# Methodische Untersuchung des dynamischen Verhaltens seilgebundener, hochflexibler Tragflächen auf Basis automatisierter Flugmanöver

vorgelegt von
Christoph Elfert, M.Sc.

an der Fakultät V - Verkehrs und Maschinensysteme
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades

**Doktor der Ingenieurwissenschaften**
**-Dr.-Ing.-**

genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss:

| | |
|---|---|
| Vorsitzender: | Prof. Dr.-Ing. Henning Meyer |
| Gutachter: | Prof. Dr.-Ing. Dietmar Göhlich |
| Gutachter: | Dr.-Ing. Roland Schmehl |

Tag der wissenschaftlichen Aussprache: 01. April 2021

Berlin 2021

# Vorwort

Diese Arbeit entstand in der Zeit von September 2015 bis April 2021 während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Fachgebiet Methoden der Produktentwicklung und Mechatronik (MPM) an der Technischen Universität Berlin.

An erster Stelle möchte ich mich bei Prof. Dr.-Ing. Dietmar Göhlich für die Möglichkeit bedanken, das Projekt TETA weiterzuführen und somit an diesem für mich sehr spannenden Thema zu forschen. Sein Vertrauen und seine Unterstützung sowie die wissenschaftliche Betreuung und die gewährten Freiheiten bei der Bearbeitung haben maßgeblich zur Anfertigung dieser Dissertation beigetragen.
Herrn Dr.-Ing. Roland Schmehl von der TU Delft danke ich für die Bereitschaft zur Begutachtung der Arbeit und die hilfreichen fachlichen Diskussionen.

Besonderer Dank gilt Martin Goecks. Er hat unter anderem durch die Unterstützung bei den Messungen und der Auswahl von Hardwarekomponenten, das Design und die Bestückung von Platinen sowie die Planung und Durchführung diverser Programmieraufgaben einen erheblichen Beitrag zum Fortschritt des Projekts geleistet.
Weiterhin möchte ich Michel Joop van der Schoor, Samuel Junglas, Enrico Seiler, Mike Hartrumpf, Florian Triebel, Luis Neuweiler, Gian Tegel, Max Winkelmann, Konrad Weiß, Conrad Klose und Hendrik Freter danken, ohne deren Beitrag im Rahmen von Projekt-, und Abschlussarbeiten die Weiterentwicklung des Prüfstands in diesem Umfang ebenfalls nicht möglich gewesen wäre.
Weiterhin danke ich Daniel Laidig und Thomas Seel vom Fachgebiet Regelungssysteme der TU Berlin für den fruchtbaren Austausch zum Thema Inertialsensoren und die Unterstützung bei der Auswertung der Messdaten dieser Sensoren.

Außerdem möchte ich der ehemaligen Sekretärin des Fachgebiets, Frau Schmunkamp, für ihre tatkräftige Unterstützung bei allen bürokratischen Angelegenheiten und ihre herzliche Art danken. Weiterer Dank gilt meinen Kollegen am Fachgebiet für das tolle tägliche Miteinander und davon insbesondere Jan Hummel, der mit dem Aufbau des Projekts TETA und seiner Vorarbeit die Grundsteine für die vorliegende Arbeit gelegt hat.

Abschließend möchte ich mich bei meinem Vater Detlef Elfert, bei meinem Bruder Robert Elfert, seiner Frau Inga Elfert und insbesondere meiner Lebensgefährtin Gina Rudolph für die liebevolle Unterstützung, den Zuspruch und das Verständnis, das sie mir täglich entgegengebracht haben, bedanken.

# Kurzfassung

Flugwindkraftanlagen bieten großes Potential, um zur Deckung des Energiebedarfs der Menschheit aus erneuerbaren Energien beizutragen. Eine vielversprechende Konzeptvariante für solche Anlagen sieht die Nutzung hochflexibler, seilgebundener Tragflächen vor. Für den sicheren autonomen Betrieb ist deshalb die Entwicklung robuster Regelalgorithmen für die Flugkontrolle solcher Tragflächen erforderlich. Dies wiederum erfordert ein tiefgehendes Verständnis und die realitätsnahe Simulation des Verhaltens dieser Tragflächen in dynamischen Flugmanövern. Es existieren bereits zahlreiche Simulationsmodelle, die dies ermöglichen sollen, jedoch kaum Daten aus Messungen unter kontrollierten Bedingungen, die für die Verifikation dieser Modelle benötigt werden. Neben der Veränderung der dynamischen Parameter in Abhängigkeit vom Längenverhältnis zwischen den Power- und Steuerleinen, ist insbesondere die Auswirkung der Verformung auf das dynamische Verhalten bisher kaum anhand von experimentellen Untersuchungen erforscht.

In der vorliegenden Arbeit wird zunächst analysiert, welche Manöver sich für die Vermessung des dynamischen Verhaltens eignen und welche Messdaten dafür aufgezeichnet werden müssen. Darauf basierend erfolgt die Entwicklung und Erprobung eines Onboard-Sensorsystems und eines Sensorfusionsalgorithmus zur Messung der Position und Lage eines Kiteschirms sowie einer kostengünstigen Mehrloch-Prandtl-Sonde zur Messung des Anströmgeschwindigkeitsvektors. Außerdem wird ein geeigneter Regelalgorithmus aus der Literatur implementiert und erweitert, der die Umsetzung automatisierter und somit wiederholbarer Achtenflug-Manöver ermöglicht. In Kombination mit der Möglichkeit, die Anströmgeschwindigkeit frei zu variieren und unter kontrollierten Bedingungen zu messen, erlauben diese Entwicklungen eine objektive Messung der Drehfreudigkeit sowie der Totzeit von Kiteschirmen in Abhängigkeit vom Längenverhältnis zwischen den Power- und Steuerleinen. Die Messergebnisse können das aus subjektiven Erfahrungen aus dem Kitesport erwartete dynamische Verhalten bestätigen.

Darüber hinaus werden Messungen durchgeführt, in denen mit Hilfe von fünf kompakten Inertialsensoren die Lageänderungen verschiedener Komponenten des Kiteschirms während der Einleitung einer Gierbewegung gemessen werden. Dies ermöglicht die Visualisierung der dabei auftretenden makroskopischen Verformung des Kiteschirms und darauf basierend die Bestimmung des Effekts, der die hauptsächliche Ursache für die Einleitung der Gierbewegung darstellt.

Die vorliegende Arbeit kann somit einen entscheidenden Beitrag zur Grundlagenforschung an hochflexiblen, seilgebundenen Tragflächen leisten und ermöglicht die Steigerung der Realitätsnähe von Simulationsmodellen solcher Tragflächen.

# Abstract

Airborne wind energy systems offer great potential to contribute to meeting the energy needs of mankind from renewable energy sources. One promising concept for such systems is based on the use of highly flexible, tethered wings. For a safe autonomous operation, the development of robust control algorithms for the flight control of such wings is necessary. This in turn requires a profound understanding and realistic simulation of the behaviour of these wings in dynamic flight manoeuvres. There are already numerous simulation models aiming to make this possible, but hardly any data from measurements under controlled conditions in order to verify these models. Aside from the change of the dynamic parameters depending on the length ratio between the power and control lines, the effect of the wing's deformation on the dynamic behaviour has hardly been investigated by experimental studies so far.

At the beginning of this thesis, an analysis is conducted on which manoeuvres are suitable for the measurement of the dynamic behaviour and which measurement data has to be recorded therefore. Based on this, an on-board sensor system and a sensor fusion algorithm for measuring the position and orientation of a kite as well as a low-cost multi-hole-probe for measuring the inflow velocity vector are developed and tested. In addition, a suitable control algorithm from the literature was implemented and extended, which allows the implementation of automated and therefore repeatable figure-of-eight manoeuvres. In combination with the possibility to freely vary the inflow velocity and to measure under controlled conditions, these developments allow an objective measurement of the turning speed as well as the delay time of kite wings depending on the length ratio between power and steering lines. The measurement results can confirm the dynamic behaviour expected from subjective experiences in kite sports

Furthermore, measurements are performed in which the position changes of various components of the kite during the initiation of a yaw motion are measured with the help of five compact inertial sensors. This allows the visualization of the macroscopic deformation of the kite and the determination of the main effect causing the yaw motion.

Thus, the present work can make a decisive contribution to basic research on highly flexible, tethered wings and allows the development of more realistic simulation models of such wings.

# Inhaltsverzeichnis

**Symbolverzeichnis** vi
**Indexverzeichnis** viii
**Abkürzungsverzeichnis** ix
**1. Einleitung** 1
1.1. Ausgangssituation und Problemstellung 1
1.2. Zielsetzung 3
**2. Grundlagen** 4
2.1. Kitesystem 4
2.1.1. Kitekomponenten und Bargeometrie 4
2.1.2. Aerodynamische Koeffizienten 7
2.1.3. Koordinatensysteme 9
2.1.4. Kitekinematik im Windfenster 13
2.2. Airborne Wind Energy 15
2.3. Inertiale Navigation 16
**3. Stand der Technik** 19
3.1. Dynamisches Verhalten von Kiteschirmen 19
3.1.1. Auswirkungen von Steuereingaben 20
3.1.2. Kinematische Einflussfaktoren 23
3.1.3. Geometrische Einflussfaktoren 25
3.1.4. Turn Rate Law 26
3.2. Automatisierter Flug seilgebundener Tragflächen 28
3.2.1. Regelung seilgebundener Tragflächen 29
3.2.2. Zustands- und Parameterschätzung an seilgebundenen Tragflächen 40
3.3. Vorangegangene Arbeit 48
3.3.1. Prüfstand 48
3.3.2. Sensorik 49
3.3.3. Benutzerschnittstelle 51
3.3.4. Aktorik 52
3.3.5. Software 52
3.3.6. Automatisierte Manöver 54
3.4. Vermessung von Kiteschirmen 55
**4. Forschungsumfang** 61

**5. Automatisierter Prüfstand zur Vermessung vollflexibler Tragflächen 64**

5.1. Definition der zu messenden Parameter ... 64
5.2. Definition geeigneter Manöver ... 65
5.3. Entwicklung eines Onboard-Sensorsystems ... 67

5.3.1. System zur Messung der Position, Geschwindigkeit und Orientierung ... 68
5.3.2. System zur Messung des Anströmvektors ... 81

5.4. Umsetzung des automatisierten dynamischen Manövers ... 88

**6. Voruntersuchungen 93**
**7. Versuchsdurchführung 98**
**8. Versuchsauswertung 102**
**9. Darstellung und Analyse der Messergebnisse 107**

9.1. Drehfreudigkeit und Totzeit ... 108
9.2. Makroskopische Verformung ... 120

**10. Zusammenfassung & Ausblick 127**

10.1. Zusammenfassung ... 127
10.2. Ausblick ... 129

**A. Literatur 131**

A.1. Literaturverzeichnis ... 131
A.2. Eigene Veröffentlichung ... 139
A.3. Studentische Arbeiten ... 140

**B. Anhang 141**

B.1. Air Data System ... 141

B.1.1. Anforderungsliste ... 141
B.1.2. Hardware ... 142
B.1.3. Software ... 144

B.2. Anströmungsmesssystem ... 145

B.2.1. Anforderungsliste ... 145

B.3. Checklisten ... 145

B.3.1. Einmalig zum Beginn eines Testtages ... 145
B.3.2. Vor jedem Messdurchlauf ... 147

# Symbolverzeichnis

| Symbol | Einheit | Name |
|---|---|---|
| $A$ | $m^2$ | Fläche des Kiteschirms |
| $a_{DP}$ | m | Verschiebung des Druckpunkts durch Verwindung des Kiteschirms |
| $b$ | m | Barbreite |
| $b_{DP}$ | m | Abstand zwischen den Druckpunkten |
| $C_D$ | 1 | Widerstandsbeiwert |
| $C_L$ | 1 | Auftriebsbeiwert |
| $C_R$ | 1 | resultierender Beiwert |
| $c_\alpha$ | 1 | Koeffizient für den Anstellwinkel |
| $c_\beta$ | 1 | Koeffizient für den Schiebewinkel |
| $d$ | ms | Totzeit |
| $E$ | 1 | Gleitzahl |
| $F_D$ | N | aerodynamische Widerstandskraft |
| $F_G$ | N | Gewichtskraft |
| $F_L$ | N | aerodynamische Auftriebskraft |
| $F_R$ | N | aerodynamische Gesamtkraft |
| $F_{PL}$ | N | Powerleinenkraft |
| $F_{SL}$ | N | Steuerleinenkraft |
| $F_T$ | N | Leinenkraft |
| $g$ | $\frac{m}{s^2}$ | Gravitationsbeschleunigung |
| $g_k$ | $\frac{rad}{m}$ | Drehfreudigkeit |
| $k$ | s | diskreter Zeitpunkt |
| $P_a$ | – | aktueller Zielpunkt |
| $P_+$ | – | Zielpunkt im Bereich positiver Azimutwinkel |
| $P_-$ | – | Zielpunkt im Bereich negativer Azimutwinkel |
| $\Delta P_c$ | $\frac{N}{m^2}$ | Differenzdruck der Centerbohrung zu den Bohrungen für die statische Druckmessung |
| $\Delta P_\alpha$ | $\frac{N}{m^2}$ | Differenzdruck der zwei gegenüberliegenden Bohrungen für den Anstellwinkel $\alpha$ |
| $\Delta P_\beta$ | $\frac{N}{m^2}$ | Differenzdruck der zwei gegenüberliegenden Bohrungen für den Schiebewinkel $\beta$ |
| $p$ | $\frac{N}{m^2}$ | Statischer Luftdruck |
| $p_k$ | m | Position des Kiteschirms |
| $R_S$ | $\frac{J}{kg \cdot K}$ | Spezifische Gaskonstante |
| $r$ | m | Kurvenradius |
| $T$ | K | Temperatur |
| $v_a$ | $\frac{m}{s}$ | Anströmgeschwindigkeit |
| $v_k$ | $\frac{m}{s}$ | Eigengeschwindigkeit des Kiteschirms |

| | | |
|---|---|---|
| $v_w$ | $\frac{m}{s}$ | Windgeschwindigkeit |
| $W$ | $-$ | dimensionsloser Gewichtungsfaktor |
| $\alpha$ | rad | Anstellwinkel |
| $\alpha_{Bar}$ | rad | Einschlagwinkel der Bar |
| $\beta$ | rad | Schiebewinkel |
| $\gamma$ | rad | Geschwindigkeitswinkel |
| $\gamma_p$ | rad | Kurswinkel |
| $\delta$ | 1 | Lenkeinschlag |
| $\delta_{rel}$ | 1 | relativer Lenkeinschlag |
| $\varepsilon_{akt}$ | m | aktuelle Powerposition |
| $\varepsilon_{max}$ | m | maximale Powerposition |
| $\varepsilon_{rel}$ | 1 | relative Powerposition |
| $\zeta$ | rad | Winkel in der Großkreisebene zwischen der Position des Kiteschirms und dem aktuell aktiven Zielpunkt |
| $\rho$ | $\frac{kg}{m^3}$ | Dichte |
| $\vartheta$ | rad | Höhenwinkel |
| $\Pi$ | rad | Ausrichtung des Prüfstands gegenüber dem magnetischen Süden |
| $\Theta$ | rad | Höhenwinkel |
| $\varphi$ | rad | Azimutwinkel |
| $\Phi$ | rad | Azimutwinkel |
| $\psi$ | rad | Gierwinkel |
| $\dot{\psi}$ | $\frac{rad}{s}$ | Gierwinkeländerung |
| $\chi$ | rad | Windeinfallswinkel |
| $\Psi_p$ | rad | Startkurswinkel |
| $\omega$ | rad | Verdrehwinkel |

# Indexverzeichnis

| Index | Name |
|---|---|
| Eq | äquivalent (englisch: *equivalent*) |
| g | prüfstandsfest (englisch: *ground*) |
| k | Kiteschirm |
| l | links |
| m | gemessen (englisch: *measured*) |
| N | Nord |
| PL | Powerleine |
| p | Ziel (-punkt) |
| r | rechts |
| s | Sensor |
| SL | Steuerleine |
| t | Leine (englisch: *tether*) |
| g | windfest |

# Abkürzungsverzeichnis

ADS ..... Air Data System
AWE ..... Airborne Wind Energy
AWES ..... Airborne Wind Energy System
CAN ..... Controller Area Network (Kommunikationsprotokoll)
DP ..... Druckpunkt
ECEF ..... Earth Centered Earth Fixed
EKF ..... Extended Kalman Filter
ENU ..... East North Up
FPGA ..... Field Programmable Gate Array
GNSS ..... Global Navigation Satellite System
GPS ..... Global Positioning System
GUI ..... Graphical User Interface
IMU ..... Inertial Measurement Unit
INS ..... Inertial Navigation System
KCU ..... Kite Control Unit
KS ..... Koordinatensystem
LIDAR ..... Light Detection and Ranging
MEMS ..... Micro Electro Mechanical System
MHE ..... Moving Horizon Estimation
MIMO ..... Multi Input Multi Output
MSR ..... Mess-, Steuerungs- und Regelungstechnik
NED ..... North East Down
NMPC ..... Nonlinear Model Predictive Control
RTOS ..... Real-Time-Operating-System
SBAS ..... Satellite Based Augmentation System
sbRIO ..... Single Board RIO (Reconfigurable I/O)
SISO ..... Single Input Single Output
SODAR ..... Sonic Detection and Ranging
TETA ..... Test and Evaluation of Tethered Airfoils
TRL ..... Turn Rate Law
UKF ..... Unscented Kalman Filter
VI ..... Virtual Instrument (Bezeichnung von Programmen in LabView)

# 1. Einleitung

Diese Arbeit beschäftigt sich mit der experimentellen Analyse des dynamischen Verhaltens seilgebundener, hochflexibler Tragflächen auf Basis automatisierter Flugmanöver. Dazu muss ein bestehender Prüfstand so weiterentwickelt werden, dass automatisierte, dynamische Flugmanöver ausgeführt werden können. Die Messungen und Untersuchungen werden anhand von Kiteschirmen aus dem Kitesport durchgeführt.
Nachfolgend wird die Motivation für die Bearbeitung der vorliegenden Arbeit dargestellt.

## 1.1. Ausgangssituation und Problemstellung

Windenergie ist neben Solarenergie eine der wenigen erneuerbaren Energien, die prinzipiell in ausreichendem Maße vorhanden ist, um den gesamten Energiebedarf der Menschheit decken zu können[1]. Sie leistet in Deutschland den größten Beitrag zur Erzeugung erneuerbarer Energien und war dort im Jahr 2019 erstmals der wichtigste Energieträger[2]. Großes Optimierungspotential besteht bzgl. der Energiegestehungskosten und der für die Energieerzeugung benötigten Landfläche. Diese sind bisher höher als bei der Energiegewinnung aus fossilen Brennstoffen, wodurch die Wettbewerbsfähigkeit nicht in ausreichendem Maße gegeben ist. Aus diesem Grund basiert die Energieerzeugung in den meisten Ländern der Welt weiterhin auf fossilen Brennstoffen. Einen innovativen Ansatz zur sowohl kosteneffizienten als auch platzsparenden Energiegewinnung aus Windkraft bilden Flugwindkraftanlagen, engl. Airborne Wind Energy Systems (AWES). Dabei handelt es sich um eine Weiterentwicklung konventioneller Windenergieanlagen. Die Energiegewinnung mit konventionellen Windenergieanlagen ist mit einem hohen Materialaufwand verbunden. Der Turm und die radial innen liegenden Abschnitte der Rotorblätter leisten einen geringen bis gar keinen Anteil zur Energiegewinnung. Über 50% der Gesamtleistung einer Windkraftturbine werden durch die äußeren 30% der Rotorblätter erzielt[3]. Ziel von AWES ist es, die sich mit hoher Geschwindigkeit bewegenden Spitzen der Rotorblätter von Windkraftanlagen durch starre oder flexible Tragflächen und den Hauptteil des tragenden Aufbaus durch Seilkonstruktionen zu ersetzen. Ein weiterer Vorteil von AWES ist die flexible Arbeitshöhe solcher Anlagen. Durch Variation der Leinenlänge kann mit wenig Aufwand die Höhe variiert werden, in der die Windenergie „geerntet“ wird. Mit der Höhe nehmen die

[1] Archer, C. L. (2005), S. 1, Miller, L. M., Brunsell, N. A., Mechem, D. B., Gans, F., Monaghan, A. J., Vautard, R., Keith, D. W., Kleidon, A. (2015)

[2] Geschäftsstelle der Arbeitsgruppe Erneuerbare Energien-Statistik (AGEE-Stat) am Umweltbundesamt (2020)

[3] Ahrens, U., Diehl, M., Schmehl, R. (2014)

Stärke und Verfügbarkeit von Wind deutlich zu, weshalb angestrebt wird, die Flugwindkraftanlagen in Höhen von bis zu 1500 m operieren zu lassen[4].
Bisher hat jedoch noch kein Unternehmen die Prototypenphase verlassen und ein Serienprodukt präsentiert[5]. Auf dem Weg zur Serienreife stellen aktuell der Langzeitbetrieb und die Zertifizierung die größten Herausforderungen dar. Für den sicheren autonomen Betrieb ist die Entwicklung robuster Regelalgorithmen erforderlich. Um die geforderte Robustheit zu erreichen und zusätzlich möglichst effektive Flugmuster präzise abfliegen zu können, werden detaillierte und verifizierte Simulationsmodelle der in den AWES eingesetzten Tragflächen benötigt. Dafür wiederum bedarf es einer präzisen Vermessung der aerodynamischen Charakteristiken. Für starre Tragflächen kann dafür auf die Erfahrungen und Messmethoden aus der Luftfahrttechnik zurückgegriffen werden. Für flexible Tragflächen hingegen sind die gängigen Mess- und Simulationsmethoden zur Charakterisierung von Tragflächen nicht anwendbar. Es ist beispielsweise aufgrund der Größe nicht möglich, ein vollständiges Kitesystem, also einen Kiteschirm inkl. Leinen (vgl. Abschnitt 2.1.1), in einem Windkanal zu vermessen. Ein Kiteschirm in einer für den Kitesport gängigen Größe könnte ohne Leinen in großen Windkanälen vermessen werden, da die Leinen aber einen großen Einfluss auf das Flugverhalten haben, wären die Ergebnisse nur begrenzt aussagekräftig.
Eine Maßnahme, die in einem solchen Fall meist für starre Flügel angewendet wird, die Skalierung auf einen kleineren Maßstab, ist für flexible Tragflächen nicht sinnvoll anwendbar, da die Auswirkungen der Skalierung auf das Verhalten der unterschiedlichen flexiblen Materialien (Tuch, Nähte, Segmente zur lokalen Verstärkung) nicht in ausreichender Güte vorausgesagt bzw. modelliert werden können.
Ebenso ist der Einsatz numerischer Simulationen nicht praktikabel, da bei flexiblen Tragflächen starke Fluid-Struktur-Kopplungen auftreten, deren Simulation enorm rechenintensiv sind[6].
Es existieren deshalb kaum verlässliche Messdaten, die einen quantitativen und somit objektiven Vergleich des dynamischen Verhaltens von Kiteschirmen ermöglichen. Die Entwicklung von Kiteschirmen sowohl für den Kitesport, als auch für die Anwendung in AWES erfolgt deshalb bisher größtenteils anhand einer empirischen Vorgehensweise basierend auf Erfahrungswerten von Kitedesignern und zahlreichen subjektiven Prototypentests.
Um der beschriebenen Problematik entgegenzuwirken, bedarf es der Entwicklung neuer Messsysteme und -methoden. Aus diesem Grund wurde am Fachgebiet Methoden der Produktentwicklung und Mechatronik der Technischen Universität Berlin, im Rahmen der Promotion von Dr.-Ing. Jan Hummel das Projekt TETA (Test and Evaluation of Tethered Airfoils) initiiert. Im Rahmen dieses Projekts wurde der in Unterkapitel 3.3 beschriebene Prüfstand entwickelt, der eine reproduzierbare Vermessung flexibler Tragflächen ermöglicht.

[4] Fagiano, L., Milanese, M. (2012), S. 3132
[5] Delft University of Technology (2019)
[6] Viré, A., Demkowicz, P., Folkersma, M., Roullier, A., Schmehl, R. (2020), S. 2

Dafür wird dieser bei möglichst geringer Windstärke von einem Fahrzeug angetrieben, um durch den Fahrtwind eine konstante Anströmung zu erzeugen. Der Prüfstand ist mit umfangreicher Sensorik und Aktorik ausgestattet, was es ermöglicht, reproduzierbare Steuereingaben bzw. Manöver auszuführen und dabei diverse Parameter zu messen.
Es existierten schon vorher bereits einige Messsysteme, die auf dem gleichen Messprinzip basieren (vgl. Hummel[7]). Bei all diesen Systemen wurden die Manöver allerdings manuell gesteuert und es erfolgte keine Aufzeichnung der Steuereingaben, sodass keine Reproduzierbarkeit gegeben war. Für eine Parameteridentifikation an Simulationsmodellen ist die Reproduzierbarkeit der Messdaten jedoch unbedingt erforderlich (vgl. de Groot et al.[8]).

## 1.2. Zielsetzung

Im Rahmen der Dissertation von Dr.-Ing. Jan Hummel wurde gezeigt, dass es mit dem TETA-Prüfstand möglich ist, aerodynamische Parameter flexibler Tragflächen in statischen Fluglagen reproduzierbar zu vermessen. Für die umfassende aerodynamische Charakterisierung flexibler Tragflächen ist es jedoch auch erforderlich, das Verhalten in dynamischen Flugsituationen zu untersuchen. Um dies zu erreichen, soll eine umfangreiche Weiterentwicklung und Automatisierung des Prüfstands umgesetzt werden, die es ermöglicht, automatisierte dynamische Flugmanöver auszuführen. Dafür soll die Sensorik um ein System erweitert werden, das am Kiteschirm montiert wird und die in-situ-Messung diverser Parameter ermöglicht. Außerdem müssen reproduzierbare dynamische Flugmanöver definiert und umgesetzt werden. Dies erfordert die Entwicklung und Implementierung robuster Regelalgorithmen auf der Prüfstands-Hardware. Darüber hinaus soll durch Anpassungen am Messsetup und dem statischen Manöver, auf dem die Ergebnisse von Hummel basieren, eine Genauigkeitssteigerung bei der Bestimmung der aerodynamischen Parameter in statischen Fluglagen erreicht werden.
Da die Größe der Tragflächen, die mit dem TETA-Prüfstand vermessen werden können, aufgrund der auftretenden Lasten sowie die maximale Anströmgeschwindigkeit begrenzt sind, liegt der Fokus auf der Grundlagenforschung anhand von Sportkites. Diese ist von fundamentaler Bedeutung für die Weiterentwicklung von AWES, da die Methodik und das aus den Ergebnissen gewonnene allgemeine Verständnis zum dynamischen Verhalten auch auf größere Kiteschirme angewendet werden kann.

[7] Hummel, J. (2017), S. 33 ff.
[8] de Groot, S. G. C., Breukels, J., Schmehl, R., Ockels, W. J. (2011)

# 2. Grundlagen

In diesem Kapitel werden die für das Verständnis der vorliegenden Arbeit erforderlichen Grundlagen beschrieben.
In Unterkapitel 2.1 wird zunächst auf das Kitesystem eingegangen, bevor in Unterkapitel 2.2 das Konzept und die Funktionsweise von Flugwindkraftanlagen erläutert werden.
Abschließend wird vorbereitend auf den Abschnitt 5.3.1 in Unterkapitel 2.3 ein Überblick über die Thematik der inertialen Navigation gegeben.
In der vorliegenden Arbeit erfolgt meist keine explizite Kennzeichnung vektorieller Größen, sodass mit den Symbolen formal nur die Beträge der Vektoren angegeben werden. Die Richtungen der Vektoren können den zugehörigen Abbildungen entnommen werden.
Im weiteren Verlauf werden außerdem für eine bessere Lesbarkeit häufig die Begriffe „Anströmvektor“ anstelle der korrekten Bezeichnungen „Vektor der relativen Anströmgeschwindigkeit“ oder „Anströmgeschwindigkeitsvektor“ und „Windvektor“ anstatt „Windgeschwindigkeitsvektor“ verwendet.

## 2.1. Kitesystem

Diese Arbeit befasst sich mit der Vermessung des dynamischen Verhaltens von Kiteschirmen bzw. Kitesystemen. In diesem Unterkapitel wird erläutert, aus welchen Komponenten sich ein solches System zusammensetzt, welche Funktion die einzelnen Komponenten erfüllen und welche Kräfte im Flug auftreten. Außerdem werden die Koordinatensysteme (KS) definiert, die zur eindeutigen Beschreibung der Position sowie der räumlichen Orientierung des Kiteschirms im sog. Windfenster erforderlich sind und es wird die Kinematik beschrieben, die sich durch die Bewegung des Kiteschirms im Windfenster ergibt.

### 2.1.1. Kitekomponenten und Bargeometrie

Die flexiblen Tragflächen, die im Rahmen dieser Arbeit vermessen werden, werden als sog. Leading-Edge-Inflatable-Kites (LEI-Kites) oder Tubekites bezeichnet (vgl. Abbildung 2.1). Diese bestehen grundlegend aus einer Unterstruktur aus luftgefüllten Schläuchen (engl. Tubes) und einer Bespannung aus Stoff (Tuch). Die Unterstruktur teilt sich in eine Fronttube und Struts auf. Die Fronttube ist ein Schlauch der die Anströmkante darstellt und gleichzeitig die Funktion des Holms eines starren Flügels erfüllt. Die Struts sind mehrere Schläuche, die von der Anströmkante zur Abströmkante verlaufen und somit grundlegend den Rippen eines starren Flügels entsprechen. Im Gegensatz zu den vollflexiblen Staudruck-Kites (engl. Ram-Air-Kites oder Softkites) behält ein LEI-Kite aufgrund des Gerippes auch im nicht angeströmten Zustand weitgehend seine Form. Durch die Unterstruktur entfällt außerdem die Notwendigkeit von Waageleinen und der Kiteschirm bleibt dauerhaft wasserstartfähig.

Üblicherweise werden vier Seile benötigt, um einen LEI-Kite zu steuern: Die zwei an der Fronttube befestigten Frontleinen, die sich zur Powerleine vereinen und den größten Teil der auftretenden Kräfte übertragen, sowie die zwei Steuerleinen, die an den Enden der Tragfläche, den sog. Tips, nahe der Abströmkante angeknüpft sind. Bei den meisten modernen LEI-Kites kommen am Kiteschirm sog. Bridle-Leinen zum Einsatz, die die Frontleinen aufteilen und mit mehreren Anknüpfpunkten an der Fronttube verbinden. Im Kitesport kommt außerdem oft noch eine fünfte Leine zum Einsatz, die in der Mitte der Fronttube befestigt wird. Diese fünfte Leine dient in der Regel ausschließlich als Sicherheitseinrichtung und überträgt nur in Ausnahmefällen im Flug Kräfte, weshalb in der Folge nicht weiter darauf eingegangen wird. Üblicherweise werden im Kitesport Leinenlängen zwischen 18 m und 24 m verwendet. Bei der Verwendung seilgebundener Tragflächen in AWE-Anlagen (vgl. Kapitel 2.2) kommen hingegen deutlich längere Leinen von bis zu 1500 m Länge zum Einsatz[9]. Im weiteren Verlauf wird entsprechend zwischen kurzen und langen Leinen unterschieden.

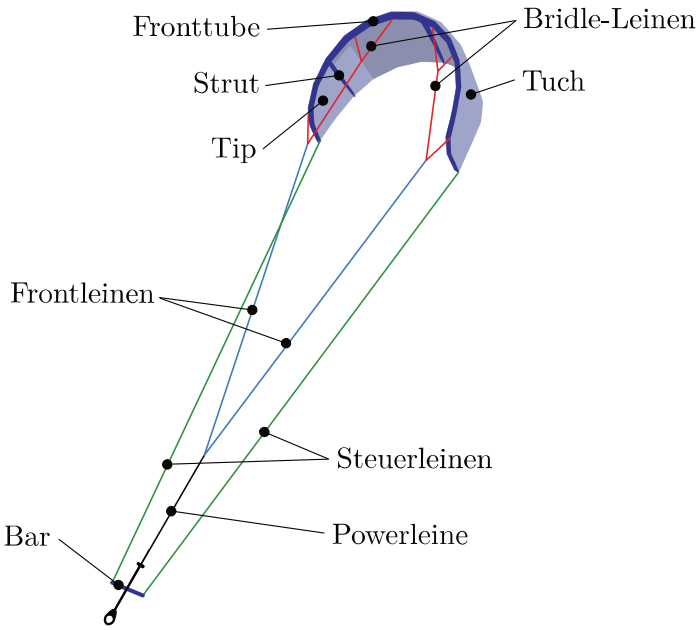



Abbildung 2.1: LEI-Kitesystem mit Beschriftung der wichtigsten Komponenten

Die Erzeugung von Lenkeingaben erfolgt im Kitesport mit Hilfe der sog. Bar, an dessen Enden jeweils eine Steuerleine befestigt ist. Die Powerleinen werden oberhalb der Bar zu einer Leine zusammengeführt und verlaufen durch die Mitte der Bar hindurch. Die Bar kann dadurch in einem definierten Bereich entlang der zusammengeführten Frontleinen bewegt werden, was eine Veränderung des Längenverhältnisses zwischen Front- und Steuerleinen (vgl. Abbildung 2.2, links) und somit eine Veränderung des Anstellwinkels bewirkt. Weil sich dadurch die vom Kiteschirm erzeugte Zugkraft ändert, wird diese Bewegung als „Powern“ bzw. „Depowern“ bezeichnet. Außerdem ändert sich durch die Veränderung des Anstellwinkels die Form des Kiteschirms. Diese

[9] Fagiano, L. et al. (2012), S. 3135

wird zusätzlich durch die Anströmung sowie andere Parameter, die die Belastung des Profils beeinflussen, verändert. Dies kann wiederum dazu führen, dass sich in einigen Bereichen der Tragfläche der lokale Anstellwinkel ändert, während er in anderen Bereichen unverändert bleibt. Es können also gleichzeitig mehrere Anstellwinkel vorherrschen, weshalb es für flexible Tragflächen nicht trivial ist, den Anstellwinkel zu bestimmen. Die aerodynamischen Parameter werden deshalb anders als in der Luftfahrt gängig, nicht in Abhängigkeit vom Anstellwinkel, sondern von der sog. relativen Powerposition $\varepsilon_{rel}$ angegeben. Diese ergibt sich aus der Differenz der aktuellen und der maximalen Powerposition:

$$\varepsilon_{rel} = \frac{\varepsilon_{akt}}{\varepsilon_{max}} \tag{2.1}$$

Wird die Bar bis zum Anschlag nach unten gezogen, ergibt sich eine relative Powerposition von $\varepsilon_{rel} = 1$. Diese Einstellung entspricht in der Regel dem Auslegungszustand, in dem alle Leinen gleich lang sind. Im oberen Anschlag ergibt sich entsprechend ein Wert von $\varepsilon_{rel} = 0$.
Wie später in Kapitel 3.1 genauer erläutert wird, muss eine Längendifferenz zwischen den beiden Steuerleinen erzeugt werden, um eine Gierbewegung des Kiteschirms hervorzurufen. Die erreicht der Pilot, indem er ein Ende der Bar zu sich zieht. Die Bar rotiert dadurch, wie in Abbildung 2.2, rechts dargestellt, um ihren Mittelpunkt. Abhängig von Winkel $\alpha_{Bar}$ und der Barbreite b ergibt sich entsprechend der folgenden Formel der relative Lenkeinschlag:

$$\delta_{rel} = \frac{b \ \sin \alpha_{Bar}}{b} \tag{2.2}$$

Der Wertebereich des relativen Lenkeinschlags liegt im Bereich [-1, 1] und das Vorzeichen ergibt sich analog zum mathematisch positiven bzw. negativen Drehsinn des Winkels $\alpha_{Bar}$. Die Maximalwerte ergeben sich, wenn die Bar aus der Ausgangsstellung um 90° gedreht wird, sodass die Längendifferenz der Steuerleinen der Barbreite b entspricht.

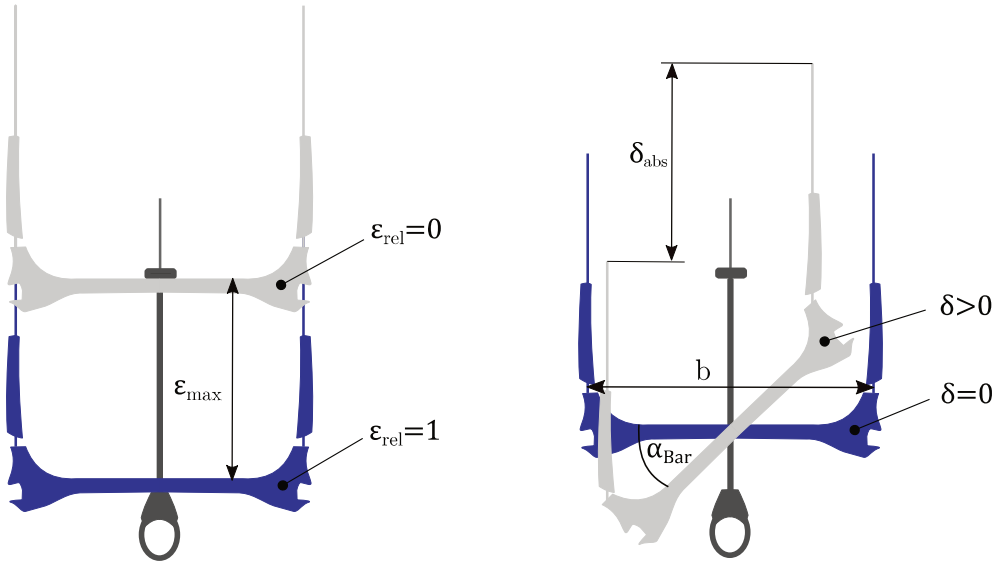



Abbildung 2.2: Geometrische Größen an der Bar[10]
links: Änderung der Powerposition, rechts: Änderung des Lenkeinschlags

In AWE-Anlagen wird typischerweise keine Bar verwendet, da die beschriebenen Lenkeingaben auch umgesetzt werden können, indem die Längen der Steuerleinen durch entsprechende Aktoren verändert werden. Die beiden zuvor beschriebenen Parameter $\varepsilon_{rel}$ und $\delta_{rel}$ können durch die Hinterlegung der geometrischen Parameter einer „virtuellen“ Bar aber auf die gleiche Art wie oben beschrieben definiert werden.

### 2.1.2. Aerodynamische Koeffizienten

In diesem Abschnitt wird erläutert, welche Kräfte im Flug am Kiteschirm auftreten und wie daraus dessen aerodynamische Parameter bestimmt werden können. Zu diesem Zweck ist in Abbildung 2.3 eine vereinfachte schematische Ansicht des Kiteschirms im quasi-statischen Flugzustand unter Vernachlässigung von Gravitationskräften und lokalen Verformungen dargestellt. Ein quasi-statischer Flugzustand liegt beispielsweise vor, wenn die Seilkraft und aerodynamischen Kräfte ein Gleichgewicht bilden und der Kiteschirm keine Eigengeschwindigkeit aufweist. In einem solchen Flugzustand sind die Gravitationskräfte deutlich kleiner als die aerodynamischen Kräfte, aber typischerweise in der gleichen Größenordnung. Die Gewichtskräfte müssen daher für eine exakte Bestimmung der aerodynamischen Koeffizienten berücksichtigt werden. An dieser Stelle werden die Gewichtskräfte für eine bessere Übersichtlichkeit aber dennoch vernachlässigt.

Die Form des Kiteschirms und damit das aerodynamische Profil bildet sich in Abhängigkeit von dem dynamischen Gleichgewicht zwischen der durch die Umströmung verursachten Druckverteilung am Profil und den strukturellen Reaktionskräften aus. Die Umströmung dieses

[10] nach Lange, C. (2018)

Profils gleicht der eines starren Profils. Deshalb gelten für dieses vereinfachte Modell des Kiteschirms dieselben physikalischen Gesetze wie für einen starren Tragflügel.
Im Druckpunkt greifen die Auftriebs- $F_L$ und Widerstandskraft $F_D$ an, deren vektorielle Addition die resultierende aerodynamische Gesamtkraft $F_R$ bildet. Die Neigung der Gesamtkraft in Bezug auf eine horizontale Ebene entspricht dem Höhenwinkel $\vartheta$. Die Seilkraft $F_T$ setzt sich aus den in Abbildung 2.3, rechts dargestellten Kräften in den Steuerleinen $F_{SL,l}$ und $F_{SL,r}$ sowie der Kraft in der Powerleine $F_{PL}$ zusammen. Die Seilkraft ist der Gesamtkraft entgegengesetzt und hat den gleichen Betrag.

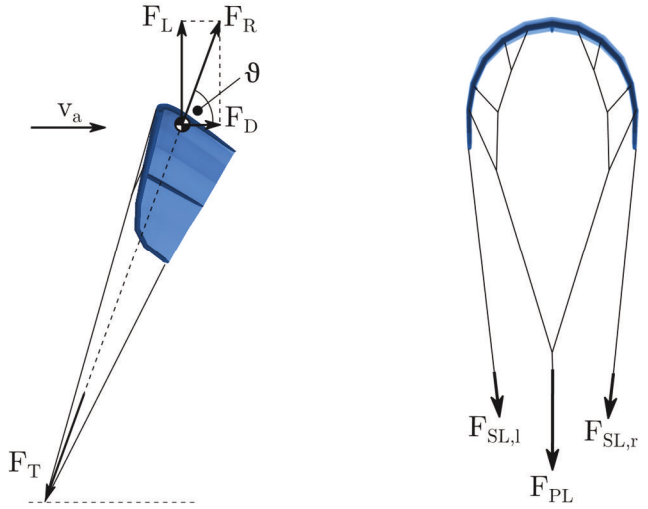



Abbildung 2.3: Schematische Ansicht des Kiteschirms im Flug
links: am Druckpunkt und an der Verankerung aufgrund der Anströmung auftretende Kräfte,
rechts: Aufteilung der resultierenden Gesamtkraft auf die Leinen

Die Aufteilung der Seilkraft auf die Leinen ist abhängig von der relativen Powerposition $\varepsilon_{rel}$ und dem relativen Lenkeinschlag $\delta_{rel}$. Die Abhängigkeit von der relativen Powerposition kann anhand des Parameters f beschrieben werden, der wie folgt berechnet werden kann:

$$f(\varepsilon_{rel}) = \frac{F_{SL,l} + F_{SL,r}}{F_{PL}} \tag{2.3}$$

Wird die relative Powerposition beispielsweise erhöht, wandert der Druckpunkt weiter in Richtung der Abströmkante, sodass ein größerer Teil der Kraft über die Steuerleinen übertragen wird. Eine Änderung des relativen Lenkeinschlags hat hingegen eine Erhöhung der Kraft in der Steuerleine, die verkürzt wurde und eine entsprechende Verringerung der Kraft in der Steuerleine, die verlängert wurde, zur Folge. Ist dieses Verhältnis sehr klein, bedeutet dies üblicherweise, dass der Kite sehr schlecht auf Lenkeingaben reagiert. Die Steuerleinenkraft reicht dann nicht aus, um die für das Einleiten der Gierbewegung erforderliche Verformung hervorzurufen (vgl. Kapitel 3.1.1).
Anhand der beschriebenen Kräfte können die dimensionslosen aerodynamischen Parameter $C_L$, $C_D$ und $C_R$ des Kiteschirms wie folgt bestimmt werden:

$$C_L = \frac{2\ F_L}{\rho A v_a^2} = \frac{2\ \sin\vartheta\, F_T}{\rho A v_a^2} \tag{2.4}$$

$$C_D = \frac{2\ F_D}{\rho A v_a^2} = \frac{2\ \cos\vartheta\, F_T}{\rho A v_a^2} \tag{2.5}$$

$$C_R = \frac{2\ F_T}{\rho A v_a^2} \tag{2.6}$$

In den Formeln 2.4 bis 2.6 steht $\rho$ für die Luftdichte und A für die Fläche des Kiteschirms. Anders als für starre Flügel existiert für flexible Tragflächen keine eindeutige Definition der Fläche A. Für eine einheitliche Berechnung der aerodynamischen Parameter muss deshalb die verwendete Referenzfläche angegeben werden. Üblicherweise wird für die Berechnung der aerodynamischen Koeffizienten die projizierte Fläche des gekrümmten Kiteschirms verwendet.
Die aerodynamische Güte bzw. Gleitzahl E beschreibt das Verhältnis von Auftriebs- und Widerstandskraft und kann mit folgender Formel berechnet werden:

$$E = \frac{F_L}{F_D} = \frac{C_L}{C_D} = \tan\vartheta \tag{2.7}$$

### 2.1.3. Koordinatensysteme

Ein Kiteschirm kann sich im regulären Flugzustand[11] ausschließlich auf einem Teilbereich einer Kugelsphäre, dem sog. Windfenster, bewegen. Der Radius der Kugel entspricht der Leinenlänge und ist bei der Verwendung einer festen Leinenlänge somit konstant. Die Größe des Bereichs auf der Kugelsphäre, auf der sich der Kiteschirm bewegen kann, ist dagegen auch bei konstanter Leinenlänge variabel (vgl. Schmehl et al. [12] sowie Abschnitt 2.1.4). Den Ursprung des Windfensters bildet das untere Ende der Leinen. Um die Bewegung des Kiteschirms eindeutig beschreiben zu können, werden nachfolgend die ursprünglich von Hummel in seiner Dissertation definierten KS (vgl. Abbildung 2.4) sowie Erweiterungen und Ergänzungen vorgestellt, die im Verlauf der Bearbeitung der vorliegenden Arbeit entstanden sind.

[11] d.h. es liegt kein Stall vor und die Leinen sind gespannt

[12] Schmehl, R., Noom, M., van der Vlugt, R. (2014), S. 35 f.

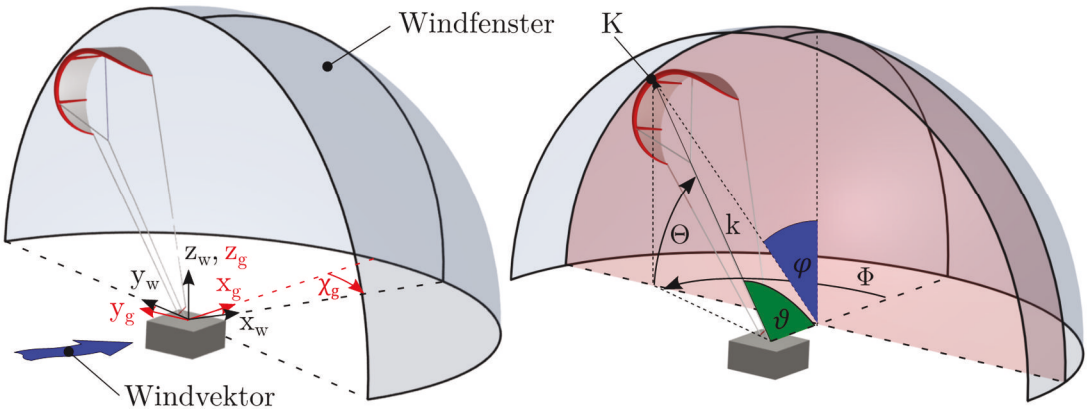



Abbildung 2.4: Koordinatensysteme[13]
links: prüfstandsfestes (Index g) und windfestes (Index w) kartesische Koordinatensystem für $\chi_g < 0°$
rechts: Höhenwinkel $\Theta$ sowie $\vartheta$ und Azimutwinkel $\Phi$ sowie $\varphi$ für $\chi_g = 0°$

Die x-Achse $x_g$ des prüfstandsfesten kartesischen KS verläuft in der Bodenebene entlang der Längsachse des Prüfstands in das Windfenster hinein. Die zugehörige z-Achse $z_g$ steht senkrecht auf der Bodenebene und die Achse $y_g$ vervollständigt das rechtshändige KS. Sind der Windvektor und die Längsachse des Prüfstands nicht parallel zueinander, sondern um den Windeinfallswinkel $\chi_g$ zueinander verdreht, ist das windfeste kartesische KS dementsprechend ebenfalls um diesen Winkel zum prüfstandsfesten kartesischen KS verdreht. Die Umrechnung dieser beiden KS kann anhand folgender Koordinatentransformation durchgeführt werden:

$$\begin{pmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\chi_g & -\sin\chi_g & 0 \\ \sin\chi_g & \cos\chi_g & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{pmatrix} \tag{2.8}$$

Zwei weitere Varianten zur eindeutigen Beschreibung der Position des Kiteschirms im Windfenster bilden die in Abbildung 2.4, rechts dargestellten Polar-KS.
Nach der in der AWE-Literatur häufig verwendeten Definition beschreibt der Azimutwinkel $\Phi \in [-\frac{\pi}{2}, +\frac{\pi}{2}]$ die Drehung um die z-Achse und wird im mathematisch positiven Sinn definiert. Der Winkel zwischen dem Ortsvektor $\mathbf{k}$ und dessen Projektion auf die x-y-Ebene wird durch den Höhenwinkel $\Theta \in [0, \frac{\pi}{2}]$ beschrieben.
In einer alternativen Definition, die sich besser für die Berechnung der aerodynamischen Parameter eignet, ergibt sich der Höhenwinkel $\vartheta$ zwischen dem Ortsvektor $\mathbf{k}$ des Kiteschirms und der x-Achse. Der Winkel zwischen dem auf eine zur y-z-Ebene parallelen Ebene projizierten Ortsvektor und der ebenfalls auf diese Ebene projizierte z-Achse ergibt den Azimutwinkel $\varphi$. Der Ortsvektor $\mathbf{k}$ der Schirmposition K mit der Länge $|\mathbf{k}| = r$ kann mit Hilfe der folgenden Transformation auch in kartesischen Koordinaten ausgedrückt werden:

[13] nach Hummel, J., Göhlich, D., Schmehl, R. (2019)

$$\mathbf{k} = \begin{pmatrix} x_K \\ y_K \\ z_K \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos\vartheta \\ \sin\varphi\sin\vartheta \\ \cos\varphi\ \sin\vartheta \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos\Theta\cos\Phi \\ \cos\Theta\sin\Phi \\ \sin\Theta \end{pmatrix} \tag{2.9}$$

Die Umrechnung der beiden Polarkoordinaten-Definitionen ineinander kann anhand der folgenden Formeln erfolgen:

$$\vartheta = \arccos(\cos\Theta\cos\Phi) \tag{2.10}$$

$$\varphi = \arctan\left(\frac{\sin\Phi}{\tan\Theta}\right) \tag{2.11}$$

$$\Theta = \arcsin(\cos\varphi\sin\vartheta) \tag{2.12}$$

$$\Phi = \arctan(\sin\varphi\tan\varphi) \tag{2.13}$$

Zusätzlich zu den KS, die sich auf den Verankerungspunkt der Leinen beziehen, sind für diese Arbeit auch KS von Bedeutung, die typischerweise verwendet werden, um die mittels globaler Satellitennavigationssystemen, engl. Global Navigation Satellite Systeme (GNSS), bestimmte Position eines Objekts auf der Erde anzugeben. Dies geschieht typischerweise entweder anhand der sog. geodätischen Koordinaten Längengrad (engl. Longitude), Breitengrad (engl. Latitude) und der elliptischen Höhe, oder mit Hilfe der kartesischen Earth-Centered-Earth-Fixed-Koordinaten (ECEF). In geodätischen Koordinaten erfolgt die Angabe der Position anhand eines Ellipsoids, welches vom geschätzten Erdmittelpunkt aus definiert ist und das ECEF-KS hat seinen Ursprung in diesem Punkt. Die x-Achse des ECEF-KS verläuft von dort aus auf Höhe des Äquators, von dem aus nach Norden und Süden die Breitengrade gezählt werden, durch den sog. Nullmeridian, von dem aus nach Osten und Westen die Langengrade gezählt werden. Die y-Achse verläuft auf Höhe des Äquators nach Osten und die z-Achse zeigt in Richtung Norden.
Für eine Umrechnung der in globalen Koordinaten angegeben Position in ein lokales KS werden häufig lokale erdfeste KS mit Bezug zum Magnetfeld genutzt. Gängig sind dafür beispielsweise das sog. North-East-Down (NED)- oder East-North-Up (ENU)-System, wobei die Notation in der Reihenfolge der Achsen eines kartesischen KS erfolgt (x, y, z).
Neben den Positionsdaten geben GNSS-Empfänger in der Regel den anhand der Bewegungsrichtung bestimmten Winkel zum geographischen Nordpol an, dessen Abweichung zum magnetischen Nordpol durch die sog. Deklination beschrieben wird.
Neben der Position ist die eindeutige Beschreibung der räumlichen Orientierung des Kiteschirms erforderlich. Zu diesem Zweck wird ein weiteres KS, das sog. kitefeste KS, das in Abbildung 2.5 dargestellt ist, eingeführt. Besondere Bedeutung kommt im weiteren Verlauf dieser Arbeit der Rotation um die x-Achse dieses KS, also dem Gierwinkel zu, da darüber das Kurvenflugverhalten analysiert bzw. charakterisiert werden kann.

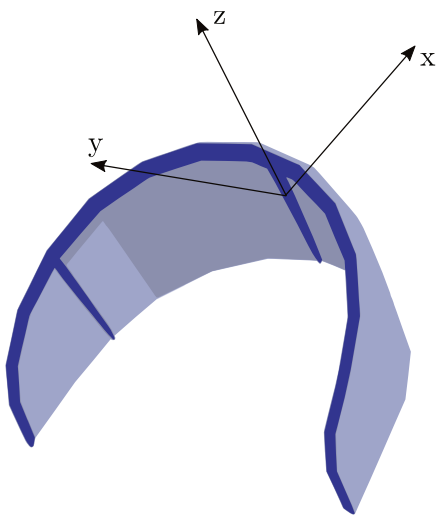



Abbildung 2.5: Kitefestes Koordinatensystem

Aus diesem Grund wird nachfolgend eine Definitionen für den Gierwinkel vorgestellt, die im Rahmen der Masterarbeit von Lange[14] in Anlehnung an die Definition von Fagiano et al.[15] erarbeitet wurden. Die Gierwinkelberechnung erfolgt nach dem Prinzip zur Bestimmung nautischer Kurswinkel im Gradnetz der Erde mit dem Unterschied, dass ein Kurswinkel von $\pm 180°$ anstelle der in der nautischen Navigation üblichen rechtweisenden Kursdefinition im Bereich von 0° - 360° verwendet wird. Dementsprechend beschreibt der Gierwinkel den Winkel zwischen der z-Achse des kitefesten KS und einem Meridian des Erdgitternetzes. Das Vorzeichen ergibt sich entsprechend dem mathematischen positiven bzw. negativen Drehsinn. Wie in Abbildung 2.6 dargestellt, wird für die Definition des Gierwinkels ein Gitternetz auf das Windfenster projiziert, in dem sich der gedachte Nordpol im Zenit befindet. Zu beachten ist, dass für die Bestimmung des Gierwinkels anhand dieser Definition die Position des Kiteschirms bekannt sein muss.

[14] Lange, C. (2018)

[15] Fagiano, L., Zgraggen, A. U., Morari, M., Khammash, M. (2013)

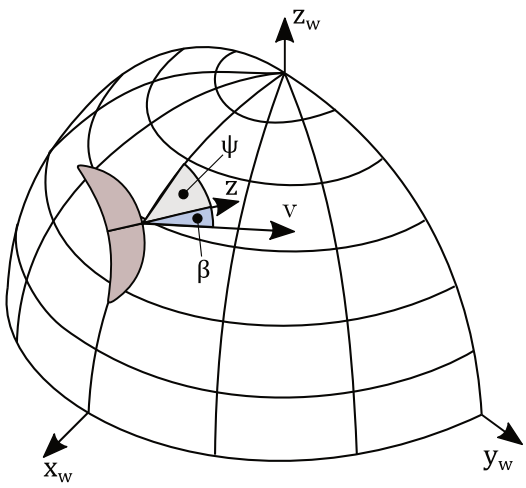



Abbildung 2.6: Definition des Gierwinkels ψ[16], des Schiebewinkels β und des Geschwindigkeitswinkels γ

Neben dem Gierwinkel ist in der AWE-Literatur auch die Verwendung des sog. Geschwindigkeitswinkels γ gängig. Dieser beschreibt den Winkel zwischen dem Eigengeschwindigkeitsvektor des Kiteschirms und einer definierten Referenz. Der Gierwinkel und der Geschwindigkeitswinkel unterscheiden sich nur, wenn der Kiteschirm nicht exakt in Flugrichtung ausgerichtet ist. Der in einer solchen Flugsituation auftretende Differenzwinkel ist der ebenfalls in Abbildung 2.6 dargestellte sog. Schiebewinkel β. Der Zusammenhang zwischen dem Gier- und dem Geschwindigkeitswinkel kann also wie folgt beschrieben werden:

$$\gamma = \psi + \beta \tag{2.14}$$

### 2.1.4. Kitekinematik im Windfenster

Ein Kiteschirm kann nur in der Nähe des windzugewandten Windfensterrands statische Flugpositionen einnehmen. Die Gleitzahl, also der Quotient aus Auftriebs- und Widerstandsbeiwert, des Kiteschirms bestimmt dabei, wie nah am Windfensterrand die statische Flugposition eingenommen wird. Unter Vernachlässigung der Gewichtskräfte ist dieser Abstand für alle Azimutwinkel gleich (vgl. Abbildung 2.7).

[16] nach Lange, C. (2018)

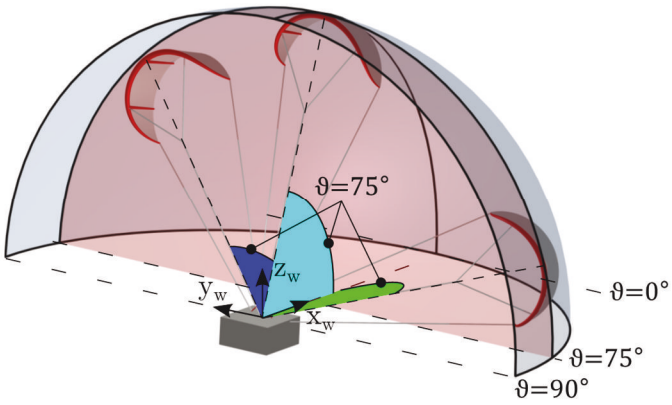



Abbildung 2.7: drei beispielhafte statische Flugpositionen auf dem Kleinkreis für ϑ=75°[17]

Da die Gleitzahl von der relativen Powerposition anhängig ist, ändert sich der Abstand des Kiteschirms zum Windfensterrand und damit der Höhenwinkel bei einer Veränderung der relativen Powerposition. Diese Tatsache wird von Hummel in seiner Dissertation genauer erläutert (vgl. Hummel[18]) und für die Bestimmung der Gleitzahl anhand des gemessenen Höhenwinkels genutzt (vgl. Hummel[19]). Bewegt sich der Pilot nicht, entspricht der Anströmvektor $\mathbf{v_a}$ in den statischen Flugpositionen dem Windvektor $\mathbf{v_w}$. Der Anström- bzw. Anstellwinkel α[20] ergibt sich abhängig davon, wie nahe der Kiteschirm aufgrund seiner Gleitzahl dem Windfensterrand kommt. Abbildung 2.8, links verdeutlicht diese Abhängigkeit anhand von zwei beispielhaften Positionen des Kiteschirms.

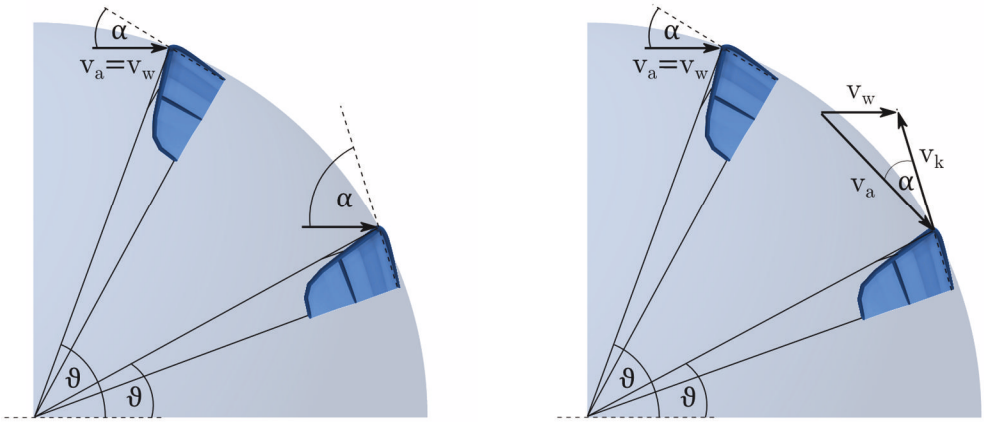



Abbildung 2.8: Anströmwinkel und -geschwindigkeit aufgrund der Kinematik im Windfenster

[17] nach Hummel, J. (2017)

[18] Hummel, J. (2017), S. 20

[19] Hummel, J. (2017), S. 55 f.

[20] Wie bereits in Abschnitt 2.1.1 beschrieben, ändert sich der Anstellwinkel bei flexiblen Tragflächen aufgrund der Verformung nicht zwangsweise an allen Stellen des Profils gleichermaßen. Der in der Abbildung 2.8 dargestellte Anstellwinkel entspricht somit dem Winkel zwischen dem Anströmvektor und der Profilsehne des Kites in der Symmetrieebene; der lokale Anstellwinkel an anderen Teilen der Tragfläche kann davon abweichen.

Rein geometrisch ergäbe sich in der Position mit dem kleineren Höhenwinkel $\vartheta$ für statische Positionen ein deutlich höherer Anstellwinkel $\alpha$. Wie anfangs in diesem Unterkapitel beschrieben, kann der Kiteschirm aber nur in der Nähe des Windfensterrandes statische Positionen einnehmen, alle anderen Positionen im Windfenster können nur dynamisch durchflogen werden. Der Anströmvektor setzt sich in diesem Fall deshalb aus der Subtraktion des Windvektors und des Geschwindigkeitsvektors des Kiteschirms zusammen (vgl. Schmehl et al.[21]), wie in Abbildung 2.8, rechts dargestellt. Die Anströmgeschwindigkeit ist somit deutlich höher als in der statischen Flugposition, der Anströmwinkel hingegen nicht. Die maximale Geschwindigkeit, die der Kiteschirm im Windfenster erreichen kann, ist ebenfalls von dessen Gleitzahl abhängig und tritt auf, wenn der Vektor der vom Kiteschirm erzeugten Gesamtkraft parallel zur Windgeschwindigkeit ausgerichtet ist. Unter Vernachlässigung der von den Leinen verursachten Widerstandskraft, Trägheits- und Gewichtskräften, der Annahme $C_R \approx C_D$[22] sowie einer vereinfachten Repräsentation des Kiteschirms als Punktmassemodell tritt dieser Fall an der Position $\vartheta = 0$, $\varphi = 0$ auf und es gilt bei konstanter Leinenlänge[23]:

$$v_k = \frac{L}{D}\, v_w \tag{2.15}$$

Je näher der Kiteschirm diesem Punkt im Windfenster kommt, umso höher ist bei gleicher Windgeschwindigkeit die erreichbare Eigen- bzw. Anströmgeschwindigkeit. Da die Anströmgeschwindigkeit quadratisch in die Formel für die erzeugte Zugkraft eingeht (vgl. Formel 2.6), steigt diese ebenfalls, je näher der Kiteschirm diesem Punkt kommt. Dieser Bereich wird deshalb im Kitesport auch „Powerzone“ genannt.

## 2.2. Airborne Wind Energy

In der Einleitung wurden bereits kurz die grundlegende Idee und das Potential von AWES erläutert. In diesem Abschnitt soll noch einmal genauer darauf eingegangen werden, indem insbesondere die AWE-Konzepte detaillierter beschrieben werden, für die Kiteschirme genutzt werden.

