

Ermittlung der Flugleistung von Segelflugzeugen

von der gemeinsamen Fakultät
für Maschinenbau und Elektrotechnik
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina
zu Braunschweig

zur Erlangung der Würde eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte

Dissertation

von Dipl.-Ing. Gerko Wende
aus Hannover

eingereicht am : 07.01.2003
mündliche Prüfung am : 30.04.2003
Vorsitzender : Prof. Dr.-Ing. R. Radespiel
Referenten : Prof. Dr.-Ing. G. Schänzer
Prof. Dr.-Ing. F. Thomas

2003

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Flugführung der Technischen Universität Braunschweig, an dem ich seit 1997 als Flugversuchingenieur beschäftigt bin. Als Mitglied der „Akademischen Fliegergruppe“ *Akaflieg* Hannover habe ich mich bereits während meines Studiums der Elektrotechnik intensiv mit dem Bereich Segelflug und Flugmesstechnik auseinandersetzen können.

Der Anstoß für diese Arbeit waren die jährlich stattfindenden Flugleistungsuntersuchungen von Segelflugzeugen auf den sogenannten Sommertreffen der „Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Fliegergruppen“ *idaflieg*, deren Mitgliedern ich für die intensive Unterstützung herzlich danken möchte. Besonderer Dank gilt an dieser Stelle Dietmar Schmerwitz und Gerd Stich als Mitarbeiter des DLR-Braunschweig und langjährige Organisatoren und Leiter der flugmesstechnischen Untersuchungen auf dem *idaflieg*-Sommertreffen.

Ohne die maßgebliche Unterstützung der Kollegen des Instituts für Flugführung wäre die Durchführung dieser Arbeit nicht möglich gewesen. Insbesondere die wissenschaftliche Hilfe und fliegerische Motivation von Rolf Hankers haben wesentlich zum Gelingen beigetragen. Danken möchte ich hier auch sämtlichen Mitarbeitern des Forschungsflughafens Braunschweig, die meine Arbeit mit Rat und Tat begleitet haben.

Herrn Prof. Schänzer bin ich für die sehr engagierte wissenschaftliche Betreuung dieser Arbeit besonders dankbar. Weiterer Dank gilt den Herrn Professoren Thomas und Radespiel für die Übernahme des Koreferats bzw. des Vorsitzes der Prüfungskommission sowie die Organisation des „Symposiums für Segelflugzeugentwicklung“, das mir stets eine wertvolle wissenschaftliche Plattform bot.

Mit viel Geduld hat mir meine Frau Wiebke bei der Anfertigung und Korrektur der schriftlichen Ausarbeitung dieser Arbeit geholfen und meine wissenschaftlichen Ausschweifungen ertragen.

Braunschweig im Mai 2003

Gerko Wende

Kurzfassung

Die Ermittlung der Flugleistung von Segelflugzeugen anhand kontinuierlich aufgezeichneter Flugmessdaten im Vergleichsflug eröffnet die Möglichkeit, die individuelle Bewegung sowie das induzierte Windfeld beider Flugzeuge zu berücksichtigen. Das Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung, Umsetzung und Validierung einer auf moderner Flugmesstechnik basierenden sensorischen Messmethode mit derzeit höchstmöglicher Genauigkeit.

Hierzu wurde ein geeignetes flugmechanisches Modell entwickelt und die Bestimmung des induzierten Windfelds mit verschiedenen Verfahren untersucht. Für die Erfassung der Messdaten wurden Flugmessenanlagen aufgebaut, die hinsichtlich Baugröße, Gewicht und Leistungsaufnahme auf den Einsatz in Segelflugzeugen zugeschnitten sind. Für die hochgenaue Messung des Statikdrucks wurde hier eine mittelwertreduzierte Signalumsetzung für die Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit konzipiert und eingesetzt.

Anhand verschiedener Untersuchungen konnte bei der Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit ein verbleibender Fehler von 0,01 m/s nachgewiesen werden. Weiterhin wurde eine Flugstrategie entworfen und erprobt, mit der eine wesentliche Reduktion des finanziellen und zeitlichen Aufwands bei der Ermittlung der Flugleistung gegenüber der etablierten fotogrammetrischen Messmethode erreicht wird. Es kann davon ausgegangen werden, dass bei konsequenter Anwendung und stetiger Weiterentwicklung der sensorischen Messmethode wesentliche innovative Impulse für den Segelflugzeugbau gegeben werden können.

Abstract

The flight performance determination of gliders with continuously recorded flight data by using the comparison flight procedure enables the description of the individual movement as well as the wake wind field of the both aircraft. The objective of this investigation is the development, the realization and the validation of a sensory method based on modern flight data systems.

For the employment of this method a suitable flight mechanical model was developed and several procedures for the determination of the wake wind field were examined. Due to the very limited space, payload and energy special flight data recorders were assembled for the operation onboard the gliders. A mean value reduced data conversion for the very precise measurement of the static pressure and the calculation of the vertical speed was designed and used.

With several tests a remaining error of 0,01 m/s for the determination of the vertical speed could be proved. Furthermore a significant reduction of cost in finances and in time could be realized in comparison with the established photogrametric method by using a new flight strategy. With the consequent use and continuous development of the sensory method innovative results for the evolution of gliders can be given.

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen	11
Bezeichnungen.....	12
Indizes	13
1 Einleitung	15
1.1 Stand der Wissenschaft und Technik	17
1.2 Motivation und Zielsetzung	19
1.3 Grundlagen und Gliederung	20
2 Aerodynamisches Potential von Segelflugzeugen	23
3 Messverfahren und -methoden	28
4 Sensorische Messmethode	33
4.1 Flugmechanisches Modell	34
4.2 Induziertes Windfeld	37
4.3 Ermittlung des aerodynamischen Potentials.....	43
4.4 Fehlerbetrachtung der Messmethode	47
5 Flugmesstechnik	52
5.1 Aufbau der Flugmessenanlagen.....	55
5.2 Analog-Digital-Umsetzung	57
5.3 Mittelwertreduzierte Signalumsetzung	61
5.4 Fehlerbetrachtung der Flugmesstechnik.....	68
6 Messergebnisse	71
7 Zusammenfassung.....	78
Literatur	84
Anhang	87
A. Fotogrammetrische Messmethode.....	87
B. Formale Zusammenhänge	89
C. Flugstrategie	94
D. Bilder.....	104

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1.1: Entwicklungszyklus von Segelflugzeugen	16
Abbildung 2.1: Geschwindigkeitspolare eines Segelflugzeugs.....	23
Abbildung 2.2: Kräfte und Geschwindigkeiten an einem Segelflugzeug.....	24
Abbildung 2.3: Entwicklung des aerodyn. Potentials von Segelflugzeugen.....	26
Abbildung 3.1: Vektorieller Zusammenhang der Geschwindigkeiten.....	28
Abbildung 4.1: Funktionsweise der sensorischen Messmethode	33
Abbildung 4.2: Flugmechanisches Modell	35
Abbildung 4.3: Wirbel einer Tragfläche (aus Heintsch [13]).....	38
Abbildung 4.4: Induziertes Vertikalwindfeld eines Segelflugzeugs	39
Abbildung 4.5: Vergleich der Wirbelmodelle für $\Delta z_f = 0$ m.....	42
Abbildung 4.6: Verlauf des induzierten Vertikalwinds eines Messabschnitts....	43
Abbildung 4.7: Bestimmung des lokalen Windfelds.....	45
Abbildung 4.8: Ermittlung des aerodynamischen Potentials.....	46
Abbildung 4.9: Verarbeitung der Flugmessdaten	47
Abbildung 4.10: Auswirkung der Messgrößen auf das Windfeld	49
Abbildung 4.11: Auswirkung des Windfelds auf das aerodyn. Potential	50
Abbildung 4.12: Auswirkung der Messgrößen auf das aerodyn. Potential	51
Abbildung 5.1: Aufbau der Flugmessenanlagen (aus Mayrhofer [19]).....	56
Abbildung 5.2: Blockschaltbild der Flugmessenanlagen	57
Abbildung 5.3: Simulationsmodell der Analog-Digital-Umsetzung.....	58
Abbildung 5.4: Analyse der Analog-Digital-Umsetzung	59
Abbildung 5.5: Messsignal und zeitvariabler Mittelwert	61
Abbildung 5.6: Blockschaltbild der mittelwertreduzierten Signalumsetzung	62
Abbildung 5.7: Komplementäre Signalanteile.....	63
Abbildung 5.8: Fehlervarianz der Statikdruckmessung	64
Abbildung 5.9: Messung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg}	67
Abbildung 6.1: Vertikalprofil eines Messflugs	71
Abbildung 6.2: Messung des lokalen Windfelds	72
Abbildung 6.3: Messung der Vertikalgeschwindigkeit w_g	73
Abbildung 6.4: Vergleich der Messmethoden.....	74
Abbildung 6.5: Messabschnitte mit Fluggeschwindigkeitsvariationen	76
Abbildung 7.1: Bestimmung des lokalen Windfelds.....	78
Abbildung 7.2: Ermittlung des aerodyn. Potentials des Vergleichsflugzeugs ...	79
Abbildung 7.3: Flugmessenanlage FMA-PC III für Segelflugzeuge.....	80

Abbildung 0.1: Fotogrammetrische Messmethode (aus Scholz [35]).....	87
Abbildung 0.2: Flugmechanisches Modell im Horizontalschnitt.....	89
Abbildung 0.3: Flugmechanisches Modell im Vertikalschnitt.....	90
Abbildung 0.4: Referenzflugzeug DG300/17, D-1633.....	104
Abbildung 0.5: Forschungsflugzeug D-IBUF der TU-Braunschweig.....	104
Abbildung 0.6: Vordruck eines Messflugprotokolls.....	105
Abbildung 0.7: Vordruck eines Wägeprotokolls.....	106
Abbildung 0.8: Vordruck eines Zustandsprotokolls.....	107

Abkürzungen

ADC	Analog-Digital-Umsetzung (Analog-Digital-Conversion)
ComDatEv	Auswertungssystem für die Flugmessdaten der Vergleichsflüge (Comparison Flight Data Evaluation)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt
EMV	Elektromagnetische Verträglichkeit
FMA	Flugmessenanlagen
GPS	Satellitenavigationssystem (Global Positioning System)
idaflieg	Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Fliegergruppen
IFF	Institut für Flugführung der TU-Braunschweig
ISA	Internationale Standard Atmosphäre
NN	Meereshöhe (Normal Null)
PC	Personal Computer
PPS	Sekundenimpuls des GPS (Pulse per Second)
QNH	Bezugsluftdruck der barometrischen Höhenmessung in NN
REDAM	Echtzeitbetriebssystem zur Flugmessdatenerfassung (Realtime Data Management)
SNR	Verhältnis von Nutzsignal zu Störsignal (Signal to Noise Ratio)
VMC	mittelwertreduzierte Signalumsetzung (Variable Mean value reduced Conversion)

Bezeichnungen¹

α	Anstellwinkel
β	Schiebewinkel
γ	Neigungswinkel
Γ	Zirkulation
ϕ	Hängewinkel
σ	Standardabweichung eines Signals
θ	Längsneigungswinkel
ρ	Luftdichte
χ	Azimut
A	Auftriebskraft / Amplitude eines Signals
b	Spannweite
BAS	Ausgangsfluggeschwindigkeit (Basic Airspeed)
c	aerodynamischer Beiwert
CAS	Eichfluggeschwindigkeit (Calibrated Airspeed)
E	Gleitzahl
f	Frequenz
g	Erdbeschleunigung
G	Gewichtskraft
H	geopotentielle Flughöhe
K	Verstärkungsfaktor
k	Knotenachse, allgemeiner Koeffizient
l	Länge
n	Lastvielfache
m	Masse
p	Druck
R	Gaskonstante
S	Spektralfunktion / Leistungsdichte eines Signals, Flügelfläche
T	Temperatur / Zeitkonstante der Tiefpassfilter
U	Spannungssignal
u, v	Horizontalkomponenten eines Geschwindigkeitsvektors
V	Fluggeschwindigkeit, Betrag eines Geschwindigkeitsvektors
w	Vertikalkomponente eines Geschwindigkeitsvektors

¹ Die Bezeichnungen der flugmechanischen Größen entsprechen der Luftfahrtnorm LN9300 [20]

W	Widerstandskraft
x, y, z	Achsen eines kartesischen Koordinatensystems

Indizes¹

0	Bezugsgrößen der Standardatmosphäre
1a	Komponenten der Knotenachse k_{1a}
2a	orthogonale Komponenten zur Knotenachse k_{1a}
a	aerodynamisches Achsenkreuz
A	Auftriebsbeiwert
ADC	digitale Parameter der Analog-Digital-Umsetzung
ca1	Bezugsgeschwindigkeit der Geschwindigkeitspolare bei $c_a = 1$
Cmp	online berechnete Größen (Computed Data)
d	Staudruck / Datenrate der Flugmessenanlagen
f	flugzeugfestes Koordinatensystem
Flt	gefilterte Signale
g	geodätisches Achsenkreuz, 3-dB-Grenzfrequenz
i	Komponenten des induzierten Windgeschwindigkeitsvektors
K	Bahnachsenkreuz
max	größter Wert einer Größe
min	kleinster oder geringster Wert einer Größe
norm	normierte Größen
Noise	Rauschsignal
Off	offline berechnete Größen
Ref	Referenzflugzeug des Vergleichsflugverbandes
s	Statikdruck / Abtastfrequenz (Sampling)
Sig	analoge Parameter der Analog-Digital-Umsetzung
t	Gesamtdruck
Vgl	Vergleichsflugzeug (Prüfling) des Vergleichsflugverbandes
VMC	Größen der mittelwertreduzierten Signalumsetzung
W	Windachsenkreuz / Widerstandsbeiwert
x, y, z	Größe in Richtung der jeweiligen Koordinatenachse

¹ Die Indizes der flugmechanischen Größen entsprechen der Luftfahrtnorm LN9300 [20]

1 Einleitung

Die Flugleistung von Segelflugzeugen wird im Bereich des Leistungssegelflugs sowie der Flugzeugentwicklung und -erprobung kontrovers diskutiert, wobei subjektive Empfindungen der Piloten und wirtschaftliches Interesse der Flugzeughersteller dieses Thema dominieren. Die Flugleistung von Segelflugzeugen wird im Allgemeinen durch die erreichbare mittlere Fluggeschwindigkeit bei Streckenflügen definiert, die maßgeblich von der Nutzung verfügbarer Aufwindfelder durch den Piloten und der fluggeschwindigkeits- sowie flugmanöverabhängigen aerodynamischen Verlustleistung des Flugzeugs bestimmt wird. Im Leistungssegelflug wird versucht, durch den optimalen Einsatz des Fluggeräts mit der höchsten mittleren Streckenfluggeschwindigkeit zwei prinzipielle Ziele zu erreichen:

- In der zur Verfügung stehenden Zeit möglichst große Strecken zu fliegen, wobei sich der Zeitrahmen aus der jahreszeit- und ortsbedingten Länge eines Tages oder der Verfügbarkeit von Aufwindfeldern ergibt.
- Auf einer vorgegebenen Flugstrecke eine möglichst geringe Flugdauer zu erreichen.

Der komplexe Begriff der Flugleistung von Segelflugzeugen kann durch die Vielzahl von Einflussfaktoren mit wissenschaftlichen Methoden nicht eindeutig dargestellt werden, sondern ergibt sich situativ aus dem Zusammenspiel einzelner Faktoren. Zu diesen Faktoren gehören:

- meteorologische Bedingungen entlang der Flugstrecke
- Leistungsfähigkeit des Piloten
- Flugeigenschaften des Flugzeugs
- aerodynamisches Potential des Flugzeugs

Die Flugleistung ist in verschiedene Bereiche des Entwicklungszyklus von Segelflugzeugen eingebettet, der sich maßgeblich aus den drei Eckpfeilern Flugzeugentwicklung, Flugbetrieb und -erprobung zusammensetzt. Für die Entwicklung von Segelflugzeugen ist die Flugleistung ein wesentlicher wirtschaftlicher Aspekt, der sich durch Erfolge, Rekorde und Flugberichte von Meisterschaftspiloten gut darstellen lässt. Den Flugbetrieb eines Segelflugzeugs im Leistungssegelflug bestimmen im wesentlichen die Einsatzmöglichkeiten und Betriebs-

grenzen, wie z.B. Kunstflug oder Eigenstartfähigkeit, sowie das aerodynamische Potential als Maß für die Leistungsfähigkeit des Flugzeugs. Ein marktreifes Segelflugzeug ist das Produkt des Zusammenspiels von Flugzeugentwicklung und Flugerprobung, wobei die Modifikationen der Flugzeugkonstruktion auf Basis der Erprobungsergebnisse konzipiert und integriert werden. Dieser Entwicklungszyklus eines Segelflugzeug ist in Abbildung 1.1 veranschaulicht.

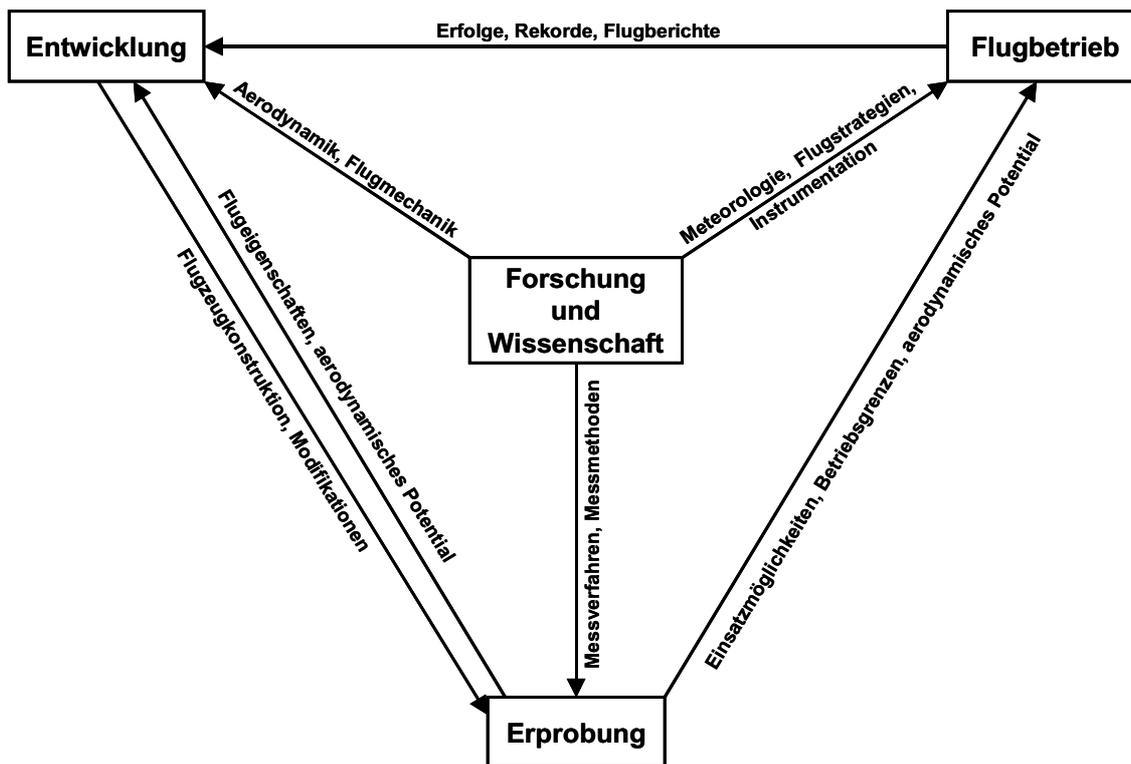


Abbildung 1.1: Entwicklungszyklus von Segelflugzeugen

Die einzelnen Elemente des Entwicklungszyklus werden hierbei maßgeblich von den Ergebnissen der Forschung und Wissenschaft beeinflusst. Neue Erkenntnisse im Bereich der Aerodynamik und Flugmechanik fließen direkt in die Entwicklung von Segelflugzeugen ein, während meteorologische Modelle zusammen mit innovativen Flugstrategien und moderner Flugzeuginstrumentation den Flugbetrieb besonders im Leistungssegelflug verändern. Die Verfügbarkeit präziser Messmethoden- und verfahren ist für Ermittlung der Flugeigenschaften und des aerodynamischen Potentials während der Flugerprobung entscheidend. Im Rahmen dieser Arbeit wird eine hochpräzise Messmethode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen entwickelt und validiert, wobei auf die weiteren Einflussgrößen der Flugleistung nicht eingegangen wird.

1.1 Stand der Wissenschaft und Technik

Das aerodynamische Potential eines Segelflugszeugs wird durch das flugeschwindigkeitsabhängige Verhältnis von Auftriebskraft A und Widerstandskraft W beschrieben, das aufgrund der vektoriellen Zusammenhänge mit dem Flugeschwindigkeitsvektor \underline{V} ausgedrückt werden kann. Verbreitete Darstellungsformen dieses Potentials sind die Geschwindigkeitspolare und das Gleitzahl-Diagramm, wobei normierte Größen den direkten Vergleich verschiedener Flugzeuge oder Flugzeugkonfigurationen ermöglichen. Hierbei wird üblicherweise ein Flugeschwindigkeitsbereich von 20 bis 60 m/s bei Vertikalgeschwindigkeiten von 0,4 bis 5 m/s betrachtet. Mit modernen Hochleistungssegelflugszeugen werden heute Gleitzahlen von mehr als 60 erreicht, d. h. aus einer Flughöhe von 1 km kann eine Strecke von über 60 km ohne Energiezufuhr von Aufwinden oder Antriebssystemen zurückgelegt werden. Für die Ermittlung dieses hohen aerodynamischen Potentials mit einer Genauigkeit von etwa 1% ist eine Messgenauigkeit der Vertikalgeschwindigkeit von 0,01 m/s erforderlich.

Die direkte Erfassung des Flugeschwindigkeitsvektors \underline{V} mit hoher Genauigkeit ist generell problematisch und laut Corsmeier und Hankers [7] in speziell ausgerüsteten Forschungsflugzeugen derzeit nur im Bereich von 0,1 m/s realisierbar. Die Messgenauigkeit der Beträge und Winkel ist hierbei von entscheidender Bedeutung, wobei die Messstellen dieser Größen von dem Strömungsfeld des Flugzeugs beeinflusst werden, wie in der Arbeit von Dierks [8] am Beispiel des Forschungsflugzeugs D-IBUF der TU-Braunschweig dargestellt wird. Die für die Erfassung von Anstell- und Schiebewinkel notwendigen flugzeugexternen Sonden beeinflussen zudem das Strömungsfeld des Flugzeugs, so dass die direkte Messung des Flugeschwindigkeitsvektors \underline{V} für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugszeugen nur bedingt umsetzbar ist.

Der Flugeschwindigkeitsvektor \underline{V} kann auch indirekt aus der Differenz des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{V}_K und des lokalen Windgeschwindigkeitsvektors \underline{V}_W berechnet werden. Für die Bestimmung des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{V}_K werden derzeit inertielle Messsysteme und Satellitennavigationssysteme eingesetzt. Durch die in Segelflugszeugen stark eingeschränkte Verfügbarkeit von Stauraum, Zuladung und Energie, ist der Betrieb von inertialen Messsystemen für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials mit hinreichender Genauig-

keit zur Zeit nicht realisierbar. Im Bereich der Satellitennavigationssysteme fand in den letzten Jahren eine zügige Entwicklung der Empfängertechnik statt, so dass der Einsatz solcher Systeme mit hoher Genauigkeit bei geringem Gewicht, Platz- und Energiebedarf als Stand der Technik bezeichnet werden kann. Die Bestimmung des Windgeschwindigkeitsvektors \underline{v}_W ist jedoch ohne die Kenntnis des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{v} von Bord eines Flugzeugs aus nicht möglich, so dass für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen Messverfahren und -methoden zur Reduktion des Windeinflusses auf die Messung eingesetzt werden müssen.

Die derzeit effizienteste Möglichkeit den Windeinfluss auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen zu reduzieren ist das Vergleichsflugverfahren. Dieses Verfahren basiert auf dem Formationsflug von dem als Vergleichsflugzeug bezeichneten Prüfling und einem Referenzflugzeug. Beide Flugzeuge der Formation fliegen bei diesem Verfahren innerhalb einzelner Messabschnitte im symmetrischen Geradeausflug nebeneinander her, wobei zur Minimierung der gegenseitigen Beeinflussung der Flugzeuge ein lateraler Abstand von etwa zwei mittleren Spannweiten eingehalten wird. Das Referenzflugzeug befindet sich üblicherweise links vorne im Blickfeld des Piloten des Vergleichsflugzeugs, der für das Einhalten der Formation verantwortlich ist, während der Pilot des Referenzflugzeugs die Fluggeschwindigkeit und -richtung vorgibt.

Das aerodynamische Potential des Vergleichsflugzeugs wird mit diesem Verfahren relativ zu dem des Referenzflugzeugs ermittelt. Aus diesem Grund ist die genaue Kenntnis des absoluten Potentialverlaufs des Referenzflugzeugs für die Anwendung des Vergleichsflugverfahrens nicht notwendig, solange verschiedene Messungen sich auf das gleiche Referenzflugzeug beziehen. Wesentliche Voraussetzung hierbei ist jedoch ein gleichbleibender Potentialverlauf des Referenzflugzeugs, so dass leistungsbeeinflussende Veränderungen durch Alterung oder Reparaturen berücksichtigt werden müssen. Die wesentlichen Fehlerquellen bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials mit diesem Verfahren sind:

- Messfehler
- Gegenseitige Beeinflussung der Flugzeuge
- Variationen des lokalen Windfelds innerhalb des Vergleichsflugverbands

Mit einer z. Z. eingesetzten fotogrammetrischen Messmethode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials im Vergleichsflug wird laut Dorn [9] ein relativer Fehler von 2 bis 5 % des ermittelten Potentials erreicht. Aufgrund der messtechnischen Vorgehensweise dieser Methode liegen über die Variationen der kommandierten Fluggeschwindigkeit des Vergleichsflugverbands und über die daraus resultierenden Vertikalgeschwindigkeitsänderungen keine Informationen vor. Über den kinematischen Verlauf eines Messabschnitts kann anhand der fotogrammetrischen Flugmessdaten daher keine Aussage gemacht werden. Weiterhin wird das von den Flugzeugen induzierte Windfeld unter Berücksichtigung der von Küpper [16] definierten Abstände innerhalb der Formation vernachlässigt.

1.2 Motivation und Zielsetzung

Die Motivation zu dieser Arbeit ist die Möglichkeit, das aerodynamische Potential von Segelflugzeugen im Vergleichsflug mit moderner Flugmesstechnik anhand kontinuierlich aufgezeichneter Flugmessdaten zu ermitteln. Mit dieser sensorischen Messmethode sollen die wesentlichen Fehlerquellen der etablierten fotogrammetrischen Messmethode durch flugmechanische und aerodynamische Modelle sowie geeignete Flugmesstechnik eliminiert oder zumindest reduziert werden. Im einzelnen werden im Rahmen dieser Arbeit die folgenden Aufgabenbereiche behandelt:

- Beschreibung der Bewegung der Flugzeuge mit einem flugmechanischen Modell
- Berücksichtigung der gegenseitigen Beeinflussung der Flugzeuge durch die Bestimmung des induzierten Windfelds
- Erfassung der Messgrößen mit hochpräziser Flugmesstechnik

Durch die kontinuierliche Flugmessdatenerfassung ist die Umsetzung eines flugmechanischen Modells für die Beschreibung der kinematischen Vorgänge des Vergleichsflugs möglich. Basierend auf den von Schänzer [28] dargestellten flugphysikalischen Zusammenhängen wird in dieser Arbeit ein für die Ermittlung

des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen zugeschnittenes Modell formuliert und in ein modularisiertes Datenauswertungssystem integriert.

In den Arbeiten von Beukenberg [3] und Junker [14] wird die gegenseitige Beeinflussung von Flugzeugen im Formationsflug beschrieben. Es wurde nachgewiesen, dass sich in enger Formation eine signifikante Leistungersparnis der beteiligten Flugzeuge ergibt. Für die Quantifizierung der gegenseitigen Beeinflussung ist die Kenntnis der Position der beteiligten Flugzeuge eine grundlegende Voraussetzung. Diese Daten können heute von Satellitennavigationssystemen für beide Segelflugzeuge des Vergleichsflugverbands bereitgestellt werden, so dass das von den Flugzeugen induzierte Windfeld mit einem Wirbelmodell bestimmt und bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials berücksichtigt werden kann.

Durch den Betrieb des Forschungsflugzeugs D-IBUF der TU-Braunschweig im Rahmen verschiedener Forschungsprojekte der Bereiche Navigation, Meteorologie und Flugmechanik, kann diese Arbeit auf fundierten wissenschaftlichen und operationellen Grundlagen der Flugmesstechnik aufbauen. Besonders die von Corsmeier und Hankers [7] beschriebene Erfassung von meteorologischen Grundgrößen wie Turbulenz, Temperatur und Feuchte wurde in diesem weltweit einzigartigen Flugzeug mit höchstmöglicher Genauigkeit umgesetzt. Das konsequent konzipierte und realisierte Flugmesssystem der neuesten Generation kann für den Einsatz in Segelflugzeugen im Rahmen dieser Arbeit adaptiert werden, so dass die Messdaten beider Flugzeuge des Vergleichsflugverbands präzise synchronisiert für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials zur Verfügung stehen.

Das Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung, Umsetzung und Validierung einer sensorischen Messmethode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen im Vergleichsflug mit derzeit höchstmöglicher Genauigkeit.

1.3 Grundlagen und Gliederung

Es kann davon ausgegangen werden, dass bei der Umsetzung der sensorischen Messmethode die Fehler der erfassten Messgrößen einen dominierenden Einfluss auf die erreichbare Genauigkeit des aerodynamischen Potentials

haben. Aufgrund des bestimmenden Einflusses der Fehler der Flugmessdaten auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials wird im Rahmen dieser Arbeit auf die im Folgenden genannten weiteren Fehlerquellen nicht eingegangen.

Anhand der von Pichler [24] dargestellten meteorologischen Ansätze und Modelle wird deutlich, dass sich das lokale Windfeld bei für den Vergleichsflug geeigneten ruhigen, morgendlichen Hochdruckwetterlagen in kleinskalige stochastische und deterministische Prozesse aufteilen lässt. Die hierbei auftretenden Phänomene können in wellenförmige Windverteilungen, thermische Prozesse und Windscherungen unterschieden werden, die auch zu geringen Differenzen der Windverhältnisse zwischen den Positionen der beiden Flugzeuge des Vergleichsflugverbands führen können. In dieser Arbeit wird jedoch davon ausgegangen, dass diese Differenzen gegenüber anderen Fehlern klein sind und zunächst vernachlässigt werden können.

Bei der Formulierung der flugmechanischen Zusammenhänge zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials im Vergleichsflug wird hier generell ein symmetrischer Geradeausflug beider Flugzeuge angenommen. Diese Voraussetzung resultiert aus der derzeit nicht sinnvoll realisierbaren Ausrüstung von Segelflugzeugen mit den für die Erfassung von Schiebe- oder Kurvenflug notwendigen Sensoren, wie bereits für den Einsatz inertialer und externer Messsysteme erläutert wurde. Aufgrund der ausgesucht ruhigen meteorologischen Bedingungen für Vergleichsflüge und des speziellen Trainings der eingesetzten Piloten kann jedoch von einer weitgehenden Einhaltung der vorausgesetzten Flugzustände ausgegangen werden.

Weiterhin wird hier bei der Erfassung der Flugmessdaten die Kompressibilität der Luft vernachlässigt, wobei diese Vereinfachung für den genannten Flugeschwindigkeitsbereich von etwa 20 bis 60 m/s mit hoher Genauigkeit zulässig ist. Der von Thomas [41] beschriebene Einfluss der Reynoldszahl auf das aerodynamische Potential wird im Rahmen dieser Arbeit ebenfalls nicht betrachtet. Es wird hier davon ausgegangen, dass die aerodynamische Konzeption und die Grenzschichtbeeinflussung der Segelflugzeuge auf die üblichen Variationen der Luftdichte ausgelegt ist und somit diese Idealisierung der aerodynamischen Strömungsverhältnisse erlaubt.

In der vorliegenden Arbeit wird zunächst auf die Definition und Darstellung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen eingegangen. Anschließend werden die derzeit bekannten und einsetzbaren Messverfahren und -methoden zur Ermittlung dieses Potentials dargestellt und in ihrer prinzipiellen Funktionsweise beschrieben.

Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte sensorische Messmethode des Vergleichsflugverfahrens basiert auf einem flugmechanischen Modell zur kinematischen Beschreibung der Bewegung eines Segelflugzeugs im symmetrischen Geradeausflug sowie der Bestimmung und Berücksichtigung des induzierten Windfelds mit einem für den Vergleichsflug geeigneten effizienten Wirbelmodell. Die genaue Vorgehensweise zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials mit den zuvor beschriebenen Modellen wird hier zusammen mit einer Analyse der Fehlerfortpflanzung der sensorischen Messmethode erläutert.

Nachdem die notwendigen Messgrößen definiert und in ihrem Einfluss auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials analysiert sind, wird die hier entwickelte und eingesetzte Flugmesstechnik ausführlich dargestellt. Dabei wird besonders auf die Problematik der Analog-Digital-Umsetzung der verschiedenen Messsignale eingegangen und ein Verfahren zur signifikanten Verbesserung der Signalauflösung bei großen physikalischen Messbereichen vorgestellt und diskutiert. Die mit dieser Flugmesstechnik erreichbare Messgenauigkeit wird anhand von Flugversuchen mit dem Forschungsflugzeug D-IBUF demonstriert, bevor verschiedener Messergebnisse von Vergleichsflügen mit Segelflugzeugen dargestellt und erläutert werden.

