

**Bestimmung der Anstellwinkel- und
Auftriebsverteilung sowie lokaler
Strömungsablösung beim Flug in böiger Luft**

Diplomarbeit
von
Stefan Gaubisch

ILR-NWK D 10-01

Diplomarbeit

ILR-NWK D 10-01

Thema: Bestimmung der Anstellwinkel- und Auftriebsverteilung sowie lokaler Strömungsablösung beim Flug in böiger Luft

Bearbeiter: Stefan Gaubisch

Betreuer: Dipl.-Ing. J. Frey (Akaflieg Dresden)
Dr.-Ing. V. Hildebrand

Verantwortlicher Hochschullehrer: Prof. Dr.-Ing. K. Wolf

Tag der Einreichung: 11.02.2011

Aufgabenstellung für die Diplomarbeit

im Studiengang : Maschinenbau

in der Studienrichtung : Luft- und Raumfahrttechnik

Name des Diplomanden : Stefan Gaubisch

Thema:

Bestimmung der Anstellwinkel- und Auftriebsverteilung sowie lokaler Strömungsablösung beim Flug in böiger Luft

Investigation of spanwise inflow and lift distribution as well as local flow separation flying in gusty air

Zielsetzung:

Beim Kreisen in thermischen Aufwinden unterliegt ein Segelflugzeug stark instationären Flugbedingungen. Ein asymmetrischer Langsamflug mit typischen Lastvielfachen von 1.1 bis 2 trifft auf heftige vertikale Böen. Temporäre Strömungsablösung ist daher kaum zu vermeiden. Da eine Böe das Flugzeug, das sich ohnehin im Kurvenflug befindet, nie ganz symmetrisch treffen wird, ist es naheliegend, dass die Ablösungen nur einzelne spannweite Bereiche erfassen. Ferner ist davon auszugehen, dass die Verformung der Auftriebsverteilung zusätzlichen induzierten Widerstand verursacht.

Durch Freiflugmessungen sollen typische Strömungszustände untersucht und Böenmodelle überprüft werden. Zur Sichtbarmachung von Ablösungen sind Wollfäden vorgesehen.


Weiterhin ist eine Modellierung mittels eines Traglinienverfahrens erforderlich, um aus den punktwise gemessenen Strömungs- und Inertialdaten Auftriebs- und Böenverteilungen abzuschätzen.

Betreuer: Dipl.-Ing. J. Frey


Ausgehändigt am: 12.10.2010

Einzureichen am: 11.02.2011

Die von der Studienrichtung erlassenen Richtlinien zur Anfertigung der Diplomarbeit sowie die Diplomprüfungsordnung sind zu beachten.



Prof. Dr.-Ing. K. Wolf
Leiter der Studienrichtung



Prof. Dr.-Ing. K. Wolf
Betreuender Hochschullehrer

Angedachte Arbeitsschritte:

- Abschätzung des Überziehverhaltens des Flügelprofils Eppler E-603 für verschiedene Ruderausschläge mit Hilfe von Xfoil, Kalibrierung der Rechnung anhand von Profilen, für welche Messdaten zur Verfügung stehen.
- Modellierung der Auftriebsverteilung im Kurvenflug und für stationäres Überziehen
- Änderung des induzierten und des Profilwiderstandes für instationäre Fälle ohne und mit lokalem Überziehen
- Komplettierung vorhandener Messausrüstung für das Flugzeug Grob G-103 (D-5954)
 - Aufnahmen für Mehrlochsonden zur spannweitig verteilten Anstellwinkelmessung
 - Integration von Ruderwinkel- und Beschleunigungsmessung
 - Kamerahalterung für das Leitwerk
 - Einholen einer Flugzulassung beim LBA
- Durchführung von Kalibrier- und Messflügen bei ruhiger und thermisch aktiver Luft
 - Überziehen im Geradeaus- und Kurvenflug zur Bestimmung des Ablöseverhaltens und zugehöriger lokaler Anströmwinkel, Verifikation bei böiger Luft
 - Erfliegen typischer Situationen bei Thermik am Platz und auf Streckenflügen
- Auswertung der Messungen
 - Ermittlung typischer Böenformen und zugehöriger Auftriebsverteilungen, Abschätzung der Häufigkeit und Ausmaße von Ablösungen
 - Gibt es nennenswerte Auswirkung auf den induzierten Widerstand?
 - Bewertung verschiedener Manöver und Flugstile in Abhängigkeit von der Wetterlage

Präsentation auf dem Symposium für Segelflugentwicklung und dem Idaflieg-Wintertreffen

Selbständigkeitserklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die von mir am heutigen Tage dem Prüfungsausschuss der Fakultät Maschinenwesen eingereichte Diplomarbeit zum Thema

Bestimmung der Anstellwinkel- und Auftriebsverteilung sowie lokaler Strömungsablösung beim Flug in böiger Luft

vollkommen selbständig verfasst und keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt sowie Zitate kenntlich gemacht habe.

Dresden, 2011

Unterschrift

.....

Kurzfassung

Die Einflüsse grobskaliger atmosphärischer Turbulenzen auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen sowie die beim Flug durch derartige Böen auftretenden instationären Flugzustände sind bisher weitgehend unerforscht. Speziell beim Kreisen in thermischen Aufwinden befindet sich das Flugzeug in einem langsamen Kurvenflug. Hohe Auftriebsbeiwerte treffen auf asymmetrische Zuströmbedingungen und starke vertikale Windböen. Es ist sowohl mit temporär überzogenen Flugzuständen zu rechnen, als auch mit einem erhöhten induzierten Widerstand infolge verformter Auftriebsverteilungen. Je nach räumlicher Ausdehnung einer Böe im Verhältnis zur Spannweite scheinen weiterhin auch Strömungsablösungen denkbar, welche nur einzelne spannweitige Bereiche umfassen.

Um Häufigkeit und Ausmaße derartiger Strömungsablösungen im Thermikflug zu untersuchen sowie die Auswirkungen unsymmetrischer Anströmwinkelverteilungen auf den induzierten Widerstand abzuschätzen, wurden im Rahmen eines Sondermessprojektes der Akademischen Fliegergruppe (kurz: Akaflieg) Dresden mehrere Messflüge mit einem Grob G-103 „Twin Astir“ durchgeführt. Hauptbestandteil des Versuchsaufbaus bildeten fünf über die Spannweite verteilte Anströmwinkel-Sonden, welche in Kombination mit einer GPS-gestützten Inertialeinheit die Rekonstruktion von spannweitiger Böengestalt und Auftriebsverteilung ermöglichten. Eine Digitalkamera auf dem Leitwerk diente in Kombination mit Wollfäden auf dem Flügel zusätzlich der Visualisierung von Strömungszuständen. Die Berechnung von Auftriebsverteilungen erfolgte mittels des Mehrfachtraglinien-Verfahrens Lifting-Line.

Auswertungen der Thermikflüge ergaben nur minimale Erhöhungen des induzierten Widerstandes im reinen Segelflug. Zudem erwiesen sich hierbei weniger Windböen, denn vielmehr Querruderausschläge als Hauptursache von Widerstandszuwächsen. Auch temporäre Strömungsablösungen traten während der Messflüge eher selten auf. Mittlere Auftriebsbeiwerte lagen beim Kreisen mit einem Wert von $c_A \approx 0.8$ allerdings deutlich unterhalb des theoretischen Optimums. Nicht zuletzt infolge stark variierender vertikaler Windgeschwindigkeiten wichen Beiwerte mitunter jedoch recht stark von diesem Mittelwert ab. Insgesamt ergaben sich annähernd normalverteilte Auftriebsbeiwerte mit Standardabweichungen um $\sigma \approx 0.1$. Während eines kurzen Flugabschnittes wurde weiterhin langsames Kreisen im Bereich optimaler Auftriebsbeiwerte ($c_A \approx 1.0$) erprobt. Bedingt durch genannte Auftriebsbeiwertschwankungen kam es dabei für beachtliche Anteile der Flugzeit zu Ablösungen und den damit verbundenen Verschlechterungen der Flugleistung. Es ist jedoch davon auszugehen, dass sich sowohl Wetterbedingungen als auch der individuelle Flugstil des Piloten entscheidend auf die gemessenen Größen auswirken. Weder Piloten- noch Wettereinflüsse konnten aufgrund der geringen Zahl an Messflügen genauer

untersucht werden, weshalb diesbezüglich weitere Messungen lohnenswert erscheinen. Darüber hinaus zeigten bereits erste Betrachtungen der Messwerte eine starke Beeinflussung der Flügelanströmung im Flugzeugschlepp. Bedingt durch das Abwindfeld der vorausfliegenden Schleppmaschine konnten dabei besonders in den spannweitig inneren Bereichen deutlich verringerte Anströmwinkel festgestellt werden, in deren Folge es zu einer starken Verformung der Auftriebsverteilung und damit auch zu einem erhöhten induzierten Widerstand kam. Unter thermischen Bedingungen traten zusätzlich teils starke Turbulenzen auf, welche weitere Widerstandserhöhungen und nicht selten auch lokale Strömungsablösungen zur Folge hatten. Eine hinreichend genaue Erfassung erwies sich jedoch als schwierig, nicht zuletzt, da Böen meist Größenordnungen im Bereich weniger Meter aufwiesen und mit nur fünf spannweitigen Sonden kaum zu erfassen waren.

