



FACHBEREICH GEOWISSENSCHAFTEN

INSTITUT FÜR METEOROLOGIE

INSTITUT FÜR WELTRAUMWISSENSCHAFTEN

Masterarbeit

Kalibrierung eines Turbulenzmesssystems an einem Motorschiff

Eingereicht durch:
Alexander Bülow

Erstgutachter:
Prof. Dr. Jürgen Fischer

Zweitgutachter:
PD Dr. Peter Névir

28. August 2018

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig und unter Zuhilfenahme der ausgewiesenen Hilfsmittel und Quellen angefertigt habe und alle Ausführungen, die anderen Schriften wörtlich oder sinngemäß entnommen wurden, als solche kenntlich gemacht sind. Die vorliegende Arbeit war zum Zeitpunkt der Einreichung in einer identischen oder ähnlichen Form noch nicht Bestandteil einer sonstigen Studien- oder Prüfungsleistung.

.....
Ort, Datum

.....
Unterschrift

Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wird die Kalibrierung eines flugzeuggestützten Windmesssystems präsentiert, welches zur Erfassung des dreidimensionalen Windvektors in hoher zeitlichen Auflösung (25 Hz) mit Hilfe einer Fünf-Loch-Sonde ermöglicht. Die an dieser Sonde anliegenden dynamischen Drücke werden durch mehrere Drucksensoren gemessen und zusammen mit Lagedaten einer Inertialen Messeinheit (IMU) in erdfeste Windvektorkomponenten verrechnet. Das Druck- und Strömungsfeld an der Sonde wird jedoch aerodynamisch durch das Flugzeug gestört, sodass zur Reduktion des Messfehlers eine Reihe von Korrekturen der Druckmesswerte vorgenommen werden müssen. Sie werden mit Hilfe einfacher Korrekturfunktionen realisiert, deren Koeffizienten durch die Ausführung zugeschnittener Flugmanöver abgeleitet werden. Neben der theoretischen Herleitung nötiger Grundgleichungen und Konzeption des Kalibrierungsprozesses, befasst sich diese Arbeit außerdem mit den technischen Details des Messsystems und ihres Einflusses auf die spektrale Leistungsdichte des gemessenen Windes. Das Messsystem ist als integraler Bestandteil zur späteren Verwendung als hochmobiles Gasflussmesssystem konzipiert worden.

Abstract

In this study, the calibration of an airborne wind measurement system is presented, which allows the acquisition of the three-dimensional wind vector in a high temporal resolution (25 Hz) using a five-hole probe. The dynamic pressures applied to this probe are measured with several pressure sensors and calculated together with position data of an inertial measurement unit (IMU) into earth-fixed wind vector components. However, the pressure and flow field at the probe are aerodynamically disturbed by the aircraft, which requires a series of corrections of the measured pressure values in order to reduce the measurement error. They are realized by using simple correction functions, whose coefficients are derived by performing special flight maneuvers. In addition to the theoretical derivation of necessary basic equations and the conception of the calibration process, the technical details of the measurement system and its influence on the spectral power density of the measured wind are also discussed. The measurement system was designed as a key element for a future trace-gas flux measurement platform.

Inhaltsverzeichnis

1 Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Ziel und Aufbau der Arbeit	2
2 Grundlagen	5
2.1 Grenzschicht und Turbulenz	5
2.1.1 Die Atmosphärische Grenzschicht	5
2.1.2 Turbulenz	6
2.1.2.1 Eigenschaften und Turbulenzspektrum	6
2.1.2.2 Transportierende Eigenschaften der Turbulenz (turbulente Bewegungsgleichung)	7
2.2 Grundgleichungen	9
2.2.1 Barometrische Höhenformel	9
2.2.2 Gesetz von Bernoulli und die True Airspeed (TAS)	10
2.2.3 Korrektur der True Airspeed	12
2.2.4 Berechnung des Windvektors	12
2.2.5 Berechnung der Anströmwinkel	14
2.2.6 Herleitung über Potentialströmung	16
2.2.7 Korrektur der Anströmwinkelmessung	17
3 Beschreibung des Messsystems	19
3.1 Sensoren und Geräte	19
3.1.1 Fünf-Loch-Sonde	19
3.1.2 Drucksensoren	19
3.1.3 Inertial Measurement Unit	22
3.1.4 Temperatur- und Feuchtesensoren	22
3.2 Messflugzeug Schleicher ASK 16	24
3.3 Aufbau des Wingpods	25
3.4 Software	26
4 Methodik zur Kalibrierung der Fünflochsonde	29
4.1 Synchronisierung der IMU und Drucksensoren	29
4.1.1 Latenz und Jitter	30
4.1.2 Synchronisierung der System- mit der GPS-Zeit	31
4.1.3 Relative Synchronisierung der Sensoren	32
4.2 Druckmessungen	35
4.2.1 Externe Einflüsse auf die Drucksensoren	35
4.3 Kalibrierung des statischen und dynamischen Drucks	36

4.4	Kalibrierung der Anströmwinkelmessung	40
4.4.1	Bestimmung der Koeffizienten für α	40
4.4.2	Bestimmung der Koeffizienten für β	42
5	Durchgeführte Flüge	45
5.1	Erste Testflüge	45
5.2	Messkampagne über Demmin	46
5.3	Zweite Testflugreihe	50
5.4	Dritte Testflugreihe	51
6	Ergebnisse	53
6.1	Latenzen	53
6.2	Klimakammerexperimente	53
6.2.1	Einfluss der Temperatur	53
6.3	Einfluss durch Beschleunigungen	59
6.4	Kalibrationskoeffizienten	62
6.4.1	Korrekturen des statischen und dynamischen Drucks	63
6.4.2	Kalibrierung der Anströmwinkel	64
6.5	Spektrale Leistungsdichte	71
7	Diskussion und Ausblick	75
7.1	Zusammenfassung und Diskussion	75
7.2	Ausblick	80
Literaturverzeichnis		81
Abbildungsverzeichnis		85
Tabellenverzeichnis		89
Abkürzungsverzeichnis		91
Symbolverzeichnis		93

1 Einleitung

1.1 Motivation

Die Turbulenz in der Erdatmosphäre spielt eine weitreichende Rolle, deren Charakterisierung ein tiefgreifendes Verständnis zahlreicher in ihr stattfindender Prozesse ermöglicht. Sie bildet einen kontinuierlichen, integralen Bestandteil in der atmosphärischen Dynamik und ist für den Menschen auf verschiedenste Weise fühl- und sichtbar. Hoch aufgetürmte Cumulonimbus-Wolken, mit ihren fraktalen Randstrukturen, werden durch sie ebenso abwechslungsreich gestaltet, wie lebhafte Windbewegungen an einem sonnigen Sommertag. Sie ist im besonderen Maße an die planetarische Grenzschicht (*Planetary Boundary Layer*, PBL), welche die unterste Schicht der Atmosphäre bildet, gebunden und stellt das energetische Bindeglied zwischen der Erdoberfläche (Absorption von Energie durch Sonneneinstrahlung) und der freien Atmosphäre dar (Energietransfer vom Erdboden in die Atmosphäre). Sie transportiert jedoch nicht nur kinetische, latente oder fühlbare Wärmeenergie ab, sondern auch eine Reihe von Spurengasen, die ebenfalls an der Erdoberfläche in einem kontinuierlichen Austauschprozess an den globalen Stoffkreisläufen teilnehmen ([Foken, 2016](#)). In einem abstrakteren, für den Menschen bedeutsameren Kontext, der des globalen Wandels, welcher die vielfältigen anthropogenen Änderungsprozesse auf der Erde zusammenfasst, trägt ein tiefes Verständnis der mit turbulenten Bewegungen in der Atmosphäre gekoppelten Stofftransporte wesentlich dazu bei, die Auswirkungen derartiger Änderungen auf die Stoffkreisläufe zu verstehen, zu messen und schließlich Mitigationssstrategien abzuleiten ([IPCC, 2007](#)).

Atmosphärische Turbulenz wirkt innerhalb eines sehr breiten Raum- und Zeitskalenbereiches. Für die numerische Wettervorhersage ist jedoch besonders die Kleinskaligkeit und der chaotisch Charakter der Turbulenz ein bedeutsames Problem. Auf der anderen Seite erlauben genau diese beiden Eigenschaften eine statistische Beschreibungen turbulenter Erscheinungen([Foken, 2016](#)).

Der Einsatz eines Flugzeugs als Instrumentenplattform stellt eine hervorragende Kompromisslösung dar, um die große Skalendiffrenz atmosphärischer Austauschprozesse teilweise zu vereinen. Es ist schnell und in der Lage die Atmosphäre dreidimensional und in hoher Auflösung zu vermessen, sofern es die Sensorik zulässt. Es ist daher nicht verwunderlich, dass Flugzeuge bereits seit vielen Jahrzehnten für die meteorologische Datenerfassung im Einsatz sind. Ob als Forschungsflugzeug zur Durchführung gezielter Messkampagnen, wie sie z.B. beim DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) üblich sind ([Mallaun et al., 2015](#)), oder Verkehrsflugzeug im Dienste der Datenassimilation in der operationellen Wettervorhersage durch das AMDAR-System (*Aircraft Meteorological Data Relay*) ([WMO, 2014](#)).

Es gab bereits frühzeitig Bestrebungen, inertiale Navigationssysteme (INS) bzw. IMU's (*Inertial Measurement Unit*) in Verbindung Mehrlochsonden als Windmesssysteme zu etablieren ([Axford, 1968](#)), wobei die beständige Weiterentwicklung inertialer Navigationssysteme, die Etablierung globaler Positionierungssysteme (LORAN-C oder GNSS, *Global Navigation Satellite System*) und die Einführung hochpräziser Messtechnik auf Mikroelektronikbasis eine fortlaufende Verbesserung der Präzision erlaubt. Die aktuellsten Entwicklungen auf diesem Gebiet betreffen die Aufrüstung von UAV's (Unmanned Arial Vehicle) mit miniaturisierten Sensorsystemen, welche besonders kleinräumige Turbulenzmessungen erlauben, beispielsweise in der Nähe von Windenergieanlagen ([Wildmann et al., 2014](#)).

Am Institut für Weltraumwissenschaften der Freien Universität Berlin wurde im Laufe des Jahres 2014 die Entwicklung und der Bau einer Messplattform für den institutseigenen Motorsegler des Typs Schleicher ASK 16 in Auftrag gegeben, welches Stoffflussmessungen, u.a. der Spurengase CO₂ und CH₄, auf Grundlage der Eddy-Kovarianzmethodik ermöglichen soll. Kernelement der Plattform stellt eine unter dem rechten Flügel der ASK 16 montierter Wingpod dar. Es fungiert als Instrumententräger der eingesetzten Sensoren und trägt eine Fünf-Loch-Sonde (*Five-Hole-Probe, 5HP*). Die Konzeption des Systems, die Beschaffung, Programmierung und finale Bau des Wingpods dauerte bis August 2017, wobei bereits erste laborseitige Tests im Frühjahr desselben Jahres absolviert werden konnten. Im Juli 2018 ist die ASK 16 um einen Gasanalysator erweitert worden.

1.2 Ziel und Aufbau der Arbeit

Der Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit konzentriert sich auf die Entwicklung und Anwendung eines auf den Wingpod zugeschnittenen Kalibrierungsprozesses, da sich die aus theoretischen Überlegungen abgeleiteten Berechnungsalgorithmen zur Windberechnung zwar anwenden lassen, aber aufgrund aerodynamischer Einwirkungen des Flugzeugs auf das umgebene Druck- und Strömungsfeldes zu systematischen Messfehlern führt. Das Verfahren muss eng an die technischen Eigenschaften des Wingpods und der ASK 16 angelehnt werden, was sowohl umfangreiches technische, wie auch aerodynamische Kenntnisse voraussetzt. Damit verbunden ist auch die Entwicklung einer Software zur robusten Prozessierung der Rohdatenströme, sodass die Korrekturen durch einfaches Setzen von Koeffizienten kontrollierbar bleiben. Die Quantifizierung der Koeffizienten stellt neben der technischen Charakterisierung des Messsystems eine Kernaufgabe dieser Arbeit dar. Zudem werden einige Eigenheiten des Wingpod-Messsystems auf die spektrale Energiedichte abschließend beleuchtet und ob eine wesentliche Eigenschaft atmosphärischer Turbulenz, das bekannte „-5/3-Gesetz“, wiedergegeben werden kann.

Im folgenden Kapitel werden zunächst die wesentlichen Grundlagen erörtert. Sie um-

fassen zunächst die allgemeinen Eigenschaften der planetarischen Grenzschicht und der Turbulenz. Anschließend werden aerodynamische Grundlagen zur Messung wesentlicher Größen wie Fluggeschwindigkeit und Temperatur hergeleitet. Im nächsten Schritt wird die Herleitung zur Berechnung der einzelnen Windkomponenten auf Basis von Druck- und IMU-Messungen vorgestellt. Es werden bereits erste Hinweise auf mögliche Anpassungen für die Messung der Anströmwinkel der 5HP gegeben.

In Kapitel 3 wird das Wingpod-Messsystem mit all seinen Geräten ausführlich vorgestellt und auf einige Eigenheiten der Sensoren eingegangen. Es schließt eine kurze Beschreibung der Softwareprozessierung mit ein.

Das folgenden Kapitel 4 beschreibt ausführlich die Möglichkeiten, das Messsystem zu kalibrieren. Es wird auf die Notwendigkeit einer möglichst effizienten Isolierung einzelner Einflussgrößen auf das Messsystem hingewiesen. Weiterhin werden Korrekturfunktionen für die Druckmessungen formuliert, deren Koeffizienten durch das Ausführen von ausführlich beschriebenen Flugmanövern quantifiziert werden können. Die Verfahren basieren auf angenommenen meteorologischen Bedingungen und werden ebenfalls ausführlich erläutert.

Kapitel 5 schließt mit der Beschreibung einiger Kalibrier- und Messflüge an, die einen Zeitraum vom 9. August 2017 bis 18. Juli 2018 umfassen. Innerhalb dieses Zeitraums fiel außerdem Messkampagne in Norddeutschland in der Nähe der Stadt Demmin an, deren Messdaten zur Kalibrierung nützlich sind. Es werden die meteorologischen Rahmenbedingungen im Hinblick auf die Anwendbarkeit der zuvor formulierten Kalibrierungsprozesse miteinbezogen.

Bevor im letzten 7. Kapitel eine Zusammenfassung und Diskussion der Ergebnisse erfolgt, werden letztere in Kapitel 6 mit dem Zweck präsentiert, um die oben genannten, zentralen Aufgaben der vorliegenden Arbeit zu erfüllen.

2 Grundlagen

2.1 Grenzschicht und Turbulenz

2.1.1 Die Atmosphärische Grenzschicht

Die Atmosphärische Grenzschicht, auch als planetarische Grenzschicht bezeichnet, beschreibt den untersten Teil der Troposphäre. Sie wird nach unten hin von der Erdoberfläche begrenzt und nach oben von der freien Atmosphäre abgelöst ([Kraus, 2008](#)). Im Mittel beträgt die Mächtigkeit 1-2 km über Landoberflächen und 0.5 km über den Ozeanen, wobei sich ihre Struktur im Laufe eines Tagesgangs oder Jahres stark variieren kann ([Foken, 2016](#)). Die nächtliche bodennahe Inversion wird nach Sonnenaufgang mit der Erwärmung der Erdoberfläche durch turbulente Wärmetransporte zum Teil angehoben und aufgelöst. Die daraus resultierende Mischungsschicht wird in der Regel nach oben hin von einer Inversion, in der jedoch u.U. einzelne Konvektionszellen eindringen können und sich mit der Umgebungsluft vermischen (Entrainment). Bei starker Einstrahlung wird die Struktur der Mischungsschicht durch vertikale Konvektionszellen, die durch hohe Wärmeströme und Aufwinden charakterisiert sind, unterbrochen. Lässt die solare Einstrahlung im Tagesverlauf nach, bildet sich noch vor Sonnenuntergang bodennah eine neue Bodeninversion aus, die sogenannte stabile (nächtliche) Grenzschicht. Bei sehr stabiler atmosphärischer Schichtung beträgt ihre Mächtigkeit nur wenige zehner Meter. Über der nächtlichen Grenzschicht befindet sich die Restschicht (Residual-Layer), die die Reste der Mischungsschicht enthält und von oben durch eine freie Inversion begrenzt wird. Sie wird allerdings nicht mehr so stark wie tagsüber durchmischt ([Foken, 2016](#); [Stull, 2009](#)).

Der vertikale Aufbau der atmosphärischen Grenzschicht (siehe Abb. 2.1) wird maßgeblich durch ihre Austauschenschaften definiert. Die untersten 10% werden als Boden- oder Prandtl-Schicht bezeichnet und umfassen die laminare Grenzschicht, die zähe- und die dynamische Unterschicht sowie der turbulenten Schicht. Die darüber liegende Schicht wird Ekman-Schicht genannt, da dort die reibungsbedingte Winddrehung stattfindet (abgeleitet aus dem Terminus Ekman-Spirale und benannt nach seinem Entdecker dem schwedischen Ozeanographen V. Walfrid Ekman in seiner Veröffentlichung „On the influence of the Earth's rotation on ocean currents“ im Jahr 1905 ([Kraus, 2008](#))).

Die Austauschprozesse in der Atmosphärischen Grenzschicht sind größtenteils turbulent und werden nur ganz dicht über der Erdoberfläche in der laminaren Grenzschicht molekular bestimmt. Weil die Energie- und Stoffflüsse in der Bodenschicht als nahezu höhenkonstant angenommen werden und der turbulente Transport ca. um das 10^5 -fache effektiver ist als der molekulare, können die Höhengradienten einer Größe nahe der Oberfläche sehr groß werden ([Foken, 2016](#)).

Höhe in m	Name	Austauscheigenschaften	
1000	Oberschicht (Ekman-Schicht)		nicht konstant
20	turbulente Grenzschicht	turbulent	
1	dynamische Unterschicht		
0.01	zähe Unterschicht	molekular/turbulent	
0.001	laminare Grenzschicht	molekular	

Abb. 2.1: Vertikale Gliederung der atmosphärischen Grenzschicht (verändert nach [Foken \(2016\)](#)).

2.1.2 Turbulenz

2.1.2.1 Eigenschaften und Turbulenzspektrum

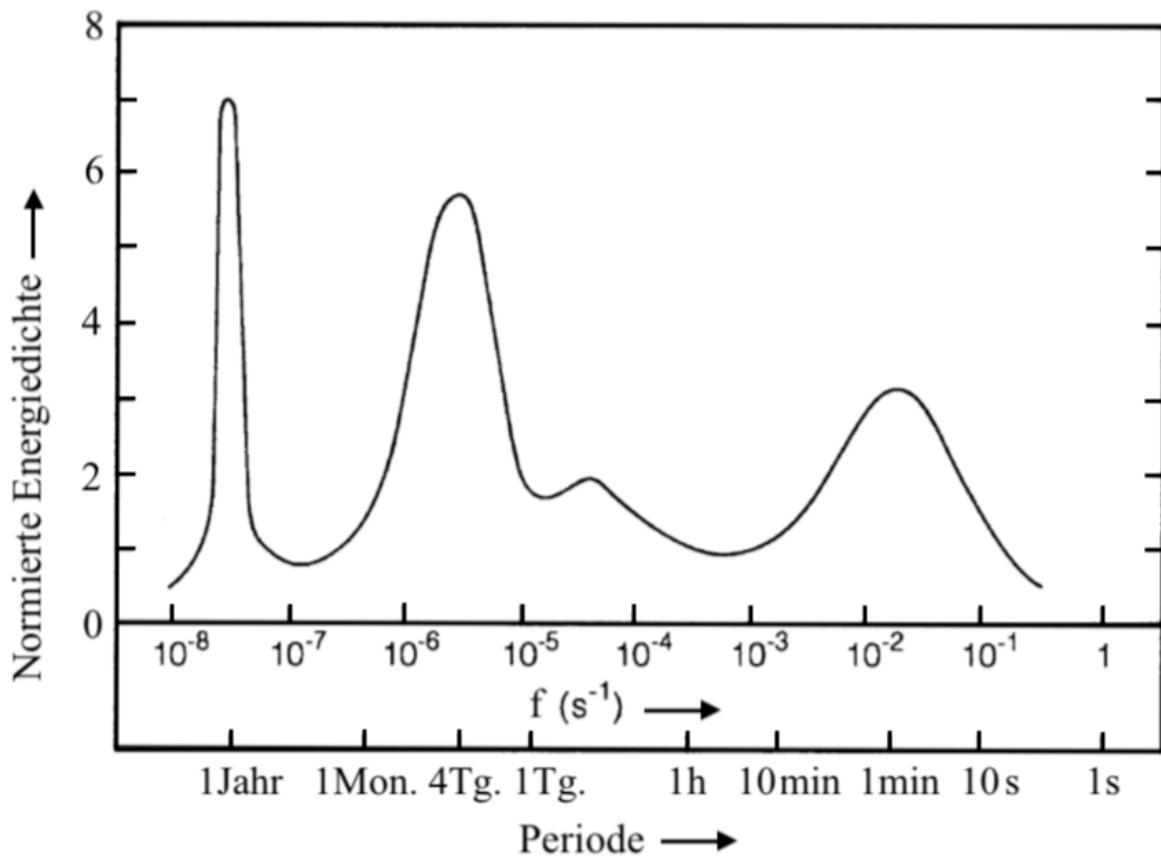


Abb. 2.2: Schematische Darstellung eines Turbulenzspektrums für horizontale Fluktuationen (verändert nach [Foken \(2016\)](#) und [Roedel und Wagner \(2011\)](#)).

Anders als in der molekularen Grenzschicht, wo der Austausch von Molekül zu Molekül stattfindet, erfolgt dieser bei turbulenten Bewegungen von Turbulenzelementen (auch *Eddy*

oder Wirbel genannt) zu Turbulenzelementen. Eddys sind Luftvolumen mit gleichen thermodynamischen Eigenschaften und treten in unterschiedlichen Größenordnungen von mm bis km und Erscheinungsdauer von mehreren Sekunden bis Tagen auf. Mehrere kleine Turbulenzelemente können wiederum ein größeres Element bilden. Charakteristisch sind ihre unregelmäßigen und zufälligen Bewegungen um einen mittleren Zustand. Sie sind durch ihre Eigenbewegung in der Lage die Energie über größere Strecken zu transportieren. Dabei beschränkt sich der Transport nicht nur auf die Wärme sondern beinhaltet ebenso den Transport von kinetischer Energie (Impuls) sowie beliebiger Stoffbeimengungen wie z.B. der klimarelevanten Treibhausgasen Wasserdampf, Kohlenstoffdioxid oder Methan ([Foken, 2016](#)). Der Eintrag von Energie durch die mittlere Strömung, der Transport und die Dissipation von Energie durch den Zerfall (unter Freisetzung von Wärme) der Turbulenzelemente verläuft von großen über mittleren zu kleinen Eddys und wird im sogenannten Kaskadenprozess der Turbulenzelemente beschrieben ([Foken, 2016](#)).

Die charakteristische Verteilung der Turbulenzelemente nach ihrer Größe wird in einem Turbulenzspektrum (Abb. 2.2) dargestellt. Es beschreibt ihre Energieverteilung entsprechend ihrer Wellenlänge und Frequenz (f), wobei der Transport von Energie einen Frequenzbereich zwischen 10^{-8} bis 10 Hz (entsprechend einer Periode von 1 Jahr bis zur $1/10$ s) aufweist. Dementsprechend werden Turbulenzen nach Frequenzen in Makro- (10^{-6} bis 10^{-5} s^{-1}), Meso- (10^{-5} bis 10^{-3} s^{-1}) und Mikroturbulenzen ($> 10^{-3} \text{ s}^{-1}$) unterteilt (([Foken, 2016](#))).

Die Abnahme der Energie durch den Zerfall größerer Turbulenzelemente zu kleineren erfolgt gleichmäßig nach dem Kolmogorov'schen -5/3-Gesetz ([Kolmogorov, 1941](#)). Die Gesetzmäßigkeit zeigt, dass die Energiedichte um fünf Größenordnungen abnimmt, wenn f um drei Größenordnungen zunimmt ([Foken, 2016](#)).

[2.1.2.2 Transportierende Eigenschaften der Turbulenz \(turbulente Bewegungs-gleichung\)](#)

Der vertikale Austausch von Impuls, Energie und Konzentrationen unterschiedlicher Stoffbeimengungen zwischen der Erdoberfläche und der Atmosphäre erfolgt in der Atmosphärischen Grenzschicht über die oben beschriebenen Turbulenzelemente. In der Mikrometeorologie spricht man im Rahmen der Austauschprozesse auch von den vertikalen turbulenten Flüssen von fühlbarer und latenter Wärme und Impuls oder auch von den vertikalen Flussdichten der verschiedenen physikalischen Größen ([Kraus, 2008](#)).

Eine mathematisch Beschreibung der Turbulenz, bzw. der Fluktuation die in einer turbulenten Strömung vorkommen, erfolgt nach [Reynolds \(1894\)](#):

$$x = \bar{x} + x', \quad (2.1)$$

wobei sich eine beliebige Größe x aus der Summe ihres räumlich oder zeitlich gebildeten

Mittelwertes \bar{x} und deren Abweichung x' zusammen setzt. Steht die Betrachtung einer Zeitreihe im Mittelpunkt des Interesses, wird x an einem fixen Ort in Abhängigkeit von der Zeit t betrachtet und man erhält die mit der Zeit fluktuierenden Werte $x(t)$. Bei der räumlichen Messung hingegen erhält man zu einem festen Zeitpunkt eine Raumreihe mit den um Ortkoordinaten fluktuierenden Werten $x(\mathbf{r})$. Im Folgenden wird die Betrachtung einer Zeitreihe vorgestellt, eine Adaptierung zu ein oder mehrdimensionalen Raumreihen kann problemlos in gleicher Weise vorgenommen werden (Kraus, 2008).

Nach der Reynoldsschen Zerlegung gilt für eine Zeitreihe, die an einem festen Ort gemessen wurde zu jedem Zeitpunkt t :

$$x(t) = \bar{x}(t_R, \Delta t) + x'(t), \quad (2.2)$$

mit

$$\left(t_R - \frac{\Delta t}{2} \right) \leq t \leq \left(t_R + \frac{\Delta t}{2} \right), \quad (2.3)$$

$$\bar{x}(t_R, \Delta t) = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_R - t_R/2}^{t_R + t_R/2} x(t) dt, \quad (2.4)$$

wobei Δt das Mittelungsintervall und t_R die Referenzzeit sind (Kraus, 2008).

Wie aus der linken Seite der Formel 2.4 ersichtlich wird, ist der Mittelwert \bar{x} gleichermaßen von der gewählten Referenzzeit (über die gemittelt wird) und der Größe des Mittelungsintervalls abhängig. Dementsprechend wird auch der Fluktuationswert x' von der Wahl des t_R und Δt beeinflusst. Die Wahl der Mittelung hängt von der Fragestellung ab und sollte stets in Berücksichtigung der Skala des zu betrachtenden Problems festgelegt werden. Das Zeitintervall Δt stellt somit bei einer zu mittelnden Größe die Zeitskala dar, die in Hinblick zur Fragestellung von Interesse ist. Daraus ergibt sich, dass $\bar{x}^{\Delta t}$ der skalige Wert von x ist. Werden in diesem Zusammenhang Prozesse von kleineren Zeitskalen und die dazugehörigen Abweichungen x' betrachtet, werden diese als subskalig klassifiziert (Kraus, 2008).

Ein sich bewegendes Luftpaket transportiert, wie bereits oben geschrieben, verschiedene Eigenschaften wie Impuls, Wärme und bestimmte Stoffkonzentrationen. Im Folgenden wird beschrieben, wie der Transport einer spezifischen Eigenschaft, der immer an den Massentransport eines Luftvolumens und damit an eine transportierende Windgeschwindigkeit gekoppelt ist, mathematisch als Flussdichte formuliert ist. Die mittlere Flussdichte einer spezifischen Eigenschaft e wird beschrieben als

$$\overline{F_k^e} = \rho u_k e, \quad (2.5)$$

mit $\overline{F_k^e}$ der mittleren Eigenschaftsflussdichte (in $\varepsilon \text{ m}^{-2} \text{ s}^{-1}$, wobei ε die SI-Einheit der Eigenschaft ist), der Luftdichte ρ bezogen auf die Eigenschaft und dem transportierenden

Wind u_k (in m s^{-1}). Der mit dem Transport verbundene Massentransport bildet die Massenflussdichte ρu_k (in $\text{kg m}^{-2} \text{s}^{-1}$). Wendet man im nächsten Schritt die Reynoldssche Zerlegung in Formel 2.2 auf $\overline{F_k^e}$ an, folgt daraus:

$$\overline{F_k^e} = (\bar{\rho} + \rho')(\bar{u}_k + u'_k)(\bar{e} + e'). \quad (2.6)$$

Vorausgesetzt, dass es sich um einen turbulenten Transport der Eigenschaft handelt, erhält man nach der Anwendung der Reynolds Postulate und Ausmultiplizieren der einzelnen Terme sowie der Annahme, dass die Abweichung der Luftdichte annäherungsweise gleich Null ist ($p' \approx 0$) und somit $\rho = \bar{\rho}$ gesetzt werden kann:

$$\overline{F_k^e} = \overline{\rho u_k e} = \bar{\rho} \bar{u}_k \bar{e} + \overline{\rho u'_k e'}. \quad (2.7)$$

Hier beschreibt der Term $\bar{\rho} \bar{u}_k \bar{e}$ den Transport der Eigenschaft e mit dem mittleren Wind und der Term $\overline{\rho u'_k e'}$ den turbulenten Transport. Mit den Annahmen um im letzten Schritt, dass $u' \equiv 0$ (somit nicht mit dem mittleren Massentransport verbunden ist) und der mittlere Vertikalwind bei einer richtig gewählten Mittelung im unteren Teil der Grenzschicht gleich null ist, lässt sich die Gleichung für den vertikalen Transport ($u_k = w$) reduzieren zu:

$$\overline{F_k^e} = \rho \overline{w' e'}. \quad (2.8)$$

Die resultierende turbulenten Flussdichte einer spezifischen Eigenschaft ($\overline{F_k^e}$) ergibt sich aus dem Produkt der Kovarianz des Vertikalwindes und einer Eigenschaft ($\overline{w' e'}$), die direkt über die Eddy-Kovarianz-Methode gemessen werden kann (Kraus, 2008).

2.2 Grundgleichungen

In diesem Abschnitt werden die Grundgleichungen aufgeführt, welche zur Berechnung des dreidimensionalen Windvektors nötig sind.

2.2.1 Barometrische Höhenformel

Die barometrische Höhenformel ist für die Normierung der statischen Druckmessung nötig, auf die bei der Schilderung des Kalibrierungsprozess zurückgegriffen wird.

Sie leitet sich aus der hydrostatischen Grundgleichung ab:

$$\frac{dp}{dz} = -\rho g \quad (2.9)$$

Die Änderung des statischen Drucks p mit der Höhe z ist Abhängig von der Dichte ρ und der Schwerebeschleunigung g . Durch Trennung der Variablen und unter Verwendung der Gleichung für das ideale Gas,:

$$p = \rho RT \quad (2.10)$$

mit der idealen Gaskonstante R und der Temperatur T , kann 2.9 in eine integrale Form überführt werden. Sind die betrachteten Höhenänderungen $h - h_0 = \Delta h$ klein, kann die Temperatur als konstante Mitteltemperatur ($\bar{T} = \frac{T(h_0) + T(h)}{2}$) angenommen und vor das Integral gezogen werden:

$$\int_{h_0}^h \frac{1}{p} dp = -\frac{g}{R\bar{T}} \int_{h_0}^h dz \quad (2.11)$$

Schließlich ergibt sich die barometrische Höhenformel:

$$p(h) = p(h_0) e^{-\frac{g\Delta h}{R\bar{T}}} \quad (2.12)$$

2.2.2 Gesetz von Bernoulli und die True Airspeed (TAS)

Ein festes Objekt, wie beispielsweise ein Flugzeug oder Sensorgehäuse, welches sich mit einer Geschwindigkeit $|v| > 0$ durch ein Fluid bewegt, wird aufgrund seiner Formgebung zwangsläufig zu einer Änderung der Stromlinien und des energetischen Zustandes des sonst ungestörten Fluids führen. Je nach Messprinzip kann es also vorkommen, dass der ungestörte Zustand nicht messbar ist. Aus diese Grund ist es von wesentlicher Bedeutung, welchen Einfluss das Messverfahren, z.B. gegeben durch die Geometrie des Sensorgehäuses, auf den Zustand der Strömung selbst hat.

Ausgangspunkt zur Quantifizierung der energetischen Änderung eines Ausgangszustands (Index 1) in einen geänderten Zustand (Index 2), ist der Satz von Bernoulli, unter der Annahme, dass die Energie des Fluids erhalten bleibt (Anderson, 2010). Das bedeutet, dass weder diabatische Wärmeübergänge, noch Reibung den energetischen Zustand des Fluids ändern:

$$\frac{u_1^2}{2} + c_p T_1 + \phi_1 = \frac{u_2^2}{2} + c_p T_2 + \phi_2 = const. \quad (2.13)$$

Mit den Temperaturen T , Strömungsgeschwindigkeiten u , sowie die spezifische Wärmekapazität c_p und dem Geopotential ϕ . Mit einem Staurohr wird die Strömung am Staupunkt auf die Geschwindigkeit $v_2 = 0$ reduziert bzw. aufgestaut. Die zu messende Strömungsgeschwindigkeit $u_1 = v_t$ entspricht dem ungestörten Zustand, wie auch die statische Temperatur $T_1 = T_s$ ¹. Da die Größenordnung der Geopotentialänderung gegenüber den übrigen Zustandsänderungen vernachlässigbar ist, wird $\phi_1 = \phi_2$ angenommen und eliminiert. Die Verzögerung der Fluidgeschwindigkeit hat zur Folge, dass die kinetische Energie die innere Energie des Fluids erhöht.:

¹Die statische Temperatur wird in der Aerodynamik als jene Temperatur definiert, welche die umgebende, ungestörte Luft einnimmt. Im meteorologischen Sinne entspricht sie der Lufttemperatur.

$$\frac{v_t^2}{2} + c_p T_s = c_p T_0 \quad (2.14)$$

$$v_t^2 = 2c_p(T_0 - T_s) \quad (2.15)$$

Am Staupunkt liegt also die totale Temperatur T_0 ² an. Die statische Temperatur kann also an einem Staupunkt nicht direkt gemessen werden. Es muss eine Möglichkeit gefunden werden, T_s auf einem anderen Weg zu bestimmen. Mit der Isentropenbeziehung (Anderson, 2010) kann die statische durch die im Fluid (messbare) totale Temperatur ersetzt werden:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (2.16)$$

$$T_s = T_0 \left(\frac{p_s}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (2.17)$$

Eingesetzt in (2.15) folgt schließlich:

$$u_t^2 = 2c_p T_0 \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \quad (2.18)$$

Mit Hilfe der Isentropenbeziehung (2.16) ist auch eine Darstellung durch die Mach-Zahl möglich. Dazu wird zunächst T_0 durch T_s ersetzt:

$$v_t^2 = 2c_p T_s \left[\left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (2.19)$$

Aus dem Satz von Bernoulli, der Definition der Mach-Zahl, sowie der Isentropenbeziehung kann die Mach-Zahl wie folgt dargestellt werden:

$$M^2 = \frac{2}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (2.20)$$

Für c_p gilt:

$$c_p = \frac{\kappa R}{\kappa-1} \quad (2.21)$$

Setzt man Formel 2.21 und 2.20 in 2.19 ein, ergibt sich für die wahre, messbare Fluggeschwindigkeit v_t , die in der Luftfahrt als True Airspeed (TAS) bekannt ist:

$$v_t^2 = \kappa R T_s M^2 \quad (2.22)$$

²Das meteorologische Äquivalent der totalen Temperatur T_0 ist die potentielle Temperatur θ . Aufgrund der begrifflichen Konventionen in der klassischen Aerodynamik und zur Abtrennung der im meteorologischen Kontext verstandenen potentiellen Temperatur wird dieser Begriff beibehalten.

2.2.3 Korrektur der True Airspeed

Ein realer TAT-Sensor misst nicht exakt die totale Temperatur T_0 , da der Aufstau nicht perfekt erfolgt. Da die Trägheit eines solchen Sensors nicht zu groß sein sollte, ist das Gehäuse üblicherweise so konstruiert, dass es mit einer Geschwindigkeit > 0 umströmt wird, also kein vollständiger Aufstau auftritt. Weiterhin treten Verluste durch Reibung und diabatische Wärmeableitung über das TAT-Gehäuse auf. Daher liegt die gemessene Temperatur T_r zwischen der statischen Temperatur T_s und T_0 . Über die Einführung des sensorspezifischen *Recovery Factors* r kann über die gemessene Temperatur dennoch die statische Temperatur korrekt bestimmt werden. Der Recovery Factor ist wie folgt definiert:

$$r = \frac{T_r - T_s}{T_0 - T_s} \quad (2.23)$$

In die Isentropenbeziehung eingesetzt und nach T_s umgestellt gilt:

$$T_s = \frac{T_r}{r \left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} + (1-r)} \quad (2.24)$$

Eingesetzt in 2.22 folgt:

$$v_t = \sqrt{\frac{\kappa R M^2 T_r}{r \left(\frac{\kappa-1}{2} \right) M^2 + 1}} \quad (2.25)$$

r muss für jeden Temperatursensor individuell bestimmt werden.