2 Aerodynamisches Potential von Segelflugzeugen

Das aerodynamische Potential eines Segelflugzeugs wird durch den Flugeschwindigkeitsvektor \underline{V} definiert und beschreibt als Maß für die aerodynamische Verlustleistung das fluggeschwindigkeitsabhängige Verhältnis von Auftriebskraft A und Widerstandskraft W . Für die Darstellung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen eignet sich besonders die Geschwindigkeitspolare, womit der Flugeschwindigkeitsvektor \underline{V} durch seine Komponenten u_g und w_g beschrieben wird. In Abbildung 2.1 ist die Geschwindigkeitspolare eines Segelflugzeugs skizziert.

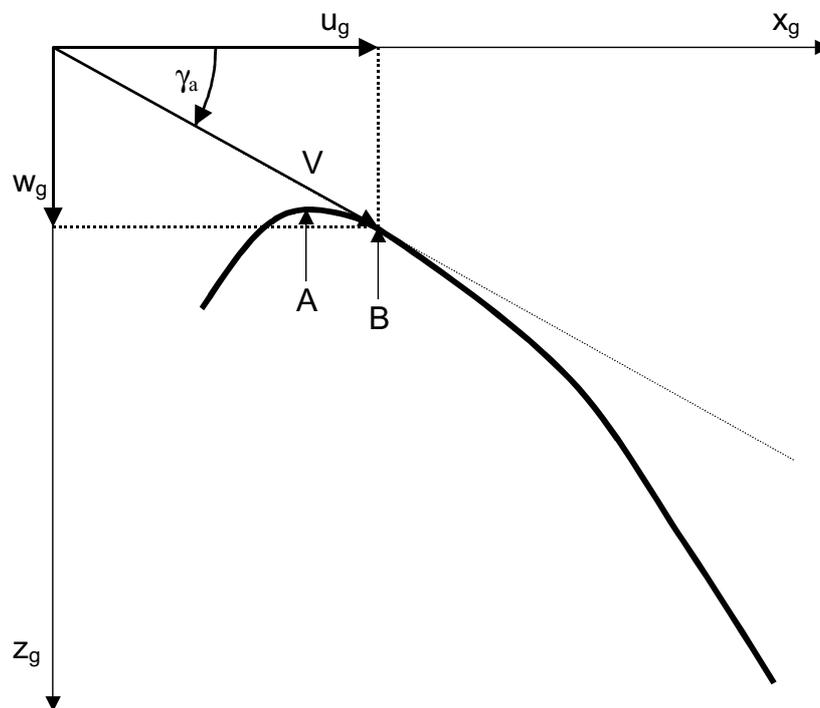


Abbildung 2.1: Geschwindigkeitspolare eines Segelflugzeugs¹

Anhand der Geschwindigkeitspolare können wesentliche charakteristische Parameter des Flugzeugs veranschaulicht werden, die in Abbildung 2.1 exemplarisch eingetragen sind. Der Punkt A kennzeichnet die geringste Vertikalgeschwindigkeit $w_{g,\min}$ des Flugzeugs, während der geringste Flugwindneigungswinkel $\gamma_{a,\min}$ und damit die größte Gleitzahl E des Flugzeugs in Punkt B erreicht wird. Für die Darstellung des aerodynamischen Potentials eignet sich besonders die Geschwindigkeitspolare in normierter Form, da durch die dimensions-

¹ Die minimale Vertikalgeschwindigkeit $w_{g,\min}$ wird häufig als „geringstes Sinken“ bezeichnet. Die Fluggeschwindigkeit des geringsten Flugwindneigungswinkel $\gamma_{a,\min}$ bzw. der größte Gleitzahl E findet sich in der Literatur z. T. als Geschwindigkeit des „besten Gleitens“.

lose Darstellung der direkte Vergleich des Potentials verschiedener Flugzeuge oder Flugzeugkonfigurationen möglich wird. Die für diese Darstellungen benötigten Größen können aus dem in Abbildung 2.2 dargestellten Zusammenhang der Geschwindigkeiten und Kräfte an einem Segelflugzeug hergeleitet werden.

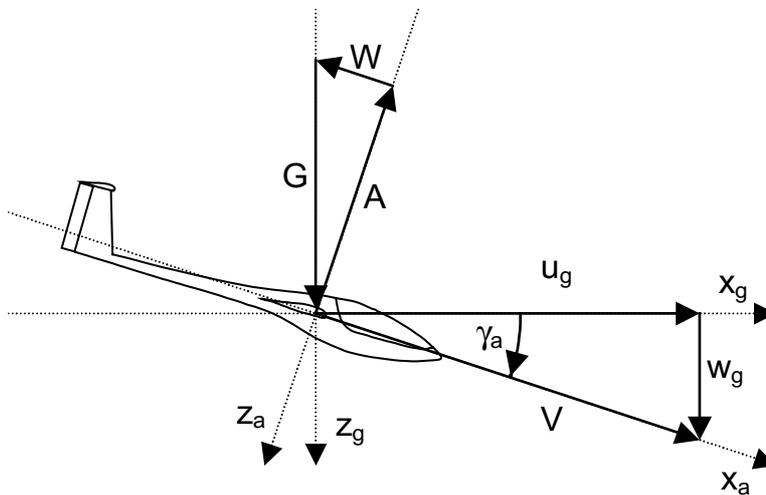


Abbildung 2.2: Kräfte und Geschwindigkeiten an einem Segelflugzeug

Hierbei wird von einem symmetrischen Flugzustand ausgegangen, bei dem Beschleunigungen und auch Kurvenflug mit $\phi \neq 0$ zugelassen sind. Der Einfluss eines lokalen Windfelds kann für diese Betrachtung vernachlässigt werden. Es wird zunächst das Kräftegleichgewicht eines Flugzeugs in z_a -Richtung betrachtet, woraus sich die Bewegungsgleichung für diese Achse des aerodynamischen Systems ergibt.

$$-m V \dot{\gamma}_a = -A \cos \Phi + G \cos \gamma_a \quad (2.1)$$

Mit der Definition des Lastvielfachen n_{az} kann Gleichung (2.1) vereinfacht werden, so dass die Auftriebskraft A durch die Gewichtskraft G und das Lastvielfache n_{az} ausgedrückt wird.

$$n_{az} = \left(\frac{V \dot{\gamma}_a}{g} + \cos \gamma_a \right) \frac{1}{\cos \Phi} \quad (2.2)$$

$$A = n_{az} G \quad (2.3)$$

Die Auftriebskraft A und die Widerstandskraft W werden von den aerodynamischen Grundgleichungen durch den Auftriebsbeiwert c_A und den Widerstandsbeiwert c_W beschrieben, wodurch sich ein direkter Zusammenhang zwischen den Kräften, der Luftdichte ρ , der Fluggeschwindigkeit V und der Flügelfläche S ergibt.

$$A = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_A \quad (2.4)$$

$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_W \quad (2.5)$$

Aufgrund der in Abbildung 2.2 dargestellten geometrischen Beziehung der Kräfte und Geschwindigkeiten an einem Segelflugzeug, kann das Verhältnis von Auftriebskraft A und Widerstandskraft W durch die Fluggeschwindigkeitskomponenten u_g und w_g ausgedrückt werden. Dieses Verhältnis wird im Allgemeinen als Gleitzahl E definiert.

$$E = \cot \gamma_a = \frac{A}{W} = \frac{c_A}{c_W} = \frac{u_g}{w_g} \quad (2.6)$$

Für die Winkelbeziehung des Flugwindneigungswinkels γ_a ergibt sich aus Gleichung (2.6) eine ausschließliche Abhängigkeit von den Beiwerten c_A und c_W .

$$\cos \gamma_a = \frac{u_g}{V} = \frac{u_g}{\sqrt{u_g^2 + w_g^2}} = \frac{c_A}{\sqrt{c_A^2 + c_W^2}} \quad (2.7)$$

Mit dieser Winkelbeziehung wird die Fluggeschwindigkeit V in der aerodynamischen Grundgleichung (2.4) ersetzt, wodurch sich für einen Auftriebsbeiwert von $c_A = 1$ die Bezugsgeschwindigkeit V_{ca1} ergibt.

$$V_{ca1} = \sqrt{\frac{2 n_{az} G}{\rho S}} \quad (2.8)$$

Mit der Bezugsgeschwindigkeit V_{ca1} werden alle variablen Einflussgrößen auf das aerodynamische Potential berücksichtigt, so dass eine allgemeingültige Darstellung möglich wird. Die Fluggeschwindigkeit V und deren Komponenten u_g und w_g können einheitlich mit diesem Faktor in Abhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte c_A und c_W ausgedrückt werden.

$$V_{norm} = \frac{V}{V_{ca1}} = \frac{1}{\sqrt{c_A}} \quad (2.9)$$

$$u_{g,norm} = \frac{u_g}{V_{ca1}} = \sqrt{\frac{c_A}{c_A^2 + c_W^2}} \quad (2.10)$$

$$w_{g,norm} = \frac{w_g}{V_{ca1}} = \sqrt{\frac{c_A}{c_A^2 + c_W^2}} \frac{c_W}{c_A} \quad (2.11)$$

Als Beispiel für die Vergleichbarkeit des aerodynamischen Potentials verschiedener Flugzeuge mit normierten Größen ist in Abbildung 2.3 die historische

Entwicklung der Geschwindigkeitspolaren von Segelflugzeugen der Standardklasse¹ dargestellt.

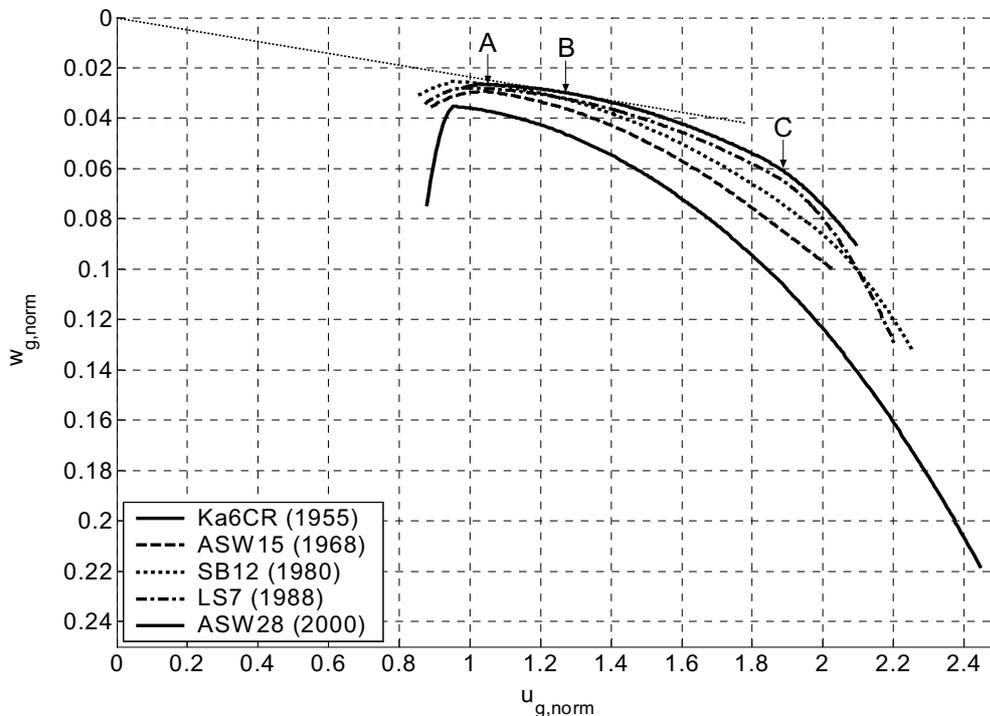


Abbildung 2.3: Entwicklung des aerodyn. Potentials von Segelflugzeugen

Wie schon in Abbildung 2.1 wurde auch hier im Punkt A die geringste Vertikalgeschwindigkeit $w_{g,min}$ und in Punkt B und der geringste Bahnwinkel $\gamma_{a,min}$ der ASW28 exemplarisch hervorgehoben. Eine beachtliche Erhöhung des aerodynamischen Potentials innerhalb der letzten 45 Jahre ist besonders im mittleren und höheren Fluggeschwindigkeitsbereich zu erkennen. Dort zeigt sich durch den leichten Knick bei Punkt C eine Charakteristik moderner Hochleistungssegelflugzeuge, die mit sogenannten Laminarprofilen ausgerüstet sind. Dieser Knick wird üblicherweise „Laminardelle“ genannt und kommt bei kleiner werdendem Anstellwinkel α durch Blasenbildung auf der Profilunterseite zustande. Diese Blasen führen zu einer Verdickung der Grenzschicht und erhöhen die aerodynamische Verlustleistung. Der historische Vergleich des aerodynamischen Potentials in Abbildung 2.3 lässt außerdem die Entwicklungsschwerpunkte bei Segelflugzeugen der Standardklasse erkennen. Neben der Verringerung der minimalen Vertikalgeschwindigkeit $w_{g,min}$ ist der Übergang in den Sackflug

¹ Segelflugzeuge werden aufgrund ihrer Spannweite und der aerodynamischen Auslegung in unterschiedliche Klassen eingeteilt. In der Standardklasse ist die Spannweite auf 15 m beschränkt und es sind keine profilverändernden Systeme wie z. B. Wölbklappen zulässig.

deutlich weicher als bei der als ältestes Flugzeug dargestellten Ka6CR. Dieses Flugeigenschaftsmerkmal moderner Segelflugzeuge führt zu einer wesentlichen Erhöhung der Flugsicherheit im Langsamflug und bei der Landung, da bei Flugeschwindigkeit im Bereich von V_{\min} nicht mit einem plötzlichen Strömungsabriss gerechnet werden muss.

3 Messverfahren und -methoden

Es wurde gezeigt, dass für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials die Erfassung des Betrags und der Richtung des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{V} notwendig ist. In Abbildung 3.1 ist der vektorielle Zusammenhang der Geschwindigkeiten eines symmetrischen Geradeausflugs veranschaulicht, wodurch die eindeutige Beziehung zwischen dem Fluggeschwindigkeitsvektor \underline{V} , dem Bahngeschwindigkeitsvektor \underline{V}_K und dem Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W veranschaulicht wird.

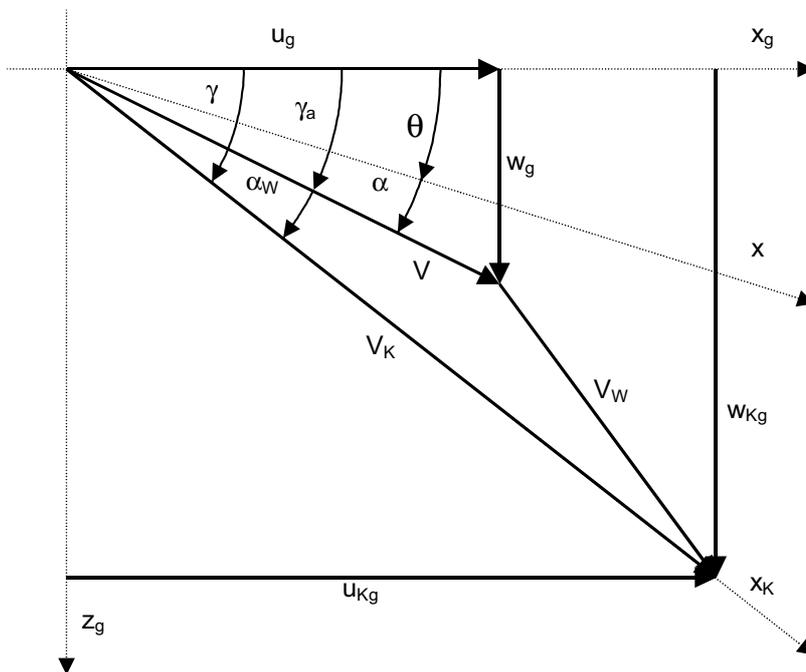


Abbildung 3.1: Vektorieller Zusammenhang der Geschwindigkeiten

Aus diesen Zusammenhängen ergibt sich der für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen grundlegende formale Zusammenhang der Geschwindigkeitsvektoren.

$$\underline{V} = \underline{V}_K - \underline{V}_W \quad (3.1)$$

Der Betrag V des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{V} kann durch die Messung des Staudrucks p_d verhältnismäßig einfach und genau bestimmt werden. Die Richtung dieses Vektors wird üblicherweise aus der Anströmrichtung und der Fluglage des Flugzeugs ermittelt, wobei die Messung der Anströmrichtung derzeit flugzeugexterne Sonden voraussetzt und die Erfassung der Fluglage den Betrieb inertialer Messsystem bedingt.

Das bislang einzige Verfahren zur direkten Erfassung des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{V} ist das sogenannte Bahnwinkelverfahren, das auf der Messung des Anstellwinkels α und des Längsneigungswinkels θ zusammen mit der Fluggeschwindigkeit V basiert. Hierbei wird die Richtung des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{V} durch die Messung der Winkel ermittelt, so dass sich der Flugwindneigungswinkel γ_a ergibt.

$$\gamma_a = \theta + \alpha \quad (3.2)$$

$$\underline{V} = V \begin{bmatrix} \cos \gamma_a \\ \sin \gamma_a \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Diese direkte Bestimmung des aerodynamischen Potentials wird jedoch durch die äußerst fehleranfällige Messung der genannten Winkel stark eingeschränkt. Außerdem beeinflusst die außerhalb des Flugzeugs anzubringende Messsonde das Strömungsfeld und somit auch das aerodynamische Potential, wodurch eine Messung der absoluten Flugleistung nicht möglich ist. Dieses schon in den fünfziger Jahren von Oosterrom [22] und Bonneau [5] beschriebene Verfahren wurde in der letzten Zeit von Lukasczyk [17] mit moderner Flugmesstechnik als einfache und schnelle Möglichkeit zur Beurteilung relativer Flugleistungsunterschiede bei Flugzeugmodifikationen erprobt, jedoch aufgrund der genannten Nachteile bislang nicht operationell eingesetzt.

Generell ist der Betrieb von flugzeugexternen Sonden für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen problematisch. Besonders das Potential moderner Hochleistungssegelflugzeuge mit langen laminaren Laufstrecken kann von derartigen Sonden erheblich beeinträchtigt werden. Die optische Erfassung der Anströmrichtung mit sogenannten Laser-Doppler-Anemometern ist für den Einsatz an Bord von Segelflugzeugen aufgrund des hohen Energie und Platzbedarfs sowie des großen Gewichts noch nicht realisierbar. Aus den gleichen Gründen kann die Messung der Fluglage mit hochgenauen inertialen Messsystem zum jetzigen Zeitpunkt noch nicht umgesetzt werden, wobei hier auch der erhebliche Rüstaufwand bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials im operationellen Messflugbetrieb berücksichtigt werden muss.

Es wird deutlich, dass der Fluggeschwindigkeitsvektor \underline{V} für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen nicht direkt gemessen werden kann, sondern indirekt aus der Differenz des Bahngeschwindigkeitsvektors

\underline{V}_K und des Windgeschwindigkeitsvektors \underline{V}_W bestimmt werden muss. Die Messung des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{V}_K ist heutzutage mit Satellitennavigationssystemen möglich, wobei für den mobilen Einsatz hochpräzise Empfangsmodule mit geringem Platz- und Energiebedarf bei niedrigem Gewicht zur Verfügung stehen. Die Bestimmung des Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W an Bord eines Flugzeugs ist jedoch ohne die Kenntnis des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{V} generell nicht möglich. Für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials werden somit Verfahren und Methoden benötigt, mit dem der Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W bestimmt oder dessen Einfluss anhand von Hilfsgrößen reduziert werden kann. Der Begriff „Verfahren“ soll hier die fliegerische Vorgehensweise zur Erfassung der Hilfsgrößen beschreiben. Die Messung der Hilfsgrößen kann mit unterschiedlichen Methoden erfolgen, wobei als „Methode“ die messtechnische Erfassung und Verarbeitung dieser Größen bezeichnet wird.

Es gibt derzeit neben dem bereits genannten Bahnwinkelverfahren drei weitere Verfahren zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen, mit denen der Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W anhand von Hilfsgrößen geschätzt wird, siehe hierzu auch Scholz [35]. Bei dem Höhenstufenverfahren wird die Vertikalkomponente w_{Kg} des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{V}_K und die Fluggeschwindigkeit V gemessen, während der Einfluss des Windgeschwindigkeitsvektors \underline{V}_W durch die Auswahl geeigneter ruhiger Wetterlagen reduziert wird.

$$\gamma_a \approx \arcsin\left(\frac{w_{Kg}}{V}\right) \quad (3.4)$$

$$\underline{V} \approx \begin{bmatrix} V \cos \gamma_a \\ w_{Kg} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Der jedoch grundsätzlich vorhandene Vertikalwindeinfluss ist die größte Fehlerquelle dieses Verfahrens, die nur durch statistische Methoden verringert werden kann, wie von Merklein [18] und Dorn [9] dargestellt wird. Stevens [39] gibt für diese Vorgehensweise einen verbleibenden Fehler von etwa 10% des ermittelten aerodynamischen Potentials an. Dieses hinsichtlich des materiellen und personellen Aufwands anspruchslöse Verfahren bietet jedoch die Möglichkeit, das aerodynamische Potential ohne ein Referenzmaß zu bestimmen.

Bei dem von Quellmann [25] und Albat [1] beschriebenen Ausschießverfahren wird der Vertikalwindeinfluss durch den Flug in unmittelbaren Bodennähe bei

konstanter Flughöhe reduziert. Anhand der mit Flugmessenanlagen aufgezeichneten Daten, kann aus dem Geschwindigkeitsverlauf das aerodynamische Potential ermittelt werden.

$$w_{Kg} \approx 0 \quad (3.6)$$

$$\underline{V} \approx f(\dot{V}) \quad (3.7)$$

Der verbleibende Einfluss des lokalen Windfelds und die bei diesem Flugmanöver auftretenden aerodynamischen Effekte stellen bei diesem Verfahren die wesentlichen Fehlerquellen dar. Der fliegerisch und messtechnisch hohe Aufwand des Bahnwinkelverfahrens sowie die Auswirkungen der durch die genannten Vernachlässigungen entstehenden Fehler haben diese Möglichkeit der Ermittlung des aerodynamischen Potentials gegenüber dem Höhenstufen- und Vergleichsflugverfahren in den Hintergrund treten lassen.

Das seit den fünfziger Jahren mit der maßgeblichen Unterstützung von Schmerwitz [33] und Stich [40] auf dem Sommertreffen¹ der *idaflieg*² betriebene Vergleichsflugverfahren ist die derzeit genaueste Möglichkeit zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen. Dieses Verfahren beruht auf dem Vergleich des aerodynamischen Potentials des Prüflings, dem Vergleichsflugzeug (Index: „Vgl“), mit dem eines Referenzflugzeugs (Index: „Ref“). Der Einfluss des Windgeschwindigkeitsvektors \underline{V}_W wird hierbei weitestgehend reduziert, solange die Differenz $\Delta\underline{V}_W$ des lokalen Windfelds zwischen den Positionen der beiden Flugzeuge des Vergleichsflugverbandes klein bzw. bestimmbar ist. Bei diesem Verfahren werden die Bahngeschwindigkeitsvektoren \underline{V}_K der beiden Flugzeuge gemessen, wobei der Fluggeschwindigkeitsvektor \underline{V}_{Ref} des Referenzflugzeugs mit dem als bekannt vorausgesetzten aerodynamischen Potential dieses Flugzeugs und der Fluggeschwindigkeit V_{Ref} bestimmt werden kann.

$$\underline{V}_{W,Vgl} = \underline{V}_{W,Ref} + \Delta\underline{V}_W \quad (3.8)$$

$$\underline{V}_{Vgl} = \underline{V}_{Ref} + \underline{V}_{K,Vgl} - \underline{V}_{K,Ref} - \Delta\underline{V}_W \quad (3.9)$$

¹ Das Sommertreffen der *idaflieg* ist eine jährlich stattfindende Messkampagne zur Untersuchung der Flugleistung und -eigenschaften von Segelflugzeugen in Zusammenarbeit mit dem „Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt“ DLR und dem „Institut für Flugführung der TU-Braunschweig“ IFF.

² Die „Interessengemeinschaft deutscher akademischer Fliegergruppen“ *idaflieg* ist der Zusammenschluss verschiedener „Akademischer Fliegergruppen“ Akaflieg an technischen Universitäten Deutschlands. Diese Studentengruppen widmen sich neben ihrem Studium der wissenschaftlichen Arbeit im Bereich des Segelflugs und haben in der Vergangenheit zahlreiche innovative Projekte realisiert.

Ist die absolute Flugleistung des Referenzflugzeugs bekannt, kann mit diesem Verfahren auch die absolute Flugleistung des Vergleichsflugzeugs ermittelt werden, während für relative Flugleistungsuntersuchungen die Verwendung eines Referenzflugzeugs mit konstanter Flugleistung hinreichend ist. Die absolute Flugleistung des derzeit auf dem Sommertreffen verwendeten Referenzflugzeugs (siehe auch Abbildung 0.4) ist durch zahlreiche Messflüge im Höhenstufenverfahren bestimmt worden und wird mit den Daten der Vergleichsflüge kontinuierlich überprüft bzw. korrigiert. Hierzu werden Messabschnitte der Vergleichsflüge entsprechend der Vorgehensweise des Höhenstufenverfahrens ausgewertet und die Ergebnisse zu den bereits vorhandenen Flugleistungsdaten des Flugzeugs hinzugefügt. Dadurch wird die statistische Sicherheit für die Ermittlung der absoluten Flugleistung des Referenzflugzeugs stetig vergrößert.

Das Vergleichsflugverfahren wird seit mehreren Jahrzehnten erfolgreich mit der in Anhang A dargestellten fotogrammetrischen Messmethode betrieben. In den letzten Jahren wurde von Schmerwitz [33] und Schroeder [37] bzw. Wende [44] parallel zu dieser Methode die kontinuierliche Datenerfassung mit Flugmessanlagen als sensorische Messmethode etabliert. Die sensorische Messmethode wurde im Rahmen dieser Arbeit bis zur operationellen Einsetzbarkeit entwickelt und validiert und ist derzeit die Grundlage für die Flugleistungsuntersuchungen der *idaflieg*.

4 Sensorische Messmethode

Unter dem Begriff der „sensorischen Messmethode“ wird hier die messtechnische Erfassung und Verarbeitung von Flugmessdaten zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen im Vergleichsflug verstanden, die sich grundlegend von der in Anhang A beschriebenen fotogrammetrischen Messmethode unterscheidet. Beide Methoden beruhen jedoch auf dem gleichen Prinzip zur Reduktion des Windeinflusses auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials durch Anwendung des in Kapitel 3 erläuterten Vergleichsflugverfahrens.

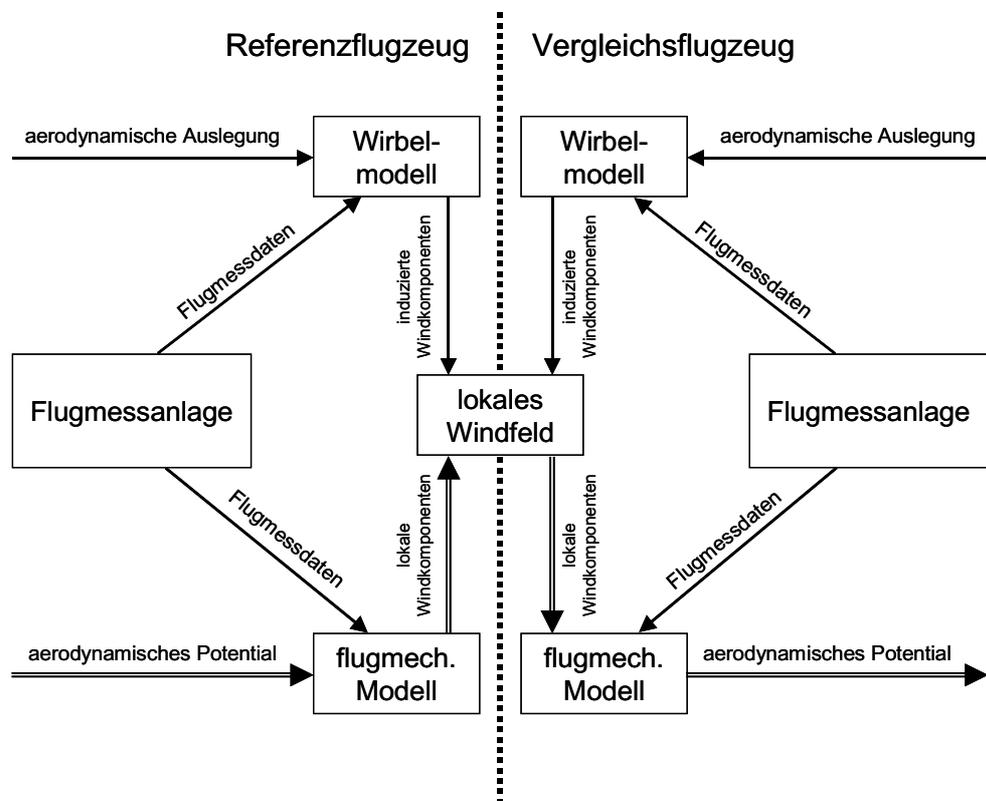


Abbildung 4.1: Funktionsweise der sensorischen Messmethode

Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte und validierte sensorische Messmethode basiert auf der kontinuierlichen Erfassung und Aufzeichnung verschiedener Sensorsignale mit Flugmessanlagen. Diese Flugmessdaten werden während der Messflüge zeitsynchron in beiden Flugzeugen des Vergleichsflugverbands aufgezeichnet und bilden die Grundlage für die Ermittlung des Flugeschwindigkeitsvektors \underline{V} aus dem Bahngeschwindigkeitsvektor \underline{V}_K und dem Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W . Die Funktionsweise der sensorischen Messmethode ist in Abbildung 4.1 schematisch dargestellt. Das Grundprinzip dieser

Messmethode ist die Kopplung der individuellen Bewegung der beiden Flugzeuge des Vergleichsflugverbands über das lokale Windfeld. Für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs wird der Windvektor \underline{V}_W also mit Hilfe des in unmittelbarer Nähe fliegenden Referenzflugzeugs bestimmt. Im Rahmen dieser Arbeit wird von sehr kleinen atmosphärischen Winddifferenzen zwischen den jeweiligen Positionen der Flugzeuge ausgegangen, wodurch kleinräumige Differenzen und dynamische Vorgänge des unbeeinflussten lokalen Windfelds innerhalb des Vergleichsflugverbands unberücksichtigt bleiben.

Mit einem auf den Vergleichsflug zugeschnittenen flugmechanischen Modell wird basierend auf den Flugmessdaten die Bewegung der Flugzeuge beschrieben. Hierbei wird zunächst anhand der Messdaten und des bekannten aerodynamischen Potentials des Referenzflugzeugs das lokale Windfeld an der Position dieses Flugzeugs bestimmt. Der von den Flugzeugen induzierte Anteil des Windfelds wird mit einem geeigneten Wirbelmodell ausgehend von den Kenngrößen der aerodynamischen Auslegung, wie z. B. Spannweite, sowie den Flugmessdaten berechnet und bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs berücksichtigt. Dieses Potential ergibt sich aus der Anwendung des flugmechanischen Modells zusammen mit den Flugmessdaten des Vergleichsflugzeugs und den zuvor bestimmten Komponenten des lokalen Windfelds.

Die flugmechanischen und aerodynamischen Zusammenhänge der sensorischen Messmethode werden in den folgenden Unterkapiteln beschrieben und analysiert. Eine ausführliche Beschreibung der hier entwickelten und eingesetzten Flugmesstechnik findet sich in anschließend in Kapitel 5 dieser Arbeit.

4.1 Flugmechanisches Modell

Für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials wird hier von einem symmetrischen Geradeausflug beider Flugzeuge ausgegangen. Dieser Flugzustand kann von den entsprechend ausgebildeten und trainierten Messpiloten der Segelflugzeuge mit großer Präzision eingehalten werden. Anhand des Horizontbilds sind geringste Richtungsabweichungen und Hängewinkel erkenn- und korrigierbar, so dass Kurvenflugzustände grundsätzlich vermieden werden können.

Der Schiebwinkel β wird dem Piloten sehr genau durch den sogenannten „Faden“ auf der Cockpithaube angezeigt. Bei konsequenter Beachtung der Anzeige dieser Windfahne können Schiebflugzustände nahezu vollständig vermieden werden. Ausgehend von diesem Flugzustand findet die Bewegungsgleichung für die Richtungen y_K des Bahnachsensystems bei den weiteren Betrachtungen der flugmechanischen Zusammenhänge keine Anwendung. In Abbildung 4.2 ist der vektorielle Zusammenhang der einzelnen Geschwindigkeiten und Kräfte eines symmetrischen Geradeausflugs dargestellt.