Summary

The effects of convective-scale atmospheric turbulence on the performance of gliders as well as the non-stationary flight conditions arising during flight through those gusts have been researched insufficiently so far. Particularly when circling in thermals an asymmetric slow flight regime meets high load factors and strong vertical gusts. Thus temporary flow separation is just as little avoidable as an increase in induced drag due to distortions of lift distribution. Depending on the spatial extent of a gust in relation to the span also local flow separations affecting only several spanwise areas are conceivable.

In order to investigate frequency of occurrence and dimensions of flow separation in thermal flight as well as effects of asymmetric inflow on induced drag, free flight measurements have been carried out by Akaflieg Dresden with a Grob G-103 „Twin Astir“ glider. The experimental setup's main component form five local inflow probes in spanwise direction. Together with an inertial measurement unit and GPS navigation system they are used for reconstruction of lift distribution and spanwise shape of a gust. Additionally wool tuft is used together with a digital camera on tail to observe flow structures on the wing. Computation of lift distributions is done by a lifting line model.

Analyses of measured data imply only slight increases in induced drag during thermal flights not with gusts but aileron deflections being the main reason. Also temporary flow separation appeared extremely rarely. However, mean lift coefficients of $c_A \approx 0.8$ in circling were clearly below the theoretical optimum. Not least because of strongly varying vertical wind speeds lift coefficients cluster around this mean value according to a Gaussian distribution curve with variances of $\sigma \approx 0.1$. During a short flight period also very slow circling in the range of the optimal lift coefficient ($c_A \approx 1.0$) has been proven. In consequence of mentioned fluctuations in lift coefficient thereby flow separation and associated deterioration of performance occurred during considerable proportions of flying time. However, it is to proceed on the assumption that both weather conditions and individual flight style strongly influence measured values. Neither the pilot's influence nor different weather conditions have been investigated due to a small number of measurement flights, wherefore further projects seem to be worthwhile. Furthermore, measured data shows a massive impact of the powered aircraft's downwash on spanwise inflow during aerotowing. Particularly in spanwise inner areas appreciably lower local flow angles and as a consequence distortions in lift distribution and an increased induced drag have been experienced. Under thermal conditions strong turbulences also appeared causing additional drag as well as local flow separation. However, an adequately precise detection seemed to be difficult with regard to small gust dimensions and a limited number of spanwise probes.

Danksagung

Hiermit möchte ich allen Personen danken, die dieses Projekt während Vorbereitung, Durchführung und Auswertung unterstützt und begleitet haben. Besonderer Dank gilt Jürgen Frey, der nicht nur stets ein offenes Ohr für Rückfragen und Probleme besaß, sondern auch sämtliche Versuche aktiv unterstützte. Ebenso danken möchte ich der Schweizer Firma MetAir, insbesondere Bruno Neininger und Boris Schneider, welche durch die unkomplizierte und kostenfreie Ausleihe einer Inertialeinheit die Qualität der Messwerte deutlich zu verbessern halfen. In diesem Zusammenhang möchte ich auch Robert Adam danken, ohne den dieser Kontakt kaum zustande gekommen wäre. Erwähnung finden soll an dieser Stelle auch Heiko Gude, welcher viel Freizeit in Entwurf und Bau der Beschleunigungssensor-Platinen investierte. Ein großes Dankeschön auch an die beiden Schlepp-Piloten des AC Schwarzheide, Jürgen Arndtz und Lutz Dahten, sowie an Adrian Schwitalla vom Luftfahrt-Bundesamt, der bei der Zulassung der Anbauten zur Seite stand. Nicht zuletzt gilt der Dank schließlich allen helfenden Händen der Dresdner Akaflieg, ohne die ein derartiges Projekt nicht möglich gewesen wäre.

Inhaltsverzeichnis

Nomenklatur	2
1 Einleitung	4
2 Grundlagen	6
2.1 Thermische Aufwinde	6
2.2 Koordinatensysteme	8
2.3 Profildaten	10
2.4 Auftriebsverteilung	12
2.5 Anströmwinkelverteilung	15
3 Versuchsaufbau	19
3.1 Versuchsflugzeug	19
3.2 Messanbauten	20
3.3 Messwerterfassung	25
4 Auswerteverfahren und Resultate	26
4.1 Grundlagen	26
4.2 Ergebnisse der Kalibrierflüge	28
4.3 Rekonstruktion der Böengestalt	35
4.4 Ergebnisse für konkrete Flugphasen und -manöver	40
4.4.1 Flugzeugschlepp	40
4.4.2 Kreisflug in der Thermik	45
4.5 Messwerte der Beschleunigungssensoren	57
5 Zusammenfassung und Ausblick	65
Literaturverzeichnis	68
Abbildungsverzeichnis	70
Anhang	73

Nomenklatur

Formelzeichen

α	[°]	Anstellwinkel
α_0	[°]	Nullauftriebswinkel
β	[°]	Schiebewinkel
Φ	[°]	Rollwinkel
γ	[°]	Gleitwinkel
Γ	[s/m ²]	Zirkulation
η	[°]	Klappenwinkel
ν	[°]	Winkel der V-Stellung des Flügels
ω	[°/s]	Drehrate
ρ	[kg/m ³]	Luftdichte
σ	[-]	Standardabweichung
Θ	[°]	Nickwinkel
Ψ	[°]	Gierwinkel
A	[N]	Auftrieb
b	[m]	Spannweite
$c_A; c_a$	[-]	Auftriebsbeiwert; lokaler Auftriebsbeiwert
$c_W; c_w$	[-]	Widerstandsbeiwert; lokaler Widerstandsbeiwert
f_Q	[-]	Korrektur- / Ansatzfunktion dynamischer Druck
g	[m/s ²]	Erdbeschleunigung
h	[m]	Flughöhe
m	[kg]	Masse
n	[g]	Lastvielfaches
p	[Pa]	Druck
q	[Pa]	dynamischer Druck
r	[m]	Radius
Re	[-]	Reynoldszahl
s	[m]	Flugweg
S_F	[m ²]	Flügelfläche
t	[m]	Flügeltiefe
t	[s]	Flugzeit
U	[V]	Spannung
V	[m/s]	Geschwindigkeit

w	[m/s]	Steiggeschwindigkeit
w_E	[m/s]	Eigensinken
W	[N]	Widerstand
$x; y; z$	[m]	Koordinaten

Tiefgestellte Zeichen

∞	Zustand der freien Anströmung
B	Böe
e	effektiv
E	Ost
GF	Gesamtfluglagesonde
i	induziert
$i; k$	Laufindizes
K	Klappen
K	Kreis
L	links
M	mittig
N	Nord
O	oben
R	rechts
R	Rotation
S	Sonde
SP	Schwerpunkt
U	unten
W	Wind
$x; y; z$	Koordinatenachsen

Hochgestellte Zeichen

e	erdfestes Koordinatensystem
f	flugzeugfestes Koordinatensystem
t	teilflügel festes Koordinatensystem

Abkürzungen

GF	Gesamtfluglagesonde / Sensor Winglet
LA	Sonde / Sensor links außen
LI	Sonde / Sensor links innen
RA	Sonde / Sensor rechts außen
RI	Sonde / Sensor rechts innen

1 Einleitung

Mit über 2000 unter dem Dach des Deutschen Aeroclub (DAeC) organisierten Vereinen sowie 100.000 Mitgliedern erfreuen sich Luftsportarten in Deutschland einer nach wie vor großen Beliebtheit. Trotz zunehmender Konkurrenz, u.a. durch Gleitschirme oder Ultraleichtflugzeuge, nimmt der Segelflug dabei einen entscheidenden Platz ein. Ein Umstand, dessen Ursachen bis auf das Ende des Ersten Weltkrieges zurückgehen. Mit der Entwicklung leistungsfähiger und leichter Verbrennungsmotoren zunächst in Vergessenheit geraten, erlebte die Segelfliegerei in jener Zeit eine Renaissance. Das im Versailler Vertrag festgeschriebene Verbot jeglicher motorisierten Luftfahrt führte zu einer rasanten Entwicklung von Segelfluggerät und -taktik, welche zusammen mit der Entdeckung thermischer Aufwinde in den 1920er Jahren sowie der Einführung des Variometers bald Flüge jenseits der hundert Kilometer ermöglichte. Bestmarken, die nach dem Einzug von Verbundmaterialien in den 1960ern und den damit u.a. realisierbaren Verbesserungen auf dem Gebiet der Laminarströmungstechnologie auf einen heutigen Streckenflugrekord von über 3000km anwuchsen.