Airborne Wind Energy ist ein Sammelbegriff für diverse Konzepte, die darauf abzielen, mit Hilfe fliegender seilgebundener Objekte Windenergie zu erzeugen. Dafür werden Kiteschirme, aber auch starre seilgebundene Tragflächen in Flugwindkraftanlagen, sog. AWE-Anlagen, eingesetzt. Da für die vorliegende Arbeit nur die Konzepte relevant sind, in denen Kiteschirme zum Einsatz kommen, wird nachfolgend auch nur darauf genauer eingegangen. Das erste dieser AWE-

[21] Schmehl, R. et al. (2014), S. 26

[22] diese Annahme trifft für einen modernen Kiteschirm mit hoher Gleitzahl und niedrigem Widerstandsbeiwert mit guter Näherung zu

[23] Diehl, M. (2014), S. 3

Konzepte arbeitet nach dem sog. Yoyo-Prinzip. Die Grundidee besteht dabei darin, die Zugkraft des Kiteschirms zu nutzen, um ein Seil von einer Seiltrommel abzuwickeln und die dabei entstehende Rotationsbewegung über einen Generator am Boden in elektrische Energie umzuwandeln. Zu diesem Zweck wird mit dem Kiteschirm in der sog. Auszugsphase typischerweise wiederholt eine achtenförmige Trajektorie quer zum Wind abgeflogen (engl. crosswind flight), während eine hohe relative Powerposition eingestellt ist. Da der Kiteschirm dabei mit einem großen Anstellwinkel in der im vorigen Abschnitt beschriebenen Powerzone fliegt, erzeugt dieser dabei dauerhaft eine hohe Zugkraft. Für einen kontinuierlichen Betrieb muss das Seil, nachdem es vollständig abgerollt wurde, in der sog. Rückholphase wieder aufgerollt werden. Um dafür möglichst wenig Energie aufwenden zu müssen, wird dabei eine niedrige relative Powerposition eingestellt und der Kiteschirm in einer statischen Position am Windfensterrand gehalten. Anschließend startet der Zyklus erneut. Da in der Auszugsphase deutlich mehr Energie generiert werden kann, als in der Rückholphase aufgebracht werden muss, verbleibt aus jedem Zyklus nutzbare Energie.

Besonderer Fokus liegt bei allen AWE-Konzepten darauf, die hohen Windgeschwindigkeiten in Höhen von bis zu 1500 m für die Energieerzeugung nutzen zu können. Um diese Höhen erreichen zu können, sind entsprechende Leinenlängen erforderlich. Da so lange Leinen erhebliche Widerstandskräfte erzeugen, wird in der Regel eine sog. Kite Control Unit (KCU) genutzt. Diese wird nah am Kiteschirm in den Steuerleinen befestigt und ermöglicht die für die Steuerung erforderliche Betätigung dieser. Kurz unterhalb der KCU können so alle vier Leinen vereint werden, sodass der Kiteschirm und die Bodenstation durch nur ein langes Seil verbunden sind.

Das zweite Konzept, um mit Kiteschirmen Höhenwindenergie zu nutzen, zielt auf eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs von Fahrzeugen ab. Die Zugkraft des Kiteschirms wird in diesem Fall in Vortrieb des Fahrzeugs umgewandelt. Die Leinenlänge muss also nur variiert werden, um den Kiteschirm in die gewünschte Flughöhe zu bringen.

## 2.3. Inertiale Navigation

In Unterkapitel 5.3.1 wird die Entwicklung eines Trägheitsnavigationssystems (engl. Inertial Navigation System - INS) zur Messung der Position und Orientierung des Kiteschirms beschrieben. Zum besseren Verständnis werden nachfolgend die erforderlichen Grundlagen zu diesem Thema zusammengefasst.

Kern eines solchen Systems ist eine inertiale Messeinheit (engl. Inertial Measurement Unit - IMU), die in der Regel aus einem Dreiachs-Gyroskop und einem Dreiachs-Beschleunigungssensor besteht. Zusätzlich wird häufig ein Dreiachs-Magnetfeldsensor verwendet. Eine solche, um ein Magnetometer erweiterte, IMU wird für eine eindeutige begriffliche Unterscheidung in der Regel integrierte IMU genannt.

Im einfachsten Fall, wenn keine translatorische Bewegung des Objekts stattfindet, kann die Orientierung mit Hilfe des Gravitationsvektors allein aus den Messdaten der

Beschleunigungssensoren bestimmt werden. Die Orientierung wird dabei aus der Aufteilung der Gravitationsbeschleunigung auf die drei Achsen bestimmt. In einigen Sonderfällen ist eine Orientierungsänderung allein mit den Beschleunigungssensoren allerdings nicht beobachtbar. Wenn beispielsweise eine Achse eines Beschleunigungssensors parallel zum Gravitationsvektor ausgerichtet ist und das Objekt nur um diese Achse rotiert, resultiert diese Bewegung nicht in einer Änderung der Messdaten der Beschleunigungssensoren. In diesem Fall hilft es, wenn zusätzlich die Messdaten des Magnetometers berücksichtigt werden. Dieses misst die Ausrichtung zum Erdmagnetfeldvektor, der im einfachsten Fall (am Äquator) parallel zur Erdoberfläche und somit senkrecht zum Gravitationsvektor verläuft. Da das Magnetfeld der Erde vergleichsweise schwach ist, kann es zu starken Messfehlern insbesondere aufgrund ferromagnetischer Bauteile in der Nähe der Magnetometer kommen, weshalb entsprechende Störquellen vermieden bzw. in der Auswertung berücksichtigt werden müssen. Ist dies gewährleistet, kann auch die Rotation um die zum Gravitationsvektor parallele Achse über das Magnetometer eindeutig bestimmt werden. Analog zum Sonderfall der Beschleunigungssensoren, sind wiederum allein mit dem Magnetometer Rotationen um eine Achse, die parallel zum Magnetfeldvektor liegt, nicht beobachtbar.

Im dynamischen Fall gestaltet sich die Orientierungsbestimmung komplexer. Für die erste Variante, mit der in diesem Fall die Orientierung bestimmt werden kann, wird eine kardanisch aufgehängte Plattform benötigt, durch die die Beschleunigungssensoren in einer definierten Orientierung gehalten werden. An allen Achsen der kardanischen Aufhängung sind zusätzlich Winkelsensoren erforderlich, über die die Orientierung der Plattform und damit des Referenzkoordinatensystems relativ zum inertialen KS bestimmt werden kann. Mit Hilfe dieser Information kann außerdem die Gravitationsbeschleunigung aus den Messdaten der Beschleunigungssensoren eliminiert werden, sodass die aus den translatorischen Bewegungen resultierenden Beschleunigungen herausgefiltert werden können. Durch die zweifache Integration ergibt sich die relative Position des Objekts[24]. Sind die Startposition und -orientierung bekannt, ist theoretisch auch eine Bestimmung der aus einer Bewegung resultierenden absoluten Position und Orientierung möglich.

Für die zweite Variante mittels „Strapdown“-Algorithmus wird die stabilisierte Plattform nicht benötigt. Der IMU ist stattdessen fest mit dem Objekt verbunden und die Orientierung wird durch Integration sowie Projektion der Messdaten der Drehratensensoren bestimmt[25].

Bei beiden Varianten ist es für eine eindeutige Bestimmung der Position und Orientierung also erforderlich, die Messdaten unterschiedlicher Sensorarten zu fusionieren.

Die Sensorfusion ermöglicht es bei der Verwendung eines integrierten IMU außerdem, die jeweiligen sensorspezifischen Eigenschaften, die sich negativ auf die Genauigkeit der Messung auswirken, mit Hilfe der Messdaten der anderen Sensoren zu kompensieren. Bei den Messdaten

[24] Woodman, O. J. (2007), S. 5

[25] Woodman, O. J. (2007), S. 7

der Beschleunigungs- und Magnetfeldsensoren ist beispielsweise insbesondere in dynamischen Bewegungssituationen ein hoher Rauschanteil problematisch. Dieser kann durch die rauscharmen Messdaten der Drehratensensoren kompensiert werden. Drehratensensoren weisen hingegen in der Regel einen Bias auf. Durch die zusätzliche Berücksichtigung der Messdaten der Beschleunigungs- sowie Magnetfeldsensoren kann wiederum der aus dem Drehraten-Bias resultierende niederfrequente Sensordrift deutlich reduziert werden[26].

Außerdem werden zur Reduzierung dieses Drifts häufig noch weitere Sensoren in den Fusionsalgorithmus integriert. Gängig ist hierbei insbesondere die Kombination eines INS mit einem GNSS wie beispielsweise GPS. Das GNSS stellt globale Positionsdaten zur Verfügung und kann damit genutzt werden, um die durch den Drift verfälschte Positionsmessung zu korrigieren[27]. Der für den Einsatz in hochdynamischen Systemen signifikante Nachteil eines GNSS, die geringe Messfrequenz, wird wiederum durch die hochfrequenten Messdaten des INS kompensiert.

Ein weiterer Nachteil von zivilen GNSS ist die geringe Ortungsgenauigkeit von ungefähr drei Metern. Diese kann jedoch durch die zusätzliche Berücksichtigung von Korrektursignalen theoretisch auf bis zu 20 mm erhöht werden. Bei dieser präzisen Ortung bedarf es allerdings hochgenauer Korrekturdaten, die nur in manchen Regionen zu empfangen und dort kostenpflichtig sind oder sich mit hohem Aufwand durch die Verwendung eines weiteren Empfängers selbst berechnen lassen[28].

[26] Sabatini, A. M. (2011), S. 9183

[27] Girrbach, F., Hol, J. D., Bellusci, G., Diehl, M. (2017b)

[28] Senatsverwaltung für Stadtentwicklung Berlin (2007), S. 12

# 3. Stand der Technik

In diesem Kapitel wird zunächst ein Überblick über den Forschungsstand zum dynamischen Verhalten von Kiteschirmen gegeben. Im Unterkapitel 3.2 folgt eine Übersicht über Algorithmen, die zur Umsetzung des automatisierten Flugs von Kiteschirmen zur Anwendung kommen.
Abschließend wird eine Zusammenfassung der in der Literatur dokumentierten Ansätze zur Vermessung von Kiteschirmen gegeben und der Entwicklungsstand des Prüftands sowie der Forschung zur Vermessung (voll-) flexibler Tragflächen an der TU Berlin beschrieben, der nach Abschluss der Promotion von Jan Hummel vorlag.

## 3.1. Dynamisches Verhalten von Kiteschirmen

In dieser Arbeit soll das dynamische Verhalten von Kiteschirmen untersucht werden. Neben Anregungen durch Störungen wie beispielsweise eine unstetige Anströmung wird das Verlassen des statischen Gleichgewichts und damit ein dynamisches Verhalten des Kiteschirms vorrangig durch Steuerbefehle in Form von Änderungen der Leinenlängen ausgelöst. Wie in Abschnitt 2.1.1 beschrieben, ist dabei zwischen der Erzeugung einer Längendifferenz zwischen Power- und Steuerleinen („Powern“) und der Erzeugung einer Längendifferenz zwischen den beiden Steuerleinen zu unterscheiden.
Beim reinen Powern werden die beiden Steuerleinen, die weiter in Richtung der Abströmkante angeknüpft sind als die Frontleinen, gleichmäßig verkürzt, wodurch der Anstellwinkel erhöht wird. Dies führt dazu, dass sich der Druckpunkt sowie der Winkel, in dem die resultierende aerodynamische Kraft wirkt, verschieben. Dadurch ändert sich ebenfalls die Position im Windfenster, in der das statische Gleichgewicht herrscht und damit der gemessene Höhenwinkel. Dieses Verhalten kann sehr gut mit den Gesetzmäßigkeiten der Aerodynamik erklärt werden, die bei der Auslegung bzw. Simulation starrer Tragflügel Anwendung finden.
Für die Erstellung von vereinfachten Simulationsmodellen werden diese Gesetzmäßigkeiten von Fagiano und Houska et al.[29] auch genutzt, um die Auswirkung von Steuereingaben zu modellieren. Der Zug an einer Steuerleine ruft demnach ausschließlich eine Rollbewegung des als starr betrachteten Kiteschirms hervor. Dadurch wird die Wirkrichtung der aerodynamischen Kraft um den Rollwinkel gekippt, was wiederum eine seitliche Bewegung hervorruft.
Da Messdaten aus dem Betrieb einer AWE-Anlage[30] zeigen, dass im Flug nahezu keine Rollbewegung an einem LEI-Kite auftritt und da es sich bei Kiteschirmen um hochflexible Tragflächen handelt, lässt sich vermuten, dass der Kurvenflug eines Kiteschirms durch andere Mechanismen hervorgerufen wird.

[29] Fagiano, L. (2009); Houska, B., Diehl, M. (2006)
[30] Ruppert, M. B. (2012), S. 47

Welche Mechanismen allerdings dazu führen, dass der Kiteschirm eine Gierbewegung ausführt und welche dieser Mechanismen dabei den größten Einfluss haben, ist bisher nicht zweifelsfrei geklärt, sodass teilweise kontroverse Theorien dazu existieren.
Nachfolgend werden diese unterschiedlichen Theorien anhand einiger Abbildungen erklärt.

### 3.1.1. Auswirkungen von Steuereingaben

Die Kräfte und Momente, die eine Gierbewegung des Kiteschirms hervorrufen, treten hauptsächlich an den Tips (vgl. Abschnitt 2.1.1) auf. In den nachfolgenden Abbildungen werden deshalb Freischnitte in einem Schnitt in der y-z-Ebene des kitefesten KS (vgl. Abschnitt 2.1.3), bzw. durch die Tips dargestellt. In Abbildung 3.1 ist zunächst ein Freischnitt der statischen Gleichgewichtslage dargestellt, die vorherrscht, wenn der Kite ruhig im idealen Zenit[31] steht.

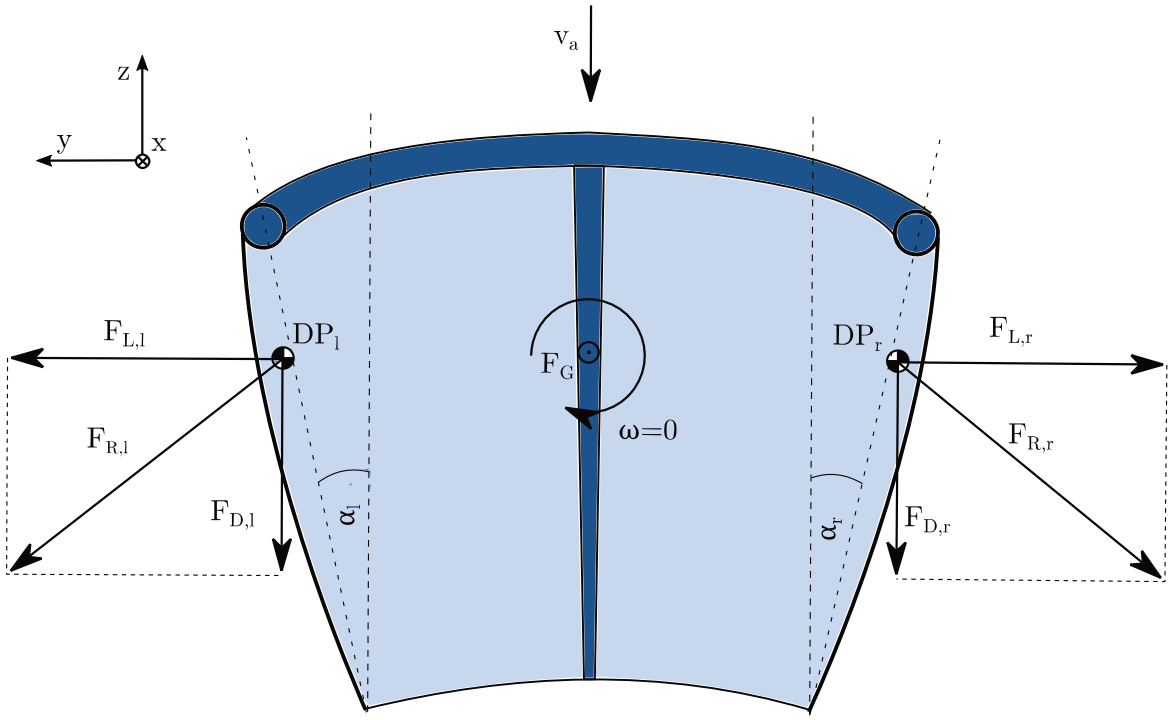



Abbildung 3.1: Freischnitt der Tips in der Ruhelage im idealen Zenit

In dieser Situation wirkt die Gewichtskraft am Schwerpunkt aus der Blattebene heraus und die aerodynamischen Kräfte an den Tips sind jeweils gleich und entgegengesetzt, sodass kein resultierendes Moment wirkt, das eine Gierbewegung verursacht.
Wird nun beispielsweise an der linken Steuerleine gezogen, führt dies zu einer Verwindung des Kiteschirms um die Fronttube im Bereich der Mittelstrut. Gleichzeitig erhöht sich der Anstellwinkel am linken Tip und der Anstellwinkel am rechten Tip verringert sich (vgl. Abbildung 3.2).

[31] „Idealer Zenit“ bedeutet Azimutwinkel $\varphi = 0°$ und Höhenwinkel $\vartheta = 90°$. Diese Ruhelage kann nur ein Kiteschirm mit einer Gleitzahl $E = \infty$ einnehmen.

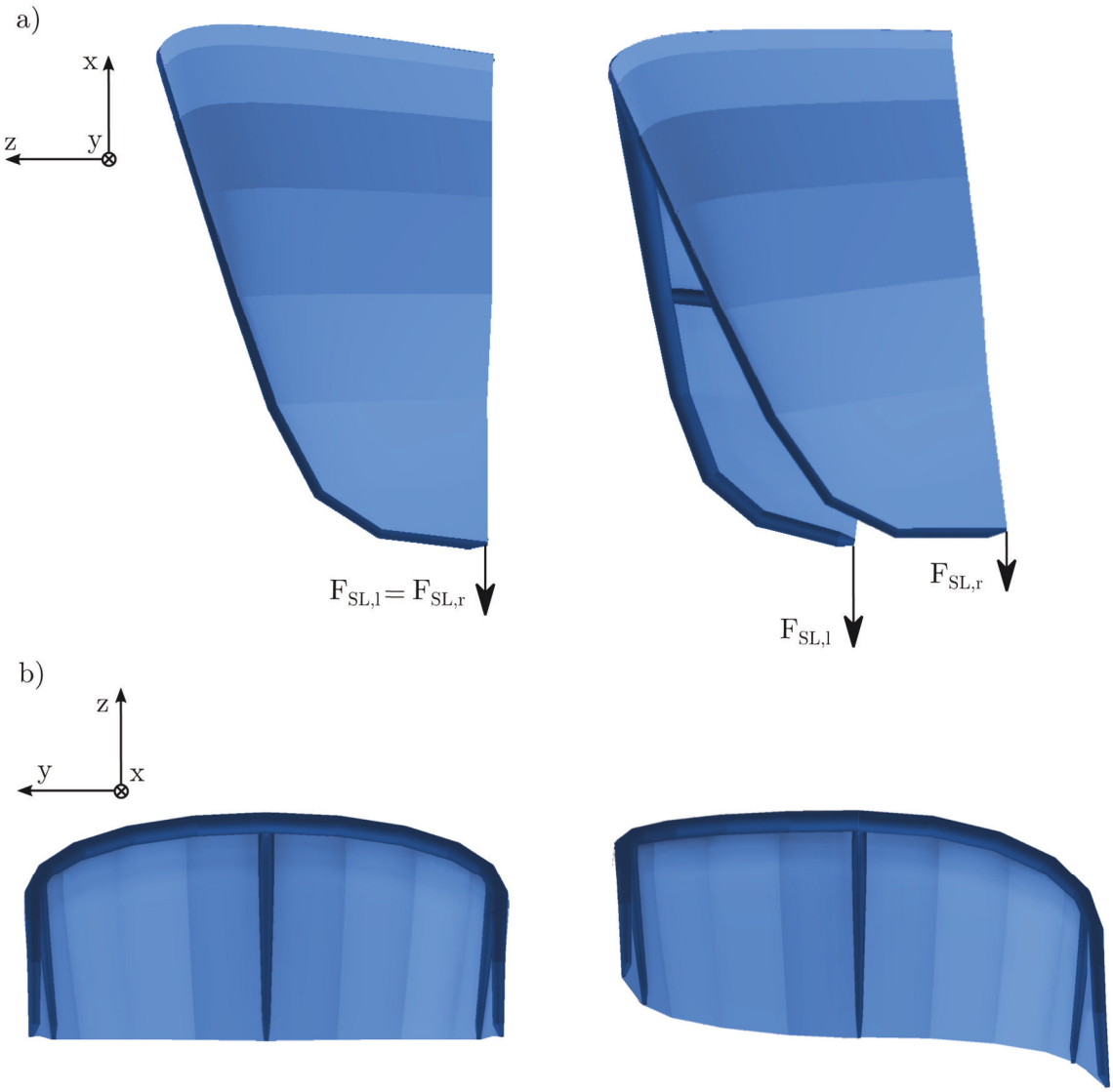



Abbildung 3.2: Qualitative Form des Kiteschirms vor (links) und nach (rechts) dem Zug an der linken Steuerleine. Ansicht von der Seite (a) und von unten (b).

Dadurch ergibt sich die im Freischnitt in der Abbildung 3.3 dargestellte Verschiebung, Betragsänderung und Drehung der aerodynamischen Kräfte. Am linken Tip vergrößert sich durch den erhöhten Anstellwinkel die wirksame Fläche und damit die resultierende aerodynamische Kraft $F_R$, während diese sich am rechten Tip durch den verringerten Anstellwinkel reduziert. Die betragsmäßig größere Kraftkomponente, die Auftriebskraft, wirkt durch den verschobenen Kraftangriffspunkt zusätzlich mit einem Hebelarm auf den Schwerpunkt. Das dadurch verursachte Drehmoment bewirkt eine Drehung des Kiteschirms um die Hochachse, also eine Gierbewegung und damit die Einleitung eines Kurvenflugs.

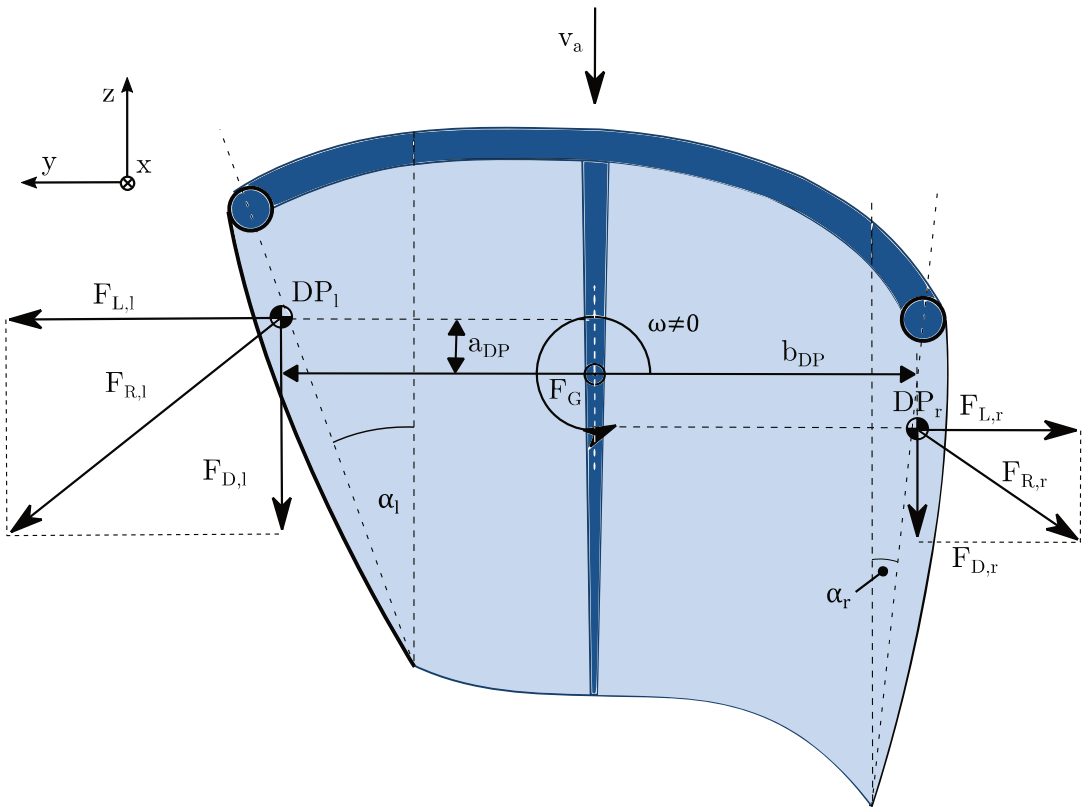



Abbildung 3.3: Freischnitt der Tips nach einer durch das Ziehen an der linken Steuerleine verursachten Verformung des Kites

Der entscheidende Unterschied zwischen den unterschiedlichen Theorien besteht darin, welcher der beiden genannten Mechanismen den überwiegenden Effekt hat und damit hauptsächlich die hohe Drehfreudigkeit moderner LEI-Kites hervorruft.

Die in der Literatur am häufigsten vertretene Theorie wurde von Breukels aufgestellt und durch Simulationen untermauert[32]. Die Erkenntnisse der Untersuchungen von Bosch, Ruppert und van Reijen[33] gehen mit dieser Theorie einher und erweitern bzw. detaillieren diese teilweise.

Breukels Theorie zufolge hat die durch die Verwindung des Kiteschirms verursachte Verschiebung der Kraftangriffspunkte einen weitaus größeren Einfluss auf die resultierende Drehrate als die ungleichmäßige Kraftverteilung zwischen den beiden Tips. Breukels hat dies in seiner Arbeit durch den Vergleich zweier Simulationsmodelle gezeigt (vgl. Breukels[34]). Ein verwindungssteifer Kiteschirm wies dabei eine um ein vielfaches geringere Drehfreudigkeit auf, als ein flexibler Kiteschirm, der die Verschiebung der Tips zuließ.

Demgegenüber stehen die Argumente vieler Kitedesigner[35], dass bei modernen LEI-Kites nur geringe Verwindungen auftreten. Stattdessen sei das Design moderner LEI-Kites so ausgelegt,

[32] Breukels, J. (2010)

[33] Bosch, A. (2012); Ruppert, M. B. (2012); van Reijen, M. (2018)

[34] Breukels, J. (2010), S. 168 ff.

[35] Grösel, R. (2019)

dass der Zug an einer Steuerleine den Winkel der Tube am Tipende zur Horizontalen vergrößert. Dadurch wird die Abströmkante gespannt und bewegt sich infolgedessen nach innen, sodass der Anstellwinkel des Tips stark vergrößert wird (vgl. Abbildung 3.4).
Die dadurch entstandene Differenz der Widerstandkräfte an den beiden Tips bewirkt gegensätzliche Beschleunigungen der Tips und damit die Gierbewegung.

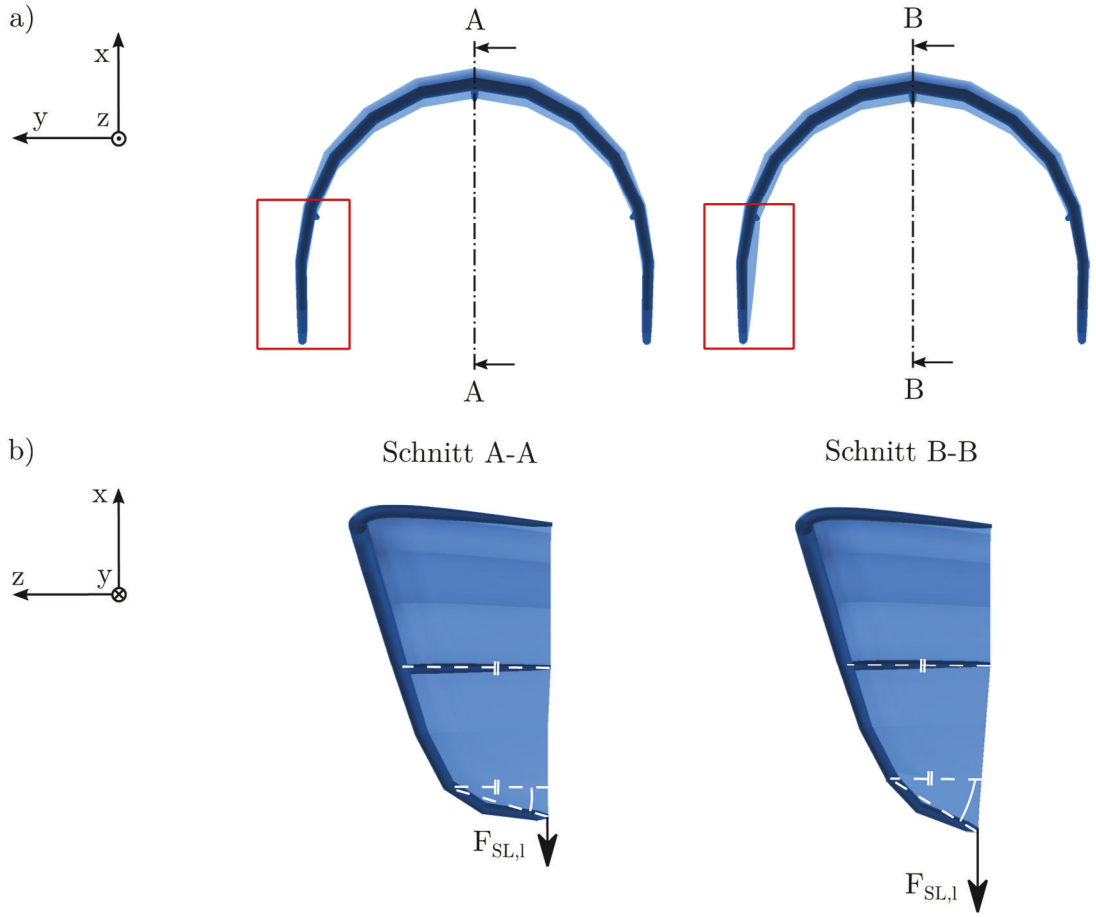



Abbildung 3.4: Qualitative Form des Kiteschirms vor (links) und nach (rechts) dem Zug an der linken Steuerleine. Aufnahme von vorne (a) und von innen auf das linke Tip (b).

Ein weiteres Argument der Kitedesigner gegen die Theorie von Breukels ist das von der Realität stark abweichende Design[36] des von Breukels verwendeten Simulationsmodels. Ein solcher Kite würde sich kaum depowern lassen und wäre dadurch sowohl für den Kitesport, als auch für die Anwendung in einer AWE-Anlage ungeeignet.

### 3.1.2. Kinematische Einflussfaktoren

Neben der durch Steuereingaben ausgelösten Gierbewegung des Kites treten auch Effekte auf, die ihre Ursache in der Flugtrajektorie haben und das Drehverhalten beeinflussen. Der erste dieser Effekte kann beobachtet werden, wenn der Kite das Windfenster horizontal durchfliegt.

[36] Pfeilung an der Abtrömkante, anstatt an der Anströmkante; Tips sehr schmal

Die Gravitationskraft wirkt dabei entlang der y-Achse des kitefesten KS (vgl. Abbildung 2.5) und führt abhängig von der Fluggeschwindigkeit zu einer mehr oder weniger starken lateral nach unten gerichteten Bewegung des Kites. Dadurch tritt, wie in Abbildung 3.5 dargestellt, ein Schiebewinkel β (vgl. Abbildung 2.6) auf. Dies führt zu einer Vergrößerung des Anstellwinkels und der Auftriebskraft am oberen Tip sowie zu einer entsprechenden Verringerung des Anstellwinkels und der Auftriebskraft am unteren Tip. Die erhöhte Auftriebskraft am oberen Tip wirkt der Gravitationskraft entgegen, und das resultierende Moment um den Schwerpunkt ruft eine Gierbewegung hervor, die den Effekt des Schiebewinkels ausgleicht.

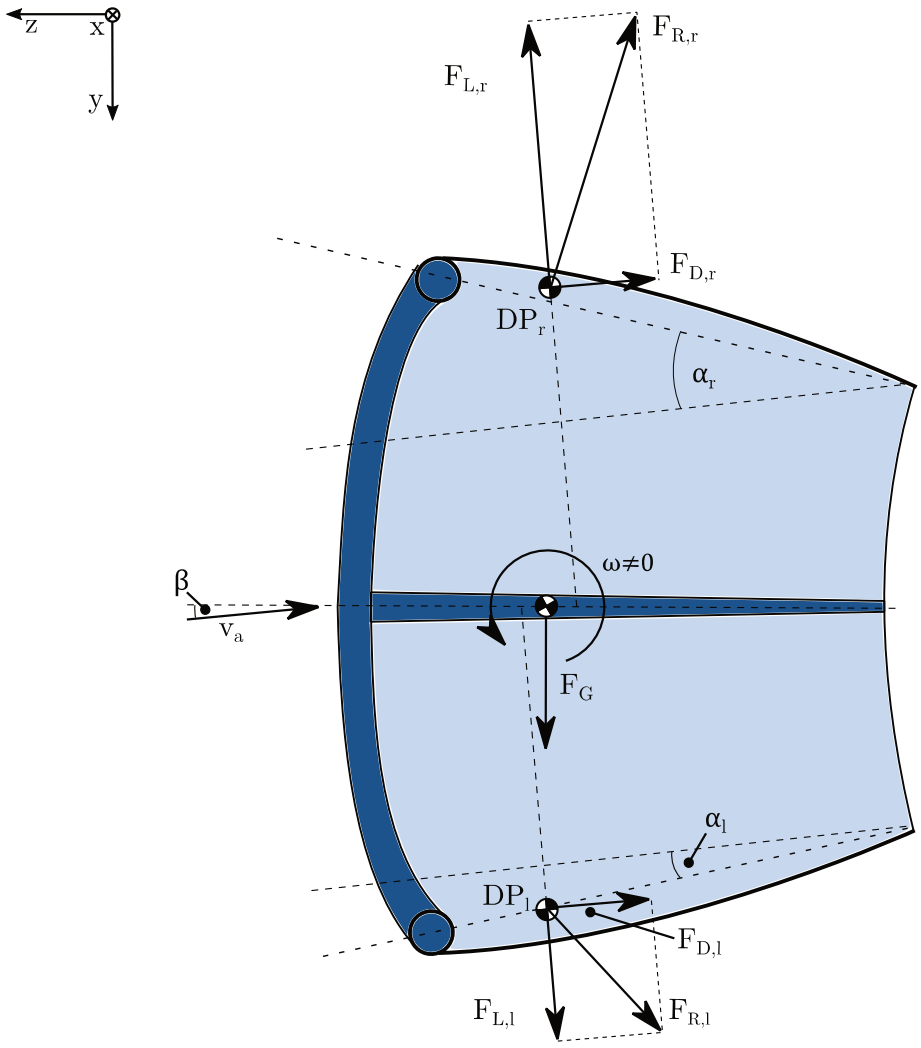



Abbildung 3.5: Freischnitt der Tips beim Auftreten eines Schiebewinkels

Der zweite kinematische Effekt, der Einfluss auf das Drehverhalten des Kiteschirms hat, tritt während des Kurvenflugs auf. Zum besseren Verständnis wird vereinfacht angenommen, dass sich der Kiteschirm dabei, wie in Abbildung 3.6 skizziert, auf einer Kreisbahn bewegt. Da die Bahngeschwindigkeit mit zunehmendem Radius ansteigt, bewegt sich das kurvenäußere Tip mit einer höheren Eigengeschwindigkeit und wird deshalb mit einer höheren Anströmgeschwindigkeit beaufschlagt. Die dadurch hervorgerufene Erhöhung der aerodynamischen Kräfte am äußeren Tip wirkt der ursächlichen Winkelbeschleunigung entgegen und dämpft diese dadurch.

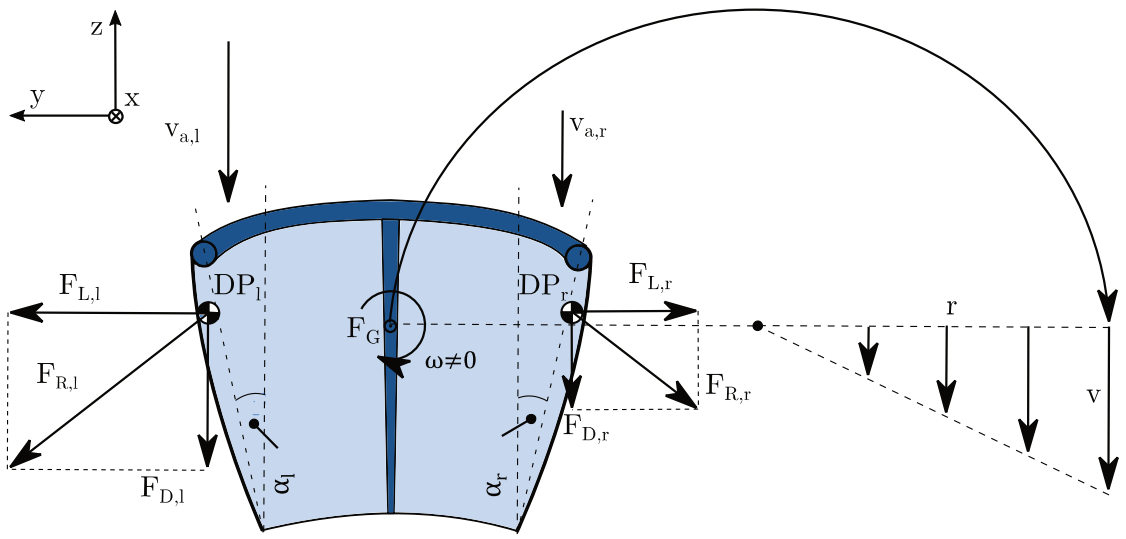



Abbildung 3.6: Unterschiedliche Anströmung und resultierende Kräfte an den Tips beim Kurvenflug

### 3.1.3. Geometrische Einflussfaktoren

Aus dem Wissen über die Mechanismen, die eine Gierbewegung von Kiteschirmen auslösen, lassen sich geometrische Parameter identifizieren, die das Drehverhalten beeinflussen.

In Abschnitt 3.1.1 wurde erklärt, dass die Verwindung des Kites und die Änderung des Anstellwinkels der Tips die Hauptursachen für die Gierbewegung des Kiteschirms darstellen. Die Veränderung geometrischer Parameter, die diese Effekte verstärken, sollte sich also positiv auf die Drehfreudigkeit des Kites auswirken.

Breukels hat diese Vermutung mit Hilfe eines modifizierten Simulationsmodells untersucht (vgl. Breukels[37]). Das Simulationsmodell, das hinsichtlich der Drehfreudigkeit verbessert werden sollte, wurde mit flächenmäßig deutlich größeren Tips versehen. Die Vergrößerung der Fläche wurde erreicht, indem die Länge der Profilsehne und damit auch der Abstand zwischen Power- und Steuerleine[38] verdoppelt wurde. Dies führt beim Ziehen an einer Steuerleine zu einer deutlich stärkeren Verwindung und damit zu einem größeren Versatz der Angriffspunkte der aerodynamischen Kräfte. Der dann vorhandene größere Hebelarm der Kräfte in Bezug auf die Hochachse ruft eine stärkere Gierbewegung hervor.

Außerdem werden durch die größeren Flächen an den Tips höhere aerodynamische Kräfte erzeugt, was die Drehfreudigkeit ebenfalls verstärkt.

Eine weitere Möglichkeit zu beeinflussen, wie stark sich ein Kiteschirm beim Zug an einer Steuerleine verwindet sowie die Fläche der Tips bzw. die laterale Fläche zu vergrößern, ergibt sich durch die Variation einer Kombination aus Streckung und Krümmung. Werden eine verhältnismäßig geringe Profiltiefe und eine starke Krümmung im Zentrum kombiniert, weist der

[37] Breukels, J. (2010), S. 171 f.

[38] Es sei an dieser Stelle erwähnt, dass der Abstand zwischen den Power- und Steuerleinen auch ohne eine Änderung des Kitedesigns, durch die Verschiebung der Anknüpfpunkte der Steuerleinen erreicht werden kann.

Kite eine geringe projizierte Spannweite und große Höhe auf [39]. Dies reduziert das Flächenträgheitsmoment bzgl. der Hochachse sowie das Widerstandsmoment gegen Verwindung und vergrößert den lateral ausgerichteten Teil der Tragfläche.

### 3.1.4. Turn Rate Law

Das sog. „Turn Rate Law“ (TRL), das erstmals von Erhard und Strauch[40] formuliert und durch Versuche mit Ram-Air-Kites verifiziert wurde, beschreibt die Änderung des Gierwinkels eines Kiteschirms, welche sich in Folge einer Längendifferenz der Steuerleinen einstellt:

$$\dot{\psi}_m = g_k \cdot v_a \cdot \delta \tag{3.1}$$

Darin ergibt sich ein linearer Zusammenhang zwischen der Gierwinkeländerung $\dot{\psi}_m$ und der Längendifferenz der Steuerleinen $\delta$, der Anströmgeschwindigkeit $v_a$ und dem Proportionalitätsfaktor $g_k$. In dieser Version des TRL wird der Einfluss der Gravitationskraft auf die Drehrate vernachlässigt. Demnach führt eine konstante Differenz der Steuerleinenlängen zu einer konstanten Änderungsrate des Gierwinkels und somit zu einem Kurvenflug mit konstantem Kurvenradius. Durch Einsetzen der Formel für die Bahngeschwindigkeit eines Objekts in einem rotierenden System $\dot{\psi}_m = \frac{v_a}{r}$ in die Formel 3.1 lässt sich durch einfaches Umstellen der aus einer Längendifferenz der Steuerleinen resultierende Kurvenradius berechnen:

$$r = \frac{1}{g_k \cdot \delta} \tag{3.2}$$

In der ebenfalls von Erhard und Strauch[41] diskutierten erweiterten Version des TRL wird zur Berücksichtigung der Gravitationskraft ein zusätzlicher Term eingeführt, in dem in der Variable M die Systemmassen und Kitecharakteristika zusammengefasst sind:

$$\dot{\psi}_m = g_k \cdot v_a \cdot \delta + M \frac{\cos\,\theta_g \cdot \sin\,\psi_g}{v_a} \tag{3.3}$$

Jehle[42] konnte später nachweisen, dass die Formel 3.1 auch für LEI-Kites anwendbar ist und Ruppert[43] erweiterte diese, indem er den Proportionalitätsfaktor durch einen Term ausdrückte, der geometrische und aerodynamische Koeffizienten des Kites beinhaltet:

$$g = \frac{2}{b_{DP}^2} \cdot \frac{C_{L,Tip}}{C_{D,Tip}} \cdot a_{DP}(\delta) \tag{3.4}$$

---

[39] Dies entspricht der typischen Form eines sog. C-Kites

[40] Erhard, M., Strauch, H. (2012)

[41] Erhard, M. et al. (2012)

[42] Jehle, C. (2012)

[43] Ruppert, M. B. (2012)

Der Term ergibt sich durch die Auswertung eines Momentengleichgewichts an den freigeschnittenen Tips im durch einen Steuereinschlag verformten Zustand. In der Formel 3.4 repräsentieren $C_{L,Tip}$ und $C_{D,Tip}$ den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert der Tips, $b_{DP}$ den Abstand der Tips zueinander und $a_{DP}$ die kitespezifische, von $\delta$ abhängige Verschiebung der Tips (vgl. Abbildung 3.3).
Fagiano et al.[44] fanden eine Gesetzmäßigkeit, die nicht die Änderung des Gierwinkels, sondern die Änderung des Geschwindigkeitswinkels (vgl. Abbildung 2.6) beschreibt:

$$\dot{\gamma}(t) \simeq \widetilde{K}(t)\delta(t) + \widetilde{T}(t) \tag{3.5}$$

mit

$$\widetilde{K} = \frac{\rho C_L(t) A}{2 m d_s}\left(1 + \frac{1}{E_{Eq}^2(t)}\right)^2 |v\,(t)| \tag{3.6}$$

$$\widetilde{T} = \frac{g\cos(\theta(t))\sin(\gamma(t))}{|v\,(t)|} + \sin\big(\theta(t)\big)\dot{\phi}(t) \tag{3.7}$$

Dieser Version des TRL liegt ebenfalls ein mechanisches Modell zu Grunde. Durch die Anwendung des Impulssatzes auf ein Punktmassemodell, das in diesem Fall den Kite repräsentiert, werden aerodynamische Koeffizienten sowie die Geometrie, Massen und Trägheiten berücksichtigt.
In Flugversuchen mit Onboard-Anströmungsmessung [45] konnte gezeigt werden, dass der Geschwindigkeitswinkel im sog. „crosswind flight“, also dem dynamischen Flug quer zum Wind, nur maximal 10 Grad vom Gierwinkel abweicht. Fagiano et al. vernachlässigen deshalb diesen Unterschied aus Gründen der Vereinfachung. Oehler et al.[46] präzisieren diese Vereinfachung, indem sie dessen Gültigkeitsbereich durch die Anwendung einer Erkenntnis aus der Anströmungsmessung einschränken. Demnach ändert sich der Driftwinkel nur, wenn ein Kurvenflug ein- oder ausgeleitet bzw. wenn die Drehrate geändert wird. Wenn der Steuereinschlag also konstant gehalten wird, bleiben auch die Gierrate und die Änderung des Geschwindigkeitswinkels identisch:

$$\frac{d\delta}{dt} = 0 \Rightarrow \dot{\gamma} = \dot{\psi} \tag{3.8}$$

[44] Fagiano, L. et al. (2013)
[45] Fagiano, L. et al. (2013), Oehler, J. (2017)
[46] Oehler, J., van Reijen, M., Schmehl, R. (2018)

Fagiano et al.[47] konnten außerdem zeigen, dass der lineare Zusammenhang zwischen der Leinenlängendifferenz δ und der Änderung des Geschwindigkeitswinkels nicht nur im Bereich kleiner Azimutwinkelwerte[48], sondern sogar im Bereich $|\phi| \leq 35°$ nachweisbar ist.
Das TRL bildet in vielen Algorithmen zur Regelung des automatisierten Flugs von Kiteschirmen die Basis für das Regelgesetz. In Feldtests wurde beobachtet, dass teilweise eine signifikante Verzögerung zwischen einer Steuereingabe und der Reaktion des Kiteschirms darauf auftritt. In einigen dieser Algorithmen[49] wird das TRL deshalb um einen zusätzlichen Term ergänzt, um diese Verzögerung abbilden zu können.

## 3.2. Automatisierter Flug seilgebundener Tragflächen

In der Überführung der AWE-Technologie zur Serienreife stellt die Umsetzung des vollständig autonomen Betriebs eine der größten Herausforderungen dar, sodass bereits sehr viel Forschung in diesem Themengebiet betrieben wird und wurde. Das System muss in der Lage sein, den Kiteschirm bzw. die Tragfläche vollautomatisiert zu starten und zu landen, sowie vorgegebene Trajektorien abfliegen zu können. Start und Landung stellen für die Entwickler momentan die größte Herausforderung dar. Da das automatisierte Starten und Landen im Rahmen dieser Arbeit nicht relevant ist, soll an dieser Stelle jedoch nicht weiter darauf eingegangen werden. Der automatisierte Flug hingegen ist für die reproduzierbare Vermessung ebenfalls essentiell.
In diesem Unterkapitel wird deshalb ein umfangreicher Überblick über die in der Literatur beschriebenen Algorithmen, die den automatisierten Flug seilgebundener Tragflächen ermöglichen, gegeben.
Zunächst wird dafür auf Regelalgorithmen für die Umsetzung automatisierter Flugmanöver eingegangen und anschließend auf Algorithmen zur Zustands- und Parameterschätzung, die die von den Regelalgorithmen benötigten Inputdaten bereitstellen. Der gegebene Überblick wird dabei auf Algorithmen beschränkt, die für das Verständnis der vorliegenden Arbeit relevant sind.
In Abschnitt 3.2.1 werden deshalb ausschließlich Regelalgorithmen für vollflexible, seilgebundene Tragflächen behandelt, die aufgrund des nichtlinearen und zeitvarianten dynamischen Verhaltens sowie fehlender präziser Simulationsmodelle die deutlich anspruchsvollere Regelaufgabe darstellen.
In Abschnitt 3.2.2 hingegen wird diese klare Abgrenzung nicht vorgenommen, da Algorithmen zur Zustands- und Parameterschätzung starrer Flügel teilweise auch auf vollflexible Tragflächen übertragen werden können.

---

[47] Fagiano, L., Zgraggen, A., Morari, M. (2014)

[48] $|\phi| \leq 5°$, in diesem Bereich spricht man typischerweise von crosswind flight

[49] Baayen, J. H. (2012), Rontsis, N., Costello, S., Lymperopoulos, I., Jones, C. N. (2015), Costello, S. (2015), Costello, S., Francois, G., Bonvin, D. (2018) und Wood, T. A., Hesse, H., Zgraggen, A. U., Smith, R. S. (2015a)

### 3.2.1. Regelung seilgebundener Tragflächen

In diesem Abschnitt wird eine Zusammenfassung der in der Literatur dokumentierten Regelalgorithmen für die automatisierte Durchführung von Flugmanövern mit seilgebundenen, (voll-) flexiblen Tragflächen gegeben.

Generell lassen sich diese Regelansätze in zwei Kategorien unterteilen: Algorithmen, die ausschließlich auf eine robuste Regelung abzielen und Algorithmen, die eine Maximierung der Energiegewinnung zum Ziel haben. Es wird hier hauptsächlich die erste Kategorie betrachtet, da die Optimierung der Manöver bzw. Trajektorien hinsichtlich des Energieertrags im Rahmen dieser Arbeit nicht relevant ist. Des Weiteren wird in diesem Abschnitt nicht auf Algorithmen eingegangen, die den Kiteschirm während der Rückholphase einer AWE-Anlage stabilisieren sollen.

Aufgrund der hohen Flexibilität des Materials verformt sich ein Kiteschirm im Flug sehr stark, weshalb Modelle zur Beschreibung des dynamischen Verhaltens (voll-) flexibler Tragflächen hochgradig nichtlinearer Art sind. Zusätzlich wirken teilweise starke äußere Störungen auf das System ein und es müssen kritische Randbedingungen, beispielsweise aufgrund von Stellgrößenbeschränkungen, eingehalten werden.

Für die Lösung solch eines Regelproblems stellt eine nichtlineare modellprädiktive Regelung (engl. Nonlinear Model Predictive Control; kurz: NMPC) generell einen vielversprechenden Ansatz dar. Eine NMPC zeichnet sich dadurch aus, dass ein Modell der Regelstrecke nicht nur in der Entwurfsphase, sondern auch im laufenden Betrieb der Regelung verwendet wird, um eine Vorhersage über die Antwort des Prozesses auf einen Regeleingriff treffen zu können. Dies ermöglicht es, den Zielkonflikt zwischen der Einhaltung der Randbedingungen und dem möglichst präzisen Folgen der Solltrajektorie zu lösen. Dazu wird in jedem Rechenschritt eine Optimierungsaufgabe gelöst, die den für den Prädiktionshorizont optimalen Stellgrößenverlauf ausgibt. Die Optimierung erfolgt dabei im Hinblick auf ein Gütefunktional, das die Nichteinhaltung der Regelziele in Abhängigkeit von deren Bedeutung mit bestimmten Kosten bewertet. Das erste Element des berechneten Stellgrößenverlaufs wird als Stellgröße auf das System geschaltet und anschließend das Optimierungsproblem auf dem um einen Zeitschritt fortgeschrittenen Prädiktionshorizont erneut berechnet.

Die erste dokumentierte Anwendung von NMPC auf den automatisierten Flug seilgebundener Tragflächen wurde im Rahmen der Dissertation von Diehl[50] und später in erweiterter Form von Diehl et al.[51] veröffentlicht. Darin wird ein Zweileiner-Deltadrachen mit fester Leinenlänge stark vereinfacht als Punktmassemodell modelliert. Es wird angenommen, dass der Zug an einer Steuerleine zu einer Rollwinkeländerung führt, wodurch der resultierende aerodynamische Kräftevektor gekippt wird und der Kiteschirm seine Flugrichtung ändert. Die Erzeugung einer Differenz der Steuerleinenlängen wird als Stellgröße verwendet. Die Modellbildung erfolgt über

[50] Diehl, M. (2001)

[51] Diehl, M., Magni, L., Nicolao, G. de (2004)

Bewegungsdifferentialgleichungen, wobei angenommen wird, dass alle Systemzustände zu jedem Zeitpunkt bekannt sind.
Um die Ausführungszeit dieses Regelalgorithmus zu reduzieren und eine robuste Anwendung in Echtzeit zu ermöglichen, wird das von den Autoren neu entwickelte sog. „real-time-iteration-scheme“ zur Lösung des Optimierungsproblems verwendet. Dabei wird ausgenutzt, dass in einer NMPC eine Reihe benachbarter Optimierungsprobleme gelöst werden muss. Die Lösung der vorhergehenden Optimierung enthält in diesem Fall immer schon wertvolle Informationen für die Lösung der nachfolgenden Optimierung und wird darin deshalb für die Initialisierung verwendet. Dieses Vorgehen ermöglicht es, eine ausreichende Vorhersagegenauigkeit mit nur einer Recheniteration pro Optimierungsproblem erreichen zu können.
Als Solltrajektorie wird eine im Vorhinein offline berechnete Trajektorie in der Form einer liegenden Acht, die wiederholt abgeflogen werden soll, vorgegeben. In Simulationstests zeigte der Algorithmus gute Ergebnisse und war auch bei simulierten starken Störungen durch Böen von der Seite in der Lage, den Kiteschirm stabil einen Achtenflug durchführen zu lassen.
Aufbauend auf den Erkenntnissen von Diehl et al.[52] führen Houska und Diehl[53] eine Erweiterung des Algorithmus durch, indem sie die Daten eines Kiteschirms mit einer Fläche von 500 $m^2$ hinterlegen und die Widerstandskraft des Seils sowie die Zunahme des Windes mit der Höhe in dem Optimierungsproblem berücksichtigen. Das erweiterte Modell nutzen sie vorrangig für die Untersuchung des Einflusses verschiedener Parameter des Optimierungsproblems auf die erzeugte Zugkraft und damit auf den Energieertrag. Dabei stellt sich heraus, dass die Form der geflogenen Trajektorie und die effektive Gleitzahl bzw. der Auftriebskoeffizient die erzeugte Zugkraft am stärksten beeinflussen und deshalb aktiv geregelt werden sollten.
Dieser Erkenntnisse fließen in Houska et al.[54] und Ilzhöfer et al.[55] in den Regelalgorithmus ein, indem das Simulationsmodell um einen regelbaren Auftriebskoeffizienten erweitert wird. Zusätzlich wird eine variable Leinenlänge eingeführt, um die Anwendung in einer AWE-Anlage simulieren zu können.
Canale et al.[56] bauen ebenfalls ab dem Jahr 2006 auf dem Algorithmus von Diehl et al.[57] auf und erweitern das Simulationsmodell um eine variable Leinenlänge. Außerdem wird die NMPC modifiziert, indem keine offline berechnete Trajektorie vorgegeben wird. Stattdessen wird das Optimierungsproblem durch die Einführung der zusätzlichen Zielgröße „Maximierung des Energieertrags“ erweitert, sodass in Abhängigkeit von den aktuellen äußeren Bedingungen eine bzgl. des Energieertrags möglichst optimale Solltrajektorie während der Laufzeit berechnet wird.

---

[52] Diehl, M. et al. (2004)
[53] Houska, B. et al. (2006)
[54] Houska, B., Diehl, M. (2007)
[55] Ilzhöfer, A., Houska, B., Diehl, M. (2007)
[56] Canale, M., Fagiano, L., Ippolito, M., Milanese, M. (2006)
[57] Diehl, M. et al. (2004)

Um die Berechnung dieses noch komplexeren Optimierungsproblems annähernd in Echtzeit[58] durchführen zu können, müssen anstatt der Trajektorie andere Parameter des Optimierungsproblems offline berechnet werden, deren aktueller Wert während der Laufzeit dann nur noch grob geschätzt wird. Auch dieser Algorithmus wurde in Simulationen getestet und stellte sich als grundsätzlich funktionstüchtig heraus. Die kontinuierliche Neuberechnung der Solltrajektorie führt allerdings dazu, dass die Stabilität der Regelung nicht garantiert werden kann.

Das von Diehl[59] entwickelte Simulationsmodell wurde auch von den Forschern der Politecnico di Torino verwendet und von 2006 bis 2009 kontinuierlich weiterentwickelt. Die erzielten Fortschritte und Erkenntnisse wurden in diversen Publikationen[60] dokumentiert sowie in der Dissertation von Fagiano[61] zusammengefasst. Die Erweiterungen umfassen unter anderem die Integration eines Modells für die mit der Höhe ansteigende Windgeschwindigkeit, einer speziellen zusätzlichen Formulierung der NMPC für die Rückholphase sowie zusätzliche Parameter des Kiteschirms.

Eine weitere Anwendung von NMPC für den automatisierten Flug von Kiteschirmen ist in Williams et al.[62] zu finden. In diesem Regelalgorithmus wird die NMPC in der äußeren Schleife eines Kaskadenreglers verwendet. Diese äußere Regelschleife verwendet zuvor offline berechnete Referenztrajektorien[63] und führt abhängig von den vorherrschenden Windbedingungen eine Interpolation zwischen diesen sowie eine nichtlineare Koordinatentransformation durch, um die Solltrajektorie zu berechnen. In der inneren Schleife wird mit einer höheren Frequenz eine lineare modellprädiktive Regelung ausgeführt, die die Steuerbefehle berechnet, die notwendig sind, um den Kiteschirm die Solltrajektorie abfliegen zu lassen. Die zweistufige Regelstruktur ermöglicht es, den Flug des Kiteschirms kurzzeitig auch ohne ein Update von der äußeren Schleife stabilisieren zu können, wodurch die Notwendigkeit, die NMPC in Echtzeit zu berechnen, entfällt.

Ein anderer Ansatz das aufgrund der vollflexiblen Struktur von Kiteschirmen sehr anspruchsvolle Regelproblem zu lösen, wurde von Furey et al.[64] verfolgt. Darin soll den Nichtlinearitäten und den stark veränderlichen Betriebsbedingungen durch den Einsatz lernender neuronaler Netze begegnet werden. Die Idee dahinter ist, dass biologische Organismen sehr erfolgreich darin sind, einen sinnvollen Kompromiss zwischen optimalen und robusten Lösungen eines Problems zu finden. Zusätzlich erlaubt die Evolution eine Anpassung an sich ändernde Umweltbedingungen.

---

[58] Canale, M. et al. (2006), S. 2: als Echtzeit wird in dieser Quelle eine Iterationzeit von ca. 100ms bezeichnet

[59] Diehl, M. (2001)

[60] Massimo Canale, Lorenzo Fagiano, Mario Milanese (2007); Canale, M., Fagiano, L., Milanese, M., Ippolito, M. (2007); Canale, M., Fagiano, L., Milanese, M. (2008); Canale, M., Fagiano, L., Milanese, M. (2010)

[61] Fagiano, L. (2009)

[62] Williams, P., Lansdorp, B., Ockels, W. (2008a)

[63] Die Bestimmung der optimalen Referenztrajektorien für verschiedene Windbedingungen erfolgte in Williams, P., Lansdorp, B., Ockels, W. (2008b)

[64] Furey, A., Harvey, I. (2007)

Das beschriebene anpassungsfähige und lernende Verhalten von Organismen wird durch den Einsatz von Methoden aus dem Gebiet der evolutionären Robotik umgesetzt. Das neuronale Netz wird dabei trainiert, indem in Abhängigkeit von deren Performance verschiedenartig „mutierte“ Regelalgorithmen selektiert werden. Wie in der biologischen Evolution „überleben“ nur die Individuen, bzw. in diesem Fall Algorithmen, die gute Ergebnisse hervorbringen und eine hohe Anpassungsfähigkeit aufweisen.
Im Gegensatz zu allen anderen bisher vorgestellten Ansätzen modellieren Furey et al. einen Vierleiner-LEI-Kite. Sie nutzen ein Mehrkörpermodell, um die geometrischen und physikalischen Charakteristiken verschiedener Komponenten des Kiteschirms, wie z. B. die Verformung des Tuchs oder die Gewichtsverteilung über die einzelnen Komponenten, abbilden zu können.
Das mit diesem Simulationsmodell trainierte neuronale Netzwerk wurde in Simulationen getestet und war in der Lage, den Kiteschirm vordefinierte Trajektorien abfliegen zu lassen.
Der Einsatz von neuronalen Netzwerken für die Regelung fliegender Objekte ist aber generell kritisch zu sehen, da die Struktur des Algorithmus in der Regel nicht nachvollzogen und somit die Stabilität der Regelung nicht nachgewiesen werden kann.
Alle bisher beschriebenen Regelalgorithmen basieren auf Simulationsmodellen, die für die Vorhersage des dynamischen Verhaltens des Kiteschirms verwendet werden. Sie unterscheiden sich teilweise im Detaillierungsgrad, der Genauigkeit und den getroffenen Vereinfachungen.
Mit höherer Komplexität der Modelle steigt in der Regel die Vorhersagegenauigkeit und der Umfang der Output-Parameter, gleichzeitig steigt aber auch die benötigte Rechenzeit pro Zeitschritt stark an.
Es ist deshalb entweder auch mit fortgeschrittenen NMPC Methoden in der Anwendung in Feldtests nicht möglich, die notwendige Lösung des Optimierungsproblems in Echtzeit durchzuführen, oder das verwendete Simulationsmodell ist zu stark vereinfacht, sodass es das dynamische Verhalten des Kiteschirms nicht ausreichend genau abbilden kann. Hinzu kommt, dass nahezu keines der in der Literatur dokumentierten Simulationsmodelle bisher experimentell validiert wurde[65], weshalb weitere große Unsicherheiten in der Vorhersagegenauigkeit auftreten.
Darüber hinaus wird in allen NPMC-Ansätzen vorausgesetzt, dass für die Optimierung kritische Systemzustände, wie beispielsweise das dreidimensionale Windfeld auf Höhe des Kiteschirms, zu jeder Zeit bekannt sind. Dafür wäre der Einsatz aufwendiger und kostenintensiver Messverfahren wie LiDAR notwendig.
Sowohl eine Anwendung eines solchen Systems in einer AWE-Anlage als auch der erfolgreiche Einsatz einer der bisher beschriebenen Regelalgorithmen in Feldversuchen ist daher bisher nicht dokumentiert. Um von den Vorteilen dieser Algorithmen profitieren zu können, müssen Simulationsmodelle mit hoher Vorhersagegenauigkeit und gleichzeitig möglichst geringer

[65] in Fagiano, L. (2009) fand ein Vergleich zwischen Simulation und Realität statt, der sich aber ausschließlich auf die Leinenlänge und -geschwindigkeit sowie die erzeugte Leistung, also hauptsächlich auf Parameter, die die Bodenstation betreffen, beschränkte

Komplexität entwickelt und validiert werden. Um dies zu erreichen, ist weitere Forschung und die detaillierte Vermessung von Kiteschirmen notwendig. Die vorliegende Arbeit versucht diese Lücke zu schließen bzw. einen Beitrag dazu zu leisten.

Seit dem Jahr 2011 ist in der Literatur ein Trend zur Entwicklung von Algorithmen mit jeweils separaten Reglern für den Kiteschirm und die Bodenstation zu erkennen. Durch die Aufteilung wird die Komplexität des Regelproblems bzw. der verwendeten Simulationsmodelle reduziert, sodass die bei der Anwendung von NMPC auftretenden Probleme umgangen werden können. Da dieser Abschnitt die Regelung seilgebundener Tragflächen thematisiert, beschränkt sich die nachfolgende Beschreibung solcher sog. dezentralen Regelstrategien ausschließlich auf die Algorithmen für den Kiteschirm und lässt die Algorithmen für die Bodenstation außen vor.

Der erste dokumentierte Regelalgorithmus dieser Art wurde von Baayen und Ockels[66] entworfen. Es werden darin Methoden aus dem Bereich der Trajektorienfolge genutzt, um den Kiteschirm eine vorgegebene Referenztrajektorie abfliegen zu lassen. Der Ansatz basiert auf der Beobachtung, dass sich der Gierwinkel des Kiteschirms durch die Erzeugung einer Längendifferenz der Steuerleinen beeinflussen lässt. Es wird ein Kaskadenregler verwendet, dessen äußere Schleife berechnet, welcher Gierwinkel aktuell erforderlich ist, damit der Kiteschirm die Referenztrajektorie nicht verlässt bzw. sich dieser nähert. Die innere Schleife besteht aus einem adaptiven nichtlinearen Regler, der anhand des geforderten Soll-Gierwinkels eine entsprechende Steuereingabe berechnet. Die Stabilität des Reglers wird durch die Anwendung einer Lyapunov-Funktion sichergestellt. Das Regelverhalten basiert auf einem SISO[67]-Modell, welches online an das dynamische Verhalten des Kiteschirms angepasst wird. Dadurch, dass ein geeigneter Verstärkungsfaktor für den inneren Regler online geschätzt wird, wird für die praktische Umsetzung dieses Ansatzes kein Modell des Kiteschirms benötigt, weshalb es sich hierbei um einen der wenigen nicht-modellbasierten Regelansätze handelt. Der Algorithmus wurde in Simulationen unter Verwendung einer erweiterten Version des von Diehl et al.[68] eingeführten Punktmasse-Modells getestet und war auch unter turbulenten Bedingungen in der Lage, den Regelfehler gering zu halten.