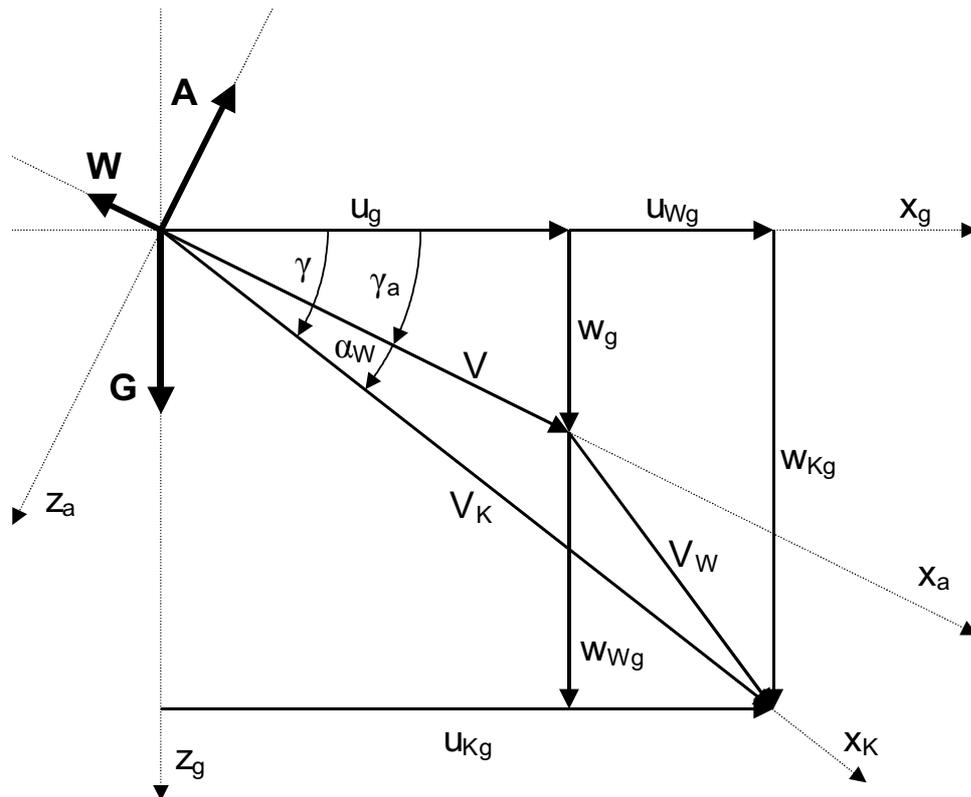


Abbildung 4.2: Flugmechanisches Modell

Für die Richtungen x_K und z_K des Bahnachsensystems ergeben sich für das Kräftegleichgewicht die in den Bewegungsgleichungen (4.1) und (4.2) formulierten Zusammenhänge.

$$m\dot{V}_K = A \sin \alpha_w - W \cos \alpha_w - G \sin \gamma \quad (4.1)$$

$$-mV_k \dot{\gamma} = -A \cos \alpha_w - W \sin \alpha_w + G \cos \gamma \quad (4.2)$$

Für die Betrachtung des aerodynamischen Potentials anhand der Bewegungsgleichungen (4.1) und (4.2) ist die Transformation dieser Gleichungen in das aerodynamische Achsensystem sinnvoll. Es ergeben sich für die Richtungen x_a und z_a die folgenden Ausdrücke.

$$m\dot{V}_K \cos \alpha_W - mV_K \dot{\gamma} \sin \alpha_W = -W - G \sin \gamma_a \quad (4.3)$$

$$-m\dot{V}_K \sin \alpha_W - mV_K \dot{\gamma} \cos \alpha_W = -A + G \cos \gamma_a \quad (4.4)$$

Zur weiteren Vereinfachung wird hier das Lastvielfache n_{ax} und n_{az} in x- und z-Richtung des aerodynamischen Achsenkreuzes eingeführt.

$$n_{ax} = \frac{W}{G} = \frac{-\dot{V}_K \cos \alpha_W + V_K \dot{\gamma} \sin \alpha_W}{g} - \sin \gamma_a \quad (4.5)$$

$$n_{az} = \frac{A}{G} = \frac{\dot{V}_K \sin \alpha_W + V_K \dot{\gamma} \cos \alpha_W}{g} + \cos \gamma_a \quad (4.6)$$

Aus den Gleichungen (4.3) und (4.4) ergibt sich zusammen mit den Lastvielfachen n_{ax} und n_{az} die Gleitzahl E als Maß für das aerodynamische Potential eines Segelflugszeugs.

$$E = \frac{A}{W} = \frac{n_{az}}{n_{ax}} \quad (4.7)$$

Die in den Gleichungen (4.5) und (4.6) enthaltenen Flugwindneigungswinkel γ_a und Windanstellwinkel α_W können hier durch die folgenden Gleichungen (4.8) und (4.9) ausgedrückt werden, wobei eine Abhängigkeit des Flugwindneigungswinkels γ_a von der Vertikalwindkomponente w_{Wg} entsteht.

$$\gamma_a = -\arcsin \frac{w_{Kg} - w_{Wg}}{V} \quad (4.8)$$

$$\alpha_W = -\arctan \frac{w_{Kg}}{u_{Kg}} - \gamma_a \quad (4.9)$$

Diese Abhängigkeit führt bei der Bestimmung des Windfelds an der Position des Referenzflugzeugs zu der in Kapitel 4.3 beschriebenen iterativen Lösung des Gleichungssystems. Mit den Gleichungen (4.5) bis (4.9) ist eine Formulierung der flugmechanischen Zusammenhänge gelungen, die den eindeutigen Zusammenhang der folgenden Größen ausdrückt:

- Gleitzahl $E = f(V, n_{az})$
- Fluggeschwindigkeit V
- Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg}
- Bahngeschwindigkeitskomponenten u_{Kg} und w_{Kg}

Mit der jeweiligen Anwendung dieses Gleichungssystems auf die beiden Flugzeuge des Vergleichsflugverbands kann anhand geeigneter Flugmessdaten das

aerodynamische Potential des Vergleichsflugzeugs ermittelt werden, wobei das von den Flugzeugen induzierte Windfeld berücksichtigt werden muss.

4.2 Induziertes Windfeld

Die Flugformation des Vergleichsflugverfahrens bedingt die gegenseitige Beeinflussung der Flugzeuge durch das induzierte Windfeld. Der Formationsflug von Zugvögeln ist für die energieoptimale Nutzung dieses Effektes ein gutes Beispiel, das mit der Arbeit von Beukenberg [3] auch auf große Flugzeuge übertragen wurde. Mit der Untersuchung der aerodynamischen Zusammenhänge des Formationsfluges wurde schon Anfang des 20. Jahrhunderts begonnen. In später folgenden Arbeiten befassten sich Schlichting [31] und Koark [15] mit der Leistungersparnis eines Verbandsflugs von Flugzeugen, wobei Koark auch Formationen mit Flugzeugen unterschiedlicher Spannweiten betrachtete. Aufbauend auf diese Arbeiten und motiviert durch die Fertigstellung des viele Jahre größten Segelflugzeugs der Welt, der SB10, untersuchte Junker [14] die Auswirkungen der Vergleichsflugformation auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen. Es zeigte sich, dass besonders bei Flugzeugen mit sehr unterschiedlicher Spannweite und großen Fluggewichtsdifferenzen ein signifikanter Einfluss des induzierten Windfelds auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials besteht. Mit den Abschätzungen dieser Arbeit wurde die Messung des aerodynamischen Potentials der SB10 korrigiert, wobei damals in einer sehr engen Vergleichsflugformation geflogen wurde. Aus diesen Erkenntnissen wurde die Formation geändert, so dass die Flugzeuge heute in einem Abstand von mindestens zwei mittleren Spannweiten nebeneinander fliegen.

Das induzierte Windfeld eines Flugzeugs wird durch die gebundene Zirkulationsverteilung der auftriebgebenden Flächen und die Zirkulationsverteilung in der freien Wirbelschicht bestimmt, die in Abbildung 4.3 von Heintsch [13] skizziert werden. Die numerische Approximation dieser Zirkulationsverteilungen wird üblicherweise durch eine endliche Anzahl von Einzelwirbeln realisiert, wobei zwischen gebundenen und freien Einzelwirbeln unterschieden wird.

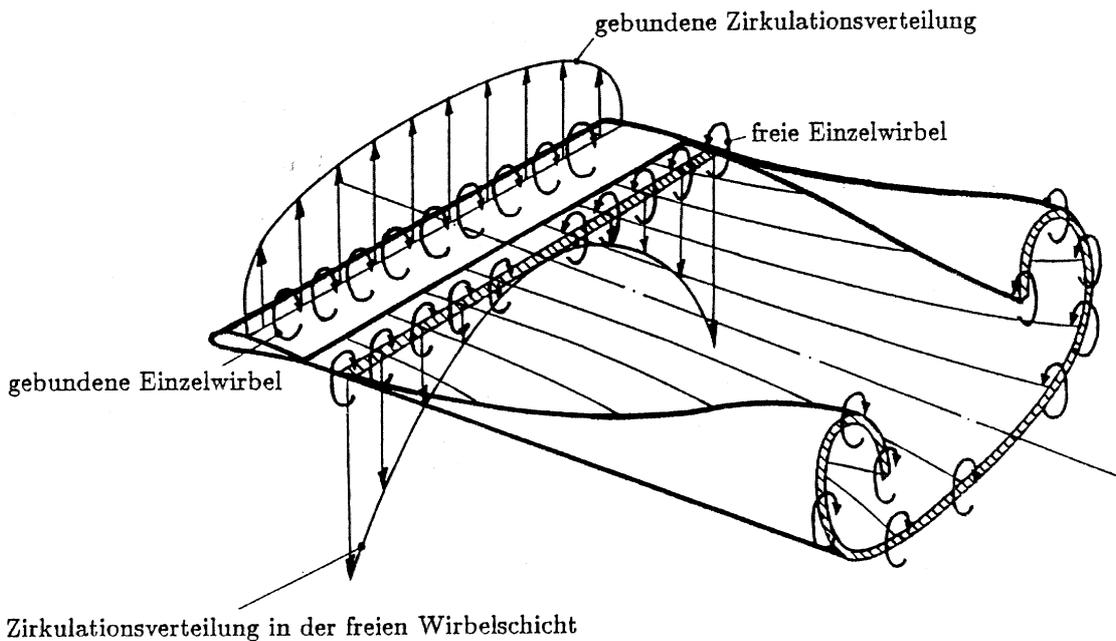


Abbildung 4.3: Wirbel einer Tragfläche (aus Heintsch [13])

Die gebundenen Wirbel entstehen laut Schlichting und Truckenrodt [32] durch die Auftriebserzeugung einer Tragfläche und verlaufen senkrecht zur Anströmrichtung entlang der Querachse der Tragfläche. An der Tragflächenhinterkante gehen die gebundenen Wirbel gemäß dem dritten Helmholtzschen Wirbelsatz in parallel zur Anströmrichtung verlaufende freie Wirbel über, die sich hinter der Tragfläche über den sogenannten Anfahrwirbel schließen. Ein Wirbel wird durch den Begriff der Zirkulation Γ bzw. Zirkulationsverteilung $\Gamma(y)$ beschrieben, die von Kutta-Joukowski durch das Integral über die Spannweite b mit der Fluggeschwindigkeit V und der Luftdichte ρ in Zusammenhang mit der Auftriebskraft A gebracht wurde.

$$A = \rho V \int_{-b/2}^{+b/2} \Gamma(y) dy \quad (4.10)$$

Das Geschwindigkeitsfeld mehrerer einzelner Wirbel kann mit dem Biot-Savartschen Gesetz beschrieben werden, wobei hier für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials im Vergleichsflug ausschließlich die Vertikalkomponenten des Feldes betrachtet werden. Der Einfluss der Horizontalkomponenten kann anhand der Ergebnisse von Scholz [36] für den Vergleichsflug mit Segelflugzeugen vernachlässigt werden. In dieser Arbeit wurden die induzierten Windfelder von Segelflugzeugen mit verschiedenen Simulationsmodellen detailliert untersucht, wobei für die quantitative Validierung der Ergebnisse mehrere

Vergleichsflüge mit zwei kalibrierten Segelflugzeugen durchgeführt und ausgewertet wurden. Es wurde festgestellt, dass der gegenseitige Einfluss der Flugzeuge auf deren Zirkulationsverteilung vernachlässigbar ist, so dass hier die induzierten Vertikalwindfelder beider Flugzeuge entsprechend der jeweiligen Relativposition überlagert werden können.

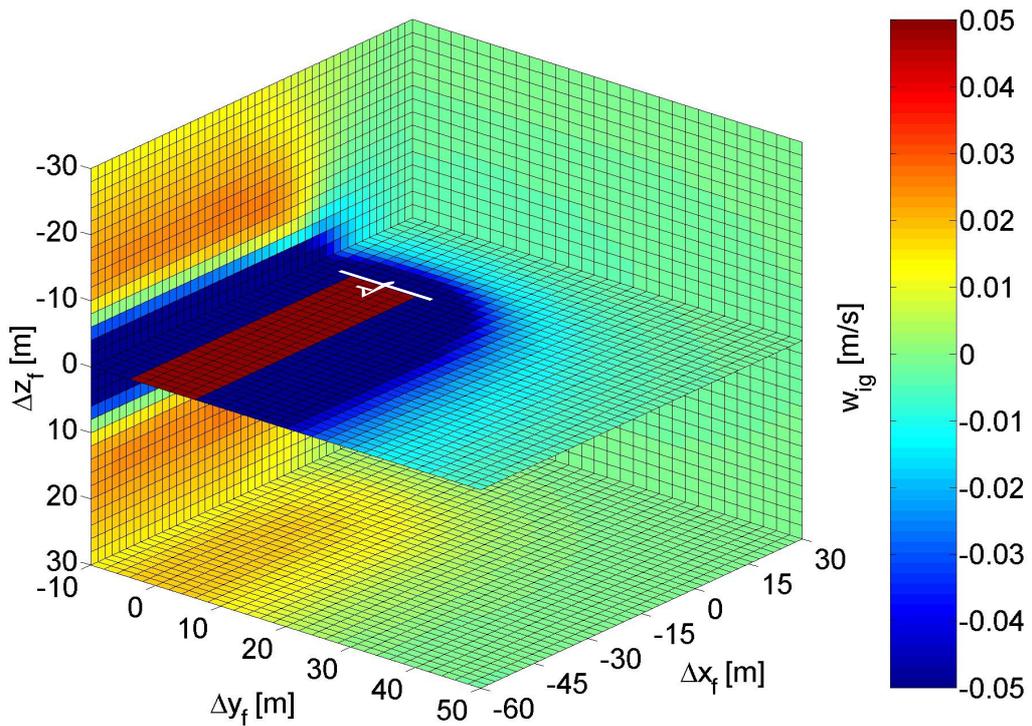


Abbildung 4.4: Induziertes Vertikalwindfeld eines Segelflugzeugs¹

In Abbildung 4.4 ist das induzierte Vertikalwindfeld eines Segelflugzeugs exemplarisch dargestellt, wobei eine Symmetrie des Felds sowohl in der x-y-Ebene als auch der x-z-Ebene erkennbar ist. Das Koordinatensystem ist auf das wirbelerzeugende Flugzeug im Ursprung des Achsenkreuzes bezogen. Es wird deutlich, dass an typischen Vergleichsflugpositionen induzierte Vertikalwindgeschwindigkeiten w_{ig} von mehr als 0,05 m/s auftreten können. Es ist ebenfalls gut zu erkennen, dass die induzierten Vertikalwindgeschwindigkeiten hinter dem Flugzeug erwartungsgemäß wesentlich höher sind als vor dem Flugzeug. Das im Vergleichsflug vorne fliegende Referenzflugzeug hat also durch sein latera-

¹ Hier wird das induzierte Vertikalwindfeld des auf Seite 41 näher spezifizierten Segelflugzeugs DG-300 der Standardklasse bei einer Fluggeschwindigkeit von 30 m/s und einer Luftdichte von $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ dargestellt

les Aufwindfeld einen stärkeren Einfluss auf das hinterherfliegende Vergleichsflugzeug als umgekehrt.

Anhand eines nichtlinearen Traglinienverfahrens wurden im Rahmen dieser Arbeit die von unterschiedlichen Segelflugzeugen bei verschiedenen Flugeschwindigkeiten induzierten Windfelder simuliert und für den im Vergleichsflug relevanten Bereich analysiert. Hierbei wurde das von Bauer [2] erstellte Simulationsmodell verwendet, womit die jeweilige aerodynamische Flugzeugauslegung umfassend berücksichtigt werden kann. Für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials ist es wünschenswert, den Berechnungsaufwand zur Bestimmung des induzierten Windfeldes so gering wie möglich zu halten. So können nach Abschluss der Messflüge die Daten zeitoptimal ausgewertet und die Ergebnisse für die weitere Planung der Versuche verwendet werden. Der Berechnungsaufwand des nichtlinearen Traglinienverfahrens ist direkt abhängig von der Anzahl der Einzelwirbel, wobei die Genauigkeit der Simulation mit der Anzahl der Wirbel zunimmt. Wird die Anzahl der Einzelwirbel auf einen gebundenen und zwei freie Wirbel reduziert, entsteht ein einfaches Hufeisenwirbelmodell. Dieses Hufeisenwirbelmodell wird hier mit der Zirkulation Γ_0 einer elliptischen Auftriebsverteilung $\Gamma_{\text{ellip}}(y)$ berechnet, wobei diese Annahme bei Segelflugzeugen aufgrund der großen Streckung und der einfachen Geometrie der Tragflächen zulässig ist. Mit Gleichung (4.12) kann die Zirkulation Γ_0 des einfachen Hufeisenwirbels berechnet werden.

$$\Gamma_{\text{ellip}}(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (4.11)$$

$$\Gamma_0 = \frac{4}{\pi} \frac{A}{\rho b V} \quad (4.12)$$

Die Mittellinie der freien Wirbel wird bei dieser Auftriebsverteilung in einem Abstand von $y_{i,\text{ellip}} < b/2$ von der Rumpfachse ausgehend angenommen und befindet sich somit nicht direkt an den Tragflächenenden.

$$y_{i,\text{ellip}} = \frac{\pi}{8} b \quad (4.13)$$

Durch den Vergleich des Traglinienmodells mit dem Hufeisenwirbelmodell kann der Fehler dieses einfachen Modells für den im Vergleichsflug relevanten Bereich beurteilt werden. Unter Berücksichtigung der aerodynamischen Auslegung von Segelflugzeugen wurde für den Vergleich das Wirbelfeld für zwei unter-

schiedliche Flugzeuge bei insgesamt drei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten mit beiden Modellen berechnet und ausgewertet. Hierbei wurden verbreitete Segelflugzeugtypen der Standardklasse und der Offenen Klasse gewählt:

DG-300 (Standardklasse)

- Flugzeugmasse : 383 kg
- Spannweite : 15 m
- Flügelfläche : 10,27 m²
- Tragflächenprofil : HQ21

ASH-25 (Offene Klasse)

- Flugzeugmasse : 790 kg
- Spannweite : 25 m
- Flügelfläche : 16,31 m²
- Tragflächenprofil : HQ17

Die Wahl dieser hinsichtlich Gewicht und Spannweite sehr unterschiedlichen Flugzeuge basiert auf den Ergebnissen von Junker [14], der bei derartigen Flugverbandskonstellationen besonders starke Auswirkungen des induzierten Windfelds auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials feststellte.

Anhand der vorliegenden Flugmessdaten kann eine Toleranz der Flugformation des Vergleichsfluges von etwa ± 10 m festgestellt werden. Für den Vergleich der Wirbelmodelle ergibt sich aus diesen Werten der zu betrachtende Positionsbereich des Vergleichsflugzeugs bezogen auf das flugzeugfeste Koordinatensystem des Referenzflugzeugs.

- $\Delta x_f = 0$ m bis -30 m
- $\Delta y_f = 20$ m bis 50 m
- $\Delta z_f = -30$ m bis 30 m

Aus den Simulationen wurde die in Abbildung 4.5 dargestellte Differenz einer mittleren induzierten Vertikalwindgeschwindigkeit $\Delta \bar{w}_{ig}$ für die Demonstration der Unterschiede zwischen den Wirbelmodellen ausgewählt.

Hierbei handelt es sich um die Darstellung der Konstellation mit den größten Vertikalwindgeschwindigkeitsdifferenzen $\Delta \bar{w}_{ig}$ zwischen den untersuchten Wirbelmodellen. Die Betrachtung der mittleren induzierten Vertikalwindgeschwindigkeit \bar{w}_{ig} ergibt sich aus der Integration des von dem wirbelerzeugenden Flugzeug induzierten Vertikalwindfelds über die Spannweite des beeinflussten Flugzeugs. Anhand der in Abbildung 4.4 dargestellten lateralen Ausbreitung eines induzierten Vertikalwindfelds wird deutlich, dass bei gleichbleibendem

seitlichen Abstand die maximale Vertikalwindgeschwindigkeit in Höhe des Erzeugerflugzeugs bei $\Delta z_f = 0$ m zu erwarten ist.

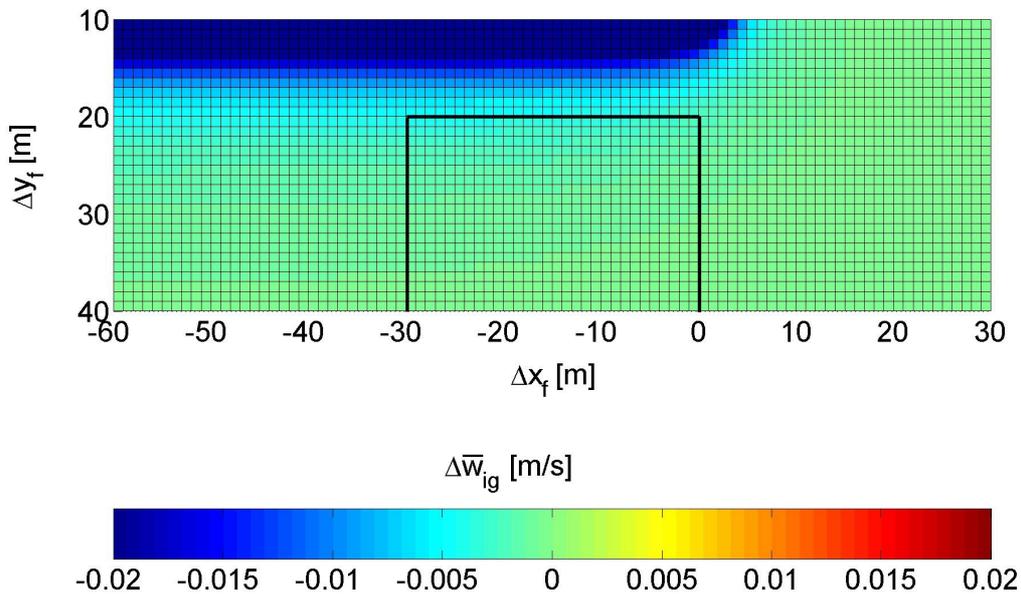


Abbildung 4.5: Vergleich der Wirbelmodelle für $\Delta z_f = 0$ m

Innerhalb des in Abbildung 4.5 skizzierten Positionsbereichs des Vergleichsflugzeugs konnte eine maximale Differenz der mittleren induzierten Vertikalwindgeschwindigkeit von $\Delta \bar{w}_{ig,max} = 0.002$ m/s festgestellt werden. Dieser maximale Fehler des einfachen Hufeisenwirbelmodells im Vergleich zu dem Traglinienverfahren ergibt sich an den Positionen mit dem geringsten seitlichen Abstand der Flugzeuge. Bei Verwendung des Hufeisenwirbelmodells für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen im Vergleichflug mit der sensorischen Messmethode kann dieser geringe Modellfehler vernachlässigt werden, da hier die in Kapitel 5.4 dargestellten Messfehler dominieren.

In Abbildung 4.6 ist der Verlauf des mit dem Hufeisenwirbelmodell anhand der gemessenen Relativposition berechneten mittleren induzierten Vertikalwinds \bar{w}_{ig} eines Messabschnitts exemplarisch dargestellt. Das flugzeugfeste Koordinatensystem ist hierbei ebenfalls auf das Referenzflugzeug bezogen, während der Index das wirbelerzeugende Flugzeug angibt und über die Spannweite des jeweils anderen Flugzeugs integriert wird.

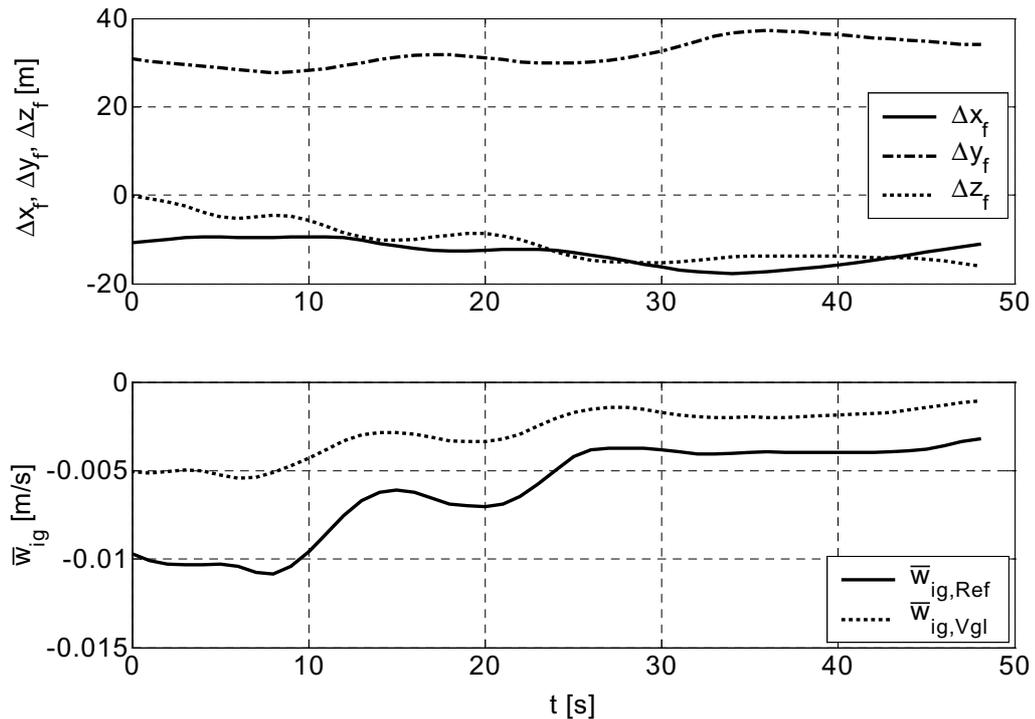


Abbildung 4.6: Verlauf des induzierten Vertikalwinds eines Messabschnitts

Es ist gut zu erkennen, dass der Einfluss des im Flugverband vorne fliegenden Referenzflugzeugs größer ist als der des Vergleichsflugzeugs. Ebenfalls deutlich wird die Abnahme der induzierten Vertikalwindgeschwindigkeit bei größer werdendem vertikalen Abstand Δz_f der Flugzeuge. Generell kann festgestellt werden, dass der Einfluss des induzierten Windfelds auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen im Vergleichsflug gering ist, jedoch bei Anwendung des hier analysierten Hufeisenwirbelmodells mit hinreichender Genauigkeit bei einem operationell vertretbaren Rechenaufwand berechnet und berücksichtigt werden kann.

4.3 Ermittlung des aerodynamischen Potentials

Für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials mit der sensorischen Messmethode des Vergleichsflugverfahrens wurde im Rahmen dieser Arbeit das Datenauswertungssystem ComDatEv (**Comparison Flight Data Evaluation**) geschaffen. In dieses System sind verschiedene Prozesse zur Vor- und Weiterverarbeitung der Flugmessdaten integriert, wobei sich die prinzipielle Vorge-

hensweise zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs in drei wesentliche Schritte gliedert:

1. Bestimmung des lokalen Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ an der Position des Referenzflugzeugs anhand des bekannten aerodynamischen Potentials und der Flugmessdaten dieses Flugzeugs.
2. Übertragung des lokalen Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ unter Berücksichtigung des von den Flugzeugen induzierten Windfelds auf den Windvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ an der Position des Vergleichsflugzeugs.
3. Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs basierend auf dem lokalen Windvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ und den Flugmessdaten dieses Flugzeugs.

Für die hier notwendige vollständige Bestimmung und Verwendung des lokalen Windvektors \underline{V}_W muss der Flugwindazimut χ_a (Steuerkurs) zusammen mit dem Bahnazimut χ (Kurs über Grund) berücksichtigt werden. Aufgrund der Messung des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{V}_K mit einem erdbezogenen Satellitennavigationssystem ist es hier zweckmäßig, die Ausrichtung des geodätischen Achsenkreuzes (Index: g) auf geografisch Nord festzulegen, da sich die einzelnen Komponenten des Vektors bereits auf diese Orientierung beziehen. Der so entstehende vektorielle Zusammenhang der einzelnen Geschwindigkeiten ist in Anhang B im Horizontal- und Vertikalschnitt dargestellt.

Die Bestimmung des Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ an der Position des Referenzflugzeugs basiert auf der Anwendung der in Kapitel 4.1 formulierten Gleichungen (4.5) bis (4.9) des flugmechanischen Modells, wobei von den folgenden Messgrößen und dem aerodynamischen Potential $E_{Ref} = f(V_{Ref}, n_{az,Ref})$ ausgegangen wird:

- Bahngeschwindigkeitskomponenten $u_{Kg,Ref}$, $v_{Kg,Ref}$, $w_{Kg,Ref}$
- Fluggeschwindigkeit V_{Ref}
- Flugwindazimut $\chi_{a,Ref}$

Dieses Gleichungssystem kann aufgrund der Verkettung der Größen nur in einem zweistufigen iterativen Prozess gelöst werden, wobei in dem äußeren Prozess das Lastvielfache $n_{az,Ref}$ variiert wird. Für den inneren Prozess wird die Vertikalwindgeschwindigkeit $w_{Wg,Ref}$ als Iterationsvariable benutzt. Die prinzipiell-

Die Vorgehensweise zur Bestimmung des lokalen Windfelds ist in Abbildung 4.7 dargestellt, während sich die formalen Zusammenhänge in Anhang B finden.

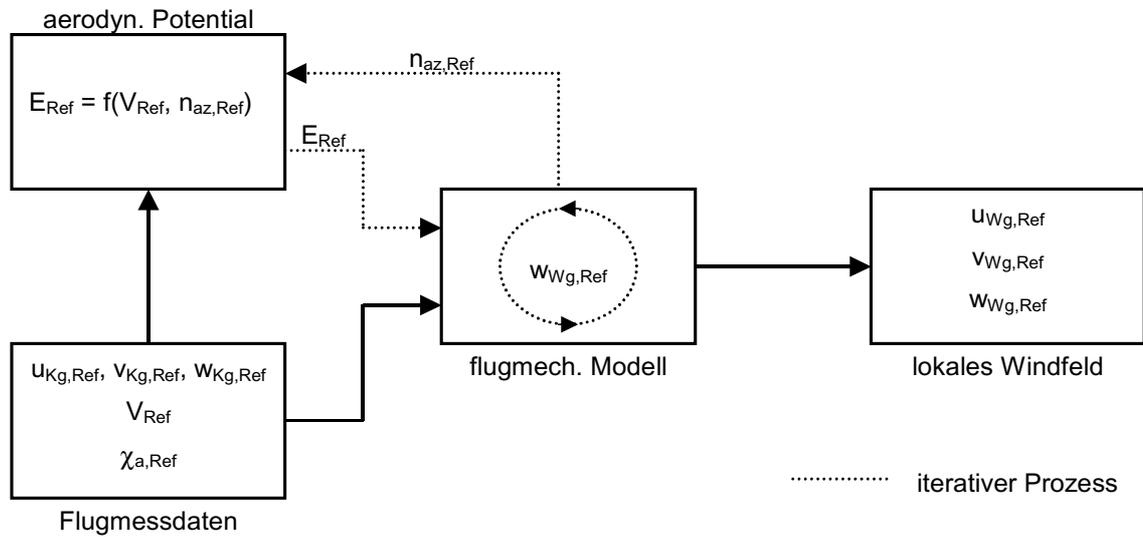


Abbildung 4.7: Bestimmung des lokalen Windfelds

Durch die Lösung der Gleichungen (4.5) bis (4.9) des flugmechanischen Modells für das Referenzflugzeug sind also alle drei Komponenten des Windvektors $\underline{v}_{W,Ref}$ an der Position dieses Flugzeugs bestimmbar. Diese können unter Berücksichtigung des induzierten Windfelds von der Position des Referenzflugzeugs auf die des Vergleichsflugzeugs übertragen werden. Es werden hierbei basierend auf den in Kapitel 4.2 dargestellten Zusammenhängen ausschließlich die von den Flugzeugen induzierten mittleren induzierten Vertikalwindkomponenten \bar{w}_{ig} berücksichtigt. Aus der Überlagerung dieser Vertikalwindkomponenten beider Flugzeuge ergeben sich für die Komponenten des Windvektors $\underline{v}_{W,Vgl}$ an der Position des Vergleichsflugzeugs folgende Zusammenhänge:

$$u_{Wg,Vgl} = u_{Wg,Ref} \quad (4.14)$$

$$v_{Wg,Vgl} = v_{Wg,Ref} \quad (4.15)$$

$$w_{Wg,Vgl} = w_{Wg,Ref} - \bar{w}_{ig,Vgl} + \bar{w}_{ig,Ref} \quad (4.16)$$

Zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs wird basierend auf dem zuvor bestimmten Windvektor $\underline{v}_{W,Vgl}$ das System der Gleichungen (4.5) bis (4.9) gelöst. Das aerodynamische Potential kann jetzt direkt berechnet werden, da die Vertikalwindgeschwindigkeit $w_{Wg,Vgl}$ gegeben ist. Zur Lösung des Gleichungssystems wird daher ausschließlich der Bahngeschwin-

digkeitsvektor $\underline{V}_{K,Vgl}$ und der Windgeschwindigkeitsvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ benötigt, wie in Abbildung 4.8 schematisch dargestellt ist.

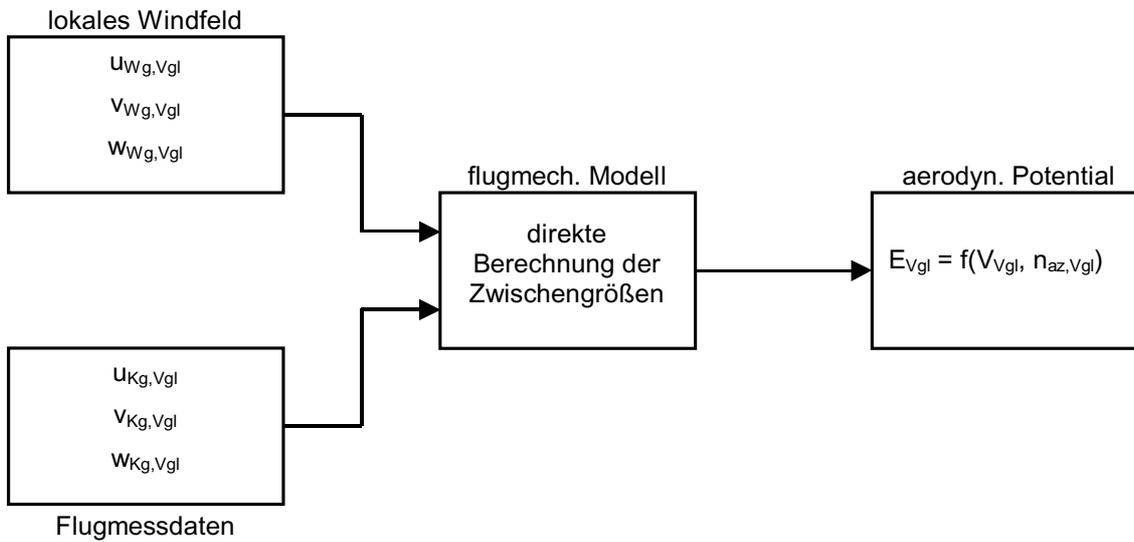


Abbildung 4.8: Ermittlung des aerodynamischen Potentials

Die formale Berechnung der Zwischengrößen des flugmechanischen Modells bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs ist in Anhang B detailliert beschrieben.