Neben den charakteristischen Eigenschaften der Segelflugzeuge selbst ist seit jeher auch ihre Umgebung Gegenstand intensiver Untersuchungen. Bereits 1941/42 veröffentlichte der russische Mathematiker A. N. Kolmogorov seine Theorien über den Erhalt der kinetischen Energie beim kaskadenartigen Zerfall der Turbulenz. Atmosphärische Turbulenzen durchlaufen während ihres Zerfalls demnach verschiedene Größenskalen, bevor ihre kinetische Energie bei Unterschreiten einer gewissen Grenze schließlich in Wärme umgewandelt wird. Eine Grenze, die Messungen zu Folge jedoch erst im Bereich von Millimetern erreicht ist ([12],[13]). Neben kleinskaligen Turbulenzen sind es vor allem auch die als Böen bzw. Thermik bekannten Luftbewegungen im Größenbereich von wenigen bis hin zu hunderten Metern, welche den Flugbetrieb gerade in unteren Atmosphärenschichten entscheidend beeinflussen. In zahlreichen Flugversuchen der vergangenen Jahre und Jahrzehnte wurden deshalb sowohl statistische Modelle der atmosphärischen Turbulenz überprüft (z.B.[9]), als auch Turbulenzgrade ermittelt und mit den in Windkanälen vorherrschenden Bedingungen verglichen ([10]). Auch thermische Aufwinde waren immer wieder Gegenstand von Untersuchungen, u.a. in Messflügen des Russen D. A. Konovalov oder der Akaflieg Stuttgart ([11]). Hinsichtlich der Beeinflussung von Flugleistungen durch atmosphärische Gegebenheiten rücken zunehmend auch für die kommerzielle Luftfahrt interessante Einflüsse kleinskaliger Turbulenz auf Grenzschicht und laminare Flügelumströmung in den Mittelpunkt. So werden diesbezüglich aktuell u.a. an der TU Darmstadt Messungen durchgeführt ([13]).

Weitgehend unerforscht scheinen hingegen die Einflüsse durch grobskalige Böen verursachter, instationärer Flugzustände auf die Leistungen von Segelflugzeugen sowie die sich daraus ergebenden optimalen Flugstrategien. Insbesondere beim Kreisen in thermischen Aufwinden trifft ein enger Kurvenflug mit ohnehin unsymmetrischer Zuströmung auf hohe Auftriebsbeiwerte und heftige vertikale Windböen. Temporär überzogene Flugzustände scheinen daher ebenso wenig vermeidbar, wie eine Erhöhung des induzierten Widerstandes infolge der verformten Auftriebsverteilung. Je nach räumlicher Ausdehnung einer Böe im Verhältnis zur Spannweite sind weiterhin Strömungsablösungen denkbar, welche nur einzelne spannweite Bereiche umfassen.

Bereits auf dem Idaflieg-Sommertreffen 2006 sollten im Thermikflug auftretende Strömungszustände deshalb in einem Sondermessprojekt der Akaflieg Dresden untersucht werden. Bedingt durch Zeitmangel sowie schlechte Wetterbedingungen endete dieses Projekt jedoch mit den Messdaten eines einzigen Kalibrierfluges. Erst im Jahr 2010 kam es im Rahmen der vorliegenden Arbeit zu einer Neuauflage. Anhand der beim Flug in der Thermik gewonnenen Messwerte sollten Rückschlüsse über Häufigkeit und Ausmaße von Strömungsablösungen gezogen, sowie Auswirkungen auf Auftriebsverteilung und induzierten Widerstand abgeschätzt werden. Basierend auf den so gewonnenen Erkenntnissen war weiterhin eine Bewertung konkreter Flugstile und -manöver hinsichtlich ihrer Leistungsfähigkeit bei verschiedenen Wetterlagen vorgesehen.



Abbildung 1.1: Versuchsaufbau des Sondermessprojektes von 2006 an einem SZD 9 bis 1E „Bocian“ auf dem Idaflieg-Sommertreffen

2 Grundlagen

2.1 Thermische Aufwinde

Der Flug von Luftfahrzeugen schwerer als Luft erfordert eine dem Luftwiderstand entgegengesetzte Kraft. Im Gegensatz zur motorisierten Luftfahrt scheiden Triebwerke als Antriebsquelle im reinen Segelflug jedoch aus. Vielmehr befinden sich motorlose Flugzeuge in einem permanenten Gleitflug. Zur Aufrechterhaltung der Fluggeschwindigkeit wird unter ständigen Reibungsverlusten potentielle Energie (Höhe) in kinetische (Geschwindigkeit) umgewandelt. Je besser die aerodynamische Güte eines Seglers bzw. je geringer dessen Widerstand bei vorgegebenem Auftrieb dabei ausfällt, desto kleiner ist auch sein unvermeidlicher Höhenverlust. Ohne eine Energiezufuhr von außen wären Segelflüge je nach Ausgangshöhe dennoch auf relativ kurze Strecken beschränkt.

Als Kraftquellen stehen im motorlosen Flug mehrere Möglichkeiten zur Verfügung, wobei zwischen statischem und dynamischem Segelflug unterschieden wird. Dynamische Segelflüge nutzen Schwankungen der horizontalen Windgeschwindigkeit in verschiedenen Luftschichten, um einen Energiegewinn zu erzielen. Sie besitzen praktisch jedoch kaum Bedeutung. Grundlage des statischen Segelfluges sind hingegen vertikale Aufwinde. Befindet sich ein Segler in einem solchen Aufwind, dessen aufwärtsgerichtete Geschwindigkeitskomponente größer ist als die Sinkgeschwindigkeit des Gleitfluges, so lässt sich ein tatsächlicher Höhengewinn erzielen. Derartige Aufwinde treten in mehreren Formen auf, u.a. als sogenannter Hangaufwind, bei dem der horizontale Wind durch ein Hindernis (z.B. Berghänge) umgelenkt und zum Aufstieg gezwungen wird, oder aber als Leewellenaufwind an der windabgewandten Seite von Gebirgsketten. Die wohl weit verbreitetste Energiequelle für Segelflüge stellen jedoch gegenüber der Umgebungsluft wärmere und deshalb aufsteigende Luftpakete, sogenannte thermische Aufwinde, dar.