2.2.4 Berechnung des Windvektors

Die Bestimmung des dreidimensionalen Windvektors \mathbf{v} geht im Wesentlichen auf eine Vektoraddition zurück ([Axford, 1968](#)):

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{v}_a \quad (2.26)$$

Dabei ist \mathbf{v}_p die Geschwindigkeit der Messsonde im Bezug zur Erde und \mathbf{v}_a die auf das erdfeste Koordinatensystem transformierte Geschwindigkeit der Luft relativ zum beweglichen Koordinatensystem der Messsonde ($\mathbf{v}_a = \mathbf{M}_t \mathbf{v}'_a$). Die Transformation wird mit einer Eulerschen Drehmatrix erreicht (Details siehe [Axford \(1968\)](#) und [Lenschow und Spyres-Duran \(1989\)](#)):

$$\mathbf{M}_t = \begin{bmatrix} \cos\Psi\cos\Theta & -\sin\Psi\cos\Phi + \cos\Psi\sin\Theta\sin\Phi & \sin\Psi\sin\Theta + \cos\Psi\sin\Theta\cos\Phi \\ \sin\Psi\cos\Theta & \cos\Psi\cos\Phi + \sin\Psi\sin\Theta\sin\Phi & \sin\Psi\sin\Theta\cos\Phi - \cos\Psi\sin\Phi \\ -\sin\Theta & \cos\Theta\sin\Phi & \cos\Theta\cos\Phi \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

Ψ ist der Azimuthwinkel zwischen x' des beweglichen und y - z -Ebene des erdfesten Koordinatensystems, Θ der Nickwinkel zwischen x' und der x - y -Ebene und Φ der Rollwinkel

zwischen y' und der x - y -Ebene (vgl. Abb. 2.3).

Bestimmt wird \mathbf{v}_p in der Regel mit Hilfe einer IMU bzw. INS. Die IMU detektiert mit Beschleunigungssensoren Beschleunigungen entlang ihres Koordinatensystems und die Winkelgeschwindigkeiten um ihre Raumachsen³. Zeitlich aufintegriert, lassen sich Lagewinkel und Position der Sensoreinheit im ortsfesten Raum bzw. der Erdoberfläche bestimmen. Durch die von der IMU regelmäßig empfangenen GNSS-Positionsdaten durch zwei möglichst weit auseinanderliegenden GPS-Antennen im Flügel, werden die bei INS-Geräten typischen Drifteffekte kompensiert. Die verwendete IMU ist nicht kreiselstabilisiert und so konfiguriert, dass sie die einzelnen Vektorkomponenten von \mathbf{v}_p bereits im erdfesten Koordinatensystem ausgibt.

Der Vektor \mathbf{v}'_a wird durch Messung von Richtung und Betrag der anströmenden Luft an der *Five-Hole Probe*: 5-Loch-Sonde (5HP) abgeleitet. Die Sonde bestimmt zunächst die Winkel α (Anstellwinkel, engl. *Pitch*) und β (Gierwinkel, *Yaw*), sowie den Betrag der anströmenden Luft v_m im Bezug zu ihrer längsverlaufenden Mittelachse. Verläuft die Mittelachse der 5HP parallel zur x' -Achse, ergeben sich nach [Lenschow und Spyers-Duran \(1989\)](#) die einzelnen Vektorkomponenten von \mathbf{v}'_a über:

$$\mathbf{v}'_a = -v_m D^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ \tan\alpha \\ \tan\beta \end{pmatrix}, \quad (2.28)$$

wobei die gemessene Strömungsgeschwindigkeit v_m mit $D^{-1} = \sqrt{1 + \tan^2\alpha + \tan^2\beta}$ um die Winkelabhängigkeiten von α und β korrigiert ist.

Da die Mitte der IMU ein Koordinatenursprung bildet und die 5HP mit dem Abstand $\mathbf{l}' > 0$ von der IMU entfernt ist, müssen zudem die Winkelgeschwindigkeiten $\boldsymbol{\omega}$ um die erdfesten Drehwinkel (Ψ, Θ, Φ) berücksichtigt werden. Die Formel 2.26 erweitert sich daher zu:

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{M}_t \mathbf{v}'_a + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{M}_t \mathbf{l}' \quad (2.29)$$

Wird die Mittelachse der 5HP auf die x' -Achse gelegt, vereinfacht sich der Offsetvektor zu $\mathbf{l} = (L, 0, 0)$. Für diesen Fall und unter Berücksichtigung der meteorologischen Konvektionen bezüglich des Koordinatensystems (siehe Abb. 2.3), ergibt sich nach [Lenschow und Spyers-Duran \(1989\)](#) für die drei Windkomponenten bezüglich des erdfesten Koordinatensystems (u, v, w) schließlich:

³Ältere IMU-Bauarten arbeiten mit stabilisierten, kardanisch aufgehängten Kreiseln, sodass die Kreiselplattform mit ihren Beschleunigungssensoren unabhängig der Fahrzeuglage zum lokalen Erdkoordinatensystem ausgerichtet ist. Eine Transformation in lokale Erdkoordinaten war somit nicht erforderlich.

$$\begin{aligned}
 u &= -v_m D^{-1} [\sin \Psi \cos \Theta + \tan \beta (\cos \Psi \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi) \\
 &\quad + \tan \alpha (\sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi)] \\
 &\quad + v_x - l(\dot{\Theta} \sin \Theta \sin \Psi - \dot{\Psi} \cos \Psi \cos \Theta) \\
 \\
 v &= -v_m D^{-1} [\cos \Psi \cos \Theta - \tan \beta (\sin \Psi \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi) \tag{2.30} \\
 &\quad + \tan \alpha (\cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Phi)] \\
 &\quad + v_y - l(\dot{\Psi} \sin \Psi \cos \Theta + \dot{\Theta} \cos \Psi \sin \Theta) \\
 \\
 w &= -v_m D^{-1} (\sin \Theta - \tan \beta \cos \Theta \sin \Phi - \tan \alpha \cos \Theta \cos \Phi) \\
 &\quad + v_w + l\dot{\Theta} \cos \Theta
 \end{aligned}$$

[Lenschow \(1986\)](#) konnte außerdem zeigen, dass sich der obige Formelsatz für kleine Winkel zur folgenden Form vereinfachen lässt:

$$\begin{aligned}
 u &= -v_t \sin(\Psi + \beta) + v_x \\
 v &= -v_t \cos(\Psi + \beta) + v_y \\
 w &= -v_t \sin(\Theta + \alpha) + v_z
 \end{aligned} \tag{2.31}$$

Dieser wird aber zugunsten des vollständigen Formelsatzes nicht weiter benutzt.

2.2.5 Berechnung der Anströmwinkel

Die Bestimmung der Anströmwinkel α und β der 5HP erfolgt über die bidirektionale Druckdifferenzsensoren. Die Rosemount 858AJ-5-Lochsonde besitzt eine hemisphärisch geformte Spitze (Halbkugel), dessen Umströmungscharakteristik potentialtheoretisch durch eine Kugelumströmung in 3D angenähert werden kann. Da sich ihr ein zylindrischer Körper anschließt, ist diese relativ einfache, theoretische Berechnung nur approximativ anwendbar ([Nacass, 1992](#)). Weiterhin werden in der Potentialtheorie die Kompressions- und Grenzschichtinteraktionen vernachlässigt ([Anderson, 2010](#)), wodurch sich von der Mach-Zahl abhängige, signifikante Abweichungen von der Potentialtheorie ergeben ([Brown et al., 1983; Rodi und Leon, 2012](#)). Trotzdem bietet der potentialtheoretische Ansatz einen soliden Ausgangspunkt zur zuverlässigen Bestimmung der Anströmwinkel mit Hilfe einer einfachen, linearen Transferfunktion, wobei vorrausgesetzt sein muss, dass die Anströmwinkel der 5HP verhältnismäßig klein bleiben.

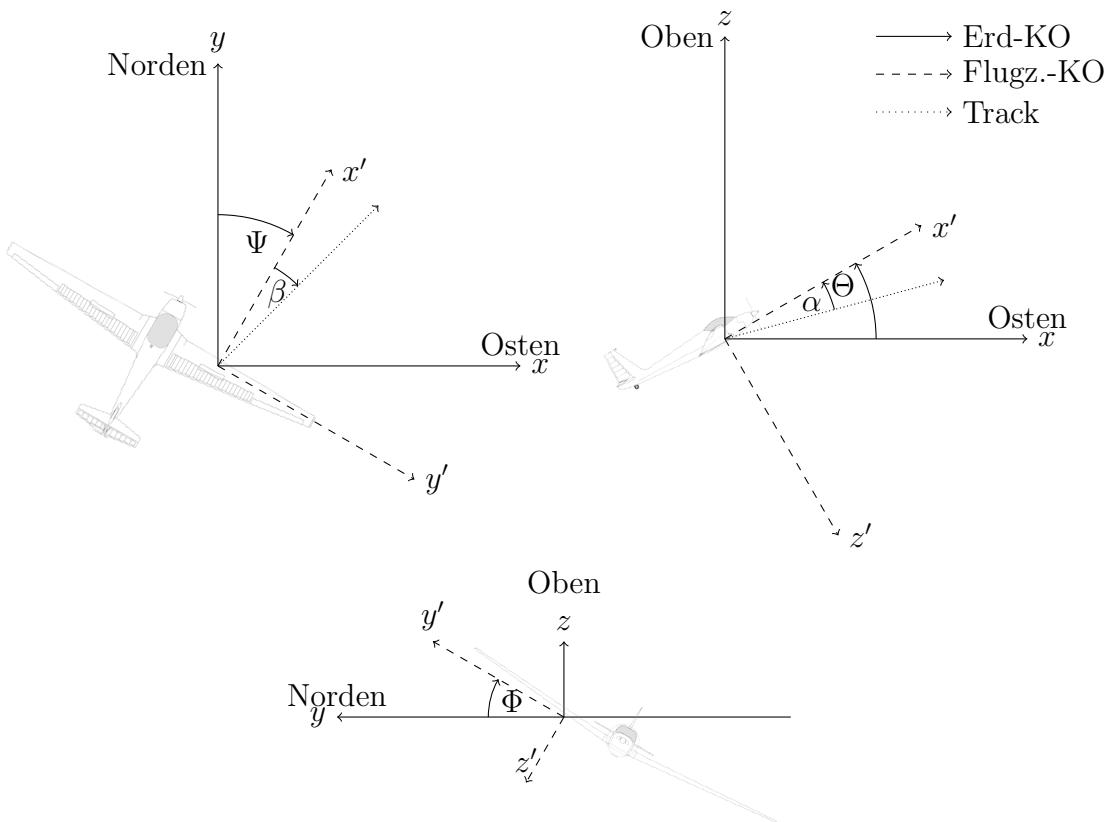


Abb. 2.3: Veranschaulichung der beschriebenen Koordinatensysteme. Der Winkel β ist nicht mit dem Driftwinkel δ (Differenzwinkel zwischen x' und dem Ground Track) zu verwechseln. Die IMU bzw. dessen Koordinatenursprung befindet sich in einem Windpod unterhalb des rechten Flügels, weshalb das dargestellte IMU-Koordinatensystem nicht kongruent zum Flugzeugkoordinatensystem ist.

2.2.6 Herleitung über Potentialströmung

Die potentialtheoretische Druckbeiwertverteilung c_p auf einer Kugeloberfläche berechnet sich wie folgt ([Brown et al. \(1983\)](#)):

$$c_p = \frac{p_x - p_\infty}{q} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta \quad (2.32)$$

Mit dem Winkel θ relativ zur Anströmrichtung und dem zugehörigen, lokalen Gesamtdruckwert p_x . Die Druckbohrungen der 5HP befinden sich jeweils im Winkelabstand $\tau = 45^\circ = \frac{\pi}{4}$ zur Horizontalachse der 5HP, weshalb für den lokalen Druck an einem Druckport folgender c_p -Wert ergibt:

$$c_p = 1 - \frac{9}{4} \sin^2(\alpha \pm \tau) \quad (2.33)$$

Durch Bildung der Differenz ergibt sich die gesuchte, um den Staudruck normierte Druckdifferenz $\Delta\tilde{p}$ an den Druckports:

$$\frac{p_{\alpha 2} - p_{\alpha 1}}{q} = \Delta\tilde{p}_\alpha = \frac{9}{4} (\sin^2(\alpha + \tau) - \sin^2(\alpha - \tau)) \quad (2.34)$$

Unter Nutzung trigonometrischer Identitäten und weil $\tau = \frac{\pi}{4}$, lässt sich Formel 2.34 umformen zu:

$$\Delta\tilde{p} = \frac{9}{4} \sin(2\alpha) \quad (2.35)$$

Zum Berechnen des Anströmwinkels α aus der Druckdifferenz, muss nach α umgestellt werden:

$$\alpha = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \Delta\tilde{p} \right) \quad (2.36)$$

Für kleine Winkel gilt $\arctan(x) \approx x$, sodass:

$$\alpha \approx \frac{2}{9} \Delta\tilde{p} \quad (2.37)$$

In der Literatur wird an dieser Stelle der Sensitivitätsfaktor C_k eingeführt ([\(Lenschow, 1986\)](#)), sodass sich 2.37 umformulieren lässt:

$$\alpha = \frac{1}{C_k} \Delta\tilde{p} \quad (2.38)$$

Für die Hemisphäre entspricht $C_k = \frac{9}{2} \text{ rad}^{-1} \approx 0.0785 \text{ deg}^{-1}$ und deckt sich mit der Angabe des Herstellers der 5HP für Anstell- und Schiebewinkel von $\pm 12^\circ$ bis $M \leq 0.5$ ([\(Rosemount, 1976\)](#)).

2.2.7 Korrektur der Anströmwinkelmessung

Die Formel 2.38 kann nicht einfach auf eine beliebige Messkonfiguration angewendet werden, da noch eine Reihe von Effekten unberücksichtigt geblieben sind. Zum einen fußt die hergeleitete Formel auf der als reibungsfrei angenommenen Potentialtheorie und geht von der laminaren Umströmung einer perfekten Hemisphäre aus. Darüber hinaus verdrängt der Flugkörper selbst bereits stromauf die Luft, sodass ihre, im Bezug zum lokalen Erdkoordinatensystem ungestörte, Trajektorien ausgelenkt werden. Bei einem gewölbten oder positiv angestellten Profil (Abb. 2.4a) ist beispielsweise vor der Vorderkante ein Aufwindbereich (engl. *Upwash*) zu beobachten. Der aerodynamische Einfluss auf die ruhende Umgebungsluft ist stark von der Entfernung und Position zum Körper, als auch vom Anströmwinkel abhängig. Aus diesem Grund werden lange, mittig aus der Flugzeugnase herausragende Noseboom-Konstruktionen für 5HP-Messsysteme (Abb. 2.4b) bevorzugt, um den Einfluss des Flugzeugs auf die Messung selbst soweit wie möglich zu reduzieren.

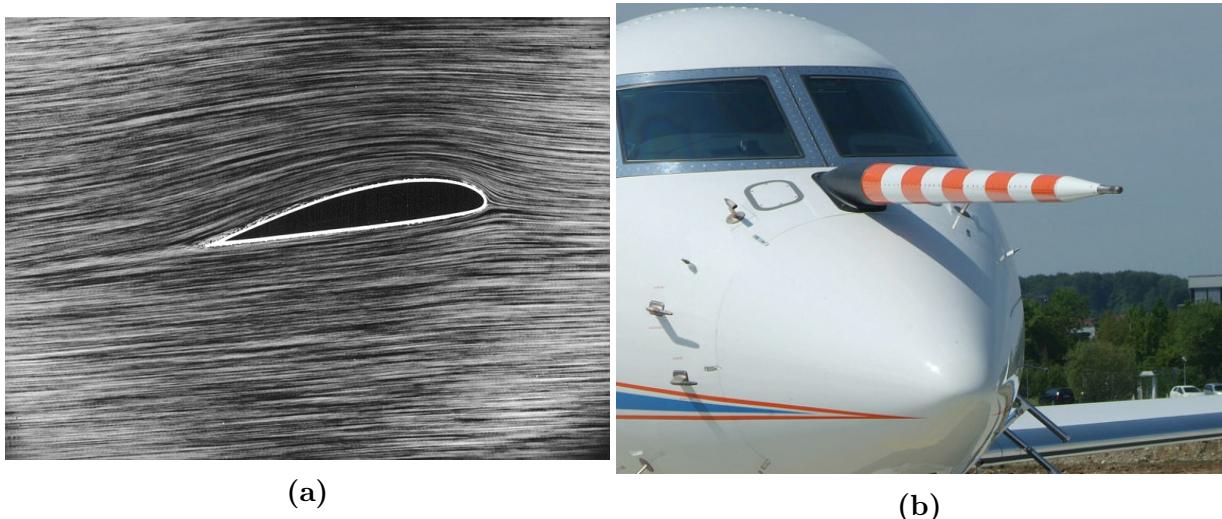


Abb. 2.4: (a): Fotografie des Stromlinienverlaufs eines leicht angestellten, gewölbten Profils in einem Strömungskanal. (b): Noseboom des DLR-Forschungsflugzeugs HALO. Bildquellen: DLR (CC BY 3.0).

Weiterhin müssen kleinere, relative Einbaufehler zwischen der 5HP und der IMU Berücksichtigung finden, da die Längsachse der 5HP wegen mechanischer Toleranzen nie perfekt parallel zur x' -Achse der IMU ausgerichtet werden kann. Im Falle der ASK 16 ist die 5HP in ihrer ursprünglichen Ausrichtung vorsätzlich mit einem Winkel von ca. 5 deg nach oben geneigt, was sicherstellt, dass an der 5HP im Horizontalflug und typischen Fluggeschwindigkeiten ein lokaler Anstellwinkel von 0 deg anliegt.

Um allen Einflüssen Rechnung zu tragen, wird Formel 2.38 um den Offsetwert $\alpha_0 = \alpha_{0,IMU} + \alpha_{0,S}$ erweitert. Dieser fasst zum einen die geometrische Abweichung $\alpha_{0,IMU}$ der 5HP, als auch den konstanten Upwasheffekt $\alpha_{0,S}$ bei $\alpha = 0$ deg zusammen. Da die Umströmung dem Flugkörper folgt, ist der Upwasheffekt jedoch nicht konstant bezüglich des

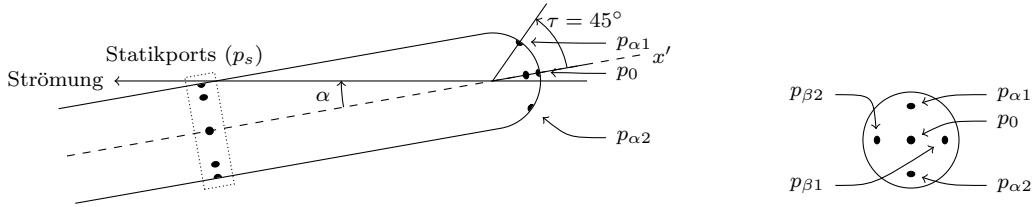


Abb. 2.5: Schematische Darstellung der Rosemount 858AJ 5-Loch-Sonde in der Seiten- (links) und Vorderansicht (rechts).

Anströmwinkels und führt zwangsläufig zu einer Unter- oder Überschätzung des errechneten Wertes. Daher wird der Koeffizient $C_{k,\alpha}$ individuell bestimmt:

$$\alpha = \frac{1}{C_{k,\alpha}} \Delta \tilde{p} - \alpha_0 \quad (2.39)$$

Analog dazu werden für β die Koeffizienten β_0 und $C_{k,\beta}$ eingeführt. Alle Koeffizienten müssen mit der Durchführung bestimmter Flugmanöver, die in den nächsten Kapiteln ausführlich erörtert werden, dynamisch erflogen werden.

Ein Vorteil dieser Methode ist, dass mögliche Linearitätsänderungen der Messwerte, beispielsweise bedingt durch kleine Lecks in den Schlauchleitungen oder altersbedingter Änderung der Linearität der Drucksensoren, durch eine neuerliche Bestimmung der $C_{k,\alpha/\beta}$ -Koeffizienten kompensiert werden und eine aufwendige laborseitige Kalibrierung der Sensoren entfällt. Auf der anderen Seite sind die Koeffizienten für jeden Messaufbau individuell zu bestimmen und nicht übertragbar. Bereits der Einbau des Wingpods in ein anderes Flugzeug oder mechanische Eingriffe, wie das Aus- und Einbauen der IMU, führen ohne neuerliche Bestimmung der Koeffizienten zu systematischen Abweichungen des Windvektors.

Reale, an Flugzeugen durchgeführten Messungen mit Rosemount-858AJ-Sonden ergaben $C_{k,\alpha} = 0.086 \pm 0.005$ (Wood et al., 1997), $C_{k,\alpha} = 0.087$ (Cremer, 2008) und $C_k = 0.0873$ (Bögel und Baumann, 1991). Im Falle des Wingpods an der ASK 16, welcher unterhalb eines Flügels montiert ist, sind deutliche Einflüsse des Upwashes wahrscheinlich und führen vermutlich zu einer Überschätzung der gemessenen α -Winkels (Mallaun et al., 2015). Wegen der Rumpfnähe und umschließenden Umströmung derselben, ist im Falle des β -Winkels eine Unterschätzung wahrscheinlich, d.h., es wird $C_{k,\beta} < C_k = 0.0785$ erwartet.

3 Beschreibung des Messsystems

3.1 Sensoren und Geräte

Die im Wingpod verbauten Sensoren mit den Herstellerspezifikationen sind in der Tabelle 3.1 aufgelistet. In Abbildung 3.2 ist der Schematische Aufbau der Sensoren inklusive ihrer Kommunikationsschnittstellen dargestellt.

Grundsätzlich sind alle Sensorelemente mit einem nachgeschalteten Messwertwandler und digitalen Kommunikationsschnittelle, d.h. seriell über USB, ausgestattet. Im Falle der Drucksensoren ist ein RS232-USB-Konverter (USB-COM232-PLUS4, FTDI, Glasgow, Großbritannien) zwischengeschaltet, um sie mit einer gemeinsamen USB-Schnittstelle zu versehen. Sie laufen in einem Einplatinen-Computer (Raspberry Pi 3, Raspberry Foundation, Cambridge, Großbritannien) zusammen. Der Rechner ist mit einem Linux-basierten Betriebssystem ausgestattet und steuert bzw. liest über ein von der FU Berlin entwickeltes Logger-Softwarepaket *hgpstools*⁴ die Sensoren aus und schreibt sie auf die interne SD-Speicherkarte des Raspberry Pi 3 (RPi 3). Diese Anordnung erweist sich für eine individuelle Anpassung der Messkonfiguration, hinsichtlich der Initialisierung, Konfigurierbarkeit der Messrate und abgefragter Sensordaten, als vorteilhaft. Andererseits besteht das Problem, dass zwischen der Änderung des Sensorzustandes und finalen Speicherung von Sensordaten mehr Zeit durch die Konvertierung analoger in digitale Datenpakete vergeht. Eine wünschenswerte, synchronisierte Abfrage aller Sensoren zu einer gegebenen Zeit ist aufgrund der unterschiedlichen Sensormodi nicht möglich.

3.1.1 Fünf-Loch-Sonde

Die Druckdifferenzen und der statische Druck werden an einer Fünf-Loch-Sonde (858AJ, Rosemount Inc., Shakopee, USA; Abb. 3.1) entnommen. Der Kugelkopf ist hemisphärisch, hat einen Durchmesser von 25,4 mm und besitzt fünf Löcher: einen zentralen zur Messung des Staudrucks q sowie zwei gegenüberliegende Löcherpaare, die zur Messung der Druckdifferenzen Δp_α und Δp_β dienen. Diese Lochpaare haben gegenüber des zentralen Stauports einen Winkel von 45 Grad. Weiter hinten am Schaft befinden sich mehrere Statikports, die gleichmäßig rund um den Schaft verteilt sind und zur Messung des statischen Drucks p_s ausgelegt sind. Am hinteren Ende der 5HP sind insgesamt sechs Schlauchanschlüsse vorhanden.



Abb. 3.1: Rosemount 858AJ. Bildquelle: [Rosemount \(1976\)](#).

3.1.2 Drucksensoren

⁴Die Entwicklung der genannten Logger-Software ist im Gegensatz zur Postprocessing-Software *wingpod-proc* nicht Bestandteil der vorliegenden Arbeit. Weitere Details zur Software siehe Kap. 3.4.

Tab. 3.1: Übersicht aller Sensoren mit dazugehörigen Messgrößen, -bereichen und von den Herstellern spezifizierten Fehlern. Die Position und Höhe der IMU bezieht sich auf das WGS84. Die Modellbezeichnung der Drucksensoren sind für jede Bauart gleich. Die Bezeichnung FS steht für Full Scale und bezieht sich auf die gesamte Messskala.

Hersteller	Modell	Messgröße(n)	Formelzeichen	Messrate in s^{-1}	Messbereich(e) [min, max]	σ
Novatel	IMU-IGM-A1 + FlexPak-G2-V2	Position (lat, lon)	-	20	([-90,90], [-180,180]) deg	± 1.0 m
	Höhe	h		20		± 0.6 m
	Geschwindigkeit	(v_p, v_p, v_p)		20	[-515,515] m s^{-1}	0.02 m s^{-1}
	Lagewinkel	(Φ, Θ, Ψ)		20	([-90,90], [-90,90], [0,360]) deg	$\pm (0.035, 0.035, 0.150)$ deg
	Drehrate	$(\dot{\Theta}, \dot{\Phi})$		20		k.A.
Mensor	CPT6100	stat. Druck	p_s	50	[552,1172] mbar	$\pm 0.01\%$ FS, 0.062 mbar
	CPT6100	Staudruck	q	50	[0,70] mbar	$\pm 0.01\%$ FS, 0.007 mbar
	CPT6100	Druckdiff.	p_α	50	[-35,35] mbar	$\pm 0.01\%$ FS, 0.007 mbar
	CPT6100	Druckdiff.	p_β	50	[-35,35] mbar	$\pm 0.01\%$ FS, 0.007 mbar
	HMT311	Temperatur rel. Feuchte	T r_F	2 2	[-40,60]°C [0,100)%	$\pm 0.2^\circ$ C $\pm 1\%$
Sisel	Erida					
	MU-PT100-U010	Widerstand	R	-		
Meilhaus Electronic	RedLab					
	USB-1608FS-PLUS	Spannung	U	50	[-10,10] V	± 5.66 mV

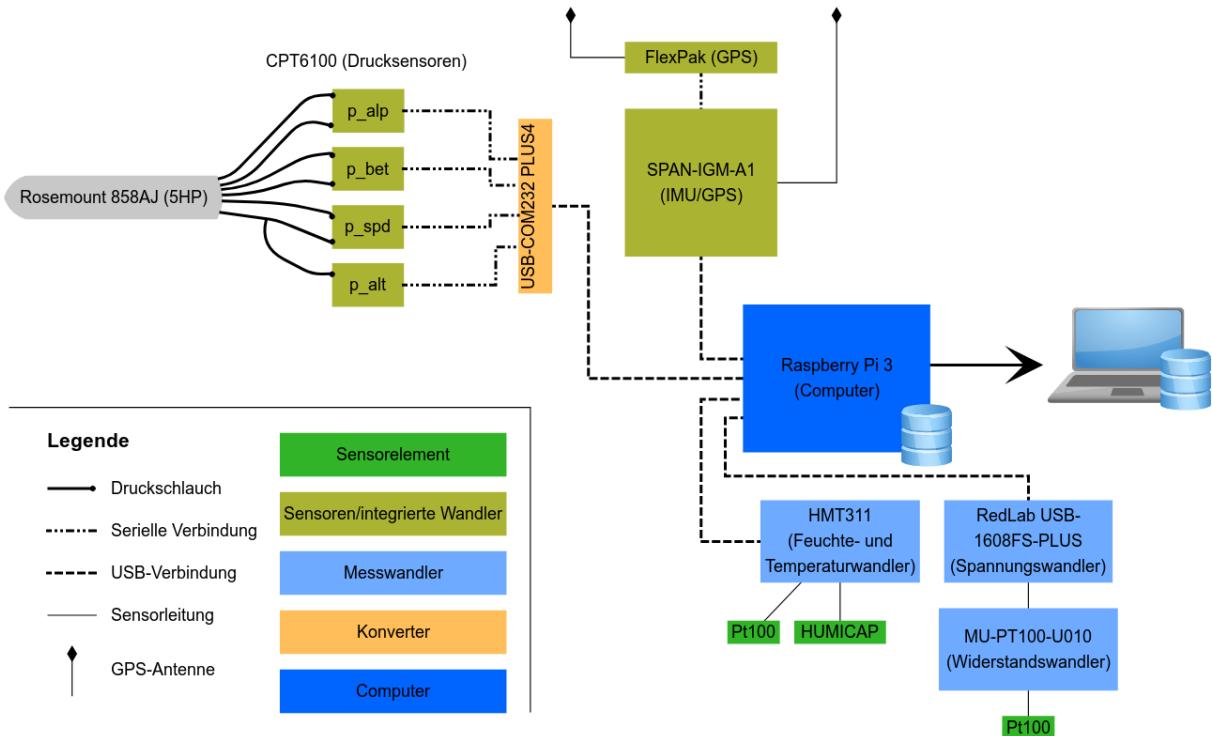


Abb. 3.2: Schematische Darstellung der Sensorkonfiguration der 5-Loch-Sonde zur Berechnung des Windvektors.

Die Drucksensoren (CPT6100, Mensor Corp., San Marcos, USA) arbeiten auf Basis eines Silizium-Halbleiterelements (MEMS, *Microelectromechanical System*) und sind mit einem Mikrocontroller ausgestattet. Dieser ermöglicht die serielle Kommunikation und Konfiguration über eine RS232-Schnittstelle, wodurch die Druckmesswerte zunächst über einen internen A/D-Wandler ermittelt und nach Applikation von Korrekturen digital ausgegeben werden. Die Messwerte werden über die Sensorelektronik innerhalb eines spezifizierten Temperaturbereiches von 15°C bis 40°C thermisch kompensiert. Vor ihrer Auslieferung an die FU Berlin im Oktober 2016 ist sie durch die DAkkS (Deutsche Akkreditierungsstelle GmbH, Berlin, Deutschland) mit Zertifikat innerhalb der vom Hersteller spezifizierten Druck- und Temperaturbereiche kalibriert worden. Bei den ersten Testläufen im Labor des IfM (Institut für Meteorologie der FU Berlin) zeigte sich trotzdem eine signifikante Abhängigkeit der Druckmesswerte p_i auf Temperatur- und Lageänderungen (siehe Kap. 6.2 und 6.3). Die Sensoren sind standardmäßig so konfiguriert, dass die Ausgabewerte der Drucksensoren bei Erfüllung festgelegter Bedingungen einer exponentiellen Filterung unterzogen werden, wodurch das Rauschen ausgegebener Messwerte reduziert wird. Das Handbuch weist in Textform folgende Bedingungen aus:

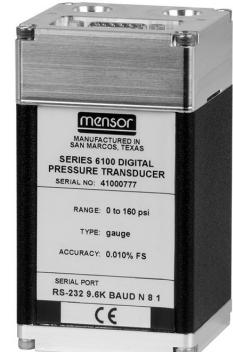


Abb. 3.3: Mensor CPT6100. Bildquelle: Mensor.

$$x_i = \begin{cases} \epsilon s_i + (1 - \epsilon)x_{i-1} & \text{wenn } |s_i - x_{i-1}| \leq 0.01\% \text{ FS} \\ s_i & \text{sonst} \end{cases} \quad (3.1)$$

Dabei entspricht x_i den über den seriellen Port ausgegebenen und s_i den eigentlichen Messwert des Sensors. Der mit dem Faktor ϵ konfigurierbare Filter ist nur aktiv, wenn die Differenz des momentanen Mess- (s_i) und vorherigen Ausgabewertes (x_{i-1}) 0.01% des spezifizierten messbaren Druckbereiches (FS, *Full Scale*) nicht überschreitet. Für einen vorgegebenen Messbereich von beispielsweise -35 mbar bis 35 mbar entspricht dies 0.007 mbar. Standardmäßig ist der Filter mit dem Faktor $\epsilon = 0.9$ aktiviert, lässt sich jedoch über die serielle Schnittstelle durch Setzen von $\epsilon = 0$ deaktivieren. Bis zum Juli 2018 war nicht bekannt, dass sich der Filter standardmäßig aktiviert, weshalb ein entsprechender Einfluss auf die Verteilung der spektralen Leistungsdichte in den Messdaten beobachtbar ist (siehe Kap. 6.5).

Insgesamt sind vier Stück durch die FU Berlin im Zuge der Aufbauphase beschafft worden. Sie sind mit Schläuchen aus Polyurethan mit der 5HP verbunden. Die Spezifikationen sind der Tab. 3.1 zu entnehmen.

3.1.3 Inertial Measurement Unit

Zur Messung der Lagewinkel, Drehraten und geographischen Position kommt eine IMU (IMU-IGM-A1, Novatel, Calgary, Kanada) zum Einsatz (Abb. 3.4). Kernstück dieses relativ umfangreich ausgestatteten Gerätes stellt ein kompaktes MEMS-Sensorpaket dar, welches mit einer konstanten Samplingrate von 200 s^{-1} Lagewinkel und Drehraten erfasst. Zusätzlich ist ein GNSS-Empfänger zur Positionsbestimmung mithilfe gängiger Navigationssysteme (GPS, GLONASS, Galileo) integriert. Zur Erhöhung der GNSS-Positionsgenauigkeit und des Azimuthwinkels ist ein zweiter GPS-Empfänger (FlexPak-G2-V2, Novatel) seriell angeschlossen. Die GNSS-Antennen sind jeweils innerhalb beider Flügelenden der ASK 16 montiert. Ein integrierter Computer mit Firmware führt alle Datenströme zusammen, errechnet die zeitlich hoch aufgelöste Position und verringert die Messgenauigkeit durch Applikation eines Kalman-Filters. Das Gerät lässt hinsichtlich der Ausgabedatenströme sehr umfangreich konfigurieren. Zur Begrenzung der gespeicherten Datenmenge wurde die Ausgaberate auf 20 s^{-1} reduziert.



Abb. 3.4: Novatel IMU-IGM-A1 mit FlexPak. Bildquelle: Novatel.

3.1.4 Temperatur- und Feuchtesensoren

Die Lufttemperatur und -feuchtigkeit wird durch einen kombinierten Sensor (HMT311, Vaisala, Helsinki, Finnland) auf Basis eines Pt100-Widerstandes und kapazitiven Dünnfilm-Polymersensors *HUMICAP* gemessen. Beide Messelemente sind mit einem mikrocontrollergesteuerten Wandler verbunden, der neben der A/D-Wandlung auch eine serielle Kommunikation über USB ermöglicht. Neben der Temperatur wird die relative Luftfeuchtigkeit ausgegeben, sowie auf Basis beider Messwerte andere Feuchtegrößen (absolute Feuchte, spezifische Feuchte, Taupunkt etc.) errechnet. Die Ausgaberate ist auf etwa 2 s^{-1} begrenzt. Der Sensorkopf ist in einer Messkammer im Inneren des Wingpods befestigt (Weitere Details siehe Kap. 3.3).



Abb. 3.5: Vaisala HMT311 (mit Sinterfilter). Bildquelle: Vaisala.

Zur Messung von Temperaturfluktuationen ist außerdem ein gewickelter Pt100-Draht innerhalb eines Reflow-Sensorgehäuses (Abb. 3.6b) am äußeren Gehäuse des Wingpods befestigt. Die Wandlung des temperaturabhängigen elektrischen Widerstands in ein Spannungssignal erfolgt durch einen Messwandler (Enda MU-PT100-U010, Sisel Mühendislik Elektronik, Istanbul, Türkei), der innerhalb eines Temperaturbereiches von -50 bis 100°C eine Signalspannung zwischen 0 und 10 V für einen Pt100 erzeugt. Bei der vom Hersteller spezifizierten Genauigkeit von 0.1% entspricht dies einem Messfehler von $\pm 0.15 \text{ K}$. Ein mikrocontrollergesteuerter Mehrkanal-A/D-Wandler (RedLab USB-1608FS-PLUS, Meilhaus Electronic GmbH, Alling, Deutschland) konvertiert den Spannungswert mit einer Auflösung von 16 bit und gibt ihn über die USB-Schnittstelle digital weiter, wobei der relative Messfehler mit $\pm 5.66 \text{ mV}$ in einem Messbereich von -10 bis 10 V angegeben wird. Dies entspricht einem relativen Messfehler von $\pm 0.03\%$ und ist daher zu vernachlässigen. Der A/D-Wandler stellt mit seinen insgesamt acht Eingangskanälen sicher, dass der Wingpod mit weiteren Sensoren, wie z.B. Thermocouples mit integrierter Verstärkerschaltung, erweiterbar ist.

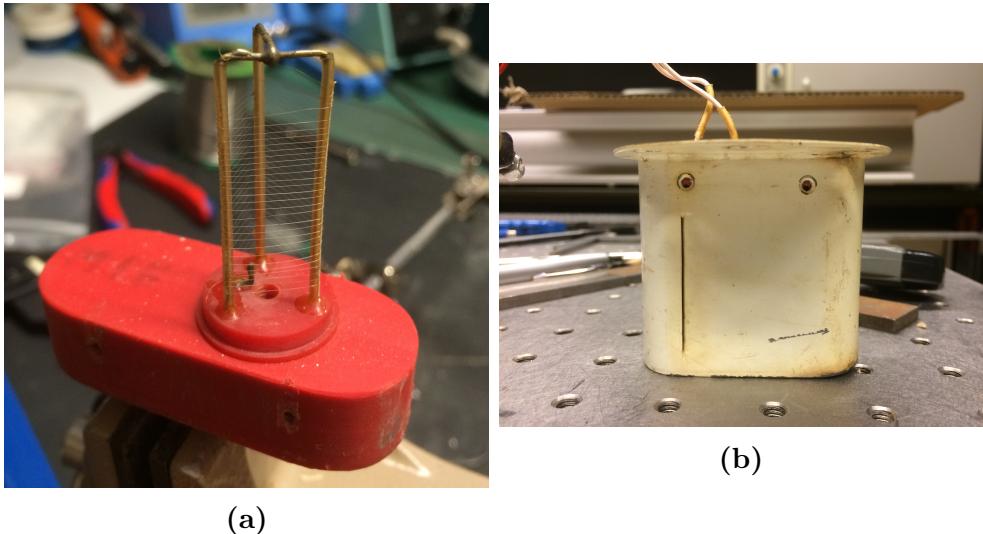


Abb. 3.6: (a): Gewickelter Pt100 des Reflow-Sensors. (b): Reflow-Sensorgehäuse. Die Flugrichtung beider Bilder ist links.