Neben der Berechnung und Darstellung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs werden von dem Datenauswertungssystem ComDatEv auch Information für die objektive Beurteilung der Qualität einzelner Messabschnitte visualisiert. Bei der Entwicklung des Systems wurde besonders auf die transparente Integration der flugphysikalischen Zusammenhänge und die Realisierung einer übersichtlichen Benutzerschnittstelle geachtet, die in der Arbeit von Bitter [4] beschrieben wird. Die einzelnen Module und die prinzipielle Vorgehensweise des Auswertungssystems zur Verarbeitung der Flugmessdaten sind in Abbildung 4.9 dargestellt.

Zunächst werden die aufgezeichneten Flugmessdaten beider Flugzeuge anhand des Messflugprotokolls zu gemeinsamen Datensätzen der einzelnen Messabschnitte vorverarbeitet. Diese Datensätze sind der jeweiligen Flugzeugkonfigurationen zugeordnet und werden später für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials jeder Konfiguration zusammengefasst. Als Beispiele für verschiedene Flugzeugkonfigurationen können unterschiedliche Wölbklappenstellungen oder Schwerpunktlagen genannt werden.

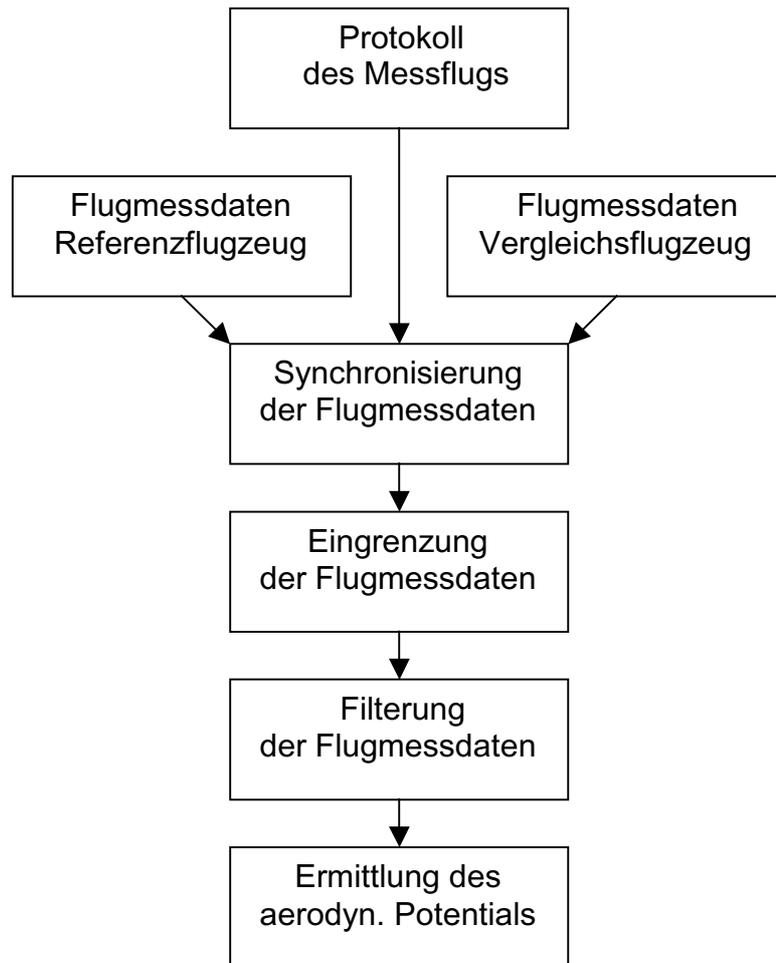


Abbildung 4.9: Verarbeitung der Flugmessdaten

Nach der Eingrenzung der Messabschnitte wird die Datenrate der Luftdaten von 100 Hz auf die des GPS von 1 Hz reduziert, wobei für diese Unterabtastung sämtliche Signale von einem phasenneutralen Tiefpassfilter mit einer 3dB-Grenzfrequenz von 0,25 Hz in ihrem Frequenzband begrenzt werden. Mit dieser Vorgehensweise werden Diskretisierungsfehler¹ wirkungsvoll vermieden. Die so vorverarbeiteten Flugmessdaten stehen nun für die bereits beschriebene Ermittlung des aerodynamischen Potentials zur Verfügung.

4.4 Fehlerbetrachtung der Messmethode

Die Fehler der sensorischen Messmethode sind direkt von den Messfehlern der in beiden Flugzeugen aufgenommenen Größen abhängig. Als Maß für den Fehler einer Größe wurde hier die Varianz σ^2 bzw. Standardabweichung σ gewählt.

¹ Diskretisierungsfehler können bei Verletzung des Abtasttheorems als sogenannte „Aliasing-Effekte“ auftreten, wie bei Tietze und Schenk [43] ausführlich beschrieben wird

Eine analytische Betrachtung der Fehlerfortpflanzung des flugmechanischen Modells ist hier aufgrund der in Kapitel 4.3 beschriebenen iterativen Lösung des Gleichungssystems und der komplexen Verkettung der Größen und deren zeitlichen Ableitungen über Kreisfunktionen nicht sinnvoll. Anhand verschiedener Testdatensätze wurden daher die Auswirkungen der Varianz der einzelnen Messgrößen auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials nach der in Kapitel 4.3 beschriebenen Vorgehensweise simuliert. Hierbei wurde die Varianz jeweils einer der Messgrößen variiert und die Varianz des aerodynamischen Potentials bzw. der Komponenten u_g und w_g des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{V} berechnet. Es werden die Horizontalgeschwindigkeiten u_{Kg} und v_{Kg} durch den Betrag der Bahngeschwindigkeit V_{Kg} berücksichtigt, wobei auf eine gleichzeitige Darstellung des auf den gleichen Geschwindigkeitskomponenten basierenden Bahnazimut χ verzichtet wurde. Es wird also die Fehlerfortpflanzung der folgenden Messgrößen untersucht:

- Horizontalkomponente der Bahngeschwindigkeit V_{Kg}
- Vertikalkomponente der Bahngeschwindigkeit w_{Kg}
- Fluggeschwindigkeit V (nur Referenzflugzeug)
- Flugwindazimut χ_a (nur Referenzflugzeug)

Gemäß der in Kapitel 4.3 beschriebenen Vorgehensweise zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials wird mit den Messgrößen und dem bekannten aerodynamischen Potential des Referenzflugzeugs zunächst das lokale Windfeld bestimmt. Der Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W wird hier für die Betrachtung der Genauigkeit durch den Betrag V_{Wg} und die Richtung χ_W seiner Horizontalkomponente und die Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg} beschrieben.

In Abbildung 4.10 ist zu sehen, dass bei kleinen Fehlern ein linearer Zusammenhang zwischen der Varianz der Messgrößen und der Varianz der einzelnen Komponenten des Windfelds besteht. Anhand der in Anhang B dargestellten formalen Zusammenhänge wird deutlich, dass die Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} auf die Ermittlung der Horizontalwindgeschwindigkeit und -richtung keine Auswirkungen hat. Für die Bestimmung der Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg} ist hingegen neben der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} die Bahngeschwindigkeit V_{Kg} und der Flugwindazimut χ_a aufgrund der kinematischen Zusammenhänge von

signifikanter Bedeutung. Der Kopplungsfaktor zwischen den Messgröße und den einzelnen Komponenten des Windfelds ist in der Legende angegeben.

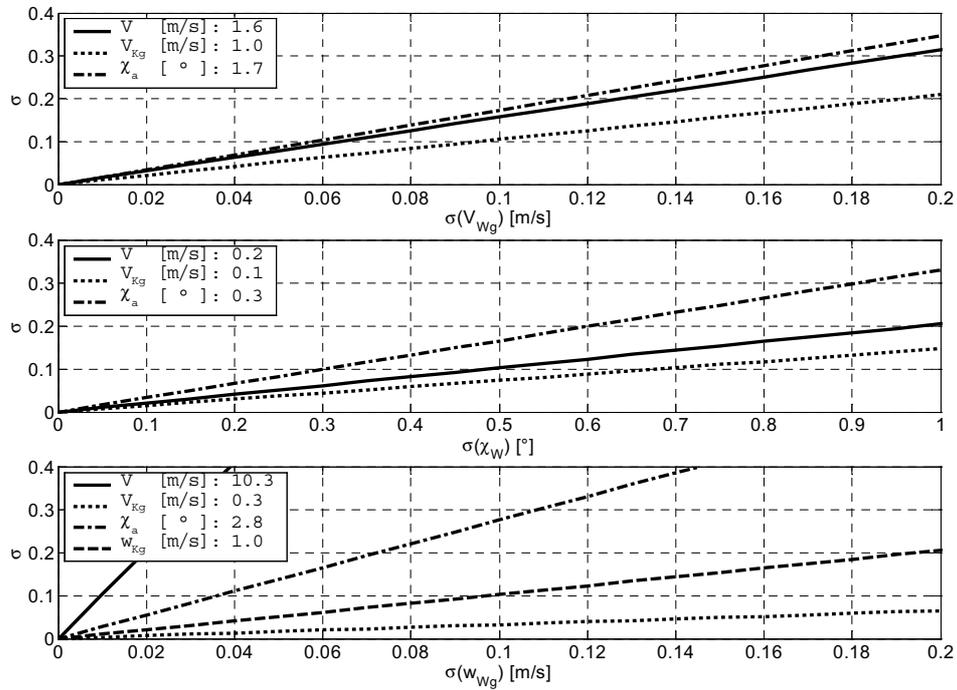


Abbildung 4.10: Auswirkung der Messgrößen auf das Windfeld

Analog zu der in Kapitel 4.3 vorgestellten Methode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials können die Auswirkungen von Fehlern bei der Bestimmung des Windfelds auf das ermittelte aerodynamische Potential simuliert werden. Das aerodynamische Potential wird für diese Betrachtung durch die Komponenten u_g und w_g des Fluggeschwindigkeitsvektors \underline{V} beschrieben.

In Abbildung 4.11 ist der Zusammenhang zwischen den einzelnen Komponenten des Windfelds und dem aerodynamischen Potentials dargestellt. Es wird deutlich, dass zwischen der Vertikalgeschwindigkeit w_g und der Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg} sowie der Horizontalgeschwindigkeit u_g und der Horizontalwindgeschwindigkeit V_{Wg} erwartungsgemäß eine direkte lineare Beziehung mit dem Kopplungsfaktor 1,0 besteht. Der Einfluss von Fehlern der Horizontalwindgeschwindigkeit V_{Wg} und der Windrichtung χ_W auf die Varianz der Vertikalgeschwindigkeit w_g ist ebenfalls gut zu erkennen.

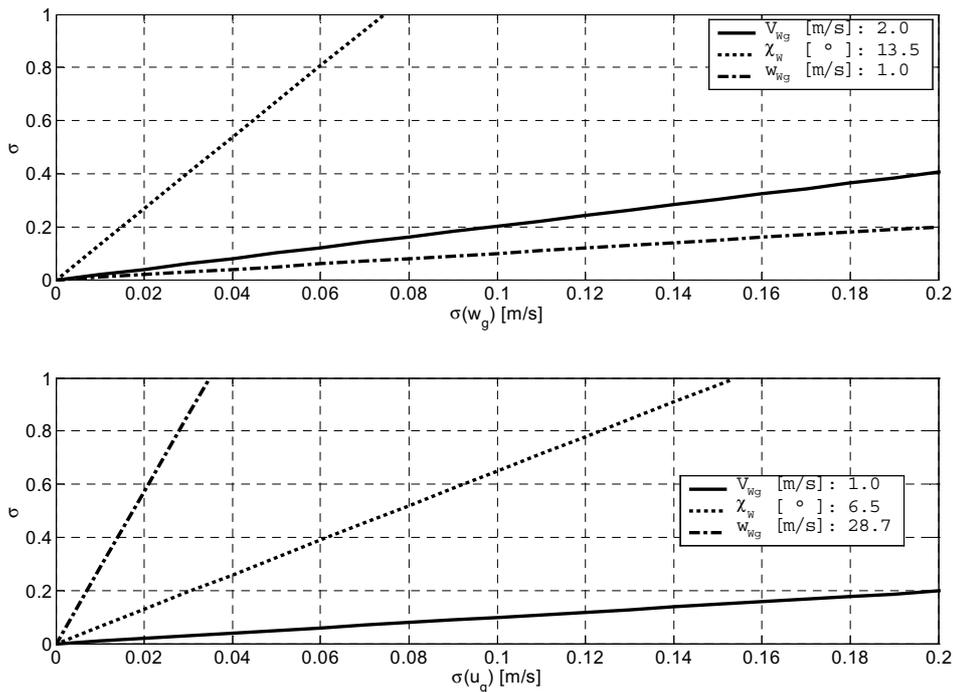


Abbildung 4.11: Auswirkung des Windfelds auf das aerodyn. Potential

Die Auswirkungen der Fehlervarianz der Messgrößen des Vergleichsflugzeugs auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials ist in Abbildung 4.12 dargestellt. Es ist zu sehen, dass der Einfluss von Varianzen der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} für die Bestimmung der Horizontalgeschwindigkeit u_g eine untergeordnete Bedeutung hat, während zwischen der Bahngeschwindigkeit V_{Kg} und der Geschwindigkeit u_g ein linearer Zusammenhang mit dem Kopplungsfaktor 1,0 besteht. Auffallend ist der starke Einfluss von Abweichungen der Bahngeschwindigkeit V_{Kg} auf die Ermittlung der Vertikalgeschwindigkeit w_g , der auch schon in Abbildung 4.10 bei der Ermittlung der Vertikalwindkomponente w_{Wg} mit einem Kopplungsfaktor von 0,3 festgestellt wurde.

Dieser Zusammenhang ist bei Betrachtung der flugmechanischen Zusammenhänge in Kapitel 4.1 nachvollziehbar. Die Horizontalkomponenten V_{Kg} der Bahngeschwindigkeit entspricht bei geringem Seitenwind und bei geringem Neigungswinkel γ etwa der Bahngeschwindigkeit V_K bzw. V_{Ka} , wie auch in Abbildung 0.2 und Abbildung 0.3 im Anhang B anhand der vektoriellen Zusammenhänge zu sehen ist. In den Gleichungen (4.5) bis (4.9) hat sowohl die Bahngeschwindigkeit V_K als auch deren zeitliche Ableitung \dot{V}_K bestimmenden Einfluss auf die Berechnung der Lastvielfachen n_{ax} und n_{az} .

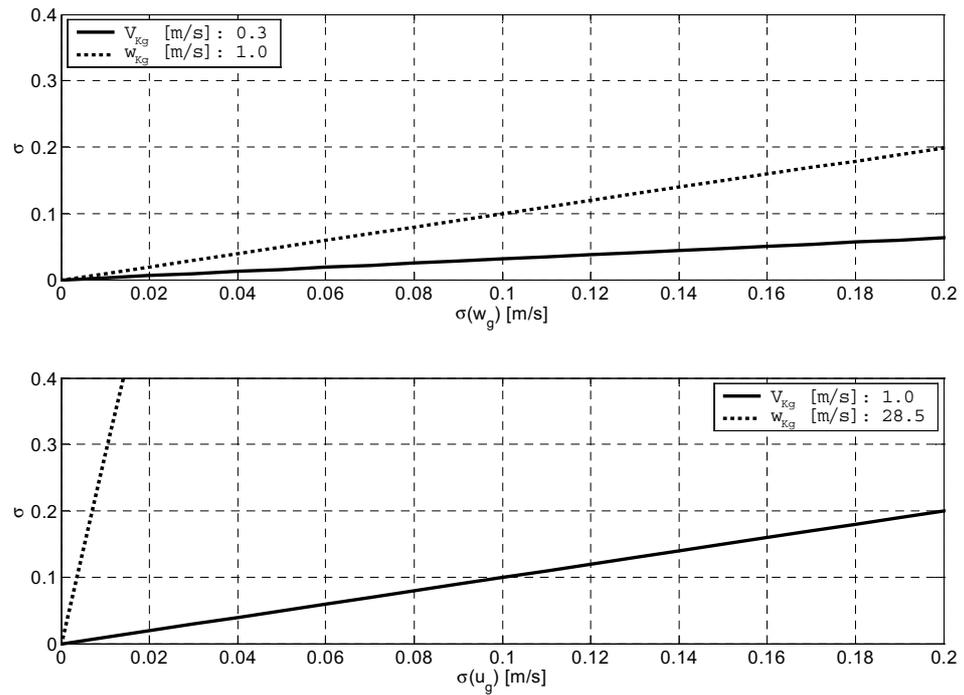


Abbildung 4.12: Auswirkung der Messgrößen auf das aerodyn. Potential

Mit den hier dargestellten Auswirkungen von Fehlern der einzelnen Messgrößen auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials kann jetzt eine Messausrüstung definiert werden, mit der die höchst mögliche Genauigkeit bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials erreicht werden kann.

5 Flugmesstechnik

Für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen im Vergleichsflug mit der hier vorgestellten sensorischen Messmethode werden in beiden Flugzeugen spezielle Flugmessenanlagen betrieben, die eine kontinuierliche Datenaufzeichnung ermöglichen. Anhand der Flugmessdaten kann basierend auf dem in Kapitel 4.1 hergeleiteten flugmechanischen Modell die individuelle Bewegung der Flugzeuge in dem lokalen Windfeld beschrieben werden. Unter der Annahme gleicher atmosphärischer Windverhältnisse an den Positionen der beiden Flugzeuge und mit der Berücksichtigung des von den Flugzeugen induzierten Windfelds wird hier der Fluggeschwindigkeitsvektor \underline{V} bzw. das aerodynamische Potential des Vergleichsflugzeugs bestimmt. Dafür müssen in den beiden Flugzeugen gemäß der in Kapitel 4.3 vorgestellten Vorgehensweise zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials die folgenden Messgrößen erfasst werden:

Referenzflugzeug:

- Bahngeschwindigkeitskomponenten: u_{Kg} , v_{Kg} , w_{Kg}
- Position: Länge, Breite, Höhe
- Fluggeschwindigkeit V
- Flugwindazimut χ_a

Vergleichsflugzeug:

- Bahngeschwindigkeitskomponenten: u_{Kg} , v_{Kg} , w_{Kg}
- Position: Länge, Breite, Höhe

Der Bahngeschwindigkeitsvektor \underline{V}_K ist für die Beschreibung der Bewegung der beiden Flugzeuge des Vergleichsflugverbands anhand des flugmechanischen Modells die wesentliche Messgröße. Gemäß der in Kapitel 4.3 erläuterten Vorgehensweise zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials anhand dieses Modells wird zusammen mit der Fluggeschwindigkeit V und dem Flugwindazimut χ_a das lokale Windfeld an der Position des Referenzflugzeugs bestimmt. Mit den Positionsdaten beider Flugzeuge kann die Relativposition der Flugzeuge zueinander berechnet werden, die für die in Kapitel 4.2 beschriebene Bestimmung des induzierten Windfelds eine wesentliche Voraussetzung ist. Mit der Kenntnis des lokalen Windfelds an der Position des Referenzflugzeugs und des von den beiden Flugzeugen induzierten Windfelds kann das lokale Wind-

feld an der Position des Vergleichsflugzeugs bestimmt werden. Zusammen mit dem Bahngeschwindigkeitsvektor \underline{v}_K des Vergleichsflugzeugs wird anhand des flugmechanischen Modells das aerodynamische Potential dieses Flugzeugs ermittelt.

Das Ziel dieser Arbeit ist die operationelle Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs mit der derzeit höchstmöglichen Genauigkeit. In Kapitel 4.4 wurde die Fehlerfortpflanzung der hier vorgestellten sensorischen Messmethode untersucht, wodurch die Auswirkungen von Messfehlern auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials ermittelt wurden. Basierend auf diesen Erkenntnissen wird im Folgenden eine Messausrüstung definiert, welche in den beiden Flugzeugen des Vergleichsflugverbands betrieben werden kann und die benötigten Messgrößen mit höchstmöglicher Genauigkeit zur Verfügung stellt.

Der Einsatz von Flugmesstechnik unterliegt in Segelflugzeugen wesentlichen Einschränkungen. Aufgrund der begrenzten Verfügbarkeit von elektrischer Energie, Stauraum und Zuladung ist die Auswahl von Sensoren und Messsystemen hinsichtlich Leistungsaufnahme, Baugröße und Gewicht stark eingegrenzt. Weiterhin dürfen an den Vergleichsflugzeugen keine das aerodynamischen Potential beeinflussenden konstruktiven Änderungen, wie z. B. das Anbringen von externen Messsonden, vorgenommen werden. Für den operationellen Einsatz der Messtechnik ist außerdem der Rüstaufwand so gering wie möglich zu halten, wodurch Maßnahmen wie die Installation von flugzeugfesten und lagestabilen mechanischen Aufnahmen für inertielle Sensoren sehr problematisch sind. Inertialen Sensoren mit einer für diesen Anwendungsfall hinreichenden Genauigkeit sind derzeit aufgrund des hohen Energiebedarfs, der Baugröße und des Gewichts in Segelflugzeugen nicht sinnvoll einsetzbar, so dass hier für die Messung des Bahngeschwindigkeitsvektors \underline{v}_K und der Position der Flugzeuge das Satellitennavigationssystem GPS verwendet wurde.

Anhand der in Kapitel 5.4 detailliert dargestellten Fehlern der eingesetzten Flugmesstechnik wird deutlich, dass für die Bestimmung der Vertikalkomponente der Bahngeschwindigkeit w_{Kg} das GPS keine zufriedenstellende Signalqualität bietet. Im Rahmen dieser Arbeit wird die Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} anhand der von Schlichting und Truckenbrodt [32] beschriebenen hydrostatischen

Grundgleichung bestimmt, wodurch die Abnahme des Statikdruck dp_s in Abhängigkeit einer Höhendifferenz dH beschrieben wird.

$$dp_s = -\rho g dH \quad (5.1)$$

Wird diese Gleichung nach der Zeit differenziert, erhält man die von Schänzer [29] dargestellte Variometergleichung¹.

$$w_{kg} = -\frac{dH}{dt} = \frac{1}{\rho g} \frac{dp_s}{dt} \quad (5.2)$$

Der Statikdruck p_s wird hier mit einem Absolutdrucksensor erfasst und bei der Verarbeitung der Flugmessdaten nach Abschluss der Messflüge phasenneutral differenziert. Dieser Lösungsweg wurde aufgrund der für den Aufbau der Flugmessenanlagen zur Verfügung stehenden Sensoren gewählt, da andere Möglichkeiten zur Erfassung der Vertikalgeschwindigkeit w_{kg} , wie z. B. Variometer oder komplementäre Systeme, nicht mit vertretbarem Aufwand umgesetzt werden konnten.

Die hochgenaue Messung des Statikdrucks p_s ist wegen des großen Messbereichs in Flughöhen zwischen Meereshöhe und etwa 4000 m generell problematisch und kann derzeit mit analog oder digital arbeitenden Absolutdrucksensoren realisiert werden. Der Einsatz digitaler Sensoren wurde hier aufgrund der geringen Dynamik verfügbarer Systeme bei der benötigten hohen Signalauflösung verworfen. Bei der Umsetzung eines analogen Statikdrucksignals wird aufgrund des großen Messbereichs die Auflösung durch die Fehlervarianz des Analog-Digital-Umsetzers stark eingegrenzt, wie in Kapitel 5.2 dargestellt wird. Für die hochgenaue Erfassung der Vertikalgeschwindigkeit w_{kg} wurde hier ein Verfahren zur mittelwertreduzierten Signalumsetzung entwickelt und realisiert, womit die Analog-Digital-Umsetzung des Statikdrucksignals p_s mit einem wesentlich kleineren physikalischen Messbereich möglich wurde. Die genaue Vorgehensweise der mittelwertreduzierten Signalumsetzung wird in Kapitel 5.3 ausführlich beschrieben.

Die Fluggeschwindigkeit V des Referenzflugzeugs wird hier durch die Messung des Staudrucks p_d mit einem Differenzdrucksensor realisiert, wobei der bekann-

¹ Weitere Einflussfaktoren auf die barometrische Messung der Vertikalgeschwindigkeit w_{kg} , wie Luftfeuchte- oder Erdschwerevariationen, werden hier nicht näher betrachtet. Da es sich bei der sensorischen Messmethode um eine Relativmessung zwischen den beiden Flugzeugen des Vergleichsflugverbands handelt, werden beide Flugzeuge der Formation von lokalen Variationen des Druckgradienten gleichermaßen betroffen.

te Einbaufehler der Druckabnahmen dieses Flugzeugs berücksichtigt wird. Diese auch in Segelflugzeugen gut umsetzbare Vorgehensweise entspricht dem aktuellen Stand der Flugmesstechnik, wobei aufgrund des verhältnismäßig kleinen Messbereichs von etwa 20 bis 60 m/s eine hohe messtechnische Auflösung des Drucksignals erreicht werden kann.¹

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} p_d} \quad (5.3)$$

Es wird deutlich, dass für die Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} und der Fluggeschwindigkeit V die Luftdichte ρ benötigt wird. Diese Größe kann basierend auf der allgemeinen Gasgleichung aus dem Statikdruck p_s und der Lufttemperatur T berechnet werden. Für die Erfassung der Lufttemperatur T wird das Referenzflugzeug mit einem externen Temperatursensor ausgerüstet, dessen aerodynamischer Einfluss auf das Potential dieses Flugzeugs berücksichtigt wird.²

$$\rho = \frac{p_s}{R T} \quad (5.4)$$

Im Rahmen dieser Arbeit musste auf die Messung des Flugwindazimuts χ_a verzichtet werden, da die Ausrüstung des Referenzflugzeugs mit einem entsprechenden Sensor bislang nicht möglich war. Durch die ergänzende Messung des Staudrucks p_d und der Bestimmung der Fluggeschwindigkeit V im Vergleichsflugzeug konnte der Flugwindazimut aus dem Minimum der Varianz des Quotienten der unkalibrierten Ausgangsfluggeschwindigkeit BAS und der sich aus den flugmechanischen Zusammenhängen des Vergleichsflugs ergebenden kalibrierten Fluggeschwindigkeit CAS geschätzt werden. Aufgrund der zusätzlichen Messung des Staudrucks p_d im Vergleichsflugzeug konnte außerdem der Einbaufehler der Druckabnahmen dieses Flugzeugs ermittelt werden.

5.1 Aufbau der Flugmessenanlagen

Bei der Entwicklung der Flugmessenanlagen für den Einsatz in Segelflugzeugen konnte auf die Erfahrung mit dem Messsystem des Forschungsflugzeugs D-IBUF der TU-Braunschweig aufgebaut werden, siehe auch Abbildung 0.5 in

¹ Die Kompressibilität der Luft wird hier aufgrund des niedrigen Geschwindigkeitsbereichs vernachlässigt.

² Die fluggeschwindigkeitsabhängige kinetische Erwärmung des Temperatursensors wird messtechnisch kompensiert, siehe hierzu auch die Angaben des Herstellers [27]

Anhang D. Die Grundarchitektur dieses Systems und das speziell für den flugmesstechnischen Einsatz entwickelte Echtzeitbetriebssystem konnten für die Flugmessanlagen übernommen werden. Die Konzeption der Messanlagen basiert auf der Vorgabe, handelsübliche Hardwarekomponenten einzusetzen, damit der problematische Erhalt von Exotensystemen vermieden wird. Es wurde ein leistungsfähiges PC-System gewählt, da diese weitverbreitete Datenverarbeitungsplattform mit minimalem finanziellen und personellen Aufwand implementiert und programmiert werden kann.

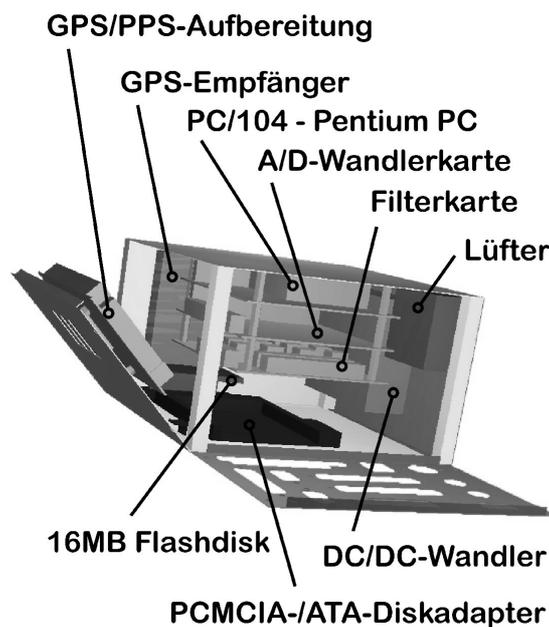


Abbildung 5.1: Aufbau der Flugmessanlagen (aus Mayrhofer [19])

Die Erfassung der analogen Messsignale erfolgt mit einem hochwertigen Analog-Digital-Umsetzer (ADC), der an das PC-System angeschlossen wird. In dem folgenden Kapitel wird ausführlich auf die Problematik der Analog-Digital-Umsetzung eingegangen und die Erhöhung der digitalen Signalauflösung durch den Einsatz einer im Rahmen dieser Arbeit entwickelten und für den operationell Betrieb realisierten mittelwertreduzierten Signalumsetzung diskutiert. Zusammen mit den Komponenten zur Stromversorgung und Datenspeicherung befindet sich ein GPS-Empfänger für die Erfassung von Positions- und Geschwindigkeitsdaten in den Flugmessanlagen. So entstand eine sehr kompakte Anlage in der Größe eines halben Schuhkartons mit einem Gewicht von 1,5 kg und einer Leistungsaufnahme von 18W, siehe hierzu auch Abbildung 5.1 und Abbildung 7.3.

Die Systemzeit der Messanlagen wird mit dem PPS (**P**ulse **P**er **S**econd) genau auf GPS-Zeit gestellt. So ist es möglich, die Daten der autark in beiden Flugzeugen des Vergleichsflugverbands arbeitenden Messanlagen präzise zu synchronisieren und auszuwerten. In Abbildung 5.2 ist die prinzipielle Funktion der Flugmessanlagen zusammen mit den externen Sensoren als Blockschaltbild dargestellt.

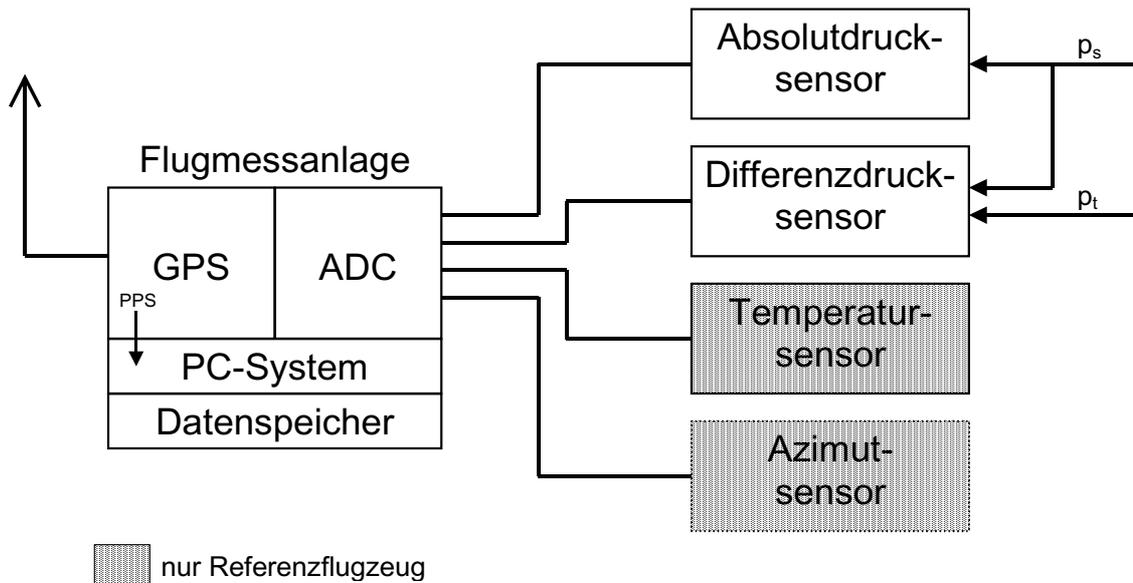


Abbildung 5.2: Blockschaltbild der Flugmessanlagen

Wie bereits erwähnt, wird in beiden Flugzeugen zur Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} der Statikdruck p_s mit einem Absolutdrucksensor gemessen. Im Referenzflugzeug wird anhand dieses Drucks zusammen mit der Lufttemperatur T auch die Luftdichte ρ ermittelt. Der Staudruck p_d wird ebenfalls in beiden Flugzeugen mit einem Differenzdrucksensor erfasst, wobei diese Messgröße im Vergleichsflugzeug für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials nicht erforderlich ist. Mit dieser Redundanz konnte jedoch die zunächst fehlende Azimutinformation des Referenzflugzeugs geschätzt werden. Für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Messflüge stand für diese Messgröße kein geeigneter Sensor zur Verfügung, wobei für weitere Flugleistungsuntersuchungen der Einsatz eines entsprechenden Magnetfeldsensors projiziert ist.