Die Entstehung thermischer Aufwinde beginnt mit einer Erwärmung des Bodens infolge von Sonneneinstrahlung. Durch Wärmeleitung gibt dieser wiederum Energie an die umgebende Luft ab. Großen Einfluss auf Wärmeaufnahme und -abgabe an die Luft üben hierbei die Bodenverhältnisse aus, u.a. Bodenart, -feuchtigkeit, Bewuchs oder Neigung zur Sonne. Entsprechend der Zustandsgleichung idealer Gase führt eine Temperaturzunahme in der jeweiligen Luftmasse bei gleichbleibendem Druck zu einer Abnahme der Luftdichte und dem Archimedes'schen Prinzip zufolge somit zu Auftriebskräften. Sind aufgeheiztes Luftvolumen und Temperaturdifferenz zur Umgebung ausreichend groß, kommt es zu Ablösung und Aufstieg der Luftmasse. Während ihres Aufstieges kühlt sich eine Luftblase infolge der Druckabnahme dabei zunächst trockenadiabatisch mit einem Temperaturgradienten von $-1\text{K}/100\text{m}$ ab. Ist in einer gewissen Höhe schließlich das Kondensationsniveau

erreicht, kondensiert der in der Luftmasse enthaltene Wasserdampf und es bildet sich eine Wolke. Der weitere Aufstieg geschieht nun feuchtadiabatisch bei einem Temperaturgradienten von -0.5K bis $-0.6\text{K}/100\text{m}$. Erreicht der Aufwind nicht das Kondensationsniveau, so bildet er keine Wolke und man spricht von Trocken- oder Blauthermik. Entscheidende Bedeutung für den Aufstieg eines Luftpaketes besitzt weiterhin die Temperaturschichtung in der Atmosphäre, da ein Aufstieg nur möglich ist, solange aufsteigende Luftpakete eine höhere Temperatur und damit geringere Dichte als die umgebende Luftmasse aufweisen. Man unterscheidet diesbezüglich zwischen stabiler und labiler Schichtung:

- **Stabile Schichtung:** Eine solche Schichtung ist dann gegeben, wenn die Temperatur der ruhenden Luft in der Atmosphäre um weniger als 1K pro 100m Höhe abnimmt. Aufsteigende Luftpakete besäßen bereits nach kurzem Aufstieg sowohl die gleiche Temperatur als auch dieselbe Dichte wie die umgebende Luftmasse. Ein weiterer Aufstieg wäre somit nicht möglich.
- **Labile Schichtung:** Übersteigt der Gradient dagegen mehr als 1K Temperaturabnahme pro 100m Höhe, spricht man von einer labilen Schichtung. Da sich aufsteigende Luftpakete langsamer abkühlen als die umgebende Luft nehmen Temperaturdifferenzen und damit Auftriebskräfte mit steigender Höhe sogar zu. Nur bei labiler Temperaturschichtung sind thermische Aufwinde möglich.

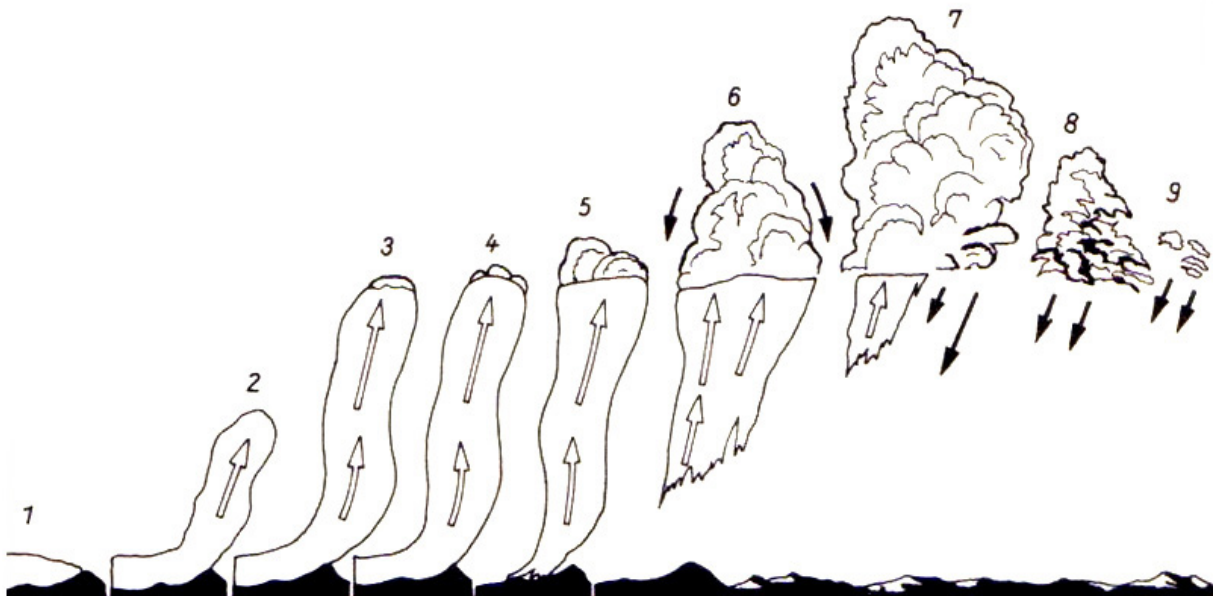


Abbildung 2.1: Entstehung von Cumulus-Bewölkung durch thermische Aufwinde (nach [2]): 1 Warmluftquelle; 2 Ablösung der Luft; 3 Thermikschlauch, Dunstkappe; 4 Beginn der Wolkenbildung in Basishöhe; 5 zusammengewachsene Wolkenbasis; 6 Reifestadium der Wolke; 7 beginnender Zerfall der Wolke; 8 Zerfall der Wolke von der Basis her, Abwind; 9 Wolkenauflösung, Abwind

Wird am Boden nachfließende, kältere Luft ausreichend schnell erwärmt, so können sich nicht nur einzelne Thermikblasen bilden, sondern regelrechte Thermikschläuche, welche einen ortsgebundenen Aufwind über mehrere Stunden ermöglichen. Typische Aufwinddurchmesser reichen dabei in der Regel nicht über 800m ([14]), weshalb ein kreisender Flug notwendig ist, um innerhalb einer steigenden Luftmasse zu bleiben. Untersuchungen der Thermikgestalt ergaben zudem einen eher inhomogenen Aufbau (Abb. 2.2) mit mehreren lokalen Aufwindmaxima. Thermikblasen besitzen demnach zwar grundsätzlich einen wärmeren Kern und kühlere Ränder, an denen es zu einem turbulenten Austausch mit der umgebenden Luft kommt, können ihre Gestalt während des Aufstiegs jedoch stark verändern.

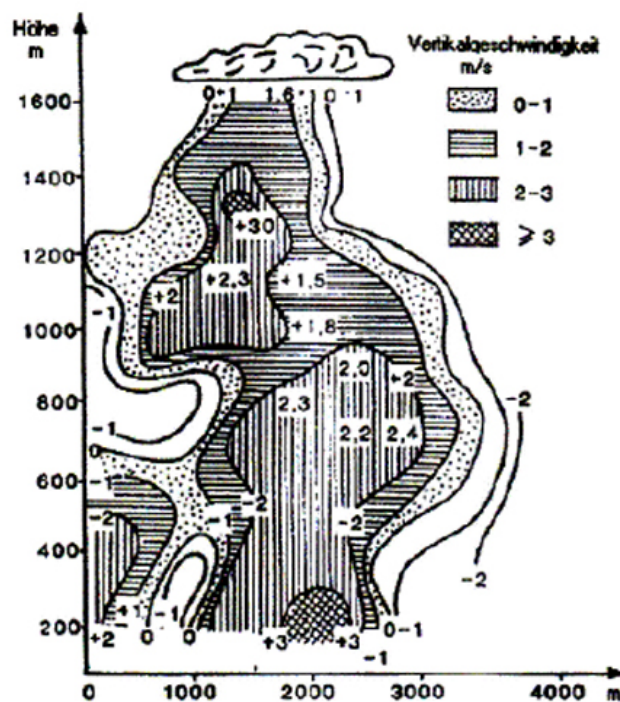


Abbildung 2.2: Querschnitt durch ein thermisches Aufwindgebiet (nach [11])

2.2 Koordinatensysteme

Im Rahmen dieser Arbeit werden folgende Koordinatensysteme genutzt:

- **Erdfestes Koordinatensystem** Die x-Achse des erdfesten Koordinatensystems (Index e) zeigt stets nach Norden, die y-Achse nach Osten und die z-Achse nach unten. In diesem System erfolgt u.a. die Messung der GPS-Geschwindigkeiten bzw. die Angabe des Windvektors.

- **Flugzeugfestes Koordinatensystem** Das flugzeugfeste System (Index f) ist in Abb. 2.3 dargestellt. Seine x-Achse verläuft der Flugzeug-Längsachse entsprechend vom Bug zum Heck, die y-Achse der Flugzeug-Querachse entsprechend vom Rumpf zur rechten Flügelspitze hin und die z-Achse entsprechend der Flugzeug-Hochachse von unten nach oben. In diesem System werden u.a. Sondenanströmwinkel bzw. Drehraten bei Rotationsbewegungen angegeben, aber auch induzierte Geschwindigkeiten berechnet.