Nahezu zeitgleich entwickelte Knappskog[69] einen sehr ähnlichen Regelalgorithmus, wobei dieser jedoch wieder auf einer erweiterten Version des Punktmassemodells von Diehl et al.[70] basiert.

---

[66] Baayen, J. H., Ockels, W. J. (2011)

[67] SISO steht für Single Input Single Output. Im Gegensatz zu den in den NMPC-Regelalgorithmen verwendeten MIMO (Multi Input Multi Output)-Modellen beschreibt dieses Modell das Verhalten genau eines Parameters aufgrund der Änderung von genau einem anderen Parameter. In diesem Fall beschreibt es die Änderung des Gierwinkels aufgrund einer Differenz der Steuerleinenlängen.

[68] Diehl, M. (2001)

[69] Knappskog, H. (2011)

[70] Diehl, M. (2001)

In dem Pfadverfolgungs-Algorithmus wird die Abweichung von der vorgegebenen Trajektorie durch den sog. cross-track-error[71] und den sog. track-error-angle[72] beschrieben. Ähnlich wie in Baayen et al.[73] wird ein auf Lyapunov-Methoden basierender zweistufiger Regler verwendet. Für diesen Algorithmus konnte in Simulationstests jedoch lediglich asymptotische Stabilität nachgewiesen werden. Aufgrund der Verwendung des stark vereinfachten Simulationsmodells als Grundlage für das Regelgesetz und der in Feldtests normalerweise nicht zutreffenden Annahme, dass die Werte aller Parameter des Modells zu jedem Zeitpunkt bekannt sind, ist die Aussagekraft der Simulation allerdings begrenzt.

Jehle[74] knüpft 2012 an den Algorithmus von Baayen et al.[75] an und entwickelt diesen weiter. Er führt dafür ein spezielles Bezugskoordinatensystem, das sog. „small earth reference frame“, ein, durch dessen Anwendung die Modellgleichungen vereinfacht werden und das Regelproblem wiederum auf ein SISO-Problem reduziert wird. Es wird ein Black-Box-Modell erstellt, das das Gierverhalten in Abhängigkeit von den Steuereingaben abbildet und durch die Anwendung einer nichtlinearen dynamischen Inversion als Basis für das Regelgesetz genutzt. Auch hier wird ein zweistufiger Kaskadenregler implementiert, der den cross-track-error durch eine Regelung des track-error-angle reduzieren soll. Dafür berechnet die äußere Schleife ein Peilungssignal, das als Input für den auf dem Black-Box-Modell basierenden P(I)-Regler in der inneren Schleife dient. Um Unsicherheiten im Modell und schwankende Betriebsbedingungen ausgleichen zu können, wird eine Online-Adaption des Regelverhaltens umgesetzt.

Der Regelalgorithmus wurde in Simulationen sowie in Feldtests mit dem Prototypen der TU Delft getestet und die Ergebnisse in einer gemeinsamen Veröffentlichung von Jehle und Schmehl[76] dokumentiert. In dem System der TU Delft wird eine KCU verwendet, die über Seilwinden den Regeloutput in eine Längendifferenz der Steuerleinen umsetzt. Wie in Unterkapitel 2.2 bereits erwähnt, handelt es sich dabei um eine Box, die in den Steuerleinen des Kiteschirms befestigt ist, damit nur ein Seil die Bodenstation und den Kiteschirm verbindet. Die KCU ist außerdem mit diversen mechatronischen Komponenten ausgestattet und ermöglicht es, Daten sehr nahe am Kite zu messen und diese an die Bodenstation zu senden. Regelalgorithmen können entweder autark auf der KCU ausgeführt werden oder auf einem Computer in der Bodenstation. Da in der Entwicklungs- und Erprobungsphase der Regelalgorithmen häufig Benutzereingaben getätigt werden müssen und die Regler meist noch nicht bzgl. der Ressourcennutzung optimiert sind, ist

---

[71] Der cross-track-error beschreibt den Abstand des Kiteschirms anhand der kürzesten Verbindung zwischen diesem und der Referenztrajektorie, der sich durch das Fällen eines Lots vom Kiteschirm auf die Tangente der Referenztrajektorie ergibt

[72] Der track-error-angle ist der Differenzwinkel zwischen der Orientierung des Kiteschirms und der Tangente der Referenztrajektorie

[73] Baayen, J. H. et al. (2011)

[74] Jehle, C. (2012)

[75] Baayen, J. H. et al. (2011)

[76] Jehle, C., Schmehl, R. (2014)

es sinnvoller, die Berechnung auf einem leistungsstarken Desktop-PC durchzuführen, als auf kleiner, rechenschwächerer eingebetteter Hardware. Wird der Regelalgorithmus auf einem Rechner in der Bodenstation ausgeführt, ist es erforderlich, diverse Mess- und Steuerdaten über eine drahtlose Verbindung zwischen Bodenstation und KCU zu übertragen. Dabei können Latenzen und Paketverluste auftreten, die die Robustheit der Regelung negativ beeinflussen.
In den Feldtests mit einem 25 $m^2$ großen Kiteschirm führten diese Probleme in der Datenübertragung sowie begrenzte Verfahrbeschleunigungen der Antriebe dazu, dass mit dem Regelalgorithmus zwar grundsätzlich ein Achtenflug umgesetzt werden konnte, der Kiteschirm der Trajektorie aber nicht präzise folgte[77]. Ein weiteres Problem ergab sich dadurch, dass der Kiteschirm teilweise in eine Richtung gierte, obwohl keine Längendifferenz der Steuerleinen vorlag. Der Regler konnte diese Nullpunktverschiebung nicht kompensieren, wodurch eine Asymmetrie der Trajektorien entstand.
Fechner und Schmehl[78] nehmen sich dem Problem der Datenübertragung an, indem sie verschiedene Optimierungen an der Hard- und Softwarearchitektur vornehmen, die zu einer Reduzierung der Latenzen und Paketverluste führen. Die Wirksamkeit dieser Optimierungen konnte in Feldtests anhand einer robusteren und präziseren Trajektorienfolge nachgewiesen werden.
Ebenfalls im Jahr 2012 veröffentlichen auch Erhard und Strauch[79] einen Regelalgorithmus. Als Basis für das Regelgesetz dient ein kinematisches Modell mit vielen Vereinfachungen. Es wird beispielsweise angenommen, dass ein homogenes Windfeld vorliegt und Massen, Trägheiten sowie die Seildynamik werden vernachlässigt. Das Modell besteht aus Bewegungsdifferentialgleichungen, die aufgrund der getroffenen Annahmen lediglich 1. Ordnung sind. Unter anderem wird darin über das bereits in Abschnitt 3.1.4 beschriebene TRL, erstmals das lineare Verhältnis zwischen dem Steuereinschlag und der Änderung des Gierwinkels analytisch beschrieben.
Im Gegensatz zu allen bisher beschriebenen Algorithmen wird in diesem Fall keine feste Trajektorie vorgegeben, stattdessen erfolgt die Erzeugung der achtenförmigen Trajektorie durch das wechselseitige Umschalten zwischen zwei Zielpunkten. Kurz bevor der Kiteschirm den aktuellen Zielpunkt erreicht, wird der gegenüberliegende Punkt als Ziel definiert, wodurch ein Kurvenflug eingeleitet wird. Diese Methode zur Trajektorienerzeugung hat den Vorteil, dass viele Aspekte des Regelproblems vereinfacht werden, es ist damit aber nur in begrenztem Maße möglich, die genaue Form der Trajektorie vorzugeben.
Auch in diesem Algorithmus kommt ein zweistufiger Kaskadenregler zum Einsatz, in dem die äußere Schleife die erforderliche Änderung des Gierwinkels und die innere Schleife den dafür notwendigen Steuereinschlag berechnet. Um Probleme aufgrund von Stellgrößenbeschränkungen

---

[77] Jehle, C. et al. (2014), S. 9: Die durchschnittliche geodätische Abweichung von der Trajektorie betrug in den Tests 14m bei einer Leinenlänge von 500m

[78] Fechner, U., Schmehl, R. (2012)

[79] Erhard, M. et al. (2012)

zu umgehen, wird das durch das schlagartige Umschalten des Zielpunkts rechteckförmige Sollwertsignal geglättet, bevor es an den Regler weitergegeben wird. Der Algorithmus wurde in Feldtests unter Verwendung eines Kiteschirm mit einer Fläche von 160 $m^2$ und einer KCU getestet und zeigte dabei ein robustes Regelverhalten.

Da der Algorithmus von Erhard und Strauch trotz des vergleichsweise simplen Aufbaus sehr gute Ergebnisse lieferte, erfuhr das TRL in der Folge zunehmende Aufmerksamkeit, sodass seit dem Zeitpunkt der Veröffentlichung fast ausschließlich Regelalgorithmen entwickelt wurden, die darauf basieren.

Zuerst nutzt Baayen[80] es zur Weiterentwicklung des bereits beschriebenen, von ihm und Ockels entworfenen Algorithmus zur Trajektorienfolge [81]. Basierend auf dem so vereinfachten Algorithmus wird erstmals der Einfluss der dem System immanenten Verzögerungszeiten auf die Stabilität der Regelung genauer untersucht und eine Formel entwickelt, mit der der für die aktuell vorherrschende Verzögerung optimale Verstärkungsfaktor für die innere Schleife berechnet werden kann.

Im darauffolgenden Jahr veröffentlichten auch Fagiano et al.[82] einen auf dem TRL und den Erkenntnissen von Erhard und Strauch sowie Baayen basierenden Regelalgorithmus. Das TRL wird darin so erweitert, dass die Masse, Trägheit und Fläche des Kiteschirms sowie aerodynamische Parameter des Kiteschirms und der Leine in der analytischen Formel berücksichtigt werden. Durch diese Integration physikalischer Parameter gestaltet sich die Einstellung der Reglerparameter intuitiver. Außerdem wird anstatt des Gierwinkels der Geschwindigkeitswinkel (vgl. Abschnitt 3.1.4) als Regelgröße verwendet. Die Auswahl der Regelgröße wird damit begründet, dass dadurch eine Vereinfachung der Modellgleichungen erreicht werden kann und das Ziel des Algorithmus die Regelung der Flugrichtung des Kiteschirms und nicht die Regelung des Gierwinkels sei. Da gezeigt werden konnte, dass während des Achtenflugs in der Regel maximal kleine Driftwinkel auftreten, ist der Unterschied zwischen den beiden Winkeln dann ohnehin ebenfalls gering. Des Weiteren wird die vereinfachende Annahme getroffen, dass während des Achtenflugs die Anströmgeschwindigkeit der Eigengeschwindigkeit des Kiteschirms entspricht, weshalb es nicht notwendig ist, die Windgeschwindigkeit auf Höhe des Kiteschirms zu schätzen oder die effektive Anströmung des Kiteschirms zu messen. Ansonsten ähnelt der Aufbau des Reglers sehr stark dem von Erhard und Strauch vorgestellten. Die Erprobung dieses Algorithmus erfolgte an einem kleinen an der Universität von Kalifornien in Santa Barbara entwickelten Teststand. Die Steuereingaben werden darin durch die Erzeugung einer Längendifferenz der Steuerleinen in der Bodenstation hervorgerufen. Die Tests erfolgten mit LEI-Kiteschirmen mit einer Fläche von 6, 9 sowie 12 $m^2$

[80] Baayen, J. H. (2012)

[81] Baayen, J. H. et al. (2011)

[82] Fagiano, L., Zgraggen, A. U., Khammash, M., Morari, M. (2013b)

und die Ergebnisse sind verteilt über drei weitere Veröffentlichungen[83] dokumentiert. Es konnte gezeigt werden, dass die intuitive und schnelle Einstellung des Reglergains sowie in begrenztem Maße die Modellierung der Form der Acht anhand der physikalischen Parameter möglich ist. Der Regler ist in der Lage, den Kiteschirm über einen langen Zeitraum[84], auch bei unterschiedlichen Windgeschwindigkeiten, einen Achtenflug durchführen zu lassen.

Fechner et al.[85] nutzen später ebenfalls das durch das TRL beschriebene lineare Verhältnis zwischen der Längendifferenz der Steuerleinen und dem Gierverhalten, um das dynamische Verhalten des Kiteschirms in einem Punktmassemodell abzubilden. Es wird ein weiterer Term eingeführt, über den der Einfluss der Gravitationskraft berücksichtigt wird. Zusätzlich werden in einem Look-Up-Table vom Anstellwinkel abhängige aerodynamische Koeffizienten hinterlegt.

Außerdem wird ein Vierpunkt-Modell entwickelt, in dem durch die Hinterlegung der Abstände der Punkte die Kite- und Bridlegeometrie abgebildet werden können. An drei der vier Punkte werden aerodynamische Kräfte modelliert und am vierten, der die KCU repräsentiert, wird nur die Trägheit modelliert.

Die beiden Modelle werden hinsichtlich ihrer Anwendbarkeit in der Regelung verglichen, indem sie in Jehles Algorithmus anstelle des Black-Box-Modells eingesetzt werden. Der Algorithmus wird außerdem so modifiziert, dass ebenfalls keine exakte Trajektorie vorgegeben wird, sondern die Erzeugung der Trajektorie durch das Umschalten zwischen mehreren Zielpunkten erfolgt.

Die Autoren kommen zu der Erkenntnis, dass beide Modelle echtzeitfähig und damit grundlegend für die Regelung einsetzbar sind. Das Punktmassemodell sei jedoch nur für die Verwendung in der Regelung des Achtenflugs geeignet, wo hingegen das Vierpunkt-Modell aufgrund einer besseren Abbildung der Dynamik auch in noch schwieriger zu regelnden Flugsituationen wie z. B. dem Start und der Landung verwendet werden kann.

Auch Rontsis et al.[86] bauen auf dem Algorithmus von Jehle auf und integrieren eine erweiterte Variante des TRL anstelle des Black-Box-Modells. Sie erweitern ihren Algorithmus außerdem um eine Schätzung der aktuell vorherrschenden Verzögerungszeiten und nutzen diese Information zur Anpassung des Regelgesetzes. Der Algorithmus wurde in Versuchen in einem kleinen Testaufbau mit Softkites in den Größen 2,5 $m^2$ sowie 3,5 $m^2$ getestet und konnte auch bei unterschiedlichen Windgeschwindigkeiten genutzt werden, um einen Achtenflug zu erzeugen.

Einen noch stärkeren Fokus auf die Untersuchung und Kompensation der Auswirkungen von Verzögerungszeiten setzen die Forscher der ETH Zürich in ihren Veröffentlichungen. Wood et

[83] Fagiano, L., Zgraggen, A. U., Khammash, M., Morari, M. (2013a); Fagiano, L. et al. (2013); Fagiano, L. et al. (2014)

[84] Fagiano, L. et al. (2013), S. 8: Der längste zusammenhängende automatisierte Achtenflug dauerte 4,3 Stunden

[85] Fechner, U., van der Vlugt, R., Schreuder, E., Schmehl, R. (2015)

[86] Rontsis, N. et al. (2015)

al.[87] nutzen dafür die Erkenntnisse von Jehle und Schmehl[88] sowie Baayen[89] für ihren Ansatz. Die Verzögerungszeiten werden direkt in den Designprozess der inneren Schleife integriert, indem ein Smith-Predictor verwendet wird, der die Totzeiten in der Systemantwort berücksichtigt. Des Weiteren wird eine Adaption integriert, die den Verstärkungsfaktor für die Steuereingaben in Echtzeit anpasst und so Änderungen in der vorherrschenden Windgeschwindigkeit, die großen Einfluss auf die Drehrate haben, ausgleicht. Die Autoren stellen noch im gleichen Jahr eine Erweiterung dieses Algorithmus vor[90]. Darin werden die Verzögerungszeiten zusätzlich auch in der äußeren Schleife berücksichtigt, indem eine Begrenzung der von der äußeren Schleife geforderten Gierwinkeländerung umgesetzt wird. Dadurch wird sichergestellt, dass die Änderung des Inputs für die innere Schleife nicht zu dynamisch für eine realistische Umsetzung wird. Diese Erweiterung ermöglicht es auch, große Änderungen des dynamischen Verhaltens, die vor allem durch eine variable Leinenlänge verursacht werden, auszugleichen.

Später wird eine erneute Weiterentwicklung dieses Algorithmus vorgestellt[91]. In dieser Version kommt in der äußeren Schleife eine modellprädiktive Regelung zum Einsatz, die Unsicherheiten des Modells zur Kompensation der Verzögerungszeiten ausgleicht, indem online ein Optimierungsproblem unter Berücksichtigung der gesetzten Input-Begrenzungen der inneren Schleife gelöst wird. Die Input-Begrenzungen werden in Abhängigkeit von den Betriebsbedingungen, die die Verzögerungszeiten beeinflussen, angepasst.

Die letzte dokumentierte Optimierung[92] wird erreicht, indem der Geschwindigkeitsverlauf des Kiteschirms während des Achtenflugs in der Prädiktion der äußeren Schleife berücksichtigt wird. Die kontinuierliche Verbesserung der Leistungsfähigkeit der Regelung konnte in Feldtests mit einem 5 $m^2$ großen Softkite in einem kleinen Prototypenaufbau nachgewiesen werden.

Die Wichtigkeit einer Kompensation der Verzögerungszeiten in Regelalgorithmen für Kiteschirme zeigt sich auch in einer Veröffentlichung[93], die Teil der Dissertation von De Lellis[94] ist. Darin wird ein Algorithmus verwendet, der denen von Fagiano et al.[95] sowie Erhard und Strauch[96] entwickelten sehr ähnlich ist. Zusätzlich zu der Möglichkeit, die Trajektorie durch Umschalten zwischen mehreren Zielpunkten zu erzeugen, wird die Bernoulli-Lemniskate als Soll-Trajektorie vorgegeben. In der Simulation lieferte der Algorithmus noch für beide Arten der Trajektorienerzeugung gute Ergebnisse. In Feldtests mit einem kleinen Versuchsaufbau zeigte sich dann aber, dass es aufgrund einer zu geringen Aktualisierungsrate des Systems und den

[87] Wood, T. A. et al. (2015a)
[88] Jehle, C. et al. (2014)
[89] Baayen, J. H. (2012)
[90] Wood, T. A., Hesse, H., Zgraggen, A. U., Smith, R. S. (2015b)
[91] Wood, T. A., Ahbe, E., Hesse, H., Smith, R. S. (2017)
[92] Wood, T. A., Hesse, H., Smith, R. S. (2017)
[93] De Lellis, M., Saraiva, R., Trofino, A. (2013)
[94] De Lellis, M. (2016)
[95] Fagiano, L. et al. (2013b)
[96] Erhard, M. et al. (2012)

auftretenden Verzögerungen in der Umsetzung der Steuereingaben nicht möglich war, eine robuste Trajektorienfolge der Lemniskate zu erreichen.
Kurz nach De Lellis veröffentlicht auch Fechner seine Dissertation[97], von deren Inhalt Teile auch in einer gemeinsamen Veröffentlichung mit Schmehl[98] zusammengefasst sind. In diesem Algorithmus wird ein anderer Ansatz gewählt, um mit Problemen in der Regelung umzugehen, die durch Verzögerungszeiten im System verursacht werden. Es wird ein Regelalgorithmus vorgestellt, der abhängig von der Position des Kites auf der Trajektorie zwischen zwei Reglern umschaltet: In den Kurven wird ein auf dem TRL basierender Regler ohne Rückkopplung verwendet und auf den geraden Stücken dazwischen ein PID-Regler mit Rückkopplung. Dadurch wird erreicht, dass während des Kurvenflugs praktisch nur eine Steuerung ausgeführt wird, was die Robustheit gegenüber Verzögerungszeiten erhöht. Auf den geraden Stücken ist eine Rückkopplung aufgrund des Einflusses der Gravitation und eventueller Änderungen in der Anströmgeschwindigkeit erforderlich. Da auf diesem Teil der Trajektorie die Dynamik der Gierwinkeländerung aber begrenzt ist, wirken sich die Verzögerungszeiten deutlich weniger stark aus. Dieser Regelalgorithmus wurde ausschließlich in Simulationen mit dem von Fechner et al.[99] vorgestellten Vierpunkt-Modell getestet und erreichte dabei auch bei stark turbulenten Bedingungen gute Regelergebnisse[100].
Der letzte Regelalgorithmus, der hier vorgestellt werden soll, wurde im Rahmen der Dissertation von Costello[101] erarbeitet und im Jahr 2018 in einer zusammenfassenden Veröffentlichung[102] publiziert. Costello et al. bedienen sich vieler der Erkenntnisse und vielversprechendsten Ansätze aus den bisher vorgestellten Algorithmen, vereinen diese sinnvoll und integrieren Messdaten in das Modell. Es wird das kinematische Modell von Erhard und Strauch verwendet, wobei ähnlich wie bei Fagiano et al. nicht der Gierwinkel, sondern der Geschwindigkeitswinkel als Regelgröße verwendet wird, um die Abhängigkeit von einer IMU am Kite zu umgehen. Auch hier wird argumentiert, dass der Geschwindigkeitswinkel für eine Regelung des dynamischen Achtenfluges aufgrund des geringen auftretenden Schiebewinkels ausreichend sei. Durch die Projektion des Regelproblems auf eine Tangentialebene ähnelt die Flugdynamik der Bewegung eines Fahrzeugs in der Ebene. Damit erreichen die Autoren eine Vereinfachung des kinematischen Modells und können einen erprobten Pfadverfolgungs-Algorithmus aus der Robotik anwenden. Das durch den Proportionalitätsfaktor im TRL repräsentierte Gierverhalten und die Totzeit -die Zeit die zwischen der Ausgabe des Steuerbefehls und der messbaren Reaktion des Kites vergeht- werden in Feldtests ermittelt und im Modell hinterlegt. Zusätzlich wird ein Prädiktionsblock integriert,

---

[97] Fechner, U. (2016)
[98] Fechner, U., Schmehl, R. (2016)
[99] Fechner, U. et al. (2015)
[100] Fechner, U. et al. (2016), S. 4083: bei einer nach dem sog. Mann-Modell modellierten Turbulenzintensität von 26,5% belief sich die Abweichung des Höhenwinkels von der Zieltrajektorie auf einen Wert kleiner 1,5°
[101] Costello, S. (2015)
[102] Costello, S. et al. (2018)

indem weitere Verzögerungszeiten und deren Auswirkung auf zukünftige Systemzustände abgeschätzt werden, damit diese im Regelalgorithmus berücksichtigt bzw. kompensiert werden können.
Der Algorithmus wurde in Feldtests mit dem bereits von Rontsis et al.[103] verwendeten Prototypen-Setup mit kleinen Softkites erprobt. Obwohl ausschließlich die von Seilwinkelsensoren gemessene Positionsinformation für die Rückkopplung genutzt wird, konnte auch bei großen auftretenden Totzeiten[104] und wechselnden Windbedingungen ein robustes Regelverhalten erreicht werden. Die Wiederholgenauigkeit der Trajektorien ist dabei sehr gut, es besteht aber ein dauerhafter Offset zur Referenztrajektorie, der sich laut der Einschätzung der Autoren auch durch eine Anpassung der Reglereinstellungen nicht vollständig verhindern lässt.

### 3.2.2. Zustands- und Parameterschätzung an seilgebundenen Tragflächen

In Abschnitt 3.1.4 wurde bis hierhin ausführlich erläutert, warum der automatisierte Flug von Kiteschirmen sowohl im Bereich AWE, als auch für die reproduzierbare Vermessung derer aerodynamischen Eigenschaften notwendig ist und wie dieser realisiert werden kann. Für die praktische Umsetzung solcher Regelalgorithmen ist die möglichst präzise Messung bzw. Schätzung vieler Zustandsvariablen des Systems notwendig. Systeme, die den automatisierten Flug seilgebundener Tragflächen ermöglichen, sind deshalb mit diversen Sensoren ausgestattet. Die meisten Systeme sind mindestens mit Kraftmessdosen, Dreh- bzw. Leinenwinkelsensoren und einem Anemometer ausgestattet. Darüber hinaus kommen in einigen Prototypen noch viele weitere Sensoren, wie beispielsweise GNSS, IMUs, Systeme zur Messung der Anströmung sowie Barometer zum Einsatz. Die Qualität der Messdaten dieser Sensoren und damit der Regelgüte kann erhöht werden, indem die Auswirkung von Messfehlern durch die Fusion unterschiedlicher Sensoren bzw. Sensorsysteme, reduziert wird. Algorithmen, die verschiedene Messdaten fusionieren, ermöglichen es meist außerdem, Zustände zu schätzen, die nicht direkt messbar sind und werden deshalb Zustandsschätzer oder -beobachter genannt. Die Umsetzung eines solchen Algorithmus ist für instabile und nicht lineare Systeme wie Kiteschirme, die im Flug eine hohe Dynamik entwickeln, durchaus komplex, sodass sich diverse Institutionen weltweit mit der Lösung dieser Herausforderung beschäftigen. Die bisher zu diesem Thema dokumentierten Anstrengungen und Erkenntnisse werden nachfolgend zusammengefasst.
Der erste und zunächst einzige in der Literatur dokumentierte Ansatz zur Zustandsschätzung von seilgebundenen Tragflächen wurde von Hjukse[105] erarbeitet und 2011 vorgestellt. Der Ansatz basiert auf dem ursprünglich von Diehl[106] entwickelten Punktmassemodell. Dieses wird durch eine Modellierung der Turbulenz des Windes und der mit der Höhe zunehmenden Windstärke erweitert. Der Algorithmus verwendet ausschließlich die Messdaten der Leinenwinkelsensoren

[103] Rontsis, N. et al. (2015)
[104] Costello, S. et al. (2018), S. 520: Der Algorithmus funktionierte bei Totzeiten bis zu 250ms
[105] Hjukse, O. H. (2011)
[106] Diehl, M. (2001)

und eines am Boden befindlichen Anemometers, um daraus den Gierwinkel des Kiteschirms zu schätzen. Dafür wird die vereinfachende Annahme getroffen, dass die Leine stets gespannt ist und kein Schiebewinkel auftritt. Die Umsetzung erfolgt in einer Variante unter Verwendung eines EKF und in einer zweiten Variante mit einem UKF. In einem Vergleich der beiden Varianten in der Simulation stellt sich heraus, dass der UKF deutlich bessere Schätzergebnisse liefert als der EKF. Hjukse relativiert die guten Ergebnisse mit der Begründung, dass die getroffenen Annahmen in der Realität, z. B. durch auftretenden Leinendurchhang, häufig nicht zutreffen und in diesem Fall der Algorithmus keine sinnvollen Ergebnisse liefert. Er empfiehlt deshalb entweder eine Modellierung der Leinendynamik, oder den Einsatz zusätzlicher Sensoren am Kiteschirm.
In den folgenden Jahren gewann die Thematik aufgrund der Entwicklung vieler der bereits beschriebenen Regelalgorithmen zunehmend an Bedeutung und rückte deshalb stärker in den Fokus der Forschung.
Zunächst präsentierten 2013 Fagiano et al. zwei Veröffentlichungen[107] zum Thema Sensorfusion. Darin werden drei verschiedene Varianten eines Fusionsalgorithmus vorgestellt, der es ermöglichen soll, die Position und Geschwindigkeit sowie den Geschwindigkeitswinkel des Kiteschirms zu schätzen. In allen drei Varianten wird dafür ein kinematisches Modell genutzt, um die Beschleunigungen des Kiteschirm im inertialen KS zu bestimmen. Am Kiteschirm ist zu diesem Zweck ein IMU montiert, dessen Messdaten zuerst in einem EKF gefiltert werden, um die Orientierungsquaternion zu berechnen. Mit Hilfe dieser Information und unter Ausnutzung des kinematischen Modells ist es dann möglich, den Einfluss des Erdbeschleunigungsvektors aus den Daten zu eliminieren und so die reinen dynamischen Beschleunigungen zu berechnen. Diese werden anschließend in einem linearen Kalmanfilter mit Positionsdaten anderer Sensoren sowie weiteren Informationen fusioniert, um die Schätzung der Geschwindigkeit und Position des Kiteschirms zu verbessern. Die drei vorgestellten Varianten unterscheiden sich dabei anhand der Inputdaten für den linearen Kalmanfilter. In der ersten Variante wird die Position des Kiteschirms mit Hilfe von GPS und einem Barometer gemessen. Aufgrund der geringen Messrate des GPS erfolgt das Messupdate des Kalmanfilters nur vier Mal pro Sekunde. Für die Umsetzung der zweiten Variante werden die gleichen Sensoren verwendet, es wird aber eine zusätzliche geometrische Randbedingung genutzt, um die Positionsmessung zu korrigieren. So wird die Tatsache ausgenutzt, dass sich der Kiteschirm aufgrund der festen Leinenlänge nur auf einer Kugelsphäre bewegen kann. Durch die Ausnutzung dieser Randbedingung ist es möglich, die Messdaten des Barometers zusätzlich auch für die Positionsbestimmung zu verwenden. Dafür wird basierend auf der barometrischen Höhenmessung der Höhenwinkel berechnet und anschließend auf die Ebene projiziert. Dadurch ergibt sich der Radius des Kreises auf dem Boden, auf dem sich der Kiteschirm befinden muss. Da die barometrische Höhenmessung genauer ist als die Messung der Position per GPS, führt dies zu einer Verbesserung der Positionsmessung. In

[107] Fagiano, L., Huynh, K., Bamieh, B., Khammash, M. (2013a), Fagiano, L., Huynh, K., Bamieh, B., Khammash, M. (2013b)

der dritten Variante wird für die Positionsbestimmung ausschließlich der gemessene Leinenwinkel verwendet.
Der letzte Schritt des Schätzalgorithmus ist bei allen drei Varianten gleich: Die aus der zeitlichen Ableitung der Position berechnete Geschwindigkeit wird genutzt, um den Eigengeschwindigkeitsvektor und damit den Geschwindigkeitswinkel zu berechnen. Dessen Verlauf wird schließlich noch durch die Anwendung eines Luenberger-Beobachters geglättet.
Alle drei Varianten des Algorithmus wurden in Feldtests mit dem bereits im vorherigen Abschnitt erwähnten, kleinen Prototypen getestet; im Rahmen der ersten Veröffentlichung zunächst nur mit einem 12 $m^2$ großen Softkite und für die zweite Veröffentlichung dann zusätzlich noch mit Softkites in den Größen 9 $m^2$ und 6 $m^2$. Es zeigte sich, dass die beiden Varianten, die auf GPS-Daten basieren, keine zuverlässigen Schätzungen liefern konnten. Dies wird zum einen durch die geringe Messrate und Genauigkeit des GPS und zum anderen durch häufig, aufgrund der hohen Dynamik auftretende Aussetzer des GPS begründet. Die Autoren kommen deshalb zu dem Schluss, GPS sei nicht für den Einsatz in Systemen mit kurzen Leinen und damit hoher Dynamik geeignet. Die auf den Messdaten der Leinenwinkelsensoren basierende Variante liefert hingegen sehr gute Schätzergebnisse, weshalb die Verwendung einer Leinenwinkelmessung zumindest für Systeme mit kurzen Leinen als essentiell eingeschätzt wird. Darüber hinaus konnte gezeigt werden, dass aufgrund der Verwendung des kinematischen Modells, das unabhängig von geometrischen und aerodynamischen Parametern des Kiteschirms ist, die sehr guten Schätzergebnisse auch mit den anderen Kitegrößen und bei unterschiedlichen Windbedingungen reproduziert werden konnten. Die Autoren sind deshalb überzeugt, dass dieser Algorithmus auch bei der Verwendung von noch größeren Kiteschirmen präzise und verlässliche Schätzungen ermöglicht.
Nahezu zeitgleich stellen auch Geebelen et al.[108] sowie Erhard und Strauch[109] jeweils einen Schätzalgorithmus vor. Erhard und Strauch nutzen ähnlich wie Fagiano et al. die kinematische Randbedingung aus, die sich aufgrund der festen Leinenlänge ergibt, um aus den Messdaten eines IMU die Orientierung des Kiteschirms bezogen auf den Horizont zu schätzen. Es wird argumentiert, dass sich die Mittelwerte der dynamischen Beschleunigung in einem gefesselten System über die Zeit aufheben müssen, da das System andernfalls die Kugelsphäre verlassen würde. Diese Information wird ausgenutzt, indem die dynamischen Beschleunigungen durch die Anwendung eines Tiefpassfilters aus den gemessenen Beschleunigungen herausgefiltert werden, sodass nach der Filterung nur die statischen Beschleunigungen vorliegen, die den Gravitationsvektor repräsentieren. Ist der Gravitationsvektor bekannt, kann mit Hilfe der gemessenen, um einen geschätzten Offset korrigierten Drehraten, die Orientierung des Kiteschirms auf den Horizont bezogen werden. Anders als bei Fagiano et al. wird die Orientierungsquaternion nicht in einem EKF, sondern durch Integration der Drehraten bestimmt. Da der Regler als Input jedoch die Orientierung bezogen auf die Windrichtung benötigt, wird

[108] Geebelen, K., Wagner, A., Gros, S., Swevers, J., Diehl, M. (2013)
[109] Erhard, M., Strauch, H. (2013)

anschließend der von einem Sensor am Boden gemessene Windvektor genutzt, um die für den Regler benötigte windbezogene Orientierung zu berechnen. Die Güte der Schätzung wurde in Feldtests durch den Vergleich mit Messungen anderer unabhängiger Sensoren validiert. Zusätzlich zu den bisher genannten Sensoren beinhaltet das beschriebene Sensorsetup Leinenwinkelsensoren und ein GPS an der Bodenstation sowie eine Kraftmessdose, ein Impeller-Anemometer zur Messung der Anströmgeschwindigkeit des Kiteschirms, eine barometrische Höhenmessung sowie ebenfalls ein GPS in der KCU. Auch Erhard und Strauch beschreiben Probleme durch Aussetzer bei der Verwendung von GPS, die ihrer Meinung nach durch die schnellen Orientierungsänderungen der Antenne verursacht werden. Außerdem bemerken sie, dass die Anwendung eines Kalman-Filters wahrscheinlich bessere Schätzergebnisse erzielen würde, als ihr hauptsächlich anhand von empirisch ermittelten Parametern eingestellter Algorithmus. Sie geben allerdings auch zu bedenken, dass der Einsatz eines Kalman-Filters nicht trivial wäre, da die Messdaten hauptsächlich durch Turbulenzen und nicht durch Messrauschen gestört sind, sodass die statistisch fundierte Modellierung schwierig ist.

Geebelen et al. wählen aus diesem Grund einen anderen Ansatz, der nicht auf einem Kalman-Filter basiert, um die Position und die Orientierung des Kiteschirms zu schätzen. Sie verwenden dafür die Messdaten eines IMU und eines Stereo-Kamerasystems, das am Kiteschirm befestigte Marker erkennt und fusionieren diese mit Hilfe eines Moving Horizon Estimation (MHE)-Algorithmus. Die Messdaten des IMU werden durch Polynome angenähert, um die Anzahl der Variablen während der Optimierung gering zu halten. Dies führt gleichzeitig dazu, dass hochfrequente Störungen aus den IMU-Messdaten herausgefiltert werden. Die Messrate des Kamerasystems ist aufgrund der begrenzten Bildrate deutlich geringer als die des IMU, sodass zwischen zwei Messpunkten des Kamerasystems 50 Messpunkte des IMU zur Interpolation genutzt werden. Die MHE erwies sich in Simulationen und bei der Anwendung auf Messdaten aus Labortests insbesondere als sehr robust gegenüber den Auswirkungen von Ausreißern in den Messdaten. Dies zeigte sich auch in einem Vergleich mit einem multiplikativen EKF, der in Simulationstests ohne Ausreißer noch ähnlich gute Schätzergebnisse erzielte wie die MHE; mit Ausreißern war der durchschnittliche Schätzfehler des EKF aber mehr als zehnmal so hoch wie der des MHE-Algorithmus.

Messerer[110] führt später einen Vergleich zwischen MHE, EKF und UKF durch, kann dabei aber keine eindeutige Aussage darüber treffen, welcher Algorithmus bessere bzw. zuverlässigere Schätzungen berechnet. Die Inputs für die Schätzalgorithmen liefern ein IMU, Seilwinkelsensoren und ein Drehgeber an der Seiltrommel. Auf Basis der Messdaten dieser Sensoren werden die Position und Orientierung, der Offset der Drehratenmessung sowie der Windvektor auf Höhe des Kiteschirms geschätzt. In Feldtests konnte nur der Windvektor dauerhaft zuverlässig geschätzt werden. Die anderen Schätzungen wichen teilweise sehr stark voneinander und vom Ergebnis des Referenzalgorithmus ab.

---

[110] Messerer, F. (2016)

Es werden außerdem zwei verschiedene Ansätze für die Bestimmung der Orientierung betrachtet. Der erste Ansatz basiert auf der Integration der vom IMU gemessenen Drehraten und der zweite auf den ursprünglich von Erhard und Strauch eingeführten Bewegungsdifferentialgleichungen[111]. Der zweite Ansatz wird schnell verworfen, da für den ersten Ansatz nur die direkt gemessenen Drehraten benötigt werden und es dadurch nicht notwendig ist, die in den Bewegungsdifferentialgleichungen enthaltenen unbekannten Parameter „Drehfreudigkeit“ $g_k$ und „Anströmgeschwindigkeit“ $v_a$ zu schätzen.

Ranneberg[112] setzt mit seinem Algorithmus besonderen Fokus darauf, von der Regelung benötigte Systemzustände und -parameter mit möglichst kostengünstigen und wenig fehleranfälligen Sensoren schätzen zu können. Neben der Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung des Kiteschirms werden dessen aktuelle aerodynamische Koeffizienten und der Windvektor auf dessen Höhe geschätzt. Dafür kommt ein auf einem Punktmassemodell basierender UKF zum Einsatz und es werden drei unterschiedliche Sensorsetups verglichen, um eine Aussage darüber treffen zu können, wie komplex und umfangreich das verwendete Sensorsetup sein muss, um ausreichend präzise Schätzergebnisse zu erzielen. Das einfachste Setup verwendet nur Leinenwinkelsensoren und Kraftmessdosen in den Leinen. Im etwas komplexeren Setup werden zusätzlich die durch eine IMU gemessenen Beschleunigungen sowie die von einer Pitotsonde gemessene Anströmgeschwindigkeit in der Schätzung berücksichtigt und im komplexesten Setup werden zusätzlich noch die Positions- und Geschwindigkeitsdaten eines GPS-Moduls ausgewertet.

In Simulationen sowie Feldtests, in denen zu Vergleichszwecken ein LiDAR-System zur Messung des Windfeldes eingesetzt wurde, zeigte sich, dass das einfachste Sensorsetup nur für die Schätzung der Windgeschwindigkeit akzeptable Ergebnisse liefert. Eine Änderung der Windgeschwindigkeit wird dabei erst nach ca. zwei Minuten in der Schätzung sichtbar. Durch die zusätzliche Berücksichtigung der Beschleunigungs- und Anströmungsdaten konnte diese Zeitspanne auf eine halbe Minute reduziert werden. Außerdem ermöglichte diese Erweiterung des Sensorsetups eine deutlich präzisere Schätzung der Kitegeschwindigkeit. Wurden darüber hinaus auch noch die GPS-Daten in der Schätzung berücksichtigt, stieg wiederum die Genauigkeit der Positionsschätzung deutlich an. In diesem Fall konnte das GPS vermutlich aufgrund der großen Leinenlänge und damit reduzierter Dynamik zuverlässige Daten bereitstellen und somit sinnvoll im Schätzalgorithmus eingesetzt werden.

Ähnlich wie die Entwickler der bisher vorgestellten Algorithmen beobachteten auch die Forscher der ETH Zürich[113], dass Zustandsschätzer zur Bestimmung der Position und Orientierung des Kiteschirms, die auf Leinenwinkelsensoren basieren, unter bestimmten Voraussetzungen an ihre Grenzen stoßen. Insbesondere in Flugsituationen, in denen der Kiteschirm keine große Zugkraft erzeugt oder bei der Verwendung langer Leinen hängen diese durch, sodass die Qualität der

[111] Erhard, M. et al. (2012)

[112] Ranneberg, M. (2013)

[113] Millane, A. (2015), Millane, A., Hesse, H., Wood, T. A., Smith, R. S. (2015)

Schätzung stark verschlechtert wird. Aus diesem Grund entwickeln sie einen Algorithmus, der nur auf den Messdaten eines IMU und auf einer Positionsbestimmung anhand von Entfernungsmessungen zwischen mehreren Sende-Empfangs-Einheiten basiert. Für die Fusion wird eine Kombination aus einem multiplikativen und einem hybriden EKF genutzt, die es ermöglicht, die zeitkontinuierlichen Zustände des in dem Algorithmus genutzten kinematischen Modells aus den zeitdiskreten Messdaten schätzen zu können.

Der Algorithmus wurde in Simulationen mit einem komplexen 3D-Simulationsmodell, das die Aerodynamik des Kitschirms sowie die Dynamik des Seils modelliert, getestet und ermöglichte sowohl bei der Verwendung in der Auszugsphase, als auch in der Rückholphase eine verbesserte Schätzung. In der Auszugsphase konnte vor allem die kritische zeitliche Verzögerung in der Schätzung des Geschwindigkeitswinkels signifikant reduziert werden und in der Rückholphase konnte eine deutliche genauere Schätzung des Geschwindigkeitswinkels und der Position erreicht werden[114].

Inspiriert von den vielversprechenden Simulationsergebnissen der Schweizer Forscher präsentiert Schmidt[115] ebenfalls einen auf Entfernungsmessungen basierenden Schätzalgorithmus, der im Rahmen seiner Masterarbeit und einer weiteren Veröffentlichung[116] entwickelt wurde. In diesem Algorithmus werden zwei EKF in einer speziellen Topologie vereint, die sowohl eine parallele als auch eine sequentielle Ausführung der beiden Filter erlaubt. Ein EKF wird darin genutzt, um die Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung des Kiteschirms zu schätzen. Der andere EKF wird genutzt, um die aktuelle Auftriebs- und Widerstandskraft sowie den Windvektor auf Höhe des Kiteschirms zu schätzen. Für die Schätzung der aerodynamischen Parameter kommt ein einfaches kinematisches Modell zum Einsatz, in dem der Kiteschirm und die Leinen jeweils als eine Punktmasse modelliert werden. Basierend auf den damit geschätzten aerodynamischen Parametern können schließlich auch der Anstellwinkel und die Gleitzahl berechnet werden. Durch den modularen Aufbau ist eine unkomplizierte Anpassung des Algorithmus für eine Verwendung mit unterschiedlicher Hardware oder bei einer gewünschten Aufteilung zwischen Kiteschirm und Bodenstation möglich.

Der Algorithmus und damit auch die Positionsbestimmung basierend auf Entfernungsmessungen wurden in Simulationen als auch im Feldtest mit einem kleinen Prototypen validiert. Neben den 2,4 GHz-Sende-Empfangs-Modulen für die Entfernungsmessung war der Prototyp mit Leinenwinkelsensoren, einer Kraftmessdose und einem Anemometer am Boden ausgestattet. Die Messdaten der Leinenwinkelsensoren dienten nicht als Input für den Schätzalgorithmus, sondern wurden in den Feldtests als Vergleichswert herangezogen. Dabei zeigte sich, dass die Messwerte der Seilwinkelsensoren stets zeitlich verzögert in Bezug auf die geschätzten Werte reagierten, die

---

[114] Millane, A. (2015), S. 66: Reduzierung der Zeitverzögerung von 1,52 s auf 0,06 s, Steigerung der Genauigkeit von 16,23 m auf 2,24 m und von 0,38 rad auf 0,03 rad.

[115] Schmidt, E. (2017)

[116] Schmidt, E., De Lellis, M., Saraiva, R., Trofino, A. (2017)

Verläufe ansonsten aber sehr ähnlich waren. Die Schätzung der aerodynamischen Parameter konnte ausschließlich mit Simulationsergebnissen verglichen werden und ist deshalb nur begrenzt aussagekräftig.

Schmidt et al. forschen in der Folge weiter an dieser Thematik und präsentieren die Fortschritte in einer weiteren Veröffentlichung[117]. Die wesentliche Weiterentwicklung des Algorithmus besteht in der Verwendung eines komplexeren Modells für die Schätzung der aerodynamischen Parameter, das auch die auftretenden äußeren Kräfte und die Leinenkräfte in den Bewegungsdifferentialgleichungen berücksichtigt. Dieser verbesserte Algorithmus wurde anschließend in Feldtests mit zwei verschiedenen Prototypen und Kiteschirmen in vier verschiedenen Größen [118] getestet. In diesen Tests wurde die Position des Kiteschirms ausschließlich über Leinenwinkelsensoren bestimmt, weshalb für keinen der geschätzten Parameter Referenzmesswerte zur Verfügung standen. Die Schätzungen konnten deshalb nur mit Simulationsergebnissen verglichen und auf Plausibilität überprüft werden. Es zeigte sich, dass das Rauschen der Schätzungen maßgeblich von der Leinenkraft beeinflusst wird und die Schätzergebnisse grundlegend plausibel sind. Bei der Analyse der beiden größten Kiteschirme ergab sich ein unerwarteter Verlauf des Auftriebskoeffizienten, dessen Ursprung die Autoren in einer größeren Verformung dieser Kiteschirme unter der aerodynamischen Belastung vermuten.

Girrbach et al. versuchen die Nachteile der Positions- und Orientierungsbestimmung des Kiteschirms über Leinenwinkelmessungen zu umgehen, indem sie einen Ansatz verfolgen, der ausschließlich auf den Messdaten von Sensoren basiert, die am Kiteschirm befestigt sind. Sie fusionieren dafür die Messdaten eines IMU und eines GNSS-Empfängers in einer MHE. Die verwendete Optimierungsfunktion der MHE erlaubt es, die aus vergangenen Messdaten gewonnenen Informationen über die sensorspezifischen Beschränkungen in die Optimierung einzubeziehen und somit in der Schätzung zu berücksichtigen. Der Algorithmus wurde zunächst im Rahmen einer ersten Veröffentlichung [119] auf Messdaten eines Testfluges, der mit dem Prototypen der Fa. Kitepower durchgeführt wurde, angewandt. Dabei konnte die grundlegende Anwendbarkeit des Algorithmus für die robuste Schätzung der Position, Geschwindigkeit und Orientierung seilgebundener Tragflächen nachgewiesen werden. Anschließend wurde eine ausführliche Bewertung der Qualität der Schätzergebnisse des Algorithmus durchgeführt und dokumentiert[120]. Dazu wurde ein Testflug mit einem kleinen Propellerflugzeug absolviert, in dem zwei sehr enge 360°-Kurven durchflogen wurden, um hohe Dynamiken zu simulieren. Das Flugzeug war zusätzlich zu den günstigen MEMS-Sensoren, die typischerweise in AWE-Anlagen eingesetzt werden, auch mit teuren Sensoren, genauer gesagt mit einem Faserkreisel und einem differentiellen GPS, bestückt, die die tatsächlich geflogene Trajektorie sehr präzise messen können.

---

[117] Schmidt, E., De Lellis, M., Saraiva da Silva, R., Fagiano, L., Trofino Neto, A. (2019)

[118] 3 $m^2$ Softkite sowie 6 $m^2$, 9 $m^2$ und 12 $m^2$ LEI-Kites

[119] Girrbach, F., Hol, J. D., Bellusci, G., Diehl, M. (2017a)

[120] Girrbach, F. et al. (2017b)

Der Vergleich der Schätzergebnisse des MHE-Algorithmus mit denen eines rein filterbasierten Schätzers sowie mit den Messdaten der präzisen Sensoren zeigte das Potential einer auf Optimierung basierenden Sensorfusion. Die Qualität der Schätzergebnisse des MHE-Algorithmus überstieg die des Filteralgorithmus aber erst, wenn die Länge des in der MHE berücksichtigten Zeithorizonts so groß gewählt wurde, dass der Algorithmus nicht mehr echtzeitfähig war. Es ist also weitere Forschung notwendig, ehe der Einsatz im Betrieb einer AWE-Anlage denkbar ist.
Ebenfalls im Jahr 2017 veröffentlichen Polzin et al. einen Schätzalgorithmus, der die Position, den Geschwindigkeitswinkel und weitere Parameter wie die Totzeit und den Geschwindigkeitsoffset der Leinenwinkelmessung ausgibt. Dieser stellt eine Weiterentwicklung eines zuvor von den gleichen Autoren vorgestellten Algorithmus[121] dar, der Leinenwinkel und die von einem IMU gemessenen Drehraten in einem EKF fusioniert. Die Weiterentwicklung umfasst zum einen die Anwendung eines neuartigen kinematischen Modells, das das dynamische Verhalten der Tragfläche und der Leine sowie die Kopplung dieser modelliert und zum anderen die zusätzliche Integration von Positionsdaten, die aus den Bildern eines Kamerasystems berechnet werden. Für die Fusion wird anstelle des EKF ein UKF verwendet. Bei der Anwendung des neu entwickelten Algorithmus auf Messdaten vom Prototypen der Fa. TwingTec konnte verglichen mit dem ursprünglichen Algorithmus ein deutlich genaueres und robusteres Schätzverhalten erreicht werden. Sogar Phasen, in denen das Kamerasystem die Tragfläche verloren hatte und deshalb für einige Sekunden keine Positionsdaten lieferte, konnten überbrückt werden, ohne dass die Schätzung signifikant abdriftete.
Einen weiteren auf einem EKF basierenden Zustandsschätzer stellen im Jahr 2018 Borobia et al.[122] vor. Dieser nutzt die Messdaten eines GPS-Empfängers, einer integrierten IMU und einer Pitotsonde, die am Kiteschirm montiert sind sowie Kraftmessdosen in den Leinen und Distanzsensoren zur Bestimmung der Barposition am Boden, um den Zustandsvektor zu schätzen. Dieser beinhaltet die Position, Geschwindigkeit und die Drehraten des Kiteschirms sowie die Windgeschwindigkeit auf dessen Höhe, das magnetische Feld und die Kräfte in den Leinen. Außerdem ermöglicht das im EKF verwendete Modell eine auf Markov-Modellen dritter Ordnung basierende stochastische Beschreibung und damit Schätzung der auftretenden aerodynamischen Kräfte und Drehmomente am Schwerpunkt des Kiteschirms.
Der Algorithmus wurde an einem kleinen Prototypen mit Kiteschirmen in den Größen 10 $m^2$ und 13 $m^2$ getestet. Als Referenz für die Orientierungsschätzung wurden die Berechnungen des internen Filters eines sog. Pixhawk-Sensors verwendet und es zeigte sich eine gute Übereinstimmung. Alle anderen Werte konnten aufgrund fehlender Referenzwerte nur auf Plausibilität geprüft werden.

[121] Hesse, H., Polzin, M., Wood, T. A., Smith, R. S. (2018)
[122] Borobia, R., Sanchez-Arriaga, G., Serino, A., Schmehl, R. (2018)

## 3.3. Vorangegangene Arbeit

Im Rahmen der Dissertation mit dem Titel „Automatisierte Vermessung und Charakterisierung der dynamischen Eigenschaften seilgebundener, vollflexibler Tragflächen“ von Jan Hummel[123] wurde am Fachgebiet Methoden der Produktentwicklung und Mechatronik der TU Berlin das Projekt „Test and Evaluation of Tethered Airfoils“, kurz TETA, gestartet. Dieses Projekt dient vorrangig der Grundlagenforschung an seilgebundenen, hochflexiblen Tragflächen. Zu diesem Zweck wurde ein Prüfstand entwickelt, der eine reproduzierbare Vermessung von Kiteschirmen ermöglicht. Mit dem Prüfstand konnten erstmals wiederholbare, automatisierte Testmanöver unter kontrollierten Bedingungen durchgeführt werden.
Nachfolgend wird der Entwicklungsstand des Prüfstands, der zu Beginn dieser Dissertation vorlag, dargestellt. Außerdem werden der Umfang und die Qualität der bisher messbaren Parameter beschrieben.

### 3.3.1. Prüfstand

Das grundlegende Konzept des Prüfstands besteht darin, diesen bei möglichst geringer Windstärke auf eine gewünschte Geschwindigkeit zu beschleunigen, um eine konstante störungsfreie Anströmung des Kiteschirms zu erzeugen. Zu diesem Zweck ist der Prüfstand auf einem einachsigen KFZ-Anhänger montiert und wird für Messungen von einem Fahrzeug gezogen. In Abbildung 3.7 ist der Aufbau des Prüfstands mit der Beschriftung der wichtigsten Komponenten dargestellt. In den nachfolgenden Unterkapiteln werden die Komponenten in einer inhaltlichen Tiefe beschrieben, die das Verständnis der in dieser Arbeit behandelten Themen ermöglicht. Für tiefergehende Informationen zu einzelnen Komponenten sei auf die Dissertation von Jan Hummel[124] verwiesen.
In der Mitte des Rahmens aus Aluminiumprofilen sind zwei Seilwinden montiert, die jeweils von einem Servomotor angetrieben werden. Auf den Seilwinden sind die Steuerleinen aufgewickelt, die von dort durch die sog. Dreheinheit geführt werden. Die Dreheinheit bildet den Befestigungspunkt für die Frontleinen des Kiteschirms und ermöglicht es, die Leinen der Bewegung des Kiteschirms im Windfenster reibungsarm nachzuführen. Auf die Dreheinheit und ihre Funktion wird im Abschnitt 3.3.2 noch genauer eingegangen. Um die Position und Lage des Kiteschirms im Windfenster zu erfassen, ist über der hinteren Seilwinde ein Kamerasystem montiert. Außerdem sind insgesamt acht Blei-Akkumulatoren verbaut, die mit dem in Fahrtrichtung vorne rechts befindlichen Wechselrichter verbunden sind. Der Wechselrichter ermöglicht das Laden der Akkumulatoren mit 230 V sowie die Umwandlung der 48 V-Gleichspannung des Akkupacks in die vom Prüfstand benötigte 230 V-Versorgungsspannung. Neben dem Wechselrichter befindet sich der MSR-Schrank. In diesem sind mehrere Netzteile, ein

[123] Hummel, J. (2017)
[124] Hummel, J. (2017)

Industrie-PC für die Datenverarbeitung des Kamerasystems, die Servocontroller der Antriebe, ein Netzwerk-Switch sowie ein robuster Einplatinencomputer (Single-Board-RIO, kurz sbRIO), verbaut. Das sbRIO besteht aus einem Echtzeit-Prozessor, einem rekonfigurierbaren FPGA (Field Programmable Gate Array) sowie I/O-Schnittstellen und bildet die zentrale Recheneinheit des Prüfstands.

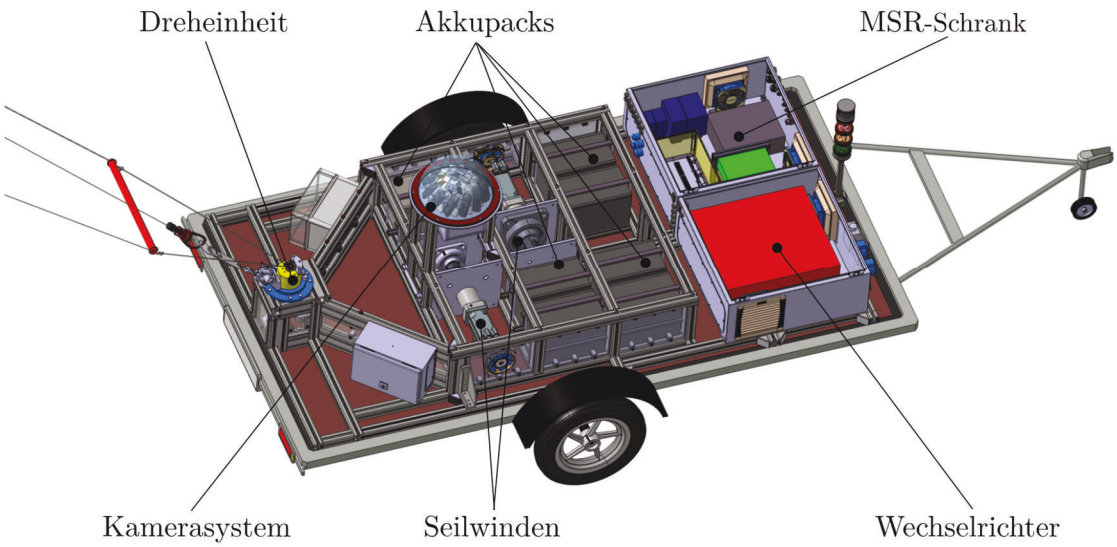



Abbildung 3.7: Grundlegender Aufbau des Prüfstands mit Beschriftung der wichtigsten Komponenten

### 3.3.2. Sensorik

Der Prüfstand ist mit umfangreicher Sensorik ausgestattet, die nachfolgend beschrieben wird. Zunächst soll dafür auf die in der Abbildung 3.8 dargestellte sog. Dreheinheit genauer eingegangen werden. Die Dreheinheit kann aus der in dieser Abbildung dargestellten Ausgangsposition in einem Bereich von $\pm 135°$ um ihre Drehachse rotiert werden. Diese Rotation wird durch einen an der Drehachse befestigten Drehwinkelsensor erfasst. Das aufgesetzte Kreuzgelenk bildet den Befestigungspunkt für die Frontleine bzw. die Frontleinen und damit für den Kiteschirm. Es erlaubt eine Rotation von 90° um die Querachse und eine Rotation von $\pm 45°$ um die Hochachse, die ebenfalls jeweils von einem Drehwinkelsensor gemessen werden können. Durch die Überlagerung der Messungen der drei Drehwinkelsensoren können unter der vereinfachten Annahme gespannter Seile, der Höhen- und Azimutwinkel und somit die Position des Kiteschirms im Windfenster bestimmt werden. Die beiden Steuerleinen werden von den Seilwinden über zwei Umlenkpunkte durch eine Bohrung in der Dreheinheit und schließlich zu den Anknüpfpunkten an der Bar geführt. In den unteren Umlenkpunkten der Steuerleinen sind die beiden Kraftmessdosen zur Messung der Steuerleinenkräfte integriert. Die Frontleinenkraft wird von einer zwischen dem Kreuzgelenk und der Sicherheitsauslösung positionierten Kraftmessdose aufgenommen.

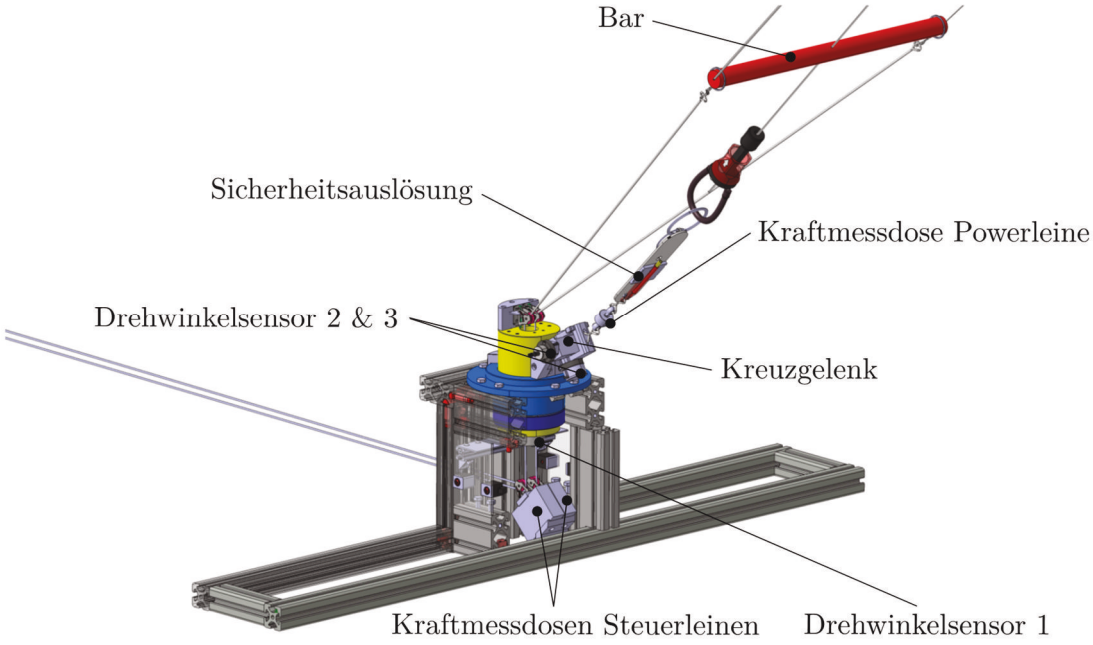



Abbildung 3.8: Dreheinheit mit montierter Bar und Sicherheitsauslösung
(Aluminiumprofile im Vordergrund wurden ausgeblendet)

Ein weiteres wichtiges Sensorsystem stellt das Kamerasystem dar. Dieses ist in Abbildung 3.9 dargestellt und besteht hardwaretechnisch im Wesentlichen aus 12 Full-HD-Webcams, die auf einem Montagekörper so angeordnet sind, dass die Bildausschnitte der Kameras eine Halbkugelsphäre komplett abdecken. Die Daten der Kameras werden über zwei USB-Hubs an einen Industrie PC übertragen, auf dem die Auswertungssoftware ausgeführt wird. Abhängig von den äußeren Bedingungen werden unterschiedliche Bildverarbeitungsalgorithmen angewendet, um die Position und Orientierung des Kiteschirms im Windfenster zu bestimmen. Detaillierte Informationen zur Hard- und Software dieses Messsystems sind in der Masterarbeit von Renneisen[125] und der Projektdokumentation von Weiß und Winkelmann[126] zu finden.

Um die Versuchsbedingungen dokumentieren und die gewünschte Anströmgeschwindigkeit einstellen zu können, ist außerdem auf dem Dach des Zugfahrzeugs eine Wetterstation montiert. Diese misst die Wind- bzw. Anströmgeschwindigkeit und -richtung in der horizontalen Ebene über ein Schalenanemometer und eine Windfahne sowie die Temperatur, den Luftdruck und die Luftfeuchtigkeit.

Die Messdaten aller Sensoren werden von der Software in einer Taktfrequenz von 50 Hz abgefragt. Die Wetterstation ist das einzige Sensorsystem des Prüfstands, das seine Daten nicht in dieser Frequenz, sondern nur mit 1 Hz bereitstellen kann.

[125] Renneisen, B. (2014)

[126] Weiß, K., Winkelmann, M. (2018)

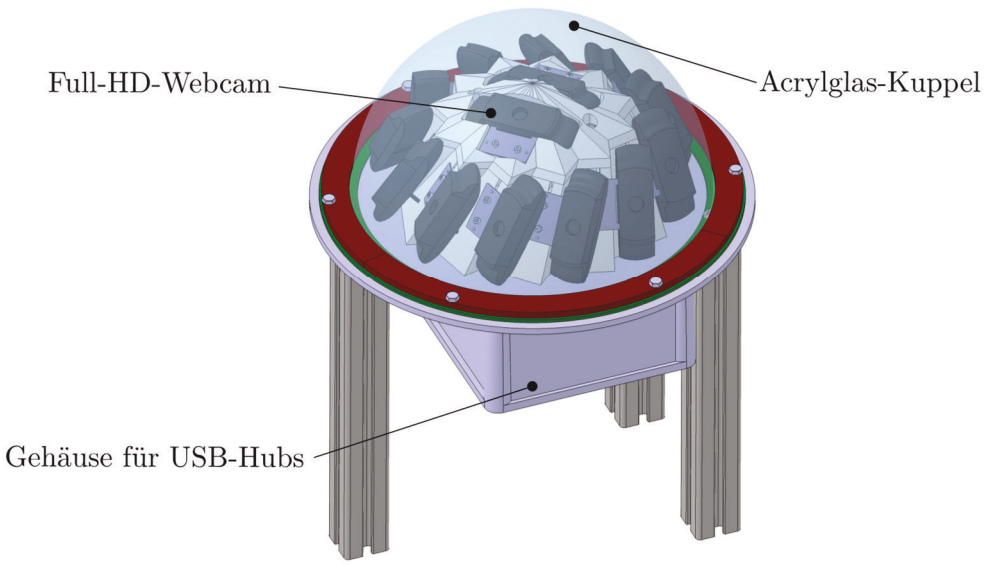



Abbildung 3.9: Kamerasystem

### 3.3.3. Benutzerschnittstelle

Für die Versuchsdurchführung ist eine Mensch-Maschine-Schnittstelle im Zugfahrzeug erforderlich, die es dem Piloten ermöglicht, Einstellungen vorzunehmen, Parameter zu überwachen, den Kiteschirm manuell zu steuern und das Datenlogging zu starten. Diese besteht im Wesentlichen aus dem sog. Barstand (vgl. Abbildung 3.10) und einem Notebook[127], auf dem eine graphische Benutzeroberfläche (GUI) bereitgestellt wird und an das ein Fußschalter angeschlossen ist.