5.2 Analog-Digital-Umsetzung

Die hier verwendeten Luftdatensensoren geben ihre Informationen als analoge Spannungssignale U_{Sig} an die Flugmessanlagen weiter und werden als digitale

Spannungssignale U_{ADC} mit einer in der Flugmesstechnik üblichen Datenrate von derzeit $f_d = 100$ Hz aufgezeichnet. Die in die Messanlagen integrierte Analog-Digital-Umsetzung (ADC) dieser Signale setzt sich aus verschiedenen Modulen zusammen. In Abbildung 5.3 sind diese Module als Elemente eines Simulationsmodells zu sehen, wobei hier auch eine Störsignalquelle zur Nachbildung der im Folgenden diskutierten Fehlervarianz der Analog-Digital-Umsetzung dargestellt ist.

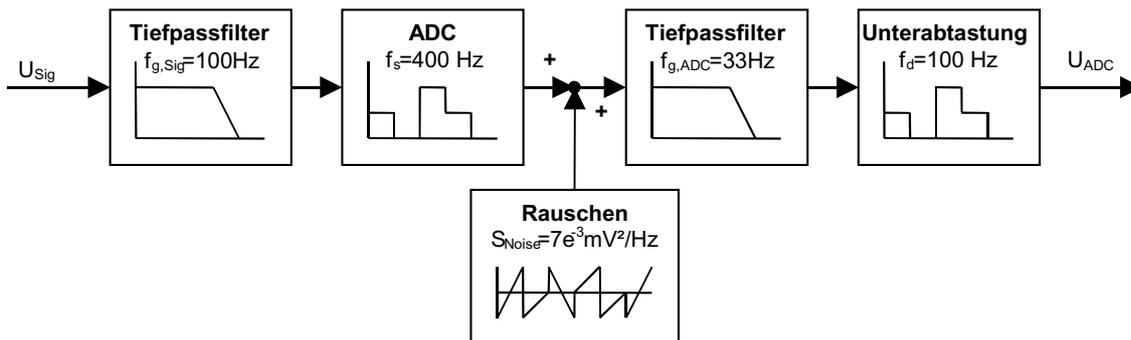


Abbildung 5.3: Simulationsmodell der Analog-Digital-Umsetzung

Die Funktion der einzelnen Module der Analog-Digital-Umsetzung gliedert sich in die folgenden Aufgaben:

- analoge Signalkonditionierung: $f_{g,Sig} = 100$ Hz
- Diskretisierung des zeitkontinuierlichen analogen Signals: $f_s = 400$ Hz
- digitale Signalkonditionierung: $f_{g,ADC} = 33$ Hz
- Unterabtastung des zeitdiskreten Signals: $f_d = 100$ Hz

Die analoge und digitale Signalkonditionierung besteht aus Tiefpassfiltern, wodurch das Frequenzspektrum des Signals entsprechend der Abtastfrequenz der nachfolgenden Diskretisierung gemäß dem Abtasttheorem von Shannon [38] begrenzt wird, wie auch bei Tietze und Schenk [43] ausführlich erläutert wird. Der zweistufige Aufbau der Analog-Digital-Umsetzung resultiert aus den hier verwendeten analogen Filtermodulen zur Signalkonditionierung, die eine feste Grenzfrequenz von $f_{g,Sig} = 100$ Hz haben. Zur Reduzierung der Datenmenge wurde hier die in der Flugmesstechnik übliche Datenrate von $f_d = 100$ Hz gewählt, wodurch die Unterabtastung der Signale nach entsprechender Konditionierung notwendig wurde.

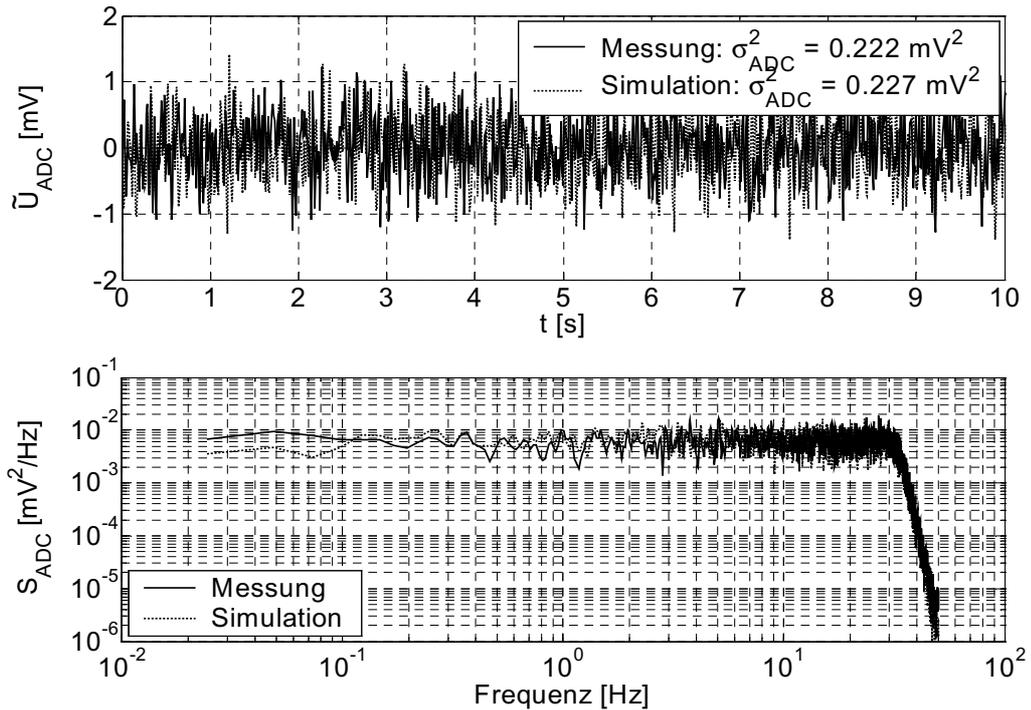


Abbildung 5.4: Analyse der Analog-Digital-Umsetzung

Für die Beurteilung der digitalen Signalauflösung der Flugmessenanlagen und die Auslegung einer mittelwertreduzierten Signalumsetzung zur Verminderung der Fehlervarianz des digitalisierten Signals U_{ADC} ist die messtechnische Analyse der Analog-Digital-Umsetzung notwendig. Hierzu wurde das konstante und nahezu rauschfreie Signal einer Batterie gemessen und untersucht. In Abbildung 5.4 ist der zeitliche Verlauf und das Leistungsdichtespektrum des mittelwertfreien Signals $\tilde{U}_{\text{ADC}} = U_{\text{ADC}} - \bar{U}_{\text{ADC}}$ dargestellt, wobei \bar{U}_{ADC} der Mittelwert des Signals U_{ADC} ist.

Die deutlich erkennbare Streuung des Signals \tilde{U}_{ADC} wird maßgeblich durch Diskretisierungsrauschen und interne Störsignaleinkopplung des Analog-Digital-Umsetzers verursacht. Der spektrale Verlauf der Leistungsdichte S_{ADC} zeigt ein frequenzbegrenztetes, weißes Rauschen, wobei die 3dB-Grenzfrequenz $f_{g,\text{ADC}}$ des digitalen Tiefpassfilters der Analog-Digital-Umsetzung für die Frequenzbegrenzung bestimmend ist. Die Breite des Spektrums eines zeitdiskreten Signals wird von der Datenrate f_d bestimmt, wobei sich Frequenzanteile bis zur Shannon-Frequenz [38] von $f_d / 2$ darstellen lassen.

Mit der Varianz σ_{ADC}^2 des Messsignals kann für das in Abbildung 5.3 dargestellte Simulationsmodell die Leistungsdichte S_{Noise} des Rauschens berechnet werden. Hierbei wird mit Anwendung des von Brown und Hwang [6] beschriebenen Spektralsatzes die für deterministische Vorgänge definierte Fourier- bzw. Laplacetransformation auf stochastische Prozesse übertragen. Die Spektralfunktion $S_{\text{ADC}}(s)$ kann so durch das Quadrat des Betrags der Übertragungsfunktion $F_{\text{ADC}}(s)$ zusammen mit der Leistungsdichte S_{Noise} ausgedrückt werden. Das Betragsquadrat der Übertragungsfunktion $F_{\text{ADC}}(s)$ wird hier durch die Multiplikation mit der konjugiertkomplexen Übertragungsfunktion $F_{\text{ADC}}(-s)$ ausgedrückt.

$$S_{\text{ADC}}(s) = |F_{\text{ADC}}(s)|^2 S_{\text{Noise}} = F_{\text{ADC}}(s) F_{\text{ADC}}(-s) S_{\text{Noise}} = \frac{1}{1 + T_{\text{ADC}} s} \frac{1}{1 - T_{\text{ADC}} s} S_{\text{Noise}} \quad (5.5)$$

mit : $F_{\text{ADC}}(s) = \frac{1}{1 + T_{\text{ADC}} s}$; $T_{\text{ADC}} = \frac{1}{2\pi f_{g,\text{ADC}}}$; $S_{\text{Noise}} = \text{konstant}$

Für die Nachbildung des in Abbildung 5.4 gezeigten spektralen Verlaufs der Leistungsdichte S_{ADC} wird von einem Tiefpassfilter mit der in Gleichung (5.5) dargestellten Übertragungsfunktion $F_{\text{ADC}}(s)$ ausgegangen. Die Varianz σ_{ADC}^2 des Signals kann aus der Spektralfunktion $S_{\text{ADC}}(s)$ durch Integration ermittelt werden. Diese Vorgehensweise beruht auf der von Drenick [11] erläuterten sogenannten „Parsevalformel der Laplacetransformation“, die das Equivalent von Zeit- und Frequenzbereich beschreibt.

$$\sigma_{\text{ADC}}^2 = \frac{1}{2\pi j} \int_0^{+j\pi f_d} S_{\text{ADC}}(s) ds = S_{\text{Noise}} f_{g,\text{ADC}} \arctan\left(\frac{f_d}{2f_{g,\text{ADC}}}\right) \quad (5.6)$$

Aufgrund der Betrachtung von zeitdiskreten äquidistanten Werten wird hier die obere Integrationsgrenze gemäß dem Abtasttheorem von Shannon [38] durch die Datenrate f_d bestimmt, während sich die untere Grenze eines realen Spektrums bei der Frequenz $f = 0$ Hz befindet.

Aus diesem Zusammenhang ergibt sich die spektrale Amplitude S_{Noise} des Rauschens als Funktion der Varianz σ_{ADC}^2 sowie der Grenzfrequenz $f_{g,\text{ADC}}$ und der Datenrate f_d der Analog-Digital-Umsetzung.

$$S_{\text{Noise}} = \frac{\sigma_{\text{ADC}}^2}{f_{g,\text{ADC}} \arctan\left(\frac{f_d}{2f_{g,\text{ADC}}}\right)} \approx 7 e^{-3} \frac{\text{mV}^2}{\text{Hz}} \quad (5.7)$$

Der zeitliche und spektrale Verlauf des mit dieser Amplitude simulierten Signals U_{ADC} ist in Abbildung 5.4 dargestellt und wird durch die Messung bestätigt. Somit kann die Fehlervarianz der Analog-Digital-Umsetzung für die Auslegung der im folgenden Kapitel beschriebenen mittelwertreduzierten Signalumsetzung mit dem in Gleichung (5.5) formulierten Ersatzsystem nachgebildet werden.

5.3 Mittelwertreduzierte Signalumsetzung

Bei der Analog-Digital-Umsetzung von Signalen mit einem großen Messbereich, wie z.B. dem hier benötigten Statikdruck p_s zur Ermittlung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} , ergibt sich durch die in Kapitel 5.2 beschriebene Fehlervarianz σ_{ADC}^2 des digitalen Signals ein schlechtes Verhältnis von Nutzsignal zu Störsignal¹. Der störende Einfluss der Fehlervarianz σ_{ADC}^2 auf die Auflösung des digitalen Signals kann also durch die Verkleinerung des umzusetzenden Messbereichs reduziert werden. Eine Verkleinerung des Messbereichs kann beispielsweise durch die separate Umsetzung einzelner kleinerer Teilbereiche realisiert werden, wobei diese Vorgehensweise eine aufwendige analoge Schaltung zur Messbereichsaufteilung sowie die Verfügbarkeit zahlreicher Kanäle der Analog-Digital-Umsetzung bedingt.

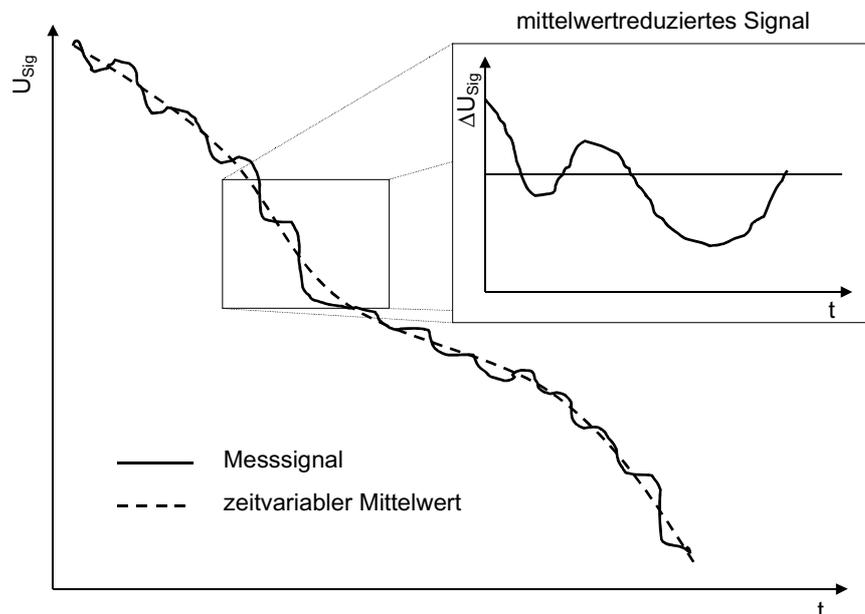


Abbildung 5.5: Messsignal und zeitvariabler Mittelwert

¹ Dieses Verhältnis wird üblicherweise als „Signal to Noise Ratio“ (SNR) bezeichnet

Eine weitere Möglichkeit zur Verkleinerung des Messbereichs ist die mittelwertreduzierte Signalumsetzung (VMC). Hierbei wird mit einem Tiefpassfilter der zeitvariable Mittelwert \bar{U}_{Sig} des Messsignals generiert und von dem Ursprungssignal U_{Sig} subtrahiert.

$$\Delta U_{\text{Sig}}(t) = U_{\text{Sig}}(t) - \bar{U}_{\text{Sig}}(t) \quad (5.8)$$

In Abbildung 5.5 ist der Zeitverlauf eines Messsignal U_{Sig} zusammen mit seinem zeitvariablen Mittelwert \bar{U}_{Sig} skizziert, wobei das mittelwertreduzierte Signal ΔU_{Sig} für einen kleinen Zeitbereich exemplarisch dargestellt ist. Es wird deutlich, dass für die Umsetzung des mittelwertreduzierten Signals ΔU_{Sig} ein wesentlich kleinerer physikalischer Messbereich erforderlich ist, als für die Umsetzung des Messsignals U_{Sig} .

Das mittelwertreduzierte Signal ΔU_{Sig} kann also in Abhängigkeit der maximal umzusetzenden Signaländerung und des Eingangsspannungsbereich der Analog-Digital-Umsetzung verstärkt werden. Durch diese Verstärkung des mittelwertreduzierten Signals ΔU_{Sig} wird der physikalische Messbereich des umgesetzten Signals verkleinert, wobei das Verhältnis von Nutzsignal zu Störsignal (SNR) verbessert wird.

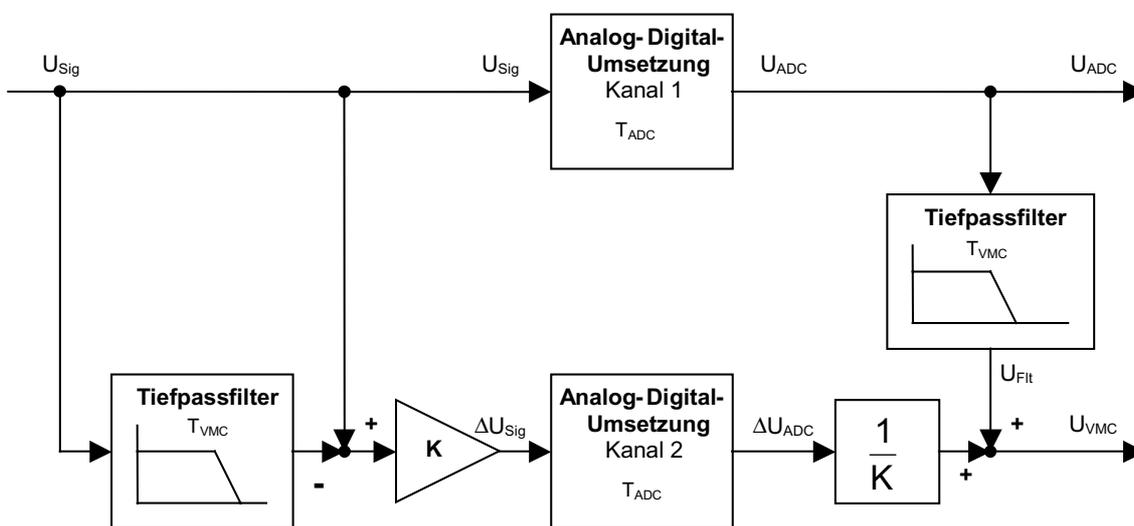


Abbildung 5.6: Blockschaubild der mittelwertreduzierten Signalumsetzung

Der prinzipielle Aufbau der mittelwertreduzierten Signalumsetzung ist mit den hier verwendeten Signalbezeichnungen in Abbildung 5.6 als Blockschaubild dargestellt. Das analoge zeitkontinuierliche Messsignal U_{Sig} und das mittelwertreduzierte Signal ΔU_{Sig} werden der Analog-Digital-Umsetzung zugeführt und in

die zeitdiskreten Signale U_{ADC} und ΔU_{ADC} überführt. Das digitale mittelwertreduzierte Signal ΔU_{ADC} wird zunächst numerisch auf seine ursprüngliche Skalierung reduziert und anschließend zu dem zeitvariablen Mittelwert U_{Fit} des direkt umgesetzten Messsignals U_{ADC} addiert. Auf diese Weise wird das Ursprungssignal vollständig rekonstruiert, wobei mit der Verwendung von analogen und digitalen Tiefpassfiltern mit identischer Charakteristik und Laufzeit eine Signalverfremdung oder Phasenverschiebung ausgeschlossen wird.

Die Funktionsweise der mittelwertreduzierten Signalumsetzung basiert also auf der spektralen Trennung und separaten Analog-Digital-Umsetzung des Ursprungssignals in zwei komplementäre Signale mit unterschiedlichen Frequenzanteilen. Die Überlagerung der komplementären Signale U_{Fit} und ΔU_{ADC} ist in Abbildung 5.7 skizziert.

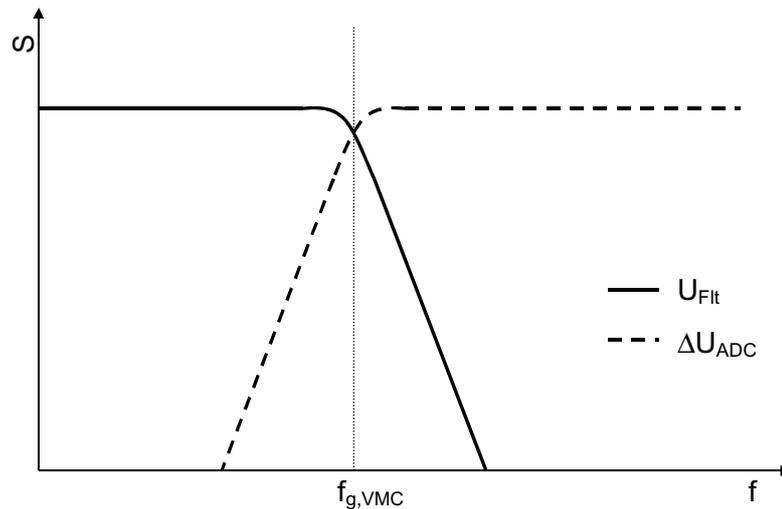


Abbildung 5.7: Komplementäre Signalanteile

Hier ist der zeitvariable Mittelwert U_{Fit} der niederfrequente Signalanteil, während das mittelwertreduzierte Signal ΔU_{ADC} die höherfrequenten Anteile des Ursprungssignals besitzt.

$$U_{\text{Fit}}(s) = \frac{1}{(1 + T_{\text{ADC}}s)} \frac{1}{(1 + T_{\text{VMC}}s)} U_{\text{Sig}}(s) \quad (5.9)$$

$$\Delta U_{\text{ADC}}(s) = \frac{T_{\text{VMC}}s}{(1 + T_{\text{VMC}}s)} \frac{K}{(1 + T_{\text{ADC}}s)} U_{\text{Sig}}(s) \quad (5.10)$$

$$U_{\text{VMC}}(s) = U_{\text{Fit}}(s) + \frac{1}{K} \Delta U_{\text{ADC}}(s) = \frac{1}{1 + T_{\text{ADC}}s} U_{\text{Sig}}(s) \quad (5.11)$$

Es wird deutlich, dass das digitale Ausgangssignal U_{VMC} der mittelwertreduzierten Signalumsetzung ausschließlich von der frequenzbegrenzenden Wirkung und der Fehlervarianz σ_{ADC}^2 des Analog-Digital-Umsetzers betroffen ist. Anhand der in den Gleichungen (5.9) bis (5.11) dargestellten Übertragungsfunktionen kann die resultierende Fehlervarianz σ_{VMC}^2 des mittelwertreduzierten Signals U_{VMC} analysiert werden.

Im Rahmen dieser Arbeit wird die mittelwertreduzierte Signalumsetzung für die Ermittlung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} anhand des Statikdrucks p_s eingesetzt. In der auf der hydrostatischen Grundgleichung basierenden Variome-tergleichung (5.2) wird der proportionale Zusammenhang zwischen der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} und der zeitlichen Ableitung des Statikdrucks p_s / dt deutlich.

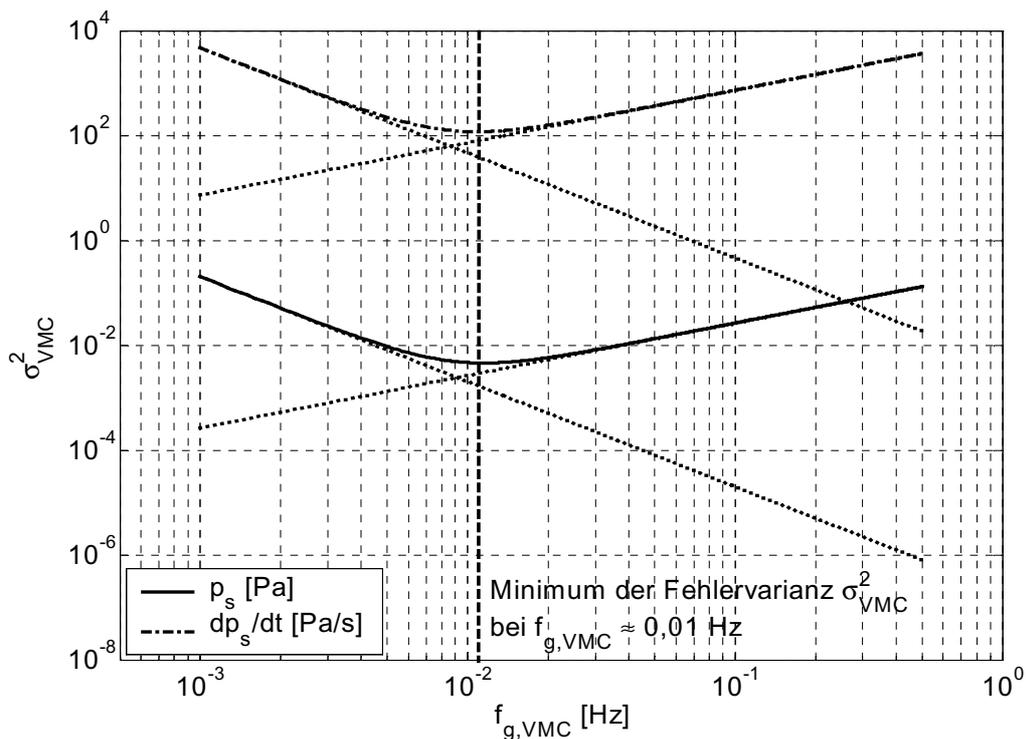


Abbildung 5.8: Fehlervarianz der Statikdruckmessung¹

Das Auslegungsziel der mittelwertreduzierten Signalumsetzung ist hier also die Minimierung der Fehlervarianz σ_{VMC}^2 des differenzierten Statikdrucksignals p_s . Es kann gezeigt werden, dass sich das Minimum der Fehlervarianz σ_{VMC}^2 des

¹ Die hier dargestellten Fehlervarianzen basieren auf den im Folgenden definierten Randbedingungen für die Auslegung der mittelwertreduzierten Signalumsetzung zur Ermittlung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} anhand des Statikdrucks p_s

proportionalen Messsignals p_s und das Minimum der Fehlervarianz σ_{VMC}^2 des differenzierten Messsignals dp_s / dt für die gleiche Auslegung der Signalumsetzung finden, wie in Abbildung 5.8 zu sehen ist. Für die optimale Auslegung der mittelwertreduzierten Signalumsetzung ist es also hinreichend, wenn die Fehlervarianz σ_{VMC}^2 eines proportionalen Messsignals U_{VMC} betrachtet wird.

Die Fehlervarianz σ_{VMC}^2 eines proportionalen Messsignals U_{VMC} setzt sich aus der Summe der Fehlervarianzen des variablen Mittelwertes U_{Fit} und des rückskalierten mittelwertreduzierten Signals ΔU_{ADC} zusammen.

$$\sigma_{VMC}^2 = \sigma_{Fit}^2 + \left(\frac{\sigma_{ADC}}{K}\right)^2 \quad (5.12)$$

Der Verlauf der Fehlervarianz σ_{VMC}^2 kann anhand der in den Gleichungen (5.9) und (5.10) dargestellten Übertragungsfunktionen zusammen mit dem Spektralsatz und der Parsevalformel berechnet werden, wie bereits für die Bestimmung der Fehlervarianz σ_{ADC}^2 der Analog-Digital-Umsetzung in Kapitel 5.2 erläutert wurde. Aus der Lösung der Integrale ergibt sich ein formal umfangreicher Zusammenhang zwischen der Fehlervarianz σ_{VMC}^2 , den Grenzfrequenzen $f_{g,ADC}$ und $f_{g,VMC}$ der Tiefpassfilter, der Verstärkung K und der Datenrate f_d .

Während die Grenzfrequenz $f_{g,ADC}$ und die Datenrate f_d der Analog-Digital-Umsetzung durch die Auslegung des Messsystems definiert werden, kann die Verstärkung K in Abhängigkeit der maximal umzusetzenden Signaländerung auch als Funktion der Grenzfrequenz $f_{g,VMC}$ der Tiefpassfilter ausgedrückt werden. Aufgrund der erläuterten messtechnischen Zusammenhänge und des in Abbildung 5.5 dargestellten exemplarischen Signalverlaufs wird deutlich, dass das mittelwertreduzierte Signal ΔU_{Sig} direkt von der Verstärkung K und der Größe der Signaländerung $|\dot{U}_{Sig}|$ abhängt. Je größer die Signaländerung $|\dot{U}_{Sig}|$ ist, desto größer wird auch die Differenz zwischen dem Messsignal U_{Sig} und dessen zeitvariablem Mittelwert \bar{U}_{Sig} in Abhängigkeit der Zeitkonstante T_{VMC} des Tiefpassfilters. Der hierbei limitierende Faktor ist die Größe des Eingangsbereichs der Analog-Digital-Umsetzung $|\Delta U_{Sig,max}|$. Bei der Auslegung des Messsystems muss also darauf geachtet werden, dass der Eingangsbereich der Analog-Digital-Umsetzung von dem Betrag der Differenzspannung $|\Delta U_{Sig}|$ nicht überschritten wird. Im stationären Fall ergibt sich der maximale Betrag der Differenzspannung $|\Delta U_{Sig,max}|$ bei dem größten Betrag der Messsignaländerung $|\dot{U}_{Sig,max}|$. Dieser Zusammenhang kann durch die Grenzwertbetrachtung eines

rampenförmigen Messsignals mit der Steigung $|\dot{U}_{\text{Sig,max}}|$ formal beschrieben werden.

$$\lim_{s \rightarrow 0} \Delta U_{\text{Sig}}(s) = \lim_{s \rightarrow 0} (s K \frac{|\dot{U}_{\text{Sig,max}}|}{s^2} (1 - \frac{1}{1 + T_{\text{VMC}} s})) = K |\dot{U}_{\text{Sig,max}}| T_{\text{VMC}} \leq |\Delta U_{\text{Sig,max}}| \quad (5.13)$$

$$K \leq \frac{|\Delta U_{\text{Sig,max}}|}{|\dot{U}_{\text{Sig,max}}| T_{\text{VMC}}} = \frac{|\Delta U_{\text{Sig,max}}|}{|\dot{U}_{\text{Sig,max}}|} 2 \pi f_{g,\text{VMC}} \quad (5.14)$$

Hierbei wird der eingeschwungene Zustand des Systems für $t \rightarrow \infty$ bzw. $s \rightarrow 0$ betrachtet, so dass sich die in Gleichung (5.14) dargestellte Abhängigkeit der Verstärkung K von der Grenzfrequenz $f_{g,\text{VMC}}$ unter Berücksichtigung des maximalen mittelwertreduzierten Signal $|\Delta U_{\text{Sig,max}}|$ und der maximalen Messsignaländerung $|\dot{U}_{\text{Sig,max}}|$ ergibt.

Für die Auslegung der mittelwertreduzierten Signalumsetzung zur Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} anhand des Statikdrucks p_s werden hier die folgenden Randbedingungen definiert:

- maximale Eingangsspannung des ADC : $|\Delta U_{\text{Sig,max}}| = 10 \text{ V}$
- Fehlervarianz des ADC : $\sigma_{\text{ADC}}^2 = 0,22 \text{ mV}^2$
- Datenrate des ADC : $f_d = 100 \text{ Hz}$
- Frequenzbegrenzung des ADC : $f_{g,\text{ADC}} = 33 \text{ Hz}$
- maximale Vertikalgeschwindigkeit : $w_{\text{Kg,max}} = 5 \text{ m/s}$
- mittlerer Druckgradient der Atmosphäre : $\frac{dH}{dp_s} = 10 \frac{\text{m}}{\text{hPa}}$
- Empfindlichkeit des Absolutdrucksensors: $\frac{dU}{dp_s} = \frac{10\text{V}}{500\text{hPa}} = 20 \frac{\text{mV}}{\text{hPa}}$

Anhand dieser Werte ergibt sich zunächst die maximale Änderung des Messsignals $|\dot{U}_{\text{Sig,max}}|$.

$$|\dot{U}_{\text{Sig,max}}| = \frac{dU}{dp_s} \frac{dp_s}{dH} \dot{H}_{\text{max}} = 0,01 \frac{\text{V}}{\text{s}} \quad (5.15)$$

In Abbildung 5.8 ist der Verlauf der Fehlervarianz σ_{VMC}^2 des Statikdrucksignals p_s in Abhängigkeit der Grenzfrequenz $f_{g,\text{VMC}}$ der Tiefpassfilter für die oben definierten Randbedingungen dargestellt. Es zeigt sich ein Minimum der Fehlervar-

rianz σ_{VMC}^2 des Statikdrucksignals p_s bei einer Grenzfrequenz der Tiefpassfilter von $f_{g,VMC} \approx 0,01$ Hz, womit die Verstärkung K berechnet werden kann.

$$K \leq \frac{|\Delta U_{Sig,max}|}{|\dot{U}_{Sig,max}|} 2\pi f_{g,VMC} \approx 63 \quad (5.16)$$

Die verbleibende Auswirkung der Fehlervarianz σ_{VMC}^2 auf die Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} mit der mittelwertreduzierten Signalumsetzung wurde mit den in Kapitel 5.1 beschriebenen Messanlagen im Flugversuch nachvollzogen. Für den Vergleichsflug ist aufgrund der Relativmessung des aerodynamischen Potentials zwischen zwei Flugzeugen der relative Messfehler von besonderer Bedeutung. Für die Ermittlung des relativen Messfehlers werden die beiden autark arbeitenden Flugmessanlagen identischen Umgebungsbedingungen ausgesetzt, wobei jeweils die Differenz der beiden Messsignale einer physikalischen Größe bestimmt wird. Als Maß für den Messfehler kann also die Varianz σ^2 bzw. die Standardabweichung σ dieser Differenz angegeben werden.