3.2 Messflugzeug Schleicher ASK 16

Als Instrumententräger kommt der Motorsegler ASK 16 (Alexander Schleicher GmbH, Poppenhausen, Deutschland) mit der Registrierung D-KMET zum Einsatz. Ursprünglich im Jahr 1973 gebaut und von der Freien Universität Berlin angeschafft diente sie zunächst zur Erforschung mesometeorologischer Strukturen und Konvektion. Sie wurde 2015 generalüberholt und für neuerliche Messflugeinsätze hergerichtet. Das in Gemischtbauweise gefertigte Flugzeug bietet zwei Personen inklusive Pilot Platz und ist mit einem Verbrennungsmotor und dreifach verstellbaren Propeller ausgestattet, welcher in Segelstellung den motorlosen Segelflugbetrieb ermöglicht. Darüber hinaus besitzt es ein manuelles Einziehfahrwerk und Störklappensystem auf der Oberseite der Tragflügel. Letzteres dient zur raschen Reduktion der Fluggeschwindigkeit oder zur Erhöhung der Sinkrate und wird insbesondere im Landeanflug eingesetzt. Weitere wichtige, flugtechnischen Eigenschaften sind in der Tabelle 3.2 ausgeführt.

Unterhalb der beiden Flügel befindet sich Aufnahmeholme für zwei Tanks, die im Falle der D-KMET zu Instrumententrägern (Wingpods) umfunktioniert und innerhalb von wenigen Minuten demontierbar sind. Während auf der linken Seite eine Multispektral-



Abb. 3.7: Schleicher ASK 16 der FU Berlin (D-KMET) mit linken Wingpod unterhalb des Tragflügels. Aufgenommen am 15. August 2017, Flugplatz Neubrandenburg-Trollenhagen.

Tab. 3.2: Technische Daten der Schleicher ASK 16 ([Alexander Schleicher GmbH, 2018](#)).

Eigenschaft	Einheit
Spannweite	16.0 m
Leermasse	470 Kg
max. Abflugmasse	750 Kg
Sitzplätze	2
Gleitzahl	25
Startleistung	50 kW (68 PS) bei 3600 U min ⁻¹
Mindestfluggeschwindigkeit	17.8 m s ⁻¹ (64 km h ⁻¹)
Höchstgeschwindigkeit	56 m s ⁻¹ (200 km h ⁻¹)
typ. Messgeschwindigkeit	42 m s ⁻¹ (150 km h ⁻¹)

sowie Thermalkamera des *Deutschen GeoForschungszentrums* (GFZ) montiert ist, trägt die rechte Seite die Mehrlochsonde mit den dazugehörigen Sensoren. Beide Pods werden über die bordeigene Stromversorgung mit $U = 12$ V versorgt und sind mit einem ins Cockpit reichenden Netzwerkkabel ausgestattet. Primär stellt die Batterie den Strom bereit und wird im Motorbetrieb durch einen Generator gestützt. Am Boden kann eine externe Quelle angeschlossen werden. Das Zuschalten der Wingpods ans Bordnetz erfolgt über einen im Cockpit befindlichen Schalter. Zur Minimierung der Stromstärke der bordeigenen (Starter-)Batterie und zum Vermeiden von Überspannungen im Bordnetz während des Motorstartvorgangs, ist es bei Fluggeräten gängige Praxis, den Stromfluss durch das Abschalten nicht notwendiger Verbraucher zu begrenzen. Aus diesem Grund müssen die Wingpods während des Startvorgangs abgeschaltet werden.

Im Laufe des Juni 2018 wurde die Instrumentierung um einen hinter beiden Sitzen untergebrachten Gasanalysator (G2311-f, Picarro Inc., Santa Clara, USA) erweitert. Zur Verringerung der Zuladungsmasse wurde die standardmäßige Saugpumpe des Analysators durch ein leichteres Modell eines anderen Herstellers mit ähnlicher Leistungscharakteristik ersetzt. Die Gewichtsbeschränkungen lassen es dennoch nicht zu, das Flugzeug mit zwei Personen und für eine mehrstündigen Messflug erforderliche hinreichenden Kraftstoffmenge zu beladen. Im Cockpit ist über ein Tablet die Bedienung der graphischen Benutzeroberflächen der jeweiligen Wingpods möglich. Wegen der Ein-Mann-Flugkonfiguration wird die arbeitsaufwendige Initialisierungscheckliste der Messgeräte von der assistierenden Bodencrew per WLAN-Verbindung zu den Wingpods bewerkstelligt. Vor Einbau des Gasanalysators übernahm diese Arbeit eine zweite mitfliegende Person.

3.3 Aufbau des Wingpods

Der aus GFK gefertigte Wingpod besteht aus zwei verschraubbaren Ellipsoidhälften und ist über einen Stahlholm mit dem rechten Flügel der ASK 16 verbunden. An der Vorderseite des Wingpods ragt die um ca. 5° nach oben zeigende 5HP heraus (Abb. 3.8c).

Auf den Innenseiten beider Hälften sind Stege aus Aluminium eingearbeitet, an denen sich Trägerplatten aus Stahlblech anschrauben lassen, welche die Sensoren tragen (Abb. 3.8a). Der Wingpod war ursprünglich mit Sensortechnik (div. Drucksensoren, *HUMI-CAP*- und Lyman- α -Feuchtesensor, Taupunktspiegel) aus den 1970'er und 80'er Jahren ausgestattet. Zugunsten modernerer Sensortechnik sind die alten Exemplare entfernt und neue Trägerplatten zum Aufschrauben der neuen Sensoren im Laufe des Herbstes 2016 angefertigt worden. Über einen TAT-Sensorgehäuse (Rosemount 102E, Rosemount Inc., Shakopee, USA), der an der linken Seite angebracht ist, wird Außenluft in einer aus vorheriger Nutzung übernommenen Messkammer aus Aluminium innerhalb des Wingpods geleitet, an welcher ein kapazitiver Feuchte- und Temperatursensor (HMT311, Vaisala, Helsinki, Finnland) eingeschraubt ist (Abb. 3.8b). An der unteren Wingpod-Hälfte ist das Reflow-Temperaturgehäuse mit dem Pt100-Draht befestigt. Dieser wurde ebenfalls aus dem Altbestand übernommen und nach einer Reinigung jedoch keiner Kalibrierung unterzogen. Der Großteil der Geräte (Druck, IMU, zweiter GPS-Empfänger, RPi 3 und Spannungsversorgung) sitzt in der oberen, die Pt100-Wandler und HMT311 in der unteren Schale. Die Spannungsversorgung des Wingpods ist gegen eine Stromstärke von 5 A abgesichert. Die Sensorgehäuse und Montageplatten sind mit der Masse der ASK 16 zur Verminderung möglicher, elektrischer Interferenzeffekte durch Funkgeräte o.ä. verbunden. Das Zuschalten der Spannungsversorgung bewirkt das sofortige Einleiten des Bootvorgangs des RPi 3 und Einschalten der Sensoren.

3.4 Software

Für das Messsystem existieren zwei Softwarepakete. Auf dem RPi 3 läuft zunächst eine in Perl geschriebene Loggersoftware *hgptools*, die sich entweder mit Hilfe eines Terminals oder eines Webinterfaces bedienen lässt. Die Loggersoftware ist als Deamon eingerichtet und startet automatisch nach dem abgeschlossenen Bootvorgang des RPi 3. Die Software ist u.a. in der Lage, über die seriellen Schnittstellen mit den Geräten zu kommunizieren und die Sensoren gemäß der gewünschten Ausgabemodi zu konfigurieren. Eine manuelle Initialisierung durch Angabe des momentanen Azimuthwinkels des Flugzeugs muss jedoch über das Webinterface an die IMU eingeleitet werden, damit sie den *Alignment*-Prozess abschließen und ihre Position finden kann. Die Loggersoftware führt eine CRC-Prüfung *Cyclic Redundancy Check: zyklische Prüfsumme*. der an kommenden Datenströme durch, versieht den Ausgabestrom der Sensoren jeweils mit einem Zeitstempel des RPi 3 ($T_{S,i}$, siehe Kap. 4.1.2) und schreibt sie im ASCII-Format auf eine SD-Karte. Zum jetzigen Stand ist eine Live-Anzeige des am Flugzeug vorherrschenden Windes noch nicht möglich, wird aber wegen der künftigen Ein-Mann-Besetzung noch implementiert.

Für das anschließende Postprocessing, bzw. der eigentlichen Windvektorberechnung, ist

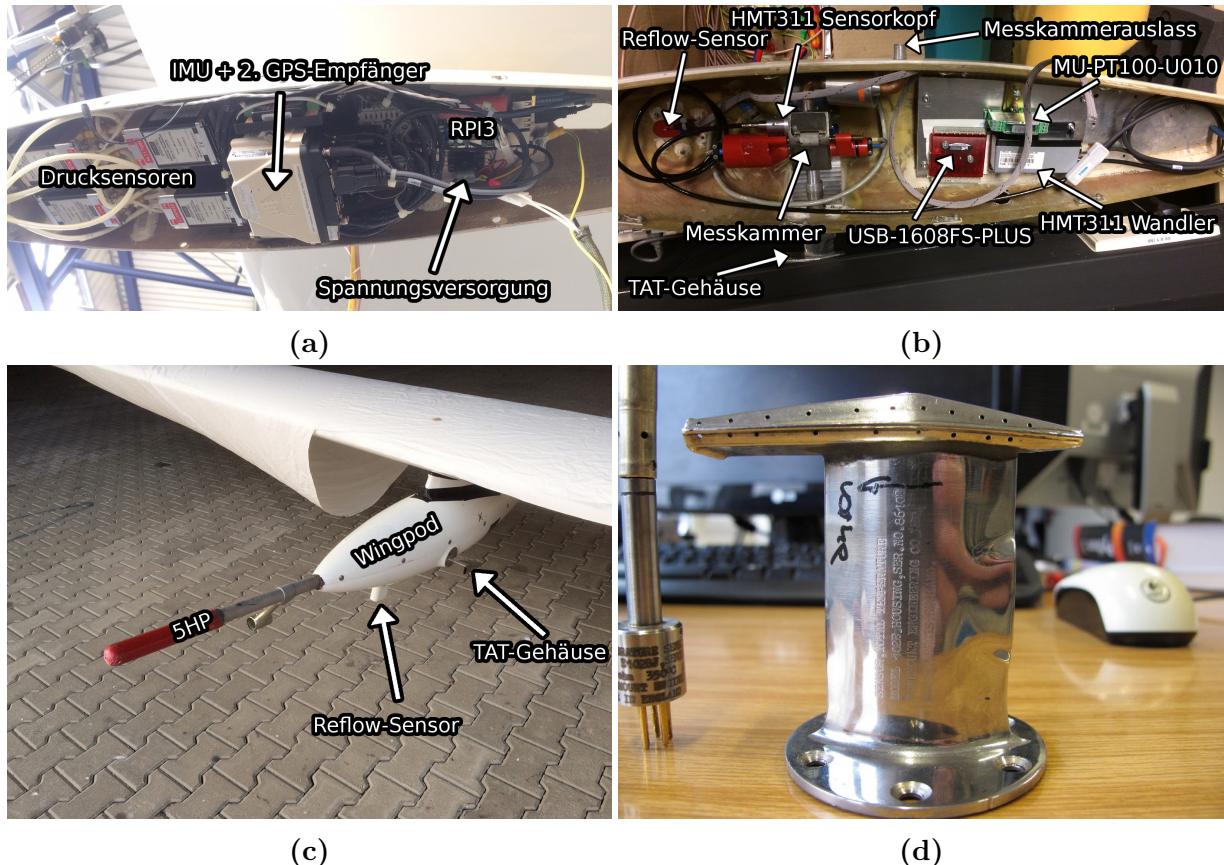


Abb. 3.8: (a): Obere Wingpod-Hälfte im montierten Zustand. Die offene Seite zeigt in Richtung Boden. (b): Untere Wingpod-Hälfte. (c): Montierter und geschlossener Wingpod mit 5HP und roter Schutzkappe unter dem rechten Tragflügel der ASK 16. (d): TAT-Gehäuse. die Flugrichtung ist auf allen Bildern links.

im Rahmen der Masterarbeit die in Python geschriebene Software *wingpod_proc* entwickelt worden. Sie übernimmt die folgenden Aufgaben in der aufgeführten Reihenfolge:

1. Einlesen der Rohdatendateien im ASCII-Format
2. Filtern unplausibler Werte und nicht benötigter Datenfelder
3. relative und absolute, zeitliche Synchronisierung der Datenströme (Details siehe Kap. 4.1)
4. Anwendung von Korrekturen (siehe Kap. 4.2)
5. Berechnung des dreidimensionalen Windvektors (siehe Kap. 2.2.4)
6. Berechnung zusätzlicher meteorologischer Größen (z.B. Luftdichte, potenzielle Temperatur)
7. Export als kmz-Datei für *Google Earth* und im csv-Format

Neben den aufgezählten Kernaufgaben, ist sie so konzipiert, dass sie mit möglichst wenig Einarbeitungszeit durch Dritte verwendbar ist. Dazu ist sie prozedural aufgebaut, durch das sequentielle Prozessieren der Daten relativ einfach um weitere Funktionen erweiterbar und mit einer möglichst verständlichen Code-Kommentierung versehen. Mit zwei separaten Konfigurationsdateien lässt sich die Software konfigurieren bzw. die Kalibrierkonstanten eintragen.

Die Durchführung der Kalibrierung erfolgt mit Hilfe von weiteren Prozeduren in separaten Jupyter-Notebooks auf Basis von Python. Sie sind nach den jeweiligen Kalibrierungskoeffizienten getrennt, greifen auf das *wingpod_proc*-Paket zurück und geben die Koeffizienten heraus. Der Benutzer muss dazu in der Konfigurationsdatei den genauen Zeitrahmen definieren, wann die Kalibrierungsmanöver durchgeführt werden sind.

4 Methodik zur Kalibrierung der Fünflochsonde

Es reicht nicht aus, sich auf die Messwerte der im Labor kalibrierten Sensoren zu verlassen und die am Flugzeug erhobenen Messwerte ohne Korrekturen zur Berechnung des 3D-Windes heranzuziehen. Zum einen, weil die Messwerte der Sensoren im Laufe der Zeit durch Alterung oder Temperatureinflüsse während des Betriebs driften können und auf diesem Wege die bei einer Kalibrierung proklamierten Messunsicherheiten sich vergrößern. Hinzu kommt, dass dynamische Effekte, wie Vibratoren und Beschleunigungen, Einfluss auf die Messwerte nehmen können, die laborseitige Kalibrierungen nicht oder ungenügend abbilden. Weiterhin ist die relative Synchronisierung der einzelnen Sensorsysteme zu gewährleisten, selbst wenn die Sensoren durch aktive, synchronisierte Abfrageereignisse ausgelesen werden. Die jeweils sensorinterne Prozessierung nimmt unterschiedliche Zeiten in Anspruch. [Bögel und Baumann \(1991\)](#) zeigten mit ihrem vergleichbaren Messsystem, dass eine relative Asynchronität zwischen IMU und Drucksensoren von 0.02 s den Fehlerbetrag des Vertikalwindes während durchgeführter Pitch-Oszillationen von 0.074 m s^{-1} auf 0.12 m s^{-1} erhöht.

Aus Kontinuitätsgründen trägt die Umströmung des Flugzeugs und der 5HP selbst zu einer signifikanten, systematischen Modifikation des Druck- und Strömungsfeldes rund um das Flugzeug bei, wodurch für jeden spezifischen Messaufbau, bzw. Montageort des Sensorsystems am Flugzeug, eine eigene Kalibrierung am Gesamtsystem vorgenommen werden muss. Der Kalibrierungsprozess muss in Abhängigkeit der geforderten Messgenauigkeit des Windes sorgfältig durchdacht und die nötigen Korrekturmaßnahmen durch möglichst gezielte Isolation relevanter Fehlerquellen durchgeführt werden, was sich aber wegen der Vielzahl der Sensoren und dynamischer Einflussgrößen bereits für relativ einfache Korrekturen als aufwendig erweist ([Drüe und Heinemann, 2013; Mallaun et al., 2015](#)).

4.1 Synchronisierung der IMU und Drucksensoren

Bei der asynchronen Akquisition der Messwerte ist es unvermeidlich, dass im Zuge der analog-digital-Konvertierung und Kommunikation über die Kommunikationsschnittstellen Zeitverzögerungen (Latenzen, engl. *Timelags*) auftreten. Diese müssen für jeden Sensor oder -gruppe individuell bestimmt und korrigiert werden, um die Datenströme möglichst genau zu synchronisieren und dadurch die Fehlervarianz der errechneten Windkomponenten zu minimieren. Daher ist zunächst ein tiefgreifendes Verständnis der Hard- und Softwareinteraktionen des spezifischen Gesamtsystems nötig. Maßgeblich ist die relative Synchronität zwischen Drucksensoren und der IMU. Die Korrektur der Latenzen muss im Kalibrierungsprozess des Gesamtsystems als ersten Schritt durchgeführt werden. Alternativ ist allerdings auch ein kombiniertes Verfahren zur Bestimmung der Latenzen und aerodynamischen Kalibrierkoeffizienten in einem einzigen iterativen Verfahren, wie [Bögel](#)

und Baumann (1991) zeigten.

In den folgenden Unterkapiteln werden zur Quantifizierung einiger Zeitgrößen auf Flugdaten zurückgegriffen. Die Flüge werden allerdings erst in Kap. 5 detailliert erläutert.

4.1.1 Latenz und Jitter

Ändert sich eine Zustandsvariable (z.B. Druck) zu einem Zeitpunkt t_i , die an einem Sensorelement vorherrscht und von diesem erfasst werden soll, vergeht eine gewisse Zeit, bis sich das Element an den Zustand angepasst hat und folgend als t_{res} bezeichnet wird. Der Zustand des Sensorelements x_i wird in regelmäßigen Zeitschritten in ein digitales Signal konvertiert, welches anschließend über die Kommunikationsschnittstellen des Sensors zur Verfügung steht. Bis dahin vergeht zusätzlich eine Zeit t_{kon} . Im letzten Schritt liest die Loggersoftware des RPi 3 die Kommunikationsschnittstelle aus und versieht den digitalen Messwerten x_i einen Zeitstempel mit der Systemzeit $t_{S,i}$, wobei der Zeitstempel nicht der wahren Zeit entspricht und um die Differenz t_d von der Realzeit t_i abweicht. Auch in diesem Schritt vergeht eine weitere Zeit t_{kom} . In der praktischen Anwendung der *hgpstools*-Software zeigt sich, dass diese Latenzen aufgrund der USB-Schnittstellen, über die die Sensoren jeweils angeschlossen sind und seriell ausgelesen werden, nicht konstant sind, weshalb die Verzögerungen t_{kom} für jeden Messwert i -ten Index' individuell bestimmt werden müssen. Dieses unstetige, zufällige Verhalten wird als *Jitter* bezeichnet. Zudem neigt t_d zur Drift, da der taktgebende Quarzoszillator des RPi 3 auf Umgebungstemperaturen reagiert. Ein individueller Messwert x_i einer gesamten Messreihe X wird also mit folgendem Zeitstempel versehen:

$$t_{S,i} = t_i + t_{d,i} + \underbrace{t_{res} + t_{kon,i} + t_{kom,i}}_{t_{lat,i}} \quad (4.1)$$

Wobei die letzten drei Terme zur Gesamtlatenz $t_{lat,i}$ zusammengefasst werden können. Im ersten Schritt muss also überlegt werden, den unregelmäßigen Charakter von $t_{lat,i}$ zu eliminieren. Dazu genügt es, $t_{lat,i}$ und $t_{d,i}$ zu mitteln, womit eine neue Zeitstempelserie $\hat{t}_{S,i}$ generiert wird:

$$\hat{t}_{S,i} = t_i + \hat{t}_{d,i} + \overline{t_{lat}} \quad (4.2)$$

Entscheidend ist hier die Art der Mittlung. Während t_{lat} als konstant angenommen werden kann und daher arithmetisch gemittelt wird, genügt dies für $t_{d,i}$ nicht, da eventuelle Drifteffekte völlig unberücksichtigt blieben. Gerade in der fliegerischen Praxis ist dies wegen der stark höhenabhängigen Umgebungstemperaturen und relativ hohen Empfindlichkeit des taktgebenden Quarzoszillators des RPi von Relevanz. Ferner kann ein Maß formuliert werden, welches die Unregelmäßigkeit von t_{lat} quantifiziert. Berechnet man die Zeitinter-

Tab. 4.1: Übersicht der mittleren Aufzeichnungsintervalle t_{int} und Standardabweichung σ_{jit} in 10^{-3} s für alle Sensorarten und Logs. $\sigma_{\hat{jit}}$ bezeichnet das Jittermaß nach der gleitenden Mittlung innerhalb eines 60 sekündigen Zeitfensters. Die Daten basieren auf den ersten Messflug des 15. August 2018.

Gerät	Log	Formelzeichen	t_{int} in 10^{-3} s	σ_{jit} in 10^{-3} s	$\sigma_{\hat{jit}}$ in 10^{-3} s
CPT6100	p_alp	Δp_α	20.26	7.07	0.01
	p_bet	Δp_β	20.31	7.10	0.01
	p_alt	p_s	20.24	7.05	0.01
	p_spd	q	20.27	7.06	0.01
SPAN-IGM-A1	nova0	$(t, \dot{\Theta}, \ddot{\Psi}, \ddot{x'}, \ddot{y'}, \ddot{z'})$	50.00	4.30	0.01
	nova1	$(t, \text{lat}, \text{lon}, h, v_x, v_y, v_z, \Psi, \Theta, \Phi)$	50.00	6.39	0.01
HMT311	hmt	(T, r_F)	535.09	9.41	1.30
USB-1608FS-PLUS	usb1608	U	20.00	0.06	0.01

vallreihe sukzessiver Zeitstempel $t_{int,i} = t_{S,i} - t_{S,i-1}$ und vernachlässigt den kurzzeitigen Drift von $t_{d,i}$, lässt sich über deren Standardabweichung σ_{jit} der Jitter von t_{lat} quantifizieren. Da σ_{jit} der RPi-Zeitstempel teilweise nur eine Größenordnung kleiner als die Aufzeichnungsintervalle t_{int} sind und sich auf das Frequenzspektrum des späteren Windvektors auswirken könnte, werden die RPi-Zeitstempel in der Prozessierung der Rohdaten innerhalb eines gleitenden Zeitfensters von 60 s geglättet. Dieser frei gewählte Wert stellt sicher, dass die über den Verlauf eines gesamten Fluges vorherrschende Drift bezüglich t_d erhalten bleibt, σ_{jit} jedoch auf eine vernachlässigbar geringe Größenordnung reduziert. In Bezug auf die Erläuterungen in Kap. 4.1.1, sind in Tab. 4.1 die (gesamt-)durchschnittlichen Aufzeichnungsintervalle t_{int} und deren Standardabweichung vor (σ_{jit}) und nach der Mittlung ($\sigma_{\hat{jit}}$) für die entsprechenden Logs eines Fluges dargestellt. Zu beachten ist, dass σ_{jit} abhängig von der hardwareseitigen Auslastung des RPi und Flugdauer von Flug zu Flug um etwa $\pm 0.05 \cdot 10^{-3}$ s variieren kann.

4.1.2 Synchronisierung der System- mit der GPS-Zeit

Im nächsten Schritt werden die Unix-Zeitstempel des RPi zur empfangenen GPS-Zeit der Novatel-Logs korrigiert. Dies ist nötig, da der RPi seine Zeit im ausgeschalteten Zustand nicht speichern kann und im zeitlichen Verlauf driftet. Vor Beginn eines Fluges ist daher nie sicher, wie genau sich die Unix-Zeitstempel zur realen Zeit verhalten und daher um $t_{d,i}$ von der als real angenommenen GPS-Zeit abweichen.

In den Logs nova0 und nova1 sind jeweils zwei GPS-Zeitstempel hinterlegt, wobei sich der erste GPS Zeitstempel gnss_time_1 auf den Zeitpunkt der Datenausgabe bezieht. Der zweite GPS-Zeitstempel gnss_time_2 bezieht sich auf den Zeitpunkt des Sensorsamplings und ist daher jüngeren Datums und weicht um $t_{kon} = 21.4 \pm 2.3 \cdot 10^{-3}$ s von der gnss_time_1-Zeit ab. Da die Samplingrate der Beschleunigungssensoren mit 200 s^{-1} gegenüber der Ausgaberate von 20 s^{-1} abweicht, ist der zeitliche Abstand zwischen den beiden GPS-Zeiten teilweise unstetig.

Zur Bestimmung von $\hat{t}_{d,i}$ wird daher die deutlich stabilere Zeit `gnss_time_1` des nova0-Logs, der den geringsten Jitter aufweist, als wahre GPS-Referenzzeit genommen ($t_i = t_{GPS,i}$). Wird der RPi-Zeitstempel nun geglättet ($\hat{t}_{S,i}$) und die Differenz zu $t_i = t_{GPS,i}$ gebildet, erhält man durch einfaches Umstellen von (4.2) und Einsetzen:

$$\hat{t}_{d,i} \approx \hat{t}_{d,i} + \overline{t_{kom}} = \hat{t}_{S,i} - t_{GPS,i} \quad (4.3)$$

Die `gnss_time_1`-Zeit bezieht sich im Gegensatz zur `gnss_time_2` nicht unmittelbar auf den Messzeitpunkt, weshalb $t_{res} + t_{kon,i} = 0$ gesetzt wurde, bzw. $\overline{t_{lat}} = \overline{t_{kom}}$. Da die Kommunikationslatenz $\overline{t_{kom}}$ nicht bestimmbar ist, gilt $\hat{t}_{d,i} \approx \hat{t}_{d,i} + \overline{t_{kom}}$. Die im zeitlichen Verlauf driftende, gleitend gemittelte Zeitdifferenz $\hat{t}_{d,i}$ kann also wegen der nicht bestimmmbaren Unbekannten $\overline{t_{kom}}$ nicht endlich genau bestimmt werden, überschreitet aber $\overline{t_{kom}} < 1$ s nicht und ist für die absolute Synchronisierung zu vernachlässigen. Der exemplarische, zeitliche Verlauf der Zeitdifferenz $\hat{t}_{d,i}$ zwischen der GPS-Zeit `gnss_time_1` ($t_{GPS,i}$) aus dem nova0-Log zu den zugehörigen RPi-Zeitstempeln kann in Abb. 4.1 vor (farbig schattiert, $t_{S,i}$) und nach der Glättung des RPi-Zeitstempels (weiße Linie, $\hat{t}_{S,i}$) betrachtet werden. Deutlich ist die Drift erkennbar, die jedoch einen Betrag von 0.01 s nicht überschreitet, sowie das sehr unstetige Verhalten der Zeitdifferenzen (Jitter) der individuellen Zeitstempel (schattiert). Der geglättete Zeitstempel weist dennoch einen verbleibenden Jitter auf, der in Tab. 4.1 für den nova0-Log mit $\sigma_{\hat{t}_{d,i}} = 0.01 \cdot 10^{-3}$ s quantifiziert wurde.

Die nun bestimmte Zeitdifferenzreihe $\hat{t}_{d,i}$ mit den zugehörigen, geglätteten Systemzeitstempeln $\hat{t}_{S,i}$ wird schließlich verwendet, um die asynchronen Logs der anderen Sensoren durch Interpolation auf die Realzeit zu korrigieren. Was bleibt ist der jeweilige $\overline{t_{lat}}$ der übrigen Sensoren, deren Bestimmung und Korrektur im Folgenden erläutert wird.

4.1.3 Relative Synchronisierung der Sensoren

Da während der durchgeführten Flüge keine hinreichend schnell reagierenden Temperatur- und Feuchtesensoren zur Verfügung standen, wird $\overline{t_{lat}}$ dieser Sensoren (HMT311 und RedLab USB1608 mit Pt100) vernachlässigt. Hingegen ist es besonders wichtig, die Latenz der Druckmesswerte relativ zur IMU zu bestimmen, da es ansonsten bei erhöhten Winkelgeschwindigkeiten des Flugzeugs, wie sie im Kurvenflug oder turbulenten Flugbedingungen vorherrschen, zu systematischen Fehlern in der Windberechnung führen. Die zu bestimmende relative Zeitdifferenz $\overline{t_{lat,r}}$ ist definiert als:

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} - \overline{t_{lat,IMU}} \quad (4.4)$$

Da die unmittelbaren IMU-Messwerten mit dem Zeitstempel `gnss_time_2` mit $\overline{t_{lat,IMU}} = 0$ versehen werden, gilt:

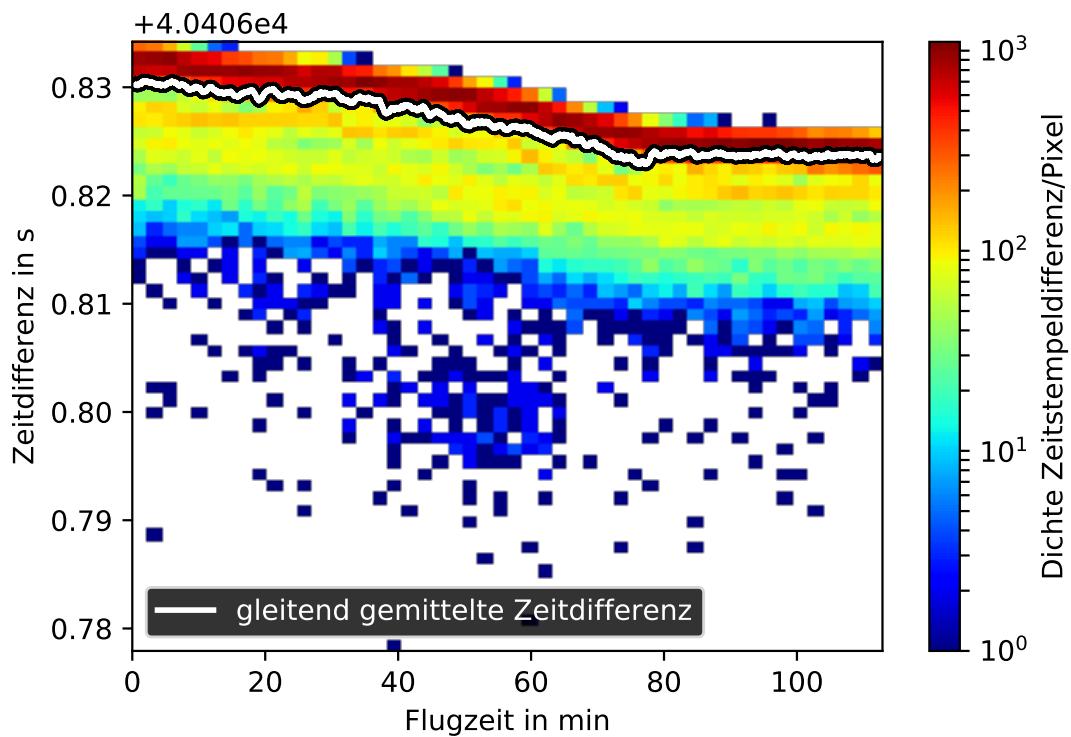


Abb. 4.1: Zeitlicher Verlauf der Differenz zwischen den GPS-Zeitstempeln $gnss_time_1$ des nova0-Logs ($t_{GPS,i}$) zu den RPi-Zeitstempeln vom ersten Messflug des 15. August 2017. In weiß der geglättete RPi-Zeitstempel über ein Zeitfenster von 60 s.

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} \quad (4.5)$$

Im nächsten Schritt muss überlegt werden, wie die relative Latenz zwischen der IMU und den Drucksensoren bestimmt werden kann.

Eine Möglichkeit bietet die Kreuzkorrelation bestimmter IMU- und Druckmesswerte, für die eine starke Korrelation erwartet werden kann. Für zwei voneinander unabhängige Messreihen $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ und $Y = (y_1, y_2, \dots, y_n)$, die jeweils zu einem gemeinsamen Zeitpunkt t_i gemessen werden, ist nach [Wilks \(2011\)](#) die gewöhnliche Pearson-Korrelation wie folgt definiert:

$$R_{xy} = \frac{Cov(X, Y)}{\sigma_x \sigma_y} = \frac{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n [(x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})]}{\left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \right]^{1/2} \left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2 \right]^{1/2}} \quad (4.6)$$

Die Messwerte werden nun miteinander kreuzkorreliert, d.h. die Messreihe Y um den Indexwert k verschoben, sodass $X_v = (x_1, x_2, \dots, x_{n-k})$ und $Y_v = (y_{1+k}, y_{2+k}, \dots, y_n)$. Die Latenzzeit $\tau = t_{int} \cdot k_{max}$ ist dann bestimmt, wenn ein k innerhalb eines zu schätzenden Verschiebungsbereichs $D := [0, k_{end}] = \{k \in \mathbb{N} \mid 0 \leq k \leq k_{end}\}$ gefunden wurde, für das R_{xy} maximal ist:

$$k_{max} = \operatorname{argmax}_{k \in D} \left[\frac{\frac{1}{n-k-1} \sum_{i=1}^{n-k} [(x_i - \bar{x})(y_{i+k} - \bar{y})]}{\left[\frac{1}{n-k-1} \sum_{i=1}^{n-k} (x_i - \bar{x})^2 \right]^{1/2} \left[\frac{1}{n-k-1} \sum_{i=1}^{n-k} (y_{i+k} - \bar{y})^2 \right]^{1/2}} \right] \quad (4.7)$$

Für die Druckdifferenzsensoren p.alp und p.bet, welche identischer Bauart sind, wird zur Bestimmung von τ die vertikale Beschleunigung \ddot{z}' im Bezug zum lokalen Koordinatensystem der IMU aus dem nova0-Log mit den gemessenen Druckdifferenzen Δp_α kreuzkorreliert. Der Zusammenhang liegt zumindest theoretisch nahe, da in der Profilaerodynamik Auftriebsbeiwert c_a direkt proportional zum Anstellwinkel α ist ([Anderson, 2010](#)):

$$c_a = \frac{F'}{ql_s} = 2\pi(\alpha - \alpha_0) \quad (4.8)$$

Wobei F' die spannweitennormierte Auftriebskraft, l_s die Sehnenlänge eines zweidimensionalen Profils und α_0 der Nullauftriebwinkel eines asymmetrischen, schlanken Profils ist.

Durchfliegt das Flugzeug nun einen *Eddy* mit $w' > 0$, bewirkt dies eine Anstellwinkel- und damit Auftriebserhöhung, infolgedessen es entlang der z' -Achse beschleunigt. Zu berücksichtigen ist jedoch, dass die Spitze der 5HP über die Vorderkante des Tragflügels ragt und daher die Anstellwinkeländerung hier als erstes ansetzt. Beim Durchfliegen eines solchen *Eddies* setzt die Vertikalbeschleunigung demnach nicht gleichzeitig mit der

gemessenen Anstellwinkel erhöhung ein, sondern wächst durch die ungleichmäßige Druckbeiwertverteilung des Tragflügels an, bis der gesamte Tragflügel vollständig in den *Eddy* eingeflogen ist.

Zur Vereinfachung wird daher der bereits eingeführte Abstand l zwischen der IMU, welche sich ungefähr auf 1/3 der lokalen Profiltiefe befindet, und der Spitze der 5HP angesetzt. Beim Durchfliegen eines Eddies setzt die Vertikalbeschleunigung demnach mit folgender Zeitverzögerung ein:

$$t_l = \frac{l}{v_m} \quad (4.9)$$

Diese muss zur relativen Latenz addiert werden, sodass schließlich gilt:

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} - t_l \quad (4.10)$$

Für den Drucksensor p_alt muss ein anderer IMU-Messwert zur Korrelation herangezogen werden. Da der Luftdruck sich mit der Höhe verringert, liegt es nahe, die gemessene Druck- mit der Höhenänderung zu korrelieren ($-\frac{dp}{dt} \propto \frac{dz}{dt}$). Dazu wurde die gemessene Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs im Bezug zum lokalen Erdkoordinatensystem w' mit der ersten zeitlichen Ableitung des gemessenen statischen Drucks korreliert.

Für den verbliebenen Drucksensor p_spd liegt ebenfalls der Ansatz nahe, die Vertikalbeschleunigung \ddot{z}' als Referenz heranzuziehen. Fliegt das Flugzeug in einen *Eddy* mit $(u', v') > 0$, führt das gemäß Formel 4.8 zu einer Erhöhung von q und damit einer vertikalen Beschleunigung.

4.2 Druckmessungen

4.2.1 Externe Einflüsse auf die Drucksensoren

Die Messwerte der verwendeten Drucksensoren unterliegen externen Einflüssen, die in diesem Abschnitt genauer untersucht werden sollen. Ziel ist es, durch isolierte Tests Messfehler zu provozieren und hinsichtlich ihrer Relevanz bei der Fehlerspezifikation des Outputs, d.h. des berechneten Windvektors, zu diskutieren bzw. falls erforderlich zu quantifizieren. Als isolierbare, extern wirkende Fehlerquellen werden die Umgebungstemperatur und Beschleunigungen betrachtet. Von besonderem Interesse ist dabei der Einfluss der Temperatur auf die Messwerte, da die elektronisch geregelte Temperaturkompensation der Drucksensormesswerte nach Angaben des Hersteller nur in einem Bereich von 15°C bis 40°C die angegebene Genauigkeit von 0.01% FS sicherstellt. Weiterhin konnte der Hersteller auf Rückfrage keine Angaben zur Fehlercharakteristik bei mechanischen Vibrationen oder Beschleunigungen machen.