Die Leinen der Bar sind auf Seiltrommeln aufgewickelt, die mit den Antriebsmotoren verbunden sind. Über das Drehmoment der Motoren kann so eine Zugkraft von maximal 350 N auf der Powerleine und eine Zugkraft von jeweils maximal 50 N auf den Steuerleinen des Barstands erzeugt werden. Dadurch können die von den Kraftmessdosen des Prüfstands in den Leinen gemessenen Zugkräfte über ein entsprechendes Drehmoment der Barstand-Antriebe als skalierte Zugkraft an den Piloten übermittelt werden. Dieser ist wie beim Kitesurfen über ein Trapez mit der Powerleine des Barstands verbunden und kann durch die Force-Feedback-Funktionalität die am Kiteschirm wirkenden Kräfte auch ohne einen Blick auf visuelle Anzeigeelemente einschätzen. Gleichzeitig kann der Pilot durch Bewegungen der Bar Steuerbefehle erzeugen. Bei Bewegungen der Bar werden die Leinen durch das an den Antrieben anliegende Drehmoment aufgewickelt[128]. Der Leineneinzug wird dabei über die in den Antrieben integrierten Encoder gemessen und an die Prüfstandssoftware übergeben.

Das Display wird benötigt, da der Pilot und der Barstand sich im Zugfahrzeug befinden, sodass das Dach die Sicht auf den Kiteschirm versperrt. Aus diesem Grund ist auf dem Dach eine Ultra-

[127] dabei handelt es sich um ein sog. Toughbook von Panasonic

[128] Auch wenn gerade keine Kräfte in den Steuerleinen gemessen werden, liegt ein geringes Drehmoment an den Antrieben an, um das Aufwickeln der Leinen zu erzwingen

Weitwinkel-Kamera montiert, deren Videosignal über ein HDMI-Kabel live auf dem Display angezeigt wird.

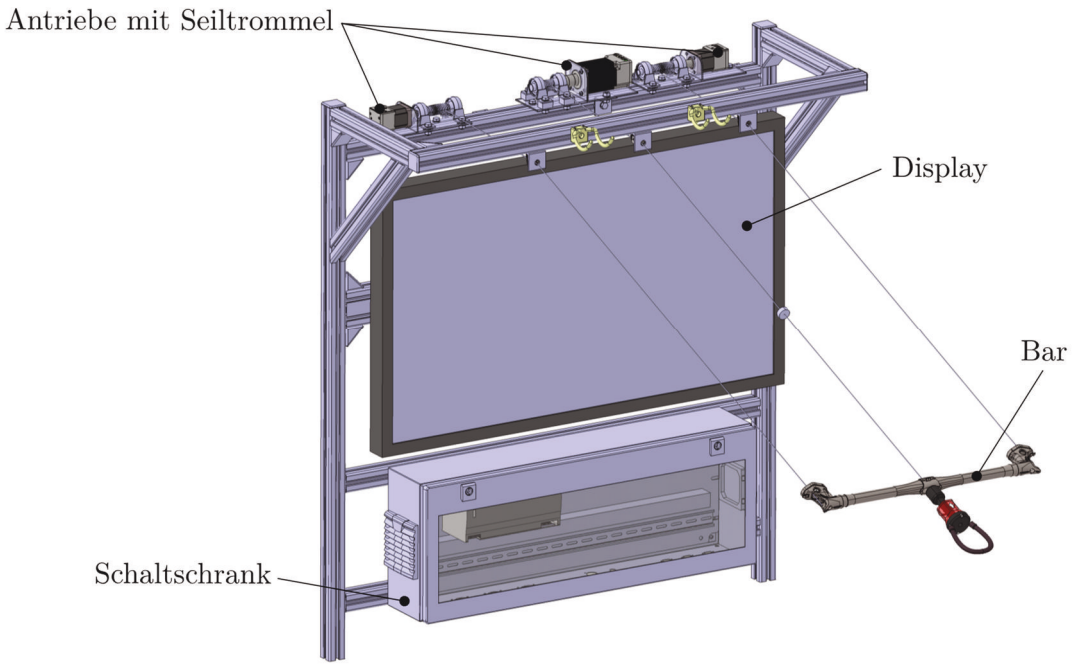



Abbildung 3.10: Eingabegerät "Barstand"

### 3.3.4. Aktorik

Die Aktoren des Prüfstands bilden die beiden in Abschnitt 3.3.1 bereits kurz erwähnten Servomotoren. Mit diesen werden die Seilwinden angetrieben und somit Steuerbefehle umgesetzt. Die maximal auf die Seilwinden aufwickelbare Leinenlänge beträgt 1600 mm. Mit den verbauten Servomotoren mit aufgesetztem Planetengetriebe (i=10) ist es möglich, diese Leinenlänge innerhalb von 400 ms aufzuwickeln und eine maximale Zugkraft von 1200 N aufzubringen (vgl. Bergmann et al.[129]).

Angesteuert werden die Servomotoren von jeweils einem Servoregler, der die via CAN von der Prüfstandssoftware erhaltenen Fahraufträge umsetzt und diverse Statusparameter der Antriebe zurückgibt. Die Servoregler können entweder über ein USB-Kabel mit der zugehörigen Konfigurationssoftware oder über CAN-Nachrichten vom sbRIO bzw. RTOS parametriert werden. Einige Einstellungen wie beispielsweise die maximal zulässigen Verfahrgeschwindigkeiten und -beschleunigungen für die unterschiedlichen Betriebsmodi[130] sind in die GUI integriert und können so auch im Betrieb vom Piloten geändert werden.

### 3.3.5. Software

Die Software des Prüfstands setzt sich aus diversen Algorithmen zusammen, die in unterschiedlichen Programmiersprachen implementiert sind und auf den verschiedenen

[129] Bergmann, M., Elfert, C. (2014)

[130] Manueller oder automatisierter Betrieb

Hardwarekomponenten ausgeführt werden. Zum besseren Verständnis ist in Abbildung 3.11 eine schematische Übersicht der Softwarearchitektur dargestellt.

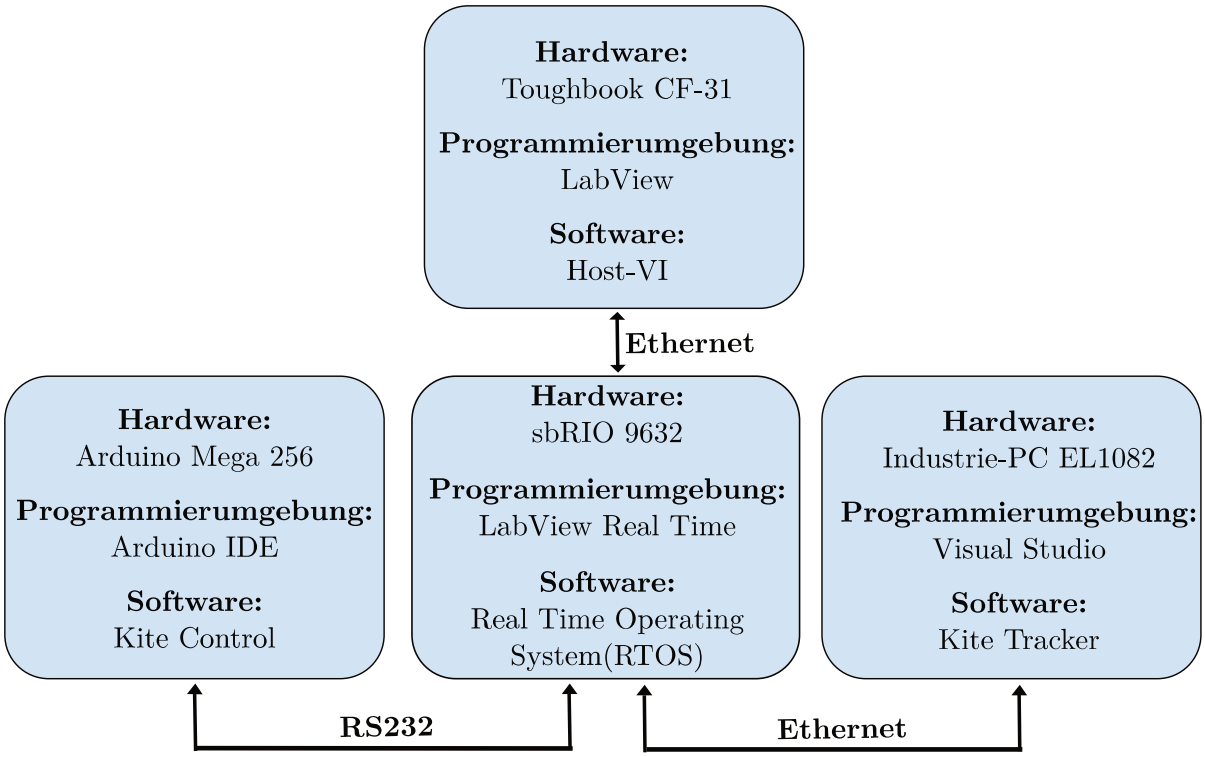



Abbildung 3.11: Softwareübersicht

Die Hauptsoftware des Prüfstandes, in der die Daten aller Systeme und Sensoren zusammenlaufen und die die Abläufe des Prüfstands steuert, wird auf dem sbRIO ausgeführt und projektintern RTOS (Real-Time-Operating-System) genannt. Das RTOS ist in der graphischen Programmiersprache G in der Programmierumgebung LabView der Fa. National Instruments umgesetzt. Die zentrale Struktur des RTOS ist in eine zeitgesteuerte sog. deterministische Schleife mit sieben Sequenzen eingebettet. Dadurch kann sichergestellt werden, dass alle wichtigen Programmschritte innerhalb einer definierten Taktfrequenz von 50 Hz und in einer definierten Reihenfolge ausgeführt werden. In der ersten Sequenz werden zunächst die Sensordaten und Benutzereingaben abgefragt und teilweise skaliert. In der zweiten Sequenz werden diese Inputs ausgewertet und die Berechnungen der Manöveralgorithmen, auf die in Abschnitt 3.3.6 noch genauer eingegangen wird, ausgeführt. Abhängig vom gewählten Betriebsmodus[130] werden in der dritten Sequenz entweder die berechneten Regelabweichungen und/oder die Eingaben vom Benutzer in Stellgrößen für die Antriebe umgerechnet. In den Sequenzen vier bis sechs erfolgt die Ansteuerung der Antriebe, bevor in der letzten Sequenz alle Daten und Parameter gesammelt und via TCP/IP an den Logging-Algorithmus übergeben werden.

Dieser ist in das sog. Host-VI integriert, das auf dem Toughbook ausgeführt wird und Teil der Benutzerschnittstelle ist. Das Host-VI stellt außerdem die GUI bereit, in der die aktuellen Messdaten visualisiert werden sowie Benutzereingaben getätigt werden können und wertet den an das Toughbook angeschlossenen Fußschalter aus, mit dem der Pilot die Manöver-Freigabe

setzen kann. Solange der Fußschalter betätigt ist, wird der Kiteschirm, abhängig von den Einstellungen, voll- oder teilautomatisiert durch den ausgewählten Manöveralgorithmus kontrolliert. Eine ausführliche Dokumentation zum RTOS und Host-VI ist in der Masterarbeit des Autors der vorliegenden Arbeit[131] zu finden.
Zur Auswertung der Daten des Kamerasystems ist auf dem Industrie-PC ein in Visual-Studio entwickelter Algorithmus, genannt „Kite Tracker“, implementiert.
Dieser Bildverarbeitungsalgorithmus ermöglicht es, aus den Daten der Webcams die Position sowie Lage des Kiteschirms im Windfenster zu bestimmen und ist in der Projektdokumentation von Weiß und Winkelman[132] ausführlich dokumentiert. Der Datenaustausch mit dem RTOS erfolgt über TCP/IP.
Im Schaltschrank des Barstands (vgl. Abbildung 3.10) ist ein Mikrocontroller-Board[133] verbaut, auf dem die Software „Kite Control“ zur Auswertung aller physischen Eingabegeräte außer dem Fußschalter ausgeführt wird. Detaillierte Informationen zu dieser Software sind in der Masterarbeit von Lauth[134] ersichtlich.

### 3.3.6. Automatisierte Manöver

In der Dissertation von Jan Hummel wurden verschiedene (Flug)- Manöver definiert, die es ermöglichen sollen, möglichst viele Parameter gleichzeitig vermessen zu können (vgl. Hummel[135]). Um die Reproduzierbarkeit der Messungen zu gewährleisten, ist es notwendig, diese vordefinierten Manöver immer mit identischen Steuereingaben auszuführen. Dies wird durch eine voll- oder teilautomatisierte Kontrolle des Kiteschirms durch Regelalgorithmen, die sog. Manöveralgorithmen, erreicht.
Im RTOS ist dafür entsprechend dem Paradigma der objektorientierten Programmierung eine Elternklasse mit Basismethoden hinterlegt, die die Schnittstelle zwischen Manöveralgorithmen und dem RTOS definiert. Um neue Manöveralgorithmen zu integrieren, werden Kindklassen implementiert, die die Methoden der Elternklasse erben und teilweise überschreiben. Durch dieses Vorgehen wird sichergestellt, dass die Kindklassen die Schnittstellendefinition einhalten und so problemlos in die vorhandene Struktur des RTOS eingebunden werden können.
Zu Beginn der vorliegenden Arbeit war der einzige funktionsfähige Manöveralgorithmus das sog. „lineare Powern“. Bei diesem teilautomatisierten Manöver wird der Kiteschirm durch manuelle Lenkeingaben des Piloten möglichst ruhig in der Mitte des Windfensters gehalten, während automatisiert über eine definierte Zeitspanne das Längenverhältnis zwischen Power- und Steuerleinen verändert wird. Durch dieses Manöver können aerodynamische Charakteristiken bestimmt werden, die der Kiteschirm aufweist, wenn er in statischen Flugpositionen am

[131] Elfert, C. (2015)
[132] Weiß, K. et al. (2018)
[133] Arduino Mega 2560
[134] Lauth, E. (2015)
[135] Hummel, J. (2017), S. 72 f.

Windfensterrand positioniert ist. Dies sind die Gleitzahl, die Kräfte in den Leinen, das Kraftverhältnis sowie die Gesamtzugkraft und der Auftriebs- und Widerstandsbeiwert. Für die Vermessung eines Kiteschirms wird das Manöver sehr oft wiederholt ausgeführt und die Messdaten anschließend gemittelt, um den Einfluss zufälliger Störungen zu minimieren. Über die gemittelten Kräfte in den Leinen und den gemittelten Höhenwinkel können anschließend die aerodynamischen Parameter für alle abgefahrenen Längenverhältnisse und somit deren Verläufe berechnet werden.

## 3.4. Vermessung von Kiteschirmen

Nachfolgend wird eine Übersicht über in der Literatur dokumentierten Ansätze zur Vermessung von Kiteschirmen gegeben. In der Dissertation von Jan Hummel[136] wird eine solche Übersicht ebenfalls gegeben. Um den Umfang dieses Unterkapitels nicht unnötig ansteigen zu lassen, wird der interessierte Leser an dieser Stelle auf dieses Dokument verwiesen und es werden ausschließlich Forschungsergebnisse zu diesem Thema beschrieben, die nach der Veröffentlichung der Dissertation von Jan Hummel publiziert wurden.
Python[137] baut in seiner Masterarbeit auf der Entwicklung von Hummel auf und nutzt den im vorigen Unterkapitel beschriebene Prüfstand mit dem Ziel, das Simulationsmodell der Kitepower-Group der TU Delft zu validieren. Zu diesem Zweck analysiert er zunächst die Messmethode, Messdaten und Einflussfaktoren, die Auswirkungen auf die Bestimmung der Gleitzahl haben, um potentielle Fehler aufzudecken und zu vermeiden. Dabei kommt der Verdacht auf, dass das im Rahmen der Vermessungen von Hummel verwendete Powermanöver zu schnell[138] durchgeführt wurde, sodass die für die Bestimmung der aerodynamischen Parameter getroffene Annahme des statischen Gleichgewichts nicht hinreichend genau zutrifft. Aus diesem Grund schlägt Python ein anderes Manöver, das sog. „stufenweise Powern“, für die Vermessung vor. Bei diesem Manöver wird eine feste Powerposition eingestellt und eine Weile lang gehalten, sodass der Kiteschirm genügend Zeit hat, die Gleichgewichtsposition einzunehmen. Die Powerposition wird so allmählich schrittweise erhöht, bis Messdaten des gesamten Powerbereichs aufgenommen wurden. In einer Messung mit dem von Hummel entwickelten Prüfstand mit einem North Vegas in der Größe 10 $m^2$ und einem Genetrix Hydra in der Größe 14 $m^2$ wurden Messdaten für beide Manöver aufgenommen, um einen Vergleich aufstellen zu können. In der Auswertung zeigten sich deutliche Unterschiede in den Verläufen der Graphen der aerodynamischen Parameter und Python konnte durch eine detaillierte Analyse der Messdaten darlegen, dass den mit dem neuen Manöver gewonnen Ergebnissen eher vertraut werden sollte.

---

[136] Hummel, J. (2017)

[137] Python, B. (2017)

[138] Die Änderung des Langenverhältnisses zwischen Power- und Steuerleinen von 0-500 mm im Manöver „lineares Powern“ erfolgte bei Hummel innerhalb von 4,5 Sekunden.

Der zweite Fokus von Pythons Untersuchungen bezog sich auf das von Hummel verwendete analytische Modell und die getroffenen Annahmen sowie Vereinfachungen zur Berechnung der aerodynamischen Parameter. Darin werden die Masse des Kiteschirms und des Seils sowie die vom Seil erzeugten aerodynamischen Kräfte und der Leinendurchhang vernachlässigt. Die Bestimmung der Gleitzahl erfolgt unter der Annahme eines perfekt gespannten Seils direkt aus dem Tangens des gemessenen Höhenwinkels. Der Tangens weist in der Nähe von 90° einen asymptotischen Verlauf auf. Moderne Kiteschirme nehmen typischerweise statische Flugpositionen in einem Höhenwinkelbereich von ca. 75-85° ein. Aus diesem Grund können kleine Ungenauigkeiten bzw. Fehler in der Bestimmung des Höhenwinkels zu großen Abweichungen in der Berechnung der Gleitzahl führen. Dementsprechend erachtet Python besonders die Annahme des perfekt gespannten Seils und damit die Vernachlässigung den Leinendurchhang als kritisch, weshalb er dessen Auswirkung auf die berechneten aerodynamischen Parameter anhand eines entsprechenden analytischen Modells untersucht. Er kommt zu der Erkenntnis, dass dadurch im ungünstigsten Fall eine um 55% niedrigere Gleitzahl berechnet wird, als tatsächlich vorliegt[139]. Zusätzlich erweitert er das analytische Modell des Kitschirms durch die Integration der von Hummel vernachlässigten Gewichtskräfte und der vom Seil erzeugten aerodynamischen Kräfte in den Gleichgewichtszustand. Die Berücksichtigung dieser Parameter ergibt eine 29% höhere Gleitzahl, einen 16% höheren Auftriebs- und einen 10% höheren Widerstandskoeffizienten[140].
Außerdem führt Python eine Sensitivitätsanalyse bezüglich der aerodynamischen Parameter durch, wobei sich herausstellt, dass insbesondere die für die Berechnung zu Grunde gelegte Anströmgeschwindigkeit sehr großen Einfluss hat und damit die Ergebnisse stark verfälschen kann[141]. In seinem Fazit empfiehlt Python genau wie Hummel deshalb für zukünftige Vermessungen von Kiteschirmen die Nutzung einer Anströmungsmessung.
Die Erkenntnisse von Python und Hummel bilden die Motivation für die Masterarbeit von Oehler[142] und eine gemeinsame Veröffentlichung von Oehler und Schmehl[143]. Im Rahmen dieser Arbeit wird ein System zur Messung der Anströmung des Kiteschirms entwickelt. Dieses besteht aus einer Pitotsonde und zwei Windfahnen und wird oberhalb der KCU an den Frontleinen befestigt. Durch einen ausreichenden Abstand zum Kiteschirm wird sichergestellt, dass die gemessene Anströmung nicht durch die Umströmung der Tragfläche verfälscht wird. Unter der Annahme, dass die Frontleinen im voll gepowerten Zustand senkrecht zur Profilsehne

[139] Python, B. (2017), S. 93
[140] Python, B. (2017), S. 93
[141] Python, B. (2017), S. 91: eine 50% höhere Anströmgeschwindigkeit führt nahezu zu einer Verdopplung der berechneten Gleitzahl
[142] Oehler, J. et al. (2018)
[143] Oehler, J., Schmehl, R. (2019)

ausgerichtet sind[144], kann aus dem gemessenen Winkel der Frontleinen zum Anströmvektor die Ausrichtung des aerodynamischen Kräftevektors zur Profilsehne und damit die Gleitzahl bestimmt werden. In dem für die Feldtests verwendeten System der Fa. Kitepower muss dafür die Gewichtskraft der KCU berücksichtigt werden, da diese in den meisten Flugsituationen durch eine Verschiebung des aerodynamischen Kräftevektors ausgeglichen werden muss, sodass dieser nicht parallel entgegengesetzt zur Seilkraft ausgerichtet ist. Auf Basis der Gleitzahl kann anschließend der Auftriebsbeiwert berechnet werden.

Es ist mit dieser Methode zur Bestimmung der Gleitzahl möglich, die Vermessung von Kiteschirmen durchzuführen, die zu groß sind für eine Vermessung mit dem von Hummel entwickelten Prüfstand. Außerdem ist die Vermessung im dynamischen Flug und somit während der Ausführung der für den regulären Betrieb erforderlichen Trajektorien möglich. Da die Bestimmung der aerodynamische Parameter nicht auf Basis von Leinenwinkelmessungen erfolgt, haben das Gewicht und der Durchhang der Leine keinen Einfluss und müssen daher nicht modelliert werden. Es wird allerdings unter Einfluss des natürlichen Windes gemessen, sodass Böen die Messung verfälschen können und keine definierte Windgeschwindigkeit eingestellt werden kann. Außerdem kann keine Aussage über die Verteilung der Kräfte in den Leinen gemacht werden, da keine Kraftmessdosen verbaut sind.

Es wurden Tests mit einer an die Anforderungen von Kitepower angepassten Variante des Genetrix Hydra LEI-Kiteschirms mit einer Fläche von 25 $m^2$ durchgeführt. Die aus den Messdaten dieser Tests berechneten Gleitzahlen [145] zeigten im Vergleich eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen anderer Ansätze zur Bestimmung der aerodynamischen Koeffizienten des Modells Genetrix Hydra[146]. In den Tests wurden außerdem ein Abfall der Gleitzahl während des Kurvenflugs und eine Abhängigkeit der aerodynamischen Parameter von der lastabhängigen Verformung des Kiteschirms beobachtet.

Um dieses Verhalten und die Mechanismen, die die Gierbewegung eines Kiteschirms auslösen (vgl. Unterkapitel 3.1), genauer zu untersuchen, führt van Reijen im Rahmen seiner Masterarbeit[147] Versuche zur Vermessung der Verformung im Flug durch. Außerdem verfolgt van Reijen mit seinen Versuchen erstmals einen Ansatz zur systematischen Vermessung der Drehfreudigkeit, also des Proportionalitätsfaktors $g_k$ im TRL (vgl. Abschnitt 3.1.4). Der Vollständigkeit halber soll an dieser Stelle erwähnt werden, dass mit dem Ziel, die Robustheit von Flugregelungen zu erhöhen, bereits einige Ansätze verfolgt wurden, um die Drehfreudigkeit

---

[144] Diese Annahme trifft in der Regel zu, da die senkrechte Anordnung der Frontleinen zur Profilsehne im voll gepowerten Zustand eine gewünschte optimale Kraftübertragung ermöglicht, weshalb das Kitedesign entsprechend ausgelegt wird

[145] L/D=4 für die Auszugsphase und L/D=3 für die Rückholphase

[146] Ruppert, M. B. (2012), Fechner, U. et al. (2015), van der Vlugt, R., Bley, A., Noom, M., Schmehl, R. (2019)

[147] van Reijen, M. (2018)

und bzw. oder Totzeit mit Hilfe eines Optimierungsalgorithmus online zu schätzen[148]. Eine systematische Vermessung der Parameter wurde allerdings nicht durchgeführt.
Für van Reijens Untersuchungen werden jeweils ein IMU an der Mittelstrut und auf dem Tuch an den beiden Tips eines Genetrix Hydra V5 LEI-Kiteschirms in der Größe 14 $m^2$ befestigt sowie Kraftmessdosen in den Leinen montiert. Aus den von den IMUs gemessenen Positions- und Orientierungsänderungen soll dann die Verformung bestimmt werden. Zusätzlich wird das von Oehler entwickelte System zur Messung des Anströmvektors verwendet, um Aussagen über die Anströmgeschwindigkeit, den Anstellwinkel und den Driftwinkel machen zu können. Die Montage des Systems erfolgt in diesem Fall aber nicht in den Frontleinen, sondern an einem am Kiteschirm befestigten Karbonstab.
Die Versuche werden an einem Strand bei einer Windgeschwindigkeit von durchschnittlich 22 knt durchgeführt. Der Kiteschirm ist dabei am Boden verankert und die Manöver werden manuell über eine Standard-Kitesurfbar von einem Piloten gesteuert. Um eine Wiederholbarkeit der Manöver zu erreichen, werden mechanische Anschläge an der Bar verwendet, die eine Fixierung der Powerposition und eine Begrenzung des maximalen Lenkeinschlags ermöglichen. Zuerst wird der Kite nacheinander bei vier fest eingestellten Powerpositionen ca. eine Minute ruhig im Zenit gehalten. Anschließend wird eine definierte Kombination aus Powerposition und Lenkeinschlag eingestellt, um mit dem Kiteschirm einen Kurvenflug zu absolvieren. Die Einstellung wird so lange gehalten, bis ein Absturz droht. Es werden dabei alle Kombinationen der Lenkeinschläge 8° und 20° sowie der vier Powerpositionen jeweils ca. 15-mal getestet.
Bei der Auswertung der so gewonnenen Messdaten ergaben die Werte für den aerodynamischen Beiwert $C_R$ eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen von Python für denselben Kiteschirm. Um den Proportionalitätsfaktor $g_k$ zu bestimmen, wurden die Messdaten aus dem Bereich der Kurvenflüge extrahiert, in denen eine konstante Drehrate vorliegt und in das TRL eingesetzt. Dabei ergaben sich der erwartete lineare Zusammenhang und höhere $g_k$-Werte für höhere Powerpositionen. Der Kiteschirm reagiert also besser auf Steuereingaben, je höher die Powerposition ist. Diese Abhängigkeit konnte im Rahmen einer gemeinsamen Veröffentlichung von Oehler, van Reijen und Schmehl[149] durch genauere Analysen der von Oehler aufgenommenen Messdaten auch für den Kiteschirm mit einer Fläche von 25 $m^2$ beim Einsatz am Kitepower-Prototypen beobachtet werden. Die Drehfreudigkeit war während der Auszugsphase, in der die maximale Powerposition eingestellt ist, 40% höher als in der Rückholphase, wo eine um 40-60% geringere Powerposition verwendet wird. Dieser Anstieg entspricht dem Verlauf des Auftriebskoeffizienten $C_L$, weshalb Oehler et al. einen linearen Zusammenhang zwischen der Drehfreudigkeit und dem Auftriebskoeffizienten vermuten.

[148] Baayen, J. H. (2012), Rontsis, N. et al. (2015), Costello, S. (2015), Costello, S. et al. (2018) und Wood, T. A. et al. (2015a)
[149] Oehler, J. et al. (2018)

Bei der Auswertung der in den Versuchen von van Reijen aufgenommenen Messdaten der IMUs fiel auf, dass mindestens das Magnetometer des auf dem linken Tip montierten IMUs vermutlich durch den Akku gestört wurde und deshalb keine sinnvollen Werte lieferte. Es konnten aber trotzdem einige Analysen bezüglich der Verformung gemacht werden. Demnach tritt während des Kurvenflugs eine Kombination aller in Abschnitt 3.1.1 beschriebenen Effekte auf, wobei van Reijen aufgrund der Winkeländerungen in den unterschiedlichen Achsen an den Tips den Einfluss der Verwindung des Kiteschirms auf die Gierbewegung am größten einschätzt. Außerdem wurde beobachtet, dass die Erhöhung des Anstellwinkels beim Powern an den Tips mehr als doppelt so groß ist als an der Mittelstrut. Dies führt zu einem deutlich größeren Anstieg der Auftriebskraft an den Tips, weshalb sich der Radius des Kiteschirms und somit die projizierte Fläche, die die Auftriebskraft erzeugt, vergrößert. Ein für starre Flügel gängiger Vergleich unterschiedlicher Tragflächen anhand des dimensionslosen Beiwertes $C_R$ ist somit nicht möglich.

Einen weiteren Ansatz zur Vermessung der aerodynamischen Parameter anhand dynamischer Flugmanöver verfolgen Behrel et al.[150]. Dafür wurde ein kleiner Prüfstand entwickelt, der entweder an Land oder auf einem eigens zu diesem Zweck gebauten Boot eingesetzt werden kann. Es sind Kraftmessdosen in den Steuerleinen und eine 3D-Kraftmessdose verbaut, die es ermöglicht, die Kraft in den Frontleinen und unter der Annahme eines perfekt gespannten Seils die Position des Kiteschirms im Windfenster zu messen. Die Regelung der geflogenen Trajektorie erfolgt mit einem Regelalgorithmus, der weitestgehend dem von Fagiano et al. (vgl. Abschnitt 3.2.1) entwickelten Algorithmus entspricht. Die Umsetzung der Steuerbefehle erfolgt über eine Manipulation der Steuerleinenlängen durch Seilwinden. Für die Messungen an Land wird außerdem ein SODAR-System verwendet, das es ermöglicht, das Windprofil zwischen 13 m und 108 m in 5-Meter-Schritten und mit einer zeitlichen Auflösung von fünf Minuten zu messen. Zusätzlich wird für eine Windmessung mit einer höheren zeitlichen Auflösung ein in einer Höhe von 8 m montiertes Ultraschallanemometer verwendet.

Zur Vermessung der aerodynamischen Parameter werden wiederholt achtenförmige Trajektorien abgeflogen und die Messdaten ähnlich wie bei Hummel gemittelt, um den Einfluss zufälliger Fehler zu minimieren. Anhand der Überlagerung des aus der Änderung der Kiteposition bestimmten Geschwindigkeitsvektors und des aus den Messungen des SoDAR interpolierten Windvektors wird anschließend für jeden Punkt der Trajektorie die Ausrichtung eines aerodynamischen Referenzsystems berechnet. In diesem Referenzsystem erfolgt dann anhand eines zweidimensionalen aerodynamischen Modells die Berechnung der Gleitzahl und des Auftriebsbeiwerts.

Es wurden insgesamt ca. 15 Stunden Messdaten aufgenommen und dabei unterschiedliche Leinenlängen von 25 m bis 80 m und verschiedene LEI-Kiteschirme eingesetzt. Die Auswertung der Daten erfolgte aber hauptsächlich anhand von Messdaten, die mit einem Cabrinha Switchblade in der Größe 5 $m^2$ an 25 m langen Leinen aufgenommen wurden. Dabei fiel, wie

[150] Behrel, M., Roncin, K., Leroux, J.-B., Montel, F., Hascoet, R., Nême, A., Jochum, C., Parlier, Y. (2018)

bereits von Oehler et al. beobachtet, ein Abfall der Gleitzahl während des Kurvenflugs und eine hohe Sensitivität der berechneten Gleitzahl bzgl. der für die Berechnung verwendeten Anströmgeschwindigkeit auf. Des Weiteren wurden für die Berechnung der aerodynamischen Koeffizienten ebenfalls sowohl ein Modell, in dem die Masse des Kiteschirms vernachlässigt, als auch eines, in dem die Masse berücksichtigt wird, zu Grunde gelegt und die Ergebnisse verglichen. Dabei zeigte sich, dass die Vernachlässigung der Masse des Kiteschirms im Modell hauptsächlich die berechnete Gleitzahl im Kurvenflug verfälscht. Die Berechnung ergibt dort dadurch 20% größere Werte für die Gleitzahl. Die gemessene Gleitzahl variiert über den Verlauf der Trajektorie ca. zwischen 4 und 5 und erreicht die höchsten Werte am Ende der geraden Passage der Acht, kurz nach der Einleitung des Kurvenflugs. Dadurch, dass der Kiteschirm an dieser Stelle die höchste Geschwindigkeit erreicht, ergibt sich ein sehr ähnlicher Verlauf für die in den Frontleinen gemessene Zugkraft.

Die aktuellste Dokumentation eines Ansatzes zur experimentellen Vermessung stammt von Rushdi et al.[151] und beschreibt den Einsatz von maschinellem Lernen für die Vorhersage der von einem Kiteschirm erzeugten Zugkraft. Für die Erzeugung der Messdaten wird ein kleiner AWE-Prototyp mit einer Nennleistung von 7 kW verwendet, der auf einem Fahrzeug montiert ist. Ähnlich wie beim TETA-Prüfstand wird die Anströmung bei möglichst geringem Grundwind durch die Fahrgeschwindigkeit erzeugt. Die Steuerung des Kiteschirms erfolgt über eine KCU, in der eine Kraftmessung für die Powerleine integriert ist. Die Länge der Powerleine von 13,3 m wird konstant gehalten, während die Länge der Steuerleinen in drei Stufen variiert werden kann, um unterschiedliche Anstellwinkel zu erzeugen. Die beiden Manöver „Halten einer statischen Flugposition“ und „Achtenflug“ werden manuell von einem Piloten gesteuert. An dem für die Messungen verwendeten LEI-Kite mit einer Fläche von 6 $m^2$ ist eine Sensoreinheit montiert, die eine IMU, einen GPS-Empfänger, einen Drucksensor und ein Funkmodul beinhaltet. Es wurden insgesamt sieben Testläufe mit jeweils unterschiedlichen Kombinationen der Parameter „Fahrgeschwindigkeit“, „durchgeführtes Manöver“ und „Steuerleinenlänge“ durchgeführt. Basierend auf den Messdaten, die bei diesen Versuchen erzeugt wurden, wurde eine Sensitivitätsanalyse durchgeführt und Regressionsmodelle erstellt, sowie neuronale Netzwerke trainiert, um den jeweiligen Einfluss aller Inputparameter auf die erzeugte Zugkraft zu quantifizieren bzw. die erzeugte Zugkraft zu schätzen. Dabei konnte gezeigt werden, dass maschinelles Lernen für diesen Anwendungsfall prinzipiell sinnvoll eingesetzt werden kann und dass neuronale Netze zwar zeitaufwändiger zu trainieren sind, aber andere Regressionsmethoden bzgl. der Vorhersagegenauigkeit für die erzeugte Zugkraft übertreffen. Insgesamt ist die Aussagekraft der Studie aber begrenzt, da nur eine geringe Anzahl an Versuchen durchgeführt und nur wenige Messkanäle aufgezeichnet wurden bzw. wichtige Parameter wie die Anströmgeschwindigkeit oder die Steuereingaben nicht gemessen wurden.

[151] Rushdi, M. A., Rushdi, A. A., Dief, T. N., Halawa, A. M., Yoshida, S., Schmehl, R. (2020)

# 4. Forschungsumfang

In diesem Kapitel erfolgt die Abgrenzung des Forschungsumfangs durch die Formulierung der Forschungsfragen. Die Untersuchungen zur Beantwortung der Forschungsfragen erfolgen an LEI-Kiteschirmen aus dem Kitesport. Der Fokus liegt dabei auf der Grundlagenforschung, da die Ergebnisse nicht direkt auf andere Kiteschirm-Modelle oder -Größen übertragen bzw. skaliert werden können. Das aus den Ergebnissen gewonnene grundlegende Verständnis der Dynamik sowie die grundlegende Vorgehensweise für die Vermessung sind auch für andere Anwendungsgebiete von Kiteschirmen wie AWE von großem Mehrwert.

**Forschungsfrage 1: Anhand welcher Parameter lässt sich das dynamische Verhalten von Kiteschirmen beurteilen bzw. vergleichen?**

Ziel dieser Arbeit ist die Untersuchung und Charakterisierung von Eigenschaften, die das Verhalten von Kiteschirmen in dynamischen Flugmanövern beschreiben. Dafür sollen im Rahmen der ersten Forschungsfrage zunächst Parameter definiert werden, die eine quantitative Beschreibung dieser Eigenschaften und somit des dynamischen Verhaltens von Kiteschirmen ermöglichen.

Erste Untersuchungen bzgl. des Verhaltens von Kiteschirmen in dynamischen Flugmanövern sind durch die Einführung des TRL (vgl. Abschnitt 3.1.4) und im Rahmen der Entwicklung von Regelalgorithmen für Kiteschirme (vgl. Abschnitt 3.2.1) bereits durchgeführt worden. Außerdem wurden erste Ansätze zur systematischen Vermessung des dynamischen Verhaltens von Kiteschirmen und deren Verformung im Kurvenflug an der TU Delft verfolgt (vgl. Unterkapitel 3.3). Die aus der Literaturrecherche gewonnenen Erkenntnisse bilden deshalb die Basis für die Beantwortung der ersten Forschungsfrage.

**Forschungsfrage 2: Ist die reproduzierbare Vermessung der dynamischen Eigenschaften von Kiteschirmen möglich?**

Eine sehr ähnliche Forschungsfrage wurde bereits in der Dissertation von Hummel[152] formuliert und bearbeitet, aber nur zum Teil beantwortet. Die durchgeführten Vermessungen basierten ausschließlich auf Manövern, bei denen der Kite ruhig im Zenit gehalten wird, während nur die Powerposition $\varepsilon$ variiert wird (vgl. Abschnitt 3.3.6). Die hervorgerufene Dynamik beschränkte sich dementsprechend also auf den Anstellwinkel bzw. den Höhenwinkel.

Im Rahmen dieser Arbeit sollen hingegen dynamische Flugmanöver definiert und umgesetzt werden, in denen zusätzlich zur Powerposition $\varepsilon$ auch der Lenkeinschlag $\delta$ und damit die Kiteposition variiert wird.

---

[152] Hummel, J. (2017), S. 53

Damit das dabei auftretende dynamische Verhalten reproduzierbar vermessen werden kann, müssen die Manöver automatisiert und bei möglichst konstanter Anströmung durchgeführt werden. Außerdem muss die Sensorik des Prüfstands (vgl. Abschnitt 3.3.2) durch ein Onboard-Messsystem am Kiteschirm erweitert werden.
Im Rahmen anderer Forschungsvorhaben (vgl. Unterkapitel 3.3) wurden bereits ähnliche Messungen durchgeführt. Die Ausführung der Manöver erfolgte dabei allerdings unter dem Einfluss des natürlichen Windes sowie nicht automatisiert und somit nicht reproduzierbar.
Diese Besonderheiten stellen das Alleinstellungsmerkmal der in dieser Arbeit beschriebenen Forschung dar.

**Forschungsfrage 3: Kann mit Hilfe von Inertialsensoren die aus einer Steuereingabe resultierende makroskopische Verformung von Kiteschirmen gemessen werden, ohne dass das Flugverhalten signifikant beeinflusst wird?**

Für die Beantwortung der Forschungsfrage 4 ist es notwendig, die Verformung des Kiteschirms im Flug zu messen. Bisher in der Literatur dokumentierte Ansätze zur Messung der Verformung von Kiteschirmen im Flug nutzen Kamera- oder Lasersysteme (vgl. de Wachter & Costa[153]), deren Messbereich räumlich stark begrenzt ist. Die Vermessung dynamischer Manöver, die in einem großen Teil des Windfensters ausgeführt werden, wäre mit solchen Systemen nicht möglich. Eine Möglichkeit, dieses Problem zu umgehen, wäre die Montage eines solchen Systems in den Leinen des Kiteschirms. Aufgrund des Gewichts und der Größe hätte dies jedoch eine beträchtliche Beeinflussung des Flugverhaltens zur Folge. Aus diesem Grund soll im Rahmen der vorliegenden Arbeit ein robustes und sehr kompaktes sowie leichtes System aus miteinander vernetzten Inertialsensoren zur Messung der Kiteverformung zur Anwendung kommen.
Üblicherweise werden für die Messung der Verformung eines Objekts mehrere Inertialsensoren auf dem Objekt befestigt und deren räumliche Verschiebung sowie Orientierungsänderung zueinander gemessen. Diese Messmethode stößt an ihre Grenzen, wenn über einen längeren Zeitraum hohe Dynamiken vorherrschen, sodass keine Phasen auftreten, in denen das Objekt möglichst still, bestenfalls in einer bekannten Pose, gehalten wird. Eine weitere Herausforderung stellt die Befestigung der Sensoren am Kiteschirm dar. Auf dem Tuch ist zum einen eine reproduzierbare zerstörungsfreie Befestigung der Sensoren praktisch nicht möglich und zum anderen würden das Eigengewicht der Sensoren und die lokale Versteifung durch das Montagematerial die Verformung des Materials und damit höchstwahrscheinlich die Eigenschaften des Kiteschirms beeinflussen.
Zur Beantwortung der Forschungsfrage 3 muss deshalb zunächst ein Konzept für die sichere und gleichzeitig rückwirkungsarme Befestigung der Sensoren erarbeitet und erprobt werden. Anschließend soll analysiert werden, ob mit Hilfe spezieller Manöver Messdaten der

[153] Aart de Wachter (2008), Costa, D. (2011)

Inertialsensoren aufgezeichnet werden können, die ausreichend detailliert und präzise sind, um die Forschungsfrage 4 beantworten zu können.

**Forschungsfrage 4: Kann durch die Vermessung der makroskopischen Verformung infolge einer Steuereingabe der Mechanismus bestimmt werden, der die Hauptursache für die Einleitung des Kurvenflugs eines Kiteschirms darstellt?**

Wenn die Forschungsfrage 3 positiv beantwortet werden kann, soll die makroskopische Verformung des Kiteschirms während dynamischer Manöver gemessen werden. Insbesondere soll dadurch geklärt werden, welche der in Abschnitt 3.1.1 beschriebenen Mechanismen vorwiegend die Reaktion des Kiteschirms auf eine Längendifferenz der Steuerleinen verursacht. Es wird erwartet, dass anhand der kurz vor und während eines Kurvenflugs auftretenden makroskopischen Verformung festgestellt werden kann, ob eine deutliche Verwindung des Kiteschirms auftritt und wie sich der lokale Anstellwinkel an den Tips ändert.

# 5. Automatisierter Prüfstand zur Vermessung vollflexibler Tragflächen

In diesem Kapitel wird die Weiterentwicklung des in Unterkapitel 3.3 beschriebenen Prüfstands dokumentiert. Dafür werden zunächst die Messgrößen sowie zur Messung dieser Größen geeignete Manöver definiert. Anschließend wird die Entwicklung neuer Messsysteme sowie neuer Hard- und Software beschrieben, die die Messung der physikalischen Parameter ermöglichen, die für die Bestimmung der neu definierten Messgrößen benötigt werden.

## 5.1. Definition der zu messenden Parameter

Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Charakterisierung des dynamischen Verhaltens hochflexibler Tragflächen am Beispiel von Kiteschirmen. Zu diesem Zweck müssen zunächst Messgrößen definiert werden, anhand derer der Kurvenflug in Folge einer Änderung des relativen Lenkeinschlags quantitativ bzw. analytisch beschrieben werden kann. Wie in Abschnitt 3.2.1 gezeigt wurde, kann eine einfache, aber trotzdem präzise analytische Modellierung des Kurvenflugverhaltens durch die Anwendung des TRL bzw. einer Variante davon (vgl. Abschnitt 3.1.4) erfolgen.

Alle Varianten des TRL beschreiben in gewisser Art das für eine robuste Regelung essentielle Verhältnis zwischen der Längendifferenz der Steuerleinen und der sich daraus ergebenen Reaktion des Kiteschirms in Form einer Gierwinkeländerung anhand eines einheitenlosen Proportionalitätsfaktors. Dieser wird Drehfreudigkeit genannt und ist nicht, wie oft vereinfachend angenommen konstant, sondern neben der Geometrie des Kiteschirms auch von diversen veränderlichen Einflussparametern wie der Leinenlänge, der Position des Kiteschirms im Windfenster, der Anströmgeschwindigkeit und der Powerposition bzw. der Kraft in den Steuerleinen abhängig.

Außerdem wurde in Abschnitt 3.2.1 aufgezeigt, dass signifikante Verzögerungszeiten zwischen der Ausgabe des Steuerbefehls und der messbaren Reaktion des Kiteschirms auftreten können. Auch dieser Parameter ist nicht konstant, sondern von diversen veränderlichen Einflussparametern abhängig.

In Abschnitt 3.1.4 wurde bereits erläutert, dass das TRL häufig um einen Totzeitterm erweitert wird. Das TRL nimmt dann die folgende Form an:

$$\dot{\psi}_m(t) = g_k \cdot v_a \cdot \delta(t - d) \tag{5.1}$$

In der Formel 5.1 stellen die Drehfreudigkeit $g_k$ und Totzeit d die bisher unbekannten kitespezifischen, von der Flugsituation abhängigen Parameter dar.

Wenn bekannt ist, welche Werte diese beiden Parameter für eine beliebige Flugsituation annehmen, kann sehr genau vorhergesagt werden, wie der Kiteschirm auf Steuereingaben reagiert.

Neben der präzisen Umsetzung komplexer Trajektorien wäre damit die Validierung von Simulationen sowie ein Vergleich verschiedener Kiteschirme bzgl. des dynamischen Verhaltens möglich. Die reproduzierbare Vermessung dieser beiden Parameter ist deshalb von großem Interesse und hat im Rahmen der vorliegenden Arbeit die höchste Priorität.

## 5.2. Definition geeigneter Manöver

Um die beiden im vorigen Unterkapitel beschriebenen Parameter zur Charakterisierung des dynamischen Verhaltens von Kiteschirmen bestimmen zu können, müssen dafür geeignete Flugmanöver definiert und umgesetzt werden.
In Abschnitt 3.1.4 wurde erläutert, wie theoretisch durch die Anwendung des TRL bei gegebener Drehfreudigkeit der Kurvenradius berechnet werden kann (vgl. Formel 3.1). Dementsprechend wäre es umgekehrt durch die Anwendung der Formel 3.1 möglich, aus dem bei einem bekannten Lenkeinschlag geflogenen Kurvenradius die Drehfreudigkeit zu berechnen. Basierend auf dieser Überlegung und der Empfehlung von Hummel[154] wurde zunächst die Durchführung eines Looping-Manövers favorisiert.
Dieser sollte aus einer Ruheposition im Zenit eingeleitet werden und der Lenkeinschlag während des gesamten Loopings konstant gehalten werden. Bei Vorversuchen im Feld zeigten sich allerdings gleich mehrere Probleme, weshalb diese Idee schnell wieder verworfen wurde. Zum einen reagieren insbesondere größere Kiteschirme bei niedrigen Powerpositionen kaum auf Lenkeingaben, sodass der Radius des Loopings so groß wird, dass eine Kollision mit dem Boden und somit eine potentielle Beschädigung des Kiteschirms und der Onboard-Sensorik die Folge ist. Zusätzlich treten bei der Durchführung eines Loopings mit großem Kurvenradius sehr große Kräfte auf, die zu einer Beschädigung des Prüfstands führen könnten.
Aufgrund der hohen Dynamik ist das Manöver außerdem zwar sehr schnell absolviert, es werden dabei aber auch nur für sehr kurze Zeit Messdaten generiert und die Zeit, die nach der Durchführung des Manövers benötigt wird, um den Kiteschirm wieder in die statische Startposition im Zenit zu bringen, ist im Verhältnis zur Manöverzeit sehr hoch.
Da das Manöver sehr oft wiederholt werden muss, um eine für die statistische Mittelung ausreichende Datenmenge zu erzeugen, ist dementsprechend schon für die Vermessung nur einer Powerposition ein hoher zeitlicher Aufwand erforderlich, um mit diesem Manöver repräsentative Messdaten zu generieren. Um das dynamische Verhalten für den gesamten Powerbereich zu vermessen, vervielfacht sich die Zahl der erforderlichen Manöver und damit die benötigte Versuchsdauer entsprechend.
Erhard und Strauch begegneten im Jahr 2005 bei Untersuchungen zum TRL ähnlichen Problemen[155]. Sie führten ihre Feldtests unter dem Einfluss des natürlichen Windes durch.

[154] Hummel, J. (2017), S. 229
[155] Erhard, M., Strauch, H. (2014), S. 152 ff.

Insbesondere wechselnde Windgeschwindigkeiten erschwerten dabei die empirische Suche nach einer Gesetzmäßigkeit für das Gierverhalten von Kiteschirmen. Der Durchbruch gelang durch die Einführung des sog. bang-bang-Manövers. Dabei handelt es sich um einen „halb-automatisierten“ Achtenflug. Basierend auf einem Schwellwert des Gierwinkels wird wechselseitig zwischen zwei Lenkeinschlägen mit gleichem Absolutwert umgeschaltet. Die Position der Trajektorie im Windfenster wird dabei nicht direkt kontrolliert, weshalb der Kiteschirm schnell an Höhe verliert und beim Achtenflug immer tiefer in das Windfenster hineinfliegt. Der Pilot muss rechtzeitig wieder die Kontrolle übernehmen, um einen Absturz zu verhindern. Diese Entwicklung der Flugtrajektorie, die zunächst unerwünscht und nachteilig erscheint, stellte sich für Erhard und Strauchs Zwecke als sehr hilfreich heraus. Wie in Abschnitt 2.1.2 erklärt, steigt durch die Reduzierung des Höhenwinkels die Eigengeschwindigkeit und damit die Anströmgeschwindigkeit des Kiteschirms. Da während des bang-bang-Manövers in kurzer Zeit ein großer Höhenwinkelbereich durchflogen wird, wird gleichzeitig auch ein großes Spektrum an Anströmgeschwindigkeiten durchlaufen. Die Bandbreite der gemessenen Dynamik ist damit deutlich höher als bei dem Looping-Manöver. Die maximale Ausführungszeit ist allerdings auch bei diesem Manöver aufgrund des drohenden Absturzes relativ gering, sodass Störungen die Messdaten stark verfälschen können. Dieses Manöver war somit sehr nützlich, um die Gesetzmäßigkeit des TRL zu erkennen; für eine reproduzierbare systematische Vermessung des dynamischen Verhaltens ist es allerdings ebenfalls nicht bzw. bedingt geeignet. Aus diesem Grund wird in dieser Arbeit die Idee hinter der in Unterkapitel 3.3 erläuterten Messmethode von Behrel et al.[156] verfolgt. Bei dieser Methode werden über einen langen Zeitraum möglichst gleichförmige Achten geflogen, die anschließend gemittelt werden, um den Einfluss von zufälligen Störungen auf die Messergebnisse zu reduzieren.

Für die systematische Charakterisierung der Kiteschirme über den gesamten Powerbereich soll, mit einer relativen Powerposition von 0% beginnend, nach einer festgelegten Anzahl von Achten bzw. Zeit die relative Powerposition schrittweise erhöht werden, bis der gesamte Powerbereich vermessen ist. Die Form der Achten soll so eingestellt werden, dass die Trajektorien nicht zu weit in Richtung des seitlichen Windfensterrandes reichen. Bei niedrigen relativen Powerpositionen kann es ansonsten dazu kommen, dass die Reaktion des Kiteschirms auf Lenkeingaben nicht ausreicht, um der Gewichtskraft entgegenzuwirken. In Folge dessen kann der Kiteschirm nicht mehr in das Windfenster zurückgeflogen werden und driftet am Windfensterrand zu Boden. Bei hohen Powerpositionen kann es hingegen passieren, dass der Kiteschirm in den resultierenden großflächigen Achten sehr schnell wird und deshalb den Windfensterrand überfliegt, sodass ein Absturz in Folge eines Stalls auftritt.

Um den erforderlichen automatisierten Achtenflug mit möglichst gleichförmigen Trajektorien über einen langen Zeitraum umsetzen zu können, ist die in Unterkapitel 5.4 beschriebene Entwicklung und Implementierung einer robusten Regelung erforderlich.

---

[156] Behrel, M. et al. (2018)

Dafür wiederum ist die im folgenden Unterkapitel beschriebene Entwicklung einer Onboard-Sensorik, dem sog. Air Data System (ADS), erforderlich. Dieses soll unter anderem einen IMU und eine Anströmungsmessung enthalten und damit einerseits wichtige Inputdaten für die Regelung, als auch die erforderlichen Messdaten für die Charakterisierung des dynamischen Verhaltens liefern.

## 5.3. Entwicklung eines Onboard-Sensorsystems

In Unterkapitel 5.1 wurde erläutert, wie die Charakterisierung des dynamischen Verhaltens von Kiteschirmen im Rahmen dieser Arbeit durch die reproduzierbare Vermessung der Parameter Drehfreudigkeit $g_k$ und Totzeit d aus dem TRL erfolgen soll. Anders als die anderen Parameter aus dem TRL, die Drehrate $\dot{\psi}_m$, die Anströmgeschwindigkeit $v_a$ und die Längendifferenz der Steuerleinen $\delta$, können die Drehfreudigkeit und die Totzeit nicht direkt gemessen werden. Von den direkt messbaren Parametern kann mit dem TETA-Prüfstand bisher allerdings auch nur die Längendifferenz der Steuerleinen gemessen werden. Für die Berechnung der Anströmgeschwindigkeit am Kiteschirm wurde von Hummel[157] vereinfachend angenommen, dass diese bei geringer Windstärke der auf dem Dach des Zugfahrzeugs gemessenen Anströmung entspricht. In Feldversuchen zeigte sich allerdings, dass diese Annahme häufig nicht zutrifft. Das Flugfeld, auf dem die Messfahrten durchgeführt werden, ist größtenteils von Wald umgeben. Es kann deshalb beispielsweise vorkommen, dass in Bodennähe aufgrund der Abdeckung der Bäume keine Windgeschwindigkeit messbar ist, obwohl natürlicher Wind weht. Da die Abdeckung durch die Bäume auf Höhe des Kiteschirms deutlich geringer ausfällt, hat der natürliche Wind dort aber Einfluss. Darüber hinaus treten gelegentlich aufgrund von Thermik lokale Strömungseffekte auf, die einen ähnlichen Effekt verursachen.

Weiterhin setzt sich die Anströmung des Kiteschirms während dynamischer Flugmanöver aus der Windgeschwindigkeit und der Eigengeschwindigkeit des Kiteschirms zusammen, sodass eine Abschätzung der Anströmgeschwindigkeit auf Basis der von Hummel getroffenen Annahme für solche Manöver noch ungenauere Ergebnisse hervorbringen würde. Um die für die Vermessung des dynamischen Verhaltens benötigten Parameter Orientierung, Drehrate und Anströmgeschwindigkeit direkt messen zu können, ist die Entwicklung eines Onboard-Sensorsystems notwendig.

Die Entwicklung dieses Systems erfolgte im Rahmen mehrerer Projekt- und Abschlussarbeiten, die alle vom Autor angeleitet wurden. Eine detaillierte Auflistung aller im Rahmen der vorliegenden Dissertation durchgeführten Projekt- und Abschlussarbeiten ist im Anhang A.3 zu finden.

---

[157] Hummel, J. (2017)

### 5.3.1. System zur Messung der Position, Geschwindigkeit und Orientierung

Außer der direkten Messung der Drehraten soll das Onboard-Sensorsystem es auch ermöglichen, die Genauigkeit und Robustheit der Messung anderer Messgrößen wie beispielsweise die Positions- und Orientierungsmessung durch Sensorfusion zu erhöhen. Die Position und Orientierung des Kiteschirms stellen die wichtigsten Feedback-Parameter für die Kontrolle der Flugbahn dar. Eine genaue und verlässliche Messung dieser Parameter bildet damit die Grundlage für eine robuste Flugregelung. Die Messung der Orientierung erfolgt am TETA-Prüfstand bisher ausschließlich mit dem Kamerasystem und liefert nur unter bestimmten äußeren Bedingungen Messdaten in ausreichender Güte. Die Messung der Position kann entweder mit den gleichen Einschränkungen ebenfalls über das Kamerasystem oder über Seilwinkelsensoren erfolgen (vgl. Abschnitt 3.3.2). Dementsprechend muss vor der Durchführung einer Messung entschieden werden, welches Sensorsystem die Positionsdaten für die Regelung bereitstellen soll. Fällt das ausgewählte System aus, fehlen der Regelung kritische Inputdaten. Bei der Berechnung der Position aus den Seilwinkelmessungen wird vereinfachend ein perfekt gespanntes Seil zu Grunde gelegt. Diese Annahme trifft aber insbesondere in statischen Flugsituationen häufig nicht zu, wenn die Seilkraft nicht ausreicht, um der Gewichtskraft der Bar entgegenzuwirken. Das Onboard-Messsystem soll Messungen ermöglichen, die nicht negativ durch optische Effekte oder eine zu geringe Seilkraft beeinflusst werden. Durch eine Sensorfusion der unterschiedlichen Messsysteme kann somit eine Steigerung der Genauigkeit und Robustheit der Positions- sowie Orientierungsmessung erreicht werden. Ein gängiges Messsystem, das diese Anforderungen erfüllt und mit dem prinzipiell die Position, Geschwindigkeit und Orientierung eines Objekts gemessen werden kann, ist ein INS (vgl. Unterkapitel 2.3). Weltweit wurde der Ansatz, die Bewegung des Kiteschirms über ein INS zu erfassen, bereits in mehreren Projekten umgesetzt (vgl. Abschnitt 3.2.2). Die Verwendung eines INS als Lagesensor stellte sich hierbei als praktikable Lösung heraus. Durch den Einsatz moderner MEMS (Micro-Electro-Mechanical-System)-Sensoren ist es möglich, sehr kostengünstige und kompakte INS mit ausreichender Messgenauigkeit zu entwickeln. Diese beiden Eigenschaften sind für das Onboard-Messsystem von großer Bedeutung, da es zum einen durch einen Absturz des Kiteschirms zur Beschädigung des Messsystems kommen kann und zum anderen die Beeinflussung der Flugeigenschaften des Kiteschirms durch das Messsystem so gering wie möglich sein soll.

Aus diesem Grund sollte ein Onboard-Messsystem auf Basis eines MEMS-IMU entwickelt werden. Die erste Entwicklungsstufe eines solchen Systems wurde im Rahmen einer Projektarbeit[158] von Samuel Junglas erarbeitet. Der Fokus bei dieser Arbeit lag auf der Zielstellung, eine Messung der Orientierung umzusetzen, da diese wie bereits erwähnt bis dahin noch nicht zuverlässig gemessen werden konnte. Projektintern wurde dieses Messsystem Orientation Data System (ODS) genannt. Es soll an dieser Stelle kurz erwähnt werden, dass es prinzipiell auch möglich ist, die Gierwinkel des Kiteschirms aus dem Eigengeschwindigkeitsvektor zu schätzen, der wiederum aus dem

[158] Junglas, S. (2015)

Verlauf der Positionsdaten berechnet werden kann. Insbesondere wenn der Kiteschirm möglichst ruhig in einer statischen Flugposition gehalten werden soll, ist es allerdings erforderlich, den Gierwinkel direkt zu messen, da in dieser Flugsituation der Betrag des Eigengeschwindigkeitsvektors bestenfalls gleich null ist.
Aufgrund guter Erfahrungen aus einem anderen Projekt und den sehr geringen Kosten wurde folgende Hardware verwendet:

- Mikroprozessor ATMega88 (PU)
- Funkmodul nRF24L01
- Inertialsensor MPU-9250
- Platine mit weiteren Funktionsbausteinen

Die zuletzt genannte Platine wurde von Samuel Junglas entworfen und im Isolationsfräsverfahren gefertigt. Sowohl die Platine als auch das Gehäuse wurden auf einer Portalfräse gefertigt. Die im Gehäuse montierte Sensoreinheit ist in Abbildung 5.1 (a) dargestellt. In Abbildung 5.1 (c) ist die am Kiteschirm montierte Sensoreinheit zu sehen. Die Montage erfolgt über eine an die Kontur der Mittelstrut angepasste Lexan-Platte mittels Klettbändern. Das Sensormodul wird über eine Knopfzelle mit Energie versorgt und sendet die Messdaten über das Funkmodul an die in der Abbildung 5.1 (b) dargestellte Basisstation.

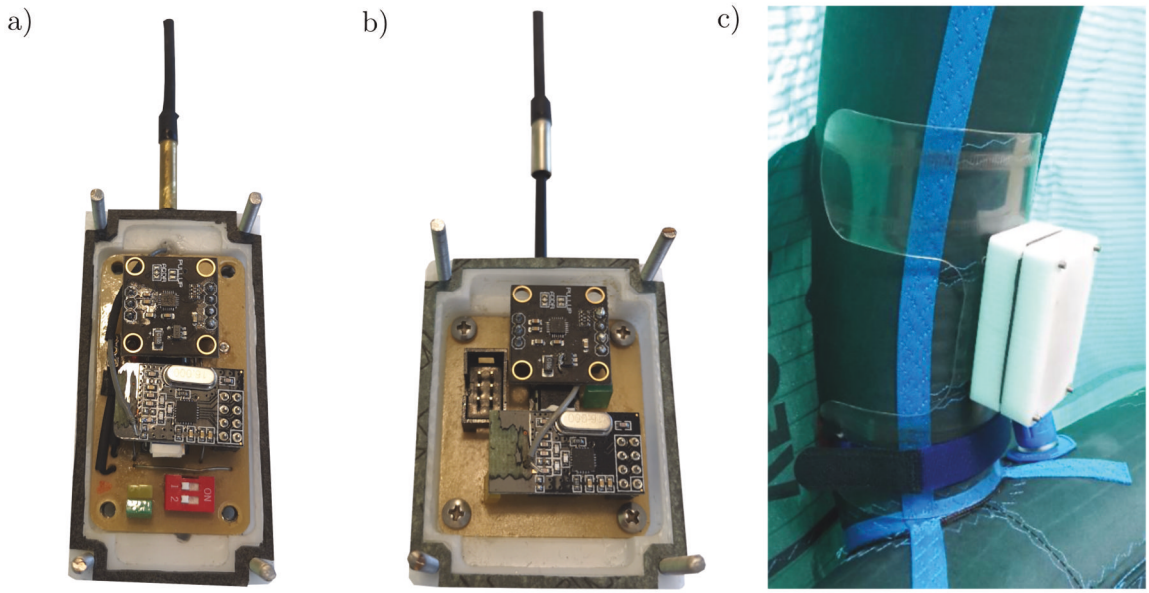



Abbildung 5.1: Orientation Data System: a) Kiteeinheit, b) Basiseinheit, c) Kiteeinheit am Kiteschirm montiert

Die Inbetriebnahme des Systems sowie die Entwicklung und Implementierung der Algorithmen zur Verarbeitung der Rohdaten wurden zusammen mit Enrico Seiler ebenfalls im Rahmen einer Projektarbeit[159] durchgeführt.

[159] Seiler, E. (2017)

Es zeigte sich schnell, dass die verwendete Hardware, anders als aufgrund der Erfahrungen aus dem anderen Projekt erwartet, für die Anwendung am TETA-Prüfstand nicht ausreichend leistungsfähig ist. Problematisch waren vor allem eine im Feldtest zu geringe Reichweite der Funkmodule sowie eine zu geringe Rechenleistung und Speicherkapazität des Mikrocontrollers. Darüber hinaus traten häufig Ausfälle der Module aufgrund beschädigter elektrischer Kontakte bzw. Leiterbahnen auf, die langwierige Fehlersuchen zur Folge hatten. Auch die Programmierung des Mikrocontrollers mittels Registern gestaltete sich kompliziert.
Aufgrund dieser Erkenntnisse wurde entschieden, eine komplette Neugestaltung des Sensorsystems unter dem Namen Air Data Systems (ADS) durchzuführen. Im Zuge dessen wurde außerdem eine Erweiterung der Funktionalität durch die Integration einiger zusätzlicher Sensoren in das ADS geplant.
Basierend auf den Erfahrungen, die mit dem ODS gesammelt wurden und einer ausführlichen Literaturrecherche (vgl. Abschnitt 3.2.2), wurde die im Anhang B.1.1 hinterlegte Anforderungsliste für das ADS erstellt.