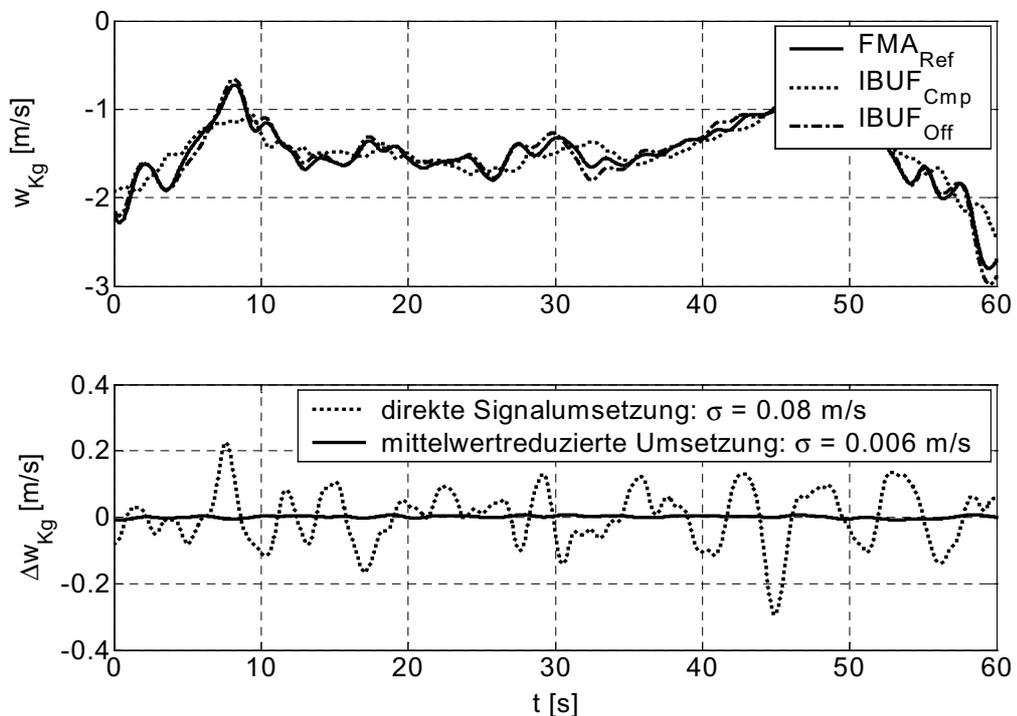


Abbildung 5.9: Messung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg}

Für die Untersuchung der Fehlervarianz σ_{VMC}^2 wurden an Bord des Forschungsflugzeugs D-IBUF zwei Flugmessanlagen parallel betrieben, wobei das Statik-

drucksignal p_s in beiden Anlagen sowohl direkt als auch mittelwertreduziert umgesetzt wurde, wie in Abbildung 5.6 schematisch gezeigt ist. Aus den vier aufgezeichneten und differenzierten Drucksignalen wurde jeweils die Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} gemäß der Variometergleichung (5.2) berechnet, wobei die Differenz Δw_{Kg} sowohl zwischen den auf direkter Signalumsetzung basierenden Vertikalgeschwindigkeiten als auch zwischen den aus mittelwertreduzierten Signalen berechneten Vertikalgeschwindigkeiten bestimmt wurde. In Abbildung 5.9 sind diese Vertikalgeschwindigkeitsdifferenzen w_{Kg} dargestellt, wobei durch die Verwendung der mittelwertreduzierten Signalumsetzung eine signifikante Verminderung der Fehlerabweichung σ erreicht werden konnte. Die Verläufe der in Abbildung 5.9 dargestellten Vertikalgeschwindigkeiten w_{Kg} bestätigen sich gegenseitig, wobei die im Forschungsflugzeug zur Laufzeit des Echtzeitsystems berechnete Geschwindigkeit ($IBUF_{Comp}$) durch die Parameter des komplementären Messsystems einer stärkeren Glättung unterliegt als die nachträglich berechneten Geschwindigkeiten ($IBUF_{Off}$).

5.4 Fehlerbetrachtung der Flugmesstechnik

Zur Beurteilung der Fehler der im Rahmen dieser Arbeit entwickelten und eingesetzten Flugmesstechnik, wurden mit dem Forschungsflugzeug D-IBUF der TU-Braunschweig verschiedene Flugversuche durchgeführt. Es wurden verschiedene Messabschnitte geflogen, die den flugmechanischen und meteorologischen Bedingungen des Vergleichsflugs von Segelflugzeugen entsprechen. Die beiden Flugmessenanlagen wurden parallel an den gleichen Druckabnahmen des Forschungsflugzeugs betrieben, so dass ein direkter Vergleich der jeweiligen Messgrößen möglich ist. Anhand dieser Datensätze kann der relative Messfehler der einzelnen Größen abgeschätzt werden, wobei über den absoluten Fehler der gemessenen Größen nur bedingt eine Aussage gemacht werden kann. Dies resultiert aus der von Corsmeier und Hankers [7] beschriebenen Auflösung der Messwerte des Forschungsflugzeugs, die aufgrund des größeren Messbereichs von Fluggeschwindigkeit und -höhe geringer ist, als die Auflösung der auf den Betrieb in Segelflugzeugen optimierten Messanlagen.

In Tabelle 5.1 ist die relative Standardabweichung σ der einzelnen Messgrößen zusammen mit dem Betrag des Mittelwerts angegeben. Zusätzlich wurde hier ein Vergleich zu den Flugmessdaten des Forschungsflugzeugs D-IBUF vorge-

nommen, der durch den Betrag des Mittelwerts der Differenz der Messgrößen des Referenzdatensatzes und den Messgrößen des Forschungsflugzeugs ausgedrückt wird. Es wird deutlich, dass die Erfassung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} mit dem GPS oder bei direkter Signalumsetzung (ADC) des Statikdrucksignals p_s im Vergleich zu den anderen Messgrößen eine große Fehlerabweichung aufweist. Erst durch die Messung des Statikdrucks p_s mit der in Kapitel 5.3 beschriebenen mittelwertreduzierten Signalumsetzung (VMC) wird, unter Berücksichtigung der in Kapitel 4.4 dargestellten Kopplungsfaktoren der einzelnen Größen untereinander, ein ausgewogenes Verhältnis der Fehlervarianzen aller Messgrößen erreicht.

Messgröße	Einheit	relativer Fehler ($FMA_{Ref} \leftrightarrow FMA_{Vgl}$)		absoluter Fehler ($FMA_{Ref} \leftrightarrow IBUF$)
		σ	Mittelwert	Mittelwert
Fluggeschwindigkeit V	m/s	0,001	0,0003	0,02
Horizontalgeschw. V_{Kg}	m/s	0,002	0,0004	0,01
Vertikalgeschw. w_{Kg} (GPS)	m/s	0,06	0,001	0,04
Vertikalgeschw. w_{Kg} (ADC)	m/s	0,07	0,005	0,03
Vertikalgeschw. w_{Kg} (VMC)	m/s	0,006	0,004	0,007

Tabelle 5.1: Fehlerbetrachtung der einzelnen Messgrößen

D. h. bei diesem Messsystem hat der individuelle Messfehler jeder einzelnen Größen eine ähnliche nominelle Auswirkung auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs. Als Maß für den Fehler des aerodynamischen Potentials wird hier die Vertikalgeschwindigkeit w_g betrachtet, der aufgrund der in Tabelle 5.1 dargestellten Messfehler und der in Kapitel 4.4 gezeigten Zusammenhänge im Bereich von $\sigma_{w_g} = 0,01$ m/s liegen muss.

Messgröße	Einheit	relativer Fehler	
		σ	Mittelwert
Vertikalgeschw. w_g	m/s	0,009	0,004

Tabelle 5.2: Fehler der Vertikalgeschwindigkeit w_g

Bei der genauen Untersuchung des Fehlers der Vertikalgeschwindigkeit w_g des Vergleichsflugzeugs wurde bei den oben beschriebenen Flugversuchen mit dem Forschungsflugzeugs D-IBUF von einem geschätzten aerodynamischen

Potential ausgegangen. Mit den Daten der Flugmessaanlage des Referenzflugzeugs wurde mit dem Flugwindazimuts χ_a des Forschungsflugzeugs das lokale Windfeld bestimmt.¹ Zusammen mit den Daten der Flugmessaanlage des Vergleichsflugzeugs konnte das aerodynamischen Potential ermittelt und mit den geschätzten Werten verglichen werden.

In Tabelle 5.2 ist die Standardabweichung und der Mittelwert der Differenz von geschätzter sowie berechneter Vertikalgeschwindigkeit w_g angegeben. Auf diese Weise wird der zuvor anhand der Einzelfehler bestimmte Fehler der ermittelten Vertikalgeschwindigkeit w_g von etwa $\sigma_{w_g} = 0,01$ m/s bestätigt.

Die Berücksichtigung der gegenseitigen Beeinflussung der Flugzeuge des Vergleichsflugverbands durch das induzierte Wirbelfeld bedingt die Kenntnis der Relativposition der Flugzeuge zueinander. Anhand der Flugversuche mit den zwei parallel arbeitenden Flugmessaanlagen in dem Forschungsflugzeug D-IBUF kann der Messfehler der mit dem Satellitennavigationssystem GPS ermittelten Relativposition abgeschätzt werden.

Messgröße	Einheit	relativer Fehler	
		σ	Mittelwert
dx_f, dy_f	m	0,1	1
dz_f	m	0,2	3

Tabelle 5.3: Messfehler der Relativposition

Die in Tabelle 5.3 angegebenen Messfehler der einzelnen Komponenten der Relativposition sind in Anbetracht der optimalen Betriebsbedingungen der beiden identischen GPS-Empfänger realistisch. Die Auswirkungen der Positionsfehler auf die Berücksichtigung der gegenseitigen Beeinflussung sind gegenüber den zuvor gezeigten Messfehlern bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials als gering einzustufen und werden hier nicht näher betrachtet.

¹ Für die Erfassung des Flugwindazimuts χ_a mit der Flugmessaanlage des Referenzflugzeugs stand bisher kein geeigneter Sensor zur Verfügung, so dass auf eine messtechnische Fehlerbetrachtung dieser Größe verzichtet werden muss. Anhand der Fehlerbetrachtung der Messmethode in Kapitel 4.4 kann jedoch mit den Kopplungsfaktoren der einzelnen Größen die Auswirkung von Messfehlern des Flugwindazimuts χ_a auf die Ermittlung des aerodynamischen Potentials bestimmt werden.

6 Messergebnisse

Auf den *idaflieg* Sommertreffen der vergangenen Jahre wurden zahlreiche Untersuchungen zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelfluggzeugen mit unterschiedlicher Flugmesstechnik durchgeführt. In den letzten drei Jahren konnte eine Vielzahl von Messflügen mit der partiellen Verwendung der in dieser Arbeit vorgestellten sensorischen Messmethode und Flugmesstechnik erfolgreich absolviert werden, wobei auf die Messung des Flugwindazimuts χ_a im Referenzflugzeug verzichtet werden musste.

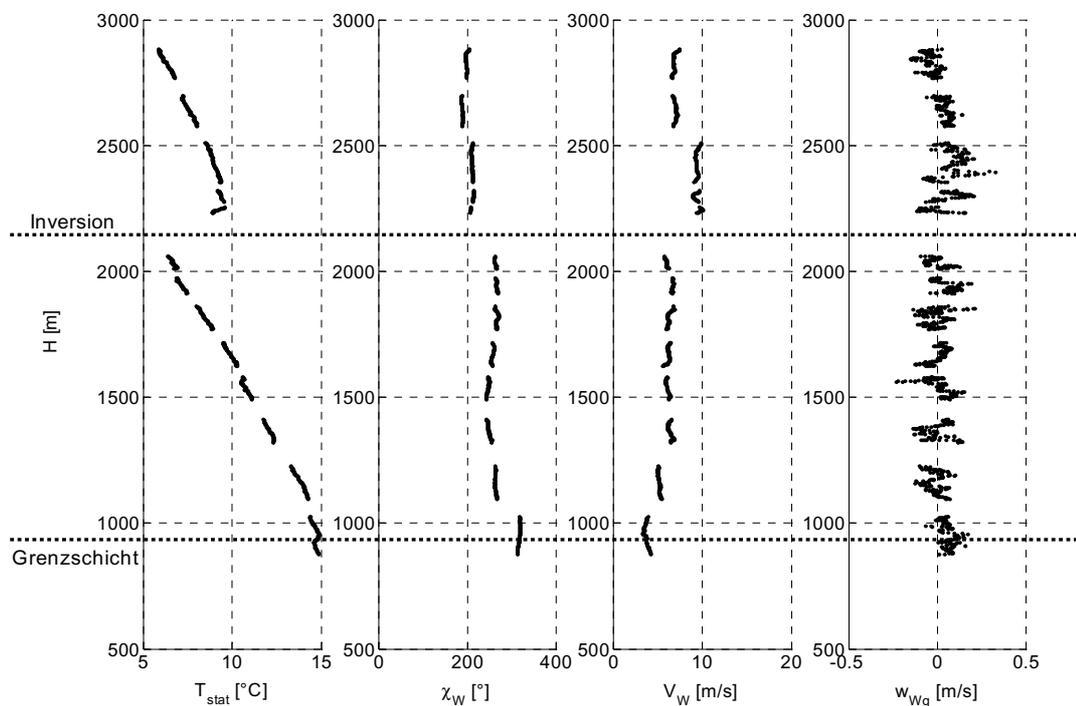


Abbildung 6.1: Vertikalprofil eines Messflugs

Das in Abbildung 6.1 gezeigte Vertikalprofil stellt die Variation der meteorologischen Größen in Abhängigkeit der Flughöhe H eines Messflugs dar. Es ist zu erkennen, dass die aus dem geschätzten Flugwindazimut χ_a resultierende Windrichtung χ_w trotz verschiedener Flugrichtungen während des Messflugs einen plausiblen Verlauf zeigt. Die Windrichtungs- und Windgeschwindigkeitsänderungen im Bereich der bodennahen Grenzschicht und der Inversion entsprechen den meteorologischen Phänomenen einer sommerlichen Hochdruckwetterlage, wie sie von Pichler [24] beschrieben werden. Besonders deutlich zu sehen ist auch die typische Windgeschwindigkeitsabnahme bei geringer wer-

dender Flughöhe unterhalb von etwa 1500 m durch den orografischen Einfluss. Anhand der in Abbildung 6.1 dargestellten Verläufe kann also von einer makroskopisch richtigen Schätzung des Flugwindazimuts χ_a ausgegangen werden.

Für die weitere Analyse der sensorischen Messmethode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen im Vergleichsflug ist das lokale Windfeld an der Position des Referenzflugzeugs eines Messabschnitts in Abbildung 6.2 exemplarisch dargestellt.

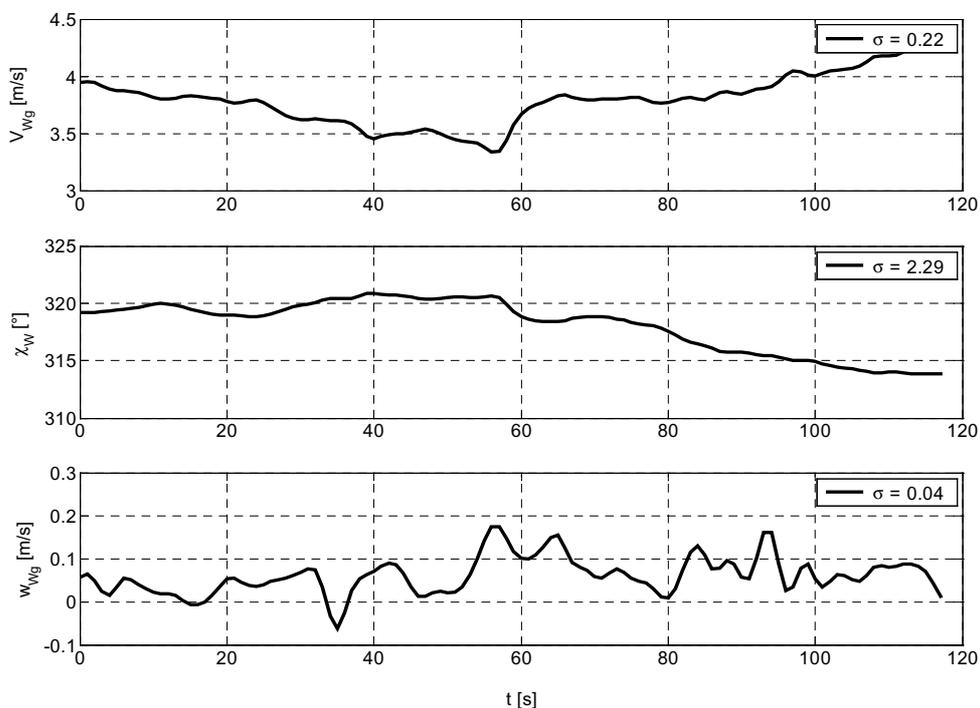


Abbildung 6.2: Messung des lokalen Windfelds

Über die kleinräumigen Varianz eines Windfelds der freien Atmosphäre im Bereich von weniger als 0,1 m/s kann derzeit keine wissenschaftliche Aussage gemacht werden. Von Corsmeier und Hankers [7] wird eine maximale Auflösung bei der Messung der Windgeschwindigkeitskomponenten mit modernen Forschungsflugzeugen von 0,1 m/s angegeben, so dass ein in Abbildung 6.2 gezeigter kleinskaliger Verlauf der Vertikalwindgeschwindigkeit nicht erfasst werden kann. In Abbildung 6.2 ist eine Standardabweichung der Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg} von $\sigma = 0,04$ m/s angegeben, die generell zwei Ursachen haben kann:

- natürliche Varianz des lokalen Windfelds der Atmosphäre
- Mess- bzw. Modellfehler bei der Bestimmung des lokalen Windfelds

In Abbildung 6.3 ist die Vertikalgeschwindigkeit w_g beider Flugzeuge des Vergleichsflugverbands für den gleichen Messabschnitt wie in Abbildung 6.2 zusammen mit Fluggeschwindigkeit V dargestellt.

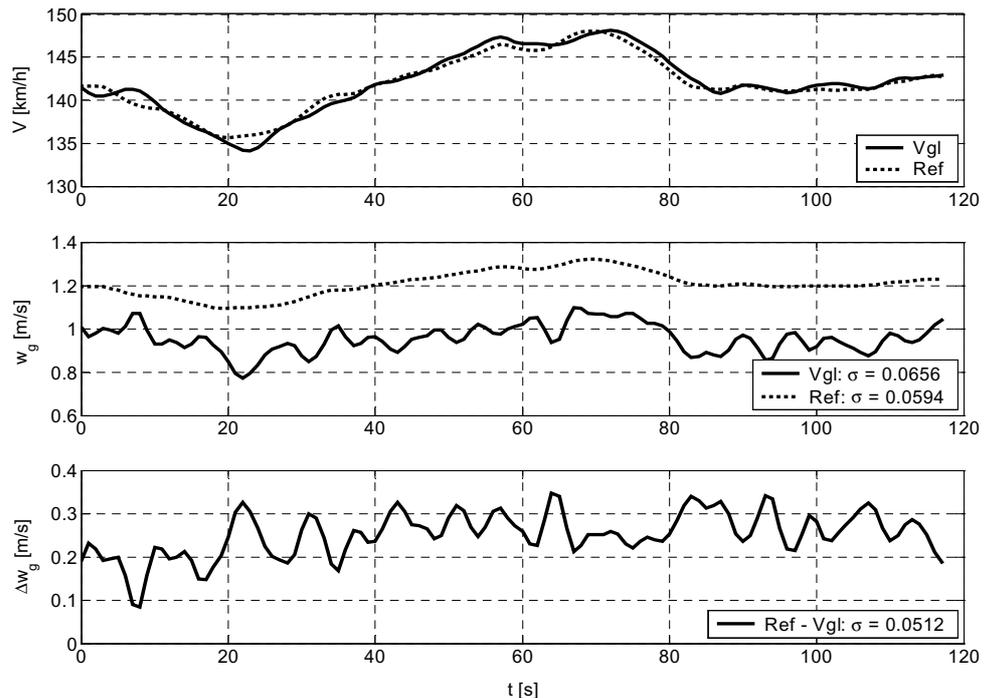


Abbildung 6.3: Messung der Vertikalgeschwindigkeit w_g

Unter der Annahme einer ähnlichen Steigung der Geschwindigkeitspolaren bei den beiden Flugzeugen in diesem Geschwindigkeitsbereich ist die Differenz der Vertikalgeschwindigkeiten w_g beider Flugzeuge nahezu konstant. Die in Abbildung 6.3 zu sehende Standardabweichung dieser Geschwindigkeitsdifferenz Δw_g von $\sigma \approx 0,05$ m/s kann also als Maß für den messtechnischen Fehler bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials betrachtet werden. Dieser Wert ist gegenüber dem in Kapitel 5.4 ermittelten Fehler der Vertikalgeschwindigkeit w_g von $\sigma_{w_g} \approx 0,01$ m/s deutlich größer, so dass die Ursache hierfür bei den hier bislang nicht betrachteten Fehlerquellen des Vergleichsflugverfahrens und der sensorischen Messmethode zu suchen ist.

Es kann festgestellt werden, dass die Abweichung der Vertikalgeschwindigkeitsdifferenz Δw_g in der gleichen Größenordnung liegen, wie die Abweichung

des in Abbildung 6.2 dargestellten Vertikalwinds. Es besteht also die Möglichkeit, dass der in Abbildung 6.3 gezeigte Fehler der Vertikalgeschwindigkeitsdifferenz Δw_g durch Mess- bzw. Modellfehler bei der Bestimmung des lokalen Windfelds verursacht werden und nicht ausschließlich auf Variationen des lokalen Windfelds innerhalb der Vergleichsflugformation zurückzuführen ist.

Mit den in den Kapitel 4.4 und 5.4 gezeigten Auswirkungen von Mess- und Modellfehlern kann die in Abbildung 6.2 gezeigte Varianz der Vertikalwindgeschwindigkeit w_{Wg} auch durch einen Fehler des Flugwindazimuts χ_a mit einer Standardabweichung von etwa $\sigma = 0,1^\circ$ erklärt werden, während der Einfluss anderer Messgrößen in dieser Größenordnung aufgrund ihrer geringeren Fehlervarianzen ausgeschlossen werden kann. Es kann davon ausgegangen werden, dass der Fehler der beschriebenen makroskopischen Schätzung des Flugwindazimuts χ_a in diesem Bereich liegt. Für den weitere Einsatz der sensorischen Messmethode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen wäre es daher wünschenswert, einen geeigneten Azimutsensor in das Messsystem zu integrieren.

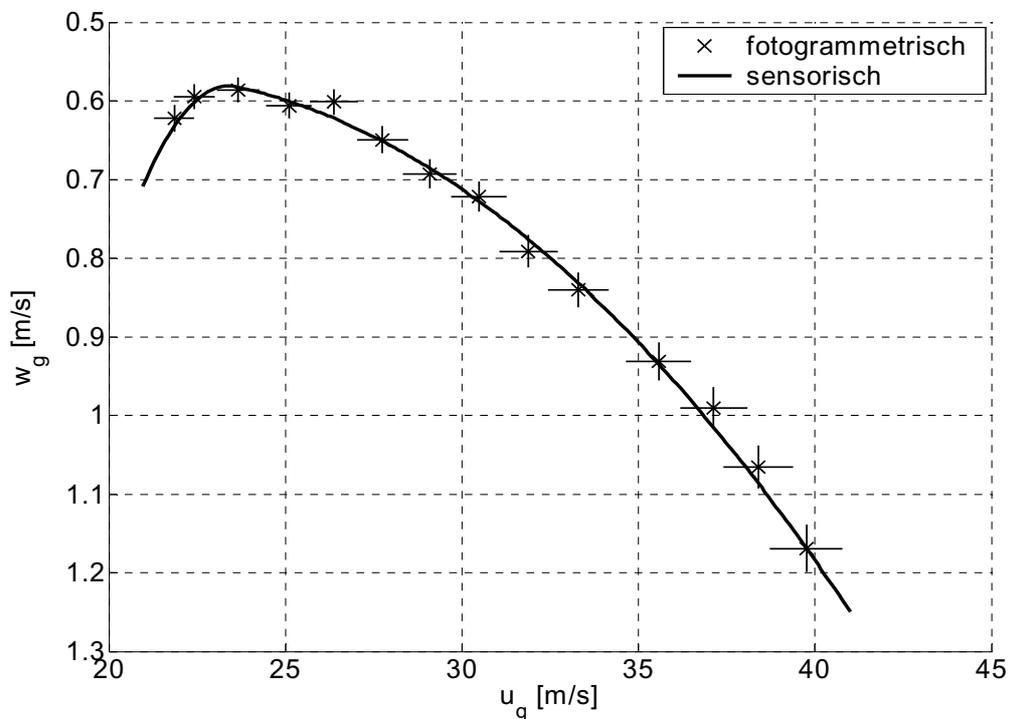


Abbildung 6.4: Vergleich der Messmethoden

Durch den Vergleich der Messergebnisse mit den Resultaten der bewährten fotogrammetrischen Messmethode konnte die in dieser Arbeit vorgestellte sensorische Messmethode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen prinzipiell validiert werden. In Abbildung 6.4 ist exemplarisch der Vergleich der Ergebnisse eines Vergleichsfluges dargestellt, bei dem beide Messmethoden parallel betrieben wurden. Es ist zu erkennen, dass sich die Resultate der beiden Methoden bestätigen, wobei der Verlauf der mit der sensorischen Messmethode ermittelten Geschwindigkeitspolare innerhalb der Toleranz von 2 bis 5 % der einzelnen Messpunkte der fotogrammetrischen Methode befindet. Diese Darstellungsweise der beiden Messmethoden ermöglicht die gleichzeitige Visualisierung des horizontalen und vertikalen Fehlerbereichs der fotogrammetrisch ermittelten Geschwindigkeiten, so dass ein direkter Vergleich der Methoden möglich ist.

Die Berücksichtigung von Fluggeschwindigkeitsvariationen bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials mit der sensorischen Messmethode bietet die Möglichkeit, das aerodynamische Potential für ganze Geschwindigkeitsbereiche zu messen. Dies hat den Vorteil, dass der Verlauf des aerodynamischen Potentials nicht zwischen einzelnen Messabschnitten interpoliert werden muss. So können auch kleinräumige Unstetigkeiten des aerodynamischen Potentials erfasst werden, die sonst nur zwischen zwei diskreten Punkten vermutet werden können. Durch die Trennung von gleichförmig beschleunigten und verzögerten Messabschnitten wird so der Wissenschaft ein Werkzeug zur Verfügung gestellt, mit dem aerodynamische Hystereseeffekte in Freiflugversuchen nachgewiesen werden können. Mit verschiedenen Flugversuchen wurde zunächst die fliegerische Durchführbarkeit von Messabschnitten mit Fluggeschwindigkeitsvariation untersucht. Hierbei wurden insgesamt drei unterschiedliche Vorgehensweisen umgesetzt:

- synchrone Beschleunigung beider Flugzeuge
- synchrone Verzögerung beider Flugzeuge
- Beschleunigung und Verzögerung nur eines Flugzeugs

Es hat sich gezeigt, dass sich Messabschnitte synchroner Fluggeschwindigkeitsvariation beider Flugzeuge problemlos fliegerisch umsetzen lassen. Als besonders praktikabel hat sich hierbei ein Geschwindigkeitsbereich von etwa 20

km/h bei einer Geschwindigkeitsänderung von ungefähr 10 km/h pro Minute für jeweils einen Messabschnitt herausgestellt. Die durch Unterschiede des aerodynamischen Potentials auftretenden vertikalen Ablagen bleiben so bei einer Messabschnittsdauer von etwa 2 Minuten selbst bei großen Leistungsunterschieden der Flugzeuge von 0,5 m/s noch im Bereich von ± 30 m, siehe hierzu auch die Beschreibung der Flugstrategie in Anhang C. Den Berichten der Piloten war zu entnehmen, dass durch gleichmäßiges Beschleunigen oder Verzögern anhand des Horizontbildes und des Fahrtmessers ein sehr ruhiger quasi-stationärer Flugzustand mit minimalen Korrekturen über die Steuerflächen der Flugzeuge herzustellen war. Im Vergleich zu Messabschnitten konstanter Fluggeschwindigkeit wurde dies als fliegerisch angenehmer empfunden.

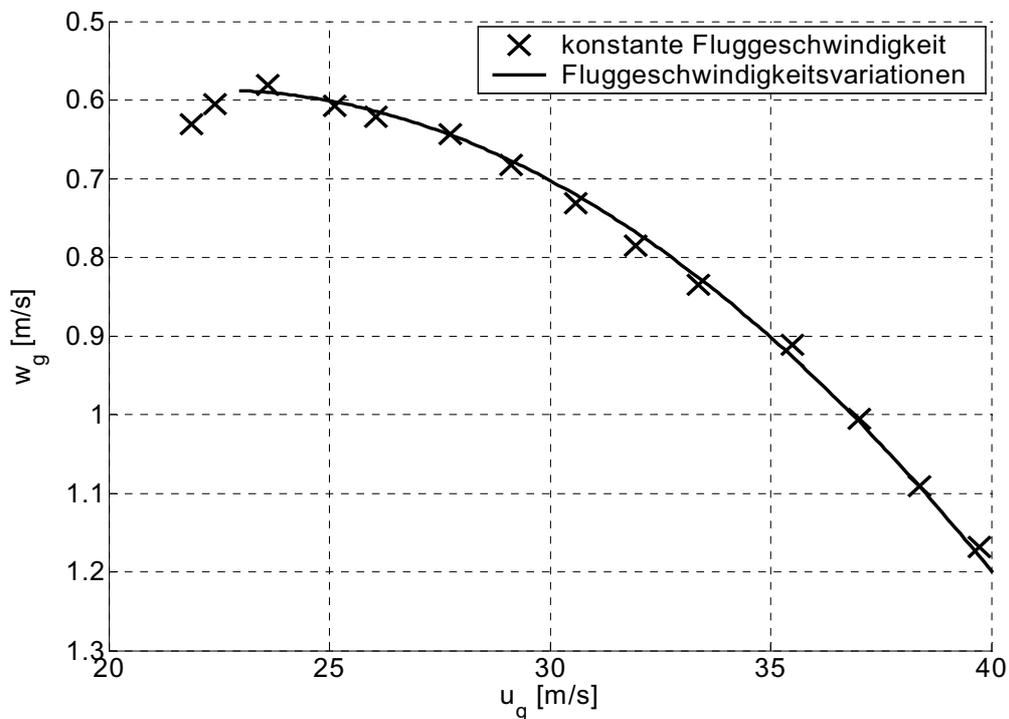


Abbildung 6.5: Messabschnitte mit Fluggeschwindigkeitsvariationen

Der in Abbildung 6.5 gezeigte Verlauf des aerodynamischen Potentials setzt sich aus insgesamt vier Messabschnitten mit Fluggeschwindigkeitsvariationen zusammen und wird durch die Messabschnitte konstanter Fluggeschwindigkeit bestätigt. Die Beschleunigung und Verzögerung nur eines Flugzeugs der Vergleichsflugformation entstand aus der Überlegung, dass eine konstante Fluggeschwindigkeit des Referenzflugzeugs für den Piloten dieses Flugzeugs einfacher umzusetzen ist. Außerdem wurde eine bessere Sichtbarkeit des Referenz-

flugzeugs für den Piloten des Vergleichsflugzeugs erwartet, wenn sich das Vergleichsflugzeug zunächst verzögernd zurückfallen lässt, um dann wieder beschleunigend aufzuholen.

Es hat sich jedoch herausgestellt, dass die Vergleichsflugformation bei den so entstehenden großen horizontalen Ablagen nur noch unzureichend einzuhalten ist. So passierte es, dass das Vergleichsflugzeug dicht an die Randwirbel des Referenzflugzeugs heranflog oder auch in das Abwindfeld hinter dem Flugzeug geriet. Bei der Annäherung des Vergleichsflugzeugs an das Referenzflugzeug kam es wiederholt zu einem leichten Überschießen, wodurch der Pilot des Vergleichsflugzeugs das Referenzflugzeug aus seinem Blickfeld verlor. In diesen Fällen wurde aus Sicherheitsgründen die Vergleichsflugformation sofort aufgelöst. Aufgrund der genannten Umstände und der äußerst positiven Erfahrung mit den synchron geflogenen Messabschnitten wurde dann von einer weiteren Untersuchung dieser Möglichkeit der Fluggeschwindigkeitsvariation abgesehen.

7 Zusammenfassung

Die höchstmögliche Genauigkeit bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen lässt sich derzeit mit einer sensorischen Messmethode im Vergleichsflug erzielen. Hierbei wird das aerodynamische Potential des zu untersuchenden Flugzeugs, dem Vergleichsflugzeug, relativ zu dem Potential eines Referenzflugzeugs ermittelt, während eine enge Flugformation eingehalten wird. Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte sensorische Messmethode des Vergleichsflugverfahrens basiert auf der kontinuierlichen Erfassung verschiedener Flugmessdaten mit speziell für den Einsatz in Segelflugzeugen entwickelten Flugmessenanlagen. Mit diesen Messdaten ist die flugmechanische Beschreibung der individuellen Bewegung der beiden Flugzeuge in dem lokalen Windfeld sowie die Bestimmung und Berücksichtigung des induzierten Windfelds möglich.

Das hier entwickelte flugmechanische Modell wird auf beide Flugzeuge des Vergleichsflugverbands in unterschiedlicher Weise angewendet, wobei jeweils von einem symmetrischen Geradeausflug ausgegangen wird. Anhand der Flugmessdaten und dem bekannten aerodynamischen Potential des Referenzflugzeug wird zunächst der lokale Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W an der Position dieses Flugzeugs bestimmt.

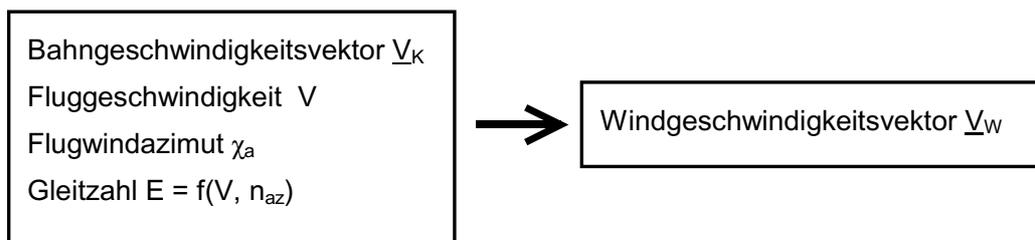


Abbildung 7.1: Bestimmung des lokalen Windfelds

Das lokale Windfeld an der Position des Referenzflugzeugs kann unter der Annahme gleicher atmosphärischer Windverhältnisse auf die Position des Vergleichsflugzeugs übertragen werden. Hierbei muss jedoch das von den Flugzeugen induzierte Windfeld berücksichtigt werden, das für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen im Vergleichsflug mit einem einfachen Hufeisenwirbelmodell und den Positionsdaten beider Flugzeuge beschrieben werden kann. Die bei dieser Flugformation auftretenden induzierten Vertikalwindgeschwindigkeiten können im Bereich der Flugzeuge bei Einhaltung

der Vergleichsflugformation mehr als 0,05 m/s betragen und sind daher ein zu berücksichtigender Faktor bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials. Der Vergleich eines komplexen nichtlinearen Traglinienverfahrens mit einem einfachen Hufeisenwirbelmodell hat gezeigt, dass sich für die üblichen Vergleichsflugformationen eine maximale Differenz der mittleren induzierten Vertikalwindgeschwindigkeit von nur $\Delta \bar{w}_{ig,max} = 0.002 \text{ m/s}$ zwischen den Modellen ergibt. Bei der operationellen Anwendung der sensorischen Messmethode kann also das wesentlich rechenzeitoptimalere einfache Hufeisenwirbelmodell mit hinreichender Genauigkeit verwendet werden. Mit dem so berechneten induzierten Windfeld kann nun ausgehend von dem lokalen Windfeld an der Position des Referenzflugzeugs der Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W an der Position des Vergleichsflugzeugs bestimmt werden. Anhand der Flugmessdaten des Vergleichsflugzeugs kann jetzt mit dem flugmechanischen Modell das aerodynamische Potential dieses Flugzeugs berechnet werden.