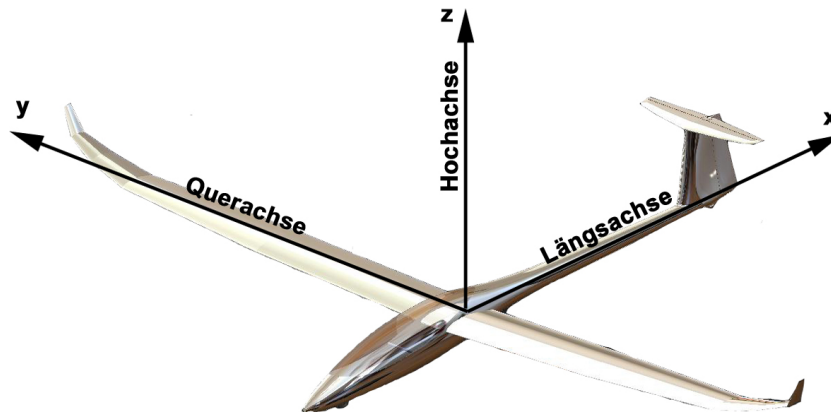


Abbildung 2.3: Flugzeugfestes Koordinatensystem

- **Teilflügel festes Koordinatensystem** Das teilflügel feste System (Index t) entspricht in seiner Orientierung dem flugzeugfesten Koordinatensystem, ist jedoch um den Winkel der örtlichen V-Stellung um die Längsachse verdreht. Es dient zur Ermittlung der Anströmbedingungen an einzelnen Elementarflügeln.

Die Orientierung der Koordinatensysteme zueinander kann über Gier- (Ψ), Nick- (Θ) und Rollwinkel (Φ) sowie den Winkel der örtlichen V-Stellung (ν) angegeben werden. Drehungen vom erdfesten in das flugzeugfeste System erfolgen dabei in der Reihenfolge $\Psi \rightarrow \Theta \rightarrow \Phi$. Entsprechend geschieht die Umrechnung eines Vektors \vec{V} vom erdfesten in das flugzeugfeste Koordinatensystem nach folgender Gleichung:

$$\begin{aligned}
 {}^f\vec{V} = & \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & -\cos \Phi \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} -\cos \Theta & 0 & \sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Theta & 0 & -\cos \Theta \end{pmatrix} \\
 & \cdot \begin{pmatrix} -\cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \cdot {}^e\vec{V} \quad (2.1)
 \end{aligned}$$

Umgekehrt erfolgt die Transformation zurück in das erdfeste System nach:

$${}^e\vec{V} = \begin{pmatrix} -\cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} -\cos \Theta & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Theta & 0 & -\cos \Theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & -\cos \Phi \end{pmatrix} \cdot {}^f\vec{V} \quad (2.2)$$

Die Komponenten im teilflügelfesten Koordinatensystem ergeben sich aus denjenigen des flugzeugfesten Systems wie folgt:

$${}^t\vec{V} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \nu & \sin \nu \\ 0 & -\sin \nu & \cos \nu \end{pmatrix} \cdot {}^f\vec{V} \quad (2.3)$$

Im Falle einer positiven V-Stellung (Flügelspitzen höher als Flügelwurzel) bedeutet dies positive Verdrehwinkel ν am rechten bzw. negative am linken Flügel. Eine weitere Drehung des Koordinatensystems infolge der örtlichen Flügelpfeilung soll der Einfachheit halber und bedingt durch die geringen auftretenden Pfeilwinkel hier nicht erfolgen.

2.3 Profildaten

Da für das Profil Eppler E-603 keine Profildaten aus Windkanalmessungen vorliegen, erfolgt deren Berechnung mithilfe des von Marc Drela entwickelten Programms X-Foil. Eine detaillierte Beschreibung dieses auf dem Panelverfahren basierenden Programms findet sich im zugehörigen Benutzerhandbuch [4]. Zur Abschätzung der Genauigkeit des Verfahrens werden zunächst die Beiwerte eines vergleichbaren Profils ermittelt und mit Windkanalmessungen verglichen. Die Wahl fiel hierbei auf das Wortmann FX-73, welches u.a. in der DG-500 zum Einsatz kommt. Abb. 2.4 zeigt beide Profile:

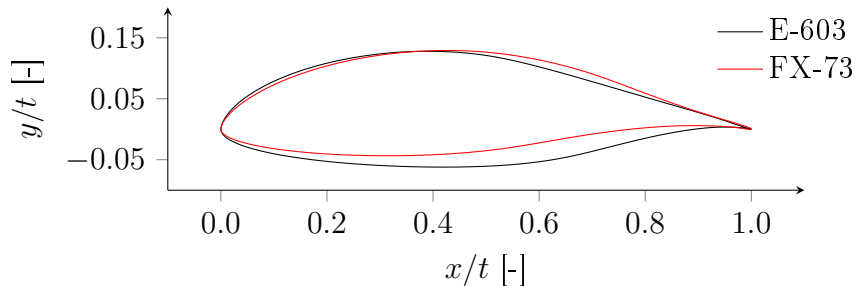


Abbildung 2.4: Profilvergleichung Eppler E-603 und Wortmann FX 73-K-170/22

Ein Vergleich berechneter und gemessener Verläufe von Widerstands- und Auftriebsbeiwert ist in Abb. 2.5 für eine Reynoldszahl von $Re = 2 \cdot 10^6$ dargestellt. Messwerte stammen hierbei aus dem sogenannten Stuttgarter Profilkatalog [1].

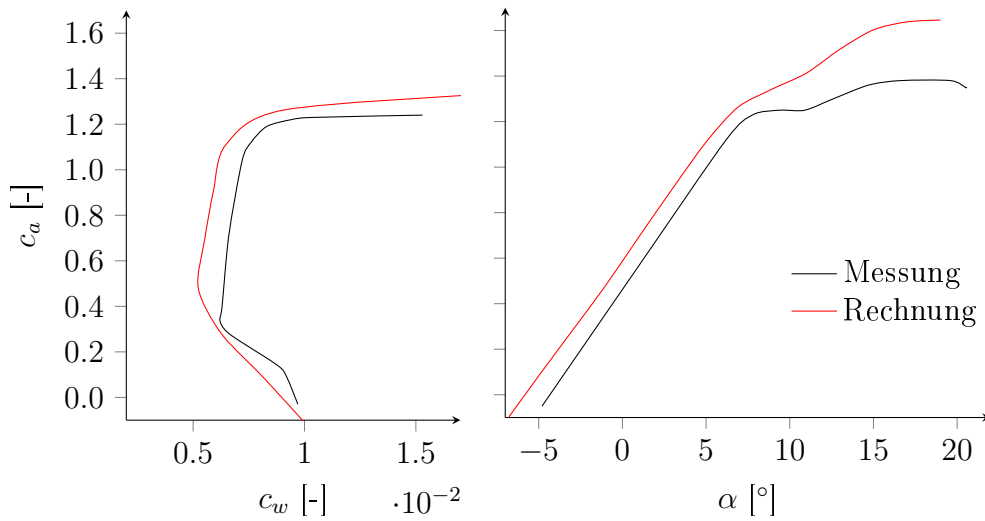


Abbildung 2.5: Profildaten FX-73: Vergleich zwischen Rechnung und Messung

Während prinzipielle Kurvenverläufe von der Rechnung gut wiedergegeben werden, liegen die berechneten Auftriebsbeiwerte jedoch generell etwas zu hoch. Speziell im Bereich des maximalen Auftriebsbeiwertes weichen Rechnung und Messung relativ stark voneinander ab. Ein für im Segelflug eingesetzte Profile häufiger auftretender Effekt. Hier liegt der von X-Foil prognostizierte maximale Auftriebsbeiwert meist etwa 10% zu hoch. Um Werte für beliebige Anstellwinkel-Klappenwinkel-Kombinationen zu erhalten, wurden die diskreten Berechnungspunkte weiterhin über folgende Ansatzfunktion angenähert:

$$c_a = c_{a,0} + \frac{\partial c_a}{\partial \alpha} \cdot \alpha + \frac{\partial c_a}{\partial \eta} \cdot \eta \quad (2.4)$$