Die Messwerte der Druckdifferenzsensoren p_i können mit linear kombinierten, voneinander

unabhängigen Korrekturfunktionen zu p_c korrigiert werden:

$$p_c = p_i + p_{i,0} + f_T(p_i, T_g) + f_a(p_i, \dot{v}_a') \quad (4.11)$$

Mit dem zu bestimmenden Nullpunktswert $p_{i,0}$ und den Korrekturfunktionen f_T , sowie f_a , die von der Sensortemperatur T_s , respektive der Beschleunigungen \dot{v}_a' im Bezug zum Flugzeug und dem gemessenen Druckwert p_i abhängig sind. Die Drucksensoren hängen im montierten Zustand mit dem Label zum Boden zeigend an der ASK 16 (Abb. 3.8a) und weichen in ihrer dortigen Lage von der Positionierung im Kalibrierungslabor der DAkkS gemäß des Messprotokolls ab [nochmals überprüfen], der zu einem Offset $|p_{i,0}| > 0$ mbar führt. Hinzu kommen altersbedingte Drifteffekte der Drucksensoren, wobei die Linearität im montierten Zustand nicht mehr nachprüfbar ist. Zur Vereinfachung von 4.11 kann der lagebedingte Offset und die Sensordrift in $p_{i,0}$ für die Druckdifferenzsensoren zusammengefasst und vor jedem Messflug nach Ablauf einer Warmup-Zeit in Ruhelage bestimmt werden. Die Gehäusetemperatur der Drucksensoren wurden während der bisherigen Flüge nicht gemessen, weshalb T_s durch die gemessene Außentemperatur T ersetzt werden kann. Hierbei muss eine eventuelle zeitliche Hysterese der Temperatur durch thermische Anpassung des Wingpods sich ändernde Außentemperaturen berücksichtigt werden. Horizontale Beschleunigungskräfte sind gegenüber den auftretenden, vertikalen Lastvielfachen zudem vernachlässigbar gering, daher vereinfacht sich 4.11 zu:

$$p_c = p_i + p_{i,0} + f_T(p_i, T) + f_a(p_i, \dot{w}_a') \quad (4.12)$$

Womit nur die reine Vertikalbeschleunigung des Flugzeugs zu berücksichtigen ist.

4.3 Kalibrierung des statischen und dynamischen Drucks

Die Messung des statischen Drucks am Flugzeug ist keine triviale Aufgabe. Wie in der Luftfahrt üblich ist, wird sie über Druckbohrungen am Flugzeugrumpf gemessen (Statikport). Die Umströmung des Flugkörpers führt jedoch zu systematischen Abweichungen des statischen Drucks (Defekt), die von der längsgerichteten Position des Druckports abhängig sind (Positionsfehler, [Brown \(1988\)](#)). Selbst Geometrie der Bohrung verursacht einen Druckdefekt ([Gracey, 1957](#)). Idealerweise wird ein Druckport so angebracht, dass der lokale statische Druck $p_{s,x}$ möglichst gleich dem (hydro-)statischen Umgebungsdruck ist und auf Fluglageänderungen in einem möglichst geringem Maße reagiert, wobei die Messung nie völlig störungsfrei ist. Aus diesem Grund wird für die Zertifizierung von Flugzeugen, aber auch bei der Kalibrierung des statischen Drucks an flugzeuggestützten Turbulenzmesssystemen, üblicherweise auf einen Schleppkegel (*trailing cone*) zurückgegriffen ([Brown, 1988](#)). Meist am oberen Ende des Seitenleitwerks angebracht, ragt ein Schlauch in hinreichender Entfernung hinter dem Flugzeug, wobei an dessen Ende ein Kegel ange-

bracht ist, der den Schlauch im Flug stabilisiert. Über kleine Öffnungen des Schlauches vor dem Kegel kann der statische Druck entnommen und mit im Rumpf installierten Drucksensoren als Referenzmessung herangezogen werden. Steht eine solche Messanordnung nicht zur Verfügung, kann auf eine Reihe alternativer Techniken zurückgegriffen werden, die auf ortsfeste Referenzmessungen in Bodennähe basieren. [Drüe und Heinemann \(2013\)](#) benennt eine Reihe von Möglichkeiten, u.a. das Vorbeifliegen an einem Messturm oder mit Hilfe eines Tiefpasses über eine Landebahn in verschiedenen Fluglagen und Konfigurationen, wie es bei der Zulassung von Kleinflugzeugen üblich ist. Steht im Flugzeug ein Radarhöhenmessgerät zur Verfügung, kann dieses referenzierend verwendet werden.

Der statische Druck am Wingpod wird den statischen Druckbohrungen der 5HP entnommen, wobei hier ein statischer Druckdefekt wahrscheinlich, der einerseits durch die lokale Umströmung der 5HP selbst, als auch die des Flugkörpers bedingt ist. In diversen Windkanaluntersuchungen untersuchte [Gracey \(1957\)](#) für eine Reihe unterschiedlicher Bauarten von Prandtlsonden den Positionsfehler in Abhängigkeit verschiedener Fluggeschwindigkeiten bzw. Reynolds-Zahlen sowie Anströmwinkel. Für Bauarten, die der Rosemount 858AJ hinsichtlich Abmessungen und Anordnung der Löcher verwandt sind, zeigen eine relativ geringe Empfindlichkeit gegenüber Schräganströmungen. Der relative Druckdefekt, der mit $\frac{\Delta p}{q} = \frac{p_{si} - p_s}{q}$ in der genannten Arbeit quantifiziert wurde, überschritt für Winkel von $\pm 20^\circ$ nicht 1%. Problematisch im Falle des Windpods ist jedoch, dass die 5HP verhältnismäßig kurz ist und Druckdefekte selbst bei längeren Nasenmasten stromauf des Tragflügels messbar sind ([Bögel und Baumann, 1991](#); [Drüe und Heinemann, 2013](#)). Hierbei spielt die Auftriebskoeffizient c_a eine maßgebliche Rolle, sodass der Defekt mit dem Anstellwinkel und dynamischen Druck verknüpft sein könnte. Für Radome-Bauarten ist der Einfluss jedoch so signifikant, dass eine zusätzliche Korrektur der Anströmwinkel nötig sein kann ([Tjernström und Friehe, 1991](#)). Eine weitere Störgröße kann die abgerufene Leistung der Triebwerke, bzw. Drehzahl und Anstellwinkel eines über Verstellpropeller angetriebenen Flugzeugs sein ([Tjernström und Friehe, 1991](#); [Mallaun et al., 2015](#)), die ebenfalls das statische Druckfeld beeinflussen.

Der angezeigte, lokale statische Druck $p_{s,i}$ wird üblicherweise mit einer geschwindigkeitsabhängigen, linearen Funktion in einen korrigierten statischen Druck $p_{s,c}$ überführt:

$$p_{s,c} = p_{s,i} - C_{s,q} q_i - p_{s,0} \quad (4.13)$$

$$q_c = q_i + C_{s,q} q_i + q_{i,0} \quad (4.14)$$

Die Kalibrierkonstante $C_{s,q}$ muss im Flug bestimmt werden, was im folgenden Abschnitt erläutert wird. q_i ist der unkalibrierte, lokale Staudruck, der am zentralen Staudruckport

anliegt. Der Offset-Wert $p_{s,0}$ kann am Boden durch den Vergleich mit einem Referenzdruckmesser bestimmt werden. Im Fall des verwendeten Sensors war dies während der Flugeinsätze nicht möglich, wobei Vergleichsmessungen mit dem am IfM der FU Berlin befindlichen Druckmessgeber nach einer entsprechenden Höhenkorrektur weniger als ± 1 hPa voneinander abwichen. Da sowohl die gemessenen Druckdifferenzen zur Bestimmung der Anströmwinkel und des Staudrucks vom statischen Druck abhängig sind, ist die Korrektur flugdynamischer Defekte von deutlich größerem Interesse, weshalb ein Fehler dieser Größenordnung akzeptabel ist. Der Offsetwert $q_{i,0}$ kann nach erfolgter Warmup-Phase des Staudruck-Sensors am Boden ermittelt werden.

$C_{s,q}$ kann durch das Ausführen bestimmter Flugmanöver unter der Annahme $d\mathbf{v}/dt = 0$ abgeschätzt werden. Die raum-zeitliche Stationarität des Windes ist am ehesten oberhalb der planetarischen Grenzschicht gegeben, weshalb dort die im Manöver bevorzugt auszuführen sind.

Reverse-Heading-Maneuver:

Das Flugzeug fliegt für eine Dauer von ca. 1 bis 2 min mit konstanter Geschwindigkeit und Flughöhe parallel zum Horizontalwind, wobei es anschließend eine 180° -Wende durchführt und den Track mit der selben Dauer zurückfliegt (Abb. 4.2a). Liegt ein statischer Druckdefekt > 0 vor, wird die Fluggeschwindigkeit v_{tas} unterschätzt, sodass der Betrag des errechneten Horizontalwindes $|\mathbf{v}_h|$ in Abhängigkeit der Flugrichtung unterschätzt (Gegenwind, Index G) bzw. überschätzt (Rückenwind, Index R), also $|\mathbf{v}_h|_R > |\mathbf{v}_h|_G$. Durch Variation von $C_{s,q}$ kann schließlich jenes $C_{s,q}$ gefunden werden, sodass $|\mathbf{v}_h|_R = |\mathbf{v}_h|_G$ gilt. Mehrmaliges Ausführen des Manövers verringert die Unsicherheit des Korrekturfaktors $C_{s,q}$.

Kreise:

Das Flugzeug hält Geschwindigkeit und Höhe, während es mehrere koordiniert geflogene Kreise ausführt (Abb. 4.2b). Ein statischer Druckdefekt führt zu Betrags- und Richtungsänderungen des berechneten Windvektors, sodass durch Variation von $C_{s,q}$ jener Wert gefunden werden kann, bei dem die Amplitude der Betragsänderung minimal wird. Das Manöver kann mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten und Drehrichtungen zur Validierung des ermittelten $C_{s,q}$ durchgeführt werden.

Wind-Viereck:

Ähnlich wie das *Reverse-Heading-Maneuver*, nur wird hierbei ein Viereck geflogen (Abb. 4.2c). Die Flugabschnitte, auf denen Seitenwind vorherrscht, können zusätzlich zur Korrektur des Anströmwinkels β verwendet werden.

Geschwindigkeitsvariation:

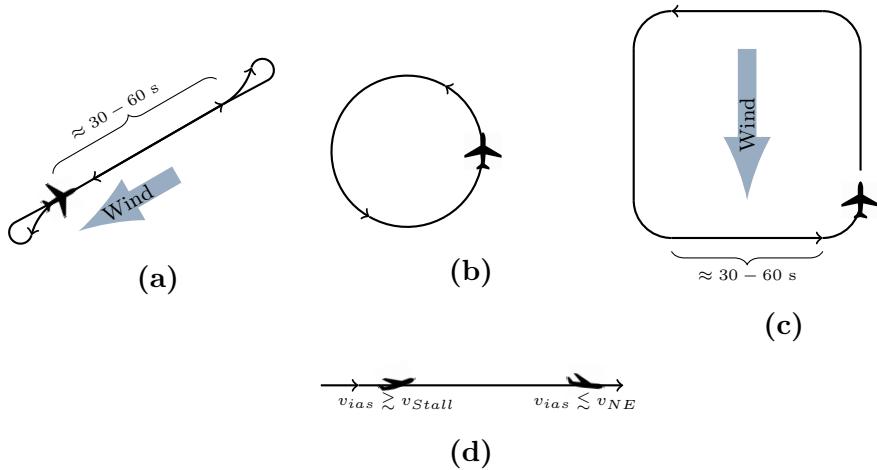


Abb. 4.2: Flugmanöver zur Kalibrierung des statischen Drucks. (a): Reverse-Heading-Maneuver, (b): Kreise, (c): Quadrate, (d): Variation der angezeigten Fluggeschwindigkeit v_{ias} .

Für dieses Verfahren gelte alternativ die Annahme $\nabla_h p(z) = \partial p(z)/\partial t = 0$, d.h. das statische Druckfeld sei stationär. Das Flugzeug hält eine konstante Höhe und Flugrichtung. Durch eine stufige Änderung der Motorleistung wird die angezeigte Fluggeschwindigkeit v_{ias} möglichst zwischen der maximal zulässigen Geschwindigkeit v_{NE} und bis kurz vor dem Strömungsabriss bei v_{Stall} angepasst und jeweils für einige Sekunden gehalten (Abb. 4.2d). Die stufige Änderung ist wegen des genannten Druckeffekts durch den Propeller idealerweise auszuführen, da sie die Messunsicherheit minimiert. Am Statikport kann die Änderung des angezeigten statischen Drucks $p_{s,i}$ in Abhängigkeit des lokalen angezeigten Staudrucks q_i gemessen werden. Der Einfluss kleinerer Höhenänderungen des Flugzeug während des Manövers werden mit der barometrischen Höhenformel kompensiert.

Mit den Verfahren der Geschwindigkeitsvariation wird nach Gleichung 4.14 zwar der statische Druckdefekt am Statik- und Staudruckport korrigiert, offen bleibt aber, wie weit q_c vom Staudruckdefekt allein beeinflusst wird. Die anderen Optimierungsverfahren zielen dagegen auf eine Minimierung der Winddifferenzen zwischen Rücken- und Gegenwindabschnitt durch ausschließliche Korrektur des statischen Drucks ab und werden üblicherweise mit einer konstanten Fluggeschwindigkeit geflogen. Daraus resultiert folglich eine Vermischung des statischen Druckdefekts mit dem Staudruckdefekts, sodass sich für andere Fluggeschwindigkeiten fehlerhafte Windmessungen ergeben könnten. Stattdessen ist es sinnvoller, das Geschwindigkeitsvariationsmanöver zur Bestimmung von $C_{s,q}$ auszuführen und anschließend die übrigen Manöver zur Korrektur des um den statischen Druckdefekt korrigierten Staudrucks q_c heranzuziehen. Dieser kann im einfachsten Fall durch eine Skalierung des statisch korrigierten Staudrucks erfolgen:

$$q_{cc} = q_c + C_{q,q} q_c \quad (4.15)$$

Der Koeffizient $C_{q,q}$ wird dann z.B. durch das oben beschriebene Reverse-Heading-Manöver bestimmt, in dem $C_{q,q}$ so lange variiert wird, die gemessenen Windgeschwindigkeiten der Rücken- und Gegenwindabschnitte gleich sind.

4.4 Kalibrierung der Anströmwinkelmessung

Im letzten Schritt müssen die Anströmwinkel α und β kalibriert werden. Zur Erinnerung, wie der Winkel aus den gemessenen Druckdifferenzen abgeleitet werden können, sei auf Formel 2.39 (siehe Kap. 2.2.7) verwiesen:

$$\alpha = \frac{1}{C_{k,\alpha}} \Delta \tilde{p} - \alpha_0$$

Ziel der Kalibrierung ist also, den Offsetwinkel α_0 bzw. β_0 , sowie die individuellen Sensitivitätsfaktoren $C_{k,\alpha}$ bzw. $C_{k,\beta}$ zu bestimmen. Der theoretische Erwartungswert ist mit $C_k = 0.079$ aus der Potentialtheorie herleitbar. Für die Offsetwinkel α_0 ist aufgrund der leichten, nach oben gerichteten Neigung der 5HP gegenüber der IMU ca. $\alpha_0 \approx 5.5$ deg und $\beta_0 \approx 0$ deg zu erwarten.

4.4.1 Bestimmung der Koeffizienten für α

In der Literatur werden verschiedene Herangehensweisen zur Bestimmung der Koeffizienten diskutiert. In [Williams und Marcotte \(2000\)](#) wird durch Variation der Fluggeschwindigkeit im Horizontalflug der Anstellwinkel alterniert und angenommen, dass $\alpha = \Theta$. Der angezeigte, unkorrigierte Anstellwinkel α_i wird anschließend gegen Θ aufgetragen und eine lineare Regression durchgeführt. Die gefundenen Parameter sind die gesuchten Korrekturkoeffizienten. Eine weitere, gängige Methode ist es, im Horizontalflug schnelle Oszillationen mit einer Periodendauer von ca. 5 s um die Querachse des Flugzeugs durchzuführen und so den Anstellwinkel auszulenken (Abb. 4.3). [Williams und Marcotte \(2000\)](#) weisen hin, dass schnell ausgeführte Oszillationen zu Beschleunigungsfehlern führen und der aerodynamische Zustand um das Flugzeug nicht stationär ist. Folglich sind die abgeleiteten Koeffizienten möglicherweise fehlerbehaftet und für den stabilen Horizontalflug nicht repräsentativ. Anderseits darf die Periodendauer nicht zu groß gewählt werden, da sich sonst die Fluggeschwindigkeit stärker variiert und der Anstellwinkel nicht stark genug ausgelenkt wird. In der Arbeit von [Wood et al. \(1997\)](#) wurde hingegen der Montagewinkel der 5HP variiert und so die Koeffizienten abgeleitet. Anschließende Oszillationsmanöver wurden jedoch zur Validierung durchgeführt.

Alle Methoden fußen auf mindestens der Annahme, dass der mittlere Vertikalwind verschwindet ($\bar{w} = 0$). Diese meteorologische Voraussetzung ist idealerweise bereits in der Flugplanung zu berücksichtigen. Wetterlagen und Orte, in denen mit meso- oder synoptischskaligen Vertikalbewegungen in der Atmosphäre zu rechnen ist, d.h. nahe Kon-

vergenzlinien, hochreichender Konvektion, orographischer Hebung, Schwerewellen etc., sind für eine biasfreie Bestimmung der Koeffizienten ungeeignet. Kurzfristige Fluktuationen des Vertikalwindes, wie sie beispielsweise in der bodennahen Grenzschicht zu finden sind, stellen wegen des im zeitlichen Mittel verschwindenden Betrags jedoch keine Einschränkung dar, erschweren aber die Abschätzung des Windmessfehlers, der aus reinen Oszillationsbewegungen resuliert. Den Manövern gemein ist, dass die gesuchten Koeffizienten im Postprocessing solange variiert werden, bis die Varianz des durch Formel 2.30 (unten) errechneten Vertikalwindes minimiert ist ([Bögel und Baumann, 1991](#); [Drüe und Heinemann, 2013](#); [Mallaun et al., 2015](#)).

Für die vorliegende Arbeit wird zu diesem Zweck zunächst eine einfache Funktion formuliert, die die Standardabweichung des Vertikalwindes abbildet,:

$$f(C_k) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (w_i(C_k) - \overline{w_N(C_k)})^2} \quad (4.16)$$

mit den individuellen Vertikalwindmesswerten w_i und dem gemittelten Wind w_N über eine ausgewählte Messreihe der Länge N , in denen das Manöver ausgeführt wird. Durch numerisches Ableiten der Funktion ist es nun möglich, das iterative Newton-Verfahren zum Auffinden von Nullstellen der Funktion $f'(C_k)$ anzuwenden, die die lokalen Extrema der Stammfunktion $f(C_k)$ entsprechen. Das Newton-Verfahren hat die Form:

$$C_{k,i+1} = C_{k,i} - \frac{f'(C_{k,i})}{f''(C_{k,i})} \quad (4.17)$$

Sofern ein lokales Extrema existiert, konvergiert die gleichzeitig als Abbruchkriterium fungierende Differenz $C_{k,i} - C_{k,i+1}$ gegen Null. Da die Windvarianz minimiert werden soll, also ein globales Minimum gesucht ist, muss der das Ergebnis dahingehend kontrolliert werden. Die Sicherstellung kann im einfachsten Fall durch Sichten eines Plots von σ_w in Abhängigkeit eines plausiblen C_k -Bereichs erfolgen oder durch wiederholte Anwendung des Newton-Verfahrens innerhalb eines plausiblen Erwartungsbereichs von C_k . Werden in diesem Verfahren mehrere Nullstellen bzw. ein Tupel von C_k 's gefunden, ist dasjenige optimal, für das σ_w am kleinsten ist.

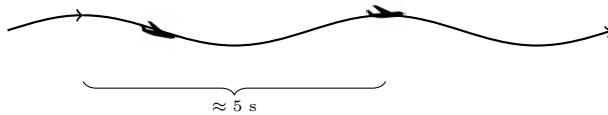


Abb. 4.3: Pitch-Oszillationen zur Ermittlung von $C_{k,\alpha}$ (Seitenansicht).

Für den Offsetwinkel α_0 reicht es nicht aus, den geometrischen Winkel zwischen der 5HP und des Referenzkoordinatensystems der IMU zu messen, da der Upwash vor dem Flügel

und Rumpf zu berücksichtigen ist (Bögel und Baumann, 1991). Daher muss auch dieser Wert aus Flugmessungen abgeleitet werden. Er ist relativ einfach aus der Annahme bestimmbar, dass das Mittel der Vertikalgeschwindigkeit für den Verlauf eines gesamten Messfluges verschwindet ($\bar{w} = 0$, siehe weiter oben). Für die gesamte Messzeitreihe eines Fluges kann also α_0 solang variiert werden, bis der errechnete und über den gesamten Flugzeitraum gemittelte Vertikalwind verschwindet (Mallaun et al., 2015). Alternativ dazu ist es möglich, erhobene Daten innerhalb weniger 100 m über dem Erdboden reichender Tiefflüge als Grundlage zur Mittelbildung des Vertikalwindes zu nutzen, falls die Wetterbedingungen die Annahme $\bar{w} = 0$ oberhalb der PBL nicht erfüllen.

Aufgrund ihrer einfachen Durchführbarkeit, wurde in dieser Arbeit wird eine leicht angepasste Methode nach Drüe und Heinemann (2013) und Mallaun et al. (2015) zur Bestimmung des $C_{k,\alpha}$ -Koeffizienten gewählt. Die Optimierung wird durch Pitch-Oszillationen und der verbliebene α_0 -Winkel unter der Annahme $\bar{w} = 0$ bestimmt, wobei hier die ausgedehnten Tiefflugabschnitte während der Demmin-Messkampagne herangezogen werden.

4.4.2 Bestimmung der Koeffizienten für β

In einer ähnlichen Weise kann der Koeffizient $C_{k,\beta}$ bestimmt werden. In den verschiedenen Arbeiten (Bögel und Baumann, 1991; Drüe und Heinemann, 2013; Mallaun et al., 2015) sind Oszillationsmanöver um die Gierachse (Yaw-Oszillationen) unter maßgeblicher Nutzung des Seitenruders geflogen worden (Abb. 4.4). Der Koeffizient $C_{k,\beta}$ wird solange variiert, bis die Seitenwindkomponente minimiert (Mallaun et al., 2015) und so der gesuchte Wert bestimmt ist. Die Periodendauer der Oszillationen geben die Autoren unterschiedlich lang an, wobei die meisten auf relativ langsame, harmonische Oszillation mit einer Periodendauer von ca. 10 s oder mehr ansetzen (Lenschow, 1986; Bögel und Baumann, 1991; Williams und Marcotte, 2000), sodass Fehlereinflüsse, bedingt hohe Drehraten und Beschleunigungen, minimiert werden (Williams und Marcotte, 2000). Drüe und Heinemann (2013) weist hin, dass Oszillationen mit kürzerer Periodendauer zusätzlich zur Synchronisierung der Drucksensoren und IMU verwendet werden können⁵. Als weitere Methode geben einige Autoren das Abfliegen von Kreisen (Lenschow, 1986) oder Vierecken (Cremer, 2008) an (siehe Abb. 4.2b und 4.2c). Im Idealfall werden die Vierecke parallel zu den vier Kardinalpunkten geflogen, sodass die Varianz der orthogonal zum geflogenen Kardinal-Heading stehende Windkomponente durch Anpassung der Koeffizienten gefunden werden kann. Das Abfliegen von Vierecken setzt allerdings voraus, dass der Horizontalwind räumlich und zeitlich stationär ist ($\frac{dv}{dt} = 0$), was in der Praxis für ein einzeln abgeflogenes Viereck selten gegeben ist (Drüe und Heinemann, 2013). Wiederholtes Abfliegen verringert zwar die Unsicherheit der gefundenen Koeffizienten, erhöht durch die verlängerte Flugdauer aber die Kosten.

⁵Erklärung folgt weiter unten.

Ein Vorteil der Kreisflugmethode, wie auch Oszillationen kurzer Periodendauer, ist die gleichzeitige Bestimmung der Latenz zwischen der IMU-Plattform zu den Drucksensoren oder, im Falle älterer IMU-Bauarten, in denen zusätzlich die Richtungs- und Drehrahtensensoren unsynchronisiert laufen können, die Synchronisierung einzelner INS-/IMU-Sensoren ([Drüe und Heinemann, 2013](#)). Durch Variation relativer Latenzen einzelner Sensorskomponenten wird die Varianz der Windkomponenten auf diesem Wege minimiert.

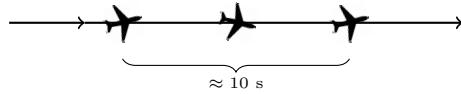


Abb. 4.4: Yaw-Oszillation zur Ermittlung von $C_{k,\beta}$ (Draufsicht).

Eine gängige Methode zur Bestimmung des Offsetwerts β_0 ergibt sich durch das Abfliegen ein und desselben Tracks in abwechselnd unterschiedlichen Richtungen (siehe Abb. 4.2a) mit anschließender Varianz des des Offsetwertes zur Minimierung der Varianz der Seitenwindkomponente ([Williams und Marcotte, 2000](#); [Drüe und Heinemann, 2013](#)). Bei der Durchführung ist idealerweise darauf zu achten, die Abschnitte mit konstanter, angezeigter Fluggeschwindigkeit in der gleichen Zeitdauer abzufliegen, um sicherzustellen, sodass das Flugzeug die gleiche Luftmasse durchfliegt.

In dieser Arbeit wird die Oszillationsmethode zur Bestimmung des $C_{k,\beta}$ -Koeffizienten und die Tiefflugabschnitte der Demmin-Messkampagne für den β_0 -Koeffizienten benutzt. Es wurden solche Abschnitte in die Prozessierung eingebunden, in denen die Seiten- gegenüber der lateralen Windkomponente dominierte.

5 Durchgeführte Flüge

Alle durchgeführten Flüge, deren Daten im Rahmen der Arbeit verarbeitet wurden, sind in der Tabelle 5.1 aufgelistet. In den folgenden Unterkapiteln wird der Zweck, Ablauf und die Wetterbedingungen der jeweiligen Flüge ausführlicher erörtert.

Tab. 5.1: Übersicht der Flugdaten, deren Daten zur Kalibrierung herangezogen wurden.

Datum	Flug	Startzeit (UTC)	Dauer in min	Anmerkungen
09.08.17	1	14:20	38	Gerätetest, Daten verloren
	2	16:21	59	Flug über PBL, Kalib.-manöver für q , p_s , α und β
14.08.17	1	10:28	182	Bildflug Gebiet 1 und 5, Windviereck
	2	15:33	103	Bildflug Gebiet 1 und 5, Windviereck, kein Tiefflug über Gebiet 5
15.08.17	1	05:06	106	Bildflug Gebiet 1, Windviereck
	2	08:17	243	Bildflug Gebiet 1 und 3, Rückflug nach Lüsse
17.08.17	1	11:30	21	mit Schutzhülle: Vertikalbeschleunigungen, Segelflug
	2	11:58	20	ohne Schutzhülle: Vertikalbeschleunigungen, Segelflug
07.06.18	1	17:55	50	Kalib.-manöver für q , p_s , α und β
16.07.18	2	13:59	63	Testflug mit Picarro über Süd-Berlin, Kalib.-manöver für α und β innerhalb PBL
18.07.18	1	09:05	110	Testflug über Süd-Berlin, Kalib.-manöver für α und β oberhalb PBL

5.1 Erste Testflüge

Nachdem der Wingpod im Laufe der ersten Augustdekade 2017 an die am Flugplatz Lüsse (5 km östlich von Bad Belzig, Brandenburg) stationierte ASK 16 montiert und der Initialisierungsablauf aller Geräte erfolgreich am Boden durchgeführt werden konnte, fanden am 9. August 2017 zwei Testflüge statt.

Das synoptische Wettergeschehen in Mittel- und Westeuropa zeichnete sich zum Zeitpunkt der beiden Testflüge durch eine überwiegend zyklonal geprägte Südwestlage aus. Über Deutschland herrschte jedoch schwacher Zwischenhocheinfluss auf der Rückseite einer am Vorabend passierten Zyklone mit Zentrum über der dänischen Nordsee (Abb. 5.1a, der rote Punkt markiert die den Flugplatz Lüsse), sodass mit schwachen Absinken zu rechnen war. Der Über Westfrankreich gelegene Trog zog zum Abend ostwärts und leitete über Tschechien Zyklogenese ein. Über Deutschland führte dies zu einsetzender, nach Norden übergreifender Warmluftadvektion, von der die Region um Lüsse erst in der folgenden Nacht erfasst wurde. Die PBL schloss mit einer relativ schwach ausgeprägten Inversion in einer Höhe von ca. 1400 m Höhe um 12z ab (Abb. 5.1b, Lindenberg befindet sich ca. 100 km östlich von Lüsse), was dazu führte, dass die im Tagesverlauf aufgetretenen Cumuli mit ihrer Obergrenze oberhalb dieses Niveaus aufstiegen.

Zunächst wurde im ersten Testflug die Funktionalität aller Geräte, die Bedienung des Webinterfaces und der Initialisierungsprozess durch eine zweite, mitfliegende Person im praktischen Einsatz getestet. Nach Beendigung des ersten Fluges sind durch eine Panne

beim Herunterladen der aufgezeichneten Messdaten diese jedoch verloren gegangen. Im darauf folgenden zweiten Testflug sind gezielt eine Reihe der erläuterten Manöver abgeflogen worden, nachdem das Flugzeug oberhalb der PBL aufgestiegen ist. Die Höhe der PBL wurde im ersten Flug durch die Einschätzung des Wolkenbildes, welche sich im Wesentlichen aus *Cu hum* und *Cu med* mit einem Bedeckungsgrad von ca. 1/8 bis 2/8 zusammensetzte, und der im Flugzeug gut fühlbaren Turbulenz abgeschätzt, wodurch sie eine Höhe von etwa 1600 m üNN erreichte. Die aufsteigenden Cumuli erreichten eine vertikale Mächtigkeit von einigen Hundert Metern, sodass das Flugzeug auf eine Flughöhe von 2500 m bis 2700 m üNN aufstieg. Zu den ausgeführten Manövern gehörte das Geschwindigkeitsvariationsmanöver zur Kalibrierung der statischen Druckmessung p_s , die Oszillationsmanöver um die Gier- und Querachse zur Messung von Δp_β bzw. Δp_α , sowie das Abfliegen eines Windvierecks, welches zur Validierung des statischen Druckdefekts herangezogen werden sollte. Das letztgenannte Manöver konnte jedoch wegen der bereits tief stehenden Sonne nicht mehr sauber nach den Instrumenten abgeflogen werden und ist abgebrochen worden.

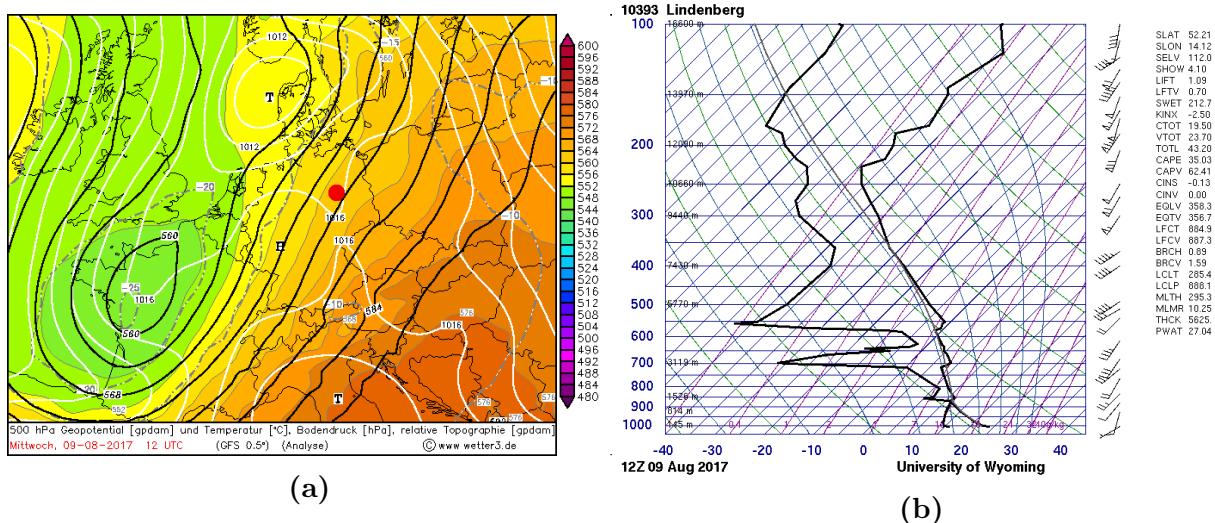


Abb. 5.1: (a): Analyse des GFS-Laufes um 12z am 9. August 2017 (Bildquelle: http://www1.wetter3.de/archiv_gfs_dt.html). (b): Radiosondenaufstieg aus Lindenbergs zur selben Zeit (Bildquelle: <http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html>).

5.2 Messkampagne über Demmin

Es folgte ein zweitägige Flugmesskampagne in der Nähe von Demmin am 14. und 15. August 2018 in Kooperation mit dem Helmholtz-Zentrum Potsdam - Deutsches GeoForschungsZentrum (GFZ) statt. Das Flugzeug wurde in dieser Zeit auf dem Flughafen Neubrandenburg-Trollenhagen (ca. 5 km nördlich von Neubrandenburg, Mecklenburg-Vorpommern) stationiert. Das maßgebliche Ziel war es, Bildflüge mit Hilfe der Thermal-

und Multispektralkamera durch das GFZ am TERENO-Standort (Terrestrial Environmental Observatories) DEMMIN (Durable Environmental Multidisciplinary Monitoring Information Network) im Einflussbereich der Flüsse Peene und Trebel, zu unterschiedlichen Tageszeiten und Flughöhen, durchzuführen und aus den optischen Eigenschaften u.a. Zustandsgrößen wie Bodenfeuchte, Temperatur, Vegetationsindizes und Albedo abzuleiten. Ein bewegliches Team am Boden führte mit alternativen Messmethoden Vergleichsmessungen zur Validierung aus. Es wurden drei Bildfluggebiete definiert (siehe Abb. 5.3), die den Flussverlauf der Trebel (Gebiet 3) und unterschiedlicher Landnutzungsflächen (natürlicher See, landwirtschaftliche Nutzflächen, Wälder etc.) abdecken (Gebiet 1 und 5). Jeder Bildflug schloss mit einem Windviereck zur anschließenden Kalibrierungsmöglichkeit. Als wichtigste meteorologische Voraussetzung sollten innerhalb der geplanten Flughöhen möglichst keine Wolken zwischen Boden und dem Kamerasytem der ASK 16 vorhanden sein. An den jeweiligen Messtagen fanden zwei Flüge am Vor- und Nachmittag statt, sodass Messungen mit unterschiedlichen Zuständen (Strahlungstemperatur, Lufttemperatur, Bodenfeuchte etc.) des Erdbodens erhoben werden konnten. Ist ein bestimmtes Gebiet beflogen worden, wurde zweimal tief in einer Höhe von ca. 150 m über Grund entlang eines der in Abb. 5.3 gezeigten Mittel-Tracks, sowie in großer Höhe zwischen 1800 und 2300 m üNN auf den beiden zugehörigen, umrahmenden Tracks jeweils einmal geflogen, sodass ein Gebiet durch vier Überflüge abgedeckt worden ist. Die geplanten Flughöhen ergaben sich aus den optischen Eigenschaften beider Kameras (Öffnungswinkel) und der einhergehenden spatialen Auflösung des abgebildeten Erdbodens. Sie betrugen zwischen 1800 und 2300 m üNN. Tabelle 5.1 listet im zweiten die Flüge mit den zugehörigen Abflugzeiten vom Flughafen Neubrandenburg-Trollenhagen auf.

Das Gebiet um Demmin stand zum ersten Messtag unter abnehmenden Zwischenhoch-einfluss (Abb. 5.2a, der rote Punkt markiert die Stadt Demmin) mit im Tagesverlauf einsetzender, großflächiger Warmluftadvektion in Folge eines sich über dem Ostatlantik nähernden Troges. Im Bereich der Biskaya setzte Zyklogenese ein, wobei der Einflussbereich des Tiefs erst am Folgetag auf Deutschland übergriff. Die Luft innerhalb der PBL war noch durch den atlantischen Kaltluftvorstoß des Vortags geprägt, weshalb das in Abb. 5.2b dargestellte Radiosondendiagramm der 30 km nordöstlich von Demmin gelegenen Station Greifswald eine markante Inversion ungefähr im 800-hPa-Niveau zeigte. Im Laufe des Tages entstanden *Cu hum* und *Cu med* mit Bedeckungsgraden zwischen 1/8 bis 3/8.