**Hardware und Gehäuse**

Die Auswahl der Hardwarekomponenten des Sensorsystems erfolgte anhand der Anforderungsliste. Dabei wurde großer Wert auf eine Erhöhung der Zuverlässigkeit und der Benutzerfreundlichkeit gelegt. Dies sollte durch die Verwendung möglichst vieler Kaufteile und einer weniger komplexen Entwicklungsumgebung erreicht werden. Grundsätzlich besteht das Sensorsystem aus der Kiteeinheit, die am Kiteschirm befestigt wird und einer Basiseinheit, die auf dem Prüfstand montiert ist. Die Messdaten der Kiteeinheit werden kabellos über Funk an die Basiseinheit gesendet. Die Basiseinheit wiederum sendet ihre und die von der Kiteeinheit empfangenen Messdaten über eine serielle Schnittstelle an das sbRIO, die zentrale Recheneinheit des Prüfstands, in der alle Messdaten verarbeitet werden (vgl. Abschnitt 3.3.5). Die Hardware der Kite- und Basiseinheit ist weitestgehend identisch. Der einzige Unterschied besteht in der zusätzlichen Integration eines Differenzdrucksensors in die Kiteeinheit. Dieser Sensor wird für die Anströmungsmessung benötigt, weshalb erst im nächsten Unterkapitel genauer darauf eingegangen wird. Die verwendeten Hardwarekomponenten sind in der Tabelle B-2 im Anhang aufgelistet.
Aus der Tabelle geht hervor, dass trotz der häufig in der Literatur berichteten Probleme mit GNSS in AWES-Prototypen mit kurzen Leinen (vgl. Abschnitt 3.2.2) die Integration von GNSS-Empfängern eingeplant wurde. Dies geschah, weil feststand, dass mindestens die GPS-Daten der Basiseinheit einen großen Mehrwert für die spätere Datenanalyse darstellen werden. Es ist für eine Plausibilitätsprüfung beispielsweise hilfreich zu wissen, was für eine Route auf dem Testgelände abgefahren wurde oder an welcher Stelle bestimmte Messdaten aufgezeichnet wurden. Da die Kite- und Basiseinheit zur Reduzierung der Komplexität ohnehin identisch aufgebaut werden sollten und durch die Integration des GPS in die Kiteeinheit in jeden Fall kein Nachteil zu erwarten war, wurde das GPS-Modul auch auf der Platine der Kiteeinheit montiert. Außerdem bestand durch die Nutzung der SBAS-Funktionalität sowie einer externen Antenne die

Möglichkeit, bessere Positionsmessungen erreichen zu können, sodass auch die GPS-Daten der Kiteeinheit sinnvoll nutzbar wären.
Nachdem die Abmaße der Platinen feststanden, wurde für beide Sensoreinheiten jeweils ein passendes modulares Gehäuse entwickelt, das die Elektronik vor äußeren Einflüssen schützt und eine exakte Ausrichtung der Sensoren ermöglicht. Zusätzlich wurde eine auf diverse Kitemodelle und -größen anpassbare Halteklammer konstruiert, mit der eine sichere Befestigung der Kiteeinheit an der Mittelstrut des Kiteschirms realisiert werden kann. Die Gehäuseteile wurden im SLS-Verfahren im 3D-Labor der TU Berlin gefertigt. Die Halteklammern konnten aufgrund der geringeren Anforderungen an die Fertigungsgenauigkeit im fachgebietseigenen FDM-Drucker hergestellt werden. In Abbildung 5.2 sind alle Komponenten der Kiteeinheit und in Abbildung 5.3 alle Komponenten der Basiseinheit dargestellt.

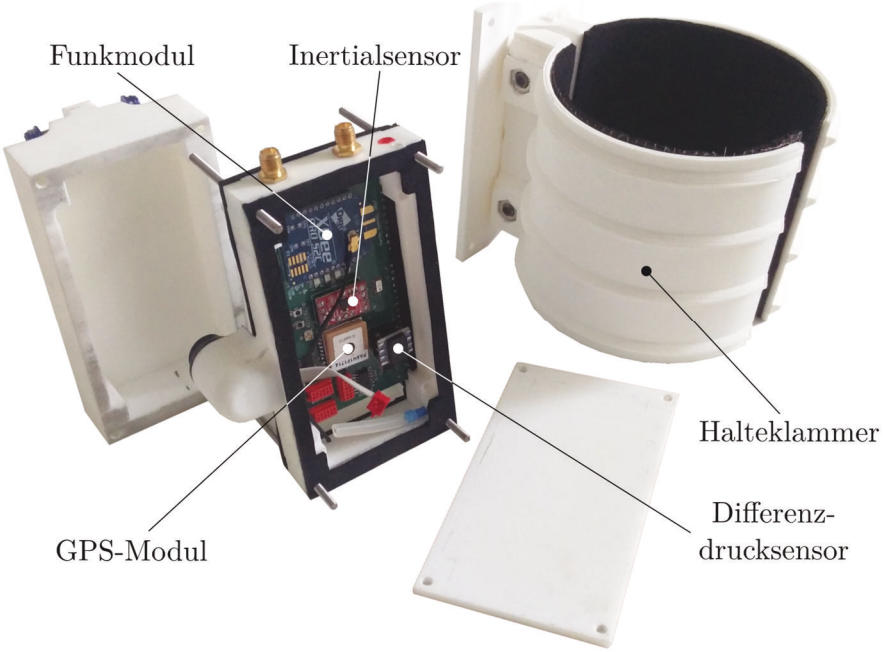



Abbildung 5.2: Komponenten der Kiteeinheit (Teensy 3.6 nicht sichtbar, da auf der unteren Platine verbaut)[160]

[160] Seiler, E. (2018)

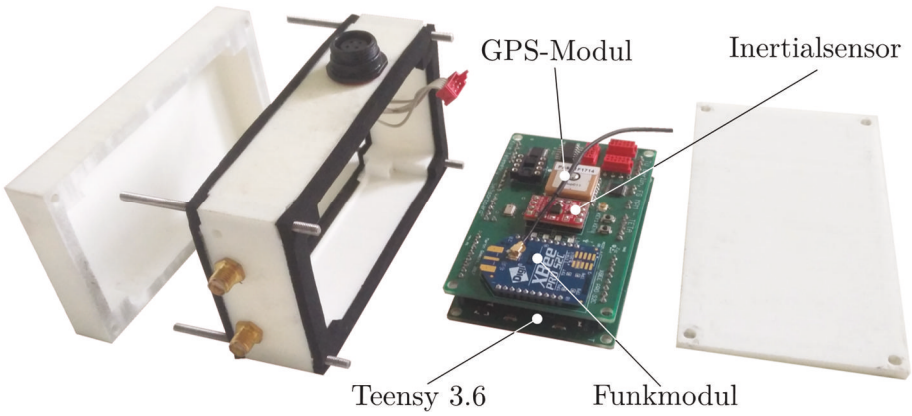



Abbildung 5.3: Komponenten der Basiseinheit[161]

### Justierung

Die erste Entwicklungsstufe des Algorithmus zur Filterung und Fusion der Messdaten des ADS wurde zusammen mit Enrico Seiler im Rahmen seiner Masterarbeit[162] umgesetzt. Zunächst musste sichergestellt werden, dass die Sensoren plausible Rohdaten liefern. Aus diesem Grund wurde eine ausführliche Justierung der Beschleunigungs-, Drehraten- und Magnetfeldsensoren durchgeführt. Die Justierung erfolgte nach einem linearen Ansatz und setzte sich dementsprechend aus einer Korrektur des Offsets sowie des Skalierungsfaktors zusammen.
Die Offsetkorrektur für die Drehratensensoren erfolgt automatisch bei jedem Start des Systems, indem die Sensoren für einen definierten Zeitraum nach dem Einschalten in einer Ruhelage belassen werden. Da in dieser Situation keine Drehraten ausgegeben werden sollten, reicht es aus, die Messwerte der Drehratensensoren in der Ruhelage zu nullen. Die Justierung der Skalierungsfaktoren kann durch den Abgleich der Messwerte bei definierten Rotationsbewegungen erfolgen. Für die Drehratensensoren des ADS wurde dies mit Hilfe eines Industrieroboters[163] des Instituts für Werkzeugmaschinen und Fabrikbetrieb der TU Berlin realisiert. Dieser weist eine sehr hohe Wiederholgenauigkeit von 0,15 mm auf und ist damit gut geeignet, um definierte Posen und Bewegungen für die Justierung vorzugeben. Die Sensoreinheiten wurden, wie in Abbildung 5.4 dargestellt, so am Roboterarm befestigt, dass der Ursprung des sensorfesten KS des IMU auf der Rotationsachse des Endeffektors lag.

[161] Seiler, E. (2018)

[162] Seiler, E. (2018)

[163] Comau S.p.A: NJ-370-3.0

Abbildung 5.4: Am Roboterarm montierte Sensoreinheit

Anschließend wurden mit Hilfe eines eigens dafür programmierten Algorithmus nacheinander definierte Rotationsbewegungen um alle Achsen des Gyroskops ausgeführt. Die dabei gemessenen Drehraten wurden integriert und das Ergebnis mit den Winkellagen des Roboterarms verglichen. Die maximale Winkelabweichung betrug weniger als 1°, weshalb entschieden wurde, dass die vom Hersteller vorgenommene Justierung der Skalierungsfaktoren der Drehratensensoren bereits ausreichend genau ist und nicht korrigiert werden muss.
Für die Justierung der Beschleunigungssensoren wurde eine Richtplatte genutzt. Diese wurde mit Hilfe eines Laser-Nivelliergeräts und einer Maschinenwasserwaage möglichst genau horizontal ausgerichtet (siehe Abbildung 5.5).

Abbildung 5.5: Horizontale Ausrichtung der Richtplatte zur Justierung der Beschleunigungssensoren[164]

[164] Seiler, E. (2018), S. 69

Die Sensoreinheiten wurden anschließend nacheinander so auf die Richtplatte gelegt, dass jeweils eine Achse des Beschleunigungssensors kollinear zum Erdbeschleunigungsvektor ausgerichtet ist. Diese Achse sollte idealerweise eine Beschleunigung von 1 g bzw. in der entgegengesetzten Ausrichtung −1 g messen. Die anderen beiden Achsen sind in diesen Posen orthogonal zum Erdbeschleunigungsvektor ausgerichtet und sollten somit keine Beschleunigung detektieren. Für die Justierung wurden die Abweichungen von diesen erwarteten Messwerten durch eine Anpassung der Offset- und Skalierungsfaktoren korrigiert.
In Unterkapitel 2.3 wurde bereits erwähnt, dass die Messwerte eines Magnetometers sehr stark durch ferromagnetische Bauteile in der Umgebung beeinflusst bzw. verfälscht werden können. Deshalb ist es erforderlich, die Magnetometer möglichst exakt in der Umgebung zu justieren, in der diese später eingesetzt werden. Bei einem korrekt justierten 3-Achs-Magnetometer bilden alle Messwerte eine Punktwolke in Form einer perfekten Kugelsphäre, die im Ursprung des Achsensystems zentriert ist. Die maximalen Messwerte bilden dabei die Ränder der Kreise dieser Kugelsphäre, die jeweils durch zwei Sensorachsen aufgespannt werden. Die Messwerte nehmen den Maximalwert an, wenn die jeweils dritte Achse senkrecht zu den Magnetfeldlinien ausgerichtet ist und der Sensor nur um diese dritte Achse rotiert wird. Alle anderen Punkte werden bei der Variation der Orientierung um mehrere Achsen angenommen. Die gesamte Punktewolke lässt sich demnach erzeugen, indem der Sensor beliebig um den Ursprung des Achsensystems rotiert wird, sodass dieser nacheinander möglichst viele Orientierungen annimmt[165].
Ist das Magnetometer nicht justiert, verteilen sich die Messwerte anstatt auf der idealen Kugelsphäre auf einer elliptischen Sphäre, die nicht im Ursprung des Achsensystems zentriert ist. Diese Abweichung muss für die Justierung durch die Anpassung der Offset und Skalierungsfaktoren korrigiert werden. Dafür werden mit der Sensoreinheit möglichst an der Position, an der diese später Messwerte aufnehmen soll, wie im letzten Satz des vorigen Absatzes beschrieben, möglichst viele unterschiedliche Orientierungen durchlaufen. Die dabei aufgenommenen Messwerte werden anschließend in ein frei verfügbares Software-Tool[166] eingespeist, mit dem die Korrekturwerte berechnet werden.

**Software**

Nachdem sichergestellt werden konnte, dass alle Sensoren der integrierten IMU plausible Messwerte bereitstellen, wurde die Entwicklung und Implementierung eines Fusionsalgorithmus begonnen. Dafür wurde zunächst die nachfolgende Liste mit grundlegenden Anforderungen erstellt:

- hohe Recheneffizienz, um Integration des Algorithmus unter Einhaltung der festgelegten Taktzeit des TETA-Prüfstands zu ermöglichen

[165] Kris Winer: Simple and Effective Magnetometer Calibration
[166] Sailboat Instruments: Magneto

- überschaubare Komplexität / geringer Implementierungsaufwand
- Modularität / Kombinierbarkeit mit anderen Ansätzen
- einfache Parametereinstellung

Basierend auf einer ausführlichen Literaturrecherche (vgl. Abschnitt 3.2.2) und einer zusätzlichen Internetrecherche im Rahmen der Masterarbeit von Enrico Seiler[167] wurden gängige Algorithmen zur Zustands- und Parameterschätzung analysiert und bzgl. der Erfüllung der Anforderungen bewertet. Besonderes Gewicht wurde dabei weiterhin daraufgelegt, möglichst schnell und unkompliziert vor allem eine Messung der Orientierung zu realisieren. Außerdem wurde die generelle Funktionsfähigkeit der Orientierungsschätzung zunächst höher gewichtet als die Genauigkeit.

Für die Schätzung der Orientierung wurde der sog. Madgwick-Filter [168] favorisiert. Die Anwendung dieses Algorithmus für AWES ist bisher nicht dokumentiert. Der Madgwick-Filter zeichnet sich vor allem durch eine hohe Recheneffizienz bei ähnlich hohen bzw. teilweise sogar höheren Genauigkeiten als beim Einsatz komplexerer Algorithmen aus[169]. Außerdem sind der Quellcode sowie die Dokumentation dieses Algorithmus frei verfügbar und aufgrund der im Internet dokumentierten Anwendungsbeispiele war zu erwarten, dass die Ausführungszeit auf der vorhandenen Hardware den geforderten Wert nicht überschreitet. Diese Eigenschaften führten insgesamt zu einem hohen Erfüllungsgrad der Anforderungen und damit zur höchsten Bewertung.

Der Madgwick-Filter schätzt die Orientierung auf Basis der IMU-Messdaten in Form von Quaternionen. Die mathematische Beschreibung der Rotation bzw. Orientierung eines Körpers im dreidimensionalen Raum durch Quaternionen gestaltet sich beispielsweise im Verglich zu Euler-Winkeln deutlich recheneffizienter. Zusätzlich besteht bei der Verwendung von Quaternionen nicht das von Euler-Winkeln bekannte Problem von Singularitäten in Form des sog. Gimbal Locks. Für tiefergehende Erläuterungen zu Quaternionen und den Vorteilen derer Verwendung zur Beschreibung der Orientierung soll an dieser Stelle auf die Veröffentlichungen von Madgwick[170] und Kuipers[171] verwiesen werden.

Die Implementierung des Madgwick-Filter sowie der gesamten ADS-Software, projektintern TETA-OS genannt, erfolgte im Arduino-Entwicklungssytem in der Programmiersprache C/C++.

In Abbildung 5.6 ist schematisch der durch das TETA-OS gesteuerte Datenfluss zwischen den einzelnen Hardwarekomponenten der Kite- und Basiseinheit sowie zwischen den beiden Einheiten dargestellt. In der Abbildung ist außerdem visualisiert, an welcher Stelle dieser Architektur der Madgwick-Filter integriert wurde. Es ist darüber hinaus das große Spektrum unterschiedlicher maximaler Aktualisierungsraten der verschiedenen Sensoren zu erkennen. Um die Abfrage aller

---

[167] Seiler, E. (2017)

[168] Madgwick, S. O. H. (2010)

[169] Madgwick, S. O. H. (2010), S. 21

[170] Madgwick, S. O. H. (2010), S. 4 ff.

[171] Kuipers, J. B. (2000)

Sensoren sowie die weiteren Berechnungsschritte auf dem Mikrocontroller trotz der während Abfragen entstehenden Wartezeiten in Echtzeit durchführen zu können, wurde für das TETA-OS eine spezielle modulare Multithreading-Architektur entwickelt und umgesetzt. Der genaue Ablauf dieser Softwarearchitektur ist in Anhang B.1.3 hinterlegt.

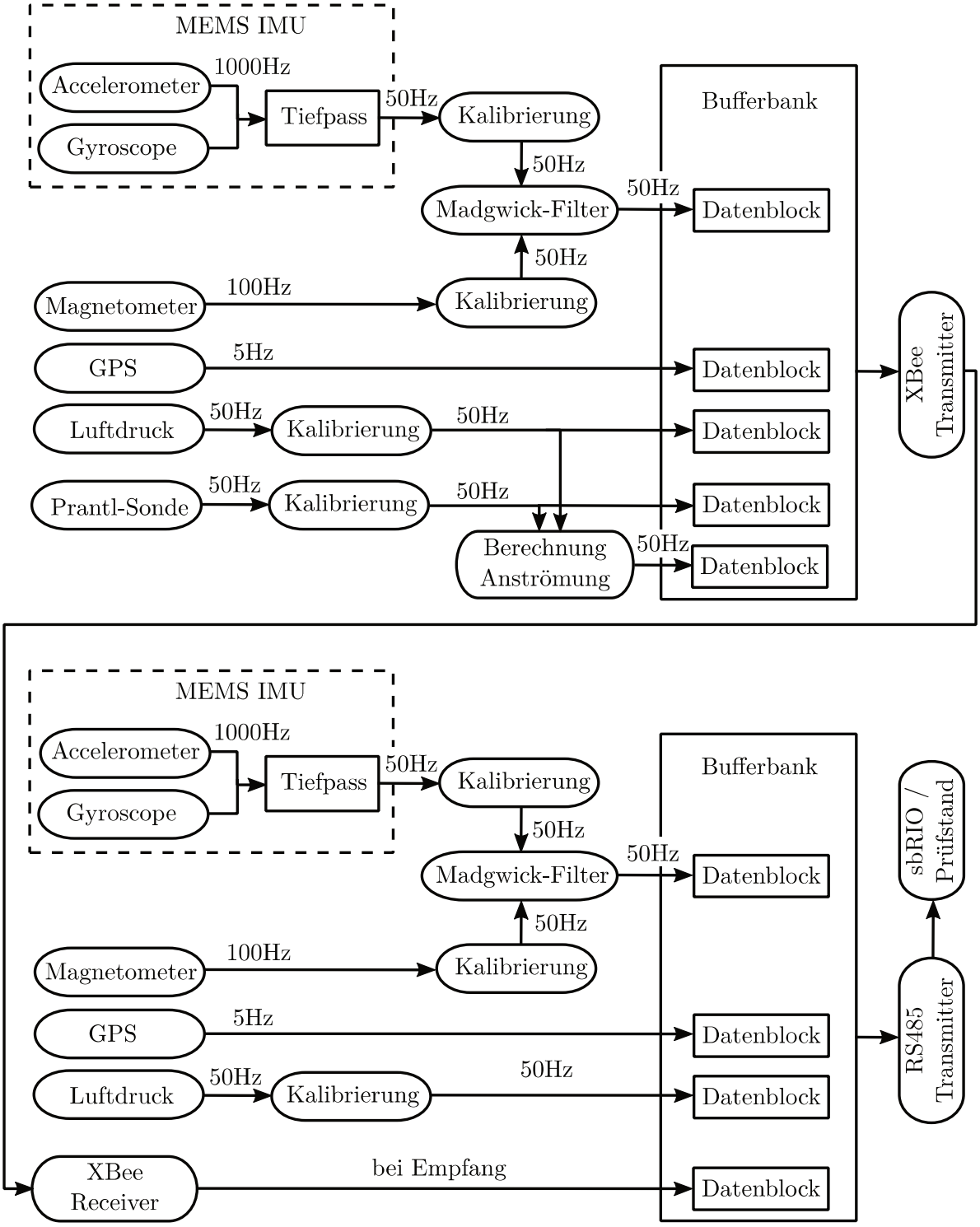



Abbildung 5.6: Signalfluss in der Kiteeinheit (oben) und in der Basiseinheit (unten) sowie zwischen den beiden Einheiten

Nachdem die grundsätzliche Funktionsfähigkeit der ADS-Software sichergestellt werden konnte, wurden Feldtests durchgeführt, um die Leistungsfähigkeit unter realen Bedingungen zu untersuchen. Abgesehen von der höheren Aussagekraft von Feldtests bzgl. der typischen Testbedingungen ist eine Validierung des Algorithmus anhand von Labortests generell nicht möglich, da unter gängigen Laborbedingungen die Magnetometer-Messungen zu stark durch Geräte und Materialien in der Umgebung gestört werden. Bei den Feldtests stellte sich heraus, dass das Verhalten des Filters und die Aussagekraft der Schätzungen sehr stark von der Einstellung des Madgwick-Filters abhängen. Die Einstellung des Filters erfolgt über die Variation zweier Verstärkungsfaktoren. Da diese keine direkte physikalische Bedeutung haben, gestaltet sich die Suche nach geeigneten Einstellungen allerdings schwierig und kann ausschließlich iterativ durchgeführt werden. Zusätzlich bestand bei der Einstellung die Schwierigkeit, dass in den Feldtests der wahre Wert der Orientierung in der Regel nicht bekannt ist, weshalb zunächst nur ein qualitativer Abgleich der Messwertverläufe mit Referenzwerten durchgeführt werden konnte. Die Gierwinkelschätzung wurde beispielsweise mit einem aus Videoaufnahmen bestimmten Gierwinkel verglichen und die Schätzung des Nickwinkels anhand der Höhenwinkelmessung der Seilwinkelsensoren auf Plausibilität geprüft. So konnte gezeigt werden, dass der Algorithmus auch in Feldtests grundsätzlich korrekt funktioniert und plausible Messdaten liefert.
Die Schätzungen des Madgwick-Filters waren bei der Anwendung auf Messdaten von Feldtests allerdings immer stark verrauscht und wiesen starke Ausreißer auf. Aus diesem Grund wurden im Rahmen einer Projektarbeit [172] zusammen mit Florian Triebel weitere Erprobungen durchgeführt, um die Orientierungsschätzung zu verbessern und eine zufriedenstellende Einstellung des Madgwick-Filters zu finden. Da diese Anstrengungen keine signifikante Verbesserung hervorbrachten, wurde eine tiefergehende Literaturrecherche gestartet, bei der eine vielversprechende Alternative entdeckt wurde: Der sog. CSG-Algorithmus[173] des Fachgebiets für Regelungssystem der TU Berlin. Dieser Algorithmus wird über Parameter eingestellt, die eine direkte physikalische Bedeutung haben. Sie stellen die Halbwertszeit der entsprechenden Korrektur in der Einheit Sekunden dar. Außerdem ist es im Gegensatz zu den meisten IMU-Sensorfusionsansätzen im CSG-Algorithmus möglich, getrennte Gewichtungen für die gravitations- und magnetfeldbasierte Schätzung einzustellen. Somit kann beispielsweise der negative Einfluss eines durch äußere Einflüsse gestörten Magnetfeldes auf die Orientierungsschätzung reduziert werden. Eine weitere Besonderheit stellt eine von der Dynamik abhängige, adaptive Gewichtung des Einflusses der Messdaten der Beschleunigungssensoren dar. Ein direkter Vergleich der Schätzergebnisse des CSG-Algorithmus und des Madgwick-Filters bei der Anwendung auf mehrere Datensätze aus Feldtests bestätigte die erwartete bessere Leistung des CSG-Algorithmus. Insbesondere gestaltete sich die Einstellung des CSG-Algorithmus deutlich logischer und dadurch zielführender. Durch die adaptive Anpassung des Algorithmus an die

[172] Triebel, F. (2019)

[173] Seel, T., Ruppin, S. (2017)

Dynamik konnten außerdem mit den gleichen Einstellungen gute Schätzergebnisse in einem größeren Dynamikspektrum erreicht werden. Aus diesem Grund wurde der Madgwick-Filter durch den CSG-Algorithmus ersetzt und fortan für die Schätzung der Orientierung verwendet.
Nachdem eine zuverlässige, rauscharme Schätzung der Orientierung möglich war, sollte in einer weiteren Entwicklungsstufe der Algorithmus zur Filterung und Fusion der Messdaten des ADS erweitert werden, um eine verbesserte Schätzung der Position zu erreichen. Erst durch eine genaue Schätzung der Position des Kiteschirms in Bezug auf den Prüfstand ist es möglich, aus der geschätzten Orientierung in einem lokalen erdfesten KS den für die Regelung und die Vermessung der Drehfreudigkeit wichtigen Gierwinkel des Kiteschirms zu bestimmen (vgl. Abschnitt 2.1.3). Die Erweiterung des Algorithmus wurde zusammen mit Hendrik Freter im Rahmen seiner Bachelorarbeit[174] und einer Veröffentlichung[175] umgesetzt. Nachfolgend werden die Erkenntnisse aufgelistet, die aus der in Abschnitt 3.2.2 zusammengefassten Literatur und den bisherigen Erfahrungen mit dem ADS sowie mit den Systemen zur Messung der Kiteposition am TETA-Prüfstand stammen und entscheidend für die Konzeptauswahl waren:

1. Die Nutzung eines GNSS-Empfängers zur Positionsbestimmung eines Kiteschirms an kurzen Leinen ist aufgrund unzureichender Genauigkeit und Zuverlässigkeit ungeeignet
2. Die Zuverlässigkeit des Kamerasystems hängt stark von den Einstellungen und den Testbedingungen ab, ist insgesamt aber unzureichend
3. In einigen Flugsituationen tritt selbst mit kurzen Leinen ein signifikanter Leinendurchhang auf, sodass die über Leinenwinkelsensoren bestimmte Position von der wahren Kiteposition abweicht und die Messung zusätzlich eine zeitliche Verzögerung aufweist
4. Eine Fusion der Messdaten von Leinenwinkelsensoren und einer IMU kann sehr gute Positionsschätzungen liefern
5. Das Kalman-Filter bietet den besten Kompromiss zwischen Funktionalität und Komplexität bzw. Recheneffizienz

Zusätzlich wurden die Sensorsysteme des TETA-Prüfstands bzgl. der Erfüllung der in Tabelle 1 aufgelisteten Kriterien bewertet. Dabei zeigte sich, dass die Seilwinkelsensoren und die IMU das größte Potential für eine zuverlässige und genaue Positionsbestimmung aufweisen.

[174] Freter, H. (2019)

[175] Freter, J. H., Seel, T., Elfert, C., Göhlich, D. (2020)

Tabelle 1: Bewertung der Sensorsysteme bzgl. der Positionsmessung

| Kriterien | Leinenwinkel | Kamera | IMU | GPS |
|---|---|---|---|---|
| Robustheit ggü. Ausfall | + | - | 0 | 0 |
| Räumliche Abdeckung | + | + | + | 0 |
| Zeitliche Abdeckung | + | 0 | 0 | - |
| Genauigkeit | + | 0 | 0 | - |
| Unsicherheit | 0 | - | + | 0 |
| Total | 4 | -1 | 2 | -2 |

Da das Hauptaugenmerk bei der Konzeptauswahl auf der Verbesserung dieser beiden Kriterien lag, wurde die Fusion dieser beiden Systeme favorisiert. Ziel der Fusion sollte sein, die Schwächen des einen Systems durch die Stärken des jeweils anderen Systems zu kompensieren. Dafür wurde das in Abbildung 5.7 dargestellte Konzept nach dem Prinzip einer sog. Complementary-Fusion ausgewählt. Die Umsetzung erfolgte mit einem Kalman-Filter. Die Unterscheidung zwischen gemessenen und geschätzten Parametern erfolgt anhand von Akzenten: Gemessene Parameter werden mit ˜ und geschätzte Parameter mit ˆ gekennzeichnet.

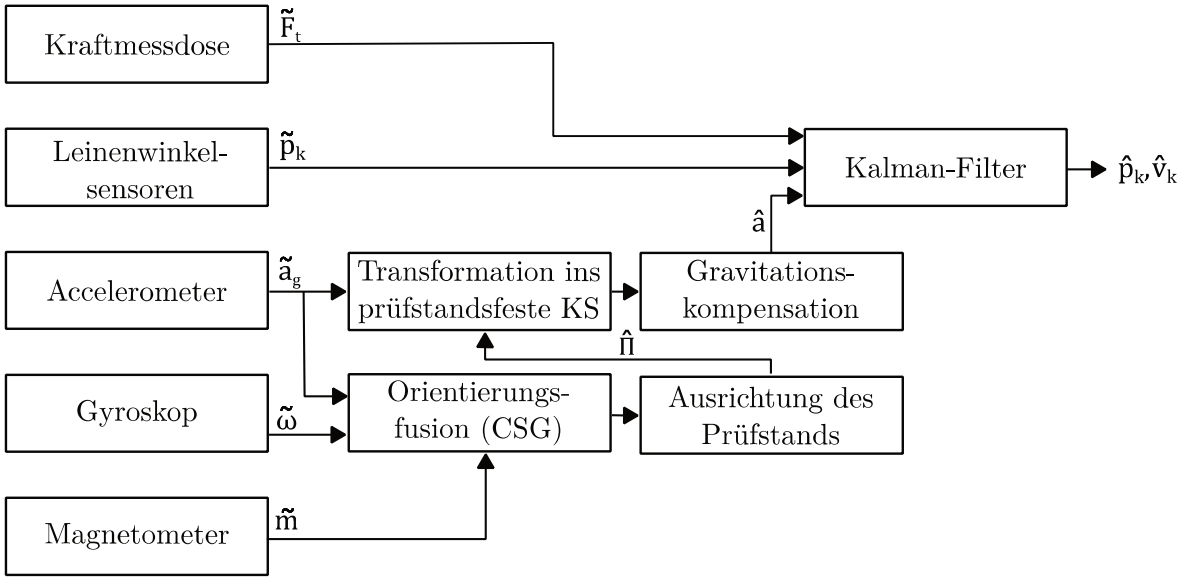



Abbildung 5.7: Schema des Algorithmus zur Schätzung der Position des Kiteschirms

Diese Fusion ermöglicht es, die Trägheit und den Durchhang des Seils durch die hochfrequenten und verzögerungsfreien Messungen der IMU zu kompensieren, während die genauen Messdaten der Seilwinkelsensoren als Referenz dienen, um dem Driftverhalten der IMU-Schätzung entgegen zu wirken. Da die IMU im kitefesten KS misst, während die Seilwinkelsensoren im prüfstandsfesten KS messen (vgl. Abschnitt 2.1.3), muss für eine sinnvolle Fusion eine Koordinatentransformation durchgeführt werden. Im CSG-Algorithmus erfolgt bereits eine Transformation vom kitefesten KS in ein erdfestes SEU-KS. Wird vereinfachend angenommen, dass der Prüfstand sich in einer ideal horizontalen Ebene befindet, unterscheidet sich das SEU-KS vom kitefesten KS nur in einer Rotation mit dem Winkel Π um die Hochachse. Π entspricht

dabei der Ausrichtung des Prüfstands gegenüber dem magnetischen Süden und kann beispielsweise aus den Messdaten des GPS-Empfängers oder der IMU der auf dem Prüfstand montierten Basiseinheit berechnet werden (vgl. Abbildung 5.8).

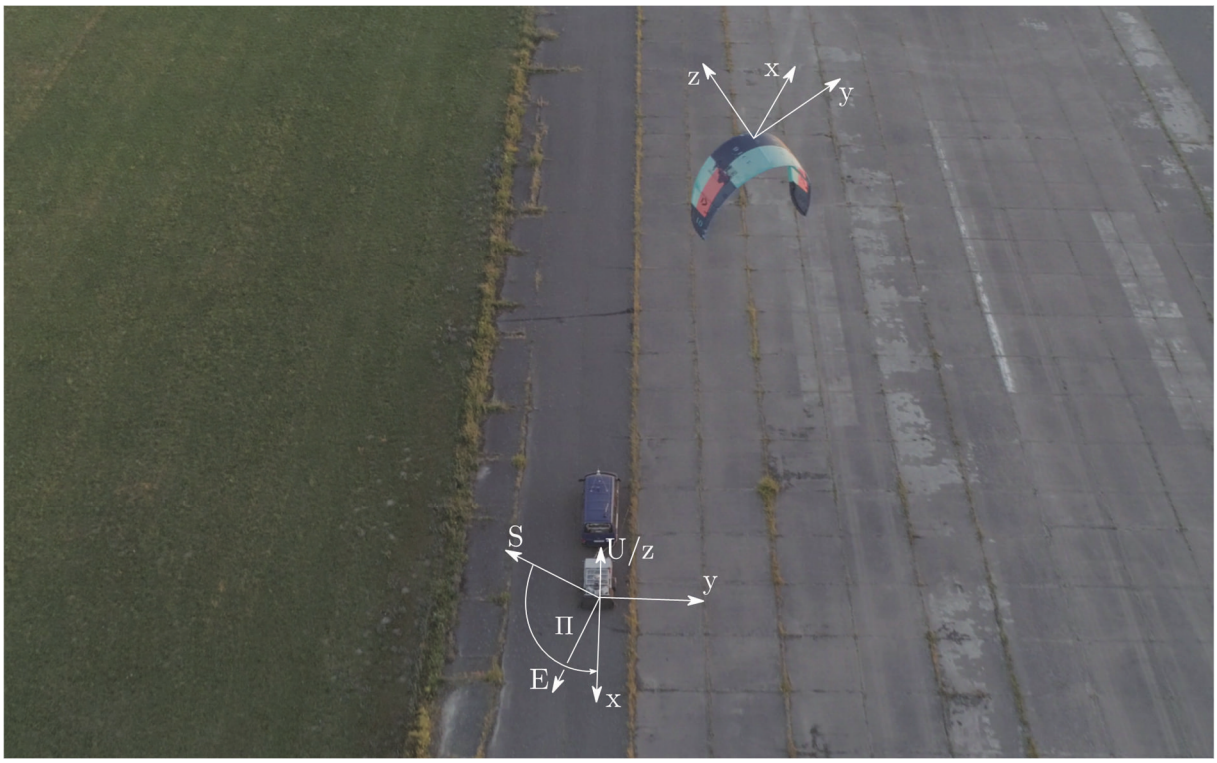



Abbildung 5.8: Prüfstandsfestes, kitefestes und SEU-KS

Für die Transformation der Beschleunigungswerte aus dem SEU-KS in das kitefeste KS muss also nur eine Multiplikation mit der Quaternion durchgeführt werden, die die Rotation um den Winkel Π beschreibt. Anschließend können die Anteile der Gravitationskraft an der gemessenen Beschleunigung eliminiert werden, um die dynamische Beschleunigung zu erhalten. Durch eine zweifache Integration der dynamischen Beschleunigung kann dann die Position berechnet werden. Alleinstellungsmerkmal des hier vorgestellten Fusions-Algorithmus ist die adaptive Gewichtung des jeweiligen Einflusses der beiden Sensorsysteme auf das Ergebnis. Um dies umzusetzen, erfolgt eine Anpassung der Kovarianz-Matrix R des Kalman-Filters in Abhängigkeit von der Seilkraft (siehe Freter et al.[176]):

$$R(k) = W(k)[I_3] \tag{5.2}$$

mit

$$W(k) = \begin{cases} \frac{1}{10^c}\left(\frac{1000}{F_t(k)}\right)^r, & \text{für } F_t(k) > 0 \\ 1e^{10}, & \text{für } F_t(k) = 0 \end{cases} \tag{5.3}$$

[176] Freter, J. Hendrik et al. (2020), S. 116

Je geringer die Seilkraft ist, desto geringer ist auch die Wahrscheinlichkeit, dass die für die Positionsbestimmung aus den Seilwinkeln zu Grunde gelegte Annahme des perfekt gespannten Seils zutrifft. Dementsprechend wird der Einfluss der Seilwinkelsensoren im Kalman-Filter mit sinkender Seilkraft exponentiell reduziert.
Der Algorithmus wurde in Feldversuchen getestet. Dabei fiel auf, dass im normalen Flugbetrieb praktisch kein Leinendurchhang mehr auftritt. Dies ist vermutlich auf die Tatsache zurückzuführen, dass während der Entwicklung des ADS die Bar aus den Leinen entfernt wurde (vgl. Abschnitt „Einfluss der Bar“ im Kapitel 6). In provozierten Flugsituationen mit dem Ziel, testweise Leinendurchhang zu erzeugen, zeigte sich, dass die gewünschte Funktionalität gegeben ist und die Messdaten der IMU partielle Fehlmessungen der Seilwinkelsensoren aufgrund von Leinendurchhang kompensieren können. In normalen Flugsituationen bestätigten die auf den Messdaten der IMU basierenden Schätzungen die anhand der Seilwinkelsensoren bestimmte Position, sodass zukünftig höheres Vertrauen in die Zuverlässigkeit und Genauigkeit der Positionsbestimmung gesetzt werden kann.

### 5.3.2. System zur Messung des Anströmvektors

Wie in der Einleitung dieses Kapitels bereits erwähnt, soll das Onboard-Sensorsystem auch die Messung des Anströmvektors am Kiteschirm ermöglichen, da die möglichst genaue Kenntnis über die Anströmverhältnisse am Kiteschirm essentiell ist für eine fundierte und präzise Vermessung von Kiteschirmen.
Ein geeignetes Sensorsystem zur Messung der Anströmgeschwindigkeit und des Anströmwinkels, mit dem ein in einer Strömung befindliches Objekt beaufschlagt wird, stellt eine Mehrloch-Prandtl-Sonde dar. Ein solches Strömungsmesssystem unterliegt sehr geringen Trägheiten und unter Berücksichtigung der unterschiedlichen Dichten der Luft bei verschiedenen Temperaturen können sehr hohe Genauigkeiten bei gleichzeitig großen Messbereichen erreicht werden. Darüber hinaus kann eine solche Sonde sehr kompakt und leicht gestaltet werden, sodass die Beeinflussung des Flugverhaltens minimal gehalten wird. Ein weiterer Vorteil des Sensorsystems ist die verlässliche und robuste Bauweise aufgrund der geringen mechanischen Komplexität ohne bewegliche Teile.
Nachteilig sind vor allem die sehr hohen Kosten für kommerzielle Mehrloch-Prandtl-Sonden. Da durch den Staudruck eine Beeinflussung der Anströmung unmittelbar vor dem Kite auftritt, muss die Messung der Anströmung möglichst weit vor der Fronttube erfolgen, wodurch das System bei einem Absturz mit hoher Wahrscheinlichkeit beschädigt wird. Zusätzlich zu den Anschaffungskosten könnten also ggf. noch sehr hohe Reparaturkosten entstehen.
Aus diesem Grund wurde zusammen mit Gian Tegel und Luis Neuweiler ein Projekt[177] gestartet mit dem Ziel, eine Mehrloch-Prandtl-Sonde zu entwickeln, die speziell auf die Anforderungen für den Einsatz am TETA-Prüfstand abgestimmt und dadurch insbesondere deutlich kostengünstiger

[177] Tegel, G., Neuweiler, L. (2020)

ist. Die vollständige Anforderungsliste, die die Basis für die Entwicklung bildete, ist in Anhang B.2.1 zu finden.

Sowohl die Maximalwerte als auch der Bereich der erwarteten Strömungsgeschwindigkeiten sind bei der geplanten Anwendung im Gegensatz zu den konventionellen Anwendungsgebieten solcher Sonden, wie beispielsweise der Luftfahrt oder dem Rennsport, vergleichsweise gering. Aus diesem Grund sind auch die Anforderungen an die Fertigungsgenauigkeit und Oberflächenqualität des Sondenkopfes deutlich geringer, sodass additive Fertigungsverfahren für dessen Herstellung genutzt werden können. Dies wiederum bietet ein sehr großes Potential bzgl. der Kostenreduktion. Dieser Ansatz wurde bereits im Rahmen eines anderen Projekts[178] erfolgreich umgesetzt und analysiert. Dabei wurden deutliche Vorteile von sphärischen gegenüber pyramidenförmigen Kopfgeometrien bezüglich Messgenauigkeit und Linearität festgestellt, weshalb die sphärische Kopfgeometrie für die Umsetzung im Rahmen des TETA-Projekts priorisiert wurde. Um den Anströmwinkel in zwei Ebenen messen zu können, die Komplexität des Sondenkopfes aber gleichzeitig möglichst gering zu halten, sollte eine 5-Loch-Sonde entwickelt werden. Dafür wurden zunächst mithilfe eines Morphologischen Kastens mehrere Konzepte erarbeitet, die anschließend vom Projektteam bewertet wurden. Anhand einer detaillierten Analyse der Bewertungen ergab sich die in Abbildung 5.9 als Skizze bzw. in Abbildung 5.10 als ausgearbeitetes CAD-Modell dargestellte Vorzugsvariante.

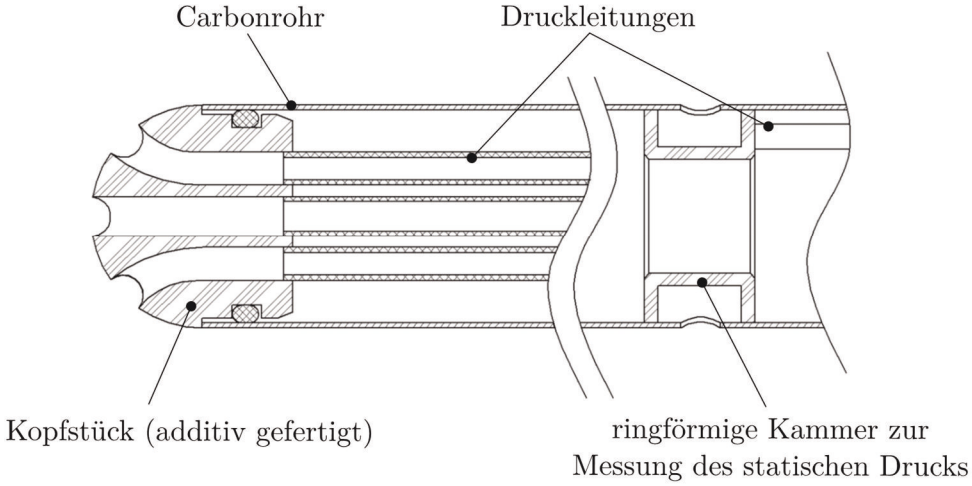



Abbildung 5.9: Vorzugsvariante für die Kopfgeometrie der 5-Loch-Prandtl-Sonde[179]

[178] Azartash-Namin, S. K. (2017)

[179] nach Tegel, G. et al. (2020)

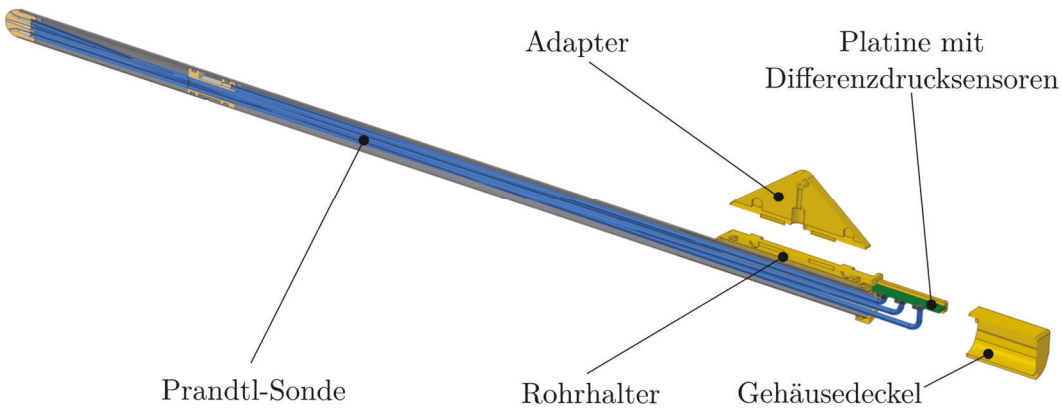



Abbildung 5.10: Ausgearbeitete Vorzugsvariante der 5-Loch-Prandtl-Sonde

Darin wird ein dünnwandiges Karbonrohr verwendet, um den durch selektives Lasersintern gefertigten Sondenkopf aufzunehmen und weit vor der Tragfläche zu positionieren. Es werden Druckluftschläuche genutzt, um die Verbindung zwischen den Löchern im Sondenkopf und den Differenzdrucksensoren [180] herzustellen. Die Messung des statischen Druckes erfolgt über Bohrungen im Karbonrohr und eine verschiebbare ringförmige Druckkammer, wodurch die Position, an der der statische Druck gemessen wird, bei Bedarf verändert werden kann. Die Weiterleitung des statischen Drucks zum Differenzdrucksensor erfolgt mit Hilfe eines weiteren Druckluftschlauchs. Die ausgearbeitete Vorzugsvariante ist in Abbildung 5.10 dargestellt.
Das Karbonrohr wird, wie in Abbildung 5.11 visualisiert, über die in der Abbildung 5.10 gelb dargestellten, im FDM-Verfahren hergestellten Bauteile an dem am Kiteschirm montierten Gehäuse des ADS befestigt. An das Karbonrohr geklebte Lamellen verhindern durch eine formschlüssige Verbindung zum Rohrhalter ein ungewolltes Verdrehen der Sonde, wodurch eine korrekte Ausrichtung der Drucklöcher sichergestellt wird.

[180] Sensirion AG: Datasheet SDP31-Digital; Die maximal messbare Anströmgeschwindigkeit beträgt mit diesen Sensoren mit einem Messbereich von $\pm 500$ Pa ca. 28 $\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}$. Der maximal zulässige Druck, mit dem die Sensoren beaufschlagt werden dürfen, ohne Schaden zu nehmen, beträgt 1 Bar.

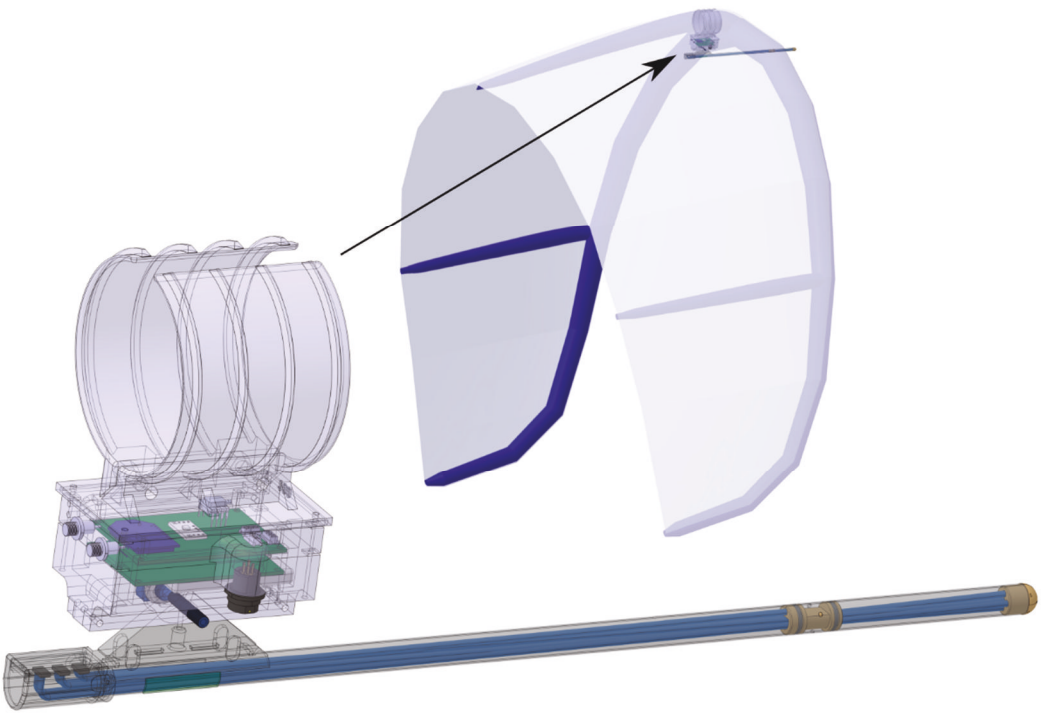


Abbildung 5.11: ADS inkl. Prandtl-Sonde am Kiteschirm montiert

Zusätzlich wird über den Rohrhalter das Gehäuse für die Differenzdrucksensoren realisiert. Die Fixierung der Sensoren erfolgt darin über die Platine, die in passende Schlitze eingeschoben wird. Der Schutz vor Umwelteinflüssen wird durch den Gehäusedeckel und eine Flachdichtung sichergestellt. Der dreieckige Adapter (vgl. Abbildung 5.10) wurde in diversen unterschiedlichen Größen gefertigt. Der Austausch dieses Bauteils ermöglicht eine Anpassung der Ausrichtung der Sonde. Diese wird im Betrieb so eingestellt, dass im statischen Flugzustand möglichst ein Anströmwinkel von 0° an der Sonde vorliegt. Es sei erwähnt, dass von den Anströmwinkeln der Sonde nicht direkt auf den Anströmwinkel des Kiteschirms geschlossen werden kann. Dafür muss zusätzlich mindestens die Ausrichtung der Sonde bezüglich einer definierten Referenz am Kiteschirm bekannt sein. Bei starren Flügeln bildet typischerweise die Profilsehne diese Referenz. Da sich Kiteschirme aber wie bereits in Abschnitt 2.1.1 ausführlich beschrieben, unter Einwirkung der aerodynamischen Lasten stark verformen, kann keine konstante Profilsehne und damit höchstens ein lokaler Anströmwinkel angegeben werden. Aufgrund der Befestigung des ADS an der Mittelstrut kann ausschließlich die Ausrichtung der Sonde bzw. des Anströmvektors bezüglich dieses Teils des Kitschirms sicher bestimmt werden.
Zur Vermeidung von Schraubenverbindungen, die das Magnetfeld in der Nähe des Inertialsensors stören könnten, erfolgt die Verbindung der Bauteile mit Hilfe von Laschen und Gummiringen. Der modulare Aufbau ermöglicht bei Bedarf einen schnellen Austausch defekter Bauteile.

### Funktionsweise der Messung und Justierung

Alle notwendigen Berechnungen, um aus den Rohdaten der Differenzdrucksensoren den Betrag und die Ausrichtung des Anströmvektors zu bestimmen, erfolgen im Mikrocontroller des ADS

(vgl. Abschnitt 5.3.1). Aus den Rohdaten der Sonde werden drei Differenzdrücke berechnet: Der Differenzdruck der Centerbohrung zu den Bohrungen für die statische Druckmessung $\Delta P_c$ sowie jeweils der Differenzdruck der zwei gegenüberliegenden Bohrungen für den Anstellwinkel $\alpha$ und den Schiebewinkel $\beta$, $\Delta P_\alpha$ bzw. $\Delta P_\beta$. Anhand dieser können basierend auf den nachfolgenden Formeln zwei dimensionslose Koeffizienten berechnet werden, die einzigartig für einen bestimmten Anströmwinkel und unabhängig von der Anströmgeschwindigkeit sind:

$$c_\alpha = \frac{\Delta P_\alpha}{\Delta P_c} \tag{5.4}$$

$$c_\beta = \frac{\Delta P_\beta}{\Delta P_c} \tag{5.5}$$

Damit aus diesen Koeffizienten der Anströmwinkel bestimmt werden kann, muss durch eine Justierung unter kontrollierten Bedingungen im Windkanal ein Kennfeld für den verwendeten Sondenkopf erzeugt werden. Aufgrund des simplen geometrischen Aufbaus des Sondenkopfes in Form einer Halbkugel könnte das Kennfeld theoretisch auch analytisch bestimmt werden. Da jedoch aufgrund der additiven Fertigung zumindest kleine Ungenauigkeiten der Kopfgeometrie nicht ausgeschlossen werden können, wurde die Justierung im Windkanal bevorzugt.
Dafür wurde der in Abbildung 5.12 dargestellte offene Windkanal der Fa. Enerkite genutzt. Dieser ist mit einem System zur Messung der eingestellten Strömungsgeschwindigkeit ausgestattet, das zum Zeitpunkt der Justierung aber nicht funktionsfähig war. Die erzeugte Strömungsgeschwindigkeit wurde deshalb mit Hilfe eines mobilen Windmessers[181] gemessen und über die Drehzahl der Turbine anhand eines Umrichters auf den gewünschten Wert eingestellt.

[181] PCE Deutschland GmbH: Schalenstern-Anemometer Windmaster 2; Genauigkeit 4% des angezeigten Wertes. Auflösung bis 20 $\frac{m}{s}$ 0,1, danach 1

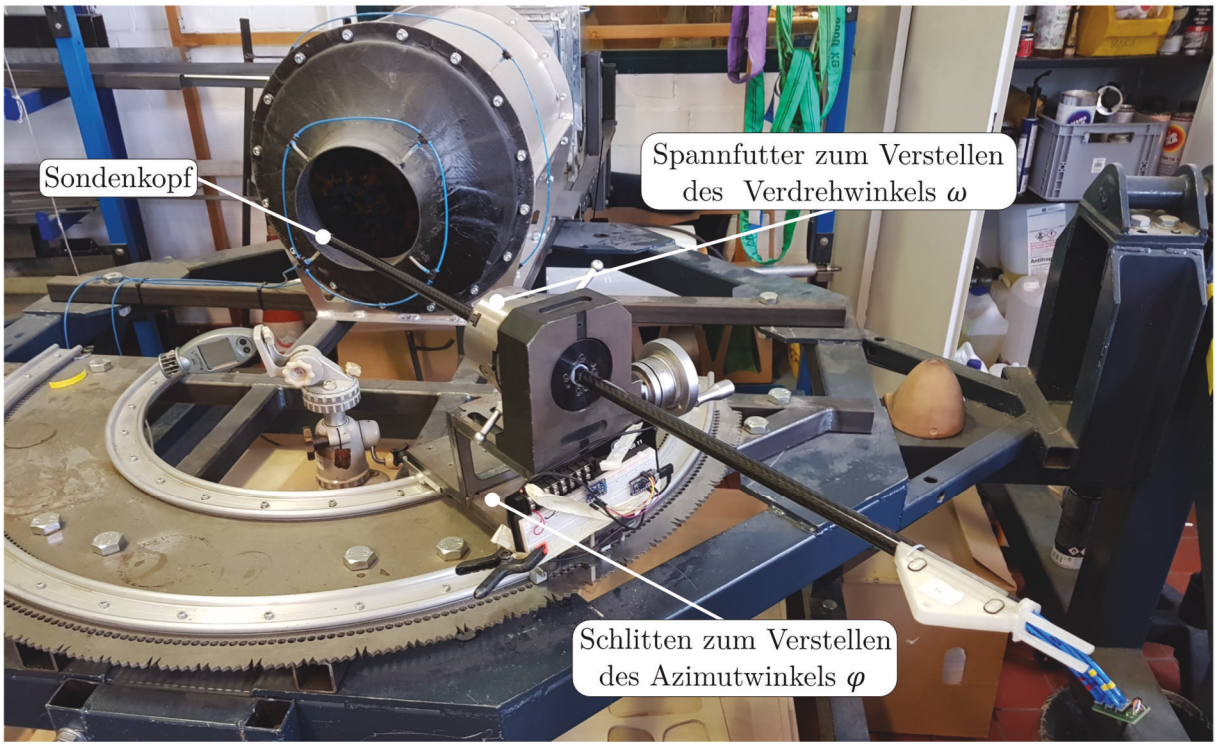



Abbildung 5.12: Justierung der Prandtl-Sonde mit dem offenen Windkanal der Fa. Enerkite

Die Konstruktion, über die die Sonde in der Strömung positioniert wird, ermöglicht eine laterale Drehung und damit eine Veränderung des Azimutwinkels $\varphi$ und zusätzlich eine Drehung $\omega$ um die Rotationsachse der Sonde, jeweils mit einer Auflösung von 1°. Bei korrekter Einspannung der Sonde mit dem Sondenkopf im Rotationsmittelpunkt verweilt dieser bei einer Azimutwinkelverstellung an einer Stelle im Raum und verdreht sich nur gegenüber der Strömung. Durch die zusätzliche Drehung der Sonde um ihre Rotationsachse können alle für die Erstellung des Kennfeldes relevanten Anströmwinkel des Sondenkopfes erzeugt werden. Die Umrechnung der mit der Einspannung einstellbaren Winkel in die Winkel $\alpha$ und $\beta$ erfolgt anhand der Formeln

$$\alpha = \arctan\left(\frac{\cos(\omega)\sin(\varphi)}{\cos(\varphi)}\right) \tag{5.6}$$

$$\beta = \arcsin(\sin(\varphi)\sin(\omega)) \tag{5.7}$$

Während der Justierung wurden die Differenzdrücke für alle Kombinationen der Winkel $\varphi \in [0°, 90°]$ und $\omega \in [-45°, 45°]$ jeweils in 5°-Schritten bei einer Anströmgeschwindigkeit von 5 $\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}$ vermessen. Diese Anströmgeschwindigkeit wurde gewählt, da die Strömungswinkelmessung mit einer Mehrloch-Prandtl-Sonde mit steigender Windgeschwindigkeit generell immer akkurater wird. Wenn die Sonde also in dieser niedrigsten und damit anspruchsvollsten relevanten Anströmgeschwindigkeit, die bei den Messungen erwartet wird, akkurat justiert wird, liefert sie im gesamten Messbereich gute Messergebnisse. Für die Justierung der Windgeschwindigkeitsmessung wurde zusätzlich das gesamte Spektrum der zu messenden Windgeschwindigkeiten mit frontaler Anströmung in 1 $\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}$ - Schritten durchfahren.

Für die Bestimmung des Anströmvektors während der Messung werden zunächst wieder aus den gemessenen Differenzdrücken anhand der Formeln 5.4 und 5.5 die beiden Koeffizienten berechnet und anschließend durch den Vergleich mit dem in der Justierung erstellten Kennfeld dem zugehörigen Anstell- und Schiebewinkel zugeordnet.
Sind die beiden Winkel bekannt, kann basierend darauf die Anströmgeschwindigkeit berechnet werden. Die gemessene Center-Druckdifferenz beginnt bei Anströmwinkeln von über 10° vom dynamischen Druck abzuweichen (vgl. Abbildung 5.13).

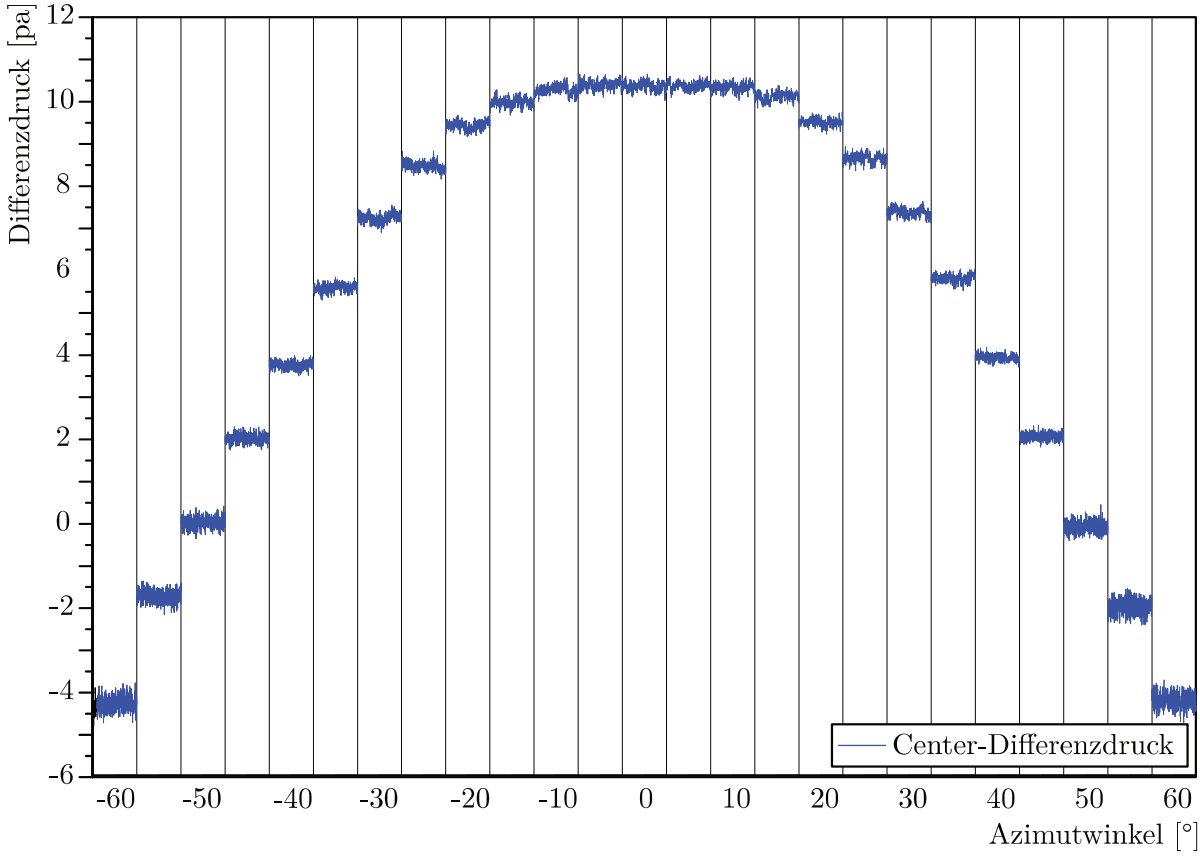



Abbildung 5.13: Abschwächung des Center-Differentialdruckes bei seitlicher Anströmung beispielhaft anhand einer Azimut-Schwenkung bei v = 5 $\frac{m}{s}$ dargestellt

Dies geschieht, da die Löcher zur statischen Druckmessung immer mehr in der Anströmung stehen und die Center Druckbohrung langsam aus der Anströmung gedreht wird. Bei 45° wird dieses Phänomen so stark, dass die Differenzdrücke negativ werden.
Um den tatsächlich vorliegenden dynamischen Druck zu berechnen, wird deshalb die gemessene Center-Druckdifferenz abhängig von den berechneten Anströmwinkeln skaliert. Zusätzlich wird eine Skalierung durchgeführt, um den von der Anströmgeschwindigkeit und der Schlauchlänge abhängigen Druckverlust in den Druckleitungen zu korrigieren. Das dafür verwendete Korrekturpolynom wird aus den Messdaten bestimmt, die im Windkanal bei unterschiedlichen Anströmgeschwindigkeiten für eine frontale Anströmung gemessen wurden. Anschließend kann mit der Formel 5.8 die Anströmgeschwindigkeit berechnet werden.

$$v = \sqrt{2\frac{\Delta P_{c,s}}{\rho}} \tag{5.8}$$

Die aktuelle Luftdichte ρ wird dabei mit der Formel 5.9 approximiert.

$$\rho = \frac{p}{R_S \cdot T} \tag{5.9}$$

Darin ist p der statische Luftdruck, $R_S$ die spezifische Gaskonstante von Luft und T die Temperatur. Die spezifische Gaskonstante ist von der molaren Masse und somit von der Luftfeuchtigkeit abhängig. Die Luftfeuchtigkeit wird nur durch die Wetterstation auf dem Dach des Zugfahrzeugs gemessen. Damit diese für die Berechnungen im ADS zur Verfügung steht, müsste diese von sbRIO über die Basiseinheit an die Kiteeinheit gesendet werden. Um den dafür notwendigen Programmieraufwand zu vermeiden, wird die Berechnung unabhängig von der tatsächlichen vorherrschenden Luftfeuchtigkeit, mit der spezifischen Gaskonstante für trockene Luft $R_{S,Luft} = 287{,}085\ \frac{J}{kg \cdot K}$ durchgeführt. Der durch diese Vereinfachung auftretende Fehler in der Berechnung der Anströmgeschwindigkeit ist sehr gering[182].

## 5.4. Umsetzung des automatisierten dynamischen Manövers

In Abschnitt 3.2.1 wurde aufgezeigt, dass bisher keine validierten hochgenauen Simulationsmodelle von Kiteschirmen existieren, die geeignet wären, um die Anwendung fortschrittlicher Regelalgorithmen wie NMPC für die echtzeitfähige Trajektorienkontrolle von Kiteschirmen zu ermöglichen. Die vorliegende Arbeit soll helfen, diese Lücke zu schließen. Um die dafür notwendige reproduzierbare systematische Vermessung des dynamischen Verhaltens von Kiteschirmen zu realisieren, muss ein robuster Regelalgorithmus implementiert werden, der die Umsetzung des in Unterkapitel 5.2 definierten automatisierten Manövers „Achtenflug“ mit möglichst gleichförmigen Trajektorien ermöglicht.
Erste Untersuchungen mit dem Ziel, einen solchen Regelalgorithmus zu finden, wurden anhand einer Simulationsstudie zusammen mit Michel van der Schoor im Rahmen seiner Masterarbeit[183] durchgeführt. In einer vorhergehenden Projektarbeit war das von Erhard und Strauch entwickelte Modell[184] in einer Bewegungssimulation implementiert worden. Es bot sich deshalb an, diese

[182] Die vergleichende Berechnung der Anströmgeschwindigkeit unter Berücksichtigung der spezifischen Gaskonstante für Luft bei 5% relativer Feuchte und 95% relativer Feuchte ergibt unter „Standard Ambient Temperature and Pressure“-Bedingungen (Temperatur: 25° Celsius, Luftdruck: 1013hPa) bei einer anliegenden Anströmgeschwindigkeit von 22 knt eine Differenz von ca. 0,15%

[183] van der Schoor, M. J. (2017)

[184] Erhard, M. et al. (2014)

Simulation um den ebenfalls von Erhard und Strauch entwickelten Regelalgorithmus[185] zur Erzeugung eines automatisierten Achtenflugs zu erweitern. Da außerdem davon ausgegangen wurde, dass zeitnah eine Messung der in diesem Algorithmus als Regelgröße genutzten Orientierung verfügbar sein würde und das für die Messung der Orientierung erforderliche Messsystem für die Vermessung der Kiteschirme ohnehin immer verwendet werden muss, wurde auch der erfolgreiche Einsatz in Feldtests als realistisch eingeschätzt. Die Umsetzung einer zuverlässigen Orientierungsmessung gestaltete sich jedoch aufwendiger als erwartet und dauerte deshalb deutlich länger als geplant (vgl. Abschnitt 5.3.1). Obwohl in der Simulation mit dem Regelalgorithmus vielversprechende Ergebnisse erzielt werden konnten, musste deshalb eine Alternative für die schnelle Umsetzung eines robusten automatisierten Achtenflugs gefunden werden.