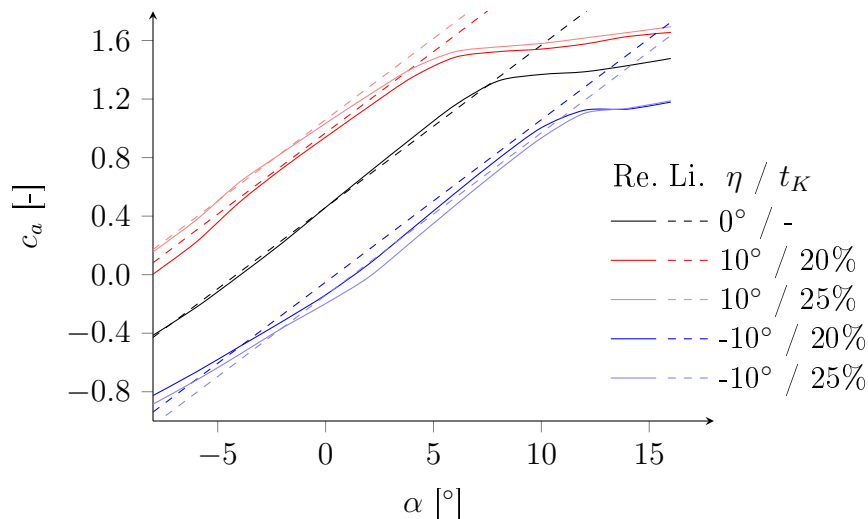


Abbildung 2.6: Profildaten E-603: Vergleich zwischen Rechnung und Linearisierung

Abb. 2.6 zeigt den Vergleich zwischen Rechnung und Linearisierung für das Profil E-603. Eine solche Linearisierung birgt zwar Ungenauigkeiten, da der Verlauf des Auftriebswertes für große Anstellwinkel in hohem Maße nichtlinear ist, scheint für kleine Anstellwinkel jedoch zulässig. Die Genauigkeit der Ergebnisse für größere Anstellwinkel sinkt ohnehin, da die zur Berechnung der Auftriebsverteilung verwendeten potentialtheoretischen Verfahren im Bereich von Strömungsablösungen ihre Gültigkeit verlieren.

Den Berechnungen liegt erneut eine Reynoldszahl von $Re = 2 \cdot 10^6$ zugrunde, was bei einer Profiltiefe von 1m einer Fluggeschwindigkeit von leicht über 100km/h entspricht. Der Drehpunkt für Klappenausschläge wurde bei der entsprechenden Tiefe auf die Oberseite des Profils gelegt.

2.4 Auftriebsverteilung

Die Berechnung von Auftriebsverteilungen erfolgte mit dem Mehrfach-Traglinien-Verfahren Lifting Line. Dieses wurde 1987 im Rahmen einer Dissertation von Karl Heinz Horstmann entwickelt und ist gegen Anfrage beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt verfügbar. Es basiert auf den Ideen Ludwig Prandtls, welcher mit seiner Traglinientheorie die Grundlage heutiger Verfahren schuf.

Prandtl'sche Traglinientheorie

Als erster und einfachster Ansatz seiner Art simuliert die Prandtl'sche Traglinientheorie Tragflügel durch ein System von Hufeisenwirbeln. Abb. 2.7 zeigt einen solchen Wirbel. Er besteht aus einem, auf der $t/4$ -Linie angeordneten, gebundenen bzw. tragenden Wirbel, dessen Funktion in der Erzeugung des Auftriebs besteht. Seine Enden sind um 90° stromabwärts umgebogen. Sie tragen daher nicht zum Auftrieb bei und werden somit auch als nicht tragende oder aber freie Wirbel bezeichnet. Ihre Wirkung besteht vielmehr in der Erzeugung einer abwärtsgerichteten Strömung im Nachlauf des Flügels.

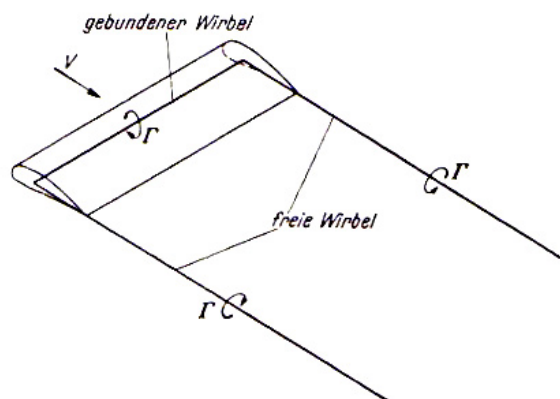


Abbildung 2.7: Hufeisenwirbel (nach [3])

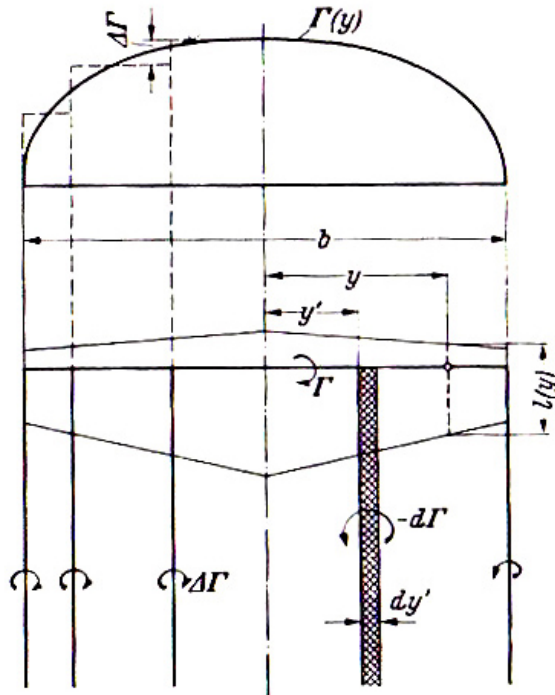


Abbildung 2.8: Treppenförmige und stetige Zirkulationsverteilung (nach [3])

Dieser Abwind beeinflusst gleichermaßen die Anströmung der Tragfläche selbst und ist Ursache des induzierten Widerstandes. Geschlossen wird das System durch den sich in unendlichem Abstand hinter dem Flügel befindenden Anfahrwirbel. Da die Zirkulation eines einzelnen Wirbels konstant ist, diejenige des dreidimensionalen Flügels jedoch eine stetige Verteilung darstellt, reicht ein einzelner Hufeisenwirbel für eine hinreichend genaue Berechnung allerdings nicht aus. Vielmehr werden eine Vielzahl Hufeisenwirbel, von denen jeder eine andere Länge besitzt, benötigt. Diese sind übereinander auf der $t/4$ -Linie des Tragflügels angeordnet. Es entsteht eine treppenförmige Zirkulationsverteilung, wie sie in Abb. 2.8 dargestellt ist.

Jede spannweitige Änderung der Zirkulation zieht dabei einen nach hinten laufenden Wirbel entsprechender Stärke nach sich. Wird die Anzahl der Hufeisenwirbel unendlich groß, so ergibt sich die tatsächliche, stetige Verteilung. Die freien Wirbel bilden in diesem Fall im Nachlauf des Flügels eine Wirbelfläche. Mithilfe des Gesetzes von Biot-Savart lässt sich die Größe der durch diese Wirbelfläche induzierten Abwärtsgeschwindigkeit w_i an der spannweitigen Position y berechnen:

$$w_i(y) = \frac{1}{4\pi} \int_{-s}^s \frac{d\Gamma}{dy'} \cdot \frac{1}{y - y'} \cdot dy' \quad (2.5)$$

Statt unter dem geometrischen Anstellwinkel α erfolgt die Tragflächenanströmung hier somit unter einem geringeren effektiven Anströmwinkel α_e :

$$\alpha_e = \alpha - \arctan \frac{w_i}{V_\infty} \quad (2.6)$$

Weiterhin besteht nach dem Theorem von Kutta-Joukowski folgender Zusammenhang zwischen Zirkulation und Auftrieb:

$$A = \rho \cdot V_\infty \cdot \Gamma \cdot b \quad (2.7)$$

Setzt man nun einen bekannten Zusammenhang zwischen Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert und damit Auftrieb sowie eine verschwindende Zirkulation an den äußeren Flügelspitzen infolge des Druckausgleiches zwischen Flügelober- und -unterseite voraus, so ließe sich das Problem iterativ lösen. Aufgrund ihrer begrenzten Gültigkeit für planare und ungepfeilte Flügel scheint die Prandtl'sche Traglinientheorie für die weiteren Betrachtungen dieser Arbeit jedoch nicht ausreichend, weshalb auf das weiterentwickelte Verfahren Lifting Line zurückgegriffen werden soll.