Der zweite Tag der Kampagne stand unter dem Einfluss des nun über der belgischen Nordsee gelegenen Tiefs. Die Warmluftadvektion verschärfte sich und der erhöhte Druckgradient führte zu einer markanten Südostströmung innerhalb der PBL, welche mit zunehmender Höhe rasch auf südwestliche Richtung drehte (Abb. 5.2c und d). Der am Boden vorherrschende Südostwind erreichte am Nachmittag am Flughafen Neubrandenburg-

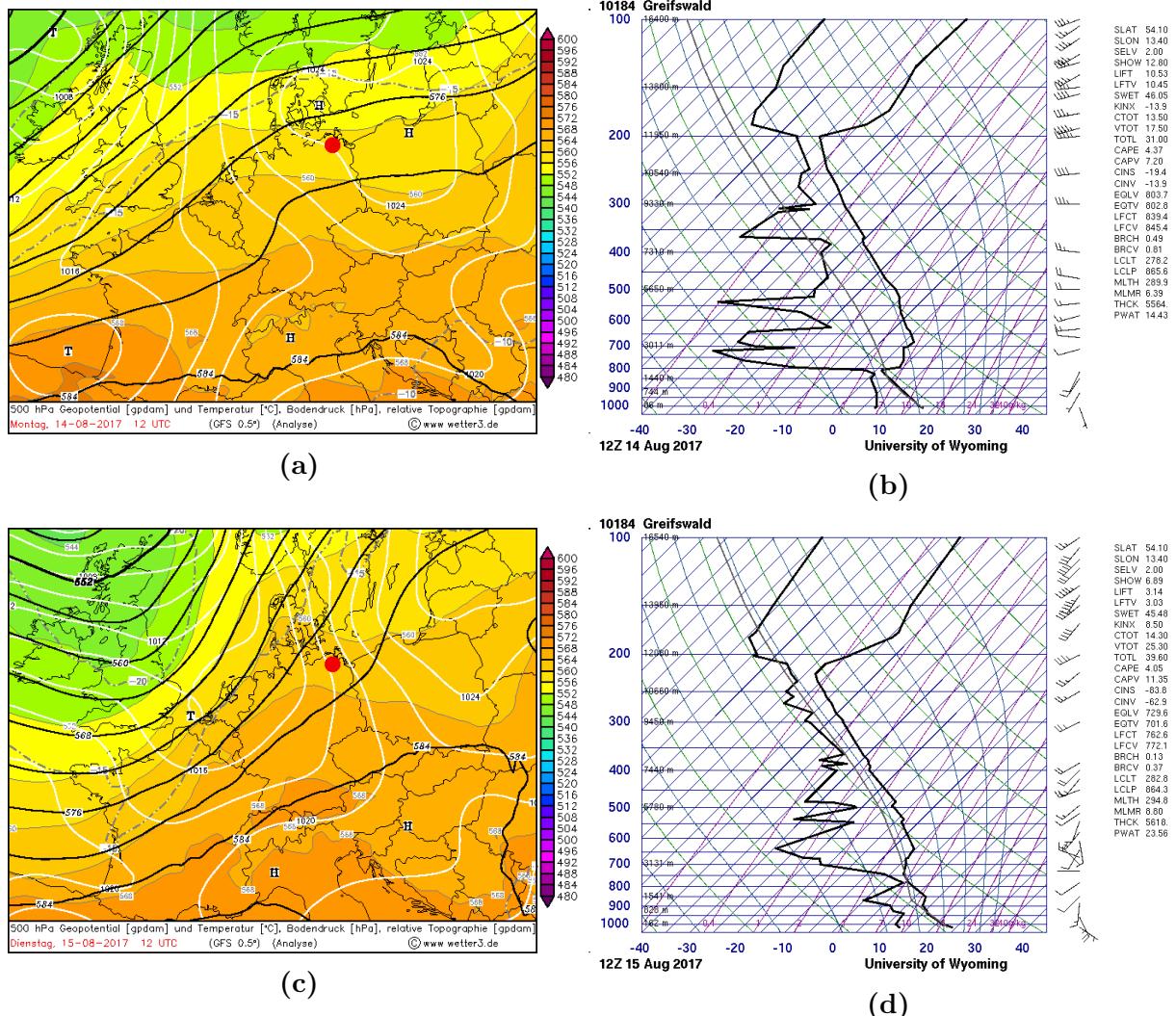


Abb. 5.2: (a) und (c): Analyse des GFS-Laufes um 12z am 14. und 15. August 2017. (b) und (d): Radiosondenaufstieg aus Greifswald zu den gleichen Zeiten. Bildquellen folgend wie oben.

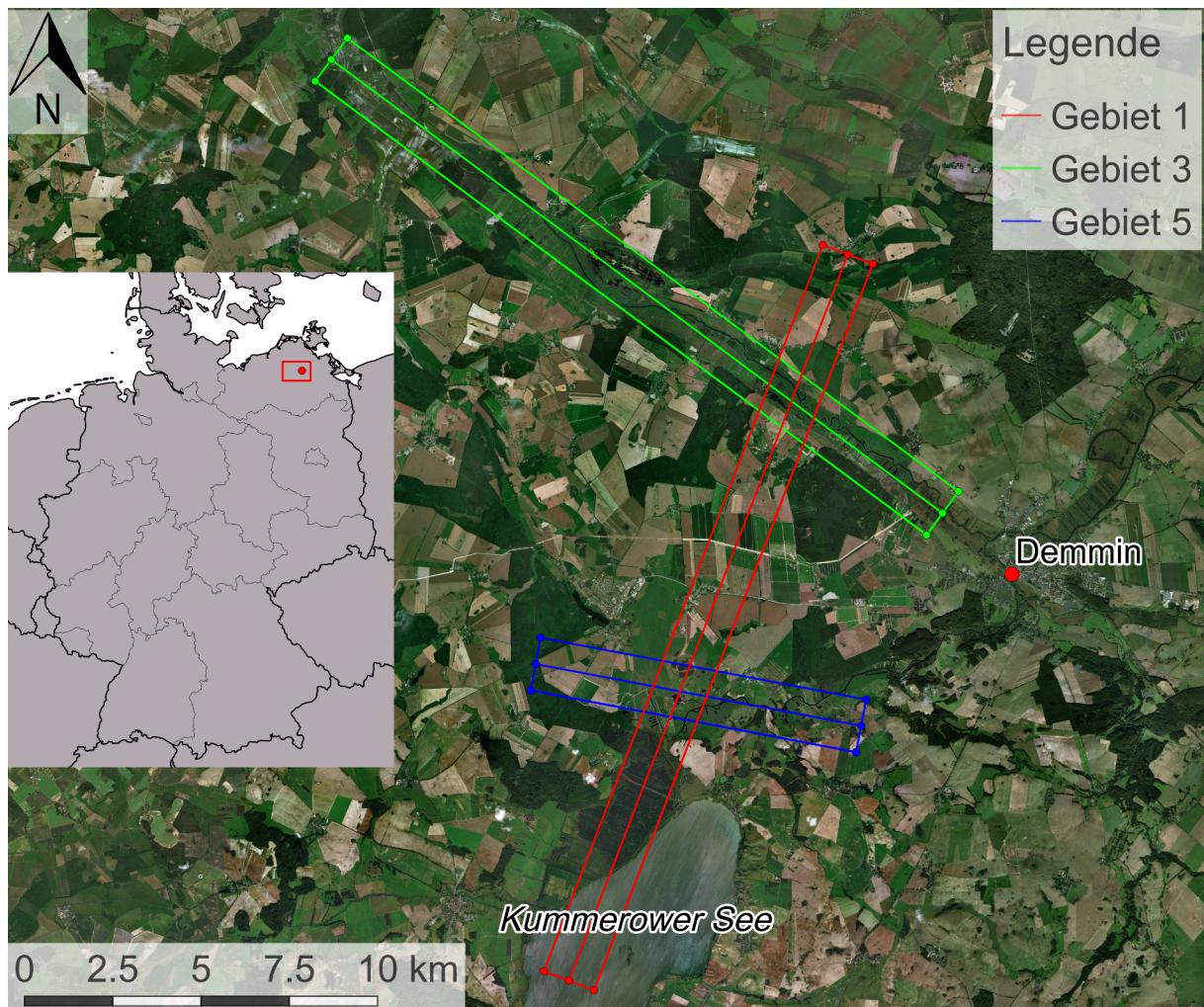


Abb. 5.3: Übersichtskarte und Bildfluggebiete während der Demmin-Messkampagne am 14. und 15. August 2017.

Trollenhagen im Mittel Windstärke 3 und 4 bft, blies in Böen bis zu 39 km h^{-1} ⁶, sodass aus Sicherheitsgründen der letzte Messflug nahtlos zur windschwächeren Heimatbasis Lütze fortgesetzt wurde.

5.3 Zweite Testflugreihe

Im Laufe der Demmin-Messkampagne fiel auf, dass die Rohmessdaten der Drucksensoren mit harmonischen Schwingungen beaufschlagt sind, deren Ursache auf Vibrationen der 5HP oder des gesamten Flugzeuges zurückzuführen sind. Weiterhin fielen stufenartige Änderung der ausgegebenen Druckmesswerte auf. Dieses Verhalten ist auf die exponentielle Filterung zurückzuführen, was jedoch zu diesem Zeitpunkt noch nicht bekannt war und als Folgewirkung der mechanischen Anregung der Sensorelemente interpretiert wurde. Aus diesem Grund fand am 17. August ein weiteres, kurzes Testflugprogramm mit insgesamt zwei Flügen zu je 20 min Dauer mit Start/Ziel am Flugplatz Lütze statt. Beide Flüge wurden aus Zeit- und Kostengründen innerhalb der PBL in einer Flughöhe von ca. 650 bis 750 m üNN durchgeführt. Um feststellen zu können, ob die Anregung aerodynamisch oder mechanisch über das laufende Triebwerk begründet ist, wurde vor dem ersten Testflug die rote Schutzkappe auf die 5HP gesetzt. Dies sollte sicherstellen, dass keine Druckdifferenzen an den bidirektionalen Druckdifferenzsensoren zur Messung der Drücke Δp_α und Δp_β anlagen und eine Differenzierung zu Messfehlern möglich ist, die durch eine mechanische Anregung des Sensors oder der zuführenden Schlauchleitungen provoziert werden könnte. Im Flug wurde schließlich der Motor abgeschaltet, der Propeller in Segelflugstellung gebracht und ca. 2 min im Segelbetrieb geflogen, sodass ein Vergleich zum Motorflug möglich ist.

In einem weiteren Manöver des ersten Testfluges wurden im Motorflugbetrieb vertikale Lastvielfache mit Lastspitzen von 3 bis 4 g durch harmonische Oszillationen um die Querachse des Flugzeugs provoziert. Mit diesem Test sollte ermöglicht werden, den Einfluss von vertikalen Beschleunigungen entlang der z' -Achse auf die Nullstellung der Drucksensormesswerte zu quantifizieren. Ein etwaiger Einfluss ist ebenfalls nur für die beiden bidirektionalen Druckdifferenzsensoren möglich, da die übrigen Drucksensoren mit dem Statikport verbunden sind. Dieser ändert sich jedoch nicht nur in Abhängigkeit der Flughöhe, sondern auch vom Flugzustand (Anstellwinkel, Geschwindigkeit etc.), sodass aerodynamische Effekte nicht mehr klar trennbar vom mechanischen Einfluss auf die Sensorelemente sind.

Nachdem der erste Flug abgeschlossen war, wurde die Schutzkappe entfernt und im zweiten, anschließenden Flug der Segelflugbetrieb wiederholt.

⁶Quelle: <https://kachelmannwetter.com/de/messwerte/mecklenburg-vorpommern/windboeen/20170815-1300z.html>

5.4 Dritte Testflugreihe

Im Laufe des Jahres 2018 wurde der Gasanalysator der Fa. Picarro in das Flugzeug eingebaut und zusammen mit den übrigen Geräten im Zuge von drei Testflügen, welche am 7. Juni (einer), am 16. (zwei) und 18. Juli 2018 (einer) über dem südlichen Berlin und Brandenburg stattfanden, getestet. Darüber hinaus dienten die Flüge der Vorbereitung einer weiteren Demmin-Messkampagne, die im Laufe des Jahres 2018 stattfinden soll.

Ausgehend aus den Erfahrungen der vorherigen Flüge, wurde außerdem eine Wiederholung der Kalibrierungsmanöver durchgeführt, um mögliche, altersbedingte Drifteffekte der Drucksensoren zu kompensieren und weitere Messdaten zur Verfügung zu haben, sodass eine Angabe von Unsicherheiten errechneter Koeffizienten möglich ist. Zu diesem Zweck wurde vorab ein Leitfaden zur Durchführung der Kalibrierung ausgearbeitet und in die Checkliste zur Flugvorbereitung integriert und das Programm schließlich am 7. Juni 2018 bei Lüsse ausgeführt. Die Deaktivierung des standardmäßig aktivierten Exponentialfilters der Drucksensoren wurde durch Anpassung der Loggersoftware ebenfalls implementiert und ab den Testflügen am 16. Juli 2018 aktiv.

Für die Kalibrierung sind die meteorologischen Rahmenbedingungen besonders des 7. Juni 2018 von Interesse. Das über Mitteleuropa vorherrschende hohe Geopotential war durch geringe Druckgradienten und Temperaturadvektion gekennzeichnet (Abb. 5.4a), sodass nicht mit synoptischskaligen Vertikalbewegungen oder Zyklone zu rechnen war. Wegen der über Deutschland hochreichenden Warmluft bildete sich jedoch ein verhältnismäßig schwach ausgeprägte Tiefdruckzone aus, die aber kein wirksames Frontensystem aufwies. Der Standort Lüsse stand dennoch unter dem Einfluss eines erhöhten Bodendruckgradienten infolge der über Polen und Weißrussland liegenden Antizyklone. Das Radiosonden-Diagramm (Abb. 5.4b) aus Lindenbergs zeigt eine Grenzschichthöhe von ca. 700 m, die wegen der stetigen Sonneneinstrahlung bis auf 1500 m Anstieg um 18:00 UTC anstieg.

Die Wettersituation der übrigen Flüge im Juli ist insofern interessant, da sie Oszillationsmanöver beinhaltet, für die zwar keine meteorologischen Annahmen gelten, die Abschätzung des Windmessfehlers während dieser Manöver aber nur in einer ruhigen Atmosphäre sinnvoll möglich ist. Die Höhe der PBL am Nachmittag des 16. Juli 2018 erreichte eine Höhe von ca. 1500 m, am Nachmittag des 18. Juli ca. 1000 m (Abb. 5.4b und c). Die Flughöhen während der Manöverausführung betrugen am 16. Juli ca. 800 m, am 18. Juli 2018 2400 m.

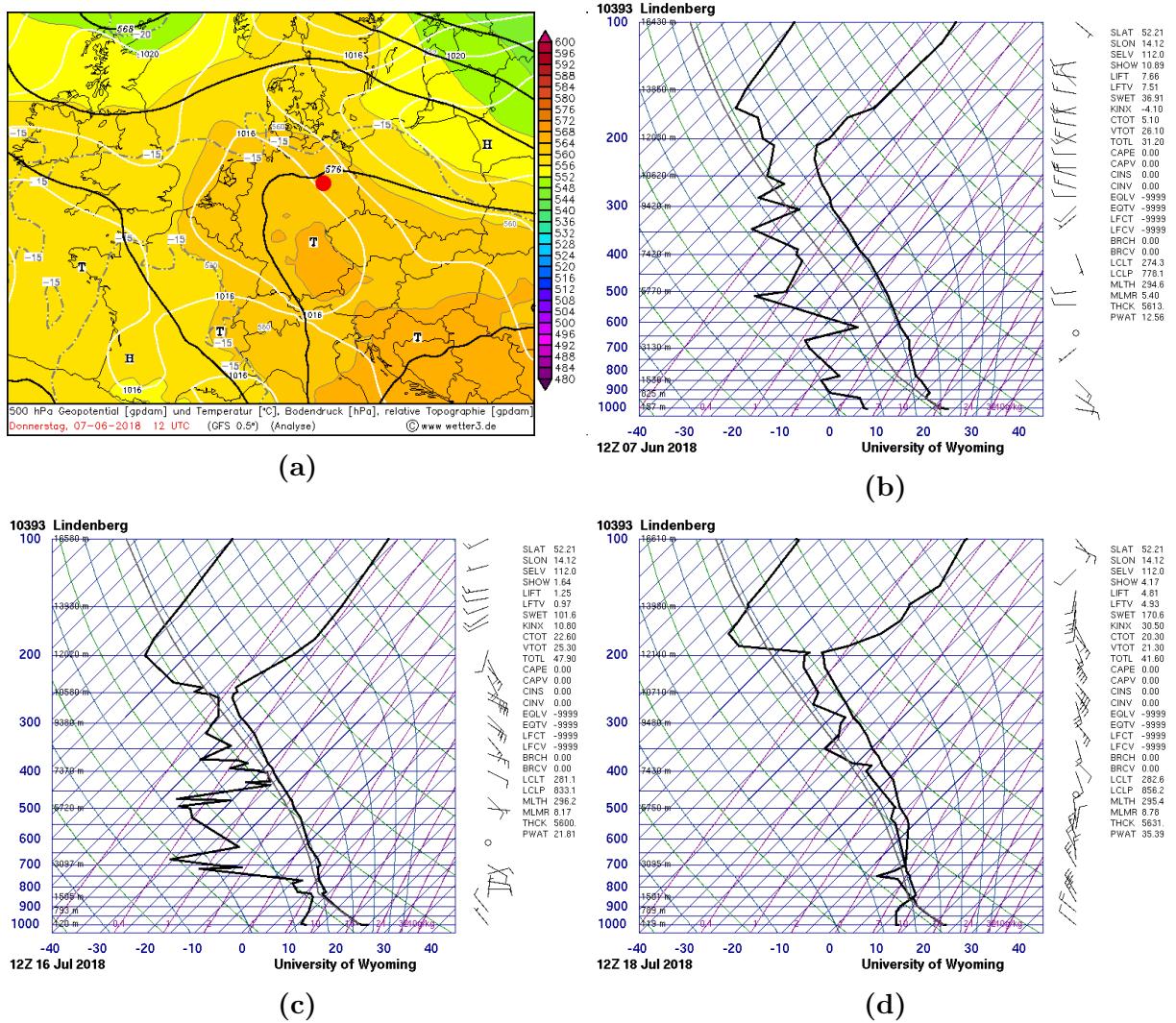


Abb. 5.4: (a): Analyse des GFS-Laufes um 12z am 7. Juni 2018. (b): Radiosondenaufstieg aus Lindenberg zur selben Zeit. (c) und (d): Radiosondenaufstiege am 16. und 18. Juli 2018.

6 Ergebnisse

Gemäß der methodisch erforderlichen Reihenfolge (siehe Kap. 4), werden in diesem Kapitel die Ergebnisse der Test- und Messflüge vorgestellt. Primäres Ziel der Auswertung ist die Quantifizierung der Koeffizienten mitsamt einer Abschätzung ihrer Unsicherheiten.

6.1 Latenzen

Zur Bestimmung der relativen Latenz zwischen Drucksensoren und IMU wurden die Flugdaten des zweiten Fluges am 14. August 2018 mit Hilfe der in Kap. 4.1 diskutierten Verfahrens ausgewertet. Zur Kreuzkorrelation wurde der Tiefflugabschnitt gewählt, welche in ca. 150 m bis 200 m Höhe über Grund durchgeführt wurde, da hier eine relativ hohe Grenzschichtturbulenz in Kombination mit einer konstanten Fluglage vorherrschten. Während des selektierten Abschnitts betrug die mittlere, gemessene Fluggeschwindigkeit $v_m = 40.4 \pm 1.8 \text{ m s}^{-1}$, sodass von der ermittelten Latenzzeit $\overline{t_{lat,CPT}} = -11 \cdot 10^{-3} \text{ s}$ der mittlere Wert $t_l = 21 \cdot 10^{-3} \text{ s}$ subtrahiert wurde. Die $\overline{t_{lat,rel}}$ -Fehlerwerte wurden aufgrund ihrer geringen Größenordnung vernachlässigt. In Abb. 6.1 ist in roter Farbe die Kreuzkorrelationswerte der Δp_α -Messungen des p_alp-Sensors mit den \dot{z} -Werten der IMU unter Abzug des t_l -Wertes dargestellt.

Da sich das genannte Verfahren nur auf den p_alp-Sensor anwenden lässt, ist eine Bestimmung der Latenz der übrigen Drucksensoren nicht möglich. Aus diesem Grund wurde versucht, zusätzlich eine Kreuzkorrelation zwischen der ersten Ableitung der Druckmessung p_s des p_alt-Sensors zur gemessenen Vertikalgeschwindigkeit \dot{z} der IMU herzustellen und das Maximum zu lokalisieren. In Abb. 6.1 ist in blauer Farbe die Kreuzkorrelation zwischen der ersten Ableitung der Druckmessung p_s des p_alt-Sensors zur gemessenen Vertikalgeschwindigkeit \dot{z} der IMU dargestellt. Die so bestimmte Latenz beträgt $\overline{t_{lat,CPT}} = -11 \cdot 10^{-2} \text{ s}$, weist jedoch trotz der insgesamt höheren Korrelation ein erheblich flacheres Maximum auf. Anhand des deutlich markanteren Maximums des ersten Kreuzkorrelationsverfahrens ist dem Wert $\overline{t_{lat,CPT}} = -11 \cdot 10^{-3} \text{ s}$ ein größeres Vertrauen beizumessen und gegenüber dem Alternativverfahren zu bevorzugen. Da die Drucksensoren vom prinzipiellen Aufbau identisch sind und das Verfahren nur für den p_alp-Sensor anwendbar ist, wird der Latenzwert auf alle übrigen Drucksensoren angewendet.

6.2 Klimakammerexperimente

6.2.1 Einfluss der Temperatur

Laut Angaben des Herstellers sind die Drucksensoren in einem Temperaturbereich zwischen 15°C und 45°C temperaturkompensiert. Die Temperatur wird mit Hilfe eines kleinen PTC-Widerstandes am Kunststoffgehäuse der Sensoreinheit bestimmt (Abb. 6.2) und die

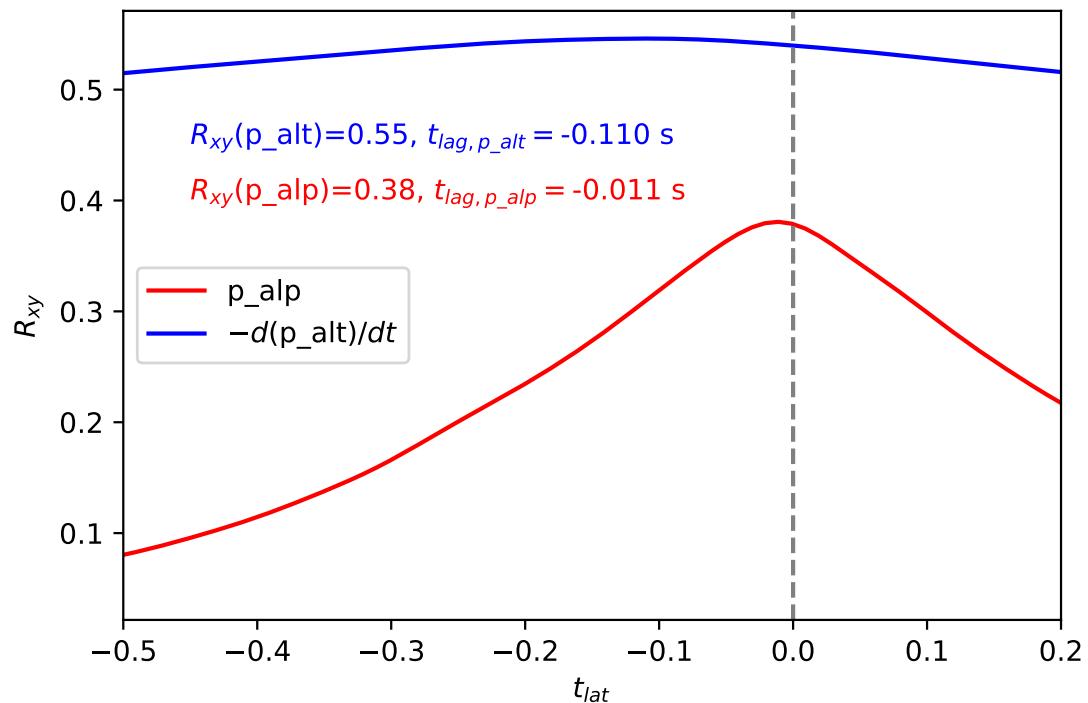


Abb. 6.1: Kreuzkorrelation der z_ddot -Werte mit den p_{alp} -Druckmesswerten (rot), sowie der Vertikalgeschwindigkeit \dot{z} zur den negierten, zeitlich abgeleiteten p_{alt} -Messwerten (blau). Der tiefgestellte Bezeichnung *lag* ist das englische Äquivalent für *lat*. Datengrundlage: zweiter Messflug des 14. August 2017, Tiefflug.

Druckmesswerte über einen A/D-Wandler, sowie Mikrocontroller mit Hilfe der Temperaturmessung korrigiert. Die Empfindlichkeit der Sensormesswerte bei plötzlichen Temperaturänderungen wurde im Januar und März 2017 mit Hilfe einer Klimakammer des IfM, in mehreren, hier zum Teil nicht dokumentierten Experimenten überprüft, um festzustellen, ob rasche Änderungen, z.B. hervorgerufen durch schnelles Steigen des Flugzeugs, als signifikante Fehlerquelle in Frage kommen und ob die Temperaturkompensierung außerhalb des spezifizierten Temperaturbereichs arbeitet. Im Durchführungszeitraum der Klimakammerexperimente stand der zweite bidirektionale Druckdifferenzsensor (p_{bet}) aufgrund eines Defekts nicht zur Verfügung und musste wiederbeschafft werden.

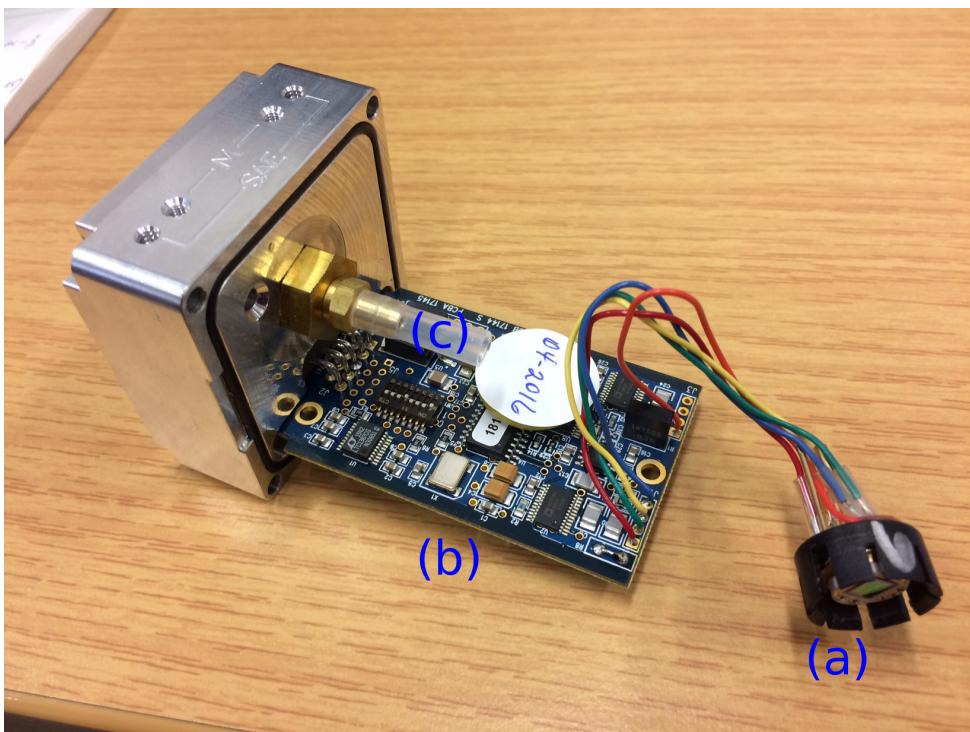


Abb. 6.2: Geöffneter CPT6100 Drucksensor für bidirektionale Druckdifferenzmessungen.
 (a): Platine, (b): geöffnetes Kunststoffgehäuse mit Drucksensorelement und PTC. Das Kunststoffgehäuse des Sensorelements wird im montierten Zustand an den Kunststoffschlauch (c) gesteckt.

1. Klimakammerexperiment

Mit dem ersten Experiment sollte geklärt werden, ob die Sensormesswerte auf schwankende Umgebungstemperaturen reagieren und weitere Untersuchungen zur Fehlerspezifikation nötig sind.

Aufbau und Durchführung

Die vorhandenen Drucksensoren (p_{alp} , p_{spd} und p_{alt}) wurden mit dem seriellen Konverter in die Klimakammer platziert und die Gehäuse geerdet. Sämtliche Druckports waren offen, d.h. es lag der atmosphärische, statische p_s Druck an. Über einen kleinen Durch-

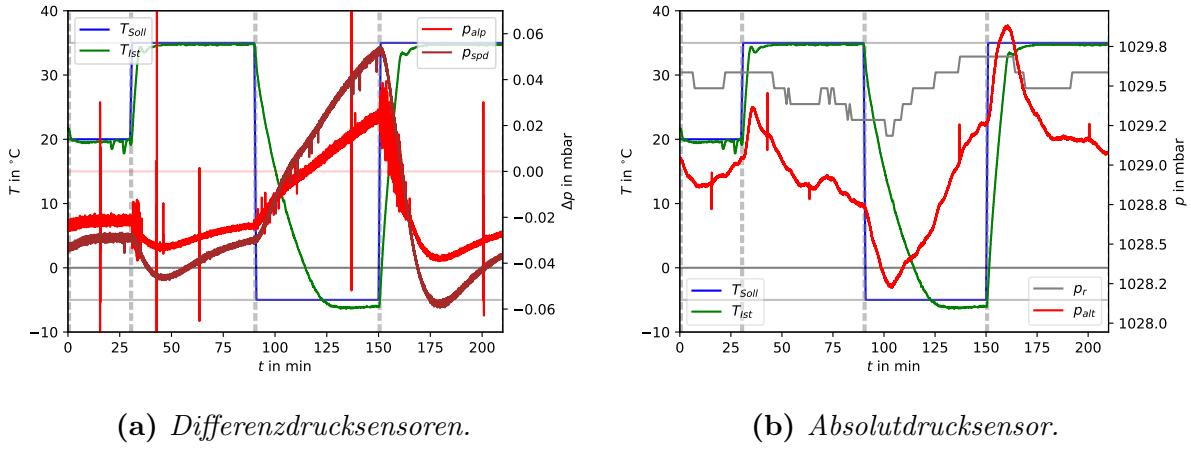


Abb. 6.3: Zeitlicher Verlauf der Druckmesswerte ((a): Druckdifferenzsensoren, (b): Absolutdrucksensor) bei verschiedenen Umgebungstemperaturen in der Klimakammer am 19. Januar 2017.

lass wurden die Sensoren mit dem außerhalb der Kammer befindlichen RPi 3 verbunden. Über ein programmierbares Bedienfeld der Klimakammer wurde das in Abb. 6.3 (a und b) gezeigte Temperaturprofil definiert (T_{Soll}) und mit dem HMT311 (T_{Ist}) gemessen. Zum Abgleich mit den Stationsmesswerten der am IfM ansäßigen Wetterstation (WMO 10381) wurden die minütlich aufgelösten Druckmesswerte angefordert.

Ergebnisse

In Abb. 6.3 (a) sind die gemessenen Druckverläufe der Sensoren p_{alp} , sowie p_{spd} und in (b) des Absolutdrucksensors p_{alt} dargestellt. In 6.3 (b) ist weiterhin der Druckverlauf des Drucksensorgebers ortsansäßigen Wetterstation (Geschätzter Messfehler: $\Delta p_0 = 0.1 \text{ hPa}$) dargestellt. Mit Hilfe der barometrischen Höhenformel (Formel 2.12) wurde der Messwert auf das Höhenniveau der $13 \pm 2 \text{ m}$ niedrigeren Klimakammer reduziert und als vorherrschende mittlere Bezugstemperatur von $T_m = -2.2 \pm 1.0^\circ\text{C}$ gemäß der OBS-Meldung der Wetterstation angenommen. Zur Abschätzung des Fehlers der Referenzdruckmessung wurde der Gauß'sche Fehlerfortpflanzungssatz auf Formel 2.12 angewandt.

Während der 20-minütigen Startphase bei $T_{Soll} = 20^\circ\text{C}$ beträgt die Abweichung des reduzierten Stationsdrucks $+0.59 \pm 0.43 \text{ mbar}$ gegenüber dem CPT6100-Absolutdrucksensor, der nach Angaben des Kalibrierzertifikats innerhalb des vom Hersteller angegebenen relativen Fehlerintervalls von $\pm 0.01\%$ bzw. $\pm 0.062 \text{ mbar}$ kalibriert wurde. Trotz der relativ konservativen Fehlerabschätzung, fallen die Messwerte des CPT6100-Absolutdrucksensors aus dem geschätzten Fehlerintervall. Die Ursachen dafür werden auf zeitbedingte, nicht quantifizierte Drifteffekte zurückgeführt und ein Einfluss der Lage des Sensors vermutet. Weiterhin zeigt sich nach Abb. 6.3 ein deutlicher Einfluss kurzfristiger Temperaturänderungen auf die Druckmesswerte. Im Falle des Absolutdrucksensors führt ein negativer Temperaturtrend zu einer Unterschätzung ($-0.48 \pm 0.43 \text{ mbar}$) der Druckmesswerte

und umgekehrt ($+0.78 \pm 0.43$ mbar) gegenüber der genannten mittleren Abweichung. Etwa 20 min nach Ende des Temperatursprungs wurde der Messwert kompensiert, wonach sich die Abweichungen auf den initialen Wert stabilisieren. Es erscheint nicht sinnvoll, die Temperaturkompensation aus dem gegebenen Experiment zeitlich genauer quantifiziert, da die Klimakammer durch einen Ventilator belüftet ist und die Eigentemperatur des Sensors bzw. des Gehäuses nicht erfasst wurde. Wie schnell sich die Temperatur des Gehäuses an die Umgebung anpasst, hängt von vielerlei Faktoren ab, u.a. vom Volumenstrom des Gebläses, der Positionierung des Sensors in der Klimakammer, die Standunterlage etc. . Es wird daher empfohlen, die Gehäuseterminatur in die Datenakquirierung des Wingpods zu integrieren, sodass die thermisch bedingte Drift über eine Korrekturfunktion kompensiert werden kann.

Abb. 6.3a zeigt die Messwerte des uni-, sowie des bidirektionalen Druckdifferenzsensors (p_{spd} und p_{alp}) um den Nullpunkt. Hier zeigt sich ebenfalls, dass die Temperaturkompensation nur verzögert arbeitet und insbesondere mit dem negativen Temperatursprung signifikante Drifteffekte aufzeigt, der je nach Sensor unterschiedlich stark ausfällt. In einem weiteren Experiment, welches im Folgenden erläutert wird, wurde dieses Verhalten genauer beleuchtet.

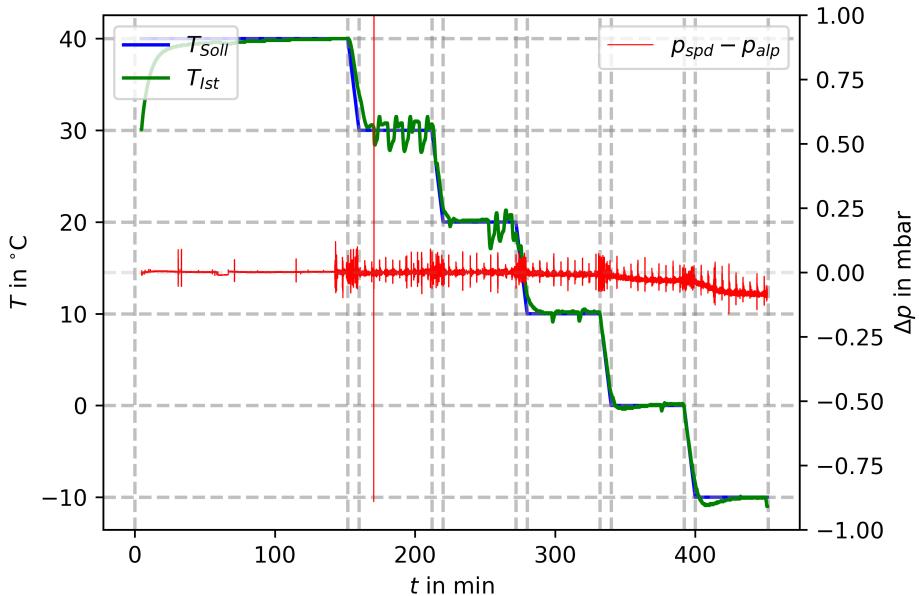


Abb. 6.4: Verlauf der Ist- (T_{Ist}) und Soll-Temperatur (T_{Soll}) in der Klimakammer, sowie die Druckdifferenzen $q - p_\alpha$. Die grauen vertikalen Linien kennzeichnen eine Änderung der Soll-Temperatur. Die Durchführung begann um 7:20 Uhr MEZ am 1. März 2017.

2. Klimakammerexperiment

Um zu prüfen, ob die Messwerte der Druckdifferenzsensoren nur am Nullpunkt einen tem-

peraturabhängigen Bias aufweisen, oder ebenfalls die Linearität beeinflusst wird, wurde mit einem weiteren Lauf in der Klimakammer untersucht. Ziel des Experiments war es, die temperaturabhängige Drift und Linearität in Abhängigkeit des Temperaturregimes und Drucks hinsichtlich einer Fehlerabschätzung des Gesamtsystems zu bestimmen. Aufgrund der Dauer der Durchführung eines Experimentlaufs (ca. 7 Stunden ohne Aufbauzeit) bzw. der begrenzten zur Verfügung stehenden Zeit, wurde der Sensor p_{alp} nur an einem Druckport mit Druck beaufschlagt und ein stufiges, negatives Temperaturprofil ($\frac{dT}{dt} < 0 \text{ K}$) in der Klimakammer konfiguriert. Der zweite bidirektionale Druckdifferenzsensor (p_{bet}) stand wegen eines vorzeitigen Defekts nicht zur Verfügung.