Aus diesem Grund wurde die in Abschnitt 3.2.1 zusammengefasste, ausführliche Literaturrecherche durchgeführt und im Rahmen einer weiteren Masterarbeit[186] gemeinsam mit Conrad Lange das Regelungskonzept überarbeitet. Bei der Suche nach einem alternativen Regelalgorithmus wurde insbesondere darauf geachtet, dass möglichst keine a priori Parameterkenntnis des Kiteschirms, dessen Flugtrajektorie geregelt werden soll, erforderlich ist. Andernfalls wäre es nicht möglich, den Regelalgorithmus für die Vermessung des dynamischen Verhaltens von Kiteschirmen zu verwenden. Außerdem sollte es möglich sein, die Form der geflogenen Acht intuitiv über die Reglerparameter einzustellen. Die Inputparameter für den Algorithmus sollten über die bereits funktionstüchtige Sensorik bereitgestellt werden können.

Ein Algorithmus, der alle zuvor genannten Anforderungen erfüllt und deshalb für die Regelung des Achtenflugs implementiert werden sollte, wurde von Fagiano et al.[187] entworfen. Bei der Entwicklung dieses Algorithmus wurde darauf abgezielt, lediglich mit den Messdaten von Seilwinkelsensoren einen robusten Achtenflug erzeugen zu können. Die Regelgröße in diesem Konzept stellt deshalb der Geschwindigkeitswinkel dar, der aus den Seilwinkelsensordaten berechnet werden kann (vgl. Abschnitt 2.1.3). Die Verwendung des Geschwindigkeitswinkels als Regelgröße ermöglicht außerdem eine Vereinfachung der Modellgleichungen. Ein weiterer Vorteil dieses Konzepts ergibt sich dadurch, dass angenommen wird, die Anströmgeschwindigkeit des Kiteschirms im Achtenflug entspräche dessen Eigengeschwindigkeit, sodass diese nicht gemessen bzw. geschätzt werden muss. Das in diesem Algorithmus verwendete Modell stellt eine erweiterte Variante des TRL dar und wurde bereits in Abschnitt 3.1.4 vorgestellt (vgl. Formel 3.5 - 3.7).

Der Aufbau des implementierten Regelalgorithmus ist in Abbildung 5.14 dargestellt. Es ist zu erkennen, dass eine Kaskadenstruktur verwendet wird.

---

[185] Erhard, M. et al. (2012)

[186] Lange, C. (2018)

[187] Fagiano, L. et al. (2013)

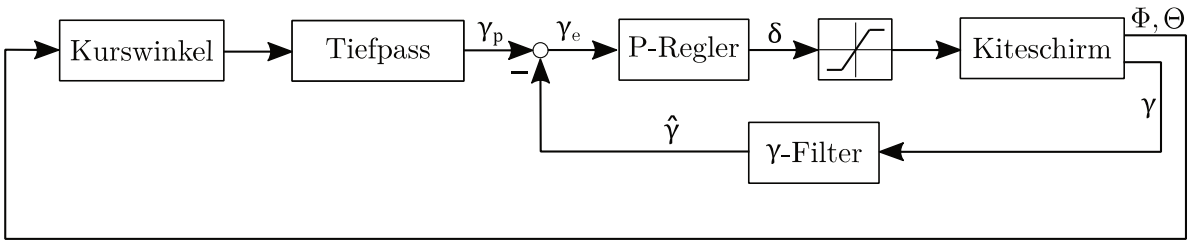



Abbildung 5.14: Blockschaltbild des Geschwindigkeitswinkelreglers[188]

In der äußeren Schleife erfolgt die Berechnung des Sollwerts, der für die Erzeugung der Trajektorie in Form einer liegenden Acht erforderlich ist, durch eine positionsabhängige Umschaltung zwischen zwei Zielpunkten im Windfenster (vgl. Abbildung 5.15) anhand folgender Vorschrift:

$$P_a(k) = \begin{cases} P_- \text{ für } \Phi_k > \Phi_+ \\ P_+ \text{ für } \Phi_k < \Phi_- \\ P_a(k-1) \text{ sonst} \end{cases} \tag{5.10}$$

Es wird also auf den jeweils gegenüberliegenden Zielpunkt umgeschaltet, sobald der gemessene Azimutwinkel den Bereich verlässt, der durch die beiden Zielpunkte begrenzt wird. In der Flugsituation, die in der Abbildung dargestellt ist, ist der linke Zielpunkt ($P_+$) aktiv geschaltet, sodass der Kiteschirm diesen anfliegen soll. Der dafür erforderliche Kurswinkel $\gamma_p$ wird in Abhängigkeit von der Position des Kiteschirms mittels nautischer Kurswinkelberechnung bestimmt. Die Berechnung des Kurses erfolgt dabei, abweichend von der Umsetzung im ursprünglichen Algorithmus, nicht mit Hilfe der Loxodrome, sondern der Orthodrome. In ersten Feldversuchen hatte sich gezeigt, dass dadurch ein ruhigerer und robusterer Achtenflug erzeugt werden kann.

[188] in Anlehnung an Fagiano, L. et al. (2013)

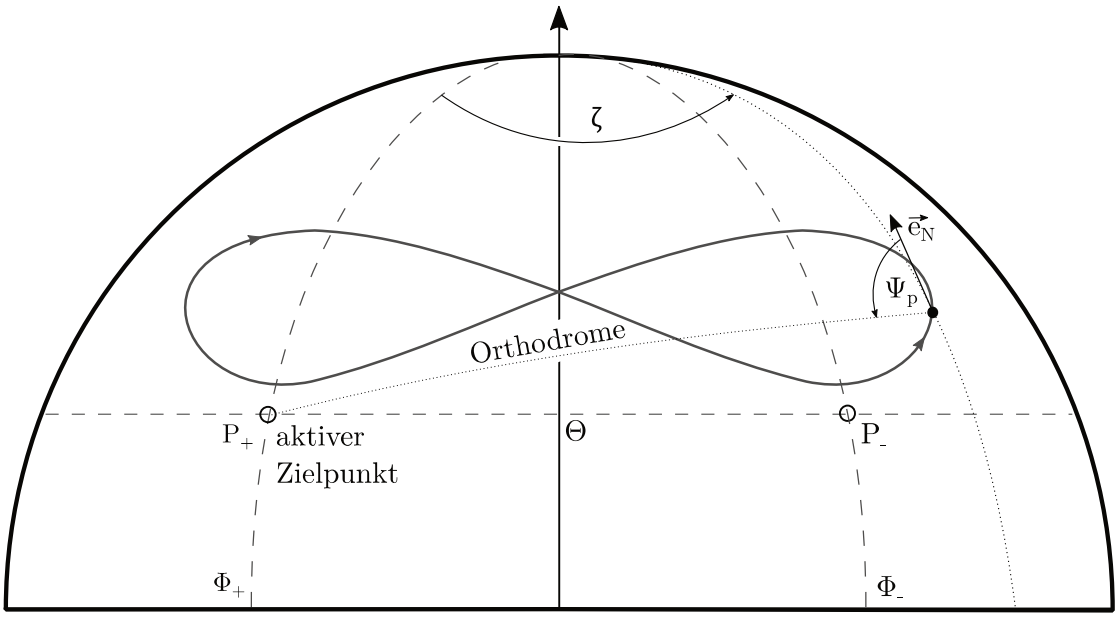



Abbildung 5.15: Berechnung des erforderlichen Kurswinkels mit Hilfe der Orthodrome[189]

Durch die Verwendung der Orthodrome wird für die Berechnung des Kurswinkels im Gegensatz zu der von Fagiano et al. angewendeten vereinfachten Beschreibung in der Ebene zusätzlich die Kugelform des Windfensters berücksichtigt. Dafür wird zunächst nach dem Cosinus-Satz des sphärischen Dreiecks der Winkel $\zeta$ (vgl. Abbildung 5.15) in der Großkreisebene zwischen der Position des Kiteschirms und dem aktuell aktiven Zielpunkt wie folgt berechnet:

$$\zeta = \arccos\left(\sin\Theta_k \sin\Theta_p + \cos\Theta_k \cos\Theta_p \cos(\Phi_p - \Phi_k)\right) \tag{5.11}$$

bevor damit der Startkurswinkel berechnet werden kann[190]:

$$\Psi_p = \arccos\left(\frac{\sin\Theta_p - \sin\Theta_k \cos\zeta}{\cos\Theta_k \sin\zeta}\right) \tag{5.12}$$

Dieser wird wiederum folgendermaßen als Sollvorgabe in Form des erforderlichen Kurswinkels zum Ansteuern des aktiven Zielpunkts interpretiert:

$$\gamma_p = \begin{cases} \Psi_p \text{ für } \Phi_k \leq \Phi_\pm \\ -\Psi_p \text{ für } \Phi_k > \Phi_\pm \end{cases} \tag{5.13}$$

Da es aufgrund der Umschaltung zwischen den Zielpunkten zu einem abrupten Wechsel der Führungsgröße kommen würde, ist ein Tiefpassfilter nachgeschaltet, der diese Sprünge des Soll-Kurswinkels abmildert, bevor dieser an die innere Schleife übergeben wird. Dadurch wird ein stetiger Verlauf der Führungsgröße erreicht und die Änderungsgeschwindigkeit der Eigendynamik der Kiteschirms angepasst.

---

[189] in Anlehnung an Fagiano, L. et al. (2013)

[190] Richter, W. (2020)

In der inneren Schleife erfolgt die Rückkopplung der Regelabweichung über einen einfachen P-Regler nach folgender Gesetzmäßigkeit:

$$\delta = K_P(\gamma_p - \gamma) \tag{5.14}$$

Eine Sollwertabweichung des Geschwindigkeitswinkels wird also durch die Multiplikation mit dem Proportionalitätsfaktor $K_P$ in die Stellgröße umgewandelt. In einem nachgeschalteten Sättigungsblock erfolgt eine Stellgrößenbeschränkung.
Der für die Berechnung der Regelabweichung benötigte aktuelle Geschwindigkeitswinkel des Kiteschirms wird entsprechend der folgenden Gleichung mit der Vierquadrantenversion der Arkustangens berechnet:

$$\gamma = \arctan\left(\frac{\cos(\Theta)\dot{\Phi}}{\dot{\Theta}}\right) \tag{5.15}$$

Der Geschwindigkeitswinkel ist dadurch auf einem Wertebereich von $\gamma \in [-180°, 180°]$ definiert. Dadurch können fehlerhafte Berechnungen in Form von Sprüngen im Verlauf des Geschwindigkeitswinkels auftreten. In bestimmten Flugsituationen, wenn der Kite beispielsweise ruhig im Zenit gehalten wird, kann es vorkommen, dass der Kiteschirm kurzzeitig rückwärts fliegt. In diesem Fall würde der Wert des Geschwindigkeitswinkels von 0° auf 180° bzw. -180° springen. Das Rauschen der Seilwinkelsensoren kann zu ähnlichen Fehlinterpretationen führen. Um solche physikalisch nicht möglichen Sprünge im Trajektorienverlauf des Kiteschirms zu verhindern, wird das sog. $\gamma$-Filter eingesetzt.
Die Größe und Robustheit der mit diesem Algorithmus erzeugten achtenförmigen Trajektorien kann durch eine Verschiebung der Zielpunkte sowie durch die Wahl des Verstärkungsfaktors $K_P$ und die Einstellung des Tiefpassfilters beeinflusst werden.

# 6. Voruntersuchungen

In diesem Kapitel werden einige Voruntersuchungen beschrieben, die durchgeführt wurden, nachdem die im vorigen Kapitel beschriebene Weiterentwicklung des Prüfstands abgeschlossen war. Ziel dieser Untersuchungen war die Überprüfung der Wirksamkeit verschiedener Maßnahmen, die getroffen wurden, um die Qualität der Messdaten zu erhöhen, die zur Bestimmung der aerodynamischen Koeffizienten verwendet werden.

**Vergleich der Powermanöver**

Die erste Voruntersuchung betrifft die von Python[191] empfohlene Änderung des Power-Manövers (vgl. Unterkapitel 3.4). Pythons Empfehlung basiert auf der Analyse einer Vergleichsmessung, in der festgestellt wurde, dass sich die aus den Messdaten der beiden unterschiedlichen Manöver „lineares Powern innerhalb von 4,5 s“ und „stufenweises Powern“ berechneten Gleitzahlen stark unterscheiden. Er vermutet deshalb, dass beim Manöver „lineares Powern innerhalb von 4,5 s“ der Powerbereich zu schnell durchfahren wird. Die für die Berechnungen zugrunde gelegte Annahme, der Kiteschirm befände sich stets in einem quasi-statischen Flugzustand, sei demnach nicht erfüllt.

Um eine umfangreichere Datenbasis zur Analyse zur Verfügung zu haben, wurde eine Messreihe durchgeführt, bei der nacheinander bei gleichen äußeren Bedingungen und mit dem gleichen Kiteschirm die Manöver „lineares Powern innerhalb von 4,5 s“, „lineares Powern innerhalb von 8 s“ und „stufenweises Powern“ durchgeführt wurden. Die Zielgeschwindigkeit betrug 11,3 $\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}} =$ 22 knt. Der Powerbereich wurde auf 500 mm eingestellt.

In Abbildung 6.1 sind die aus den Messdaten dieser Versuche berechneten Verläufe der Gleitzahl dargestellt. Entsprechend der von Hummel[192] eingeführten Darstellungsweise werden die Messdaten stets gegenüber der relativen Powerposition aufgetragen (vgl. Abbildung 2.2).

[191] Python, B. (2017)

[192] Hummel, J. (2017)

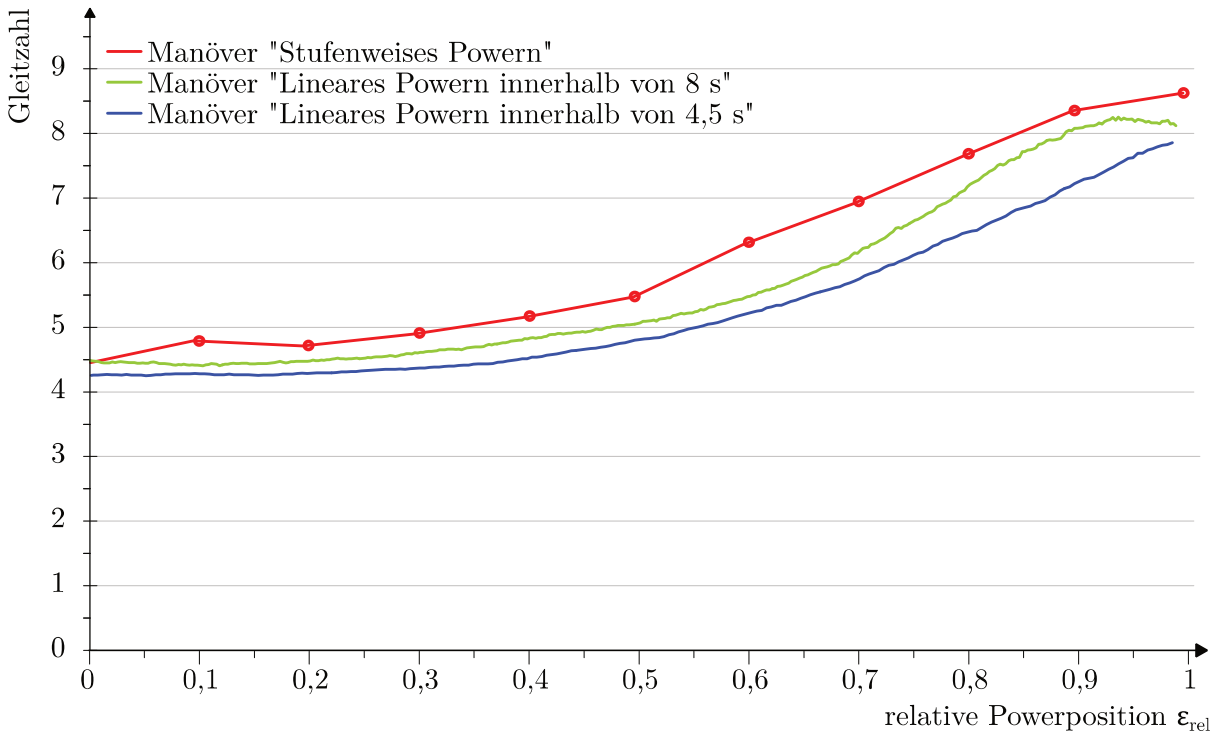



Abbildung 6.1: Ermittelte Gleitzahl bei unterschiedlichen Power-Manövern

Es ist zu erkennen, dass sich für die drei Manöver jeweils unterschiedliche Verläufe der resultierenden Gleitzahlen ergeben. Wie in den Versuchen von Python ergibt sich mit dem Manöver „lineares Powern innerhalb von 4,5 s“ eine geringere Gleitzahl als mit dem Manöver „stufenweises Powern“[193]. Der Verlauf der mit dem Manöver „lineares Powern innerhalb von 8 s“ bestimmten Gleitzahl liegt erwartungsgemäß zwischen den beiden anderen Graphen. Die Beobachtungen von Python können also bestätigt werden und es ist zu vermuten, dass der Kiteschirm während des Manövers „lineares Powern“ auch mit einer deutlich längeren Ausführungszeit keinen quasi-statischen Flugzustand einnimmt. Da die Messdaten durch die dann vorliegende Dynamik verfälscht würden, wird die Vermessung der aerodynamischen Koeffizienten mit dem TETA-Prüfstand fortan ausschließlich mit dem Manöver „stufenweises Powern“ durchgeführt.

### Einfluss der Bar

Die zweite Voruntersuchung hatte das Ziel, den Einfluss der Bar und der Sicherheitsauslösung auf die Messung des Höhenwinkels und somit auf die Bestimmung der aerodynamischen

[193] Die Messungen von Python wurden mit einem Kiteschirm durchgeführt, der für die Verwendung mit einem geringeren Powerbereich eingestellt war. Aus diesem Grund trat mit dem Manöver „stufenweises Powern“ in den höheren relativen Powerpositionen ab ca. $\varepsilon_{rel} = 0{,}7$ ein Stall auf. Bei dem Manöver „lineares Powern innerhalb von 4,5 s“ trat dieser Stall vermutlich aufgrund der ungewollten Restdynamik nicht auf. Die aus den Messdaten von Python berechnete Gleitzahl des Manövers „stufenweises Powern“ liegt deshalb nicht über den gesamten Powerbereich oberhalb der berechneten Gleitzahl des Manövers „lineares Powern innerhalb von 4,5 s“ (vgl. Python, B. (2017), S. 71).

Koeffizienten zu analysieren. Die beiden Bauteile sind zwischen dem Kreuzgelenk und den Leinen verbaut (vgl. Abbildung 3.8) und haben eine Gesamtmasse von ca. 1,15 kg. Dieses Gewicht in den Leinen wirkt sich zum einen negativ auf die Messung des Höhenwinkels aus, weil Schwingungen induziert werden und zum anderen, weil es dadurch bei geringen Leinenkräften zu einem starken Leinendurchhang bzw. zum Absacken des Kreuzgelenks kommen kann. Dies hatte bereits Hummel in seinen Messungen festgestellt und deshalb den Ausbau der beiden Bauteile vorgeschlagen. Der Ausbau der Bar kann problemlos vorgenommen werden, da die Funktion des Prüfstands dadurch nicht beeinträchtigt wird. Der Ausbau der Sicherheitsauslösung führt dazu, dass der Kiteschirm nicht wie im ursprünglichen Entwicklungsprozess vorgesehen vom Prüfstand getrennt werden kann. Aus der Erfahrung der vielen bisher durchgeführten Versuche kann jedoch eingeschätzt werden, dass diese Funktion mit dem aktuellen Entwicklungsstand des Prüfstands überflüssig geworden ist und nicht weiter benötigt wird. Aus diesem Grund wurden die beiden Bauteile aus den Leinen entfernt.

Die Einstellung der Leinen auf den Auslegungszustand[194] und des Powerbereichs von 500 mm erfolgt fortan durch eine Längenmessung an den „kiteseitigen“ Enden der Leinen für die relativen Powerpositionen $\varepsilon_{rel} = 1$ und $\varepsilon_{rel} = 0$. Für die Analyse der Auswirkung dieser Änderung wurden Vergleichsmessungen mit dem gleichen Kiteschirm vor und nach dem Ausbau der Bar und der Sicherheitsauslösung durchgeführt. Die dabei gemessenen Verläufe des Höhenwinkels sind in Abbildung 6.2 dargestellt.

[194] Bei der relativen Powerposition $\varepsilon_{rel} = 1$ sind alle Leinen gleich lang

Abbildung 6.2: Gemessener Höhenwinkel mit (rot) und ohne (blau) eingebauter Bar und Sicherheitsauslösung

Es ist deutlich zu erkennen, dass das Gewicht in den Leinen einen erheblichen Messfehler erzeugt, der schlussendlich in zu geringen berechneten Gleitzahlen resultiert. Dieser Messfehler ist umso größer, je geringer die eingestellte relative Powerposition ist. Begründet werden kann dies dadurch, dass bei niedrigeren relativen Powerpositionen die Leinenkräfte geringer sind, wobei das zusätzliche Gewicht in den Leinen einen stärkeren Leinendurchhang verursacht. Darüber hinaus ist auch zu erkennen, dass das durch Schwingungen verursachte Rauschen in der Höhenwinkelmessung nach dem Ausbau geringer ist.

### Abhängigkeit der Messdaten von der Fahrtrichtung

Zusätzliche Messungen wurden durchgeführt, um bisher nicht eindeutig erklärbare Auffälligkeiten in den Messdaten zu analysieren. Bei einigen Messungen konnte eine Abhängigkeit der Messdaten von der Fahrtrichtung auf der Start- und Landebahn beobachtet werden. Obwohl die Anströmgeschwindigkeit mit Hilfe der Wetterstation auf dem Dach des Zugfahrzeugs für beide Fahrtrichtungen gleich eingestellt wurde, war die gemessene Leinenkraft für eine Fahrtrichtung stets größer als für die andere. Eine zur Untersuchung dieses Phänomens durchgeführte Messung mit montierter, funktionsfähiger Prandtl-Sonde lieferte die in Abbildung 6.3 dargestellten Messergebnisse.

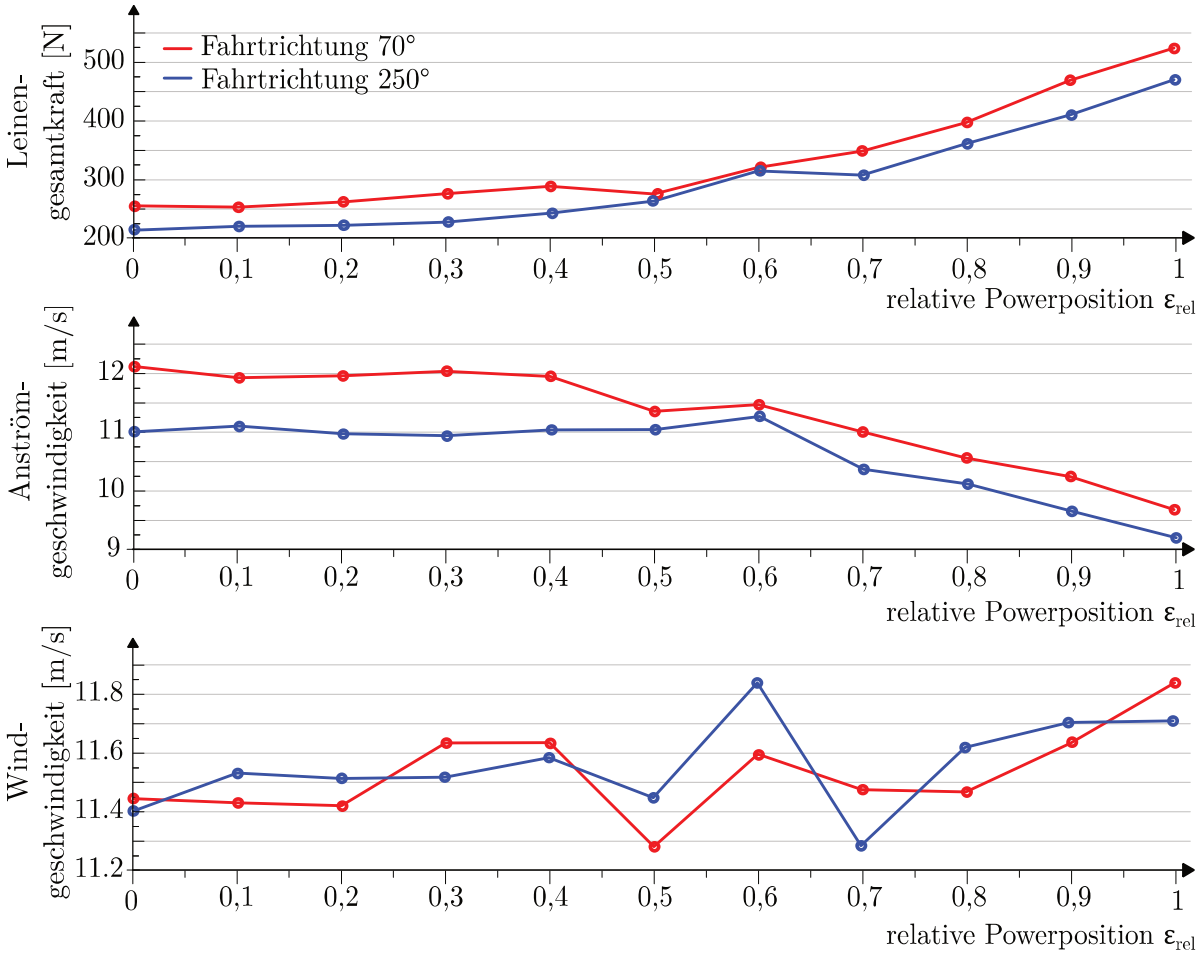



Abbildung 6.3: Durch natürlichen Wind auf Höhe des Kiteschirms verursachte Differenz der Leinenkräfte bei unterschiedlicher Fahrtrichtung auf der Start- und Landebahn

Darin ist die beschriebene Abhängigkeit der Leinenkraft von der Fahrtrichtung gut zu erkennen (oberstes Diagramm). Die mit der Wetterstation gemessene Anströmgeschwindigkeit (unterster Graph) zeigt, wie ebenfalls beschrieben, keine Abhängigkeit von der Fahrtrichtung. Betrachtet man allerdings die mit der Prandtl-Sonde gemessene Anströmgeschwindigkeit (mittleres Diagramm), die der tatsächlichen Anströmung des Kiteschirms entspricht, erkennt man sehr gut die erwartete Korrelation zwischen Anströmgeschwindigkeit und Leinenkraft.

Die in Unterkapitel 5.3 beschriebene Vermutung, dass in Bodennähe aufgrund der Abdeckung der Bäume keine Windgeschwindigkeit messbar ist, obwohl natürlicher Wind weht, kann mit diesen Messdaten bestätigt werden. Es kann also festgestellt werden, dass die Entwicklung des Systems zur Messung des Anströmvektors (vgl. Abschnitt 5.3.2) notwendig war und das Vertrauen in die Messergebnisse durch die Verwendung dieses Systems deutlich gesteigert werden kann.

# 7. Versuchsdurchführung

In diesem Kapitel werden zunächst die Maßnahmen beschrieben, die eine zuverlässige sowie effektive Funktionsweise des Gesamtsystems gewährleisten sollen, um eine effektive Ausnutzung der verfügbaren Messzeit zu erreichen. Anschließend wird der Versuchsablauf beschrieben.

**Maßnahmen zur Gewährleistung einer effektiven Ausnutzung der verfügbaren Messzeit**

Eine große Herausforderung bei der einheitlichen und reproduzierbaren Charakterisierung von Kiteschirmen mit dem TETA-Prüfstand stellt die Abhängigkeit von geeigneten Wind- und Wetterverhältnissen dar. Wenn die Messungen bei nahezu absoluter Windstille ohne Thermik durchgeführt werden, steigt die Qualität der Ergebnisse signifikant an. Diese deshalb für die Messungen angestrebten Bedingungen herrschen allerdings nur selten vor. Aus diesem Grund wurden diverse Verbesserungen durchgeführt, um die verfügbare Messzeit möglichst effektiv nutzen zu können.

In früheren Messungen führten insbesondere unerwartet aufgetretene Defekte bzw. Fehlfunktionen unterschiedlichster Komponenten sowie eine komplizierte Bedienung des Host-VIs zu signifikanten Zeitverzögerungen. Häufig traten im Feld beispielsweise Fehlfunktionen der Software auf, die bis dahin trotz umfangreicher Funktionstests in der Versuchshalle unentdeckt blieben. Aus diesem Grund wurden zur Erprobung der neu entwickelten Komponenten und Algorithmen hauptsächlich zahlreiche sog. statische Tests durchgeführt, bei denen der Prüfstand stationär unter dem Einfluss des natürlichen Windes betrieben wird. Diese werden auf einer Wiese durchgeführt, weshalb Abstürze in der Regel zu keiner Beschädigung des Kiteschirms führen. Da es durch Böen im natürlichen Wind leicht vorkommen kann, dass der Kiteschirm ein unvorhersehbares Verhalten zeigt, stellen dieses Tests außerdem tendenziell höhere Anforderungen an die Robustheit der Regelung. Es kann deshalb davon ausgegangen werden, dass ein Regelalgorithmus, der eine robuste Flugregelung während statischer Tests gewährleistet, in den regulären dynamischen Tests mindestens die gleiche Robustheit erreicht.

Weitere Maßnahmen zur Gewährleistung einer effektiven Nutzung der verfügbaren Messzeit betreffen hautsächlich die Optimierung der Bedienbarkeit des Prüfstands durch den Piloten. Durch die sukzessive Erweiterung der Software um neue Funktionen gestaltete sich die Bedienung durch den Piloten zunehmend komplizierter. Neben der Steuerung bzw. Überwachung des Kiteschirms musste der Pilot über einen Fußschalter die automatisierten Manöver freigeben (vgl. Abschnitt 3.3.5), durch wiederholtes Betätigen einer weiteren Taste des Fußschalters die gewünschte Powerposition vorauswählen und für einen Wechsel des Manövers im Host-VI die entsprechende Auswahl treffen sowie die Parameter des Reglers einstellen. Die damit einhergehende potentielle Überforderung des Piloten stellt eine nicht zu vernachlässigende mögliche Fehlerquelle dar.

Um die Belastung des Piloten zu reduzieren, wurde das Bedienkonzept überarbeitet. Dafür wurde die Benutzerschnittstelle um die in Abbildung 7.1 dargestellte Kassentastatur erweitert. Diese

ermöglicht es, alle wesentlichen Eingaben, die für die Steuerung des Prüfstands während des Messens notwendig sind, über große übersichtlich angeordnete, physische Tasten zu tätigen. Der Pilot muss dadurch nicht während der Fahrt über ein Touchpad mit dem Cursor auf einem kleinen Bildschirm mit mehreren Tabs navigieren.

Abbildung 7.1: Modifizierte Kassentastatur zur Steuerung aller wesentlichen Funktionen des Host-VIs

Für die Umsetzung dieses Bedienkonzepts wurden umfangreiche Änderungen am Host-VI vorgenommen. Insbesondere wurde eine mit den Manövern korrespondierende Klassenstruktur, der sog. Manöverkatalog, eingeführt. In diesem sind die voreingestellten Parameter für die unterschiedlichen Regler hinterlegt, sodass beim Wechsel des Manövers sofort geeignete Einstellungen aktiv sind.

### Versuchsablauf

Im Folgenden wird der Ablauf der Messungen im regulären dynamischen Betrieb des Prüfstands beschrieben. Diese wurden auf dem ehemaligen Flughafengelände Pütnitz in Mecklenburg-Vorpommern durchgeführt.

Die Inbetriebnahme des Prüfstands auf dem Testgelände erfolgt stets durch das Abarbeiten der in Anhang B.3 hinterlegten Checkliste. Dadurch wird sichergestellt, dass keine wichtigen Schritte vergessen werden. Diese Checkliste beinhaltet auch die beiden Punkte „ADS inkl. Prandtl-Sonde mit passendem Adapter am Kiteschirm montiert“ und „XSens-DOT-Sensoren an den Struts befestigt“, auf die nachfolgend genauer eingegangen werden soll.

Für die Montage des Onboard-Sensorsystems (vgl. Unterkapitel 5.3) muss zuerst eine zum Durchmesser der Mittelstrut passende Halteklammer ausgewählt werden, mit der das Gehäuse

des ADS wie in Abbildung 7.2 dargestellt, am Kiteschirm fixiert wird. Anschließend muss für die Montage der Prandtl-Sonde ein Adapter ausgewählt werden, mit dem eine möglichst waagerechte Ausrichtung und damit ein neutraler Anstellwinkel der Sonde vorliegt, wenn der Kiteschirm im statischen Flugzustand im Zenit steht. Dadurch wird gewährleistet, dass auch eventuell auftretende große Anströmwinkel zuverlässig gemessen werden können.

Abbildung 7.2: Montage des Onboard-Sensorsystems am Kiteschirm

Bei dem XSens-DOT-System[195] handelt es sich um die vernetzen Inertialsensoren, die genutzt werden sollen, um die Verformung des Kiteschirms im Flug zu messen (vgl. Forschungsfrage 3). Es besteht aus fünf Inertialsensor-Einheiten, die synchron Messdaten aufzeichnen. Die Messdaten werden während der Messung auf den internen Speicher der Sensoreinheiten geschrieben und können nach der Messung via Bluetooth oder eine USB-Verbindung heruntergeladen werden.
Da die Befestigung der Sensoren auf dem Tuch des Kiteschirms vermutlich zu einer signifikanten Beeinflussung des Flugverhaltens führen würde, wurde entschieden, die Sensoren auf den Struts zu befestigen. Diese weisen eine deutlich steifere Struktur auf, sodass eine sichere Befestigung gewährleistet werden kann und der Einfluss der Sensoren geringer ist. Die Positionierung erfolgt, wie in Abbildung 7.3 dargestellt, an definierten Positionen und in möglichst der gleichen Ausrichtung auf den Struts des Kiteschirms. Zu beachten ist, dass diese Ausrichtung aus montagetechnischen Gründen gewählt wurde und die Koordinatensysteme der Sensoren nicht wie das kitefeste Koordinatensystem ausgerichtet sind.

[195] Xsens: XSens DOT

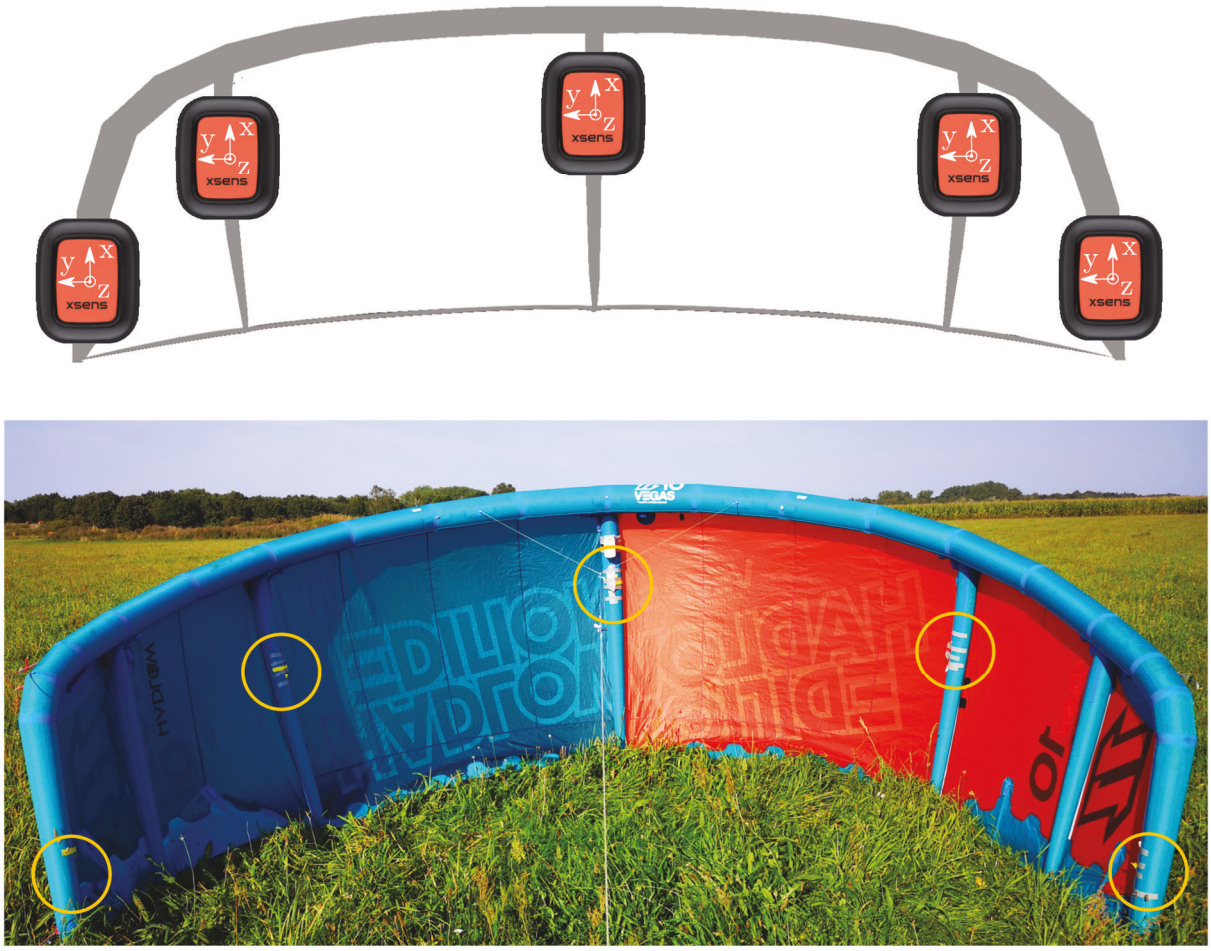



Abbildung 7.3: Schematische (oben) und reale (unten) Darstellung der Befestigung der XSens-DOT-Sensoren auf den Struts des Kiteschirms

Die Befestigung erfolgt mit Gewebeband so, dass die Sensoren bei einem Absturz möglichst gut geschützt sind und gleichzeitig im statischen Flugzustand im Zenit alle fünf Sensoren möglichst die gleiche Orientierung aufweisen.

Wenn alle Sensoren korrekt am Kiteschirm montiert wurden, wird der Kiteschirm mit gespannten Leinen hinter dem Prüfstand auf der Abströmkante stehend positioniert. Wird der Prüfstand nun beschleunigt, hebt der Kiteschirm vom Boden ab und wird manuell in die Zenitposition gesteuert. Das Flugfeld verfügt über eine befestigte Start- und Landebahn mit asphaltierten Außenbahnen. Die Messungen werden ausschließlich auf diesen ebenen Seitenstreifen durchgeführt, um die induzierten Schwingungen aufgrund des Untergrundes zu minimieren. Die für die Messungen nutzbare gerade Strecke hat eine Länge von ca. 1,5 km. Die gewünschte Anströmgeschwindigkeit wird über den Tempomaten des Zugfahrzeugs eingestellt und anhand der Messdaten der Wetterstation auf dem Zugfahrzeug sowie des GPS der ADS-Basiseinheit kontrolliert. Nach dem Erreichen der Zielgeschwindigkeit kann mit der Durchführung der Manöver begonnen werden. Ist das Ende der Start- und Landebahn erreicht, wird das Manöver beendet und mit dem Gespann eine 180°-Grad-Kurve gefahren. In der neuen Fahrtrichtung wird analog verfahren, sodass es möglich ist, den Kiteschirm dauerhaft anzuströmen und beliebig lange Messfahrten durchzuführen.

# 8. Versuchsauswertung

In diesem Kapitel werden alle Schritte erläutert, die zur Auswertung der in den Messkampagnen aufgezeichneten Messdaten durchgeführt werden. Die Versuchsauswertung erfolgt größtenteils mit Hilfe der Software Diadem der Fa. National Instruments sowie der Software Matlab der Fa. MathWorks. Das verwendete Diadem-Skript stellt eine Erweiterung des von Hummel entwickelten Batch-Process-Skripts (vgl. Hummel[196]) dar. Die Erweiterung umfasst hauptsächlich Anpassungen, die die Auswertung des neuen Manövers „stufenweises Powern“ sowie die Berücksichtigung der hinzugekommenen Messkanäle ermöglichen. Die Berechnung der Drehfreudigkeit sowie der Totzeit aus den Messdaten der Achtenflug-Manöver erfolgt in Matlab. Wird das Batch-Process-Skript gestartet, öffnet sich eine Benutzeroberfläche, in der die Messdatensätze auszuwählen sind, die ausgewertet werden sollen und verschiedene Optionen an- bzw. abgewählt werden können. Anschließend startet die Hauptschleife des Skripts, die in die drei Abschnitte „Preprocessing“, „Processing“ und „Postprocessing“ aufgeteilt ist. Im „Preprocessing“ werden die Messdaten zugeschnitten, damit diese später mit den aufgezeichneten Videos synchronisiert werden können. Außerdem werden den Messkanälen physikalische Einheiten zugewiesen und es erfolgt die Berechnung neuer Kanäle, die die aerodynamischen Kennwerte beinhalten. Im letzten Schritt dieses Abschnitts folgt die Manövererkennung zur Separierung der Messdaten, die während der Ausführung der automatisierten Manöver aufgezeichnet wurden. Dafür wird überprüft, wann die sog. Manöver-Freigabe gesetzt ist. Messdaten von Zeiträumen, in denen dies der Fall ist, bilden ein Manöver und werden in fortlaufend nummerierte Kanalgruppen kopiert. Durch die Auswertung der GPS-Daten der Basisstation des ADS wird zusätzlich jeweils die Fahrtrichtung des Manövers automatisiert in den Metadaten der Kanalgruppen hinterlegt. Dies ermöglicht es, in der Auswertung zu überprüfen, ob eine Abhängigkeit der Messdaten von der Fahrtrichtung auf der Start- und Landebahn vorliegt.

**Auswertung des Manövers „stufenweises Powern“**

In dem Messkanal ”Running Manöver Index” ist hinterlegt, welches Manöver aktuell aktiv ist. Handelt es sich dabei um das Manöver „stufenweises Powern“, werden innerhalb der Manövergruppen für jeden Kanal mit veränderlichem Werteverlauf ausgewählte statistische Kennwerte berechnet und in entsprechend benannte Kanäle geschrieben. Abschließend werden die berechneten Kennwerte im Abschnitt „Postprocessing“ über die zugehörigen Powerpositionen in 2D-Achsensysteme geplottet und als sog. Report im PDF-Format gespeichert. Der entstandene modifizierte Datensatz wird ebenfalls gespeichert.

[196] Hummel, J. (2017), S. 155 ff.

Wurden zu Beginn mehrere Messdatensätze ausgewählt, werden die beschriebenen Schritte vor dem Plotten für jeden der gewählten Datensätze wiederholt, sodass die Messdaten anschließend zusammen geplottet und verglichen werden können.

**Auswertung des Manövers „Achtenflug“**

Wie in Unterkapitel 5.2 beschrieben dient der Achtenflug der Bestimmung der Drehfreudigkeit und Totzeit in Abhängigkeit von der relativen Powerposition. Dies erfolgt durch die Auswertung der Messdaten, die als Parameter im TRL enthalten sind (vgl. Unterkapitel 5.1). Wird das um den Totzeitterm erweiterte TRL (vgl. Formel 5.1) umgestellt, erhält man folgende Gleichung:

$$\frac{\dot{\psi}_m(t)}{v_a(t)} = g_k \cdot \delta(t-d) \tag{8.1}$$

Aus einem Achtenflug-Manöver ergeben sich für die beiden Seiten dieser Gleichung typischerweise die in Abbildung 8.1 blau und rot dargestellten Verläufe der Graphen.

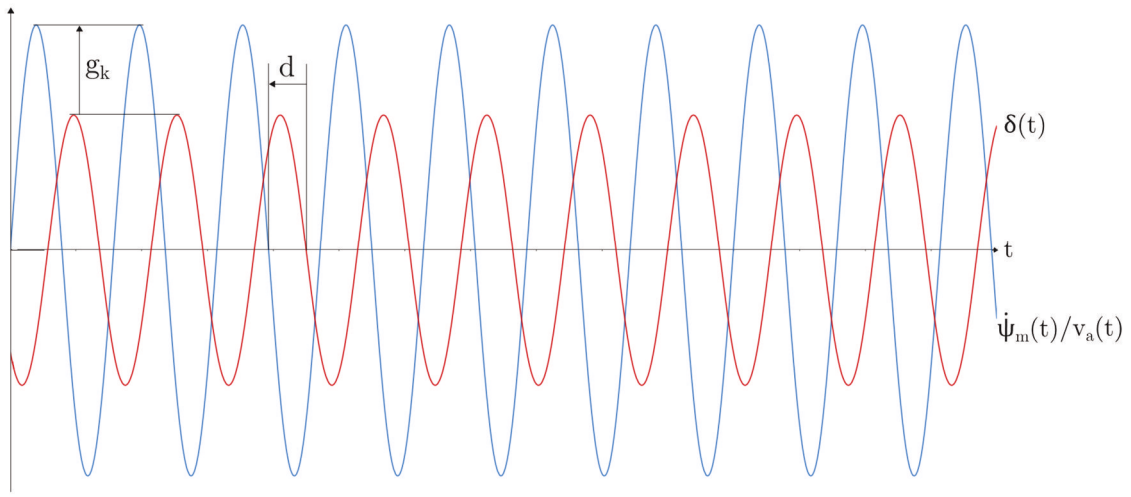



Abbildung 8.1: Typische Verlaufsgraphen des linken und rechten Terms aus der Formel 8.1, während eines Achtenflugs

Für die Bestimmung der Drehfreudigkeit $g_k$ und Totzeit d erfolgt in der Auswertung eine numerische Anpassung dieser beiden Parameter mit dem Ziel, den in der Abbildung 8.1 rot dargestellten Graphen möglichst exakt dem Verlauf des blauen Graphen anzupassen. Die dafür erforderliche numerische Optimierung wird mit einem Simplex-Verfahren unter Anwendung der sog. Methode der Größten Dichte, engl. Maximum Likelihood Estimation (MLE) durchgeführt. Bei der MLE handelt es sich um ein allgemeines Parameterschätzverfahren mit einem heuritischen Ansatz. Sie ist sowohl für lineare als auch nicht-lineare Systeme geeignet und erlaubt aufgrund der allgemeinen Schätztheorie Angaben über die asymptotische Güte der Konvergenz. Bei der Anwendung auf ein lineares System mit einer normalen Verteilungsdichtefunktion für das Fehlersignal ist die MLE asymptotisch effizient, d.h. es gibt keine anderen erwartungstreuen Schätzverfahren mit kleinerer Varianz. Selbst wenn zwar keine Linearität, aber zumindest eine Normalverteilung der Messwerte vorliegt, kann davon ausgegangen werden, dass mit der MLE

bessere Ergebnisse erzielt werden als mit anderen Verfahren, die im linearen Fall ungünstiger sind (vgl. Isermann[197]).
Die Auswertung der während der automatisierten Achtenflüge aufgezeichneten Messdaten erfolgt entsprechend dem in der Abbildung 8.2 dargestellten Ablauf.

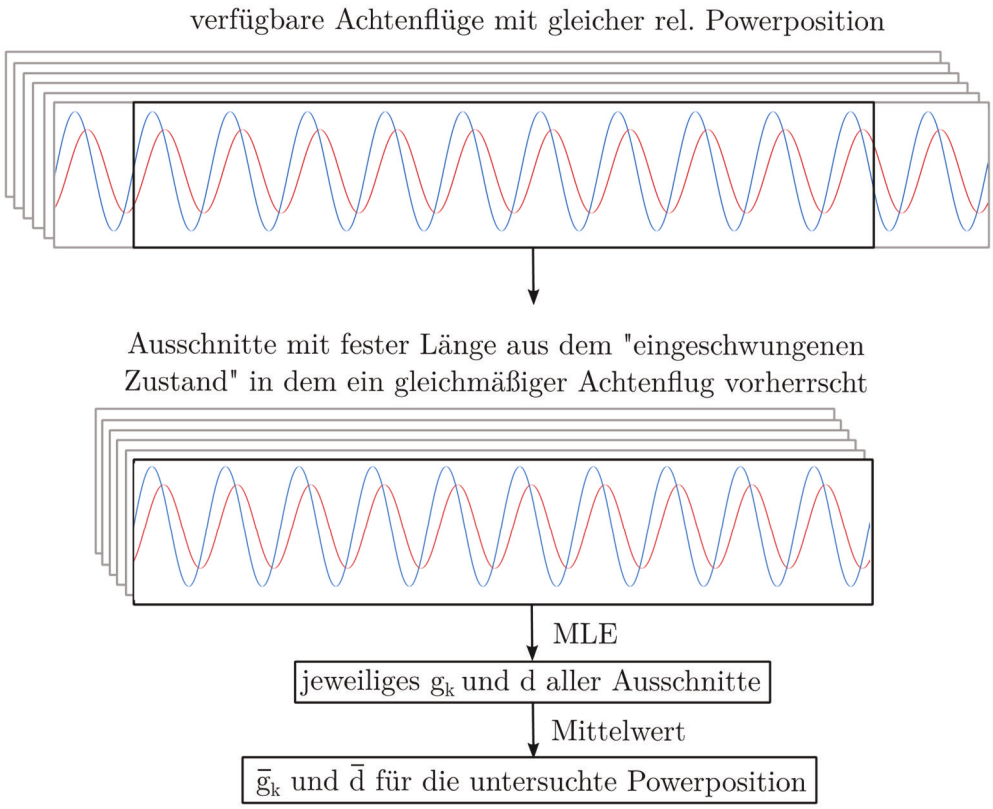



Abbildung 8.2: Schematischer Ablauf der Auswertung des Manövers "Achtenflug" für eine relative Powerposition

Nach dem Start eines Achtenflug-Manövers benötigt der Kiteschirm insbesondere bei niedrigen relativen Powerpositionen ein paar Perioden zum ”Einschwingen”, ehe ein gleichmäßiger Achtenflug erreicht wird. Damit eine Verfälschung der Messergebnisse durch diese ”Einschwingphase” ausgeschlossen werdem kann, wird für die Auswertung ein Ausschnitt mit fester Länge separiert, indem die ersten Perioden nicht enthalten sind. Dieser Ausschnitt sollte möglichst lang sein, damit der Einfluss zufälliger Störungen auf die Ergebnisse reduziert wird.
Auf die so separierten Ausschnitte wird jeweils, wie oben beschrieben, die MLE angewendet um die Drehfreudigkeit und Totzeit zu bestimmen. Der jeweilige Mittelwert der berechneten Drehfreudigkeiten und Totzeiten aller Datensätze für eine relative Powerposition, stellt das Ergebnis der Auswertung dar.

[197] Isermann, R. (1992)

**Auswertung der Messdaten für die Verformungsmessung**

Die Auswertung der Messdaten des XSens-Dot-Systems erfolgte mit der Unterstützung von Daniel Laidig und Dr. Thomas Seel vom Fachgebiet Regelungssysteme der TU Berlin. Nachfolgend sind stichpunktartig die Datenverarbeitungsschritte aufgelistet, die auf die Messdaten der Inertialsensoren angewendet wurden, damit die zur Analyse erforderliche Visualisierung erfolgen konnte:

- Berechnung und Kompensation des Gyro-Bias anhand einer manuell ausgewählten Ruhephase zur Reduktion des Drifts
- Schätzung der Orientierungsverläufe aus den Messdaten der Beschleunigungs- und Drehratensensoren mit einer für Offline-Berechnungen optimierten Variante des CSG-Algorithmus[198]
- Transformation der Orientierungen aller Sensoren in ein Referenzkoordinatensystem über die Schätzung der Gierwinkeldifferenzen der x-Achsen der Sensoren
- Nullsetzen der Orientierungen aller Sensoren in der Ausgangslage im Zenit über die Verdrehung der Tip-Sensoren zum Sensor an der Mittelstrut[199]

Die Analyse der Orientierungsänderungen der Struts ausschließlich anhand der Verlaufsgraphen gestaltete sich schwierig und unübersichtlich, weshalb die in Abbildung 8.3 gezeigte Darstellungsart entwickelt wurde. In dieser Visualisierung werden die Orientierungen der einzelnen Sensoren jeweils durch farbige Boxen dargestellt, die entsprechend ihrer Position auf den Struts zu einem simplen Modell des Kiteschirms verknüpft sind. Die Variation der Ansichten erlaubt dabei eine detailliertere und übersichtliche Darstellung von Rotationen um bestimmte Achsen, aber auch von gleichzeitigen kombinierten Rotationen um mehrere Achsen. Die beiden oberen Ansichten stellen jeweils eine Ansicht des Modells von vorne auf die Fronttube dar, die Ansicht unten links zeigt die Draufsicht und die Ansicht unten rechts entspricht der Seitenansicht von links. Zur Verdeutlichung wurden in der Abbildung 8.3 Bilder des Kiteschirms hinzugefügt, die diesen in der jeweiligen Ansicht darstellen. Bei der späteren Verwendung dieser Darstellung in Kapitel 9 sind die Bilder nicht enthalten, um eine bessere Erkennbarkeit der Lageänderungen der Boxen zu gewährleisten. Zusätzlich wurde das Videobild mit den Messdaten synchronisiert und in die Darstellung integriert. Diese intuitiv verständliche Visualisierung ermöglichte die Bewertung der Plausibilität der Messdaten sowie die Identifikation von Bereichen der Messdaten, die genauer analysiert werden sollten.

---

[198] Seel, T. et al. (2017)

[199] Durch diesen Schritt sind in der Ausgangslage im Zenit virtuell alle Sensoren exakt gleich ausgerichtet, sodass die relative Orientierungsänderung der Tip-Struts beobachtet werden kann.

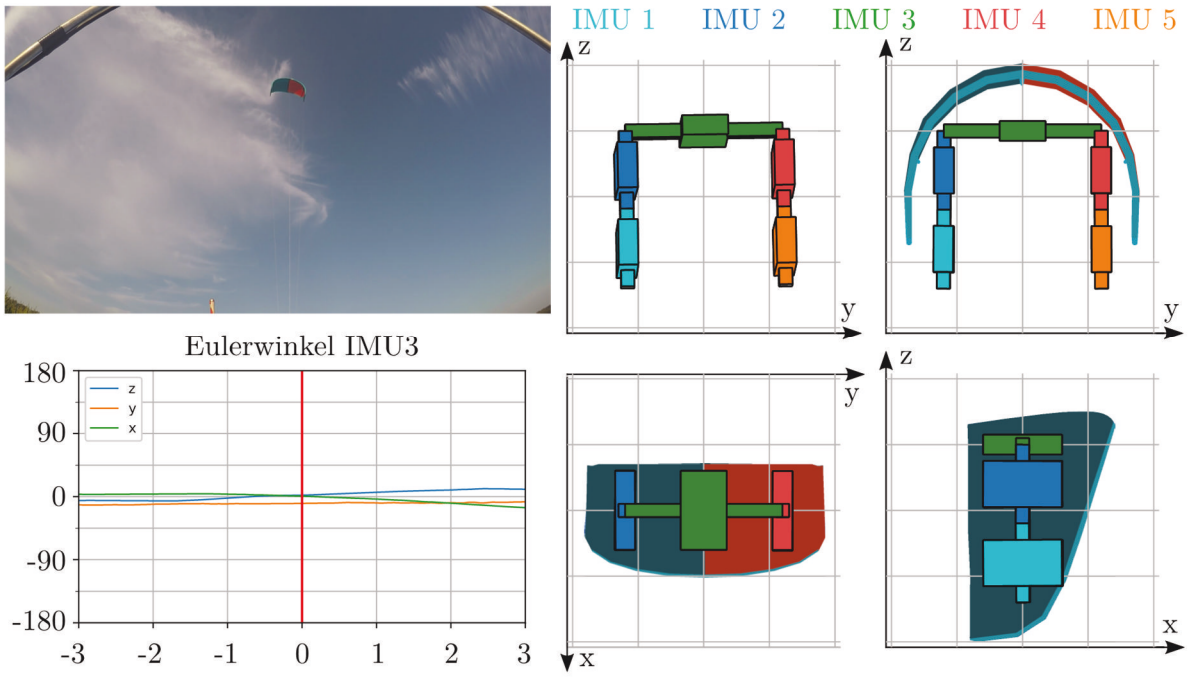



Abbildung 8.3: Darstellung der für die Visualisierung der Inertialsensor-Messdaten verwendeten Grafiken

# 9. Darstellung und Analyse der Messergebnisse

In diesem Kapitel werden die Messergebnisse präsentiert und diskutiert, die das dynamische Verhalten eines Kiteschirms beschreiben. Die zur Erlangung dieser Ergebnisse verwendeten Messdaten wurden am 15.09.2020 auf dem Flughafengelände in Pütnitz aufgezeichnet. Bei dem vermessenen Kiteschirm handelt es sich um das Modell Vegas 2015 der Fa. Duotone Kiteboarding (ehemals North Kiteboarding) in der Größe 10 $m^2$. Die Windgeschwindigkeit betrug im Zeitraum, in dem die Messdaten aufgezeichnet wurden, $0 - 3\ \frac{m}{s}$. In selten auftretenden Böen wurden maximal 5,8 $\frac{m}{s}$ erreicht. Die durch die Fahrgeschwindigkeit des Zugfahrzeugs eingestellte Soll-Anströmgeschwindigkeit betrug bei allen Messungen 11,3 $\frac{m}{s}$ (22 knt). Diese Geschwindigkeit wurde gewählt, da es sich dabei um den Median des geeigneten Windbereichs handelt, der für den verwendeten Kiteschirm vom Hersteller angegeben wird. Dadurch kann davon ausgegangen werden, dass das vom Designer angestrebte Flugverhalten abgerufen werden kann.
Die Messung der dynamischen Eigenschaften erfolgt anhand automatisierter Achtenflüge bezüglich der relativen Powerposition. Dadurch ist es möglich zu untersuchen, wie sich das dynamische Verhalten in Abhängigkeit von der Powerposition ändert. Der maximale Powerweg (vgl. Abbildung 2.2) betrug bei allen Messungen $\varepsilon_{max} = 500$ mm. Der Powerbereich, auf den die Kiteschirme der Fa. Duotone Kiteboarding ausgelegt werden, ist kleiner, weshalb am Prüfstand relative Powerpositionen angefahren werden können, in denen die Längendifferenz zwischen den Steuer- und Powerleinen größer ist als vom Hersteller vorgesehen. In diesem Fall hängen die Steuerleinen stark durch, sodass folgende Situation auftreten kann: Die maximal ausführbare Steuereingabe in Form einer Änderung der Steuerleinenlängen führt nur zu einer Straffung der Steuerleinen, aber nicht zu einer merklichen Verschiebung der Enden der Steuerleinen. Somit erfolgt keine für die Einleitung einer Gierbewegung ausreichende Verformung und folglich auch keine Reaktion des Kiteschirms auf die Steuereingabe. Bei etwas höheren Powerpositionen kann mit maximalen Lenkausschlägen zwar bereits eine geringe Gierbewegung erzeugt werden, diese reicht allerdings nicht aus, um mit dem Kiteschirm einen kontrollierten Achtenflug auszuführen. Bevor eine Vermessung gestartet werden kann, muss deshalb zunächst iterativ die geringste relative Powerposition gefunden werden, ab welcher mit dem zu vermessenden Kiteschirm automatisert ein kontrollierter Achtenflug ausgeführt werden kann. Anschließend müssen die Zielpunkte (vgl. Abbildung 5.15) sowie der Reglerverstärkungsfaktor angepasst werden, bis mit dem Regler ein gleichmäßiger und robuster Achtenflug umsetzbar ist. Für den verwendeten Kiteschirm ergab sich die für den Achtenflug erforderliche Reaktion auf Steuereingaben ab einer relativen Powerposition von $\varepsilon_{rel} = 0{,}4$ , weshalb keine Messergebnisse für geringere Powerpositionen vorliegen.

## 9.1. Drehfreudigkeit und Totzeit

### Messdurchlauf 1

Nachfolgend werden die Ergebnisse des ersten vollständigen Messdurchlaufs vorgestellt. Bei dieser Messung wurde für alle Powerpositionen von $\varepsilon_{rel} = 0{,}4$ bis $\varepsilon_{rel} = 1$ in beiden Fahrtichtungen auf der Start- und Landebahn jeweils einmal die gesamte Fahrbahnlänge für die Aufzeichnung eines möglichst langen zusammenhängenden Achtenflugs genutzt. Um die benötigte Zeit für einen Messdurchlauf gering zu halten, wurde dabei für die Erhöhung der Powerstufe eine Schrittweite von 0,1 gewählt und jede Fahrtrichtung pro Powerstufe nur einmal abgefahren. Da der Kiteschirm mit steigender Powerposition agiler wird, werden in der für das Manöver verfügbaren Zeit bei hohen Powerpositionen mehr Achten durchgeführt als bei niedrigen.
Der für die Auswertung berücksichtigte Bereich der Manöver-Messdaten (vgl. Abbildung 8.2) wurde für alle Manöver auf die Messtakte 1000 - 3500 festgelgt und beinhaltet dementsprechend für unterschiedliche Powerstufen auch unterschiedlich viele Achten.
Als Ergebnis der Auswertung ergeben sich der in der Abbildung 9.1 dargestellte Verlauf der Drehfreudigkeit $g_k$ und der in der Abbildung 9.2 dargestellte Verlauf der Totzeit d in Abhängigkeit von der Powerposition.