Lifting Line

Im Gegensatz zur Prandtl'schen Traglinientheorie erlaubt dieses Verfahren die dreidimensionale Anordnung einzelner Hufeisenwirbel, was die Berechnung nahezu beliebiger Flügelkonfigurationen möglich macht. Weiterhin wird die Zirkulation eines jeden Wirbels in spannweitischer Richtung nicht mehr als konstant angenommen, sondern anhand einer quadratischen Ansatzfunktion variiert. Statt zweier nicht tragender Einzelwirbel bildet sich im Nachlauf des Wirbels somit eine durchgängige Wirbelschicht aus, wodurch sich die Genauigkeit bei der Berechnung des induzierten Widerstandes verbessert und die Anzahl der erforderlichen Wirbel in Spannweitenrichtung sinkt.

Zur Auftriebsberechnung mit Lifting Line ist zunächst die Vorgabe einer Eingabedatei erforderlich, welche neben der zu berechnenden Geometrie auch grundlegende Parameter wie Auftriebsanstieg oder Anströmwinkel enthält. Anhand dieser Vorgaben erfolgt daraufhin die Aufteilung der Anordnung in Elementarflügel sowie deren Belegung mit den oben beschriebenen Wirbelsystemen. Der Flügel kann dabei sowohl in Spannweiten- als auch in Tiefenrichtung unterteilt werden, wobei für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Berechnungen lediglich eine spannweitige Aufteilung erfolgt. Tragende Wirbel liegen hierbei jeweils entlang der $t/4$ -Linie der Elementarflügel. Die Bestimmung ihrer Zirkulationsverteilung erfordert drei Randbedingungen: Eine Übergangsbedingung an jedem spannweitigen Elementarflügelrand sowie die Erfüllung der kinematischen Strömungsbedingung. Die Übergangsbedingungen sagen üblicherweise aus, dass die Zirkulation und deren Ableitung an den Rändern zweier benachbarter Elementarflügel gleich sein, bzw. am Außenrand des äußersten Elementarflügels den Wert null annehmen soll. Dagegen gibt die kinematische Strömungsbedingung den Winkel an, unter dem ein Elementarflügel durchströmt wird. Sie muss im Mittelschnitt des Elementarflügels bei $3/4$ seiner Tiefe, dem sogenannten Aufpunkt, erfüllt sein.

Wiederum mithilfe des Gesetzes von Biot-Savart erfolgt die Ermittlung induzierter Störgeschwindigkeiten, wobei die Berechnung über eine entsprechende Umformung des entstehenden Integrals auf mathematisch analytischem Wege geschieht. Unter Zuhilfenahme der Randbedingungen entsteht ein Gleichungssystem, dessen Lösung die Bestimmung der entsprechenden Faktoren der Ansatzfunktion und somit der Zirkulationsverteilung eines jeden Elementarflügels erlaubt. Eine detaillierte Beschreibung der mathematischen Grundlagen findet sich im zugehörigen Forschungsbericht [6].

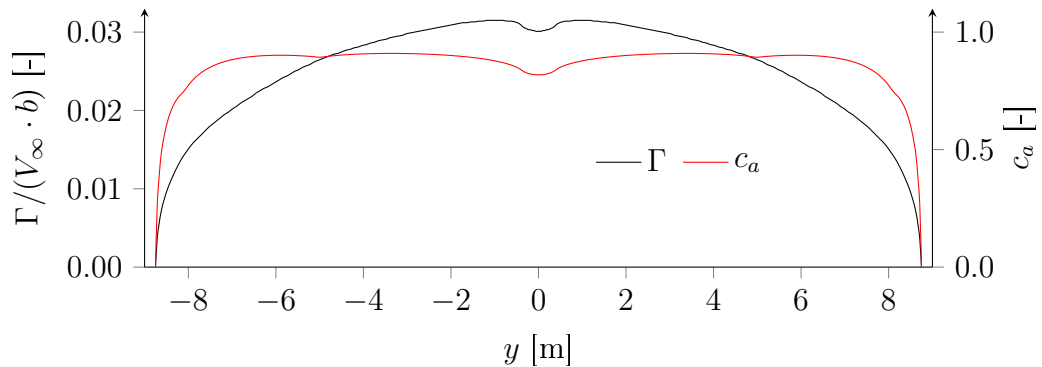


Abbildung 2.9: Verteilung von Zirkulation und Auftriebsbeiwert (Normalflug bei $\alpha=5^\circ$)

Abb. 2.9 zeigt beispielhaft eine mit Lifting Line berechnete Zirkulationsverteilung des Versuchsflugzeuges bei einem Anstellwinkel von $\alpha=5^\circ$. Deutlich zu erkennen ist ein Abfall der Zirkulation im Bereich des Rumpfes. Lifting Line bietet die Möglichkeit, Rumpfeinflüsse zu berücksichtigen. Hierzu wird der Winkel für die kinematische Strömungsbedingung in den betreffenden Elementarflügeln in Anströmrichtung gedreht, sowie der Aufpunkt in den $t/4$ -Punkt verschoben. Nach Gleichung (2.7) ergibt sich weiterhin der lokale Auftriebsbeiwert c_a :

$$c_a = \frac{2 \cdot \Gamma}{V_\infty \cdot t} \quad (2.8)$$

Neben der Anströmgeschwindigkeit V_∞ wird dieser auch durch die örtlichen Werte von Zirkulation Γ und Profiltiefe t beeinflusst. Für obige Zirkulationsverteilung ergibt sich somit die in Abb. 2.9 ebenfalls dargestellte Verteilung des Auftriebsbeiwertes.

2.5 Anströmwinkelverteilung

Im Rahmen dieser Arbeit von besonderem Interesse sind die Auswirkungen spannweitig ungleichmäßiger Zuströmungen. Das Programm Lifting-Line erlaubt jedoch lediglich die Vorgabe eines globalen Anstell- bzw. Schiebewinkels. Um Effekte durch eine in spannweichter Richtung variierende Zuströmung dennoch modellieren zu können, muss dies über eine entsprechende Flügelverwindung geschehen. Dabei können die Einflüsse von Profildaten und Anströmung überlagert werden. In diesem Abschnitt folgt eine Betrachtung einzelner Einflussfaktoren und des Vorgehens zu deren Berücksichtigung.

Profildaten und Querruderausschläge

Gewölbte Profile erzeugen bereits bei sehnenparalleler Anströmung Auftrieb. Diese Tatsache soll über den Nullauftriebswinkel berücksichtigt werden, indem der Flügel um den negativen Nullauftriebswinkel verwunden wird. Aus den linearisierten Profildaten folgt für den Nullanstellwinkel:

$$\alpha_0 = -\frac{c_{a,0} + \partial c_a / \partial \eta \cdot \eta}{\partial c_a / \partial \alpha} \quad (2.9)$$

Dieser ist auch abhängig vom Klappenausschlag. Querruderausschläge können somit durch eine Anpassung des Nullanstellwinkels am jeweiligen Teilflügel berücksichtigt werden. Da die Querrudertiefe zwischen 20% am inneren und 25% am äußeren Klappenende variiert, wurden beide Fälle in einer separaten Linearisierungsfunktion berücksichtigt. Die Ermittlung des örtlichen Nullanstellwinkels erfolgt daraufhin über eine lineare Interpolation.