Aufbau und Durchführung

Zur Durchführung wurde der bidirektionale Druckdifferenzsensor (p_{alp}) in die Klimakammer und der verbliebene unidirektionale Druckdifferenzsensor außerhalb derselben platziert. Über ein Schlauch wurde jeweils ein Druckport an ein gemeinsames T-Stück angeschlossen, welches mit einem etwa 5 l umfassenden Ausgleichsbehälter verbunden war. Am Behälter befand sich ein weiterer Schlauch, an dessen Ende ein Fahrradventil eingesteckt wurde. Über eine Fahrradhandpumpe konnte Druck auf die Leitungen beaufschlagt und die Druckmesswerte über das Auslesen und Darstellen der vom Raspberry Pi erfassten Messwerte in Echtzeit verfolgt werden. Dies war besonders wichtig, um in kontrollierte Weise Druck auf das System zu beaufschlagen, ohne Gefahr zu laufen, die Sensoren zu zerstören. Während der Abkühlungsphasen wurde minütlich, anschließend alle 5 min, ein Druck von ca. 35 mbar stufig aufgebaut und nach 30 s am Ventil wieder abgelassen (siehe Druckverlauf in Abb. 6.5). Für die Klimakammer wurde das in Abb. 6.4 gezeigte Temperaturprofil programmiert, wobei die Transitionsphasen 8 min umfassen, also $\frac{dT}{dt} = 0.021 \text{ K s}^{-1}$. Dieser Wert entspricht der Änderungsrate der Außentemperatur in einer trockenadiabatisch geschichteten Atmosphäre bei einer Steigrate von 2.1 m s^{-1} . In dieser Größenordnung bewegt sich die Steigleistung der ASK 16 bei maximaler Zuladung unterhalb von 1000 m üNN unter ISA-Bedingungen. Zur thermischen Anpassung der Sensoren wurde die jeweilige Temperatur 52 min konstant gehalten.

Ergebnisse

In Abb. 6.5 wird ersichtlich, dass es durch den Druckaufbau zu deutlichen Fluktuationen der Druckdifferenzen kommt. Für diesen Effekt kommen zwei Ursachen in Frage. Erstens ist es möglich, dass der zeitliche Jitter bei der Synchronisation der Drucksensormesswerte nicht vollständig eliminiert wird und die positiv-negativen Ausschläge erklärt. Zweitens können Vibrationen oder Turbulenzen während des Pumpvorgangs für die Ausschläge verantwortlich sein. Dies scheint daher wahrscheinlich, da unmittelbar zu Beginn des Ablassvorgangs keine Ausschläge trotz z.T. höherer $|dp/dt|$ zu beobachten sind.

In Abb. 6.6 ist der zeitliche Verlauf der gemittelten Druckdifferenzen $\Delta p = p_{\text{spd}} - p_{\text{alp}}$

für die jeweiligen Temperaturstufen und ausgewählten Druckklassen (0, 5, 10, 20 und 35 mbar) ± 2 mbar dargestellt. Die Zeit t bezieht sich jeweils auf den Zeitpunkt eines neuen Temperaturprogramms. Zwar zeigen sich zwischen 10° C und 40° C keine über die herstellerseitig spezifizierten Fehlerintervalle (grau) hinausreichende Abweichungen, beim Übergang von 20°C auf 10°C und darunter zeigt sich ein Bias, der knapp unterhalb von 10°C signifikant wird. Generell kann bei Differenzdrücken oberhalb von 20 mbar und vorhandener Temperaturänderungen ein mit dem Druck ansteigende Abweichung der Linearität festgestellt werden. Signifikant wird dies jedoch erst bei Temperaturen unterhalb von 10° C. Die während des Fluges auftretenden Differenzdrücke überschreiten die 20 mbar höchstens für p_{spd} im schnellen Sinkflug. die übrigen Druckdifferenzsensoren erfahren deutlich niedrigere Drücke, weshalb nur der Bias bei entsprechenden Umgebungstemperaturen relevant ist. Ein Messfehler bezüglich $\Delta p_{alp} = \pm 0.1$ mbar entspräche nach (2.38) mit $C_k = 0.087$ bei einer typischen Fluggeschwindigkeit von $v = 42 \text{ m s}^{-1}$ (150 km h^{-1}) unter ISA-Bedingungen ($\rho = 1.225 \text{ Kg m}^{-3}$) einem Fehler des gemessenen Anströmwinkels $\Delta\alpha = \pm 0.18^\circ$ bzw. $\Delta w = v \cdot \tan(\Delta\alpha) = 2.2 \cdot 10^{-3} \text{ m s}^{-1}$ für die Vertikalgeschwindigkeit im Horizontalflug. Der thermisch bedingte Temperatureinfluss auf die Druckdifferenzsensoren ist also vernachlässigbar gering, nicht aber für den Absolutdrucksensor.

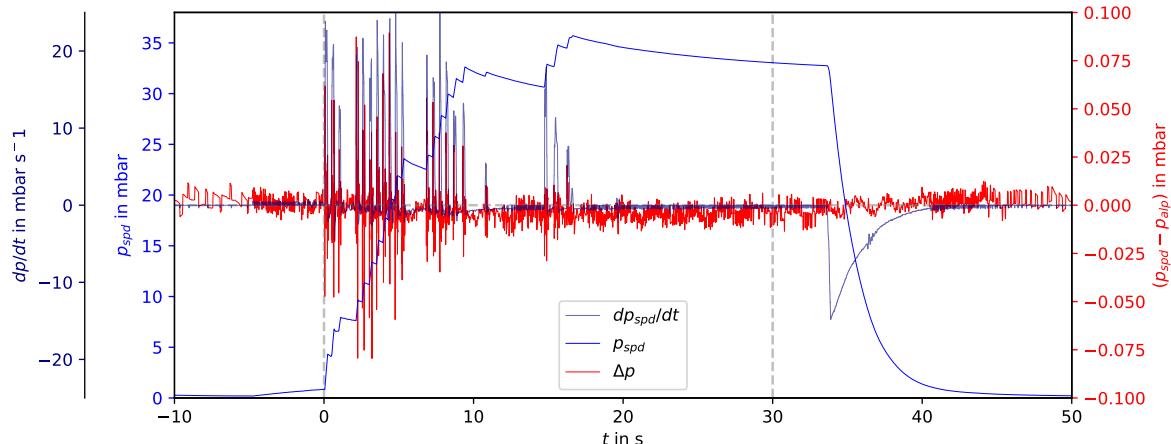


Abb. 6.5: Exemplarischer, zeitlicher Verlauf des mit der Handpumpe erzeugten Drucks q , der zeitlichen Druckänderung dp/dt , sowie der Druckdifferenz $q - p_\alpha$ bei $T = 40^\circ\text{C}$. Dieser Vorgang wurde über das Experiment hinweg alle 1 bzw. 5 min durchgeführt.

6.3 Einfluss durch Beschleunigungen

In einem ersten Test wurden die Sensoren hinsichtlich ihrer Empfindlichkeit gegenüber Lageänderungen geprüft. Durch einfaches Drehen der Drucksensoren zeigte sich bereits bei der ersten Inbetriebnahme, dass die Messwerte über das Rauschmaß hinaus reichende Änderungen aufzeigten. Inwiefern sie relevant sind, wurde mit einem einfachen Versuch

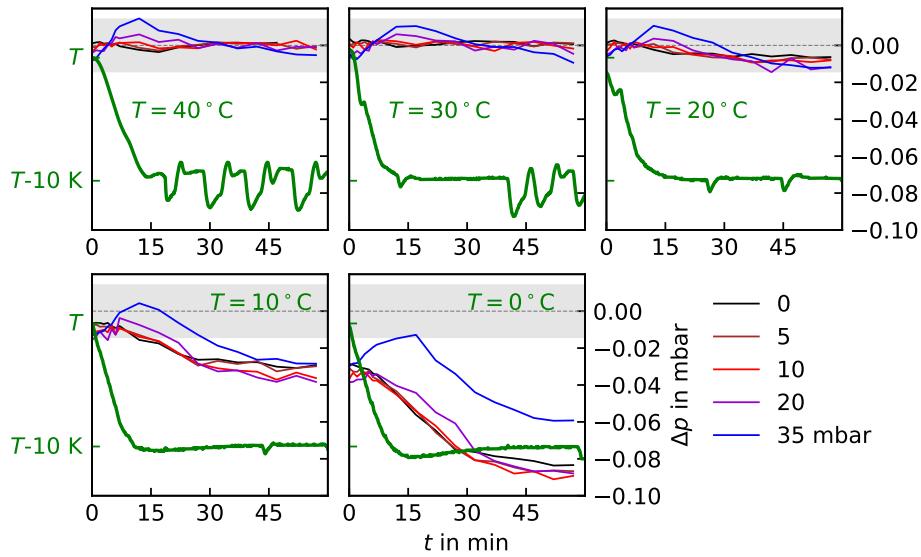


Abb. 6.6: Verlauf der Ist-Temperatur (T_{Ist}) über die Zeit in der Klimakammer, sowie die Druckdifferenzen Δp für die angegebenen Temperaturstufen. Die grauen vertikalen Linien kennzeichnen eine Änderung der Soll-Temperatur. Die Durchführung begann um 7:20 Uhr MEZ am 1. März 2017.

im Labor eingehender überprüft und mit Hilfe eines Testfluges funktional quantifiziert.

Versuch im Labor - Aufbau und Durchführung

Am Versuchstag, den 10. Januar 2017, wurden alle vorhandenen Drucksensoren⁷ auf der Montageplatte des Wingpods mit dem seriellen Konverter befestigt und abgelegt. Nach 30 Minuten Warmup-Zeit wurde die Platte in 5 verschiedene Lagen gedreht und jeweils 100 Sekunden auf einer Schaumstoffunterlage mit der Hand gehalten. Die Abfolge ist in Abb. 6.7 zu entnehmen, wobei die jeweilige Seitenbezeichnung entgegengesetzt zur Erde ist und sich auf den Wingpod bezieht. Die Lage „vorn“ würde beispielsweise im eingebauten Zustand eine vorwärtsgerichtete Beschleunigung bzw. Zunahme der Fluggeschwindigkeit mit $a = 9.81 \text{ m s}^{-2}$ im Horizontalflug entsprechen. Da die longitudinalen Achse der Sensoren p_{bet} und p_{bet} entgegengesetzt zu den übrigen Sensoren zeigt, reagieren die Messwerte bei longitudinalen und lateralen, nicht aber vertikalen Lageänderungen entgegengesetzt.

Ergebnisse

In Abb. 6.7 sind die Messwerte für den beschriebenen Positionstest dargestellt. Deutlich sichtbar sind die sowohl kurzzeitigen, wie auch anhaltenden, übers Rauschmaß hinausreichenden Messwertausschläge. Besonders der p_{alp} -Sensor scheint von diesem Verhalten betroffen zu sein und schlägt im Test bis zu 0.08 mbar aus. Für p_{spd} zeigt sich andeutungsweise ein ähnliches Verhalten, reagiert aber wesentlich träger. Auch p_{alt} schlägt

⁷Zum Zeitpunkt des Versuchs fehlte der p_{bet} -Sensor fehlte zum Zeitpunkt des Versuchs.

aus, besonders bei longitudinalen Beschleunigungen, die in der fliegerischen Praxis jedoch vernachlässigbar gering sind.

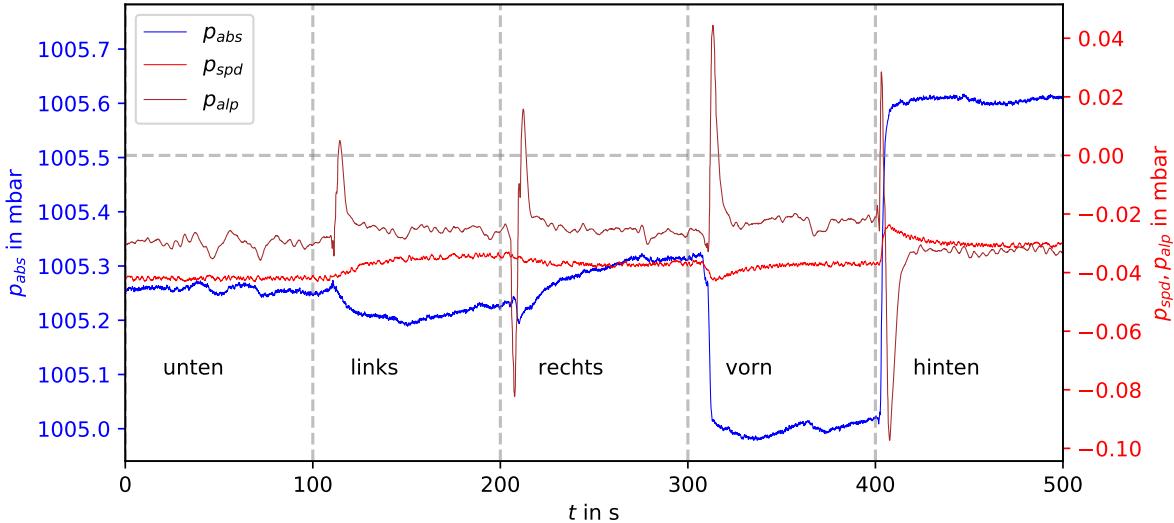


Abb. 6.7: Druckverläufe während des Positionstests mit den verfügbaren Drucksensoren.
Durchgeführt am 10. Januar 2017.

Quantifizierung im Flug - Durchführung

Nach der über Demmin durchgeführten Flugmesskampagne, schlossen sich am 17. August 2017 zwei aufeinander folgende Testflüge an, um die Wirkung der Beschleunigungen auf die Messwerte der Drucksensoren zu quantifizieren. Zunächst wurde ein Flug mit aufgesteckter Schutzkappe durchgeführt, anschließend ohne. Die Schutzkappe weist einen geringfügig größeren Innendurchmesser im Bezug zum Außendurchmesser der 5HP auf, weshalb in die Schutzkappe ein Tuch gestopft wurde, um einen strammen Sitz der Kappe auf der 5HP zu gewährleisten. Im Flug wurden schließlich starke Pitch-Oszillationen durchgeführt und große vertikale Lastvielfache zwischen 0.1 und 2.6 g provoziert, mit dem Ziel, den Einfluss der Vertikalbeschleunigung als wirkende Scheinkraft mit Messfehlern der Drucksensoren in Verbindung zu bringen. Prinzipiell ist es nur sinnvoll, die Betrachtung auf die Sensoren p_{alp} und p_{bet} zu beschränken, da die übrigen Drucksensoren an den Statikports und, im Falle des Sensors p_{spd} , zusätzlich am Staudruckport angeschlossen waren. Durch die äußerst dynamischen Pitch-Manöver, mit ihren raschen Änderungen des statischen Drucks, können aerodynamische Einflüsse auf den Statikdruckport nicht ausgeschlossen werden. Weiterhin zeigte eine kurze Betrachtung der Druckmesswerte, dass das in die Schutzkappe eingeführte Tuch dazu führte, dass der Druck am Staudruckport sich zeitlich verzögert an den sich ändernden statischen Druck anpasste. Dies führte zu einer unerwünscht starken Druckdifferenz zwischen Stau- und Statikport, weshalb die Druckmesswerte von p_{spd} während der Pitch-Manöver nicht zur Abschätzung des Feh-

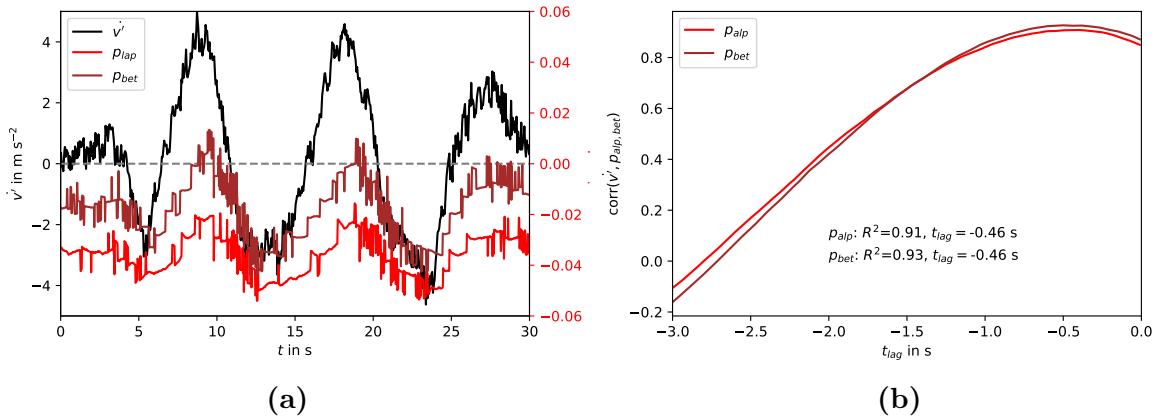


Abb. 6.8: (a): Zeitlicher Verlauf der Änderung der longitudinalen Geschwindigkeit des Flugzeugs v' , sowie der Druckdifferenzmesswerte p_α und p_β während des Pitch-Oszillationsmanövers beim Testflug am 17. August 2017. (b): Kreuzkorrelation zwischen Druckmesswerten und longitudinaler Beschleunigung.

lereinflusses geeignet sind.

Ergebnisse

In Abb. 6.8 sind die Druckmesswerte der Druckdifferenzsensoren p_{alp} und p_{bet} , sowie die auf das Flugzeug wirkende, vertikale Lastvielfache im zeitlichen Verlauf während der durchgeführten Pitch-Oszillation dargestellt. Es zeigt sich ein zeitlich versetzt wirkender Ausschlag der Druckmesswerte, deren Maxima mit um 2.2 s am stärksten negativ korreliert (Abb. 6.8b).

6.4 Kalibrationskoeffizienten

Das Errechnen der Koeffizienten wurde schrittweise durch die systematische Auswertung der durchgeführten Kalibrier- und Messflüge durchgeführt. Wie die folgenden Unterkapitel im Detail erörtern, wurde zunächst der statische und anschließend der dynamische Druck durch die Bestimmung des $C_{s,q}$ - und $C_{q,q}$ -Wertes korrigiert. Auf Grundlage dieser korrigierten Druckmessungen schließt die Bestimmung von $C_{k,\alpha}$ und $C_{k,\beta}$, welche die Anströmwinkelmessung verbessern, an. Im Anschluss werden die Offsetwerte α_0 und β_0 geschätzt.

Diese lineare Vorgehensweise ist insofern problematisch, dass die Koeffizienten nicht völlig unabhängig bestimmbar sind und sich gegenseitig geringfügig beeinflussen ([Drüe und Heinemann, 2013](#)). Um dieses Problem zu lösen, kann entweder der gesamte Prozess iterativ ausgeführt werden, bis alle Koeffizienten konvergieren, oder diese a-priori gut abgeschätzt werden, sodass ein einziger Durchlauf ausreicht und gegenüber einem iterativen Verfahren in nur vernachlässigbaren Größenordnungen abweichende Ergebnisse liefert. Aufgrund der

gesammelten umfangreichen Erfahrungen bei der Konzeption, Programmierung und dem wiederholten Testen des vollständigen Auswertungsprozesses, kann bereits auf ein Tupel von ungefähren Erwartungswerten zurückgegriffen werden, die zur Initialisierung genutzt wurden. Für die Korrektur des statischen Druckes wurde daher $C_{k,\alpha} = 0.080 \text{ deg}^{-1}$ und $C_{k,\beta} = 0.070 \text{ deg}^{-1}$ gesetzt. Die Offsetwinkel betragen $\alpha_0 = 5.5 \text{ deg}$ und $\beta_0 = -0.5 \text{ deg}$. Wie sich im Laufe der folgenden vollständigen Auswertung zeigt, weichen diese a-priori-Koeffizienten um $< 0.02 \text{ deg}^{-1}$ für $C_{k,\alpha}$ und $C_{k,\beta}$ bzw. um $< 0.5 \text{ deg}$ für α_0 und β_0 ab.

6.4.1 Korrekturen des statischen und dynamischen Drucks

In Anlehnung des in Kap. 4.3 beschriebenen Verfahrens, sind am 9. August 2017 und 7. Juni 2018 zwecks der Kalibrierung des statischen Drucks die Geschwindigkeitsvariationsmanöver geflogen worden, wobei das Manöver lediglich am zweiten Termin fünffach ausgeführt worden ist. Das Manöver am 9. August 2017 ist ungefähr eineinhalb mal ausgeführt worden und bietet daher eine unzureichende Grundlage zur Koeffizientenbestimmung. In Abb. 6.9a ist der exemplarische, zeitliche Verlauf der GPS-Höhe h und des angezeigten, unkorrigierten Staudrucks q_i für den ersten genannten Flugtermin dargestellt. Klar sichtbar ist die schwankende Flughöhe, sodass der angezeigte statische Druck $p_{s,i}$ über die barometrische Höhenformel (Formel 2.12) auf die kleinste geflogene Flughöhe während des Manövers normiert ($p_{s,norm}$) werden musste. Erst dadurch ist eine Koeffizientenbestimmung über eine Regression möglich.

In Abb. 6.9b ist der normierte, statische Druck $p_{s,norm}$ als Funktion des angezeigten Staudrucks q_i beider Flüge während der Manöver dargestellt. Ein Punkt repräsentiert einen individuellen Messwert der Datenreihe mit einem zeitlichen Abstand von jeweils 5 s. Für den zweiten Flugtermin (hellblau) wurden die Daten der letzten beiden der insgesamt fünf Durchläufe aus den Daten entfernt. Grund dafür ist, dass die geforderte Annahme eines horizontal homogenen statischen Druckfeldes zum Ende des Laufs nicht mehr erfüllt war und etwas niedriger war. Das führte dazu, dass die verworfenen Datenpunkte unterhalb der Punktwolke vorzufinden wären und das Bestimmtheitsmaß R^2 verschlechtern würden (nicht dargestellt).

Offensichtlich ist die Verteilung auch nicht linear und ein quadratisches Regressionsmodell zur Parameterableitung scheint deutlich passender. Das Bestimmtheitsmaß eines linearen Modells R_l^2 ergäbe jeweils $R_l^2 = 0.92$ bzw. $R_l^2 = 0.93$ und fällt gegenüber dem letztendlich gewählten quadratischen Modell geringfügig schlechter ($R^2 = 0.96$ bzw. $R^2 = 0.96$) aus. Die zur Korrektur des statischen Drucks hergeleitete Formel 4.14 kann daher um einen quadratischen Term zur erweitert werden:

$$p_{s,c} = p_{s,i} - C_{s2,q} q_i^2 - C_{s1,q} q_i - p_{s,0} \quad (6.1)$$

$$q_c = q_i + C_{s2,q} q_i^2 + C_{s1,q} q_i + q_{i,0} \quad (6.2)$$

Während des ersten Testflugmanövers wurde das Manöver lediglich eineinhalb mal abgeflogen und deckt einen kleineren Geschwindigkeitsbereich als beim zweiten Kalibrierungsflug ab. Aus diesem Grund ist den aus dem zweiten Kalibrierflug abgeleiteten Koeffizienten ein höheres Vertrauen beizumessen, womit die Koeffizienten mit $C_{s2,q} = -8.42 \pm 1.29 \cdot 10^{-5}$ Pa⁻¹ und $C_{s1,q} = 0.17 \pm 0.02$ zu quantifizieren sind. Die Unsicherheiten wurden aus den Residuen der Regressionsgeraden innerhalb eines 95%-Konfidenzintervall errechnet. In beiden Läufen ist die Fluggeschwindigkeit nicht stufenweise, sondern kontinuierlich durch die beiden Lastzustände Vollgas und Leerlauf des Triebwerks der ASK 16 geändert worden. Es bleibt daher offen, welchen Einfluss die Triebwerksleistung auf das statische Druckfeld der 5HP hat. Eine deutliche Hysterese ist zumindest in den Punktwolken nicht erkennbar. Im nächsten Schritt wurde der $C_{q,q}$ -Wert bestimmt. Zu diesem Zweck sind von den zahlreichen Flügen die in 6.2 aufgeführten Reverse-Heading-Manöver selektiert worden, die parallel zur Windrichtung abgeflogen wurden. Neben den bewusst zur Kalibrierung geflogenen Manövern während des am 7. Juni 2018 stattgefundenen Testfluges, konnten eine Reihe der Bildflugtracks der Demmin-Messkampagne selektiert werden. Da sie sich zur Berechnung des β_0 -Koeffizienten in gleicher Weise eignen, sind in der Tabelle einige weitere Informationen dargestellt, auf die erst später eingegangen werden soll. Aufgrund der großen Länge der Bildflugtracks, die bis zu 10 Minuten Flugzeit in Anspruch nahmen, beinhaltet jeder der selektierten Ausschnitte einen einminütigen Gegen- und Rückenwindabschnitt, wobei das Wendemanöver als mögliche Fehlerquelle zwischen zwei Abschnitten entfernt worden ist. Diese Maßnahme soll den Fehlereinfluss durch größterskalige Änderungen des Windfeldzustandes bei der Bestimmung des Koeffizienten vermindern. Die jeweiligen Koeffizienten eines Fluges ergeben sich aus der iterativen Änderung des $C_{q,q}$ -Wertes in Formel 4.15, bis die Differenz des gemittelten, gemessenen Windgeschwindigkeitsbetrages für den Gegenwind- und Rückenwindabschnitt verschwindet. Im Mittel ergibt sich schließlich $C_{q,q} = -0.0273 \pm 0.0192$ innerhalb eines 95%-Konfidenzintervalls.

6.4.2 Kalibrierung der Anströmwinkel

Im nächsten Schritt wurden die Koeffizienten der Anströmwinkelmessung für Formel 2.39 bestimmt. Die zugehörigen Kalibriermanöver (Pitch- und Yaw-Oszillationen) zur Ermittlung des $C_{k,\alpha}$ - und $C_{k,\beta}$ -Parameters sind während mehrerer Flüge durchgeführt worden und in Tab. 6.1 für die Pitch- bzw. Tab. 6.2 Yaw-Oszillationen aufgelistet. Die Bestimmung der Offsetwerte α_0 sowie β_0 folgte anschließend und sind mit Hilfe der geflogenen Tracks während der Demmin-Messkampagne ermittelt worden, da sie sich im Besonderen

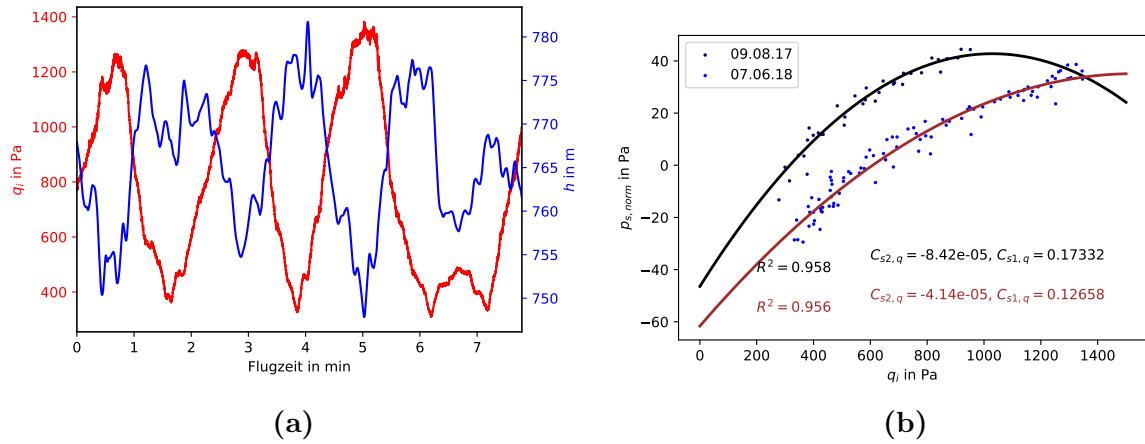


Abb. 6.9: (a): Zeitlicher Verlauf des gemessenen Staudrucks q_i und der gemessenen GPS-Höhe h während des Beschleunigungsmanövers beim zweiten Testflug des 9. August 2017. (b): Darstellung des normierten statischen Drucks $p_{s,\text{norm}}$ als Funktion des gemessenen Staudrucks q_i (blau).

aus zwei Gründen eignen: zunächst lassen sich aus den zahlreichen Tracks einige passende Läufe mit überwiegend vorherrschendem Seitenwind finden, die zur Bestimmung des β_0 -Wertes dienlich sind. Darüber hinaus garantieren die tiefen Flüge in ca. 150 m Höhe über Grund, dass wegen der Erdbodennähe synoptisch oder mesoskalige wirksame Hebungsmechanismen in dieser Höhe nahezu unwirksam bleiben, die schließlich einen Bias bei der Bestimmung des α_0 -Wertes, die auf der Grundannahme $\bar{w} = 0$ fußt, verursachen könnten. Zunächst wurden die Pitch-Manöver zur Bestimmung von $C_{k,\alpha}$ ausgewertet und der Offsetwinkel von $\alpha_0 = 5.5$ deg a-priori angenommen. In Tab. 6.1 sind die Flüge aufgelistet, während der das Manöver ausgeführt wurde. Ein zentrales Merkmal, welches Aufschluss auf die richtige Ausführung des Manövers gibt, ist die Periodendauer T_{osc} des Manövers. Ist der Wert erheblich größer als der empfohlene Richtwert von 5 s, weist dies auf eine eher flache denn harmonisch-ozillierende Auslenkung des Anstellwinkels α und der resultierenden Druckdifferenz p_α hin. Mit einer durchschnittlichen Periodendauer von $T_{osc} = 7.6$ s während des Testfluges vom 9. August 2017 ist dieser Wert der Empfehlung am nächsten. Die Manöver aus den Flügen im Jahr 2018 weisen eine deutlich größere Periodendauer von bis zu $T_{osc} = 21.7$ s auf. Für den Flug am 7. Juni 2018 sind von den insgesamt 10 Perioden die letzten 6 selektiert worden, da die ersten 4 eine Periodendauer von ca. 20 s aufwiesen.

In Abb. 6.11 ist der zeitliche Verlauf des Lagewinkels Θ in der ersten und des gemessenen Differenzdruckes $p_{\alpha,i}$ in der zweiten Reihe für das am 9. August 2017 durchgeführte Manöver dargestellt. Der Verlauf des Differenzdrucks ist nur andeutungsweise einer Sinuskurve gleich und erreicht keine deutlich negativen Druckdifferenzen. Durch die iterative Anpassung des $C_{k,\alpha}$ -Wertes mit Hilfe des Newton-Verfahrens, mit dem Ziel, die Standardabweichung der gemessenen Vertikalwindkomponente σ_w zu minimieren, ist ein optimaler Wert von $C_{k,\alpha} = 0.0896 \text{ deg}^{-1}$ gefunden, womit sich die Standardabweichung des gemes-

senen Vertikalwindes von $\sigma_w = 0.26 \text{ m s}^{-1}$ (mit $C_k = 0.079 \text{ deg}^{-1}$) auf $\sigma_w = 0.23 \text{ m s}^{-1}$ reduziert (Abb. 6.11, 4. Reihe). Der höhere, optimierte Koeffizient gegenüber dem theoretischen Wert von $C_k = 0.079 \text{ deg}^{-1}$ weist also hin, dass der Upwash-Effekt an den Anstellwinkel gekoppelt ist und der mit C_k berechnete, unkorrigierte Anstellwinkel α_i überschätzt wird. In der Folge führt eine gleichzeitig gleichgerichtete Auslenkung des Anstell- und Lagewinkels α bzw. Θ zur Überschätzung des Vertikalwindes (4.3, 4. Reihe, rote Linie) und umgekehrt. Trotz der Korrektur verbleibt eine mit dem Anstellwinkel gekoppelte Varianz des gemessenen Vertikalwindes (blaue Linie) und ist auf nicht erklärte, weitere Einflüsse des Manövers auf das Druck- und Strömungsfeldes am Wingpod zurückzuführen. Da die Druckdifferenz p_α für die Winkelbestimmung zunächst mit dem statischen Druck normiert wird ($\Delta p_\alpha = \frac{p_{\alpha,i}}{p_{s,c}}$), erscheint es möglich, dass Anstellwinkeländerungen das statische Druckfeld am Wingpod und folglich die Winkelmessung negativ beeinflussen könnten. Zur Eliminierung dieses Effektes könnte eine winkelabhängige Korrektur des statischen Drucks formuliert werden.

Angewendet auf die übrigen in Tab. 6.1 aufgelisteten Flüge, konnte schließlich ein optimaler Mittelwert von $C_{k,\alpha} = 0.0905 \pm 0.0015 \text{ deg}^{-1}$ (95%-Konfidenzintervall) bestimmt werden. Wegen der sehr hohen Periodendauer und unplausiblen $C_{k,\alpha}$ -Werte der am 16. und 18. Juli 2018 ausgeführten Manöver (siehe Tab. 6.1), wurden diese verworfen und nicht in die Mittelwertbildung des finalen $C_{k,\alpha}$ -Wertes miteinbezogen. Offensichtlich korrelieren ungünstig hohe Periodendauern T_{osz} mit zu hohen $C_{k,\alpha}$'s.

Als nächstes wurde der $C_{k,\beta}$ -Wert durch Auswertung der Yawing-Manöver bestimmt. Die zugehörigen Flüge sind in der Tab. 6.2, zusammen mit der mittleren Flugrichtung $\bar{\Psi}$ während der Manöver, sowie der Anzahl der Oszillationen und den Periodendauern T_{osc} aufgelistet. Alle Yawing-Manöver weisen eine mittlere Periodendauer zwischen $T_{osc} = 3.0 \text{ s}$ und $T_{osc} = 7.3 \text{ s}$ auf und sind überwiegend innerhalb der PBL durchgeführt worden. Für einige Variation des $C_{k,\beta}$ -Wertes mit Hilfe des oben genannten Newton-Verfahrens, wurde die Standardabweichung der jeweils orthogonal zur mittleren Flugrichtung ausgerichtete Windkomponente minimiert. Flog das Flugzeug beispielsweise in eine überwiegend westliche ($\Psi = 270 \pm 45 \text{ deg}$) oder östliche Richtung ($\Psi = 90 \pm 45 \text{ deg}$), also parallel zur u -Windkomponente, ist die Varianz der Komponente v minimiert worden.

In Abb. 4.4 ist exemplarisch die Zeitreihe des am 9. August 2017 durchgeföhrten Laufs aufgetragen. Der in der 1. Reihe gezeigte Verlauf des Azimuthwinkels erfüllt die geforderte harmonische Ausführung mit einer hinreichend kurzen Periodendauer. Die 4. Reihe zeigt den optimierten (blau) und unkalibrierten u -Wind (rot), für den der theoretisch hergeleitete Koeffizient $C_k = 0.079 \text{ deg}^{-1}$ angenommen worden ist. Das Verfahren hat in diesem Fall die Standardabweichung der u -Windkomponente von $\sigma_u = 0.48 \text{ m s}^{-1}$ auf $\sigma_u = 0.21 \text{ m s}^{-1}$ bei $C_{k,\beta} = 0.0697 \text{ deg}^{-1}$ maximal reduziert. Dennoch ist ein schwacher harmonischer, mit der Yaw-Oszillation in Verbindung stehende Restvarianz erkennbar,

die das Verfahren nicht völlig ausmerzt. Dieses Verhalten zeigt sich etwas deutlicher in der Parallelwindkomponente v (letzte Reihe in Abb. 4.4), wobei die Varianz auch hier um 0.05 m s^{-1} auf $\sigma_v = 0.18 \text{ m s}^{-1}$ reduziert wurde. Dass der Koeffizient $C_{k,\beta}$ kleiner als der theoretische Betrag ist, deutet auf eine Unterschätzung des gemessenen Winkels hin (Abb. 4.4, Reihe 3). Dies ist vermutlich eine Folge der seitlichen Umströmung des nahen Rumpfes der ASK 16 geschuldet (Sidewash), wobei die Strömung während einer Schräganströmungssituation weiter parallel der Rumpfoberfläche folgt. Je weiter die 5HP vom Rumpf entfernt ist, desto geringer fällt dieser Effekt ins Gewicht.

Durch die Auswertung der übrigen Flüge ergibt sich schließlich ein mittlerer Wert von $C_{k,\beta} = 0.0725 \pm 0.0041$ (95%-Konfidenzintervall). Die oberhalb der PBL durchgeföhrten Manöver resultieren in einen etwas geringeren optimalen $C_{k,\beta}$ -Wert (Tab. 6.2). Als mögliche Einflussgrößen, wie eine grundsätzlich geringere Außentemperatur und Turbulenz oberhalb der PBL, kommt auch die tendenziell „schräg“ verlaufenden Flugrichtungen in Frage.

In Abb. 6.10 sind exemplarisch die Standardabweichungen der Horizontalwindkomponenten u (schwarz) und w (grün) jeweils in Abhängigkeit verschiedener $C_{k,\beta}$ und $C_{k,\alpha}$ für die am 7. August 2017 durchgeföhrten Oszillationsmanöver gezeigt. Das Newton-Verfahren lokalisiert die Minima der Windvektorvarianz, womit jeweils ein bester Schätzer für $C_{k,\beta}$ oder $C_{k,\alpha}$ gefunden ist. Innerhalb plausibler Erwartungswerte von $C_{k,\beta}$ bzw. $C_{k,\alpha}$ existiert jeweils ein eindeutiges Minimum.