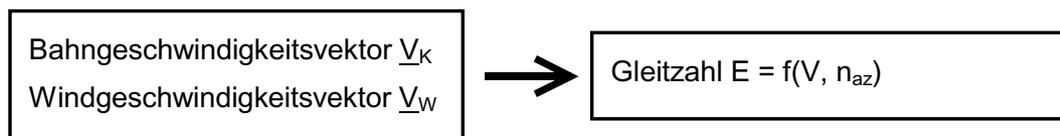


Abbildung 7.2: Ermittlung des aerodyn. Potentials des Vergleichsflugzeugs

Für die Erfassung der Messdaten wurden Flugmessanlagen entwickelt, die hinsichtlich Baugröße, Gewicht und Leistungsaufnahme auf den Einsatz in Segelflugzeugen zugeschnitten sind. Ausgehend von dem umfangreichen Messsystem des Forschungsflugzeugs D-IBUF konnten hier sehr kompakte Messanlagen entwickelt werden, die über mehrere analoge Eingangskanäle und verschiedene digitale Schnittstellen verfügen. In diese Anlagen ist außerdem ein Satellitennavigationsempfänger integriert, der die Bahngeschwindigkeits- und Positionsdaten bereitstellt und die präzise Synchronisation der autark in beiden Flugzeugen des Vergleichsflugverbands aufgezeichneten Flugmessdaten ermöglicht. Die in Abbildung 7.3 gezeigten Flugmessanlagen werden in identischem Aufbau zusammen mit den externen Sensoren für die Erfassung der Flugmessdaten in beiden Flugzeugen betrieben.

Für die Bestimmung der Fluggeschwindigkeit V wurde hier ein analoger Differenzdrucksensor eingesetzt, mit dem der Staudruck p_d gemessen wird. Bei ei-

nem Fluggeschwindigkeitsbereich von 20 bis 60 m/s kann diese Größe mit hoher Genauigkeit erfasst werden. Der Bahngeschwindigkeitsvektor \underline{V}_K wird mit dem Satellitennavigationssystem GPS gemessen, wobei die Vertikalkomponente w_{Kg} für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen mit diesem Messsystem nicht hinreichend genau zu bestimmen ist. Die Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} basiert hier auf der Messung des Statikdrucks p_s mit einem analogen Absolutdrucksensor. Bei der Analog-Digital-Umsetzung dieser Größe wird mit den Flugmessanlagen aufgrund des großen Messbereichs des Statikdrucks bei direkter Signalumsetzung nur eine unzureichende Auflösung erreicht. Der große Messbereich des Statikdrucks p_s resultiert aus dem für Vergleichsflüge üblichen Höhenband von ca. 4000 m, so dass für die Umsetzung dieser Größe eine mittelwertreduzierte Signalumsetzung realisiert wurde.



Abbildung 7.3: Flugmessanlage FMA-PC III für Segelflugzeuge

Durch die mittelwertreduzierte Umsetzung des Statikdrucksignals p_s wird eine signifikante Verbesserung der Fehlerabweichung der Vertikalgeschwindigkeit w_{Kg} von $\sigma = 0,07$ m/s auf $\sigma = 0,006$ m/s erzielt. Hierbei wird neben der direkten Umsetzung des Messsignals mit einem analogen Tiefpassfilter der zeitvariable Mittelwert des Signals bestimmt und von dem Ursprungssignal subtrahiert. Dieses mittelwertreduzierte Signal wird vor der Analog-Digital-Umsetzung entsprechend der Auslegungskriterien verstärkt, so dass der physikalische Messbereich des mittelwertreduzierten Signals gegenüber dem direkt umgesetzten

Signal wesentlich kleiner ist. Im zeitdiskreten digitalen Bereich wird ein identisches Tiefpassfilter gerechnet, so dass der gleiche zeitvariable Mittelwert wieder zu dem digitalen mittelwertreduzierten Signal addiert werden kann. Diese Vorgehensweise ergibt ein zeitdiskretes Messsignal mit geringer Fehlervarianz, wobei aufgrund der gleichen spektralen Charakteristik des analogen und digitalen Filters eine Signalverfremdung oder Phasenverschiebung ausgeschlossen wird. Es kann gezeigt werden, dass sich für die Grenzfrequenz der Tiefpassfilter und für die Signalverstärkung anhand von definierten Auslegungskriterien ein Optimum findet. In dieser Arbeit wurde für die Auslegung der mittelwertreduzierten Signalumsetzung ein transparentes Designkonzept entwickelt, womit die hochgenaue Umsetzung von Messsignalen in verschiedenen Anwendungsgebieten mit geringem Aufwand realisierbar ist.

Für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials wurde die hier vorgestellte sensorische Messmethode hinsichtlich ihrer Fehlerfortpflanzung untersucht. Es wurden verschiedene Simulationen durchgeführt, wobei der Zusammenhang zwischen den Messfehlern und der Fehlervarianz des ermittelten lokalen Windfelds bzw. des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs bestimmt wurde. Es hat sich gezeigt, dass bei kleinen Fehlervarianzen ein linearer Zusammenhang zwischen den Eingangs- und Ausgangsgrößen des Modells besteht.

Im Rahmen verschiedener Flugversuche mit dem Forschungsflugzeug D-IBUF konnten die relativen Messfehler der einzelnen Größen bei Betrieb der Flugmessenanlagen im Flug ermittelt werden. Hierbei wurden die beiden Flugmessenanlagen unter den gleichen Betriebs- und Umgebungsbedingungen parallel betrieben, wobei ein verbleibender Fehler von etwa $\sigma = 0,01$ m/s bei der Ermittlung der Vertikalgeschwindigkeit w_g bestimmt werden konnte. Die Auswertung der durchgeführten Flugleistungsmessungen von Segelflugzeugen ergeben einen operationellen Fehler von etwa $\sigma = 0,05$ m/s der Vertikalgeschwindigkeit w_g wobei auf die Erfassung des Flugwindazimuts χ_a im Referenzflugzeug verzichtet werden musste. Die Abschätzung des Einflusses dieser zunächst nur ungenau geschätzten Messgröße ergibt eine notwendige Genauigkeit von $\sigma < 0,1^\circ$ eines entsprechenden Kurssensors, wobei auch die natürliche Varianz des lokalen Windfelds der Atmosphäre zwischen den beiden Flugzeugen des Vergleichsflugverbands als Fehlerquelle in Betracht zu ziehen ist.

Für die weitere Verbesserung der Genauigkeit bei der Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen mit der sensorischen Messmethode im Vergleichsflug ist die Integration eines geeigneten Kompasssystems in das Referenzflugzeug ein erster wichtiger Schritt. Bisher konnte für die jährlich stattfindenden Flugleistungsuntersuchungen der „Interessengemeinschaft deutscher akademischer Fliegergruppen“ *idaflieg* in Zusammenarbeit mit dem „Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt“ DLR sowie der TU-Braunschweig kein geeignetes System in die Flugmessenanlagen integriert werden. Weitere Aufgaben zur Verringerung von Messfehlern bestehen im Bereich der Meteorologie, um die zwischen den beiden Flugzeugen auftretenden Variationen des lokalen Windfelds mit entsprechenden Modellen formulieren und in dem Bereich der Vergleichsflugformation anhand der Flugmessdaten beschreiben zu können. Die Erfassung unsymmetrischer Flugzustände mit neuartigen Sensorsystemen würde das hier entwickelte flugmechanische Modell weiter vervollkommen, wobei die Entwicklung von geeigneten inertialen und optischen Systemen für diesen Aspekt bestimmend ist.

Mit der Entwicklung, Umsetzung und Validierung der sensorischen Messmethode zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials von Segelflugzeugen im Vergleichsflug wurde in dieser Arbeit ein Werkzeug geschaffen, mit dem erstmals das aerodynamische Verhalten von Segelflugzeugen auch bei symmetrischen Manövern mit geringen Beschleunigungen systematisch untersucht werden kann. Hierbei sind besonders Hystereseeffekte im Bereich des Langsamflugs und der Laminardelle von besonderem Interesse, die durch konstant beschleunigte oder verzögerte Flugmanöver erfasst werden könnten. Durch die Definition einer auf die sensorische Messmethode angepassten Flugstrategie wurde für die Durchführung derartiger Manöver bereits eine wichtige Grundlage geschaffen, wobei auch der zeitliche, logistische und finanzielle Aufwand der Vergleichsflüge erheblich reduziert werden konnte.

Die mit der sensorischen Messmethode möglich gewordene schnelle Messdatenauswertung unmittelbar nach Abschluss der Vergleichsflüge ermöglicht zudem die ergebnisorientierte Erprobung und Optimierung von Flugzeugmodifikationen, wobei die jeweilige Vorgehensweise anhand objektiver Messergebnisse definiert werden kann. Es ist davon auszugehen, dass bei konsequenter Anwendung und stetiger Weiterentwicklung der sensorischen Messmethode we-

sentliche innovative Impulse für den Segelflugzeugbau gegeben werden können.

Literatur

- [1] Albat, A.: Untersuchung der Ausschießmethode mit veränderlichem Bahnwinkel für das aerodynamischen Potentialsvermessung von Segelflugzeugen, Institutsbericht IB 111-92/31, Institut für Flugmechanik, DLR-Braunschweig, 1992
- [2] Bauer, T.: Berechnung lokaler und globaler aerodynamischer Größen auftriebserzeugender Flächen mit einer erweiterten nichtlinearen Traglinientheorie, Institutsbericht, Institut für Flugführung, TU-Braunschweig, 2002
- [3] Beukenberg, Markus: Beiträge zu Aerodynamik und Flugmechanik des Formationsfluges, Dissertation, Fakultät für Maschinenbau und Elektrotechnik der TU-Braunschweig, 1989
- [4] Bitter, Mark: Überarbeitung und Optimierung eines Programms zur Flugmessdatenauswertung von Vergleichsflügen, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2001
- [5] Bonneau, Pierre: Mesure des performances des planeurs legers, OSTIV Publication III, 1954
- [6] Brown, Hwang : Introduction to random signals and applied kalman filtering, Second Edition, John Wiley & Sons Inc., New York, 1992
- [7] Corsmeier, Hankers, Wieser : Airborne turbulence measurement in the lower troposphere onboard the research aircraft Dornier 128-6, D-IBUF, Meteorologische Zeitschrift, Vol. 10, Borntraeger, Berlin, Stuttgart, 2001
- [8] Dierks, Maik : Ermittlung des Anströmzustandes eines Flugzeugs im Flug, Dissertation, Fakultät für Maschinenbau und Elektrotechnik der TU-Braunschweig, 2002
- [9] Dorn, L.: Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen im Vergleichsflugverfahren, Vortrag zum Seminar für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Flugführung, TU-Braunschweig, 1982
- [10] Dorn, L.: Experimentelle Ermittlung von Geschwindigkeitspolaren und Schubverläufen des Forschungsflugzeugs VFW 614-ATTAS, Institutsbericht IB 111-87/31, Institut für Flugmechanik, DLR-Braunschweig, 1987
- [11] Drenick, R.: Die Optimierung linearer Regelsysteme, R. Oldenbourg Verlag, München, 1967
- [12] Garmin Corporation: Technical Specification GPS 25 LP Series, Olathe, Kansas, 2000
- [13] Heintsch, Thomas: Der Einfluß von Wirbelschleppen auf die Flugzeugbewegung, Jahrestagung der DGLR, Berlin, 1991
- [14] Junker, B.: Untersuchung der Leistungersparnis beim Verbandsflug von Flugzeugen mit unterschiedlicher Geometrie, Diplomarbeit, Institut für Strömungsmechanik, TU-Braunschweig, 1976

- [15] Koark, H.-J.: Berechnung der Leistungersparnis beim Verbandsflug von Flugzeugen, Diplomarbeit, Institut für Strömungsmechanik, TU-Braunschweig, 1972
- [16] Küpper, Thomas: Aerodynamische Probleme bei der Leistungsvermessung von Segelflugzeugen im Vergleichsflugverfahren, Vortrag zum Seminar für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Strömungsmechanik, TU-Braunschweig, 1983
- [17] Lukasczyk, Thomas: Entwicklung eines Verfahrens zur Leistungsmessung an Segelflugzeugen, Diplomarbeit, Fachhochschule Darmstadt, 1999
- [18] Merklein, H. J.: Bestimmung aerodynamischer Beiwerte durch Flugmessungen an 12 Segelflugzeugen mit Brems und Landeklappen, Flugwissenschaftliche Forschungsanstalt e.V., München, 1963
- [19] Mayrhofer, Stefan: Aufbau und Inbetriebnahme von universellen Flugmessanlagen für die Echtzeiterfassung analoger und digitaler Daten, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2000
- [20] Normstelle Luftfahrt: LN-9300, Leinfelden, 1970
- [21] Oltmann, Kai: Erprobung piezoresistiver Drucksensoren für die Erfassung von Luftdaten in Flugzeugen, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 1999
- [22] Oosterom, T.: Performance testing of sailplanes, OSTIV Publication III, 1954
- [23] Paroscientific Inc.: Digiquartz Intelligent Transmitter, Programming an Operation Manual Revision A, Redmond, 1987
- [24] Pichler, H.: Dynamik der Atmosphäre, 3. Auflage, Spektrum, Akademischer Verlag, Heidelberg, 1997
- [25] Quellmann, W.: Untersuchung zur Ausschießmethode für die Leistungsvermessung von Segelflugzeugen, Studienarbeit, Institut für Flugführung, TU-Braunschweig, 1984
- [26] Reichmann, H.: Streckensegelflug, 7. Auflage, Motorbuchverlag, Stuttgart, 1989
- [27] Rosemount Aerospace Inc.: Product Data Sheet PDS 2478 Rev. 10/94, Burnsville, 1994
- [28] Schänzer, G: Einführung in die Flugphysik, Skript zur Vorlesung, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 1982
- [29] Schänzer, G.: Flugführung II, Skript zur Vorlesung, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 1994
- [30] Schänzer, Wende: Dynamik von Variometern, Luftsport, Heft 2, München, 2002

- [31] Schlichting, H.: Leistungersparnis im Verbandsflug, Mitteilungen der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung, Heft 2, 1943
- [32] Schlichting, Truckenrodt: Aerodynamik des Flugzeuges, Erster Band, 2. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, 1967
- [33] Schmerwitz, D.: Sailplane Performance Flight Test Techniques of DFVLR, Institutsbericht IB 111-88/20, Institut für Flugmechanik, DLR-Braunschweig, 1988
- [34] Schneider Ralf: 75 Jahre idaflieg: Studenten forschen, bauen, fliegen; eine Chronik der Jahre 1922-1997, Verlag M. Wehle, Witterschlick/Bonn, 1997
- [35] Scholz, Peter: Flugleistungsvermessung von Segelflugzeuge, Ein Vergleich verschiedener Verfahren und Methoden, Vortrag zum Seminar für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2002
- [36] Scholz, Peter: Untersuchung des induzierten Windfeldes von Segelflugzeugen, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 2002
- [37] Schroeder, G.: Entwicklung einer Datenerfassungsanlage für die Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen, Diplomarbeit, Institut für Grundlagen der Elektrotechnik und Messtechnik, Universität Hannover, 1996
- [38] Shannon, C.E.: A mathematical theory of communication, Bell System Technical Journal, vol. 27, pp. 379-423 and 623-656, July and October, 1948
- [39] Stevens, Dirk: Automatisierung der Datenauswertung bei Flugleistungsvermessung von Segelflugzeugen nach dem Höhenstufenverfahren mit der PCM-Bordmessanlage ‚SFMA‘ der DFVLR, Studienarbeit, Institut für Flugführung der TU-Braunschweig, 1983
- [40] Stich, G.: Flugmessungen an einigen modernen Segelflugzeugen, Vortrag auf dem XVI OSTIV-Kongress in Cîteauroux, Institut für Flugmechanik, DLR-Braunschweig, 1978
- [41] Thomas, Fred: Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen, Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1884
- [42] Thomas, Freytag: Flugtechnische Tabellen und Formeln, 2. Auflage, Thomas Flight Test, Fürstenfeldbruck, 1996
- [43] Tietze, Schenk: Halbleiterschaltungstechnik, 9. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, 1989
- [44] Wende, Ronig: High Precision Flight Performance Determination with GPS, SFTE 30th Symposium, St. Louis, 1999

Anhang

A. Fotogrammetrische Messmethode

Bei der fotogrammetrischen Messmethode fliegen beide Flugzeuge mit möglichst konstanter angezeigter Fluggeschwindigkeit IAS über einen Zeitraum von etwa drei Minuten nebeneinander her. Dieser Zeitraum wird als Geschwindigkeitsmesspunkt bezeichnet. Die Ermittlung des aerodynamischen Potentials basiert auf zwei Fotos des Flugverbandes, die von einem den Verband begleitenden Motorflugzeug aus angefertigt werden. Das erste Foto wird zu Beginn des jeweiligen Geschwindigkeitsmesspunkts angefertigt, das zweite zum Ende des Messpunkts. Mit Hilfe der Rumpflängen l_{Ref} wird fotogrammetrisch der Höhenunterschied ΔH zwischen den Flugzeugen ermittelt, wie in Abbildung 0.1 zu sehen ist.

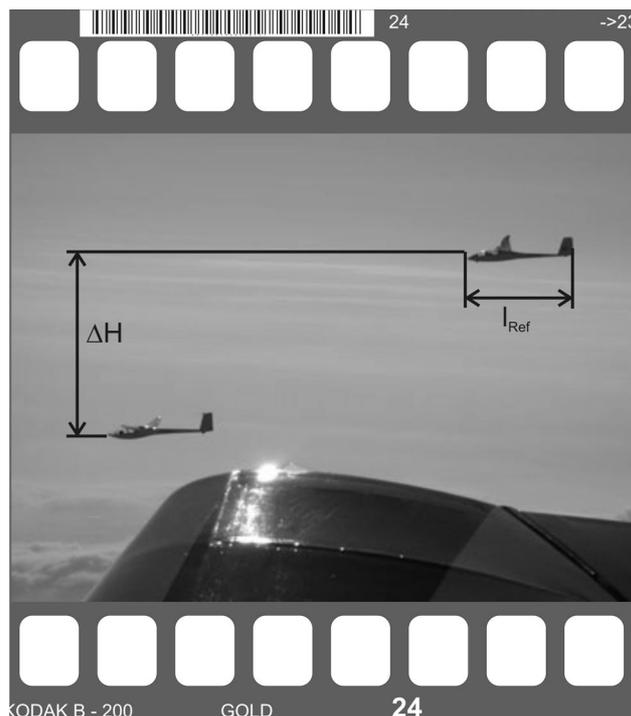


Abbildung 0.1: Fotogrammetrische Messmethode (aus Scholz [35])

Aus dem Unterschied der Höhendifferenzen ΔH zwischen den beiden Flugzeugen und der Dauer des Messpunkts Δt wird unter der Annahme gleicher atmosphärischer Windverhältnisse an den Positionen der Segelflugzeuge und bei Vernachlässigung des induzierten Windfelds die Differenzvertikalgeschwindigkeit Δw_g berechnet. Zusammen mit dem aerodynamischen Potentials des Refe-

renzflugzeugs und der von einem Präzisionsfahrmesser abgelesenen Fluggeschwindigkeit V wird dann das aerodynamische Potential des Vergleichsflugzeugs berechnet. Hierbei wird weiterhin vorausgesetzt, dass beide Flugzeuge mit der gleichen mittleren Geschwindigkeit beschleunigungsfrei während des Messpunkts fliegen. Die Korrektur des Luftdichteeinflusses auf das aerodynamische Potential wird mit Hilfe der im Motorflugzeug notierten Flughöhe und Lufttemperatur für den jeweiligen Messpunkt vorgenommen.

Der wesentliche Nachteil dieser Messmethode ist die geringe Anzahl von nur einer Messung der Differenzen ΔH und Δt pro Geschwindigkeitsmesspunkt. Anhand der Fotos kann nur bedingt eine Aussage über Fahrtschwankungen der Flugzeuge oder die Exaktheit der Formation während des Messpunkts gemacht werden. Zu den in Kapitel 1 genannten Fehlerquellen des Vergleichsflugverfahrens treten bei dieser Messmethode zusätzlich beim Ablesen des Fahrmessers durch den Piloten des Referenzflugzeugs und durch Verzerrungseffekte bei der Auswertung der Fotos Ungenauigkeiten auf. Laut Dorn [9] beträgt der Fehler dieser Methode bei guten Vergleichsflugbedingungen etwa 2 bis 5 % der ermittelten Geschwindigkeiten. Das bedeutet, dass der Fehler der Fluggeschwindigkeit V in einem Bereich von 1,5 m/s liegt.

B. Formale Zusammenhänge

Die Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs mit der sensorischen Messmethode teilt sich gemäß der in Kapitel 4.3 dargestellten Zusammenhänge in drei wesentliche Schritte:

1. Bestimmung des lokalen Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ anhand des bekannten aerodynamischen Potentials und der Flugmessdaten des Referenzflugzeugs.
2. Übertragung des lokalen Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ unter Berücksichtigung des von den Flugzeugen induzierten Windfelds auf den Windvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ an der Position des Vergleichsflugzeugs.
3. Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs basierend auf dem lokalen Windvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ und den Flugmessdaten dieses Flugzeugs.

In Abbildung 0.2 ist der aus der Nordorientierung des geodätischen Achsenkreuzes entstehende vektorielle Zusammenhang der Geschwindigkeiten des flugmechanischen Modells im Horizontalschnitt dargestellt.

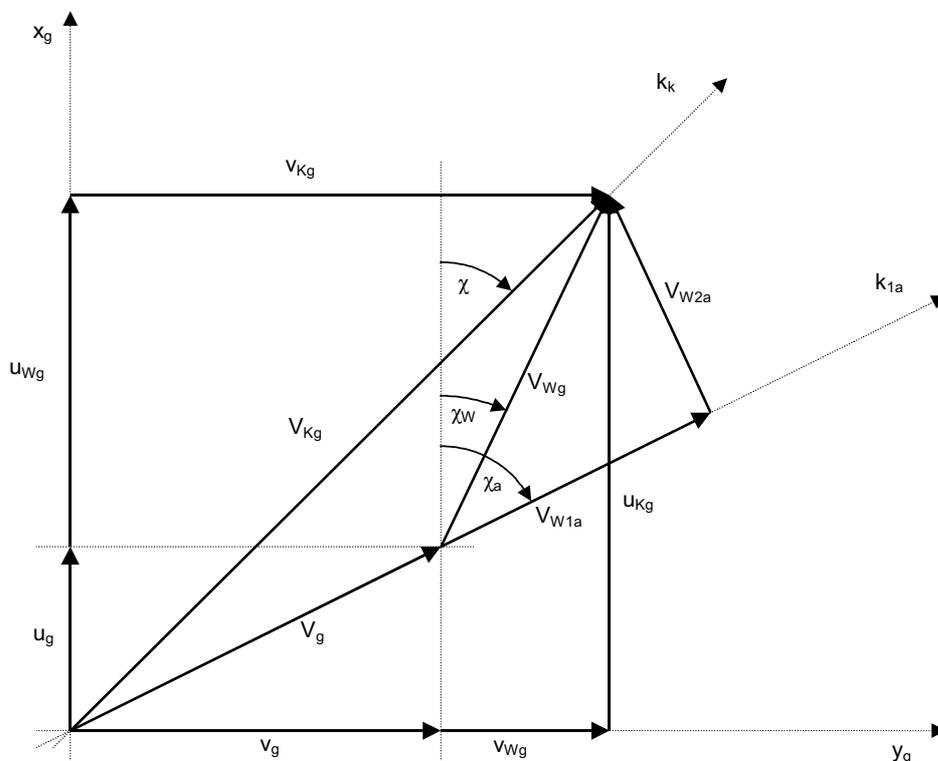


Abbildung 0.2: Flugmechanisches Modell im Horizontalschnitt

Im Vergleich zu den in Abbildung 4.2 gezeigten Größen ergibt sich so gemäß der Luftfahrtnorm LN9300 [20] eine komplexere Bezeichnung und Indizierung der Geschwindigkeiten des flugmechanischen Modells, die jedoch für die eindeutige Darstellung der Zusammenhänge sinnvoll ist. Der vektorielle Zusammenhang der Geschwindigkeiten und Kräfte im Vertikalschnitt ist mit den so bezeichneten Größen in Abbildung 0.3 skizziert.

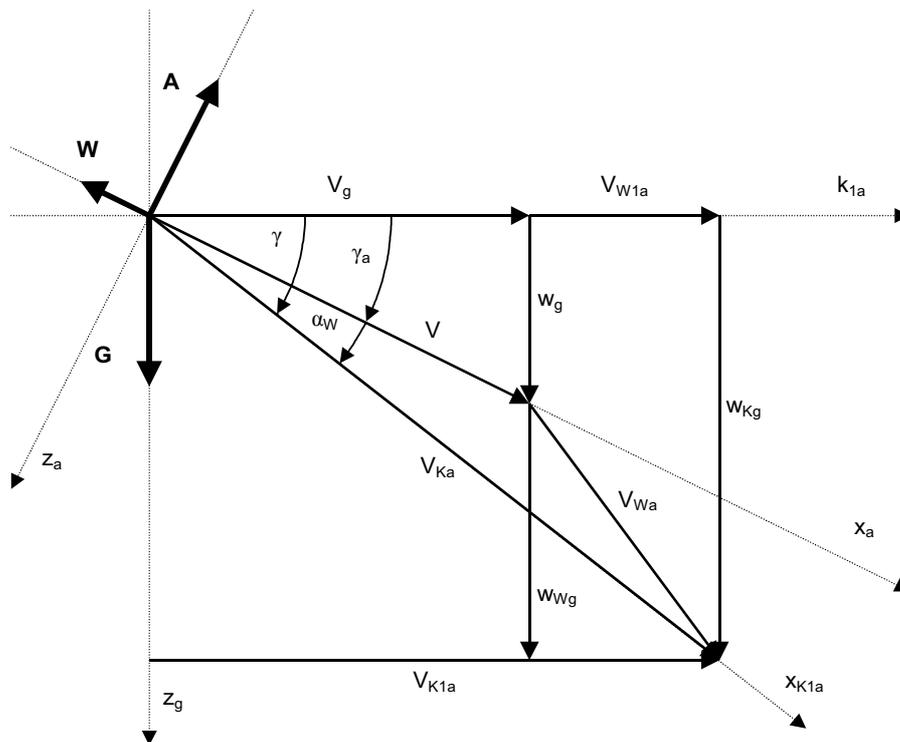


Abbildung 0.3: Flugmechanisches Modell im Vertikalschnitt

In den folgenden Unterkapiteln werden die formalen Zusammenhänge des oben genannten ersten und dritten Schritts zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs dargestellt.

B.1 Bestimmung des lokalen Windfelds

Für die Bestimmung des lokalen Windvektors $\underline{V}_{W,Ref}$ an der Position des Referenzflugzeugs wird das in Kapitel 4.1 dargestellte Gleichungssystem des flugmechanischen Modells in einem zweistufigen iterativen Prozess gelöst. Hierbei wird von den folgenden Messgrößen ausgegangen:

- Fluggeschwindigkeit V_{Ref}
- Bahngeschwindigkeitskomponenten $u_{\text{Kg,Ref}}$, $v_{\text{Kg,Ref}}$, $w_{\text{Kg,Ref}}$
- Flugwindazimut $\chi_{\text{a,Ref}}$

Weiterhin ist für dieses Flugzeug das aerodynamische Potential durch die von der Fluggeschwindigkeit V_{Ref} und dem Lastvielfachen $n_{\text{az,Ref}}$ abhängige Gleitzahl $E_{\text{Ref}} = f(V_{\text{Ref}}, n_{\text{az,Ref}})$ gegeben, wobei die aktuelle Flugmasse m_{Ref} und die Flügel­fläche S_{Ref} gemäß der in Kapitel 2 dargestellten Normierung der Geschwindigkeiten berücksichtigt werden müssen. Aus den vektoriellen Zusammenhängen in Abbildung 0.2 und Abbildung 0.3 ergeben sich die für die Lösung des Gleichungssystems notwendigen Zwischengrößen.

Der Bahngeschwindigkeitsvektor $\underline{v}_{\text{K,Ref}}$ kann mit den gemessenen kartesischen Horizontalkomponenten $u_{\text{Kg,Ref}}$ und $v_{\text{Kg,Ref}}$ in eine polare Schreibweise mit dem Betrag $V_{\text{Kg,Ref}}$ und der Richtung χ_{Ref} überführt werden.

$$V_{\text{Kg,Ref}} = \sqrt{u_{\text{Kg,Ref}}^2 + v_{\text{Kg,Ref}}^2} \quad (0.1)$$

$$\chi_{\text{Ref}} = \arctan\left(\frac{v_{\text{Kg,Ref}}}{u_{\text{Kg,Ref}}}\right) \quad (0.2)$$

Anhand dieser Bahndaten werden zunächst mit dem Flugwindazimut $\chi_{\text{a,Ref}}$ die Bahngeschwindigkeiten $V_{\text{K1a,Ref}}$ und $V_{\text{Ka,Ref}}$ berechnet.

$$V_{\text{K1a,Ref}} = V_{\text{Kg,Ref}} \cos(\chi_{\text{Ref}} - \chi_{\text{a,Ref}}) \quad (0.3)$$

$$V_{\text{Ka,Ref}} = \sqrt{V_{\text{K1a,Ref}}^2 + w_{\text{Kg,Ref}}^2} \quad (0.4)$$

Mit den gleichen Zwischengrößen ergibt sich der Bahnwinkel γ_{Ref} aus den Komponenten des flugrichtungsbezogenen Bahngeschwindigkeitsvektors $\underline{v}_{\text{Ka,Ref}}$.

$$\gamma_{\text{Ref}} = -\arctan\left(\frac{w_{\text{Kg,Ref}}}{V_{\text{K1a,Ref}}}\right) \quad (0.5)$$

Für die Anwendung des flugmechanischen Modells wird der äußere iterative Prozess mit der Anfangsbedingung $n_{\text{az,Ref}} = 1$ gestartet. Mit dieser Bedingung ergibt sich zusammen mit der Fluggeschwindigkeit V_{Ref} die Gleitzahl E_{Ref} aus dem gegebenen Verlauf des aerodynamischen Potentials. Der innere Prozess wird mit der Vertikalwindgeschwindigkeit $w_{\text{Wg,Ref}}$ als Iterationsvariable durchgeführt, mit der anschließend auch die Horizontalwindgeschwindigkeiten $V_{\text{W1a,Ref}}$ und $V_{\text{W2a,Ref}}$ ermittelt werden kann.

$$\mathbf{w}_{g,Ref} = \mathbf{w}_{Kg,Ref} - \mathbf{w}_{Wg,Ref} \quad (0.6)$$

$$V_{g,Ref} = \sqrt{V_{Ref}^2 - w_{g,Ref}^2} \quad (0.7)$$

$$V_{W1a,Ref} = V_{K1a,Ref} - V_{g,Ref} \quad (0.8)$$

$$V_{W2a,Ref} = V_{Kg,Ref} \sin(\chi_{Ref} - \chi_{a,Ref}) \quad (0.9)$$

Aus den jetzt verfügbaren Größen können die Horizontalwindkomponenten im geodätischen Achsenkreuz bestimmt werden, so dass der Windgeschwindigkeitsvektor $\underline{V}_{W,Ref}$ vollständig bestimmt ist.

$$u_{Wg,Ref} = V_{W1a,Ref} \cos(\chi_{a,Ref}) - V_{W2a,Ref} \sin(\chi_{a,Ref}) \quad (0.10)$$

$$v_{Wg,Ref} = V_{W1a,Ref} \sin(\chi_{a,Ref}) + V_{W2a,Ref} \cos(\chi_{a,Ref}) \quad (0.11)$$

B.2 Ermittlung des aerodynamischen Potentials

Zur Ermittlung des aerodynamischen Potentials des Vergleichsflugzeugs wird basierend auf dem zuvor bestimmten Windvektor $\underline{V}_{W,Ref}$, unter Berücksichtigung der gegenseitigen Beeinflussung der Flugzeuge durch das induzierte Windfeld, der Windvektor $\underline{V}_{W,Vgl}$ bestimmt, wie in Kapitel 4.3 ausgeführt wurde. Mit diesem Vektor wird das System der Gleichungen (4.7) bis (4.9) des flugmechanischen Modells gelöst, wobei das aerodynamische Potential jetzt direkt berechnet werden kann. Zur Lösung des Gleichungssystems werden jetzt die folgende Messgrößen des Vergleichsflugzeugs benötigt:

- Bahngeschwindigkeitskomponenten $u_{Kg,Vgl}$, $v_{Kg,Vgl}$, $w_{Kg,Vgl}$

Die benötigten Größen werden wiederum anhand der in Abbildung 0.2 und Abbildung 0.3 dargestellt vektoriiellen Zusammenhängen berechnet. Zunächst werden die Horizontalgeschwindigkeit $V_{g,Vgl}$ und der Flugwindazimut $\chi_{a,Vgl}$ berechnet.

$$V_{g,Vgl} = \sqrt{(u_{Kg,Vgl} - u_{Wg,Vgl})^2 + (v_{Kg,Vgl} - v_{Wg,Vgl})^2} \quad (0.12)$$

$$\chi_{a,Vgl} = \arctan\left(\frac{v_{Kg,Vgl} - v_{Wg,Vgl}}{u_{Kg,Vgl} - u_{Wg,Vgl}}\right) \quad (0.13)$$

Mit diesen Zwischengrößen ergeben sich die auf die Flugrichtung bezogenen Horizontalwindgeschwindigkeitskomponenten $V_{W1a,Vgl}$ und $V_{W2a,Vgl}$.

$$V_{W1a,Vgl} = u_{Wg} \cos(\chi_{a,Vgl}) + v_{Wg} \sin(\chi_{a,Vgl}) \quad (0.14)$$

$$V_{W2a,Vgl} = -u_{Wg} \sin(\chi_{a,Vgl}) + v_{Wg} \cos(\chi_{a,Vgl}) \quad (0.15)$$

Anhand der ermittelten Horizontalwindgeschwindigkeitskomponenten können die Bahngeschwindigkeiten $V_{K1a,Vgl}$ und V_{Ka} sowie der Bahnwinkel γ_{Vgl} bestimmt werden.

$$V_{K1a,Vgl} = V_{g,Vgl} + V_{W1a,Vgl} \quad (0.16)$$

$$V_{Ka,Vgl} = \sqrt{V_{K1a,Vgl}^2 + w_{Kg,Vgl}^2} \quad (0.17)$$

$$\gamma_{Vgl} = -\arctan\left(\frac{w_{Kg,Vgl}}{V_{K1a,Vgl}}\right) \quad (0.18)$$

Die Fluggeschwindigkeit V_{Vgl} des Vergleichsflugzeugs wird nicht direkt gemessen, da über den Einbaufehler dieses Flugzeugs zunächst keine Informationen vorliegen, siehe hierzu die ausführliche Beschreibung der Flugmesstechnik in Kapitel 5. Diese Geschwindigkeit ergibt sich ebenfalls aus den Messgrößen sowie den berechneten Zwischengrößen.

$$V_{Vgl} = \sqrt{V_{g,Vgl}^2 - (w_{Kg,Vgl} - w_{Wg,Vgl})^2} \quad (0.19)$$

Mit den jetzt verfügbaren Größen und deren zeitlichen Ableitungen kann das Gleichungssystem des flugmechanischen Modells direkt gelöst werden, so dass sich die Gleitzahl E in Abhängigkeit der in Kapitel 4.1 dargestellten Zusammenhänge ergibt.