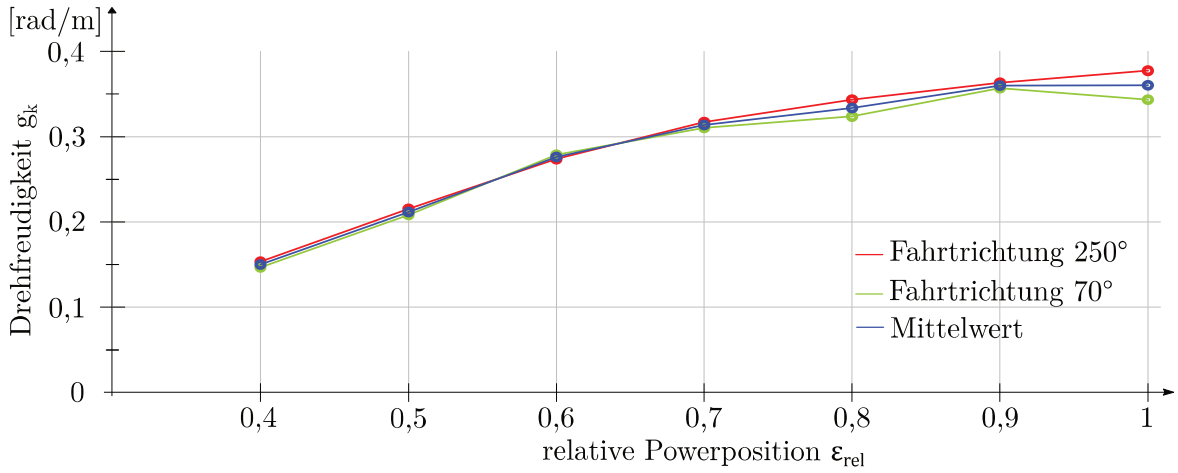



Abbildung 9.1: Drehfreudigkeit $g_k$ in Abhängigkeit von der relativen Powerposition $\varepsilon_{rel}$ für den Kiteschirm Vegas 2015 10 $m^2$

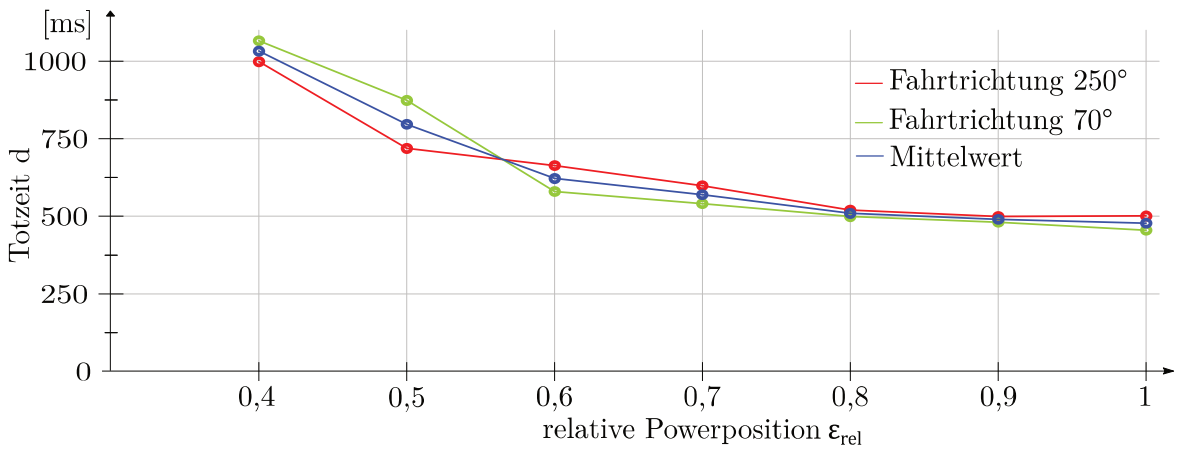



Abbildung 9.2: Totzeit d in Abhängigkeit von der relativen Powerposition $\varepsilon_{rel}$ für den Kiteschirm Vegas 2015 10 $m^2$

Die Verläufe beider Graphen sind plausibel und spiegeln die erwartete Steigerung der Agilität des Kiteschirms mit steigender Powerposition wieder. Dies drückt sich durch eine kontinuierliche und deutliche Steigerung der Drehfreudigkeit sowie gleichzeitige Reduzierung der Totzeit aus. Je höher also die relative Powerposition ist, umso schneller und stärker reagiert der Kiteschirm auf Steuereingaben.

An dieser Stelle soll angemerkt werden, dass die Richtigkeit und Genauigkeit dieser Ergebnisse im Rahmen der vorliegenden Arbeit nicht nachgewiesen bzw. angegeben werden können. Unsicherheiten bezüglich der Lage der Ergebnisse zum wahren Wert ergeben sich vor allem dadurch, dass der Gierwinkel $\psi$, der den größten Einfluss auf die hier gezeigten Ergebnisse hat, durch einen Fusionsalgorithmus geschätzt wird (vgl. Abschnitt 5.3.1). Des Weiteren sind die Parameter $g_k$ und d das Ergebnis einer weiteren numerischen Optimierung durch die Anwendung der MLE (vgl. Kapitel 8, Abschnitt "Auswertung des Manövers Achtenflug").

Um das Vertrauen in die Messergebnisse zu erhöhen, wurden verschiedene Sensitivitätsanalysen und Plausibilitätsversuche durchgeführt. In der ersten Sensitivitätsanalyse wurde untersucht, ob eine Variation der Startwerte das Ergebnis der MLE beeinflusst. Dabei konnte beobachtet werden, dass eine signifikante Beeinflussung erst auftritt, wenn Startwerte gewählt werden, die sich sehr stark von realistischen Werten unterscheiden. Dieses Szenario ist beispielhaft in Abbildung 9.3 dargestellt. Der rote Graph repräsentiert das Ergebnis der Optimierung mit den Startwerten $g_k = 0{,}3$ und $d = 600$ ms und der rote Graph das Ergebnis der Optimierung mit den Startwerten $g_k = 10$ und $d = 1200$ ms. Trotz des verrauschten Verlaufs des grünen Graphen, der aus der Bildung des Differenzenquotienten des Gierwinkels resultiert, ist gut erkennbar, dass die Optimierung insbesondere bzgl. der Phasenverschiebung, aber auch bzgl. der Amplitude, keine gute Anspassung des blauen Verlaufsgraphen an den grünen erreicht hat.

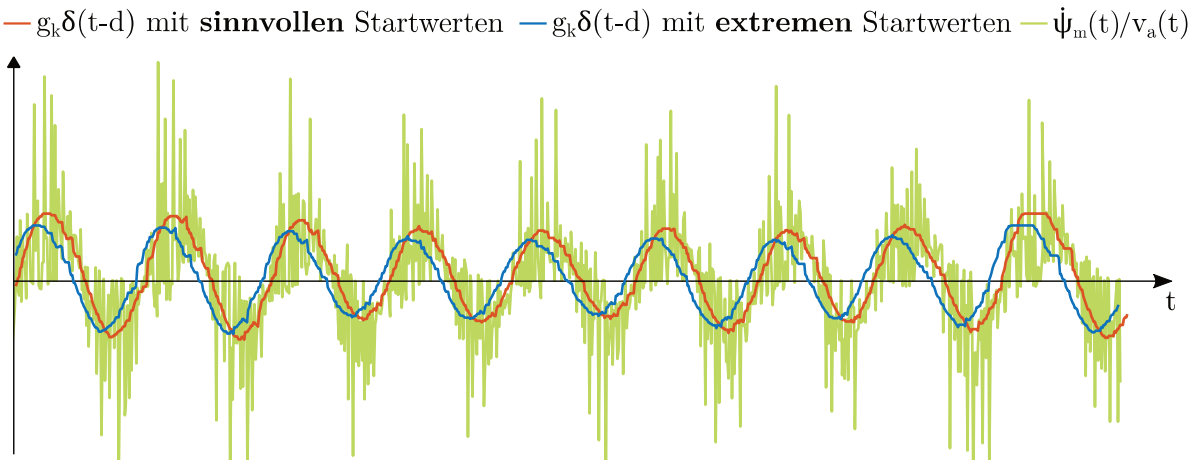



Abbildung 9.3: Ergebnis der Optimierung mit sinnvollen Startwerten (roter Graph) und extremen Startwerten (blauer Graph)

In Abbildung 9.1 und Abbildung 9.2 ist erkennbar, dass die berechneten Werte sich für die unterschiedlichen Fahrtrichtungen geringfügig unterscheiden. Es bestand die Vermutung, dass diese Unterschiede durch unterschiedliche Anströmgeschwindigkeiten aufgrund von Wind bzw. Thermik auf Höhe des Kiteschirms verursacht wurden. Aus diesem Grund wurde eine Sensitivitätsanalyse mit dem Ziel, den Einfluss von Schwankungen in der Antrömgeschwindigkeit abschätzen zu können, durchgeführt.

Da bei der hier thematisierten Messung erstmals Messdaten der Prandtl-Sonde im Feldversuch aufgenommen wurden, wurde vor der Verwendung dieser Messdaten für die Sensitivitätsanalyse zunächst die Plausibilität der Anströmungsmessung überprüft. Dabei wurde festgestellt, dass die von der Prandtl-Sonde gemessene Anströmgeschwindigkeit meist ca. $1 - 2\ \frac{m}{s}$ geringer ist als die von der Wetterstation gemessene Fahrtgeschwindigkeit. Überprüft wurde dies anhand von Flugphasen, in denen der Kiteschirm bei Windstille ruhig im Zenit gehalten wurde, sodass dieser die gleiche Eigengeschwindigkeit aufweist wie das Zugfahrzeug.

Eine Einschätzung der Plausibilität des mit der Prandtl-Sonde gemessenen Anstell- sowie Schiebewinkels erfolgte anhand der in Abbildung 9.4 und Abbildung 9.5 dargestellten Plots der entsprechenden Messdaten vom gesamten ersten Messdurchlauf. Die folgenden Abbildungen enthalten zum besseren Verständnis zusätzlich die qualitativ und in gelb dargestellte Manöver-Freigabe sowie die in blau dargestellte relative Powerposition. Dadurch kann nachvollzogen werden, in welchen Zeiträumen ein automatiserter Achtenflug durchgeführt wurde und welche relative Powerposition dabei eingestellt war. Bei der Betrachtung dieses Plots muss beachtet werden, dass es sich bei dem Winkel $\alpha$ um den Anstellwinkel der Prandtl-Sonde handelt, der nicht zwangsweise dem lokalen Anstellwinkel des Kiteschirms entspricht und außerdem eine umgekehrte Vorzeichendefinition aufweist (vgl. Abschnitte 2.1.1 und 5.2 sowie Kapitel 7).

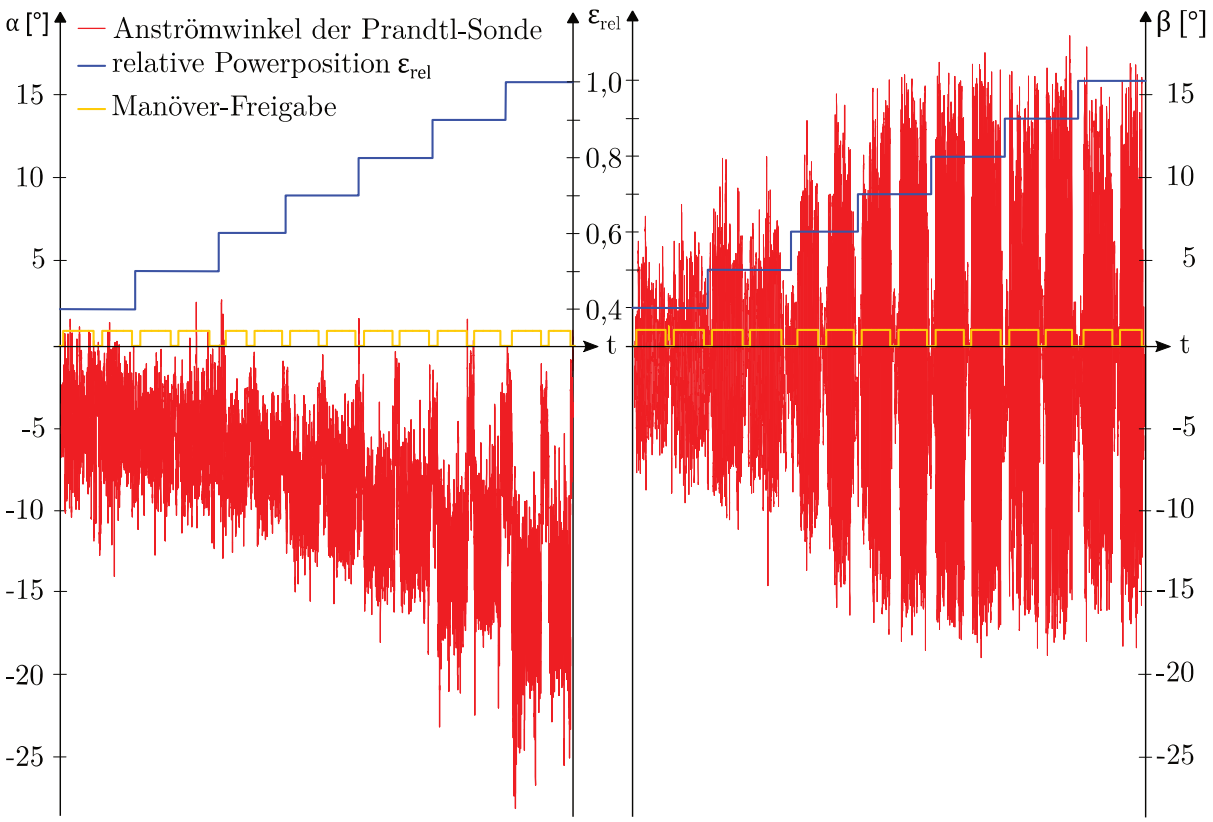



Abbildung 9.4: Verlauf des Anstellwinkels α (links) sowie des Schiebewinkels β (rechts) während des ersten Messdurchlaufs

Der Anstellwinkel α sinkt wie erwartet mit steigender relativer Powerposition[200] (vgl. Abschnitt 2.1.1) und es ist ein deutlicher Unterschied der im Mittel auftretenden Anstellwinkel bei unterschiedlichen relativen Powerpositionen zu erkennen. Im Plot des Schiebewinkels ist zu sehen, dass die Bandbreite des während des Achtenflugs gemessenen Schiebewinkels mit steigender Powerposition zunimmt. Die in Abbildung 9.5 dargestellte gute qualitative Übereinstimmung der Verläufe von Schiebe- und Gierwinkel lässt vermuten, dass die Prandtl-Sonde auch im Feld sinnvolle Messdaten für den Schiebewinkel liefert. Zusammenfassend kann festgestellt werden, dass alle mit der Prandtl-Sonde aufgenommenen Messkanäle sinnvolle Daten enthalten und somit für die weitere Datenanalyse genutzt werden können. An dieser Stelle soll noch angemerkt werden, dass der ebenfalls in der Abbildung 9.5 zu erkennende große Unterschied zwischen den auftretenden Gier- und Schiebewinkeln deutlich größer ist, als die von Fagiano in Flugversuchen beobachtete maximale Abweichung von 10° zwischen diesen beiden Winkeln (vgl. Abschnitt 3.1.4). Dies resultiert vermutlich daraus, dass die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten automatisierten Achtenflüge nicht besonders tief im Windfenster[201] durchgeführt wurden, weshalb die Bedingungen für einen „crosswind flight“[202] nicht erfüllt waren.

[200] dies entspricht einem Anstieg des Anstellwinkels

[201] In einem Bereich niedriger Höhenwinkel

[202] dynamischer Flug quer zum Wind

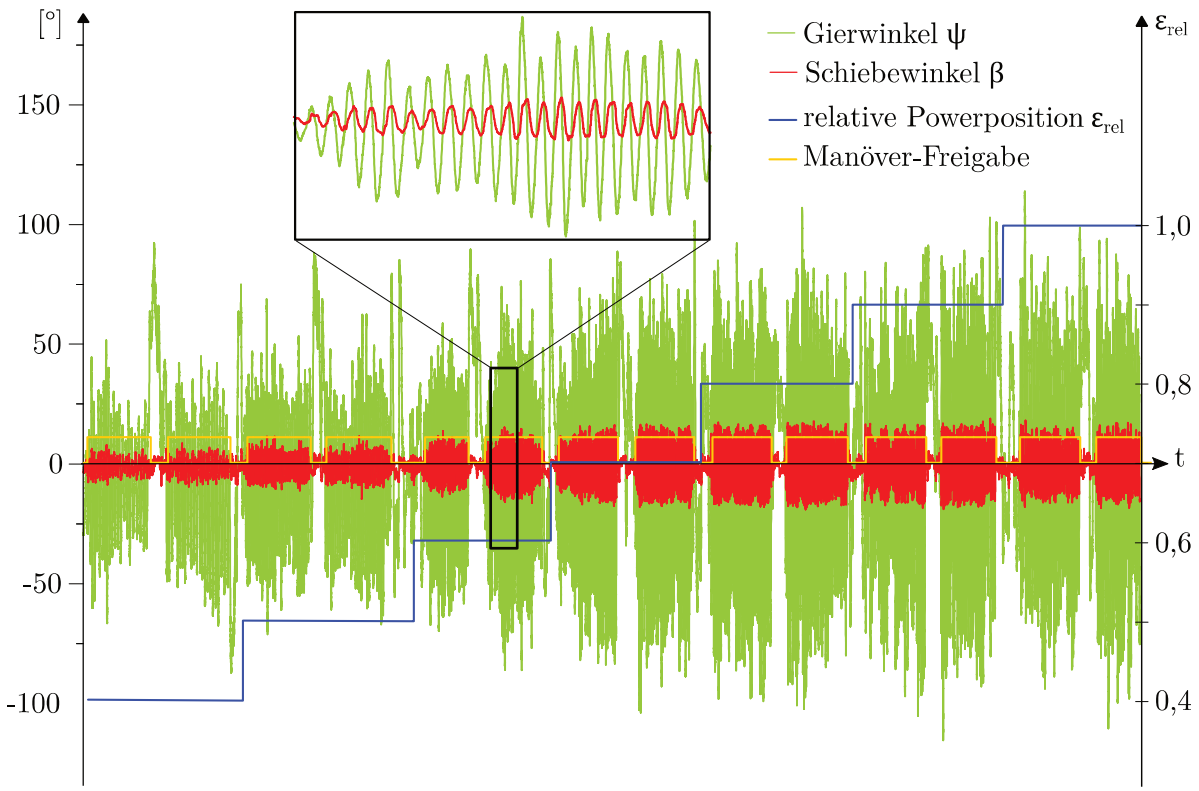



Abbildung 9.5: Vergleich des von der Prandtl-Sonde gemessenen Schiebewinkels (rot) mit dem von der ADS-Kiteeinheit berechneten Gierwinkel (grün) des Kiteschirms

Bei der Analyse der Anströmungsdaten fiel außerdem auf, dass entgegen der Erwartung (vgl. Abschnitt 3.2.2) das GPS der Kiteeinheit des ADS auch in hochdynamischen Manövern zuverlässig funktioniert und plausible Daten liefert. Dies kann beispielsweise anhand der Abbildung 9.6 nachvollzogen werden. In dieser Abbildung sind die während des gesamten ersten Messdurchlaufs von der Prandtl-Sonde gemessene Anströmgeschwindigkeit und die vom GPS der ADS-Kiteeinheit berechnete Fluggeschwindigkeit (nachfolgend „GPS-Geschwindigkeit“ genannt) des Kiteschirms aufgetragen. Es ist gut zu erkennen, dass die Flug- bzw. Anströmgeschwindigkeit zwischen den Manövern signifikant ansteigt. Dies geschieht, da zwischen den Manövern die Kurvenfahrt für den Richtungswechsel durchgeführt wird. Dabei wird der Kiteschirm in der kurvenäußeren Seite des Windfensters gehalten und absolviert die Kurve deshalb in einem größeren Radius und entsprechend höherer Geschwindigkeit als das Zugfahrzeug. Darüber hinaus ist gut erkennbar, wie die Bandbreite der während der Achtenflüge auftretenden Geschwindigkeiten mit höheren Powerpositionen aufgrund der größeren Dynamik der Manöver ansteigt. Für die weitere Auswertung ist aber vor allem entscheidend, dass der Verlauf der vom GPS gemessenen Fluggeschwindigkeit dem Verlauf der von der Prandtl-Sonde gemessenen Anströmgeschwindigkeit sehr gut folgt und im Wesentlichen lediglich ein geringer Offset von ca. $2 - 3\ \frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}$ zwischen den beiden Verläufen besteht. Aus diesem Grund wurde die Berechnung der Parameter $g_k$ und d aus den Messdaten des ersten Messdurchlaufs erneut durchgeführt, mit dem Unterschied, dass anstatt der Anströmgeschwindigkeit die GPS-Geschwindigkeit in der MLE verwendet wurde.

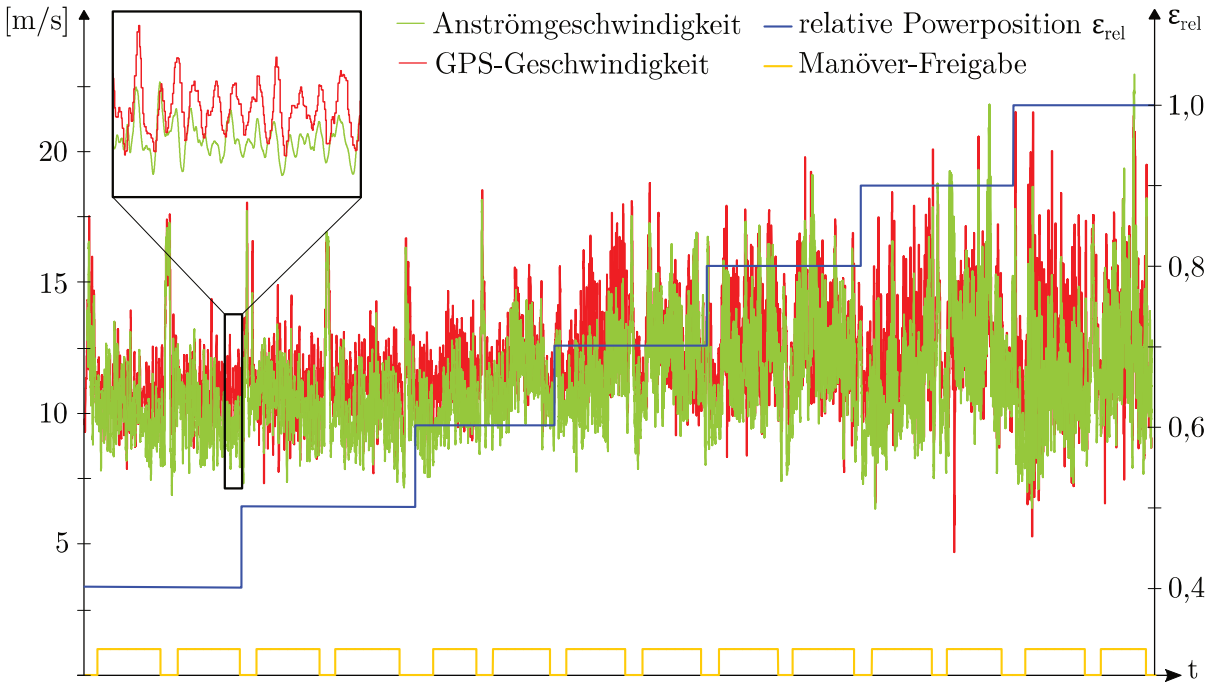



Abbildung 9.6: Vergleich der von der Prandtl-Sonde gemessenen Anströmgeschwindigkeit (grün) mit der vom GPS der ADS-Kiteeinheit berechneten Fluggeschwindigkeit (rot) des Kiteschirms

In Abbildung 9.7 ist dargestellt, wie sich die Ergebnisse der MLE aufgrund dieser Änderung unterscheiden. Der Offset zwischen Anström- und Fluggeschwindigkeit wirkt sich auf die Mittelwerte der berechneten Drehfreudigkeit in Form eines Offsets von 0,01 - 0,04 aus. Auf die berechnete Totzeit hat der Offset erwartungsgemäß keinen signifikanten Einfluss.

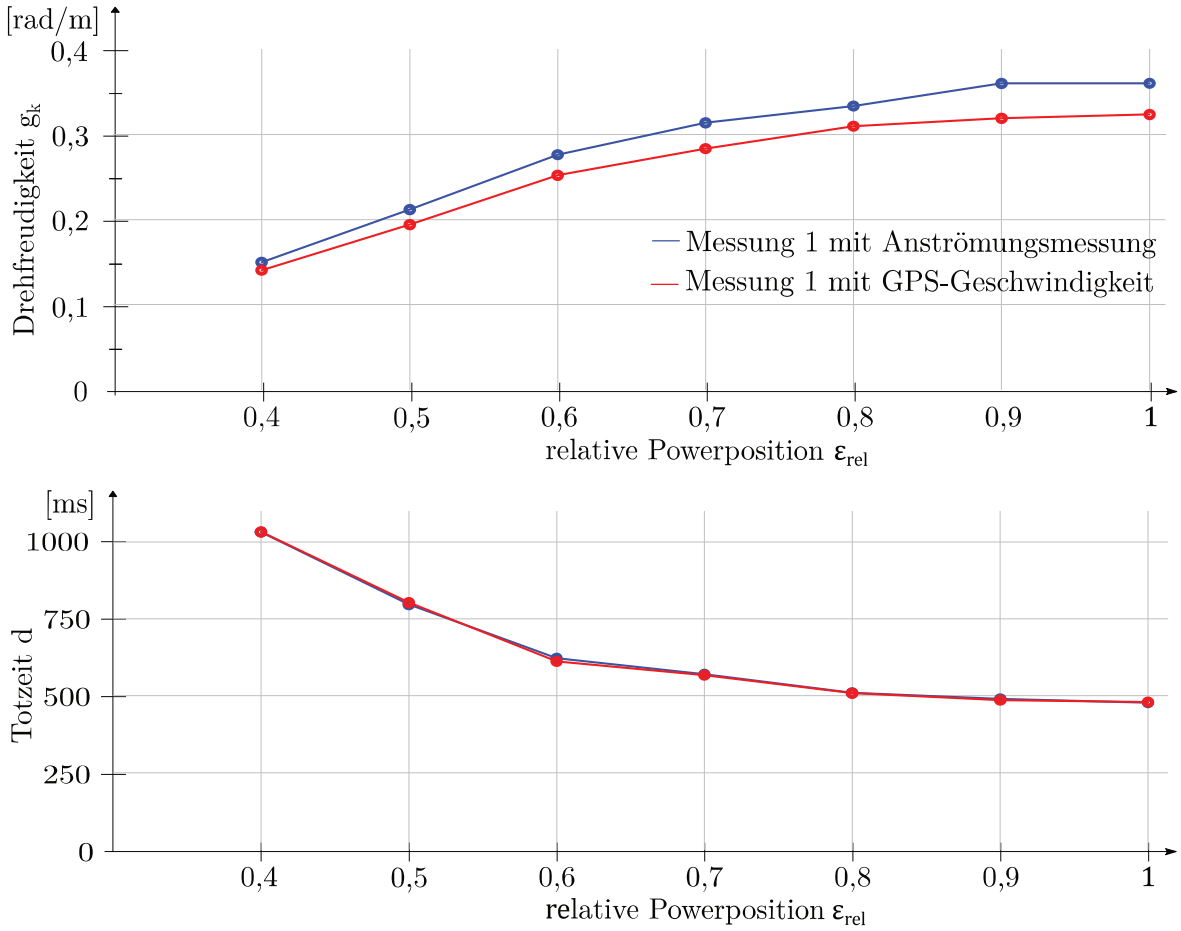



Abbildung 9.7: Vergleich der Mittelwerte von Drehfreudigkeit $g_k$ und Totzeit d aus beiden Fahrtrichtungen in Abhängigkeit von der relativen Powerposition $\varepsilon_{rel}$ für den Kiteschirm Vegas 2015 10 $m^2$ bei Durchführung der MLE unter Berücksichtigung der Anströmgeschwindigkeit (blau) und der aus dem GPS der ADS-Kiteeinheit berechneten Fluggeschwindigkeit (rot)

Die größte Differenz zwischen den in Abbildung 9.1 dargestellten Ergebnissen der beiden Fahrtrichtungen liegt bei der maximalen relativen Powerposition von $\varepsilon_{rel} = 1{,}0$ vor. Aus diesem Grund wurden die Wind- und Anströmgeschwindigkeiten, die während der zugehörigen Manöver gemessen wurden, genauer untersucht. In Abbildung 9.8 sind die entsprechenden Messdaten dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die Wind- und Anströmgeschwindigkeiten, die während der beiden gezeigten Manöver vorlagen, kaum von einander abweichen. Im Mittel beträgt der Unterschied ca. 1 $\frac{m}{s}$. Die Differenz zwischen den berechneten Drehfreudigkeiten für die unterschiedlichen Fahrrichtungen bei der maximalen relativen Powerposition von ca. 0,03 kann durch die beschriebene geringe Differenz der Anströmgeschwindigkeiten nicht erklärt werden. Die tatsächliche Ursache ist aber trotzdem in der Abbildung 9.8 zu erkennen: Im letzten Drittel des zweiten Manövers, welches in der Fahrtrichtung 70° aufgenommen wurde, tritt eine extreme Spitze in der gemessenen Anströmgeschwindigkeit auf. Eine Analyse der GPS-Daten zeigte, dass exakt zu diesem Zeitpunkt die einzige landschaftliche Unregelmäßigkeit in der direkten Umgebung der Start- und Landebahn - ein ca. 3 m hohes Maisfeld - erreicht wird. Da am Tag, an dem die hier beschriebenen Messungen durchgeführt wurden, hohe Temperaturen um 27°

Celsisus und wolkenloser Himmel vorherrschten, liegt die Vermutung nahe, dass der Extremwert der Anströmung durch Thermik über dem Maisfeld verursacht wurde.

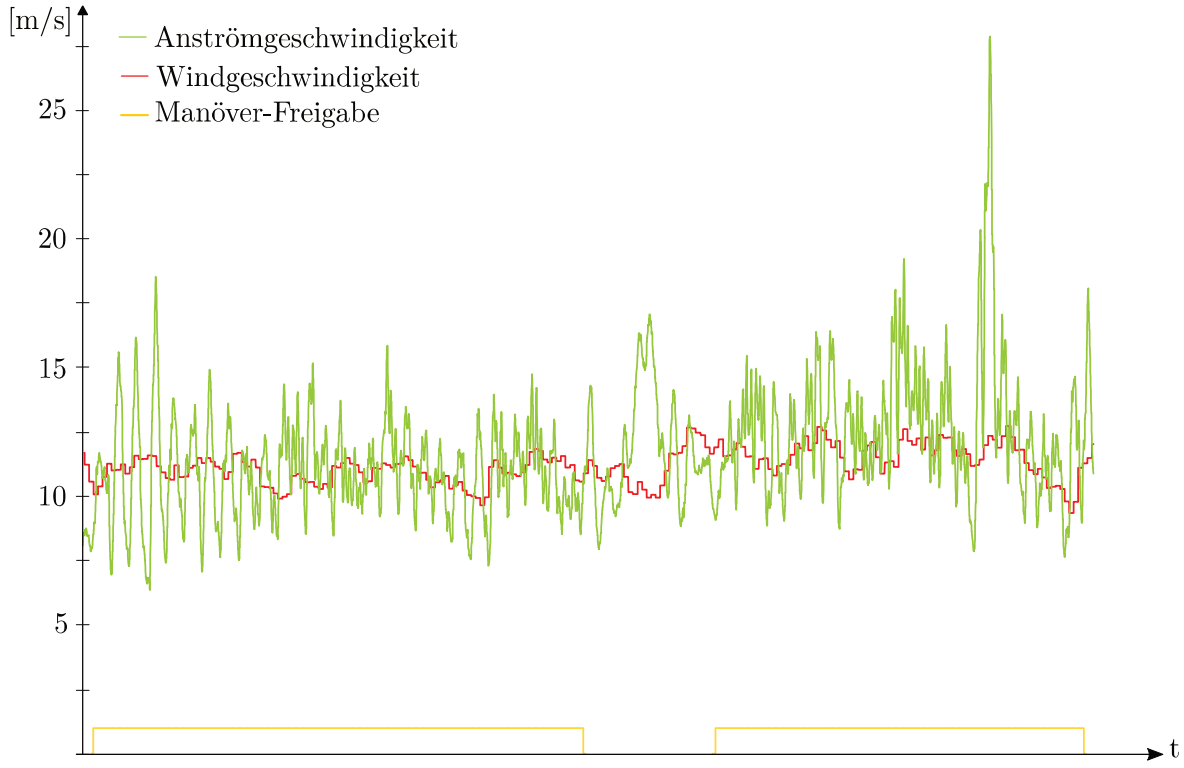



Abbildung 9.8: Verlauf der von der Wetterstation gemessenen Windgeschwindigkeit sowie der von der Prandtl-Sonde gemessenen Anströmgeschwindigkeit während der beiden Manöver, in denen die relative Powerposition $\varepsilon_{rel} = 1{,}0$ eingestellt war

Bei einer genaueren Analyse weiterer Messkanäle zu diesem Zeitpunkt stellte sich heraus, dass die beobachtete Unregelmäßigkeit in der Anströmung den Kite so stark beeinflusste, dass der Achtenflug-Regler gewissermaßen "aus dem Rythmus gebracht" wurde. Dies äußerte sich dadurch, dass nach dem Erreichen des Maisfeldes keine Zielpunktumschaltung mehr stattfand (vgl. Unterkapitel 5.4). Der eingestellte Regelerverstärkungsfaktor war für die hohen relativen Powerpositionen grenzwertig aggressiv eingestellt. Dies führte in Folge der großen externen Störung zu einem Überschwingen des Reglers, sodass der Kiteschirm nur noch um den rechten Zielpunk pendelte, anstatt zwischen den Zielpunkten hin und her zu fliegen. Da im verzerrten Videobild der GoPro kaum ein Unterschied zwischen dem korrekten Achtenflug und dem Pendeln um einen Zielpunkt wahrgenommen werden kann und nicht auffiel, dass die Zielpunkte nicht mehr gewechselt werden, wurde das Manöver nicht abgebrochen und die Messdaten vollständig für die Berechnung der Ergebnisse verwendet. Die mit diesen Messdaten berechnete Drehfreudigkeit $g_k$ fällt höchstwahrscheinlich geringer aus, da die Flugbewegung in Folge des fehlerhaften Reglerverhaltens in der Nähe des seitlichen Windfensterrandes ausgeführt wurden, wo der Kiteschirm erwatungsgemäß träger auf Steuereingaben reagiert. Die Untersuchung aller Manöverdurchläufe des ersten Messdruchlaufs zeigte, dass das beschriebene Fehlverhalten des Reglers auch bei den relativen Powerpositionen $\varepsilon_{rel} = 0{,}9$ und $\varepsilon_{rel} = 0{,}8$ auftrat. Genau wie bei $\varepsilon_{rel} = 1{,}0$ trat der Fehler ausschließlich in der Fahrtrichtung 70° und im Bereich des Maisfeldes

auf. Anders als bei $\varepsilon_{rel} = 1{,}0$ und $\varepsilon_{rel} = 0{,}8$ wirkt sich der Fehler bei $\varepsilon_{rel} = 0{,}9$ allerdings nicht merklich auf die berechnete Drehfreudigkeit $g_k$ aus. Begründet werden kann dies dadurch, dass bei diesem Manöverdurchlauf der Fehler nicht direkt an der Kante des Maisfeldes, sondern etwas später auftrat, sodass die zugehörigen Messdaten gerade nicht mehr in dem für die Auswertung gewählten Manöver-Zeitraum liegen. Zur Überprüfung dieser These wurden die sechs Manöverdurchläufe der drei betroffenen relativen Powerpositionen separat unter Verwendung der Messdaten längerer Zeiträume (Manövertakt 1000 - 4500) ausgewertet. Dabei konnte nachgewiesen werden, dass auch bei $\varepsilon_{rel} = 0{,}9$ der erwartete Einfluss des fehlerhaften Reglerverhaltens auf die berechnete Drehfreudigkeit $g_k$ auftritt.
Bei einer erneuten Betrachtung der Abbildung 9.1 kann also davon ausgegangen werden, dass die aus den Messdaten der Fahrtrichtung 250° berechneten Drehfreudigkeiten näher am wahren Wert liegen. Diese Vermutung wird zusätzlich durch den erwartungsgemäß stetigen Verlauf des zugehörigen Graphen bekräftigt.

**Messdurchlauf 2**

Nachfolgend werden die Ergebnisse eines zweiten Messdurchlaufs mit dem selben Kiteschirm präsentiert. Beim ersten Versuch, diesen Messdurchlaufs durchzuführen, kam es aufgrund einer unerwarteten fehlerhaften Initialisierung des Regelalgorithmus zu einem Absturz des Kiteschirms. Dabei wurde die Sensorik für die Anströmungsmessung so stark beschädigt, dass trotz einer vorhandenen Ersatz-Prandtl-Sonde eine Reperatur vor Ort nicht möglich war. Während des direkt im Anschluss durchgeführten zweiten Versuchs ereignete sich ein weiterer Absturz, bei dem auch die zuvor unbeschädigt gebliebenen Komponenten des ADS so stark beschädigt wurden, dass die weitere Verwendung der Kitesensorik nicht möglich war und somit keine weiteren Vermessungen der Parameter $g_k$ und d durchgeführt werden konnten.
Aus diesem Grund stand für eine vergleichende Auswertung nur die Aufzeichnung dieses Messdurchlauf zur Verfügung, die die Manöverdurchläufe bis zur relativen Powerposition $\varepsilon_{rel} = 0{,}7$ sowie keine Messdaten der Anströmung beinhaltet. Die Berechnung der Drehfreudigkeit $g_k$ und der Totzeit d aus diesem Datensatz wurde daher unter Verwendung der vom GPS der ADS-Kiteeinheit gemessenen Fluggeschwindigkeit des Kiteschirms durchgeführt. Die gemittelten Ergebnisse sind in Abbildung 9.9 zusammen mit den bereits in Abbildung 9.7 gezeigten Ergebnissen des ersten Messdurchlaufs, die auf die gleiche Weise berechnet wurden, dargestellt. In diesem Plot sind vom ersten Messdurchlauf die Ergebnisse aus den Messdaten der Fahrtrichtung 250° aufgetragen, da diesen nach der Analyse im vorigen Abschnitt stärker vertraut wird. In allen aufgezeichneten Manöverdurchläufen des zweiten Messdurchlaufs erfolgte die Zielpunktumschaltung stets zuverlässig, da die für den Achtenflugregler mit dem gewählten Verstärkungsfaktor kritischen relativen Powerpositionen aufgrund des Absturzes nicht erreicht wurden. Dementsprechend ist in den Messdaten des zweiten Durchlaufs kein signifikanter Unterschied zwischen den Ergebnissen beider Fahrtrichtungen erkennbar, weshalb von diesem Versuch der Mittelwert aus beiden Fahrtrichtungen geplottet wurde.

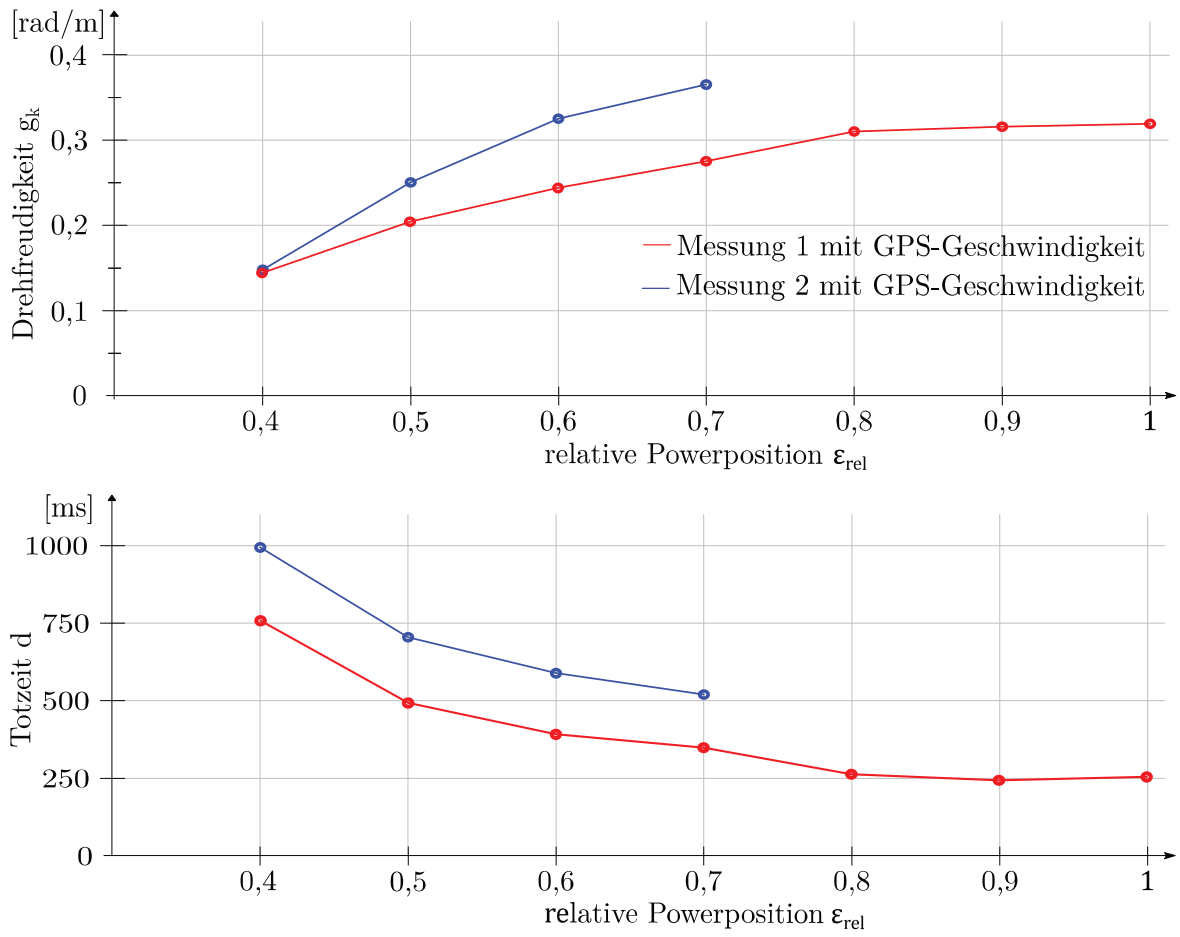



Abbildung 9.9: Vergleich der Mittelwerte von Drehfreudigkeit $g_k$ und Totzeit d aus beiden Fahrtrichtungen vom ersten und zweiten Messdurchlauf in Abhängigkeit von der relativen Powerposition $\varepsilon_{rel}$ für den Kiteschirm Vegas 2015 10 $m^2$ bei Durchführung der MLE unter Berücksichtigung der aus dem GPS der ADS-Kiteeinheit berechneten Fluggeschwindigkeit

In der Abbildung 9.9 ist ein signifikanter Unterschied zwischen den Ergebnissen der beiden Messdurchläufe erkennbar. Es kann festgestellt werden, dass der Kiteschirm im zweiten Messdurchlauf stärker und schneller auf Steuereingaben reagiert, insgesamt also agiler ist.

Es wurden zwei Unterschiede zwischen den beiden Messungen erkannt, die die geringere Drehfreudigkeit und höhere Totzeit im ersten Messdurchlauf verursacht haben könnten:

Zum einen war im zweiten Messdurchlauf keine Prandtl-Sonde am Kiteschirm montiert. Eine Gierbewegung des Kiteschirms erzeugt eine seitliche Anströmung der Sonde (vgl. Abbildung 9.5). Aufgrund der verhältnismäßig großen Länge des Rohres ist zu vermuten, dass der dabei auftretende Strömungswiderstand, der bzgl. der Gierbewegung ein Gegenmoment darstellt, einen merklichen Einfluss auf die Drehträgheit des Kiteschirms hat.

Der zweite Unterschied zwischen den Messdurchläufen, mit dem die unterschiedlichen Ergebnisse erklärt werden könnten, wurde in den Messdaten der Windgeschwindigkeit festgestellt. In Abbildung 9.10 ist beispielhaft jeweils ein repräsentativer Ausschnitt gleicher Länge aus diesen Messdaten der beiden Durchläufe dargestellt.

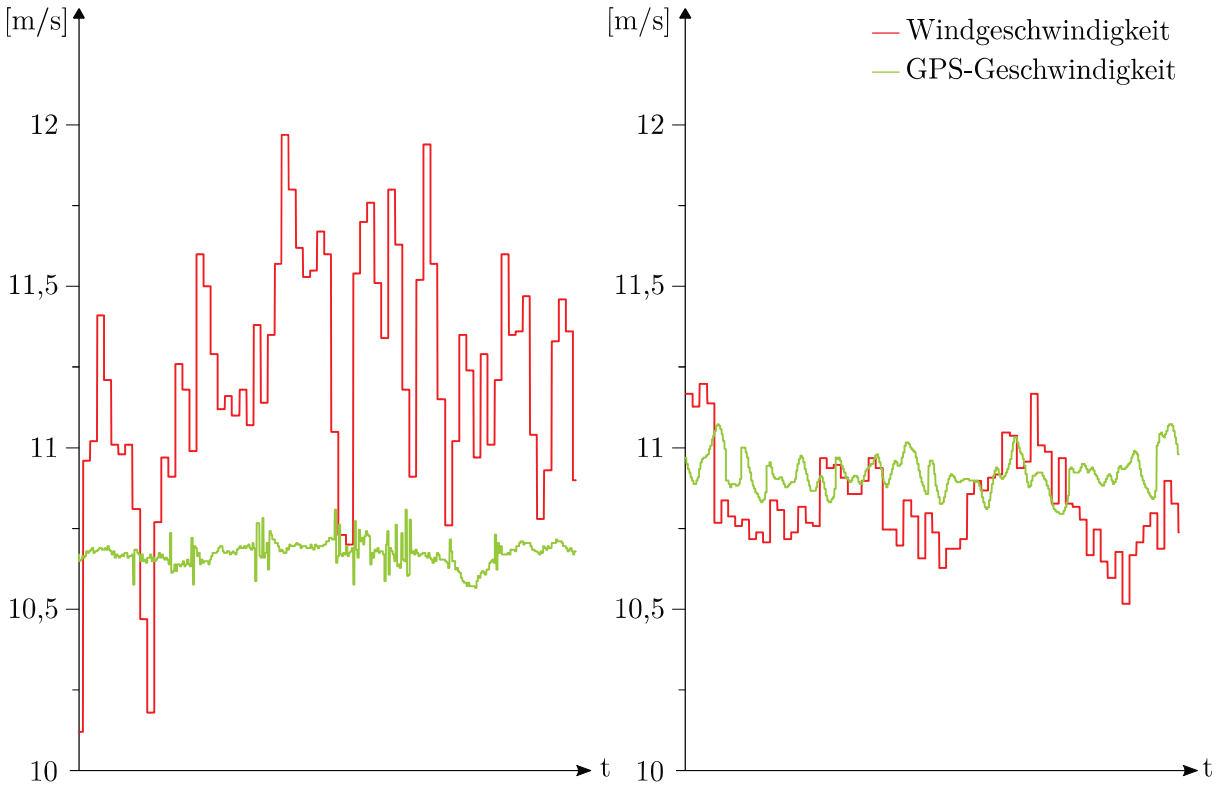



Abbildung 9.10: Repräsentative Ausschnitte der Verläufe der auf dem Fahrzeug gemessenen Wind- sowie GPS-Geschwindigkeit während eines Zeitraums gleicher Länge im ersten (links) und zweiten (rechts) Messdurchlauf

Aus den Erkenntnissen der bisherigen Analysen kann geschlossen werden, dass der deutliche Unterschied zwischen den Ergebnissen nicht durch die geringe Differenz der Mittelwerte der Fahr- bzw. Anströmgeschwindigkeiten hervorgerufen wurde.

Die in der Abbildung 9.10 dargestellte deutlich größere Streuung der Windgeschwindigkeit hingegen könnte ursächlich dafür sein. Betrachtet man die in Abbildung 9.11 dargestellten Verläufe der während der gleichen Zeiträume gemessenen Leinenkräfte, ist gut erkennbar, dass das turbulentere Strömungsfeld, das während des ersten Messdurchlaufs vorherrschte, deutliche Auswirkungen auf den Kiteschirm hat. Vermutlich führt die unruhige Anströmung dazu, dass die Strömung weniger gut am Kiteschirm anliegt. Es liegt nahe, dass dadurch lokale Strömungs- und Verformungseffekte auftreten, die in der stärkeren Streuung sowie den geringeren Absolutwerten der Leinenkräfte resultieren. Dies wiederum wirkt sich höchstwahrscheinlich auf die Reaktionsfreudigkeit des Kiteschirms bzgl. der Steuereingaben aus, da die geringeren Leinenkräfte eine geringere Verformung hervorrufen.

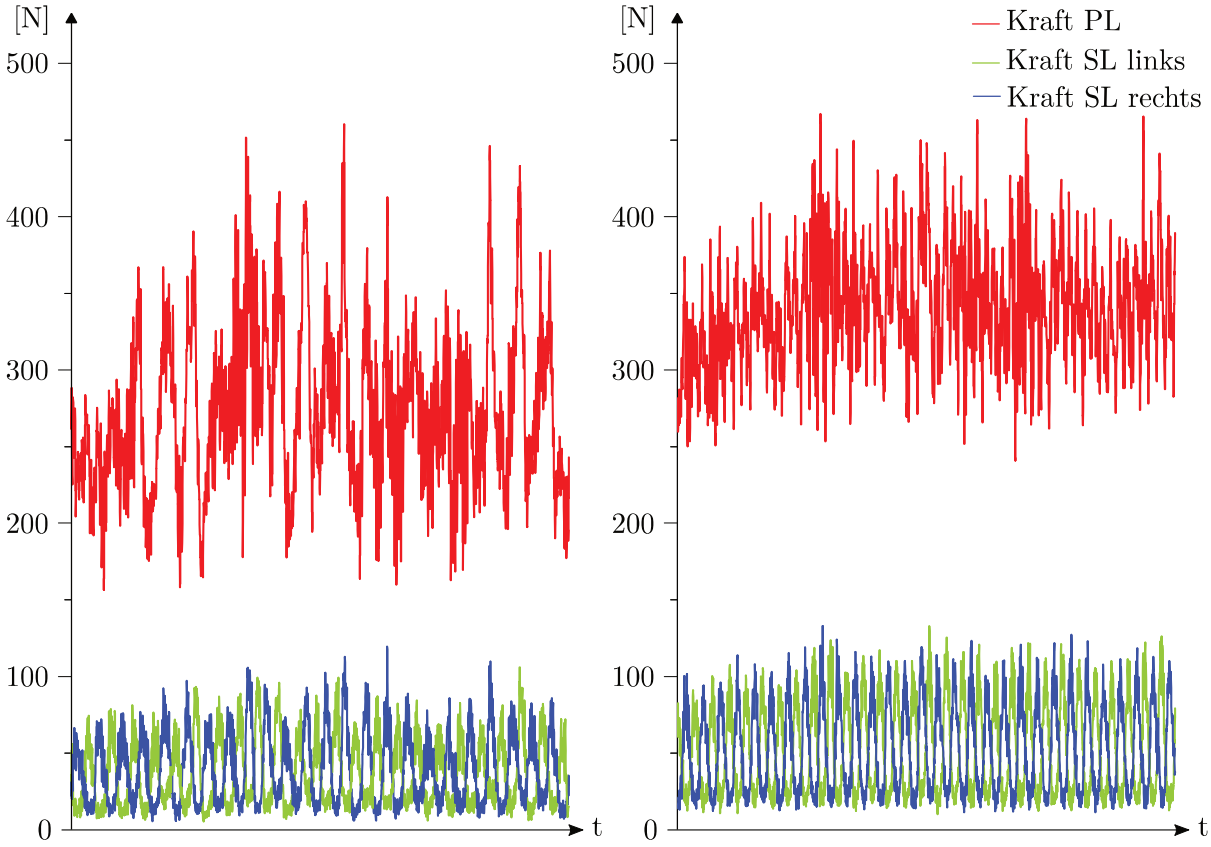



Abbildung 9.11: Repräsentative Ausschnitte der Verläufe der Leinenkräfte, die während der in Abbildung 9.10 dargestellten Zeiträume im ersten (links) und zweiten (rechts) Messdurchlauf gemessen wurden

Zu besseren Einordnung der Messergebnisse erfolgt abschließend ein Vergleich mit entsprechenden Ergebnissen ähnlicher Messungen, die bisher in der Literatur dokumentiert sind. Allgemein beeinflusst die in den jeweiligen Arbeiten verwendete Definition des Lenkeinschlags $\delta$ die berechnete Drehfreudigkeit $g_k$. Da der Lenkeinschlag aber in allen Arbeiten, in denen die gemessene Drehfreudigkeit quantitativ angegeben wird, normiert in die Berechnung einging, ist ein Vergleich möglich. Auch eventuell unterschiedliche Werte für die verwendete maximale Längendifferenz der Steuerleinen verhindern einen Vergleich der Messwerte nicht, da eine größere maximale Längendifferenz aufgrund der Proportionalität des TRL nur zu entsprechend größeren Amplituden der gemessenen Gierwinkeländerung führen würde[203]. Ein direkter Vergleich wird jedoch dadurch erschwert, dass nicht bei allen Arbeiten die Anströmgeschwindigkeit $v_a$ auf der linken Seite der in Formel 8.1 gezeigten Gleichung und somit als Divisor eingeht. Bei Oehler et al. und Wood et al. erfolgt die Berechnung stattdessen anhand des nicht umgestellten TRL (vgl. Formel 5.1), sodass die Anströmgeschwindigkeit als Faktor auf der rechten Seite der Gleichung eingeht. Eine Umrechnung wäre theoretisch möglich, die dafür benötigten Messwerte der während der Versuche gemessenen Anströmgeschwindigkeiten sind in den jeweiligen Dokumentationen

[203] Vorausgesetzt die Längendifferenz der Steuerleinen ist nicht so groß, dass an den Tips ein Stall auftritt

allerdings nicht enthalten. Aus diesem Grund konnten in Tabelle 2 nur zwei weitere Arbeiten für den Vergleich aufgelistet werden.

Tabelle 2: Vergleich der Messergebnisse für $g_k$ und $d$

| Quelle | Kitegröße | Bauart | Drehfreudigkeit $g_k$ $[\frac{rad}{m}]$ | Totzeit $d$ $[ms]$ |
|---|---|---|---|---|
| Erhard & Strauch[204] | 20 m$^2$ | Softkite | 0,13 | - |
| Costello[205] | 2,5 m$^2$ | Softkite | 1,1 | 260 |
| Messdurchlauf 1 | 10 m$^2$ | Tubekite | 0,14 - 0,32 | 480 - 1033 |
| Messdurchlauf 2 | 10 m$^2$ | Tubekite | 0,15 - 0,37 | 520 - 994 |

Da die Agilität eines Kiteschirms erfahrungsgemäß maßgeblich durch die Größe beeinflusst wird, ist die Einordnung der in dieser Arbeit gemessenen Werte zwischen den beiden Referenzwerten plausibel.

## 9.2. Makroskopische Verformung

Am selben Tag wurde noch ein weiterer Messdurchlauf durchgeführt. Während dieses Durchlaufs wurden manuell spezielle Flugmanöver durchgeführt, um mit den Xsens-DOT-Sensoren (vgl. Abbildung 7.3) Messdaten aufzuzeichnen, die eine Analyse der aus einer Steuereingabe resultierenden Verformung des Kiteschirms ermöglichen sollten. In Kapitel 4 wurde bereits kurz erläutert, dass die Berechnung relativer räumlicher Verschiebungen sowie Orientierungsänderungen aus Messdaten von Inertialsensoren üblicherweise nur dann genaue Ergebnisse liefert, wenn regelmäßig zumindest kurze Phasen auftreten, in denen die Sensoren möglichst ruhig in einer bekannten Position verweilen. Je länger eine Messphase dynamischer Bewegungen andauert, desto größer wird der durch die Bias der Drehratensensoren hervorgerufene Drift der Orientierungsschätzung. Aus diesem Grund wurde der Zeitraum für die Durchführung der dynamischen Manöver kurzgehalten und davor sowie danach jeweils eine Bewegungssequenz durchgeführt, die es ermöglichen soll, die genaue Ausrichtung der Sensoren zueinander in der Ausgangslage im Zenit zu bestimmen. Dabei wird der Kiteschirm zunächst einige Zeit ruhig im Zenit gehalten und anschließend auf beiden Seiten des Windfensters in einer sehr langsamen Bewegung mit möglichst geringen dynamischen Beschleunigungen am Windfensterrand zum Boden und wieder zurück in den Zenit gelenkt. Diese langsame Bewegungssequenz kann zusätzlich genutzt werden, um die Verformung während einer konstanten Steuereingabe im quasi-statischen Fall zu untersuchen. Um den dynamischen Fall zu vermessen, wurden zwischen den beiden langsamen Bewegungssequenzen Manöver in Form von aggressiv eingeleiteten Linkskurven aus dem Zenit durchgeführt.

[204] Erhard, M. et al. (2014)

[205] Costello, S. (2015)

Die im dritten Messdurchlauf aufgezeichneten Messdaten wurden wie in Kapitel 8 beschrieben verarbeitet und visualisiert. Wie bei der Orientierungsschätzung aus den Messdaten des ADS (vgl. Abschnitt 5.3.1) kann für die Schätzergebnisse keine Genauigkeit angegeben werden, da der wahre Wert nicht bekannt ist und dafür notwendige tiefergehende Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt werden konnten. Die Einschätzung der Qualität und Plausibilität der Messdaten erfolgte deshalb wie nachfolgend beschrieben hauptsächlich anhand der Visualisierung sowie unter Berücksichtigung des Verhältnisses von Nutzsignal zu Messrauschen.

Um die makroskopische Verformung des Kiteschirms aus der Lageänderung der Inertialsensoren zu schätzen, wird angenommen, dass keine starke Knickung der Struts auftritt[206], sodass die mit dem jeweiligen Sensor gemessene Lageänderung repräsentativ für alle Bereiche der zugehörigen Strut ist. Da das Tuch des Kiteschirms mit den Struts vernäht ist, wird angenommen, dass die Bewegung des Tuchs an diesen Stellen der Bewegung der Struts folgt. Ändert sich der Winkel zwischen den Struts auf einer Seite des Kiteschirms in der Weise, dass die an der Abströmkante befindlichen Enden der Struts sich voneinander wegbewegen, kann davon ausgegangen werden, dass das Tuch dazwischen gespannt wird, womit sich die Wölbung abflacht und der lokale Anstellwinkel vergrößert wird (vgl. Abbildung 3.4, nachfolgend „Fall 1“ genannt). Ändert sich hingegen nicht der Winkel zwischen den beiden Struts auf einer Seite des Kiteschirms, aber stattdessen beider Struts in ähnlicher Weise bzgl. der Mittelstrut, findet vermutlich eine Torsion des Kiteschirm um den zentralen Bereich der Fronttube statt (vgl. Abbildung 3.2, nachfolgend „Fall 2“ genannt).

Um zu überprüfen, ob das Auftreten dieser beiden Fälle in der Visualisierung der Messdaten erkennbar ist, wurde diese mit synthetischen Daten gespeist, in denen jeweils nur einer der beiden Effekte auftritt. Die Amplitude der simulierten Lageänderungen wurde dabei entsprechend der während der dynamischen Manöver aufgetretenen Amplituden gewählt. Da es sich um synthetische Daten handelt, existieren keine Videobilder für die Visualisierung. In den mit diesen Daten erzeugten Abbildungen (vgl. Abbildung 9.12 und Abbildung 9.13) ist gut zu erkennen, dass mit der gewählten Visualisierung eine deutliche Unterscheidung der Effekte möglich ist.

[206] Die Strut wird also praktisch als starrer Stab betrachtet

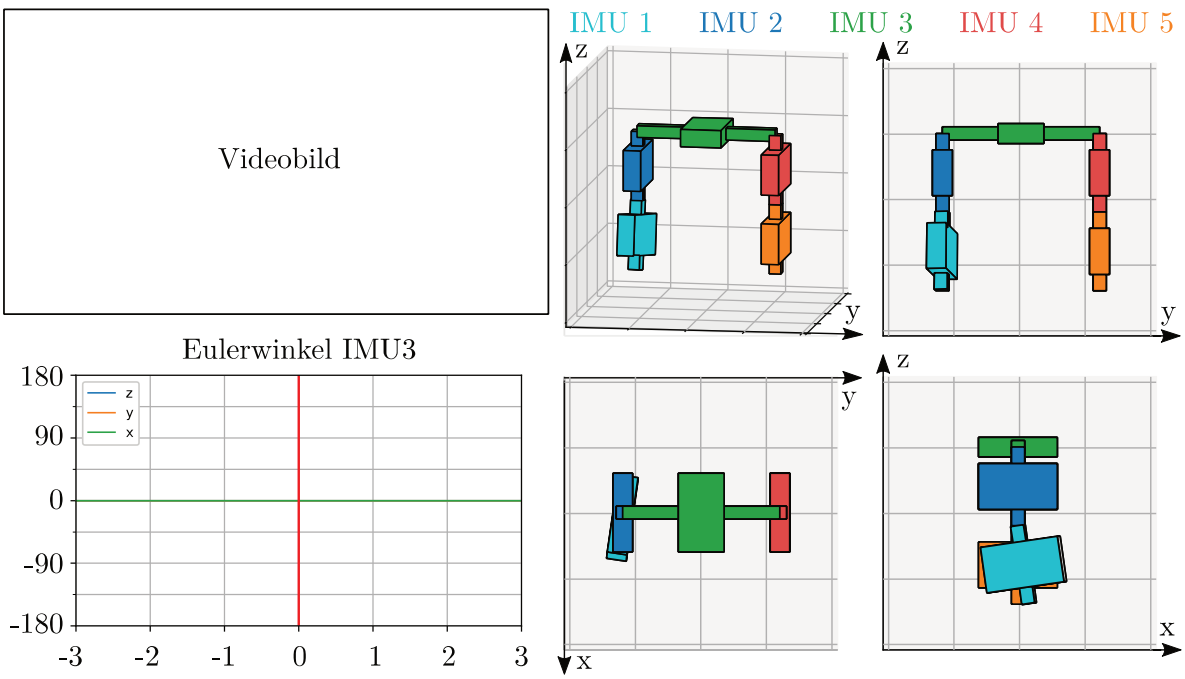



Abbildung 9.12: Visualisierung der Lageänderung der Struts gespeist mit simulierten Daten für den Fall 1

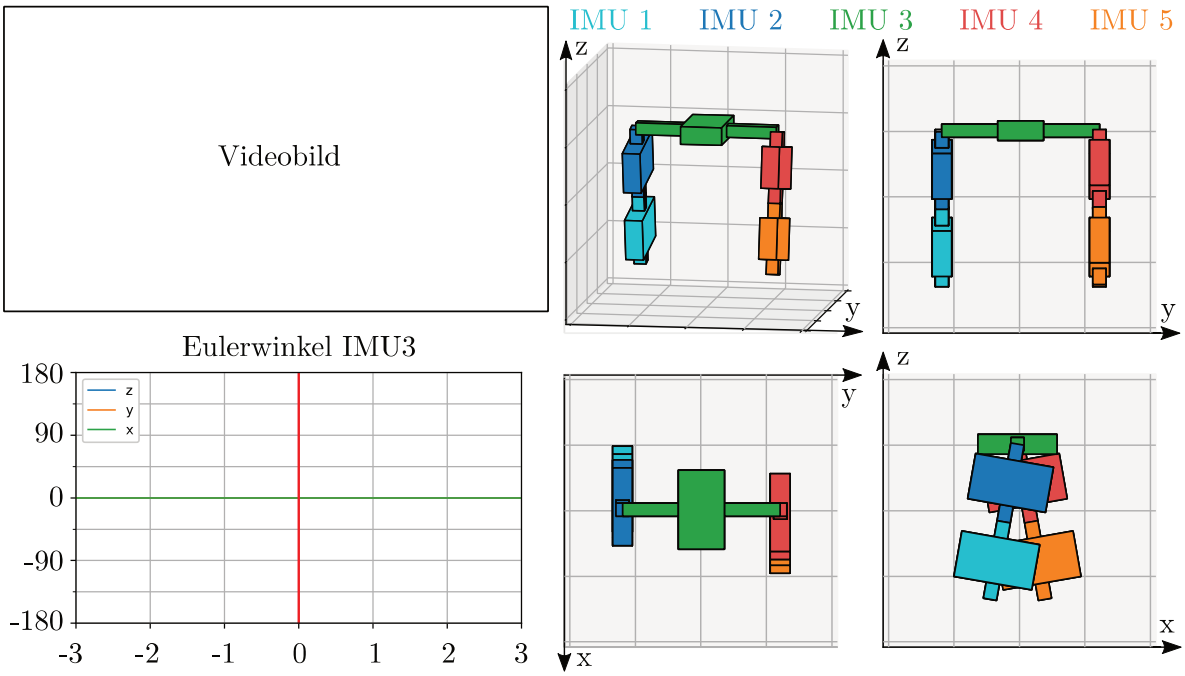



Abbildung 9.13: Visualisierung der Lageänderung der Struts gespeist mit simulierten Daten für den Fall 2

Basierend auf diesen Beobachtungen wurde eingeschätzt, dass anhand der aufgezeichneten Messdaten die Bewegungen der Struts in einer für die Analyse der makroskopischen Verformung ausreichenden Auflösung beobachtet werden können.

Bei der mit Hilfe der Visualisierung durchgeführten Analyse der Messdaten zeigte sich, dass die Ausprägung der Verformung, die zu einer Gierbewegung führt, offenbar abhängig von der Dynamik ist.