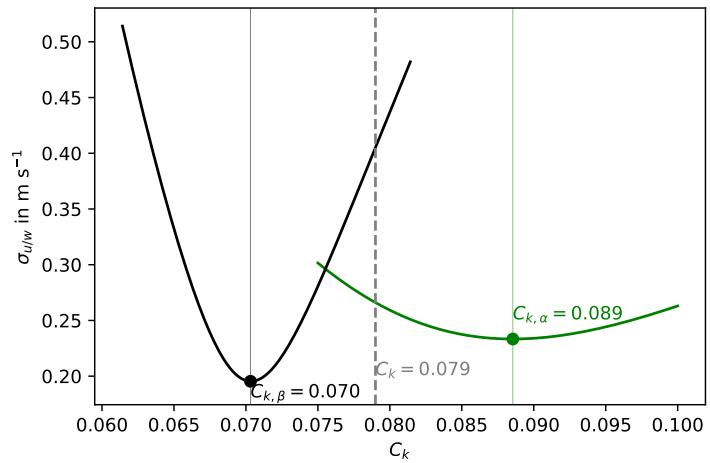


Abb. 6.10: Verteilung der errechneten Standardabweichung für die Windkomponenten u und w . Flugdaten vom 9. Aug. 2017.

Tab. 6.1: Übersicht der geflogenen Pitching-Manöver mit den abgeleiteten $C_{k,\alpha}$ -Koeffizienten. Der Mittelwert und Fehler innerhalb eines 95%-Konfidenzintervalls ist unten angegeben.

Datum	Flug	T_{osz} in s	Anz.	$C_{k,\alpha}$ in deg^{-1}	σ_w in m s^{-1}	Anmerkungen
09.08.17	2	7.6	8	0.0887	0.23	oberhalb PBL
07.06.18	1	14.5	6	0.0912	0.26	innerhalb PBL, 6 von 10 Perioden selektiert
16.07.18	2	21.7	3	0.1723	0.38	innerhalb PBL, parabelartige Ausführung, verworfen
18.07.18	1	16.4 13.8	5 $4\frac{1}{2}$	0.1021 0.0905	0.21 0.15	oberhalb PBL, parabelartige Ausführung, verworfen oberhalb PBL
$\overline{C_{k,\alpha}} = 0.0905 \pm 0.0015$						

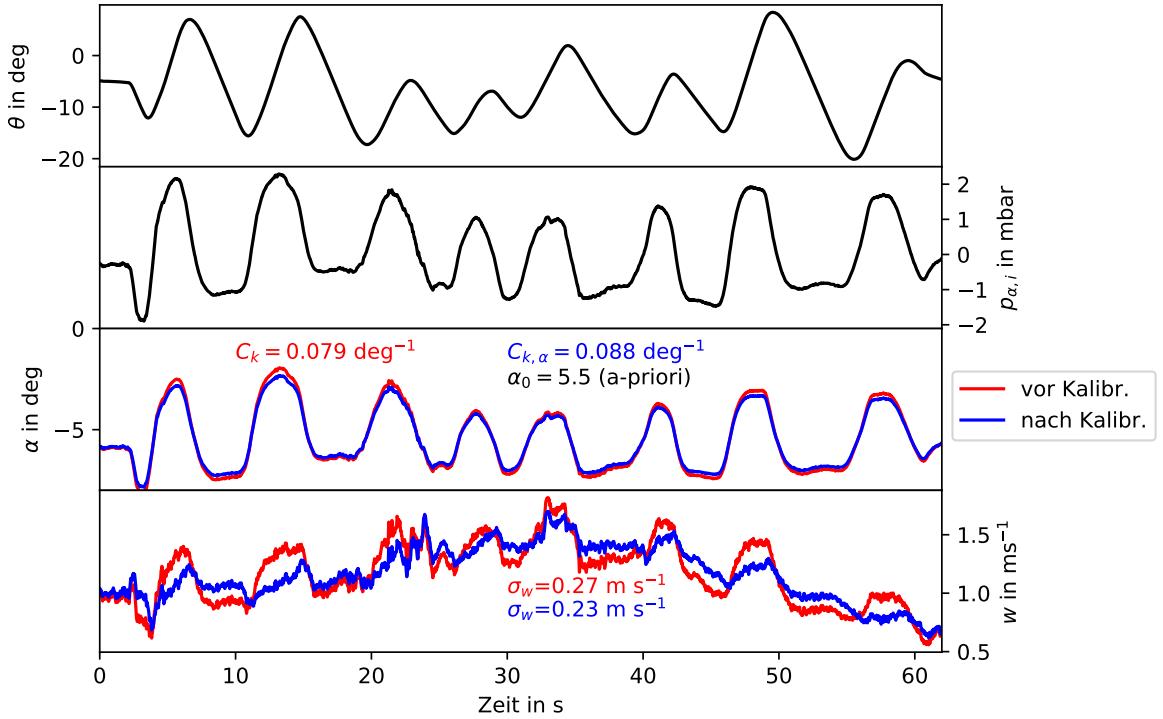


Abb. 6.11: Zeitreihe der IMU-Messwerte für Θ (oben) und angezeigter Differenzdruckmesswerte $p_{\alpha,i}$ (1. Reihe). Darunter (3. Reihe) der Anstellwinkel α vor (rot) und nach (blau) der Kalibrierung. In der letzten Reihe ist der errechnete Vertikalwind dargestellt. α_0 wurde zunächst geschätzt (a-priori) und gesondert berechnet. Flugdaten vom zweiten Testflug am 9. August 2017 oberhalb der PBL (Flughöhe ca. 2700 m).

Tab. 6.2: Übersicht der geflogenen Yawing-Manöver mit den abgeleiteten $C_{k,\beta}$ -Koeffizienten.

Datum	Flug	$\bar{\Psi}$ in deg	T_{osz} in s	Anz.	$C_{k,\beta}$ in deg^{-1}	σ_u, σ_v in m s^{-1}	Anmerkungen
09.08.17	2	217	3.0	7	0.0703	0.21, 0.15	oberhalb PBL, σ_u optimiert
07.06.18	1	80	6.8	10	0.0731	0.25, 0.25	innerhalb PBL, σ_v optimiert
16.07.18	2	265	4.2	6	0.0733	1.52, 0.65	innerhalb PBL, σ_v optimiert
		267	7.3	4	0.0760	0.42, 0.31	innerhalb PBL, σ_v optimiert
		270	4.3	4	0.0726	0.52, 0.44	innerhalb PBL, σ_v optimiert
18.07.18	1	323	5.9	$10\frac{1}{2}$	0.0721	0.39, 0.31	oberhalb PBL, σ_u optimiert
		36	5.4	5	0.0697	0.23, 0.26	oberhalb PBL, σ_u optimiert
$\bar{C}_{k,\beta} = 0.0725 \pm 0.0041$							

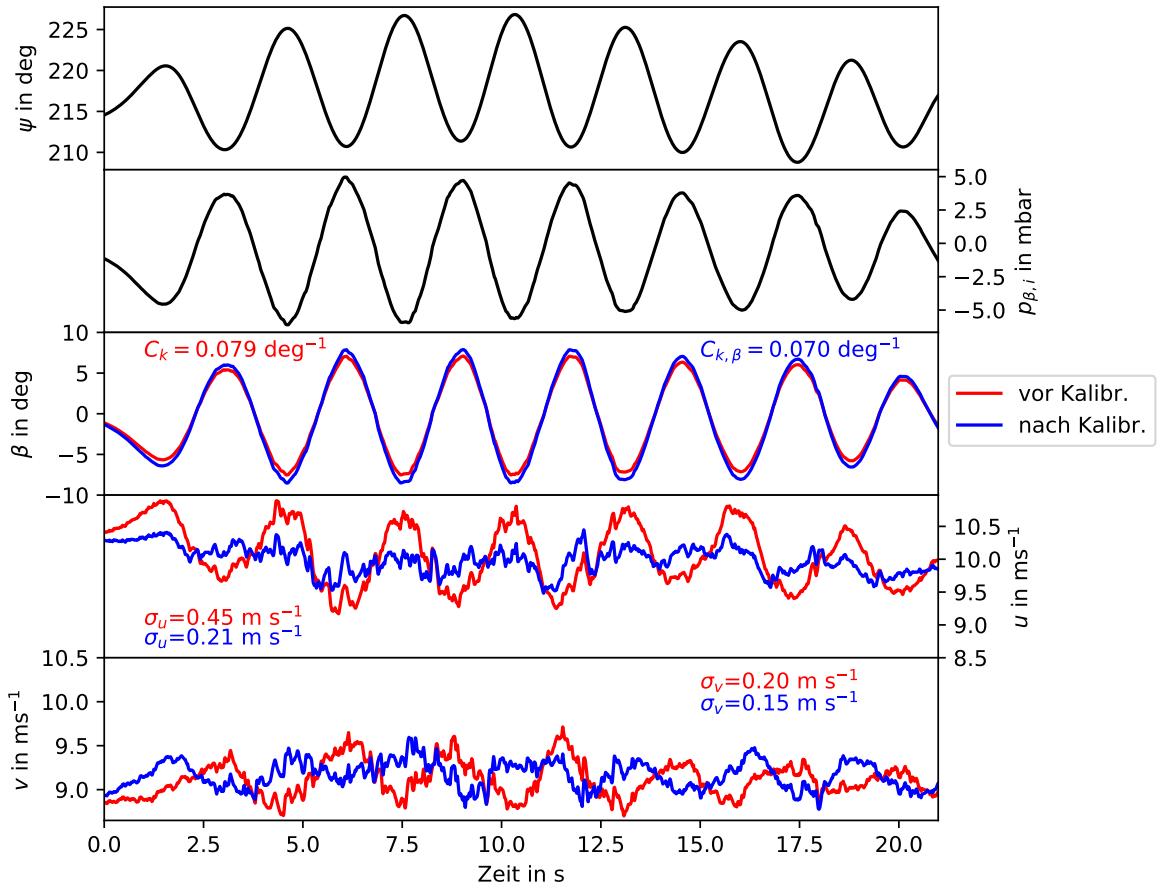


Abb. 6.12: Zeitreihe des IMU-Messwertes Ψ (oben) und angezeigter Differenzdruckmesswerte $p_{\beta,i}$ (2. Reihe). Darunter (3. Reihe) der Gierwinkel β vor (rot) und nach (blau) der Kalibrierung. In der letzten Reihe ist der errechnete Vertikalwind dargestellt. α_0 wurde zunächst geschätzt (*a-priori*) und gesondert berechnet. Flugdaten vom zweiten Testflug am 9. August 2017 oberhalb der PBL (Flughöhe ca. 2700 m).

Tab. 6.3: Zur Bestimmung von α_0 ausgewählte Abschnitte. Unten ist der Durchschnitt mit Fehler im 95%-Konfidenzintervall angegeben.

Datum	Flug	Zeit in UTC	α_0 in deg
14.08.17	1	11:27:50 - 12:12:30	5.463
	2	16:37:00 - 16:58:00	5.580
15.08.17	1	06:09:10 - 06:32:20	5.556
	2	08:36:40 - 08:58:03	5.507
		09:08:20 - 09:58:10	5.552
$\bar{\alpha}_0 = 5.531 \pm 0.091$			

Abschließend sind die Koeffizienten α_0 und β_0 zu bestimmen. Wie in Kap. 4.4.1 erläutert, kann α_0 durch die Grundannahme $\bar{w} = 0$ bestimmt werden. In der Literatur ([Mallaun et al., 2015](#); [Drüe und Heinemann, 2013](#)) ist es durchaus üblich, den Parameter für jeden Flug durch Variation so zu bestimmen, dass der gemittelte Vertikalwind über den gesamten Flug verschwindet. Die Erfüllung dieser Bedingung kann während der im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Flüge aufgrund mangelnder Daten nicht gezeigt werden. Für einige wenige Flüge erscheint es jedoch sehr wahrscheinlich, dass synoptischskaliges, schwaches Aufsteigen infolge von Warmluftadvektion, wie sie beispielsweise am 15. August 2017 vorherrschte, insbesondere in den verhältnismäßig hohen Flugabschnitten über der PBL, wirksam war. Darüber hinaus neigte der im Segelflugsport sehr erfahrene Pilot der ASK 16, sich thermische Aufwinde zur zeit- und kraftstoffsparenden Erhöhung der Steigrate zu Nutze zumachen, sodass die Bedingung $\bar{w} = 0$ prinzipiell nicht greift.

Dem gegenüber steht die Verfügbarkeit von Messdaten diverser Tiefflugabschnitte während der Demmin-Messkampagne, die in der ausgeführten Form in der fliegerischen Praxis eher selten möglich und sinnvoll sind. Die Nähe zum Erdboden in Verbindung mit der flachen Landschaft über dem Messgebiet bei Demmin stellt sicher, dass der Vertikalwind im Mittel am ehesten verschwindet und nicht von größerskaligen Hebungsantrieben betroffen ist. Aus diesem Grund wurden die Tieffluggebiete während der Demmin-Messkampagne selektiert, welche in 6.3 aufgelistet sind. Die α_0 -Werte sind erneut durch die Anwendung des Newton-Verfahrens gefunden. Als Optimierungsziel ist ein im Mittel verschwindener Vertikalwind der jeweiligen Abschnitte durch Variation von α_0 gewählt worden. Als finaler Mittelwert ergibt sich $\alpha_0 = 5.531 \pm 0.091$ deg innerhalb eines 95%-Konfidenzintervalls.

Im letzten Schritt wurde β_0 durch ein ähnliches Verfahren ermittelt. Ist der Offsetwinkel β_0 nicht korrekt bestimmt und ein Reverse-Heading-Manöver parallel zur vorherrschenden Windrichtung ausgeführt, weichen die gemessenen Windrichtungen in den Gegen- und Rückenwindabschnitt voneinander ab. Das Ziel des Optimierungsverfahrens ist es, β_0 so lange zu variieren, bis die Windrichtungsdifferenz der Rücken- und Gegenwindabschnitte

Tab. 6.4: Zur Bestimmung von β_0 ausgewählte Abschnitte. $\overline{\Psi_G}$ und $\overline{\Psi_R}$ sind die durchschnittlichen Flugrichtungen für den Gegen- und Rückenwindabschnitt; δ ist die mittlere Windrichtung. Unten ist der Durchschnitt mit Fehler im 95%-Konfidenzintervall angegeben.

Datum	Flug	Zeit in UTC	$\overline{\Psi_G}$, $\overline{\Psi_R}$ in deg	$\bar{\delta}$ in deg	σ_δ in deg	β_0 in deg	$C_{q,q}$	Anmerkungen
14.08.17	1	11:01:05 - 11:03:00	205.0, 23.1	208.7	3.2	-0.227	-0.0264	oberhalb PBL
	2	16:04:25 - 16:07:40	200.4, 21.4	200.1	4.3	-0.769	-0.0512	
15.08.17	2	09:21:00 - 09:25:30	129.0, 303.9	136.3	5.9	-0.142	-0.0224	innerhalb PBL
		09:43:00 - 09:46:50	126.6, 302.8	136.5	8.2	-0.834	-0.0261	
07.06.18	1	18:32:40 - 18:34:30	106.7, 284.6	114.3	3.1	-0.704	-0.0241	innerhalb PBL
		18:35:00 - 18:36:50	106.2, 281.6	115.1	3.3	-0.744	-0.0243	
		18:37:20 - 18:39:00	106.8, 282.9	116.0	2.3	-0.704	-0.0221	
		18:39:35 - 18:41:40	107.3, 283.2	116.3	2.6	-0.679	-0.0217	
$\overline{\beta_0} = -0.601 \pm 0.514$							$\overline{C_{q,q}} = -0.0273 \pm 0.0192$	

jeweils 0 sind. Voraussetzung ist, dass das Windfeld räumlich und zeitlich konstant ist. Für dieses Verfahren sind die in Tab. 6.4 aufgelisteten Flugabschnitte der Demmin-Messkampagne manuell selektiert worden, bei denen eine ungefähr parallel zur Flugrichtung ausgerichtete Windrichtung vorherrschte. Im Mittel ergibt sich $\overline{\beta_0} = -0.601 \pm 0.514$ deg innerhalb eines 95%-Konfidenzintervalls.

6.5 Spektrale Leistungsdichte

In diesem Abschnitt soll die spektrale Leistungsdichte der Sensormesswerte und des gemessenen Windes betrachtet werden, wodurch Eigenheiten des Messsystems (Dämpfungen, Vibrationen, Eigenschwingverhalten des Flugzeugs um seine Achsen) beschrieben bzw. charakterisiert werden können.

In Abb. 6.13 ist exemplarisch die spektrale Leistungsdichte der Drucksensoren für einen 45 minütigen Flugabschnitt gezeigt, der während der über Demmin geflogen wurde. Der Abschnitt umfasst mehrere tiefen Bildflugläufe in einer Höhe von ca. 250 m üNN, in der die PBL zur Messzeit (zwischen 11:27 UTC und 12:12 UTC) einstrahlungsbedingt bereits gut durchmischt wurde. Alle Sensordaten folgen gut dem erwarteten Kolmogorov'schen 5/3-Gesetz (schwarze

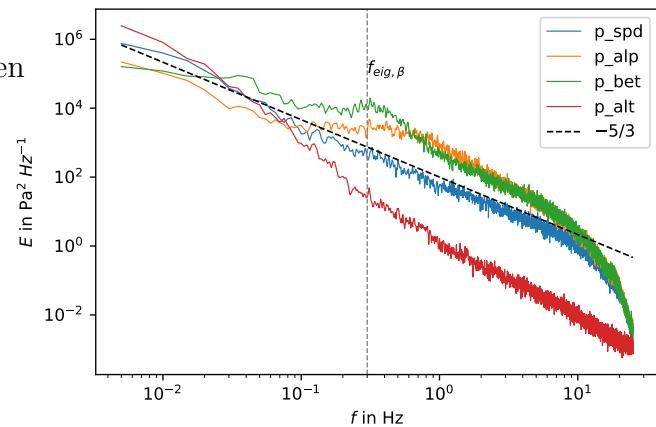


Abb. 6.13: Spektrale Leistungsdichte für die Drucksensormesswerte. Datengrundlage: 1. Flug 14. August 2017, 11:27 UTC bis 12:12 UTC, Tiefflug.

Linie), jedoch mit einem signifikanten Abfall ab ca. 6 Hz bis hin zur Nyquist-Frequenz, die im Falle der Drucksensoren $f_{Ny} = 25$ Hz beträgt. Der Absolutdrucksensor ist von diesem Verhalten nicht betroffen. Als Ursache kommen entweder Dämpfungseffekte durch die Schlauchanlage, der Exponentialfilter der Drucksensoren, eine Filterwirkung durch träge reagierende Sensorelemente oder ein Sampling-Artefakt wegen der Nähe zur Nyquist-Frequenz der Drucksensoren in Frage. Es erscheint jedoch unwahrscheinlich, dass die miniaturisierten MEMS-Sensorelemente sowie die verhältnismäßig kurze Schlauchleitungslänge von < 2 m als Ursache in Fragen kommen. Zwar sind solche Dämpfungseffekte möglich, jedoch bei längeren Schlauchleitungen (10 m) problematisch ([Lenschow und Spyers-Duran, 1989](#)). Vermutlich ist dies ein Effekt des Exponentialfilters, welcher erst ab den Flügen im Juli 2018 identifiziert und deaktiviert wurde, oder ein Problem des Synchronisierungs-Samplings in der Software. Weiterhin zeigt sich ein Peak für p_{bet} zwischen $10^{-1} < f < 10^0$ Hz. Sie charakterisiert die Eigenfrequenz f_{eig} des Flugzeugs um die Hochachse von ca. $f_{eig,\beta} \approx 0.3$ Hz. Das gedämpfte Eigenschwingen des Flugzeugs um die Hochachse ist eine Folge von plötzlichen Windrichtungsänderungen, sodass eine Schräganströmung und seitliche Kraftwirkung auf das Höhenleitwerk resultiert. Dies hat eine gedämpfte Oszillationsbewegung um die Hochachse mit wechselnder Schräganströmung zur Folge, welche letztendlich durch den p_{bet}-Sensor messbar ist. Für die Querachse, erfasst durch p_{alp}, ist zwar gegenüber dem -5/3-Gesetz eine erhöhte Leistungsdichte in diesem Frequenzbereich erkennbar, eine charakteristische Eigenfrequenz zeichnet sich jedoch nicht ab.

Als nächstes wird die mechanische Anregung des Wingpods durch den Motor der ASK 16 untersucht. In Abb. 6.14a ist links die spektrale Verteilung der Drucksensoren für einen Zeitraum von 60 s kurz nach der Landung des am 18. Juli 2018 stattgefundenen Testfluges, also mit deaktiviertem Filter, dargestellt. Es sind deutliche Peaks aller Drucksensoren bei $f \approx 13.5$ Hz und Oberfrequenzen, erkennbar. Wird eine Minute als Zeitbasis genommen und geht davon aus, dass die Anregung eine Folge der Rotationsbewegung des Motors und Propellers des Triebwerkes verursacht wird, lässt sich eine, für die ASK 16 typische, Leerlaufdrehzahl von 810 U min^{-1} ableiten. Wegen der niedrigeren Samplingrate von 20 s^{-1} der IMU können diese Anregungen im Frequenzraum nicht abgebildet werden. In Abb. 6.14b ist der Verlauf des Druckmesswertes q_i innerhalb einer Sekunde mit den gut sichtbaren harmonischen Schwingungen aufgetragen. Im Flugbetrieb sind deutlich höhere Drehzahlen von ca. 2000 bis 2700 U min^{-1} (Nenndrehzahl) und damit oberhalb der Nyquist-Frequenz der Drucksensoren und IMU ($f_{Ny} = 25$ Hz bzw. $f_{Ny} = 10$ Hz) liegende Resonanzen zu erwarten. Trotz ausgeschalteten Filter verbleibt der Abfall zur Nyquist-Frequenz hin.

Betrachtet man die spektrale Leistungsdichteverteilungen der errechneten Windvektor-komponenten, ergibt sich das in Abb. 6.15 gezeigte Bild. In diesem Plot sind die Verteilungen des Mittag- und Nachmittagfluges vom 14. August 2017 mit aktiviertem Filter

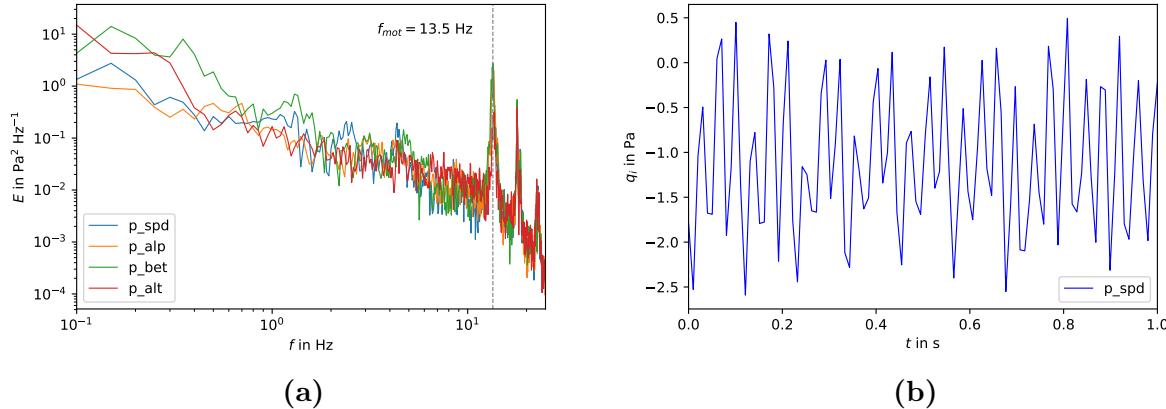


Abb. 6.14: (a): Zeitlicher Verlauf des gemessenen Staudrucks q_i und der gemessenen GPS-Höhe h während des Beschleunigungsmanövers beim zweiten Testflug des 9. August 2017. (b): Darstellung des normierten statischen Drucks $p_{s,norm}$ als Funktion des gemessenen Staudrucks q_i (blau).

dargestellt, wobei oben die Daten von zwei Tracks innerhalb der PBL (Tiefflug, ca. 250 m üNN bzw. 150m über Grund) und unten eines Bildflugtracks oberhalb der PBL (ca. 2300 üNN) dargestellt sind. Bei allen drei Bildern zeigt sich ebenfalls gute Übereinstimmung gemäß des -5/3-Gesetzes mit deutlichem Abfall der Energiedichte am Abend infolge der zurückgehenden turbulenten Durchmischung der PBL. Eine geringfügige Anhebung der Energiedichte des Vertikalwindes w innerhalb der PBL-Flüge in einem Bereich zwischen 0.3 Hz bis 1 Hz kann durch die Eigenschwingung des Flugzeugs um die Querachse hervorgerufen werden und auf einen damit gekoppelten Messfehler des Vertikalwindes hinweisen. Oberhalb der PBL zeigt sich ein abgesenktes Energieniveau aufgrund geringerer Turbulenz und eine verringerte Auswirkung des Samplings infolge reduzierter Amplituden. Es zeigt sich ein markanter Peak aller Windkomponenten bei $f = 20$ Hz, möglicherweise infolge mechanischer Anregung des Wingpods mit halber Motordrehzahl (2400 U min^{-1}). Vergleichend dazu sind in Abb. 6.16 die Powerspektren des Testfluges am 18. Juli 2018 mit abgeschalteten Filter dargestellt. Offensichtlich hat der Exponentialfilter keinen Einfluss auf die Verteilung, sodass der Abfall nahe der Nyquistfrequenz auf ein Sampling-Artefakt zurückzuführen ist. Dennoch zeigt sich eine sehr ähnliche Verteilung mit der genannten Überschätzung des Vertikalwindniveaus im Bereich von ca. 1 Hz und darunter. Der kürzere Flugabschnitt oberhalb der PBL beinhaltet zwei Durchläufe mit Parabelmanövern, die zur Kalibrierung von α dienten. Die Peaks der Horizontalwindkomponenten bei einer Frequenz von ca. $8 \cdot 10^{-2}$ Hz resultieren aus Messfehlern, die mit den extremen Fluglagen einhergehen.

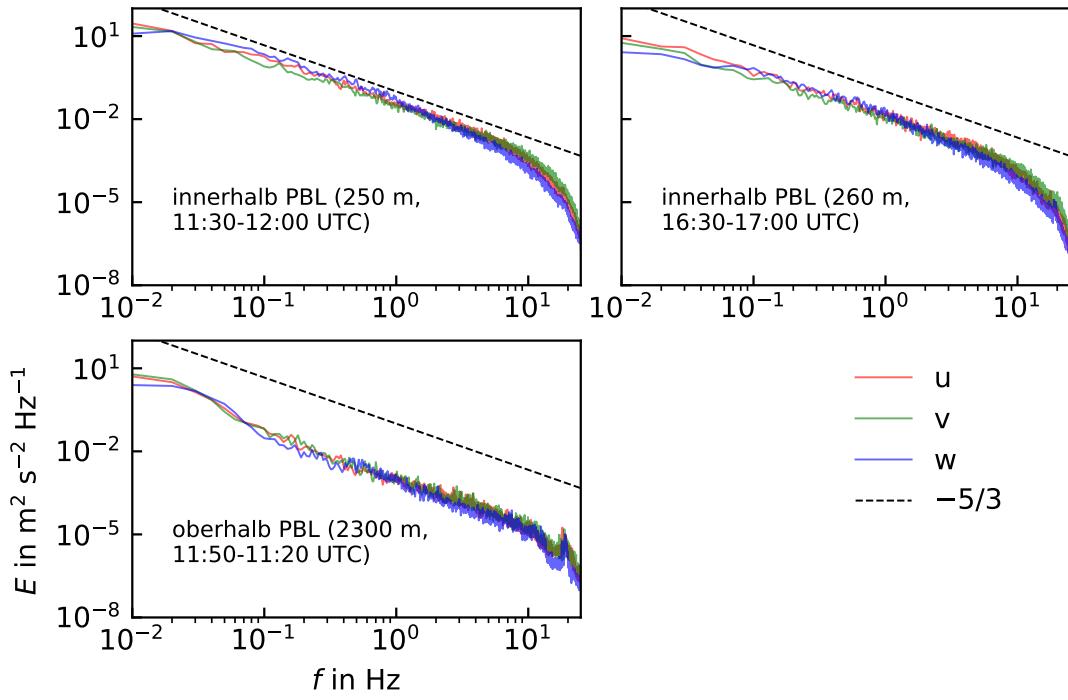


Abb. 6.15: Spektrale Leistungsdichte für die Windmesswerte innerhalb (oben) sowie oberhalb der PBL (unten). Datengrundlage: 1. und 2. Flug, 14 August 2017

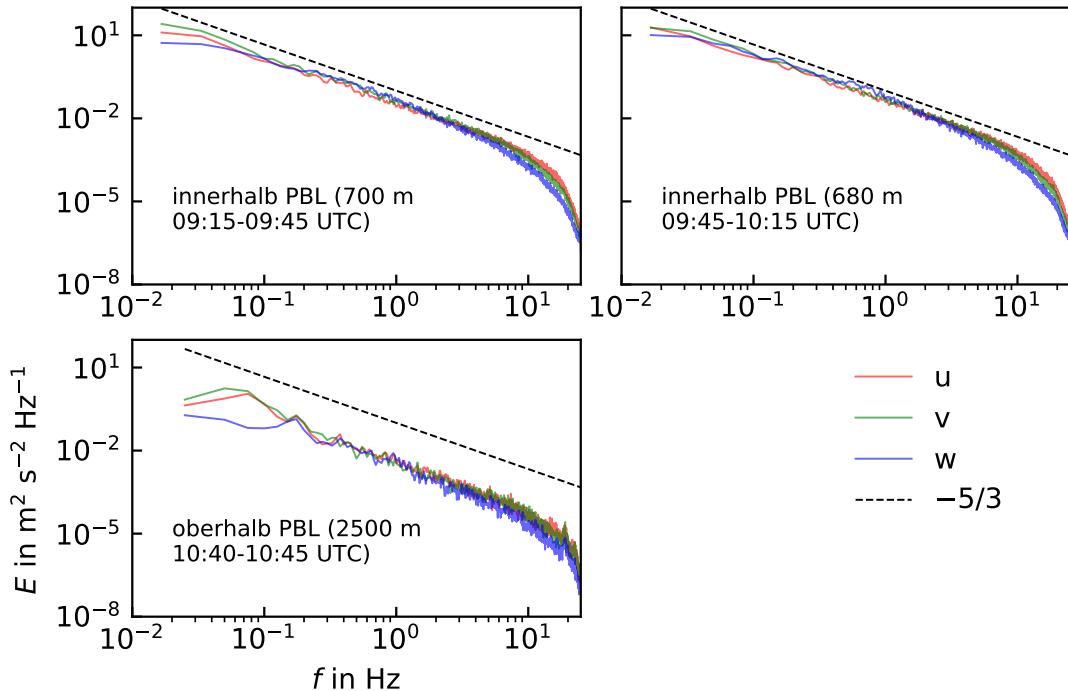


Abb. 6.16: Spektrale Leistungsdichte für die Windmesswerte innerhalb (oben) sowie oberhalb der PBL (unten). Datengrundlage: Flug am 18. Juli 2018

7 Diskussion und Ausblick

7.1 Zusammenfassung und Diskussion

In der vorliegenden Arbeit ist das auf Druck- und Lagemessungen basierende Wind- und Turbulenzmesssystem kalibriert worden. Es konnte gezeigt werden, dass die Messplattform, welche an einem Motorsegler des Typs ASK 16 betrieben wird, im Rahmen bestimmter Fehlerbereiche dreidimensionale Windmessungen erlaubt und durch den Einsatz von Korrekturfunktionen eine Verringerung des Messfehlers bewirkt werden konnte. Damit ist die wesentliche Grundlage zur Messung von Stoffflüssen in Verbindung mit dem im Juli verbauten Gasanalysator in der ASK 16 geschaffen worden.

Nach einer kurzen Einleitung in die Thematik, folgte in Kapitel 2 die Herleitung der wesentlichen Grundlagen. Neben meteorologischen Überlegungen einerseits, die die Charakterisierung der turbulenten Grenzschicht (PBL) und Turbulenztheorie, sowie die Einordnung von Flussmessungen mit Hilfe der Eddy-Kovarianzmethode ausführten, schloss das Kapitel die Grundlagen zur Berechnung des dreidimensionalen Windvektors mit Hilfe von Druck-, Lage- sowie Drehratenmessungen andererseits mit ein. Für diesen Teil sind einige wesentliche Grundlagen der klassischen Aerodynamik im Kontext der Messung der Zustandsgrößen Temperatur und Druck hergeleitet worden. Es zeigt sich, dass die Kompressibilität zur möglichst genauen Messung der Temperatur und des Windes miteinbezogen werden sollte.

Im darauf folgenden Kapitel 3 wurde das Messsystem Wingpod beschrieben, welches auf den im Grundlagenteil hergeleiteten Anforderungen zugeschnitten ist. Ein wichtiger Schwerpunkt dieses Kapitel lag bei der Spezifizierung und Nennung spezieller Eigenschaften der eingesetzten Sensorik, die im Postprocessing zu berücksichtigen sind. Dies gilt besonders für die Synchronisierung der asynchron abgefragten Datenströme. Die zeitliche Drift der internen Uhr des eingesetzten Einplatinencomputers RPi 3, bzw. ein fehlender Präzisionszeitgeber, machte es erforderlich, die wahre Zeit aus den empfangenen GNSS-Zeitstempeln abzuleiten. Bei diesem Prozess erweisen sich die als Jitter bezeichneten Inkonsistenzen von Latenzen als problematisch und mussten zunächst durch eine gleitende Mittelung eliminiert werden. Die Synchronisierung aller Sensoren geschieht im letzten Schritt durch die Interpolation auf ein gemeinsames, äquidistantes Zeitsignal. Des Weiteren wurde die Filterfunktion der Drucksensoren genannt, welche alle im Jahr 2017 ausgeführten Flüge betrifft. Ein weiterer wichtiger Aspekt des Kapitels umfasste das Software-Pakets *wingpod.proc*. Es wurde mit dem Ziel konzipiert, ein möglichst robustes und verständliches Postprocessing der Rohdatenströme gemäß den hergeleiteten Grundlagen zu ermöglichen. Die in Jupyter-Notebooks ausgeführten Kalibrierungsmaßnahmen bauen auf diesem Software-Paket auf.

In Kapitel 4 erfolgte schließlich die Einordnung nötiger Kalibriermaßnahmen, beginnend mit der Synchronisierung der einzelnen Sensoren. Die relative Synchronität des IMU- und der Drucksensordatenströme gilt dabei als wichtigster Punkt, da es sonst bei Lageänderungen zu unerwünschten Messfehlern der Windkomponenten kommt. Ein auf das Wingpod-System zugeschnittenes Kalibrierverfahren wurde ausgearbeitet und Empfehlungen zur genauen Durchführung der Kalibriermanöver gegeben. Die Kernaufgabe bestand darin, Druckmesswerte durch heuristische, lineare Korrekturfunktionen zu korrigieren, sodass die Windmessung im geringstmöglichen Maße vom Flugzustand des Motorseglers beeinflusst wird. Dieser Prozess kann in Abhängigkeit einer geforderten Messgenauigkeit unterschiedlich umfangreich gestaltet werden und setzt voraus, dass, durch Anwendung gezielter Flugmanöver, einzelne Einflussfaktoren möglichst isoliert werden können. So lassen sich die Anströmwinkel α und β zwar recht gut durch die Ausführung von Pitching- und Yawing-Manövern separat kalibrieren, für die Korrektur des statischen Druckdefekts durch Variation der Fluggeschwindigkeit ist dies jedoch nicht unabhängig vom Anstellwinkel möglich. Darüber hinaus sind die Offsetwinkel α_0 und β_0 nur unter der Grundannahme eines im Mittel verschwindenden Vertikalwindes bzw. horizontalen Homogenität des Windfeldes möglich. In der Atmosphäre sind diese Annahmen nur näherungsweise gegeben, sodass bereits während der Flugplanung die meteorologischen Bedingungen sorgfältig einzubeziehen sind. Synoptische Wetterlagen oder Topographie, die großskalige Vertikalbewegungen bedingen, sind genauso zu vermeiden, wie Wetterphänomene kleinerer Skalen (Fronten, Konvergenzen, stationäre Schwerewellen). Die mehrfache Ausführung solcher Manöver ist daher für eine möglichst biasfreie Bestimmung der Koeffizienten nötig.

Es folgte eine Beschreibung der Flüge in Kapitel 5, in denen die Rohdaten erhoben worden sind. Die Daten wurden sowohl während einer Reihe von Test-, als auch gezielter Kalibrierflüge im August 2017 und Juni/Juli 2018 gesammelt. Die am 14. und 15. August 2017 stattgefundene Messkampagne am TERENO-Standort Demmin lieferte mit ihrer Vielzahl an Erdkoordinaten gebundenen und geraden Flugtracks die aussichtsreiche Gelegenheit, die Daten zur Kalibrierung von β_0 , α_0 und des dynamischen Drucks ($C_{q,q}$) einzubeziehen. Im gleichen Kapitel wurde für nahezu alle Flüge die synoptische Lage im Sinne der geforderten Grundannahmen besprochen und die Höhe der planetarischen Grenzschicht aus Radiosondenaufstiegen abgeleitet. Ein Großteil der Flüge, auch die Kalibriermanöver fanden innerhalb der PBL statt, was sich im Hinblick der abgeleiteten Koeffizienten jedoch nicht zwingend als problematisch herausgestellt hat. Eine Abschätzung des zu erwartenden Vertikalwindes konnte aus den gegebenen Karten lediglich abgeschätzt werden, weshalb die innerhalb der PBL ausgeführten Reverse-Heading-Manöver der Demmin-Kampagne als robustere Grundlage zur Bestimmung von α_0 herangezogen wurden. Diese Methode weicht von der in der Literatur genannten üblichen Herangehensweise ab, die einen über

die Gesamtdauer eines Fluges im Mittel verschwindenden Vertikalwind annimmt. Das Terrain bei Demmin ist jedoch flach genug und die in der fliegerischen Praxis ungewöhnlich ausgedehnten Tiefflüge bestens für diese Aufgabe geeignet.