C. Flugstrategie

Die Flugstrategie des Vergleichsflugverfahrens orientierte sich bislang an der in den vergangenen Jahrzehnten sehr erfolgreich betriebenen fotogrammetrischen Messmethode. Bei Verwendung von Flugmessanlagen für die Ermittlung des aerodynamischen Potentials im Vergleichsflug kann die Flugstrategie an diese neue Messmethode angepasst und optimiert werden. Im Rahmen der letzten *idaflieg* Sommertreffen wurden in Zusammenarbeit mit den Messpiloten und den Flugversuchingenieuren des DLR-Braunschweig verschiedene Vorgehensweisen erarbeitet und im Flugversuch erprobt.

Für das Vergleichsflugverfahren mit der in Anhang A beschriebenen fotogrammetrischen Messmethode wurde eine Flugstrategie entwickelt, die auf Messabschnitten mit konstanter Fluggeschwindigkeit der Formation basiert. Der Fotograf in dem den Vergleichsflugverband begleitenden Motorflugzeug führt ein Messprotokoll in dem die zu den jeweiligen Fotos eines Messabschnitts gehörenden Flughöhen und die von den Piloten der Segelflugzeuge per Funk übermittelten Fluggeschwindigkeiten eingetragen werden. Aufgrund der Messmethode sind die Piloten der Segelflugzeuge darum bemüht, die Fluggeschwindigkeit innerhalb eines Messabschnitts möglichst konstant zu halten, wobei die mittlere Fluggeschwindigkeit des Messabschnitts von dem Piloten des Referenzflugzeugs von einem Präzisionsfahrtmesser abgelesen und übermittelt wird. So ergeben sich aus jedem Messabschnitt nach der fotogrammetrischen Auswertung der Fotos zusammen mit den Protokollinformationen einzelne Messabschnitte des aerodynamischen Potentials, die üblicherweise in einem Abstand von 5 bis 10 km/h erfolgen werden.

Bei Einsatz der sensorischen Messmethode ist es aufgrund der flugmechanischen Berücksichtigung der individuellen Bewegung der beiden Segelflugzeuge nicht mehr notwendig, die Fluggeschwindigkeit eines Messabschnitts konstant zu halten. Weiterhin stellte sich heraus, dass durch die Übermittlung der Fluggeschwindigkeiten per Flugfunk durch die Piloten der Segelflugzeuge Störungen in einige Messgrößen eingekoppelt werden.¹ Mit diesen Randbedingungen

¹ Die elektromagnetischen Signale des Flugfunks werden mit unterschiedlichen Amplituden in Abhängigkeit der Flugzeugkonstruktion (Glasgewebe oder elektrisch leitendes Kohlegewebe) in das Messsignal der Lufttemperatur T eingekoppelt. Der für die Umströmung des Temperaturfühlers notwendige offene Aufbau des Sensors verhindert eine entsprechende Abschirmung dieses Messgeräts.

wurden Flugstrategien für den Vergleichsflug entwickelt, die konkret auf den Einsatz der Flugmessenanlagen zugeschnitten sind. Hierbei wurden mehrere Ziele zur Verringerung des finanziellen und zeitlichen Aufwands bei der Messung des aerodynamischen Potentials und zur Optimierung der Qualität der Messergebnisse verfolgt:

- Effizientere Nutzung der Flughöhe zur Verringerung der Gipfelhöhe und der Dauer des Flugzeugschlepps
- Selbstständige Navigation und Flugeinteilung des Vergleichsflugverbandes ohne begleitendes Motorflugzeug
- Kontinuierliche Erfassung des aerodynamischen Potentials über den gesamten Geschwindigkeitsbereich
- Vermeidung von Funkeinstreuungen während der Messabschnitte

Die Vergleichsflüge finden bei sommerlichen Hochdruckwetterlagen frühmorgens gleich nach Sonnenaufgang in möglichst ruhiger Atmosphäre in einem Höhenband zwischen derzeit 4000 m und Flugplatzniveau statt. Die Nutzung dieses Höhenbands hat sich im Laufe der Jahre für die fotogrammetrische Messmethode als sehr effizient herausgestellt, wie von Schmerwitz [29] und Stich [37] dargestellt wird. Die Flugzeugschlepps beanspruchen mit einer Dauer von ca. einer Stunde gut die Hälfte des gesamten Zeitraums eines Messflugs. Aufgrund der abnehmenden Motorleistung der Schleppflugzeuge bei zunehmender Flughöhe wird ein gutes Drittel der Schleppzeit für das letzte Viertel des Schleppflugs oberhalb einer Höhe von 3000 m benötigt. Außerdem bedeutet der Einflug in den Luftraum oberhalb Flugfläche 100 einen verhältnismäßig hohen logistischen Aufwand seitens der Flugplanung, und es werden entsprechend ausgerüstete Schleppflugzeuge sowie Piloten mit den hierzu notwendigen Berechtigungen benötigt. Eine Verringerung der Messflugdauer bei niedrigerer Gipfelhöhe unterhalb Flugfläche 100 bedeutet also eine deutliche Aufwandsreduzierung, wobei natürlich auch eine wesentliche Verringerung der Messflugkosten aufgrund der kürzeren Betriebszeiten der Motorflugzeuge entsteht. Eine kürzere Dauer der Messflüge bei gleichbleibender Datenausbeute führt auch zu einer effizienteren Ausnutzung der nur bis in den frühen Vormittag vor Einsetzen der Konvektion ruhigen Atmosphäre. Sind bislang täglich zwei Messflüge mit einer jeweiligen Flugdauer von etwa zwei Stunden möglich, kön-

nen nun mit einer optimierten Flugstrategie drei Flüge möglich sein. Dies allein bedeutet eine Steigerung der Datenausbeute von 50%.

Eine weitere Verringerung der Messflugkosten kann durch die selbständige Navigation und Flugeinteilung des Segelflugzeugverbandes realisiert werden. So ist es nicht mehr notwendig, dass die Formation von einem Motorflugzeug begleitet wird. Bislang wurden von diesem Flugzeug aus die Bilder für die fotogrammetrische Auswertung erstellt. Der Pilot des Motorflugzeugs kümmerte sich um die Navigation und Flugeinteilung, so dass für die Messabschnitte eine optimale Formation eingehalten werden konnte und die Segelflugzeuge stets im Gleitbereich des Ausgangsflugplatzes blieben. Durch eine geeignete Koordination der verschiedenen Aufgaben zwischen den Piloten der Segelflugzeuge und durch die Ausrüstung des Referenzflugzeugs mit einem entsprechenden Navigationssystem ist es den Piloten möglich, den Messflug autark durchzuführen. Die Betriebszeit des Motorflugzeugs kann so um etwa 40% pro Messflug gesenkt werden.

Bei der Entwicklung der Flugstrategie für den Einsatz der sensorischen Messmethode wurde darauf geachtet, dass die Einkopplung von Störungen durch den Flugfunk während der Messabschnitte vermieden wird. Hierzu wurde ein Kommunikationsschema entwickelt, durch das alle für die Koordination der Messflüge und die Flugsicherheit notwendigen Absprachen der Piloten untereinander in die Bereiche außerhalb der Messabschnitte gelegt werden konnten.

Diese Strategie wurde inzwischen in zahlreichen Vergleichsflügen erfolgreich erprobt. Vorbereitend wurde das Referenzflugzeug mit einem modernen Navigations- und Managementsystem für den Streckenflug ausgerüstet. Mit einer entsprechenden Schulung wurden die Vermessungspiloten mit diesem System für den speziellen Einsatz im Vergleichsflug vertraut gemacht. Die Hauptbestandteile der entwickelten Flugstrategie sind die Flugvor- und -nachbereitung, die Navigationsaufgaben, die Flugeinteilung und ein Kommunikationsschema. Eine weitere Aufgabe ist das Führen des Messprotokolls, das bei der fotogrammetrischen Methode im begleitenden Motorflugzeug geführt wurde. Hierfür ist nun ein Protokollant am Boden verantwortlich, der anhand der Kommunikation der Piloten untereinander den Zeitbereich der Messabschnitte sowie Informationen über die jeweilige Fluggeschwindigkeit und Flugzeugkonfiguration

notiert. Außerdem gibt der Protokollant bei Bedarf Informationen an die Flugzeuge weiter, wie z. B. eine plötzliche Verschlechterung der Wetterbedingungen durch Nebel am Zielflugplatz.

C.1 Vor- und Nachbereitung der Messflüge

Die Flugvorbereitung umfasst neben der für jeden Flug selbstverständlichen Prüfung der meteorologischen Verhältnisse und der Betriebstüchtigkeit der Flugzeuge die Planung der einzelnen Abschnitte des Messflugs. Hierbei wird auf Basis bekannter oder theoretisch ermittelter Leistungsdaten der Flugzeuge die Dauer, Abfolge und der Geschwindigkeitsbereich der einzelnen Messabschnitte definiert. Außerdem wird die Menge des ggf. sinnvollen Wasserballasts zur Angleichung des aerodynamischen Potentials beider Flugzeuge bestimmt und die dafür notwendige Logistik organisiert.

Die Dauer, Abfolge und der Geschwindigkeitsbereich der Messabschnitte sollten hinsichtlich eines möglichst geringen vertikalen Abstands der Flugzeuge zueinander sinnvoll aufeinander aufbauen. D. h. ist das aerodynamische Potential des Vergleichsflugzeugs eines Messabschnitts größer als die des Referenzflugzeugs, sollte der Messabschnitt mit einer Position des Vergleichsflugzeugs unterhalb des Referenzflugzeugs beginnen und mit dem möglichst gleichen vertikalen Abstand oberhalb des Referenzflugzeugs enden. Somit wird eine optimale Nutzung der sich einstellenden Höhendifferenz hinsichtlich minimalem vertikalen Abstand der Flugzeuge zueinander erreicht.

Die Dauer eines solchen Messabschnitts orientiert sich an der zu erwartenden relativen Vertikalgeschwindigkeit zwischen den Flugzeugen. Maßgeblich hierbei ist, dass sich das Referenzflugzeug stets im Blickfeld des leicht nach hinten rechts versetzt fliegenden Piloten des Vergleichsflugzeugs befindet. Hierbei kann bei optimaler lateraler Formation von einem vertikalen Abstand von maximal 30 m ausgegangen werden. Aus dem so definierten Höhenband von etwa 60 m und der erwarteten relativen Vertikalgeschwindigkeit ergibt sich nun die Dauer des Messabschnittes. Bei Flugzeugen sehr ähnlicher Leistung ist aufgrund von sicherheits- und organisatorisch bedingter Absprachenotwendigkeit eine maximale Dauer der Messabschnitte von drei Minuten sinnvoll.

Die Abfolge der einzelnen Messabschnitte wird so verteilt, dass sich die entstehenden vertikalen Ablagen mit einem minimalen Gebrauch der Bremsklappen eines der Flugzeuge korrigieren lassen, siehe hierzu auch Abschnitt C.3. Sind die Leistungsunterschiede im Schnellflug größer als im Langsamflug, sollten die Messabschnitte im Wechsel von hoher und niedriger Fluggeschwindigkeit verteilt werden. Bei der Umsetzung von beschleunigten und verzögerten Messabschnitten sollte die Anfangsgeschwindigkeit der folgenden Messung berücksichtigt werden. Je weniger Geschwindigkeitsänderungen zwischen den Messabschnitten notwendig sind, desto schneller ist die Vergleichsflugformation für den nächsten Abschnitt wieder messbereit.

Die Auswahl der Fluggeschwindigkeiten orientiert sich maßgeblich an der Messaufgabe. Generell wird jedoch für die Messung des aerodynamischen Potentials ein Geschwindigkeitsbereich vom Sackflug eines der Flugzeuge bis zu einer Fluggeschwindigkeit von etwa 200 km/h erfasst. Im Rahmen der Flugversuche sind beschleunigte und verzögerte Messabschnitte mit einem Geschwindigkeitsbereich von etwa 20 km/h und einer Geschwindigkeitsänderung von ungefähr 10 km/h pro Minute erprobt und für sinnvoll erachtet worden, wie in Kapitel 6 anhand der Messergebnisse gezeigt wird. Bei der Auswertung der Daten zeigte sich, dass eine Überlappung der Bereiche von wenigen km/h ausreichend ist. Diese ergibt sich zudem bei direktem Aneinandersetzen der Messabschnitte durch Fahrtschwankungen von alleine. Es kann also eine Aufteilung der mittleren Geschwindigkeiten im Abstand von 20 km/h empfohlen werden. Zusätzlich zu diesen Messabschnitten sind Abschnitte einer konstanten Fluggeschwindigkeit als stationäre Stützstellen sinnvoll. Diese Messabschnitte sollten optimalerweise bei den Fluggeschwindigkeiten geflogen werden, bei denen sich die quasistationär erflogenen Bereiche berühren bzw. überlappen.

Bei einem Geschwindigkeitsbereich von 80 km/h bis 200 km/h ergeben sich so insgesamt 13 sowohl beschleunigte oder verzögerte sowie stationäre Messabschnitte. Mit der Dauer eines Abschnitts inklusive des Einnehmens der Formation vor Beginn der Messung von 4 Minuten ergibt sich eine Gesamtdauer der vollständigen Flugleistungsmessung einer Flugzeugkonfiguration von 52 Minuten. Setzt man eine mittlere Sinkgeschwindigkeit von 1 m/s voraus, ist eine Gipfelhöhe von gut 3000 m erforderlich. Somit wäre unter optimalen Bedingungen die komplette Erfassung des aerodynamischen Potentials eines Standard-

klasseflugzeugs mit nur einem Messflug in einem Höhenband unterhalb Flugfläche 100 möglich.

Die Nachbereitung der Messflüge umfasst die sorgfältige Wägung der Flugzeuge, um das Fluggewicht präzise feststellen zu können. Hierzu werden die in Abbildung 0.7 dargestellten Vordrucke verwendet. Eine für die fotogrammetrische Methode erforderliche Vermessung der Geometrie des Flugzeugs ist nicht unbedingt notwendig, sollte aber für die Dokumentation des Flugversuchs dennoch durchgeführt werden. Ebenfalls wichtig ist die Erstellung eines Zustandsprotokolls des Flugzeugs, in dem alle wichtigen Daten über den Oberflächenzustand und die Beschreibung der aerodynamischen Beeinflussung wie Abdichtbänder und Turbulatoren sowie der Stau-Statik-Anlage enthalten sind, siehe hierzu Abbildung 0.8.

C.2 Navigation

Die Aufgaben der Navigation des Vergleichsflugverbands nimmt der Pilot des Referenzflugzeugs wahr. Dieses Flugzeug ist mit einem modernen Navigations- und Managementsystem für den Streckenflug ausgerüstet, das dem Piloten die für die Einteilung des Messflugs notwendigen Informationen zur Verfügung stellt. Hauptaufgabe bei der Navigation ist, den Flugverband in dem Gleitbereich des Zielflugplatzes zu belassen. Die hierzu notwendigen Kursänderungen zwischen den einzelnen Messabschnitten werden vom Piloten des Referenzflugzeugs kommandiert und mit flachen Kurven bei Einhaltung einer lockeren Vergleichsflugformation ausgeführt. Auch während der Messabschnitte ist der Gleitbereich des Flugverbandes zu kontrollieren, wobei die Messung bei Annäherung an die Bereichsgrenzen rechtzeitig abgebrochen werden sollte.

Der Pilot des Referenzflugzeugs hat sich mit der Luftraumstruktur und den um den Startflugplatz befindlichen Flugplätzen vertraut zu machen, um auf unplanmäßige Landungen vorbereitet zu sein. Treten während eines Messfluges unerwartete Ereignisse ein, bietet das Navigationssystem die Möglichkeit, den Verband auf dem kürzesten Weg zu dem nächstgelegenen Flugplatz zu führen. Für den Fall, dass sich die Flugzeuge verlieren, haben beide Piloten entsprechendes Kartenmaterial zur selbstständigen Navigation mitzuführen. Es muss

stets gewährleistet sein, dass jedes Flugzeug eigenständig den Flug sicher beenden kann.

In den Flugversuchen hat sich gezeigt, dass eine befürchtete mentale Überlastung des Piloten durch die anspruchsvolle und exakte Steuerung des Flugzeugs zusammen mit den Navigationsaufgaben nicht eintrat. Nach Aussage der Piloten war auch die für die Sicherheit des Flugverbands extrem wichtige Luft-raumbeobachtung ohne Einschränkung möglich. Im Zusammenspiel mit der Flugvorbereitung und einem entsprechenden Training konnte ein navigatorisch optimales Ergebnis erzielt werden.

C.3 Flugeinteilung

Die fliegerische Einteilung eines einzelnen Messabschnitts ist die Aufgabe des Piloten des Vergleichsflugzeugs. Während der Pilot des Referenzflugzeugs den kommandierten Kurs und die vorher definierte Fluggeschwindigkeit des Flugverbands überwacht und einhält, kümmert sich der Pilot des Vergleichsflugzeugs um die Positionierung seines Flugzeugs relativ zum Referenzflugzeug entsprechend der bevorstehenden Aufgabe. Dies geschieht durch Betätigung der Bremsklappen eines der Flugzeuge, wobei der Pilot des Referenzflugzeugs entsprechend angewiesen werden muss.

Während eines Messabschnitts überwacht der Pilot des Vergleichsflugzeugs die sich verändernde vertikale Position seines Flugzeugs relativ zum Referenzflugzeug. Bei Erreichen eines vertikalen Abstands von etwa 30 m oder der maximalen Messabschnittsdauer wird die Messung durch einen entsprechenden Funkspruch von dem Piloten des Vergleichsflugzeugs beendet. Bei Überschreitung der maximalen Abschnittsdauer kann auch der Pilot des Referenzflugzeugs die Messung beenden, da dieser durch sein nach vorne gerichtetes Blickfeld möglicherweise eine Uhr besser ablesen kann. Bei den durchgeführten Flugversuchen konnte der Pilot des Vergleichsflugzeugs problemlos mit Hilfe einer Stoppuhr die genaue Dauer der Messungen definieren.

Wenn das Referenzflugzeug während eines Messabschnittes außerhalb des Sichtbereichs des Vergleichsflugzeugs gerät, hat dies den unmittelbaren Abbruch der Messung durch den Piloten des Vergleichsflugzeugs zur Folge. Sollten während eines Messflugs die vorbereiteten Aufgaben nicht umsetzbar oder

100

sinnlos erscheinen, liegt die Entscheidung über das weitere Vorgehen ebenfalls bei dem Piloten des Vergleichsflugzeugs, wobei dies bezüglich der Navigation präzise mit dem Piloten des Referenzflugzeugs abgesprochen werden muss.

C.4 Kommunikation

Zur Vermeidung von Störungen der Messdaten ist ein Kommunikationsschema entwickelt worden, bei dem die für die Durchführung der Messflüge notwendigen Absprachen generell in den Bereichen zwischen den Messabschnitten stattfinden. Zur Abwehr von Gefahren oder zur sinnvollen Optimierung des Messvorhabens ist es natürlich jederzeit auch während der Messungen möglich, entsprechende Absprachen zu treffen. Folgendes Kommunikationsschema hat sich für den Vergleichsflug als sehr effizient herausgestellt:

- Die Ausgangssituation für dieses Kommunikationsschema ist die Beendigung eines Messabschnitts durch den Piloten des Vergleichsflugzeugs.
- Nachdem eine sichere Vergleichsflugformation in einem langsamen oder mittleren Geschwindigkeitsbereich eingenommen wurde, können von den Piloten Beobachtungen wie z. B. Turbulenzen oder Geräusche von Abdichtbändern gemeldet werden.
- Es folgt die Definition des nächsten Messabschnitts anhand der Flugvorbereitung oder der vertikalen Situation der Formation durch den Piloten des Vergleichsflugzeugs. Dies geschieht durch die Mitteilung der Flugeschwindigkeit und Wölbklappenstellung bzw. Flugzeugkonfiguration des nächsten Messabschnitts. Das Ablesen der Informationen von vorbereiteten Messflugplänen ist hierbei die Aufgabe des Piloten des Referenzflugzeugs, da der Pilot des Vergleichsflugzeugs für das gefahrlose Einhalten der engen Vergleichsflugformation mit Blick zum Referenzflugzeug verantwortlich ist.
- Die Vorgabe des Kurses und der Anfangsgeschwindigkeit für den nächsten Messabschnitt erfolgt durch den Piloten des Referenzflugzeugs
- Ggf. ist vor Beginn des nächsten Messabschnitts die Positionierung des Referenzflugzeugs durch den Piloten des Vergleichsflugzeugs notwendig.
- Der Pilot des Referenzflugzeugs meldet das Bestehen der Ausgangssituation für den kommenden Messabschnitt mit der Sprechgruppe: „ <Be-

zeichnung des Referenzflugzeugs>, <momentane Fluggeschwindigkeit>, Fertig“.

- Der Pilot des Vergleichsflugzeug meldet den Beginn der Messung, wenn dieser den Ausgangszustand der Formation erreicht hat mit der Sprechgruppe: „ <Bezeichnung des Vergleichsflugzeugs>, Fertig“.
- Während der Messung herrscht Funkstille
- Nach Erreichen der maximalen vertikalen Ablage oder der maximalen Messdauer meldet der Pilot des Vergleichflugzeugs das Ende des Messabschnitts mit der Sprechgruppe „ <Bezeichnung des Vergleichsflugzeugs>, <momentane Fluggeschwindigkeit>, <eingestellte Flugzeugkonfiguration>, Ende“.

C.5 Messprotokoll

Die Führung eines Protokolls der Messflüge ist für die Erstellung einer Steuerdatei für Auswertung der Flugmessdaten notwendig. Prinzipiell können die Zeitbereiche der einzelnen Messabschnitte auch anhand von aufgezeichneten Ereignismarken (Event-Marken) ermittelt werden, jedoch gehen hierbei wichtige Informationen wie Flugzeugkonfiguration oder Beobachtungen der Piloten leicht verloren. Aus diesem Grund wird ein Protokollant eingesetzt, der den Sprechfunk der Segelflugzeugformation mithört und die für das Protokoll wichtigen Informationen mitschreibt. Ein entsprechendes Protokollformular für die fotografische Messmethode, wie es in Abbildung 0.6 dargestellt ist, kann hierbei Verwendung finden.

Zu den wesentlichen Informationen des Protokolls gehören zunächst Angaben über die Segelflugzeuge wie Typ, Kennzeichen und Fluggewicht. Über das herrschende Wetter sollte anhand des aktuellen QNHs und der Art und Höhe von ggf. vorhandener Bewölkung eine kurze Beschreibung abgegeben werden. Zu jedem Messabschnitt gehören die von den Piloten übermittelten Fluggeschwindigkeiten und Flugzeugkonfigurationen zusammen mit der ungefähren Anfangs- und Endzeit des Abschnitts. Die Angabe der Zeiten erfolgt mittels einer auf GPS-Zeit synchronisierten Uhr oder besser mittels einer Funkuhr, wobei dann der Unterschied zwischen der Lokalzeit und der GPS-Zeit berücksichtigt werden muss. Bemerkungen und Beobachtungen der Piloten sollten mit verständlichen Abkürzungen zu jedem Abschnitt festgehalten werden. Wichtig

hierbei ist es festzuhalten, welcher der Piloten etwas gemeldet hat, wobei die Kurzzeichen „Ref“ und „Vgl“ üblicher Weise Verwendung finden.

D. Bilder

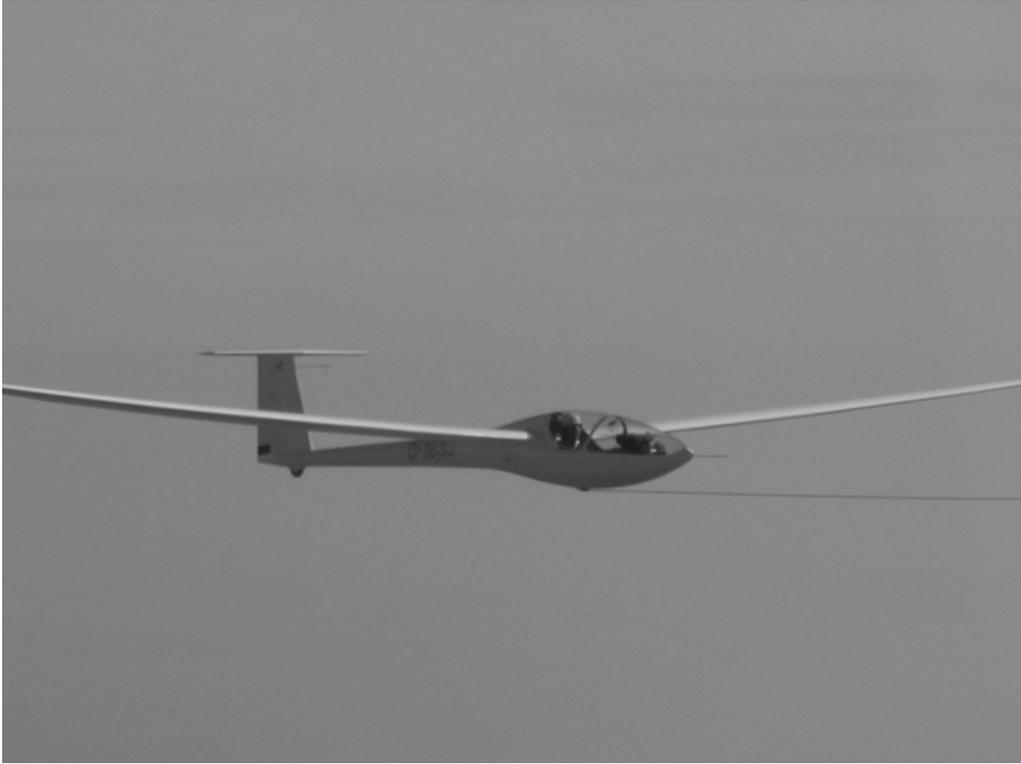


Abbildung 0.4: Referenzflugzeug DG300/17, D-1633



Abbildung 0.5: Forschungsflugzeug D-IBUF der TU-Braunschweig

Vergleichsflugprotokoll Messanlagen _____



INSTITUT FÜR FLUGSICHERUNG



Datum: _____ Flug -Nr.: _____

Checkliste		Vergleichsflugmessung			
Nr	IAS Mittel	Beginn	Ende	WK	Bemerkung
1	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
2	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
3	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
4	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
5	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
6	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
7	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
8	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
9	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
10	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
11	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
12	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
13	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
14	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	
15	km/h	__:__:__	GPS __:__:__	GPS	

Vor dem Start:		Messanlagen im Referenz- und Vergleichsflugzeug überprüft und eingeschaltet. Speichermedien richtig eingeschoben!	
		Kniebrett, Stiff und Uhr (eingestellt auf GPS -Zeit)	
Vor dem Ausklinken:		Messanlagen messbereit (gelbe GPS -Lampen blinken)	
		Aufzeichnung starten (rote REC -Lampen blinken)	
Zwischen den Messabschnitten:		Messanlagen laufen (Lampen blinken)	
		Ausgangsposition der Flugzeuge (lateral min. 2 Spannweiten)	
Nach der Landung:		Wägung Vergleichsflugzeug (Motorsegler)	
Begleitflugzeug			
Typ	Kennzeichen	Pilot	Versuchsleiter
Referenzflugzeug (Ref)			
Typ	Kennzeichen	Pilot	Messflugmasse
Wasserballast Flügeltank		Liter	
		Wasserballast Hecktank	
		Liter	
Vergleichsflugzeug g (Vgl)			
Typ	Kennzeichen	Pilot	Messflugmasse
Wasserballast Flügeltank		Liter	
		Wasserballast Hecktank	
		Liter	
Spannweite / Winglets		verbraucher Treibstoff	
		Liter	
Flugdaten			
QNH	hPa	Startzeit	UTC
		Landezeit	UTC

Abbildung 0.6: Vordruck eines Messflugprotokolls

Schwerpunktwaegung (Flugzeuge mit einem Hauptrad und einem Sporn(rad))

Flugzeug: _____ Kennzeichen: _____ Werknummer: _____
 Datum: _____ Verantwortlicher: _____

Waagen

Farbe der verwendeten Waagen: Waage 1: _____ Waage 2: _____
 (Hauptrad) (Sporn)
 Kontrollwaage: _____

Waagenkontrolle: Belastung mit Referenzmasse à Alle 3 Waagen müssen selben Wert anzeigen.
 Waagenkontrolle durchgeführt? ja "

Piloten	ohne Fallschirm	mit Fallschirm
vorn: _____	Gewicht: _____ kg	Gewicht: _____ kg
hinten: _____	Gewicht: _____ kg	Gewicht: _____ kg

Bei mehreren Piloten
neues Formular
verwenden.

Ausrüstung

GPS -Anlage: Masse: _____ kg Hebel: _____ mm h. BP
 Trimmgewichte: Masse: _____ kg Hebel: _____ mm h. BP
 Fallschirm: Masse: _____ kg Typ: _____

Flugzeugabmessungen (Die Vollständigkeit der Angaben ist wichtig!!)

a = _____ mm b = _____ mm
 c = _____ mm l = _____ mm
 Spannweite: _____ m Flügelfläche: _____ m² Fluglage gem. Handbuch.1 : _____

Wägung

-- Rüstmasse --		-- Flugmasse --	
(mit Akku, ohne Fallschirm u. Trimmgewichte)		(mit Pilot u. Fallschirm u. Trimmgewichten)	
GPS -Anlage: ja " nein "		GPS -Anlage: ja " nein "	
$G_{1Rbrutto}$ _____ kg	$G_{2Rbrutto}$ _____ kg	$G_{1Fbrutto}$ _____ kg	$G_{2Fbrutto}$ _____ kg
- G_{1Rtara} _____ kg	- G_{2Rtara} _____ kg	- G_{1Ftara} _____ kg	- G_{2Ftara} _____ kg
-----	-----	-----	-----
G_{1R} _____ kg	G_{2R} _____ kg	G_{1F} _____ kg	G_{2F} _____ kg
-----	-----	-----	-----
$G_{Rüst} = G_R + G_{2R} =$ _____ kg		$G_{Flug} = G_F + G_{2F} =$ _____ kg	
$x_{SL} = (G_{2R} * b) / G_{Rüst} + a =$ _____ mm h. BP		$x_{SF} = (G_{2F} * b) / G_{Flug} + a =$ _____ mm h. BP	

Protokoll auf Vollständigkeit und Richtigkeit prüfen!! (Wenn möglich mit alten Wägungen vergleichen.)

Abbildung 0.7: Vordruck eines Wägeprotokolls

Zustandsprotokoll

Flugzeug: _____ Kennzeichen: _____ Werknummer: _____
 Starts/Stunden: _____ / _____ (ggf. seit Grundüberh./Neulackierung) Baujahr: _____
 Vereinsflugzeug " " Privatflugzeug " " Herstellerflugzeug " "
 Datum: _____ Verantwortlicher: _____

Zustand der Flugzeugoberfläche (z. B. Dellen, Abzeichnung von Spanten/Rippen/Gurten, Lackrisse...)

Flügeloberflächen: _____

Rumpf + Leitwerk: _____

Beschreibung der Ruderabdichtbänder (Breite, Wölbung, Zustand...)

Querruder: _____

Wölbklappe: _____

Höhenruder: _____

Seitenruder: _____

Beschreibung der Turbulatoren (Art, Zustand, Position in % Flügeltiefe, Ober- oder Unterseite, bei Blasturbulatoren Art und Position der Luftquelle...)

Tragflügel: _____

Höhenleitwerk: _____

Seitenleitwerk: _____

Beschreibung der Stau-Statik-Anlage

Art und Lage der Gesamtdruckabnahme: _____

Art und Lage der Statikdruckabnahme: _____

Hersteller und Durchmesser des Fahrtmessers: _____

Art der Düse für die Variometerkompensation: _____

Sonstige Bemerkungen/Zusammenfassung

Abbildung 0.8: Vordruck eines Zustandsprotokolls