Nachfolgend wird zunächst ein Flugzustand analysiert, der als quasi-statisch betrachtet werden kann. Solch ein Flugzustand tritt beispielsweise auf, wenn der Kiteschirm am seitlichen Windfensterrand kurz über dem Boden gehalten wird. Damit der Kiteschirm in dieser Flugsituation nicht aufgrund der Gravitationskraft zu Boden sinkt, muss eine konstante Steuereingabe anliegen, die ein entsprechendes Gegenmoment hervorruft (vgl. Abbildung 3.5).
In Abbildung 9.14 ist ein repräsentativer Zeitpunkt aus den Messdaten dargestellt, in dem die beschriebene Flugsituation vorliegt. Der Kiteschirm ist in dem Videobild in dieser Abbildung nicht zu sehen, da dieser sich so weit am seitlichen Windfensterrand befindet, dass er den Sichtbereich der Kamera verlassen hat. Es ist deutlich erkennbar, dass sich eine Verformung einstellt, die dem in Abbildung 9.12 gezeigten Fall 1 entspricht.
In den beiden unteren Ansichten der modellhaften Darstellung in Abbildung 9.14 ist gut zu erkennen, dass sich der lokale Anstellwinkel am linken (blau-türkisen) Tip vergrößert hat, weil in der x-z-Ebene ein Winkel zwischen den beiden Struts auf dieser Seite vorliegt. Auf der rechten Seite des Kiteschirms (rot-orange) ist nahezu keine Verformung zu erkennen. Vermutlich liegt in dieser Situation an den Tips ein lokaler Anstellwinkel nahe Null vor. Die aerodynamischen Kräfte und die Leinenkräfte sind dementsprechend vermutlich gering, sodass das Verlängern der Steuerleine nur zum Durchhängen der Leine führt. Diese Verformung entspricht qualitativ der theoretisch erwarteten Verformung und kann auch auf Bildern, die den Kiteschirm in dieser Flugsituation zeigen, beobachtet werden.

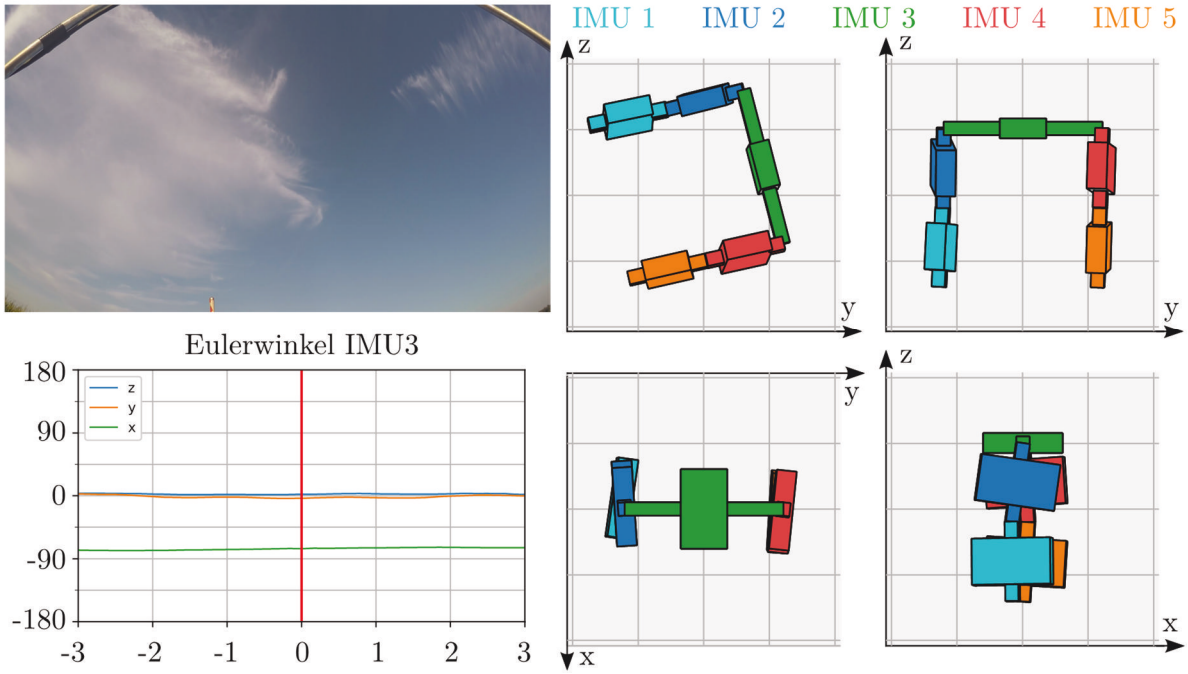



Abbildung 9.14: Repräsentative Visualisierung der Verformung des Kiteschirms während einer konstanten Steuereingabe in einem quasi-statischen Flugzustand

Zur Analyse einer dynamischen Flugsituation ist in Abbildung 9.15 ein Zeitpunkt aus den Messdaten dargestellt, der repräsentativ zeigt, wie der Kiteschirm sich verformt, wenn bereits eine aggressive Steuereingabe gemacht wurde, die Gierbewegung aber noch nicht begonnen hat. Da die Gierbewegung direkt auf diese Verformung folgt, wird davon ausgegangen, dass die Gierbewegung durch diese Verformung hervorgerufen wird.

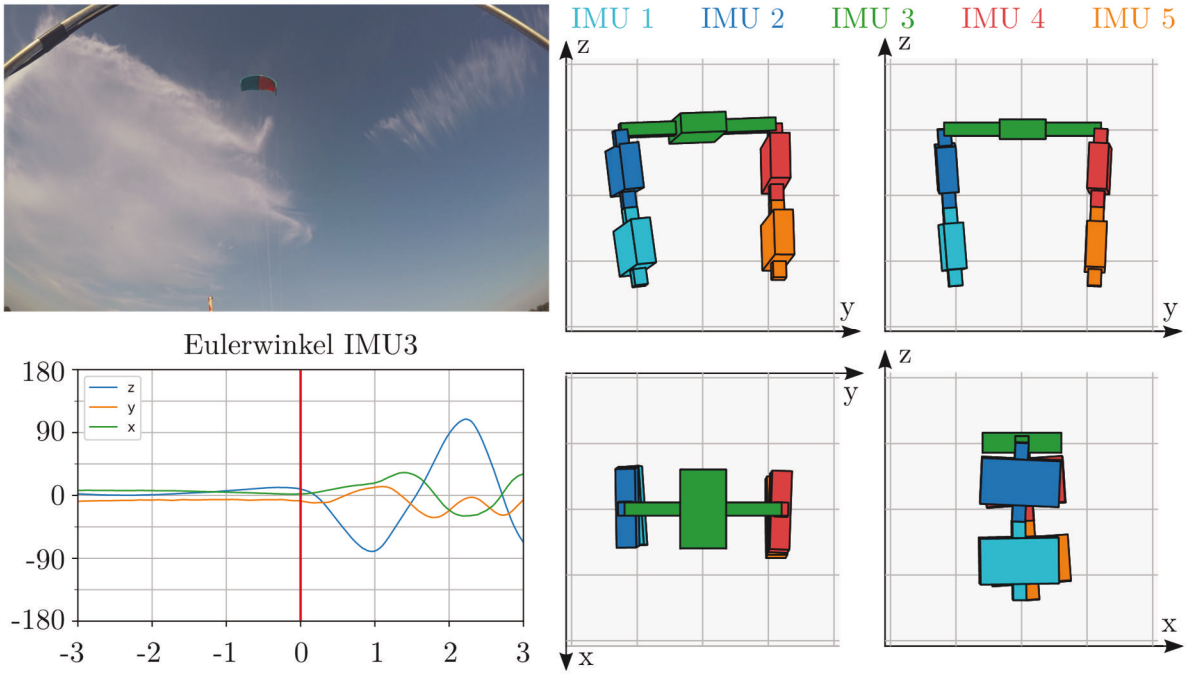



Abbildung 9.15: Repräsentative Visualisierung der Verformung des Kiteschirms in Folge einer aggressiven Steuereingabe (Zug an der linken Steuerleine)

Es ist deutlich zu erkennen, dass nahezu ausschließlich die in Abbildung 9.13 dargestellte Verformung (Fall 2) auftritt. Der Kiteschirm tordiert also um den mittleren Bereich der Fronttube und es tritt fast keine Veränderung der lokalen Anstellwinkel an den Tips auf.
Basierend auf dem im Abschnitt 3.1.1 beschriebenen Stand der Technik und der in diversen Versuchen anhand von Zeitlupen-Aufnahmen visuell beobachteten Verschiebungen der Tips wäre zu erwarten, dass das Tip auf der Seite, wo die Steuerleine verkürzt wurde, sich bezüglich des zentralen Bereichs des Kiteschirms in Flugrichtung nach vorn verschiebt. Entgegen dieser Erwartung zeigt das Ergebnis der Verformungsmessung jedoch eine Torsion, bei der sich stattdessen das rechte (rot-orange) Tip, nach vorn verschiebt. Im weiteren zeitlichen Verlauf der Gierbewegung zeigt sich bis zum Zeitpunkt, in dem gegengelenkt wird, eine immer stärkere Ausprägung dieser Verformung. Dies ist beispielhaft in Abbildung 9.16 dargestellt.

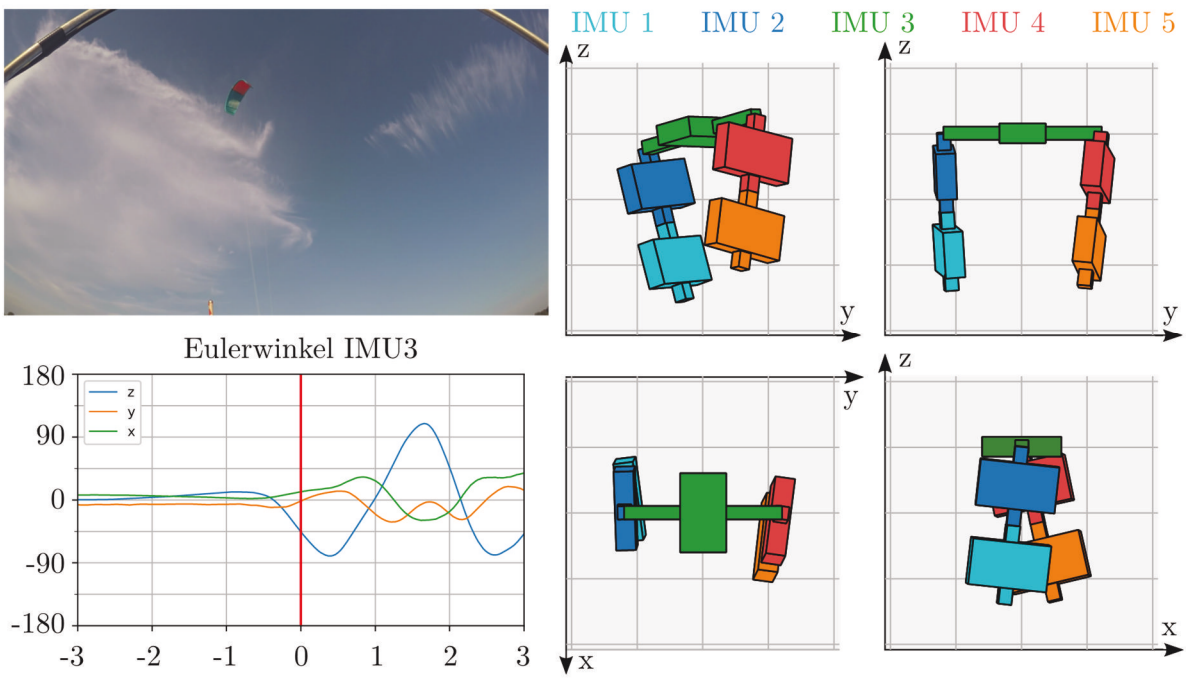



Abbildung 9.16: Repräsentative Visualisierung der Verformung des Kiteschirms im weiteren zeitlichen Verlauf nach einer aggressiven Steuereingabe (Zug an der linken Steuerleine)

Eine solche Verformung müsste theoretisch eine Gierbewegung in Richtung des rechten Tips und nicht, wie erwartungsgemäß beobachtet, in Richtung des linken Tips hervorrufen. Dieser Widerspruch zwischen der erwarteten Verformung und der aus den Orientierungsänderung der Struts geschätzten Verformung ließ Zweifel an der Korrektheit der Orientierungsschätzung aufkommen. Da die Schätzung der Verformung für den oben beschriebenen quasi-statischen Flugzustand plausible Ergebnisse liefert, wurde die in dem hier beschriebenen Manöver auftretende höhere Dynamik als potentielle Fehlerquelle identifiziert. Konkret bestand die Vermutung, dass die dynamischen Beschleunigungen zu einer fehlerhaften Schätzung der Orientierungsänderung führen.

Aus diesem Grund wurde die Orientierungsschätzung mit unterschiedlichen Fusionsalgorithmen wiederholt, wobei zusätzlich die Parameter variiert wurden, die beeinflussen, wie stark die Messdaten der Beschleunigungssensoren in die Schätzung eingehen. Die so durchgeführten Schätzungen ergaben stets qualitativ gleiche Ergebnisse, sodass dieser Verdacht nicht bestätigt werden konnte.

Zusätzlich wurde für den sehr kurzen Zeitraum, in dem der Kiteschirm aus der Ruhelage in die Gierbewegung übergeht, eine Strap-Down-Integration der Rohdaten der gemessenen Drehraten durchgeführt. Auch die mit dieser Methode berechneten Orientierungsschätzungen, die ausschließlich auf den Messdaten der Drehratensensoren basieren, konnten die bisherigen Ergebnisse bestätigen.

Anhand der beschriebenen ausführlichen Untersuchungen zur Verifikation der Korrektheit der Orientierungsschätzung wird geschlussfolgert, dass die geschätzten Orientierungsänderungen der Struts mindestens bzgl. des qualitativen Verlaufs bzw. bzgl. der Richtung korrekt sind.

Eine weitere mögliche Erklärung für den beschriebenen Widerspruch stellt die Annahme dar, auf der die Schätzung der Verformung basiert. Wie zu Beginn dieses Abschnitts erläutert, werden die Struts des Kiteschirms für die Schätzung der Verformung aus den Orientierungsänderungen der Struts als starre Stäbe betrachtet, die zusätzlich über die Fronttube mechanisch miteinander gekoppelt sind. Anhand von Videoanalysen fliegender Kiteschirme kann eingeschätzt werden, dass diese Annahme nur mit begrenzter Zuverlässigkeit zutrifft. Es kann deshalb nicht ausgeschlossen werden, dass die Torsion des Kiteschirms um den zentralen Bereich der Fronttube bzw. die Verschiebung der Tips bzgl. dieses Bereichs nicht aus der Orientierungsänderung von Inertialsensoren, die auf den Struts montiert sind, geschätzt werden kann. Demzufolge ist mit der gewählten Messmethode die Beantwortung der Forschungsfrage 4 für dynamische Manöver nicht möglich. Aufgrund der guten Übereinstimmung der Ergebnisse mit der erwarteten Verformung im quasi-statischen Flugzustand wird jedoch davon ausgegangen, dass die Messmethode in diesem Fall korrekte Ergebnisse liefert. Es wird demnach geschlussfolgert, dass das in dieser Flugsituation zur Kompensation der Gewichtskraft erforderliche Giermoment ausschließlich aus einer Erhöhung des Anstellwinkels am oberen Tip resultiert.

# 10. Zusammenfassung & Ausblick

## 10.1. Zusammenfassung

Um den stetig steigenden Energiebedarf der Menschheit decken zu können und die Belastung der Umwelt durch die Nutzung fossiler Brennstoffe zu reduzieren, ist die Entwicklung innovativer Systeme zur Energiegewinnung aus erneuerbaren Energien erforderlich. Das Konzept von sog. Flugwindkraftanalgen birgt diesbezüglich großes Potential, hat jedoch noch nicht den Entwicklungsstand der Serienreife erreicht. Damit der dafür erforderliche sichere autonome Betrieb dieser Anlagen gewährleistet werden kann, müssen robuste modellbasierte Regelalgorithmen für die Kontrolle der Flugphase, aber auch der Start- und Landephase, entwickelt werden. Dafür wiederum werden präzise verifizierte Simulationsmodelle von hochflexiblen seilgebunden Tragflächen benötigt.
Das Ziel dieser Arbeit war deshalb die methodische Untersuchung des dynamischen Verhaltens dieser Tragflächen durch die Vermessung ausgewählter dynamischer Parameter sowie der Verformung von Kiteschirmen im Flug. Aus diesem Ziel wurden basierend auf dem Stand der Technik vier Forschungsfragen abgeleitet:

1) Anhand welcher Parameter lässt sich das dynamische Verhalten von Kiteschirmen beurteilen bzw. vergleichen?
2) Ist die reproduzierbare Vermessung der dynamischen Eigenschaften von Kiteschirmen möglich?
3) Kann mit Hilfe von Inertialsensoren die aus einer Steuereingabe resultierende makroskopische Verformung von Kiteschirmen gemessen werden, ohne dass das Flugverhalten signifikant beeinflusst wird?
4) Kann durch die Vermessung der makroskopischen Verformung infolge einer Steuereingabe der Mechanismus bestimmt werden, der die Hauptursache für die Einleitung des Kurvenflugs eines Kiteschirms darstellt?

Für die Beantwortung der ersten Forschungsfrage wurde als Schlussfolgerung aus den Erkenntnissen einer umfangreichen Literaturrecherche das sog. Turn Rate Law (TRL) ins Zentrum der Untersuchung gestellt. Das TRL erlaubt eine einfache, aber trotzdem präzise analytische Modellierung des Kurvenflugverhaltens von Kiteschirmen, sodass das dynamische Verhalten eines Kiteschirms anhand der beiden im TRL enthaltenen Parameter Drehfreudigkeit $g_k$ und Totzeit d charakterisiert werden kann.
Die reproduzierbare Messung dieser Parameter stellt den Kern der zweiten Forschungsfrage dar. Für die Beantwortung dieser Forschungsfrage erfolgte zunächst die Definition eines für die Vermessung geeigneten Manövers sowie der erforderlichen Messgrößen. Die Umsetzung des ausgewählten Achtenflug-Manövers erforderte eine umfangreiche Weiterentwicklung des vorhandenen Prüfstands. Es wurde ein geeigneter Regelalgorithmus ausgewählt und in

angepasster Form implementiert, um die automatisierte Ausführung dieses Manövers zu ermöglichen. Darüber hinaus wurde ein Onboard-Sensorsystem entwickelt und erprobt, das es ermöglicht, die Position und Orientierung sowie den Anströmvektor des Kiteschirms zu messen und die Messdaten via Funk an den Prüfstand zu übertragen. Dadurch konnten zunächst anhand von Voruntersuchungen Maßnahmen identifiziert werden, die eine präzisere Messung der aerodynamischen Charakteristiken wie etwa der Gleitzahl in statischen Flugzuständen ermöglichen. Anschließend erfolgte die erfolgreiche Vermessung der dynamischen Parameter eines Kiteschirms für einen weiten Bereich von Powerpositionen.

Durch die Weiterentwicklung ist erstmals eine reproduzierbare Vermessung der dynamischen Parameter eines Kiteschirms unter kontrollierten Bedingungen und in hoher Auflösung in Abhängigkeit von der Powerposition möglich. Da der im Rahmen der vorliegenden Arbeit vermessene Kiteschirm aufgrund der Beschädigung der Onboard-Sensorik jedoch nicht mehrmals mit dem exakt gleichen Setup vermessen werden konnte, kann die Forschungsfrage 2 nur teilweise beantwortet werden: Das Messverfahren ist reproduzierbar, die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse konnte allerdings nicht nachgewiesen werden.

Für die Beantwortung der Forschungsfragen 3 und 4 wurden weitere Messungen durchgeführt, in denen ein System aus kompakten, miteinander vernetzten, Inertialsensor-Einheiten am Kiteschirm montiert war. Ziel dieser Messung war, die makroskopische Verformung des Kiteschirms, die im Flug aus Steuereingaben resultiert, zu bestimmen und anhand dessen Rückschlüsse auf die Mechanismen zu ziehen, die eine Gierbewegung des Kiteschirms hervorrufen. Dabei zeigte sich, dass die Schätzung der Orientierungsänderungen der Inertialsensoren unter den im Flug gegebenen Bedingungen auch für längere Zeiträume prinzipiell vertrauenswürdige Ergebnisse hervorbringt und die Bestimmung der makroskopischen Verformung in statischen Flugzuständen möglich ist. In dynamischen Flugzuständen trifft die für die Schätzung der Verformung zu Grunde gelegte Annahme, nach der Teile des Kiteschirms als starre Körper betrachtet werden, jedoch nicht in ausreichendem Maße zu. Die Verformungsmessung brachte deshalb in diesem Fall keine plausiblen Ergebnisse hervor. Die Forschungsfragen 3 und 4 können somit ebenfalls nur teilweise beantwortet werden.

Abschließend soll angemerkt werden, dass die Weiterentwicklung des Prüfstands, wie beschrieben, die Gewinnung überaus wertvoller Messdaten und somit relevanter neuartiger Erkenntnisse ermöglicht. Gleichzeitig muss aber auch festgestellt werden, dass die Komplexität des Prüfstands durch die in Kapitel 5 beschriebenen Erweiterungen der Sensorik und Software enorm angestiegen ist. Zusätzlich ist die Messung unter kontrollierten Bedingungen nur bei sehr geringen Windstärken gegeben, die nur selten vorherrschen. Die genannten Punkte führen dazu, dass die Wahrscheinlichkeit für das Auftreten unerwarteter Fehlfunktion nicht zu vernachlässigen ist und die Durchführung von Messungen insgesamt sehr aufwändig und zeitintensiv ist.

## 10.2. Ausblick

In diesem Unterkapitel wird zunächst beschrieben, was getan werden müsste, um die vollständige Beantwortung der Forschungsfragen zu ermöglichen. Anschließend erfolgt eine Auflistung der aus Sicht des Autors sinnvollen Folgearbeiten, die eine effiziente weitere Nutzung der in dieser Arbeit dokumentierten Forschung gewährleisten.

Um die Reproduzierbarkeit der Messergebnisse überprüfen zu können, sollte die Vermessung der dynamischen Parameter für einen Kiteschirm mit dem gleichen Setup mehrmals und an unterschiedlichen Tagen wiederholt werden. Da es bei den im Rahmen der vorliegenden Arbeit durchgeführten Versuchen zu einer starken Beschädigung der Onboard-Sensorik kam, muss diese zuvor repariert und ggf. neu justiert werden. Außerdem sollte zuvor unbedingt analysiert werden, wie es zu den fehlerhaften Initialisierungen des Reglers kam, die die Abstürze verursacht haben, damit dies zukünftig verhindert werden kann.

Weitere Messungen sollten durchgeführt werden, um zu untersuchen, ob die Messergebnisse auch für unterschiedliche Anströmgeschwindigkeiten sowie bei der Variation weitere Parameter wie dem Reglerverstärkungsfaktor, der Position der Zielpunkte und eventuell auch bei Messungen, in denen der Kiteschirm vom natürlichen Wind angeströmt wird, bestätigt werden können.

Insbesondere der letzte Punkt bietet großes Potential, um den Aufwand für die Durchführung von Messungen zu reduzieren, da für Messungen unter dem Einfluss des natürlichen Windes im Stand nur ein um ein vielfaches kleineres Testgelände benötigt wird. Außerdem sind weitere Abläufe, wie beispielsweise der Start und die Landung des Kiteschirms mit deutlich weniger Aufwand verbunden, es werden negative Einflüsse aus der Bewegung des Prüfstands auf die Messdaten reduziert und Abstürze sind in der Regel weniger folgenschwer.

In einem weiteren Schritt sollte die Vermessung mit unterschiedlichen Kiteschirmen wiederholt werden, um einen Vergleich anzustellen und zu überprüfen, ob die subjektiv empfundenen Unterschiede im dynamischen Verhalten unterschiedlicher Kiteschirm-Modelle anhand der Messergebnisse nachvollzogen werden können.

Zusätzlich sollten Messungen mit montierter Onboard-Sensorik durchgeführt werden, in denen der Kiteschirm mit Hilfe des Manövers „Stufenweises Powern“ vermessen wird. Ein Datensatz einer solchen Messung, der auch Messdaten der Prandtl-Sonde beinhaltet, ermöglicht die Analyse des Zusammenhangs zwischen der Änderung der relativen Powerposition und dem Anstellwinkel in der Mitte der Tragfläche. Bei einem starren Flügel ist ein direkter trigonometrischer Zusammenhang zwischen diesen beiden Parametern vorhanden; bei Kiteschirmen besteht aufgrund der hohen Flexibilität diesbezüglich Forschungsbedarf.

Weiterhin sollten Messdaten von dynamischen Manövern bei Verwendung längerer Leinen aufgezeichnet werden. Durch die längeren Leinen können größere Achten geflogen werden, sodass Abschnitte der Trajektorie entstehen, in denen kein Steuereinschlag anliegt. Dies ermöglicht die Berechnung der aerodynamischen Koeffizienten für die unterschiedlichen Abschnitte und somit eine Analyse des Einflusses von Steuereingaben auf diese.

Die Durchführung aller bisher in diesem Unterkapitel beschriebenen Schritte hat vermutlich eine weitere deutliche Steigerung des Vertrauens in die Messdaten sowie diverse neue Erkenntnisse zum dynamischen Verhalten von Kiteschirmen zur Folge. Außerdem kann mit der dann vorliegenden Menge an Messdaten eine umfassende Parametrierung bzw. Verifikation von Simulationsmodellen durchgeführt werden.

Weiterer Forschungsbedarf besteht bzgl. der Vermessung sowie Analyse der Verformung von hochflexiblen Tragflächen im Flug. Zunächst müsste erarbeitet werden, wie die Verformungsmessung auch im dynamischen Flug erfolgreich umgesetzt werden kann. Anschließend sollte versucht werden, auch in komplexeren dynamischen Manövern die Verformungsmechanismen zu analysieren und daraus Rückschlüsse zu ziehen, welche geometrischen Ausprägungen des Kiteschirms signifikanten Einfluss auf dessen dynamisches Verhalten haben.

Ähnliche Erkenntnisse bzgl. der Auswirkung verschiedener Designparameter können vermutlich aus der Analyse der Messdaten von unterschiedlichen Kiteschirmen abgeleitet werden. Um die Identifikation entsprechender Korrelationen zu erleichtern, könnten beispielsweise Data-Mining-Methoden angewendet werden. Darauf basierend kann untersucht werden, ob die Messdaten die Realisierung einer systematischen industriellen Entwicklungsmethodik für Kiteschirme ermöglichen.

Ein weiteres Thema von weitreichender Bedeutung, welches bisher kaum erforscht wurde, zukünftig aber adressiert werden sollte, ist die Auswirkung von Alterung auf die Flugeigenschaften von Kiteschirmen. Eine Möglichkeit, um mit überschaubarem zeitlichen Aufwand dafür erforderliche Messdaten zu erhalten, wäre der Einsatz einer Klimakammer und UV-Licht, um einen Kiteschirm nach der initialen Messung beschleunigt altern zu lassen und anschließend erneut zu vermessen.

# A. Literatur

## A.1. Literaturverzeichnis

Aart de Wachter (2008): Deformation and Aerodynamic Performance of a Ram-Air Wing. Masterarbeit. Delft University of Technology, Delft.

Ahrens, Uwe; Diehl, Moritz; Schmehl, Roland (eds.) (2014): Airborne wind energy.

Archer, C. L. (2005): Evaluation of global wind power, in: J. Geophys. Res., 110. Jg., D12, S. 5385.

Azartash-Namin, S. K. (2017): Evaluation of Low-cost Multi-hole Probes for Atmospheric Boundary Layer Investigation. Masterarbeit. Oklahoma State University, Oklahoma.

Baayen, J. H. (2012): Trajectory tracking control of kites with system delay, in: arXiv preprint arXiv:1212.6388.

Baayen, J. H.; Ockels, W. J. (2011): Tracking control with adaption of kites, in: Control Theory & Applications, IET, Vol. 6, No. 2, pp. 182–191.

Behrel, M.; Roncin, K.; Leroux, J.-B.; Montel, F.; Hascoet, R.; Nême, A.; Jochum, C.; Parlier, Y. (2018): Application of phase averaging method for measuring kites performance: Onshore results.

Bergmann, M.; Elfert, C. (2014): Auslegung und Auswahl der Antriebseinheit für einen Messstand für vollflexible Tragflächen am Beispiel von Kiteschirmen. Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Borobia, R.; Sanchez-Arriaga, G.; Serino, A.; Schmehl, R. (2018): Flight-Path Reconstruction and Flight Test of Four-Line Power Kites, in: Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1037. Jg., Nr. 6, S. 1–11.

Bosch, A. (2012): Finite element analysis of a kite for power generation. Masterarbeit. Delft University of Technology, Delft.

Breukels, J. (2010): An engineering methodology for kite design. Dissertation, Oisterwijk.

Canale, M.; Fagiano, L.; Ippolito, M.; Milanese, M. (2006): Control of tethered airfoils for a new class of wind energy generator, in: Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control, S. 4020–4026.

Canale, M.; Fagiano, L.; Milanese, M. (2008): KiteGen: A revolution in wind energy generation, in: Energy, 34. Jg., Nr. 3, S. 355–361.

Canale, M.; Fagiano, L.; Milanese, M. (2010): High Altitude Wind Energy Generation Using Controlled Power Kites, in: IEEE Trans. Contr. Syst. Technol., 18. Jg., Nr. 2, S. 279–293.

Canale, M.; Fagiano, L.; Milanese, M.; Ippolito, M. (2007): KiteGen project: control as key technology for a quantum leap in wind energy generators, in: 2007 American Control Conference, S. 3522–3528.

Comau S.p.A (o.J.): NJ-370-3.0, Online verfügbar unter: https://www.comau.com/Download/robot/BROCHURE/DE_brochure_robots.pdf, zuletzt geprüft am: 30. April 2020.

Costa, D. (2011): Experimental Investigation of Aerodynamic and Structural Properties of a Kite. Masterarbeit. ETH Zurich.

Costello, S. (2015): Real-Time Optimization via Directional Modifier Adaptation, with Application to Kite Control. Dissertation. École polytechnique fédérale de Lausanne EPFL, Lausanne.

Costello, S.; Francois, G.; Bonvin, D. (2018): Real-Time Optimizing Control of an Experimental Crosswind Power Kite, in: IEEE Trans. Contr. Syst. Technol., 26. Jg., Nr. 2, S. 507–522.

de Groot, S. G. C.; Breukels, J.; Schmehl, R.; Ockels, W. J. (2011): Modelling Kite Flight Dynamics Using a Multibody Reduction Approach, in: Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 34. Jg., Nr. 6, S. 1671–1682.

De Lellis, M. (2016): Airborne Wind Energy with Tethered Wings: Modeling, Analysis and Control. Dissertation. Federal University of Santa Catarina, Florianópolis.

De Lellis, M.; Saraiva, R.; Trofino, A. (2013): Turning angle control of power kites for wind energy, in: 52nd IEEE Conference on Decision and Control, S. 3493–3498.

Delft University of Technology (2019): Airborne Wind Energy Conference 2019.

Diehl, M. (2001): Real-Time Optimization for Large Scale Nonlinear Processes. Dissertation. Ruprecht-Karls-Universität Heidelberg, Heidelberg.

Diehl, M. (2014): Airborne Wind Energy: Basic Concepts and Physical Foundations, in: Ahrens, Uwe; Diehl, Moritz; Schmehl, Roland (eds.): Airborne wind energy, S. 3–22.

Diehl, M.; Magni, L.; Nicolao, G. de (2004): Efficient NMPC of unstable periodic systems using approximate infinite horizon closed loop costing, in: Annual Reviews in Control, 28. Jg., Nr. 1, S. 37–45.

Digi (o.J.): XBee/XBee-PRO S2C Zigbee: RF Module, Online verfügbar unter: http://www.digi.com/resources/documentation/digidocs/pdfs/90002002.pdf, zuletzt geprüft am: 4. Mai 2020.

Elfert, C. (2015): Inbetriebnahme der Ansteuerung und Konzeption sowie Umsetzung der Regelung eines Messstands zur Vermessung vollflexibler Tragflächen am Beispiel von Kiteschirmen. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Erhard, M.; Strauch, H. (2012): Control of Towing Kites for Seagoing Vessels, in: IEEE Trans. Contr. Syst. Technol., Vol. 21, No. 5, pp. 1629–1640.

Erhard, M.; Strauch, H. (2013): Sensors and navigation algorithms for flight control of tethered kites, in: 2013 European Control Conference, S. 998–1003.

Erhard, M.; Strauch, H. (2014): Theory and Experimental Validation of a Simple Comprehensible Model of Tethered Kite Dynamics Used for Controller Design, in: Ahrens, Uwe; Diehl, Moritz; Schmehl, Roland (eds.): Airborne wind energy, S. 141–165.

Fagiano, L. (2009): Control of tethered airfoils for high-altitude wind energy generation: Advanced control methods as key technologies for a breakthrough in renewable energy generation. Dissertation. Politecnico di Torino, Torin.

Fagiano, L.; Huynh, K.; Bamieh, B.; Khammash, M. (2013a): Sensor fusion for tethered wings in airborne wind energy, in: 2013 American Control Conference, S. 2884–2889.

Fagiano, L.; Huynh, K.; Bamieh, B.; Khammash, M. (2013b): On Sensor Fusion for Airborne Wind Energy Systems, in: IEEE Trans. Contr. Syst. Technol., 22. Jg., Nr. 3, S. 930–943.

Fagiano, L.; Milanese, M. (2012): Airborne Wind Energy: An overview, in: American Control Conference (ACC), 2012. 27 - 29 June 2012, Montreal, QC, Canada, S. 3132–3143.

Fagiano, L.; Zgraggen, A.; Morari, M. (2014): On Modeling, Filtering and Automatic Control of Flexible Tethered Wings for Airborne Wind Energy, in: Ahrens, Uwe; Diehl, Moritz; Schmehl, Roland (eds.): Airborne wind energy, S. 167–180.

Fagiano, L.; Zgraggen, A. U.; Khammash, M.; Morari, M. (2013a): Automatic control of tethered wings for airborne wind energy: Design and experimental results, in: 2013 European Control Conference, S. 992–997.

Fagiano, L.; Zgraggen, A. U.; Khammash, M.; Morari, M. (2013b): On control of tethered wings for airborne wind energy, in: 2013 American Control Conference, S. 1430–1435.

Fagiano, L.; Zgraggen, A. U.; Morari, M.; Khammash, M. (2013): Automatic Crosswind Flight of Tethered Wings for Airborne Wind Energy: Modeling, Control Design, and Experimental Results: Control Systems Technology, IEEE Transactions on, in: Control Systems Technology, IEEE Transactions on, PP, No. 99, p. 1.

Fechner, U. (2016): A Methodology for the Design of Kite-Power Control Systems. Dissertation. Delft University of Technology, Delft.

Fechner, U.; Schmehl, R. (2012): Design of a distributed kite power control system, in: 2012 IEEE International Conference on Control Applications, S. 800–805.

Fechner, U.; Schmehl, R. (2016): Flight path control of kite power systems in a turbulent wind environment, in: 2016 American Control Conference (ACC), S. 4083–4088.

Fechner, U.; van der Vlugt, R.; Schreuder, E.; Schmehl, R. (2015): Dynamic model of a pumping kite power system, in: Renewable Energy, 83. Jg., S. 705–716.

Freter, H. (2019): Entwicklung und Umsetzung einer Multi-Sensorfusion zur Abschätzung der Position, Geschwindigkeit und Lage von vollflexiblen Tragflächen. Bachelorarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Freter, J. H.; Seel, T.; Elfert, C.; Göhlich, D. (2020): Motion Estimation for Tethered Airfoils with Tether Sag*, in: 2020 IEEE International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems (MFI), S. 114–120.

Furey, A.; Harvey, I. (2007): Evolution of Neural Networks for Active Control of Tethered Airfoils, in: Advances in artificial life. 2007 European Conference on Artificial Life, 4648. Jg., S. 746–755.

Geebelen, K.; Wagner, A.; Gros, S.; Swevers, J.; Diehl, M. (2013): Moving Horizon Estimation with a huber penalty function for robust pose estimation of tethered airplanes, in: 2013 American Control Conference, S. 6169–6174.

Geschäftsstelle der Arbeitsgruppe Erneuerbare Energien-Statistik (AGEE-Stat) am Umweltbundesamt (2020): Erneuerbare Energien in Deutschland: Daten zur Entwicklung im Jahr 2019.

Girrbach, F.; Hol, J. D.; Bellusci, G.; Diehl, M. (2017a): On Robust Sensor Fusion of GNSS and IMU for Airborne Wind Energy Systems, in: Diehl, Moritz; Leuthold, Rachel; Schmehl, Roland (eds.): Airborne Wind Energy Conference 2017. Book of Abstracts, S. 164.

Girrbach, F.; Hol, J. D.; Bellusci, G.; Diehl, M. (2017b): Optimization-Based Sensor Fusion of GNSS and IMU Using a Moving Horizon Approach, in: Sensors (Basel, Switzerland), Vol. 17, No. 5.

Grösel, R. (2019): Technisches Gespräch zwischen Ralf Grösel und Christoph Elfert.

Hesse, H.; Polzin, M.; Wood, T. A.; Smith, R. S. (2018): Visual Motion Tracking and Sensor Fusion for Kite Power Systems, in: Schmehl, Roland (ed.): Airborne wind energy. Advances in technology development and research, S. 413–438.

Hjukse, O. H. (2011): State Estimation and Kalman Filtering of Tethered Airfoils: by use of ground based measurements. Masterarbeit. Norwegian University of Science and Technology, Trondheim.

Houska, B.; Diehl, M. (2006): Optimal Control of Towing Kites, in: Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control, S. 2693–2697.

Houska, B.; Diehl, M. (2007): Optimal control for power generating kites, in: Control Conference (ECC), 2007 European, S. 3560–3567.

Hummel, J. (2017): Automatisierte Vermessung und Charakterisierung der dynamischen Eigenschaften seilgebundener, vollflexibler Tragflächen. Dissertation. Technische Universität Berlin, Berlin.

Hummel, J.; Göhlich, D.; Schmehl, R. (2019): Automatic measurement and characterization of the dynamic properties of tethered membrane wings, in: Wind Energ. Sci., 4. Jg., Nr. 1, S. 41–55.

Ilzhöfer, A.; Houska, B.; Diehl, M. (2007): Nonlinear MPC of kites under varying wind conditions for a new class of large-scale wind power generators, in: Int. J. Robust Nonlinear Control, Vol. 17, No. 17, pp. 1590–1599.

InvenSense (o.J.): MPU-9250 Product Specification: Revision 1.1, Online verfügbar unter: https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/PS-MPU-9250A-01-v1.1.pdf, zuletzt geprüft am: 2. Mai 2020.

Isermann, R. (1992): Maximum-Likelihood-Methode, in: Isermann, Rolf (ed.): Identifikation dynamischer Systeme 2. Besondere Methoden, Anwendungen, S. 3–16.

Jehle, C. (2012): Automatic Flight Control of Tethered Kites for Power Generation. Diplomarbeit. Technische Universität München, München.

Jehle, C.; Schmehl, R. (2014): Applied Tracking Control for Kite Power Systems, in: Journal of Guidance, Control, and Dynamics, S. 1–12.

Junglas, S. (2015): Beschleunigungs-, Geschwindigkeits- und Ausrichtungsmessung an einem Prüfstand zur reproduzierbaren Vermessung seilgebundener Tragflächen. Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Knappskog, H. (2011): Nonlinear control of Tethered Airfoils: Path-following control of Tethered Airfoils. Masterarbeit. Norwegian University of Science and Technology, Trondheim.

Kris Winer (2017): Simple and Effective Magnetometer Calibration, Online verfügbar unter: https://github.com/kriswiner/MPU6050/wiki/Simple-and-Effective-Magnetometer-Calibration, zuletzt geprüft am: 1. Mai 2020.

Kuipers, J. B. (2000): Quaternions and Rotation Sequences, in: Mladenov, Ivaïla. M.; Naber, Gregory L. (eds.): Proceedings of International Conference Geometry, Integrability and Quantization. September 1 - 10, 1999, Sts. Constantine and Elena, Bulgaria [near Varna], 1. Jg., S. 127–143.

Lange, C. (2018): Erweiterung und Verbesserung der Simulation des Kiteschirms sowie der Regelung zur automatisierten Steuerung von Kiteschirmen. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Lauth, E. (2015): Umsetzung, Inbetriebnahme und Erprobung eines Steuerelementes zur haptischen Übertragung von Schirmkräften an den Piloten im Rahmen der Prüfstandsentwicklung zur reproduzierbaren Vermessung vollflexibler Tragflächen. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Madgwick, S. O. H. (2010): An efficient orientation filter for inertial and inertial / magnetic sensor arrays.

Massimo Canale; Lorenzo Fagiano; Mario Milanese (2007): Power Kites for Wind Energy Generation [Applications of Control], in: IEEE Control Syst., 27. Jg., Nr. 6, S. 25–38.

Mediatek (o.J.): MT3339: Overview, Online verfügbar unter: https://labs.mediatek.com/en/chipset/MT3339, zuletzt geprüft am: 4. Mai 2020.

Messerer, F. (2016): Comparative Evaluation of State Estimation Approaches for an Airborne Wind Energy System Based on Simulated and Real Flight Data. Bachelorarbeit. University of Freiburg, Freiburg.

Millane, A. (2015): Sensor Fusion for Airborne Wind Energy Estimation. Masterarbeit. ETH Zurich, Zürich.

Millane, A.; Hesse, H.; Wood, T. A.; Smith, R. S. (2015): Range-inertial estimation for airborne wind energy, in: 2015 54th IEEE Conference on Decision and Control (CDC), S. 455–460.

Miller, L. M.; Brunsell, N. A.; Mechem, D. B.; Gans, F.; Monaghan, A. J.; Vautard, R.; Keith, D. W.; Kleidon, A. (2015): Two methods for estimating limits to large-scale wind power generation, in: Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, Vol. 112, No. 36, pp. 11169–11174.

NXP (o.J.): MPL3115A2: I2C precision pressure sensor with altimetry, Online verfügbar unter: https://www.nxp.com/docs/en/data-sheet/MPL3115A2.pdf, zuletzt geprüft am: 4. Mai 2020.

Oehler, J. (2017): Measuring apparent flow vector on a flexible wing kite. Masterarbeit. Delft University of Technology, Delft.

Oehler, J.; Schmehl, R. (2019): Aerodynamic characterization of a soft kite by in situ flow measurement, in: Wind Energ. Sci., 4. Jg., Nr. 1, S. 1–21.

Oehler, J.; van Reijen, M.; Schmehl, R. (2018): Experimental investigation of soft kite performance during turning maneuvers, in: Journal of Physics: Conference Series, 1037. Jg., Nr. 5, S. 52004.

PCE Deutschland GmbH (o.J.): Schalenstern-Anemometer Windmaster 2, Online verfügbar unter: https://www.warensortiment.de/datenblatt/datenblatt-schalenstern-anemometer-windmaster-2.pdf, zuletzt geprüft am: 12. Juni 2020.

PJRC (o.J.): Teensy Technical Specifications, Online verfügbar unter: https://www.pjrc.com/teensy/techspecs.html, zuletzt geprüft am: 4. Mai 2020.

Python, B. (2017): Methodology Improvement for Performance Assessment of Pumping Kite Power Wing. Masterarbeit. École polytechnique fédérale de Lausanne EPFL, Lausanne.

Ranneberg, M. (2013): Sensor Setups for State and Wind Estimation for Airborne Wind Energy Converters, in: CoRR, abs/1309.1029.

Renneisen, B. (2014): Konzeptionierung und Umsetzung einer Messeinrichtung zur sphärischen Positions- und Lagebestimmung eines Kiteschirms. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Richter, W. (2020): Flugnavigation: Grundlagen-Mathematik-Kartenkunde, München/Wien.

Rontsis, N.; Costello, S.; Lymperopoulos, I.; Jones, C. N. (2015): Improved path following for kites with input delay compensation, in: 2015 54th IEEE Conference on Decision and Control (CDC). Date: 15-18 Dec. 2015, S. 656–663.

Ruppert, M. B. (2012): Development and Validation of a Real Time Pumping Kite Model. Masterarbeit. Delft University of Technology, Delft.

Rushdi, M. A.; Rushdi, A. A.; Dief, T. N.; Halawa, A. M.; Yoshida, S.; Schmehl, R. (2020): Power Prediction of Airborne Wind Energy Systems Using Multivariate Machine Learning, in: Energies, 13. Jg., Nr. 9, S. 2367.

Sabatini, A. M. (2011): Kalman-filter-based orientation determination using inertial/magnetic sensors: observability analysis and performance evaluation, in: Sensors (Basel, Switzerland), Vol. 11, No. 10, pp. 9182–9206.

Sailboat Instruments (2011): Magneto, Online verfügbar unter: https://sites.google.com/site/sailboatinstruments1/home, zuletzt geprüft am: 1. Mai 2020.

Schmehl, R.; Noom, M.; van der Vlugt, R. (2014): Traction Power Generation with Tethered Wings, in: Ahrens, Uwe; Diehl, Moritz; Schmehl, Roland (eds.): Airborne wind energy, 72. Jg., S. 23–45.

Schmidt, E. (2017): A state estimation strategy for monitoring, control, and optimization of airborne wind energy systems. Masterarbeit. Federal University of Santa Catarina, Florianópolis.

Schmidt, E.; De Lellis, M.; Saraiva, R.; Trofino, A. (2017): State Estimation of a Tethered Airfoil for Monitoring, Control and Optimization.

Schmidt, E.; De Lellis, M.; Saraiva da Silva, R.; Fagiano, L.; Trofino Neto, A. (2019): In-Flight Estimation of the Aerodynamics of Tethered Wings for Airborne Wind Energy, in: IEEE Trans. Contr. Syst. Technol., S. 1–14.

Seel, T.; Ruppin, S. (2017): Eliminating the Effect of Magnetic Disturbances on the Inclination Estimates of Inertial Sensors, in: IFAC-PapersOnLine, 50. Jg., Nr. 1, S. 8798–8803.

Seiler, E. (2017): Integration eines Inertialsensor-Systems in einen Messstand zur Vermessung vollflexibler Tragflächen (TETA). Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Seiler, E. (2018): Integration eines mobilen Sensorsystems in einen Messstand zur Vermessung vollflexibler Tragflächen (TETA) sowie Filterung und Auswertung der Messdaten des Systems. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Senatsverwaltung für Stadtentwicklung Berlin (2007): Abschlussbericht der AG SAPOS, Online verfügbar unter: http://www.stadtentwicklung.berlin.de/geoinformation/sapos/de/download/abschlussbericht_5-07.pdf, zuletzt geprüft am: 28. April 2020.

Sensirion AG (o.J.): Datasheet SDP31-Digital: Digital Differential Pressure Sensor, Online verfügbar unter: https://www.sensirion.com/fileadmin/user_upload/customers/sensirion/Dokumente/8_Differential_Pressure/Datasheets/Sensirion_Differential_Pressure_Sensors_SDP3x_Digital_Datasheet.pdf, zuletzt geprüft am: 8. Juni 2020.

Tegel, G.; Neuweiler, L. (2020): Entwicklung einer Mehrloch-Prandtl-Sonde zur Messung des Anströmvektors an vollflexiblen Tragflächen im Flug. Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Triebel, F. (2019): Erprobung und Optimierung eines Algorithmus zur Filterung und Auswertung der Messdaten eines INS/GNSS-Systems zur Anwendung an vollflexiblen Tragflächen. Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

van der Schoor, M. J. (2017): Konzeption sowie Umsetzung einer Regelung zur automatisierten Steuerung von Kiteschirmen. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

van der Vlugt, R.; Bley, A.; Noom, M.; Schmehl, R. (2019): Quasi-Steady Model of a Pumping Kite Power System, in: Renewable Energy, 131. Jg., S. 83–99.

van Reijen, M. (2018): The turning of kites: A quantification of known theories. Masterarbeit. Delft University of Technology, Delft.

Viré, A.; Demkowicz, P.; Folkersma, M.; Roullier, A.; Schmehl, R. (2020): Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of the flow past a leading edge inflatable wing for airborne wind energy applications, in: Journal of Physics: Conference Series, 1618. Jg., S. 32007.

Weiß, K.; Winkelmann, M. (2018): Weiterentwicklung einer Messeinrichtung zur sphärischen Positions- und Lagebestimmung seilgebundener Tragflächen. Projektbericht. Technische Universität Berlin, Berlin.

Williams, P.; Lansdorp, B.; Ockels, W. (2008a): Nonlinear Control and Estimation of a Tethered Kite in Changing Wind Conditions, in: Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 31. Jg., Nr. 3, S. 793–799.

Williams, P.; Lansdorp, B.; Ockels, W. (2008b): Optimal Crosswind Towing and Power Generation with Tethered Kites, in: Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 31. Jg., Nr. 1, S. 81–93.

Wood, T. A.; Ahbe, E.; Hesse, H.; Smith, R. S. (2017): Predictive Guidance Control for Autonomous Kites with Input Delay, in: IFAC-PapersOnLine, 50. Jg., Nr. 1, S. 13276–13281.

Wood, T. A.; Hesse, H.; Smith, R. S. (2017): Predictive Control of Autonomous Kites in Tow Test Experiments, in: IEEE Control Syst. Lett., 1. Jg., Nr. 1, S. 110–115.

Wood, T. A.; Hesse, H.; Zgraggen, A. U.; Smith, R. S. (2015a): Model-based identification and control of the velocity vector orientation for autonomous kites, in: 2015 American Control Conference ACC, S. 2377–2382.

Wood, T. A.; Hesse, H.; Zgraggen, A. U.; Smith, R. S. (2015b): Model-based flight path planning and tracking for tethered wings, in: 2015 54th IEEE Conference on Decision and Control (CDC), S. 6712–6717.

Woodman, O. J. (2007): An introduction to inertial navigation: Technical Report Number 696, Cambridge.

Xsens (o.J.): XSens DOT: Precison Motion Tracking, Online verfügbar unter: https://www.xsens.com/hubfs/Downloads/Manuals/Xsens%20DOT%20Datasheet.pdf, zuletzt geprüft am: 5. November 2020.

## A.2. Eigene Veröffentlichung

Freter, J. H.; Seel, T.; Elfert, C.; Göhlich, D. (2020): Motion Estimation for Tethered Airfoils with Tether Sag*, in: 2020 IEEE International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems (MFI), S. 114–120.

## A.3. Studentische Arbeiten

Zur besseren Übersichtlichkeit sind die studentischen Arbeiten, aus denen Ergebnisse in der vorliegenden Arbeit verwendet bzw. zitiert wurden, zusätzlich zur Nennung im Literaturverzeichnis nachfolgend noch einmal in chronologischer Reihenfolge aufgelistet. Alle aufgeführten Arbeiten wurden unter maßgeblicher wissenschaftlicher und inhaltlicher Anleitung durch den Autor angefertigt.

Junglas, S. (2015): Beschleunigungs-, Geschwindigkeits- und Ausrichtungsmessung an einem Prüfstand zur reproduzierbaren Vermessung seilgebundener Tragflächen. Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

van der Schoor, M. J. (2017): Konzeption sowie Umsetzung einer Regelung zur automatisierten Steuerung von Kiteschirmen. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Seiler, E. (2017): Integration eines Inertialsensor-Systems in einen Messstand zur Vermessung vollflexibler Tragflächen (TETA). Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Hartrumpf, M. (2018): Entwicklung eines Systems zur Messung des Anströmvektors an vollflexiblen Tragflächen im Flug. Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Lange, C. (2018): Erweiterung und Verbesserung der Simulation des Kiteschirms sowie der Regelung zur automatisierten Steuerung von Kiteschirmen. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Seiler, E. (2018): Integration eines mobilen Sensorsystems in einen Messstand zur Vermessung vollflexibler Tragflächen (TETA) sowie Filterung und Auswertung der Messdaten des Systems. Masterarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Triebel, F. (2019): Erprobung und Optimierung eines Algorithmus zur Filterung und Auswertung der Messdaten eines INS/GNSS-Systems zur Anwendung an vollflexiblen Tragflächen. Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Freter, H. (2019): Entwicklung und Umsetzung einer Multi-Sensorfusion zur Abschätzung der Position, Geschwindigkeit und Lage von vollflexiblen Tragflächen. Bachelorarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

Tegel, G.; Neuweiler, L. (2020): Entwicklung einer Mehrloch-Prandtl-Sonde zur Messung des Anströmvektors an vollflexiblen Tragflächen im Flug. Projektarbeit. Technische Universität Berlin, Berlin.

# B. Anhang

## B.1. Air Data System

### B.1.1. Anforderungsliste

Tabelle B-1: Anforderungsliste Air Data System

| Komponente | Anforderungen |
|---|---|
| Mikrocontroller | • Deutlich höherer Takt als beim ODS (Ausreichend für Dateninterpretation und -fusion in den Einheiten)<br>• Fließkommaarithmetik in Hardware<br>• Mehr Schnittstellen (für mehr Sensoren)<br>• Mehr RAM<br>• Integrierter Programmer<br>• Wünschenswert: höhere Busbreite (16bit bzw. 32bit) |
| IMU | • Gleicher IMU wie in ODS um vorhandenes Know-how nicht zu entwerten |
| GNSS (Erweiterung ggü. ODS) | • Einführung als eigenständige Messgröße und Hilfsgröße für IMU<br>• Modul mit integrierter Antenne, aber auch Möglichkeit ext. Antennenanschluss zu verwenden<br>• Höhere Rate der Positionslösung als die üblichen 1Hz<br>• Unterstützung für GNSS Augmentation (SBAS etc.)<br>• Optional: Unterstützung unterschiedlicher GNSS Systeme/ Plattformen |
| Barometrische Höhenmessung/ Messung des abs. Luftdruck (Erweiterung ggü. ODS) | • Einführung als eigenständige Messgröße und Hilfsgröße für IMU sowie Prandtl-Sonde |
| Funkmodule | • Mindestens 50m Reichweite<br>• Explizite Unterstützung für externe Antennen (keine PCB-Patch Antennen)<br>• Optional: Unterstützung für Netzwerkorganisation<br>• Anbindung über schnelle Interfaces (SPI, UART falls ausreichend schnell) |
| Akkus | • Kapazität für mindestens zwei einstündige Messfahrten zzgl. Vor- und Nachbereitung – Zielgröße mindestens 3-4 Stunden<br>• Günstig in der Anschaffung um zum einen mehrere Akkus-Packs vorhalten zu können und zum anderen den eventuellen Verlust durch Crash oder |

| | |
|---|---|
| | Tiefentladung (Messdurchlauf vor Akkulebensdauer) vertreten zu können |
| Platine/ Fertigung | • Industriell gefertigte Platine<br>• Nur Komponenten/ Bauformen die händisch verbaut werden können |
| Gehäuse | • Modularer Aufbau<br>• Integrierte Halteklammer (Einheit an Schirm)<br>• Integrierte Halterung Prandtl-Sonde<br>• Weitestgehender Verzicht auf ferromagnetische Werkstoffe (Reduzierung der Störeinflüsse auf das Magnetometer des IMU) |
| Software/ Entwicklungsumgebung | • Ein Softwarestand für beide Einheiten (Software erkennt beim Start auf welcher Hardware sie läuft und initialisiert dementsprechend)<br>• Einheitliche Datenstrukturen (Einschließlich implizit erzwungener Anwendung)<br>• Nutzung einer Entwicklungsumgebung die die Mikrocontrollerprogrammierung vereinfacht (Erhöhen der Zugänglichkeit der Codebasis für nicht-Hardwareentwickler; Anteil der Nutzung von Bibliotheken ausbauen)<br>• Nutzung von Versionierungssystemen (z. B. Gitlab, bereitgestellt von der tubIT)<br>• Modularisierung der Systemsoftware um Wartungsfreundlichkeit und „Delegierbarkeit“ zu erhöhen |

### B.1.2. Hardware

Tabelle B-2: Hardwarekomponenten des ADS

| Komponente | Bezeichnung (Entwickler) | Eigenschaften |
|---|---|---|
| Mikrocontroller | Teensy 3.6 (PJRC)[207] | • 180 MHZ Takt<br>• 32 Bit Architektur<br>• Fließkommaarithmetik in Hardware (32bit/ Float)<br>• 6 UARTS, 4 I2C Busse, 3 SPI Busse (2 CAN)<br>• Integrierter µSD-Slot |

[207] PJRC: Teensy Technical Specifications

| | | |
|---|---|---|
| | | • Über Teensyduino Softwarepaket in die Arduino-Tool-Chain integrierbar<br>• Enthält Programmerhardware (nativ über USB flashbar) |
| Integrierte IMU | MPU-9250 (InvenSense)[208] | • Beschleunigungssensoren (dreiachsig)<br>• Drehratensensoren (dreiachsig)<br>• Magnetfeldsensoren (dreiachsig) |
| Funkmodul | XBee X2C Pro (Digi)[209] | • Reichweite mindestens 100m |
| GNSS-Empfänger | MT3339 (Mediatek)[210] | • bis zu 10Hz Positionsupdates im reinen GNSS Betrieb<br>• bis zu 5Hz Positionsupdates bei GNSS mit SBAS Augmentation<br>• Differential-GPS mittels RTC Daten möglich<br>• Integrierte Keramik-Patchantenne und ext. Antenneneingang |
| Barometrischer Druck- / Höhensensor | MPL3115A2 (NXP)[211] | • Messung von Luftdruck und -temperatur |

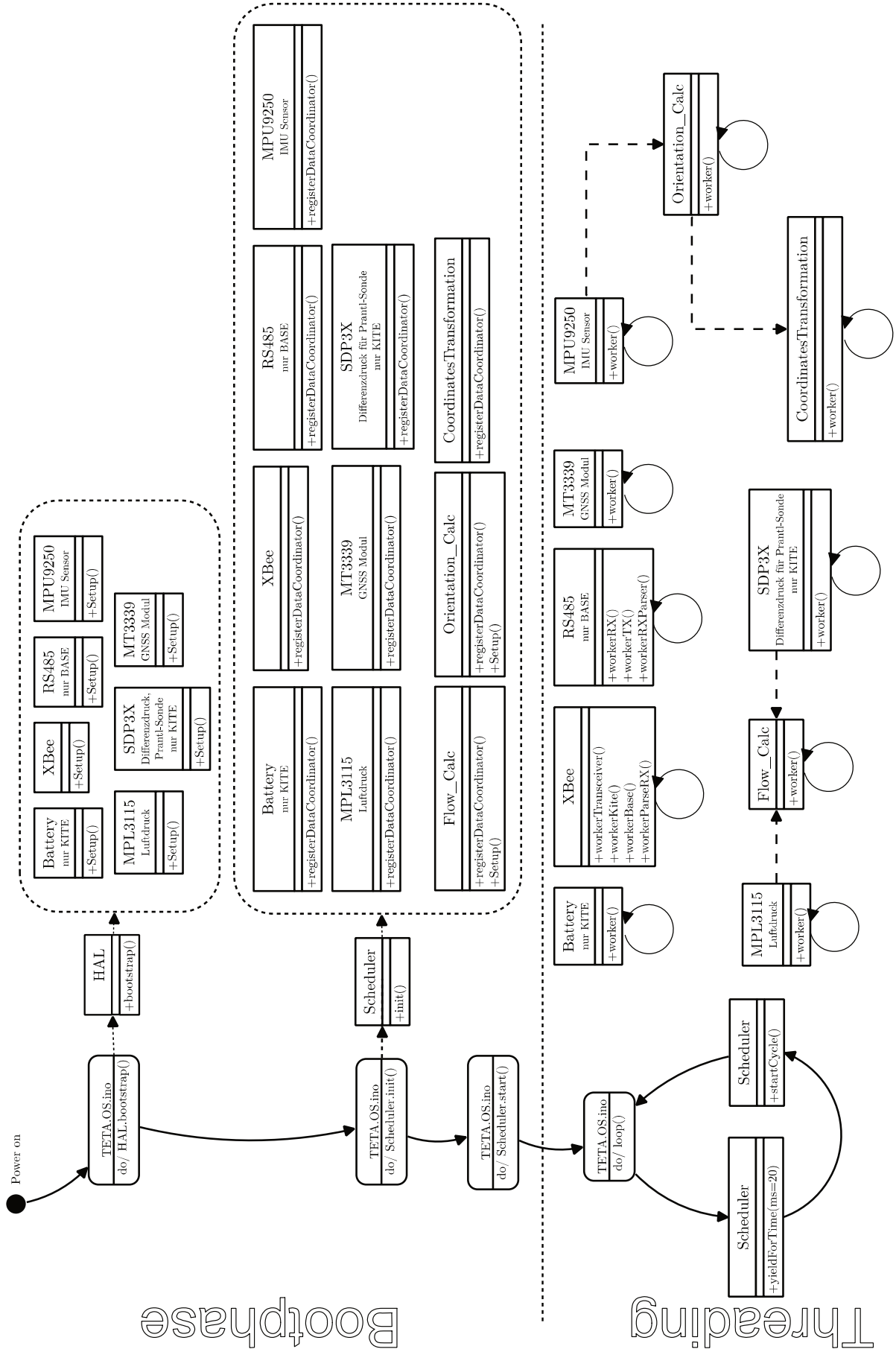
[208] InvenSense: MPU-9250 Product Specification

[209] Digi: XBee/XBee-PRO S2C Zigbee

[210] Mediatek: MT3339

[211] NXP: MPL3115A2

### B.1.3. Software



## B.2. Anströmungsmesssystem

### B.2.1. Anforderungsliste

Tabelle B-3: Anforderungsliste Mehrloch-Prandtl-Sonde

| Anforderung | Wert / Daten (Wunsch) |
|---|---|
| Gewicht | < 1 kg (minimal) |
| Mechanische Eigenschaften | hohe Steifigkeit des Rohres (kein Schwingen) |
| Messbereich Anströmwinkel | -45° bis 45° Azimut und Elevation |
| Messgenauigkeit Winkel | ± 0,5° |
| Messbereich Anströmgeschwindigkeit | 5 $\frac{m}{s}$ bis 20 $\frac{m}{s}$ |
| Messgenauigkeit Geschwindigkeit | ± 0,5 $\frac{m}{s}$ |
| Maximale Windgeschwindigkeit | 40 $\frac{m}{s}$ |
| Schutzklasse | IP 67-68 |
| Temperaturspektrum | −10 °C bis +50 °C |
| Stromversorgung: | 3,3 V Akku (austauschbar) |
| Min. Betriebsdauer | 1 h |
| Datenübertragung | kabellos an Basisstation |
| Sensortaktung | 20 ms |
| Weitere Anforderungen | • austauschbare Komponenten<br>• crashresistent<br>• kostengünstig<br>• montage- und wartungsfreundlich |

## B.3. Checklisten

### B.3.1. Einmalig zum Beginn eines Testtages

1. Landebahn auf Hindernisse überprüft
2. Hochplane inklusive Spriegel und Seitenwände demontiert
3. Verbindungen und Bauteile auf Beschädigungen und festen Sitz (mechanisch + elektrisch) kontrolliert
4. Testequipment aus dem Auto geräumt
5. Kunststoffschürze montiert und durch Leine gesichert
6. Sitz für Toughbook montiert und Sitzbank gedreht
7. Toughbook mit Gurtband gesichert
8. Fußschalter fixiert
9. Kabelbaum korrekt angeschlossen

Barstand:

- Bedienteil STO, Not-Aus, Tippbetrieb
- Bedienteil Freigabe, Notabwurf
- RS485 Kommunikation
- Netzteil Toughbook
- USB-Stromversorgung GoPro
- HDMI-Kabel

MSR-Schrank

- Stromversorgung Barstand
- Netzwerkkabel Toughbook (optional Netzwerkkabel weiteres Notebook)
- Kabel (5V DC + Daten) Wetterstation
- 5V DC (Taktung) Sync-LED
- Freigabe/ Notabwurf
- STO/ Not-Aus/ Tippbetrieb
- Fernbedienung (GoPro Windfenster)

Toughbook

- VGA Kabel Monitor Fahrer
- Fußschalter
- Netzwerkkabel
- Netzteil

10. Wetterstation
    - an den drei Markierungen des Autodachs ausgerichtet
11. GoPro Dreheinheit
    - Einstellung 960p 100FPS W
    - Akkuerweiterung BacPac angeschlossen
    - Richtig ausgerichtet und mit Fernbedienung gekoppelt
12. GoPro Windfenster
    - angeschaltet
    - Einstellung 1080p 30FPS W
13. Kabel Wetterstation und GoPro Windfenster außen am Fahrzeug verlegt und festgeklebt
14. Signalampel montiert
15. Prüfstand hochgefahren
    - FI Schalter ausschalten WS Ausgang
    - Wechselrichter einschalten
    - FI Schalter einschalten WS Ausgang
    - Fernseher anschalten
    - Toughbook hochfahren
    - Host VI starten

16. GoPro Windfenster ausgerichtet (Startbahn mittig, LED sichtbar, Horizont nur am äußeren Bildrand zu sehen- jeweils 1/8 der Bildbreite)
17. Leinen ausgelegt, Kite aufgepumpt
18. ADS kalibriert

### B.3.2. Vor jedem Messdurchlauf

1. Korrekte Umsetzung der Steuereingaben überprüft
2. Plausibilität aller Messwerte überprüft
3. ADS inkl. Prandtl-Sonde mit passendem Adapter am Kiteschirm montiert
4. XSens-DOT-Sensoren an den Struts befestigt