Das 6. Kapitel stellt schließlich die Ergebnisse des Kalibrierungsprozesses dar. Zunächst ist auf die Latenz zwischen IMU und Drucksensoren eingegangen worden. Das deutliche Maximum bei der Korrelation von IMU- und Drucksensordaten zeigt, dass die Methode geeignet erscheint und die Drucksensoren mit 0.01 s nur sehr leicht hinter den Kalman gefilterten IMU-Messwerten nachlaufen. Da die Methode auf der gemessenen Vertikalbeschleunigung der IMU bzw. kurzfristigen Auftriebsänderungen der ASK 16 basiert, geht dies allerdings mit Unsicherheiten einher, da die Beschleunigung des Flugzeugs nicht unmittelbar, sondern über die Tiefe des Profils stetig ansteigt. Da das Auftriebsmaximum des an der ASK 16 verwendeten NACA 633-618 Profils ([Alexander Schleicher GmbH, 2018](#)) im Bereich der maximalen Profildicke bei 30% anliegt ([Anderson, 2010](#)), in deren Bereich sich auch die IMU befindet, wird die Auftriebskraft beim Einfliegen bis zu dieser Stelle am schnellsten erreicht. Es ist daher möglich, dass die Zeitdifferenz daher geringfügig unterschätzt wird.

In den Klimakammerexperimenten konnte gezeigt werden, dass die Drucksensoren trotz herstellerseitig proklamierte Temperaturkompensation signifikant auf Temperaturänderungen reagieren. Für eine Temperatur bis etwa 10°C bleibt die Abweichung innerhalb der spezifizierten Genauigkeit und driftet erst bei niedrigeren Temperaturen in eine negative Richtung. Die Linearität der Messwerte wird kaum beeinflusst und im Falle des getesteten Differenzdrucksensors nur im oberen Bereich des Messbereichs relevant. Ein temperaturbedingter Bias von bis zu 0.08 mbar würde bei der Vertikalwindberechnung einen Fehler von $\Delta w = 2.2 \cdot 10^{-3} \text{ m s}^{-1}$ bewirken und damit vernachlässigbar. Dieser Wert wurde jedoch nur anhand eines einzelnen Sensors mit in eine Richtung wirkenden Differenzdruck bestimmt, sodass offen bleibt, wie stark die übrigen Druckdifferenzsensoren von diesem Temperatureffekt betroffen sind. Abhilfe könnte eine Wiederholung des Experiments mit allen Drucksensoren, bei gleichzeitiger Erfassung der Sensorgehäusetemperatur, schaffen, was die Entwicklung einer Korrekturfunktion ermöglichen könnte. Der Aufbau und Durchführung in der vorgestellten Form wären allerdings sehr zeit- und arbeitsintensiv und angesichts des kleinen Fehlerwertes kaum lohnenswert. Dennoch sollte von Messflügen bei besonders niedrigen Umgebungstemperaturen im Interesse einer hohen Messgenauigkeit des Windes abgesehen werden.

Weiterhin zeigte sich bei den statischen Lageänderungstests, dass die Messwerte der Drucksensoren messbar auf einwirkende Kräfte reagieren. Sie sind allerdings für die Windmessung vernachlässigbar klein. Lediglich der Absolutdrucksensor reagierte mit deutlich größeren Ausschlägen, sodass ein signifikanter lage- und kraftbedingter Messfehler in Kauf

genommen werden muss, wobei dieser nicht quantifiziert wurde. Aus diesem Grund ist es denkbar, dass diese Messfehler während extremer Fluglagen oder starker Turbulenz, in denen zwangsläufig hohe Kräfte auf den Wingpod wirken, die Anströmwinkelmessung negativ beeinflussen.

Die im Flug durchgeführten high-g-Manöver konnten keine verwertbaren Erkenntnisse bezüglich des Einflusses von Vertikalbeschleunigungen auf die Druckmessungen geben. Einerseits lag es am prinzipiellen Aufbau des Windmesssystems, bei dem sowohl der p_spd-Sensor zur Messung des Staudrucks q , als auch der p_alt-Sensor (p_s) während des high-g-Manövers unmittelbar von dem sich sehr rasch ändernden statischen Druck betroffen waren und so ein Ausschließen des dynamischen Einflusses der Fluglage auf das Druckfeld nicht möglich war. Andererseits bleibt für die verbleibenden Differenzdrucksensoren p_alp (α) und p_beta (β) der Umstand diskutabel, dass die aufgesetzte Kappe der 5HP im Inneren mit einem dünnen Tuch ausgestopft wurde, um sicherzustellen, dass sie während des Fluges stramm auf der 5HP fixiert bleibt. Die mit raschen Änderungen des statischen Drucks einhergehenden high-g-Manöver führten allerdings dazu, dass die sich gegenüber dem Außendruck einstellenden Über- und Unterdrücke in den Schläuchen möglicherweise nicht gleichmäßig die von der Kappe und Tuch bedeckten Portöffnungen abbauen konnte.

Schließlich wurden die Kalibrierungskoeffizienten nach den in Kapitel 4 erörterten Verfahren bestimmt. Bevor es schrittweise ausgeführt worden ist, wurden zunächst eine Reihe von a-priori-Werten zur Initialisierung des ersten Korrekturverfahrens auf Basis von Erfahrungswerten angewendet, da eine leichte Abhängigkeit der Koeffizienten besteht. Dann erfolgte die Korrektur der statischen Druckmessung p_s , welche sich ebenfalls auf den Staudruck q auswirkt und in die Korrektur desselben einfließt. Dafür wurden im Rahmen des Testfluges am 9. August 2017 und des für die Kalibrierung vorgesehenen Fluges am 7. Juni 2018 erfolgreich mehrere Geschwindigkeitsvariationsmanöver durchgeführt. Nachdem der statische Druck normiert worden ist, war beabsichtigt, den Koeffizienten $C_{s,q}$ durch eine lineare Regression zu bestimmen. Es stellte sich jedoch heraus, dass ein quadratisches Regressionsmodell ein passenderes Ergebnis lieferte, sodass die Korrekturfunktion um die Koeffizienten $C_{s1,q}$ (linearer Term) und $C_{s2,q}$ (quadratischer Term) erweitert wurden. Da während des Kalibrierungsfluges mehrere Durchläufe des Manövers innerhalb eines breiten Geschwindigkeitsbereiches ausgeführt wurde, sind die aus dem Testflug abgeleiteten Koeffizienten verworfen worden. Weiterhin mussten zwei der Ausführungen innerhalb des Kalibrierungsfluges aus der Analyse wegen eines inhomogenen Druckfeldes ausgeschlossen werden. Mit einer Spanne von ca. 50 Pa über den gesamten Staudruckbereich von ca. 4 mbar bis 13 mbar ist ein signifikanter statischer Druckfehler nachgewiesen. Zur Erhöhung der Genauigkeit und Angabe von Unsicherheiten der Koeffizienten, auf Basis mehrerer Regressionen, wird empfohlen, das Manöver mindestens zwei mal erneut auszuführen.

Die bisherige Angabe der Unsicherheit basiert auf eine Abschätzung des Fehler durch die Residuen zwischen den Modell- und Messdaten.

Nach der Korrektur des statischen Druck, wurden Flugdaten mit zahlreichen Reverse-Heading-Manövern, die parallel zum Wind ausgerichtet waren, aus der Demmin-Messkampagne und dem Kalibrierungsflug vom 7. Juni 2018 benutzt. Die Variation des Koeffizienten $C_{q,q}$ leistete schließlich einen wichtigen Beitrag zur Minimierung des horizontalen Windvektors. Auch die innerhalb der PBL ausgeführten Manöver konnten, der Turbulenz zum Trotz, für eine robuste Bestimmung des Koeffizienten ausgewertet werden, da sich das Windfeld, zumindest während des Kalibrierungsfluges, als ausreichend stationär erwies. Nachteilig an diesem Verfahren ist allerdings, dass die Manöver innerhalb eines festen Geschwindigkeitsbereiches ausgeführt worden sind. Die eingeführte Korrekturfunktion korrigiert den dynamischen Druckfehler linear mit dem Staudruck und müsste für geringere Geschwindigkeiten durch Reverse-Heading-Manöver mit unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten validiert werden. Ein solches Verfahren ist jedoch sehr zeitaufwendig.

Es folgte die Bestimmung des Koeffizienten $C_{k,\alpha}$ und $C_{k,\beta}$ durch die gezielte Ausführung von Oszillationen. Durch eine größere Zahl an Ausführungen war es möglich, Mittel mit Angabe von Unsicherheiten zu berechnen, was insbesondere für $C_{k,\beta}$ gilt. Bei der Ausführung der Pitch-Oszillationen offenbarten sich teilweise mangelhafte Ausführungen, deren zum Trotz ein plausibler Wert gefunden werden konnte. Mit $C_{k,\alpha} = 0.0905 \pm 0.0015 \text{ deg}^{-1}$ fällt dieser im Vergleich zu Literaturwerten signifikant höher aus (0.086 deg^{-1} bis 0.0873 deg^{-1} , siehe [Wood et al. \(1997\)](#); [Cremer \(2008\)](#) und [Bögel und Baumann \(1991\)](#)), folgt dennoch dem Trend eines positiv vom theoretischen Wert $C_k = 0.079 \text{ deg}^{-1}$ abweichenden Koeffizienten. Ähnliches gilt für $C_{k,\beta} = 0.0725 \pm 0.0041 \text{ deg}^{-1}$, wobei die im Grundlagenteil vermutete Unterschätzung nachgewiesen ist.

Abschließend sind α_0 und β_0 bestimmt worden. Für ersten Wert sind die Tiefflugtracks der Demmin-Kampagne herangezogen und stimmt innerhalb des Konfidenzintervalls mit dem a-priori-Schätzer überein. Die Optimierung von β_0 erfolgte mit den selben Daten zur Korrektur des dynamischen Drucks, wodurch ein geringfügiger Offset nachgewiesen werden konnte.

Abschließend ist die spektrale Energiedichte für ausgewählte Flugabschnitte inner- und oberhalb der PBL untersucht worden. Die Analyse geschah nach qualitativen Gesichtspunkten und sollte helfen, weitere störende Einflüsse auf die Windmessung zu identifizieren. Zunächst konnte gezeigt werden, dass das Eigenschwingverhalten des Flugzeugs sich mit mehreren charakteristischen Frequenzen niederschlägt. Zum einen ist die mechanische Anregung des Wingpods durch den Verbrennungsmotor und Propeller der ASK 16 zu nennen. Die Anregung erfolgt in den meisten Flugzuständen oberhalb der Nyquist-

Frequenz der Drucksensoren und ist daher nur während des Leerlaufbetriebs oder bei geringer Turbulenz (oberhalb der PBL) als lokaler Peak in der spektralen Leistungsdichte zu vernehmen. Weiterhin beeinflussen die Trägheitsschwingungen des Flugzeugs geringfügig die Energiedichteverteilung. In normalen Flugzuständen gilt dies für den Vertikalwind, dessen Energiedichte sehr leicht überschätzt wird und den übrigen Windkomponenten bei Ausführung extremer Fluglagen. Ungeklärt bleibt der Abfall der spektralen Energiedichte nahe der Nyquist-Frequenz, wobei, all diesen Effekten zum Trotz, sich eine qualitativ sehr gute Übereinstimmung mit dem Kolmogorov'schen -5/3-Gesetz zeigt.

7.2 Ausblick

Die ASK 16 stellt eine robuste und hochmobile Sensorplattform dar, bei der der Wingpod eine Schlüsselrolle für die projizierte Kernaufgabe einnimmt, Spurengasflüsse innerhalb der planetarischen Grundsicht mit Hilfe der Eddy-Kovarianzmethode zu quantifizieren. Mit diesem Ziel vor Augen, folgt nach der demonstrierten Inbetriebnahme und Kalibrierung des Wingpods der Einbezug hochaufgelösten Spurengasmessungen als nächster logischer Schritt. Die Integration des Gasanalysators in den gesamten Datenstrom ist aber ebenfalls keine triviale Aufgabe, denn neben der nötigen Synchronisierung sind spezifische Eigenschaften wie Mischungs- und Verzögerungseffekte durch die langen Schlauchleitungen ebenso zu berücksichtigen, wie dessen Absorptionsvermögen und die spektralen Eigenschaften des Systems.

Seitens des Wingpods hat sich gezeigt, dass die Kalibrierung in der präsentierten Weise im Rahmen gegebener Messfehler zwar gut funktioniert, dennoch konnten offensichtlich nicht alle aerodynamischen Eigenheiten des Messsystems abgebildet werden. Besonders bei extremen Fluglagen, welche teilweise schon bei stärkerer Turbulenz innerhalb der planetarischen Grenzschicht auftreten können, verbleiben signifikante Messfehler. Das Kalibrierungsverfahren bietet also Raum für methodische Verbesserungen hinsichtlich der Korrektur aerodynamischer Zustandsänderungen. Ein Ansatzpunkt bietet beispielsweise die Frage, inwieweit die Anströmwinkel die statische und dynamische Druckmessung betreffen.

Des Weiteren wäre eine Validierung und Quantifizierung des Gesamtfehlers des gemessenen Windes mit Hilfe von Flyby-Manövern an Eddy-Kovarianz-Messtürmen nötig. Die bisherige Fehlerabschätzung beschränkt sich lediglich auf den Einfluss fluglagebedingter Störungen.

Zudem kann das Messsystem hochfrequente Temperaturänderungen noch nicht messen. Zu diesem Zweck ist zwar bereits ein Thermocouple mit Verstärker angeschafft, aber noch nicht integriert worden.

Literaturverzeichnis

- Alexander Schleicher GmbH. *Technische Daten ASK 16*. 2018. URL <https://www.alexander-schleicher.de/flugzeuge/ask-16/>. Abgerufen am 06.07.2018.
- J. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill Education, 2010.
- D. N. Axford. On the accuracy of wind measurements using an inertial platform in an aircraft, and an example of a measurement of the vertical mesostructure of the atmosphere. *Journal of Applied Meteorology*, 7:645–666, 1968.
- E. N. Brown, C. A. Friehe, und D. H. Lenschow. The use of pressure fluctuations on the nose of an aircraft for measuring air motion. *Journal of Climate and Applied Meteorology*, 22(1):171–180, 1983.
- N. Brown. Position error calibration of a pressure survey aircraft using a trailing cone. Technical Report 313, NCAR, 1988.
- W. Bögel und R. Baumann. Test and calibration of the dlr falcon wind measuring system by maneuvers. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 8(1):5–18, 1991.
- M. Cremer. Kalibrierung der turbulenzmesssonde der polar 5. *MessWERK Doc. mW-AWI-P5-2008-06*, 2008.
- C. Drüe und G. Heinemann. A review and practical guide to in-flight calibration for aircraft turbulence sensors. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 30(12):2820–2837, 2013.
- T. Foken. *Angewandte Meteorologie. Mikrometeorologische Methoden*. Springer, Berlin, 3. aufl. edition, 2016.
- W. Gracey. Measurement of static pressure on aircraft. Technical report, NACA, 1957.
- IPCC. The physical science basis. contribution of working group i to the fourth assessment report. *International Panel on Climate Change*, 4:2007, 2007.
- A. N. Kolmogorov. Rassejanie energii pri lokolno-isotropoi turbulentnosti (dissipation of energy in locally isotropic turbulence). In *Dokl AN SSSR*, volume 32, pages 22–24, 1941.
- H. Kraus. *Grundlagen der Grenzschicht-Meteorologie. Einführung in die Physik der Atmosphärischen Grenzschicht und in die Mikrometeorologie*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2008.
- D. H. Lenschow. *Probing the atmospheric boundary layer*. American Meteorological Society, 1986.

- D. H. Lenschow und P. Spyers-Duran. Measurement techniques: Air motion sensing. *National Center for Atmospheric Research (NCAR) Research Aviation Facility (RAF) bulletin*, 23, 1989.
- C. Mallaun, A. Giez, und R. Baumann. Calibration of 3-d wind measurements on a single-engine research aircraft. *Atmospheric Measurement Techniques*, 8(8):3177–3196, 2015.
- P. L. Nacass. Theoretical errors on airborne measurements of: Static pressure, impact temperature, air flow angle, air flow speed. *NCAR Technical Note NCAR/TN-385+STR*, 1992.
- O. Reynolds. On the dynamical theory of turbulent incompressible viscous fluids and the determination of the criterion. *Philosophical Transactions of the Royal Society London*, 174:123–164, 1894.
- A. R. Rodi und D. C. Leon. Correction of static pressure on a research aircraft in accelerated flight using differential pressure measurements. *Atmospheric Measurement Techniques*, 5:2569–2579, Nov 2012.
- W. Roedel und T. Wagner. *Physik unserer Umwelt: Die Atmosphäre*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Heidelberg, Dordrecht, London, New York, 2011.
- Rosemount. Model 858 flow angle sensors. *Tech. Rep. Bulletin 1014*, 1976.
- R. B. Stull. *An introduction to boundary layer meteorology*. Springer, Dordrecht, 2009.
- M. Tjernström und C. A. Friehe. Analysis of a radome air-motion system on a twin-jet aircraft for boundary-layer research. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 8(1):19–40, 1991.
- N. Wildmann, S. Ravi, und J. Bange. Towards higher accuracy and better frequency response with standard multi-hole probes in turbulence measurement with remotely piloted aircraft (rpa). *Atmospheric Measurement Techniques*, 7(4):1027–1041, 2014.
- D. S. Wilks. *Statistical methods in the atmospheric sciences*, volume 100. Academic press, 2011.
- A. Williams und D. Marcotte. Wind measurements on a maneuvering twin-engine turboprop aircraft accounting for flow distortion. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 17(6):795–810, 2000.
- WMO. The benefits of amdar data to meteorology and aviation. Technical report, WMO, 2014.

R. Wood, I. M. Stromberg, P. R. Jonas, und C. S. Mill. Analysis of an air motion system on a light aircraft for boundary layer research. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 14(4):960–968, 1997.

Abbildungsverzeichnis

2.1	Vertikale Gliederung der atmosphärischen Grenzschicht (verändert nach Foken (2016))	6
2.2	Schematische Darstellung eines Turbulenzspektrums für horizontale Fluktuationen (verändert nach Foken (2016) und Roedel und Wagner (2011)).	6
2.3	Veranschaulichung der beschriebenen Koordinatensysteme. Der Winkel β ist nicht mit dem Driftwinkel δ (Differenzwinkel zwischen x' und dem Ground Track) zu verwechseln. Die IMU bzw. dessen Koordinatenursprung befindet sich in einem Windpod unterhalb des rechten Flügels, weshalb das dargestellte IMU-Koordinatensystem nicht kongruent zum Flugzeugkoordinatensystem ist.	15
2.4	(a): Fotografie des Stromlinienverlaufs eines leicht angestellten, gewölbten Profils in einem Strömungskanal. (b): Noseboom des DLR-Forschungsflugzeugs HALO. Bildquellen: DLR (CC BY 3.0).	17
2.5	Foobar	18
3.1	Rosemount 858AJ. Bildquelle: Rosemount (1976).	19
3.2	Schematische Darstellung der Sensorkonfiguration der 5-Loch-Sonde zur Berechnung des Windvektors.	21
3.3	Mensor CPT6100. Bildquelle: Mensor.	21
3.4	Novatel IMU-IGM-A1 mit FlexPak. Bildquelle: Novatel.	22
3.5	Vaisala HMT311 (mit Sinterfilter). Bildquelle: Vaisala.	23
3.6	(a): Gewickelter Pt100 des Reflow-Sensors. (b): Reflow-Sensorgehäuse. Die Flugrichtung beider Bilder ist links.	24
3.7	Schleicher ASK 16 der FU Berlin (D-KMET) mit linken Wingpod unterhalb des Tragflügels. Aufgenommen am 15. August 2017, Flugplatz Neubrandenburg-Trollenhagen.	24
3.8	(a): Obere Wingpod-Hälfte im montierten Zustand. Die offene Seite zeigt in Richtung Boden. (b): Untere Wingpod-Hälfte. (c): Montierter und geschlossener Wingpod mit 5HP und roter Schutzkappe unter dem rechten Tragflügel der ASK 16. (d): TAT-Gehäuse. die Flugrichtung ist auf allen Bildern links.	27
4.1	Zeitlicher Verlauf der Differenz zwischen den GPS-Zeitstempeln <code>gnss_time_1</code> des nova0-Logs ($t_{GPS,i}$) zu den RPi-Zeitstempeln vom ersten Messflug des 15. August 2017. In weiß der geglättete RPi-Zeitstempel über ein Zeitfenster von 60 s.	33

4.2	Flugmanöver zur Kalibrierung des statischen Drucks. (a): Reverse-Heading-Maneuver, (b): Kreise, (c): Quadrate, (c): Variation der angezeigten Fluggeschwindigkeit v_{ias}	39
4.3	Pitch-Oszillationen zur Ermittlung von $C_{k,\alpha}$ (Seitenansicht).	41
4.4	Yaw-Oszillation zur Ermittlung von $C_{k,\beta}$ (Draufsicht).	43
5.1	(a): Analyse des GFS-Laufes um 12z am 9. August 2017 (Bildquelle: http://www1.wetter3.de/archiv_gfs_dt.html). (b): Radiosondenaufstieg aus Lindenberg zur selben Zeit (Bildquelle: http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html).	46
5.2	(a) und (c): Analyse des GFS-Laufes um 12z am 14. und 15. August 2017. (b) und (d): Radiosondenaufstieg aus Greifswald zu den gleichen Zeiten. Bildquellen folgend wie oben.	48
5.3	Übersichtskarte und Bildfluggebiete während der Demmin-Messkampagne am 14. und 15. August 2017.	49
5.4	(a): Analyse des GFS-Laufes um 12z am 7. Juni 2018. (b): Radiosondenaufstieg aus Lindenberg zur selben Zeit. (c) und (d): Radiosondenaufstiege am 16. und 18. Juli 2018.	52
6.1	Kreuzkorrelation der z_{ddot} -Werte mit den p_{alp} -Druckmesswerten (rot), sowie der Vertikalgeschwindigkeit \dot{z} zur den negierten, zeitlich abgeleiteten p_{alt} -Messwerten (blau). Der tiefgestellte Bezeichnung <i>lag</i> ist das englische Äquivalent für <i>lat</i> . Datengrundlage: zweiter Messflug des 14. August 2017, Tiefflug.	54
6.2	Geöffneter CPT6100 Drucksensor für bidirektionale Druckdifferenzmessungen. (a): Platine, (b): geöffnetes Kunststoffgehäuse mit Drucksensorelement und PTC. Das Kunststoffgehäuse des Sensorelements wird im montierten Zustand an den Kunststoffschlauch (c) gesteckt.	55
6.3	Zeitlicher Verlauf der Druckmesswerte ((a): Druckdifferenzsensoren, (b): Absolutdrucksensor) bei verschiedenen Umgebungstemperaturen in der Klimakammer am 19. Januar 2017.	56
6.4	Verlauf der Ist- (T_{Ist}) und Soll-Temperatur (T_{Soll}) in der Klimakammer, sowie die Druckdifferenzen $q - p_\alpha$. Die grauen vertikalen Linien kennzeichnen eine Änderung der Soll-Temperatur. Die Durchführung begann um 7:20 Uhr MEZ am 1. März 2017.	57
6.5	Exemplarischer, zeitlicher Verlauf des mit der Handpumpe erzeugten Drucks q , der zetlichen Druckänderung dp/dt , sowie der Druckdifferenz $q - p_\alpha$ bei $T = 40^\circ\text{C}$. Dieser Vorgang wurde über das Experiment hinweg alle 1 bzw. 5 min durchgeführt.	59

6.6	Verlauf der Ist-Temperatur (T_{Ist}) über die Zeit in der Klimakammer, sowie die Druckdifferenzen Δp für die angegebenen Temperaturstufen. Die grauen vertikalen Linien kennzeichnen eine Änderung der Soll-Temperatur. Die Durchführung begann um 7:20 Uhr MEZ am 1. März 2017.	60
6.7	Druckverläufe während des Positionstests mit den verfügbaren Drucksensoren. Durchgeführt am 10. Januar 2017.	61
6.8	(a): Zeitlicher Verlauf der Änderung der longitudinalen Geschwindigkeit des Flugzeugs v' , sowie der Druckdifferenzmesswerte p_α und p_β während des Pitch-Oszillationsmanövers beim Testflug am 17. August 2017. (b): Kreuzkorrelation zwischen Druckmesswerten und longitudinaler Beschleunigung.	62
6.9	(a): Zeitlicher Verlauf des gemessenen Staudrucks q_i und der gemessenen GPS-Höhe h während des Beschleunigungsmanövers beim zweiten Testflug des 9. August 2017. (b): Darstellung des normierten statischen Drucks $p_{s,norm}$ als Funktion des gemessenen Staudrucks q_i (blau).	65
6.10	Verteilung der errechneten Standardabweichung für die Windkomponenten u und w . Flugdaten vom 9. Aug. 2017.	67
6.11	Zeitreihe der IMU-Messwerte für Θ (oben) und angezeigter Differenzdruckmesswerte $p_{\alpha,i}$ (1. Reihe). Darunter (3. Reihe) der Anstellwinkel α vor (rot) und nach (blau) der Kalibrierung. In der letzten Reihe ist der errechnete Vertikalwind dargestellt. α_0 wurde zunächst geschätzt (a-priori) und gesondert berechnet. Flugdaten vom zweiten Testflug am 9. August 2017 oberhalb der PBL (Flughöhe ca. 2700 m).	68
6.12	Zeitreihe des IMU-Messwertes Ψ (oben) und angezeigter Differenzdruckmesswerte $p_{\beta,i}$ (2. Reihe). Darunter (3. Reihe) der Gierwinkel β vor (rot) und nach (blau) der Kalibrierung. In der letzten Reihe ist der errechnete Vertikalwind dargestellt. α_0 wurde zunächst geschätzt (a-priori) und gesondert berechnet. Flugdaten vom zweiten Testflug am 9. August 2017 oberhalb der PBL (Flughöhe ca. 2700 m).	69
6.13	Spektrale Leistungsdichte für die Drucksensormesswerte. Datengrundlage: 1. Flug 14. August 2017, 11:27 UTC bis 12:12 UTC, Tiefflug.	71
6.14	(a): Zeitlicher Verlauf des gemessenen Staudrucks q_i und der gemessenen GPS-Höhe h während des Beschleunigungsmanövers beim zweiten Testflug des 9. August 2017. (b): Darstellung des normierten statischen Drucks $p_{s,norm}$ als Funktion des gemessenen Staudrucks q_i (blau).	73
6.15	Spektrale Leistungsdichte für die Windmesswerte innerhalb (oben) sowie oberhalb der PBL (unten). Datengrundlage: 1. und 2. Flug, 14 August 2017	74
6.16	Spektrale Leistungsdichte für die Windmesswerte innerhalb (oben) sowie oberhalb der PBL (unten). Datengrundlage: Flug am 18. Juli 2018	74

Tabellenverzeichnis

3.1	Übersicht aller Sensoren mit dazugehörigen Messgrößen, -bereichen und von den Herstellern spezifizierten Fehlern. Die Position und Höhe der IMU bezieht sich auf das WGS84. Die Modellbezeichnung der Drucksensoren sind für jede Bauart gleich. Die Bezeichnung <i>FS</i> steht für <i>Full Scale</i> und bezieht sich auf die gesamte Messskala.	20
3.2	Technische Daten der Schleicher ASK 16 (Alexander Schleicher GmbH, 2018).	25
4.1	Übersicht der mittleren Aufzeichnungsintervalle t_{int} und Standardabweichung σ_{jit} in 10^{-3} s für alle Sensorarten und Logs. $\sigma_{\hat{jt}}$ bezeichnet das Jittermaß nach der gleitenden Mittlung innerhalb eines 60 sekündigen Zeitfensters. Die Daten basieren auf den ersten Messflug des 15. August 2018.	31
5.1	Übersicht der Flugdaten, deren Daten zur Kalibrierung herangezogen wurden.	45
6.1	Übersicht der geflogenen Pitching-Manöver mit den abgeleiteten $C_{k,\alpha}$ -Koeffizienten. Der Mittelwert und Fehler innerhalb eines 95%-Konfidenzintervalls ist unten angegeben.	67
6.2	Übersicht der geflogenen Yawing-Manöver mit den abgeleiteten $C_{k,\beta}$ -Koeffizienten.	68
6.3	Zur Bestimmung von α_0 ausgewählte Abschnitte. Unten ist der Durchschnitt mit Fehler im 95%-Konfidenzintervall angegeben.	70
6.4	Zur Bestimmung von β_0 ausgewählte Abschnitte. $\overline{\Psi_G}$ und $\overline{\Psi_R}$ sind die durchschnittlichen Flugrichtungen für den Gegen- und Rückenwindabschnitt; δ ist die mittlere Windrichtung. Unten ist der Durchschnitt mit Fehler im 95%-Konfidenzintervall angegeben.	71

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Beschreibung
5HP	<i>Five-Hole Probe</i> : 5-Loch-Sonde
AMDAR	<i>Aircraft Meteorological Data Relay</i>
CRC	<i>Cyclic Redundancy Check</i> : zyklische Redundanzprüfung, bzw. Prüfsumme
DFVLR	Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt: Vorgänger der DLR
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
FS	<i>Full Scale</i> : volle Messskala, bezieht sich auf Fehlerangaben
FU	Freie Universität Berlin
GFZ	Helmholtz-Zentrum Potsdam - Deutsches GeoForschungsZentrum
IfM	Institut für Meteorologie der Freien Universität Berlin
IMU	<i>Inertial Measurment Unit</i> : Inertiale Messeinheit
INS	<i>Inertial Navigation System</i> : Inertiales Navigationssystem
MEMS	<i>Microelectromechanical System</i> : Sensorsysteme auf Mikroelektronikbasis
PBL	<i>Planetary Boundary Layer</i> : Planetare Grenzschicht
TAS	<i>True airspeed</i> : wahre Fluggeschwindigkeit
TAT	<i>Total air temperature</i> : totale oder absolute Temperatur
TERENO	<i>Terrestrial Environmental Observatories</i>
UAV	<i>Unmanned Arial Vehicle</i>

Symboverzeichnis

Zeichen	Einheit	Beschreibung
C_k	\deg^{-1}	Potentialtheoretischer Sensitivitätsfaktor der 5HP
$C_{k,\alpha}$	\deg^{-1}	Sensitivitätsfaktor für α
$C_{k,\beta}$	\deg^{-1}	Sensitivitätsfaktor für β
$C_{q,q}$		Korrekturfaktor für q_c
$C_{s,q}$		Korrekturfaktor für $p_{s,i}$ und q_i
D		winkelabhängiger Wichtungsfaktor für die Anströmgeschwindigkeit v_m
F_k^e	$\epsilon \text{ m}^{-2} \text{ s}^{-1}$	Mittlere Flussdichte
L	m	x' -Komponente des Ortsvektors \mathbf{l}'
M		Mach-Zahl
Re		Reynolds-Zahl
R	$\text{J mol}^{-1} \text{ K}^{-1}$	universelle Gaskonstante
T_0	K	Temperatur im Staupunkt
T_r	K	Gemessene Temperatur
T_s	K	Statische Temperatur
T_{osc}	s	Periodendauer Oszillationsmanöver
T	K	Temperatur
U	V	Spannung
X		Messwerttupel beliebiger Messwerte
$\Delta\tilde{p}$		Normierter Differenzdruck
Φ	rad	Rollwinkel
Ψ	rad	Azimutwinkel
Θ	rad	Nickwinkel
α	rad	Anstellwinkel, bezogen auf die Anströmung
\bar{x}		Arithmetisches Mittel der Größe x
β	rad	Gierwinkel, bezogen auf die Anströmung
\mathbf{M}_t		Euler'sche Drehmatrix
$\boldsymbol{\omega}$	rad s^{-1}	Winkelgeschwindigkeitsvektor
\mathbf{l}'	m	Ortsvektor der Spitze der 5HP
\mathbf{v}'_a	m s^{-1}	Windvektor bezogen auf das Koordinatensystem des Flugzeugs

Zeichen	Einheit	Beschreibung
\mathbf{v}_a	m s^{-1}	Geschwindigkeitsvektor der Luft relativ zur Messonde, bezogen auf das lokale Erdkoordinatensystem
\mathbf{v}_p	m s^{-1}	Geschwindigkeitsvektor des Flugzeugs, bezogen auf das lokale Erdkoordinatensystem
\mathbf{v}	m s^{-1}	Windvektor
$\dot{\Psi}$	rad s^{-1}	Drehrate Azimutwinkel
$\dot{\Theta}$	rad s^{-1}	Drehrate Nickwinkel
κ		Adiabatenkoeffizient
\bar{T}	K	gemittelte Temperatur
ρ	kg m^{-3}	Luftdichte
τ	rad	Lochwinkel der Druckdifferenzbohrungen der 5HP
θ	K	potentielle Temperatur
c_p	$\text{J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$	spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck
c_p		Druckbeiwert
f_{Ny}	s^{-1}	Nyquist-Frequenz
f	s^{-1}	Frequenz
g	m s^{-2}	Schwerebeschleunigung
h_0	m	Referenzhöhe
h	h	relative Höhe
p_s	$\text{kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$	hydrostatischer Druck
p	$\text{kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$	Druck
r_F	%	relative Feuchte
r		Recovery-Faktor
t_S	s	Systemzeitstempel
t_d	s	Zeitdifferenz zwischen t_i und $t_{S,i}$
t_{kom}	s	Übertragungsdauer
t_{kon}	s	Konvertierungsduer
t_{lat}	s	Gesamtlatenz
t_{res}	s	Sensorreaktionsdauer
t	s	reale Zeit
t	s	Zeit
u_c	m s^{-1}	Seitenwindkomponente bezogen aufs Flugzeug
u_k	m s^{-1}	eindimensionale Windkomponente
u	m s^{-1}	Strömungsgeschwindigkeit eines Fluids
u	m s^{-1}	Windgeschwindigkeitskomponente in x -Richtung
v_m	m s^{-1}	Anströmgeschwindigkeit der Luft am Flugzeug
v_t	m s^{-1}	true airspeed

Zeichen	Einheit	Beschreibung
v	m s^{-1}	Windgeschwindigkeitskomponente in y -Richtung
w	m s^{-1}	Windgeschwindigkeitskomponente in z -Richtung
x'	m	bewegte Raumkoordinate
x_i		Individueller Messwert
x	m	erdfeste Raumkoordinate
y'	m	bewegte Raumkoordinate
y	m	erdfeste Raumkoordinate
z'	m	bewegte Raumkoordinate
z	m	erdfeste Raumkoordinate

Danksagung

Abschließend möchte ich mich bei einigen Leuten bedanken, die einen wichtigen Beitrag bei der Erstellung der Arbeit bzw. während des Studiums geleistet haben.

Ich danke zunächst Prof. Dr. Jürgen Fischer vom Institut für Weltraumwissenschaften dafür, dass mir die Möglichkeit bereitet wurde, die vorliegende Arbeit an seinem Fachbereich schreiben und am Aufbau des Wingpods einen wesentlichen Beitrag leisten zu dürfen. Ebenso bedanke ich mich für das Sponsoring zur Teilnahme an der Messkampagne in Demmin. Weiterhin bedanke ich mich bei PD Dr. Peter Névir vom Institut für Meteorologie, der mir in der Entwurfsphase bereits einige wertvolle Tipps geben konnte und die Arbeit als Zweitgutachter bewertet. Besonders danke ich aber Dr. Thomas Ruhtz und Hauke Dämpfing, die ihre wertvollen Erfahrungen in zahllosen Diskussionen mir stets geduldig entgegenbringen konnten und ohne deren Hilfe der Wingpod in dieser Form nicht hätte gebaut werden können. Ihr konntet mich mit euren Hinweisen auf vielfältige Weise unterstützen. In diesem Zusammenhang danke ich ebenfalls dem Piloten Carsten Lindemann für die Unterstützung bei der Ausführung der Kalibrierflüge. Die vielen Mitfluggelegenheiten in der ASK und Cessna haben mir immer sehr große Freude bereitet und werden lange in Erinnerung bleiben. Auch die Mitarbeiter des GFZ's, Christian Hohmann, Prof. Dr. Torsten Sachs und Mathias Zöllner, danke ich für die professionelle Plaung der Demmin-Kampagne, ihren Hinweisen und Beantwortung meiner Fragen.

Außerdem gebührt dem Kommilitonen Paul Gäbel die zweifelhafte Ehre, sich meiner selbst, als fleißigen und geduldigen Studienkollegen, vom ersten bis zum letzten Semester tapfer aufgeopfert zu haben, wofür ich selbstverständlich sehr dankbar bin. Du hast mir in einigen kritischen Lagen während des Studiums sehr helfen können! Es kann auf viele lustige Momente in der Mensa einerseits und lebhafte Diskussionen bei der gemeinschaftlichen Lösung unzähliger Übungszettel anderseits zurückgeblickt werden.

Nicht zuletzt danke ich natürlich meiner Familie und Mutter im Besonderen, ohne die das Studium von vornherein nicht möglich gewesen wäre und in Zeiten des Zweifels immer mit Rat und Tat motivierend zur Seite standen. Vielen lieben Dank für die stetige Unterstützung!

Der liebste und wichtigste Dank geht abschließend an Patrizia. Du hast mich während des Masterstudiums, insbesondere in der intensiven Endphase der Masterarbeit, immer bestmöglich unterstützt und, wenn es mal gehörig klemmte, so lange Mut zugesprochen, bis sich doch eine Lösung fand.