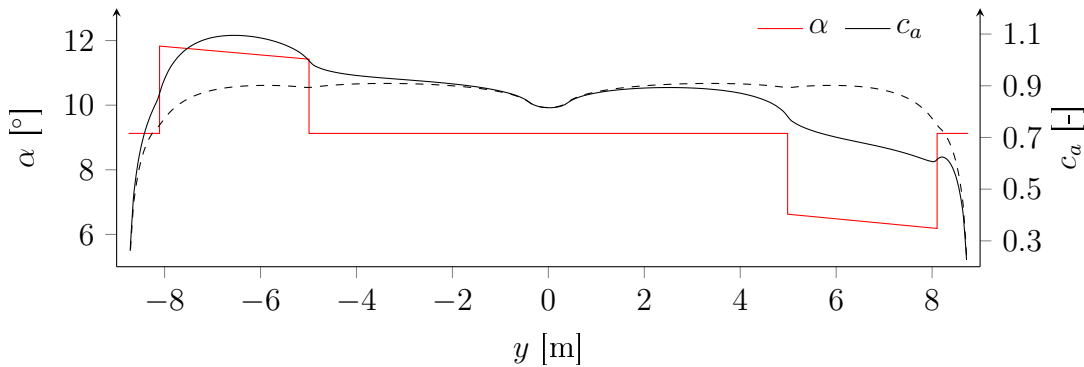


Abbildung 2.10: Angenommene Anstellwinkel- sowie resultierende Auftriebsbeiwert-Verteilung bei Querruderausschlag ($\eta_L=5^\circ$; $\eta_R=-5.4^\circ$)

Anströmbedingungen

Insbesondere durch Drehbewegungen des Flugzeuges oder Windböen können sich Zuströmbedingungen in einzelnen spannwitigen Abschnitten mitunter stark unterscheiden. Ziel ist nun die Nachbildung derartiger Einflüsse über ein entsprechendes Modell. Mit diesem werden daraufhin für alle spannwitigen Elementarflügel die Komponenten der Anströmgeschwindigkeit berechnet, aus welchen wiederum Winkel und Betrag der örtlichen Zuströmung folgen:

$$\alpha = \arctan \frac{V_z}{V_x} \quad (2.10)$$

$$\beta = \arctan \frac{V_y}{V_x} \quad (2.11)$$

$$V_\infty = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (2.12)$$

Bedingt durch eine V-Stellung des Flügels sind die Anströmkomponenten eines jeden Flügelabschnittes im entsprechenden teilflügelfesten Koordinatensystem anzugeben. Somit führt bereits ein reiner Schiebeflug bei V-Stellung zu einer Veränderung der Anströmwinkelverteilung. Der voreilende Flügel würde dabei steiler angeströmt und entsprechend mehr Auftrieb erzeugen, was ein Schiebe-Roll- bzw. Schiebe-Giermoment zur Folge hätte. Eine zusätzliche Drehung des teilflügelfesten Systems infolge Flügelpfeilung soll der Einfachheit halber nicht erfolgen. Aufgrund der kleinen auftretenden Pfeilwinkel (-4.2° Außenflügel / -1.7° Mitte / -0.8° Innenflügel) scheint diese Annahme zulässig.

Zur Ermittlung der Anströmgeschwindigkeitskomponenten für einzelne Elementarflügel wird zunächst die Bewegung des Schwerpunktes betrachtet. Diese entspricht unter der Annahme des Fluges in einer unbewegten Luftmasse exakt der umgekehrten Anströmgeschwindigkeit. Bei Vorgabe von Nick-, Roll- und Gierwinkel sowie der Schwerpunktbeziehung im erdfesten Koordinatensystem, lässt sich nach Gleichung (2.1) die Anströmgeschwindigkeit im flugzeugfesten System berechnen. Den auf diese Weise ermittelten Geschwindigkeitskomponenten werden daraufhin für jeden Teilflügel die durch Drehungen bzw. Böen verursachten Störgeschwindigkeiten überlagert.

Rotationsbewegungen

Drehungen des Flugzeuges um Hoch-, Längs- und Querachse führen zu einer Veränderung von Anströmgeschwindigkeit und -winkel entlang der Spannweite. Die örtliche Geschwindigkeit hängt dabei neben der Drehrate noch vom Abstand zum Drehpunkt ab. Wird der Koordinatenursprung in den Schwerpunkt und damit das Zentrum der Drehung gelegt, ergeben sich folgende Werte für die Komponenten der Störgeschwindigkeit \vec{V}_R :

$${}^f\vec{V}_R = \begin{pmatrix} \omega_z \cdot y - \omega_y \cdot z \\ \omega_x \cdot z - \omega_z \cdot x \\ \omega_y \cdot x - \omega_x \cdot y \end{pmatrix} \quad (2.13)$$

Vertikale Böen

Angelehnt an ein in der Bauvorschrift für Verkehrsflugzeuge (CS-25 [8]) angewendetes Modell zur Abschätzung der Böenlasten, folgt für vertikale Aufwinde vereinfachend die Annahme einer kosinusförmig verteilten Aufwindgeschwindigkeit. Im Gegensatz zur CS-25 werden vertikale Windgeschwindigkeiten im Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht in Richtung des Flugpfades als veränderlich angenommen, sondern in spannweitiger Richtung. Aufgrund einer relativ geringen Ausdehnung des Flügels bzw. der Sonden in Flugzeug-Längsachsrichtung, sind Geschwindigkeitsunterschiede in dieser Richtung für die Berechnung einzelner Auftriebsverteilungen dagegen vernachlässigt. Für konkrete Messpunkte erfolgt somit eine quasistationäre Betrachtung. Die Stärke des örtlichen Aufwindes ergibt sich nach folgender Gleichung:

$$w_B = \frac{w_{B,max}}{2} \left(1 + \cos \frac{\pi \cdot y}{r_B} \right) \quad (2.14)$$

Sie hängt neben der angenommenen maximalen Aufwindgeschwindigkeit im Zentrum der Böe $w_{B,max}$ auch von deren Radius r_B und der seitlichen Entfernung zum Zentrum y ab.

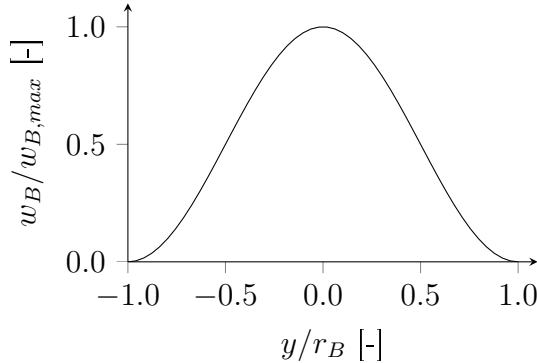


Abbildung 2.11: Angenommenes Geschwindigkeitsprofil vertikaler Böen

Um den Einfluss der Böe auf die Anstellwinkelverteilung zu berechnen, wird nun die Aufwindgeschwindigkeit für jeden spannweiten Teilflügel berechnet und in das flugzeugfeste Koordinatensystem transformiert. An einem Teilflügel ergeben sich die Komponenten der Störgeschwindigkeit ${}^f\vec{V}_B$ demnach wie folgt:

$${}^f\vec{V}_B = \begin{pmatrix} -\sin \Theta \\ -\cos \Theta \sin \Phi \\ \cos \Theta \cos \Phi \end{pmatrix} \cdot w_B \quad (2.15)$$

Umgekehrt ist die Teilflügelposition zur Berechnung der Aufwindgeschwindigkeit ins erdfeste System zu überführen. Von Bedeutung ist dabei lediglich die y-Koordinate:

$${}^e y = \cos \Phi \cdot {}^f y + \sin \Phi \cdot {}^f z \quad (2.16)$$

Spannweite Verteilung der Anströmgeschwindigkeit

Speziell beim steilen Kreisen treten weiterhin spannweite Differenzen in der Anströmgeschwindigkeit auf. Schneller angeströmte Bereiche erzeugen somit mehr Auftrieb, dies wiederum beeinflusst auch die Auftriebsverteilung. Lifting Line erlaubt jedoch lediglich die Vorgabe einer globalen Anströmgeschwindigkeit. Einflüsse spannweitig variabler Zuströmgeschwindigkeiten sollen dennoch über eine entsprechende Korrektur der lokalen Flügeltiefe berücksichtigt werden:

$$t_{korr} = t \cdot \left(\frac{V}{V_{glob}} \right)^2 \quad (2.17)$$

Grundlage der Korrekturfunktion ist die Annahme, dass ein mit der Geschwindigkeit V angeströmter Elementarflügel der Tiefe t ebenso viel Auftrieb erzeugt, wie ein unter sonst gleichen Bedingungen mit der globalen Anströmgeschwindigkeit V_{glob} angeströmter Elementarflügel der korrigierten Tiefe t_{korr} .

3 Versuchsaufbau

3.1 Versuchsflugzeug

Als Versuchsträger diente das doppelsitzige Segelflugzeug Grob G-103 „Twin Astir“ der Akaflieg Dresden, welches bereits für die Sondermessprojekten des Jahres 2009 als Versuchsflugzeug genutzt wurde. Es handelt sich dabei um eine Weiterentwicklung des Ein-sitzers G-102 „Astir CS“.

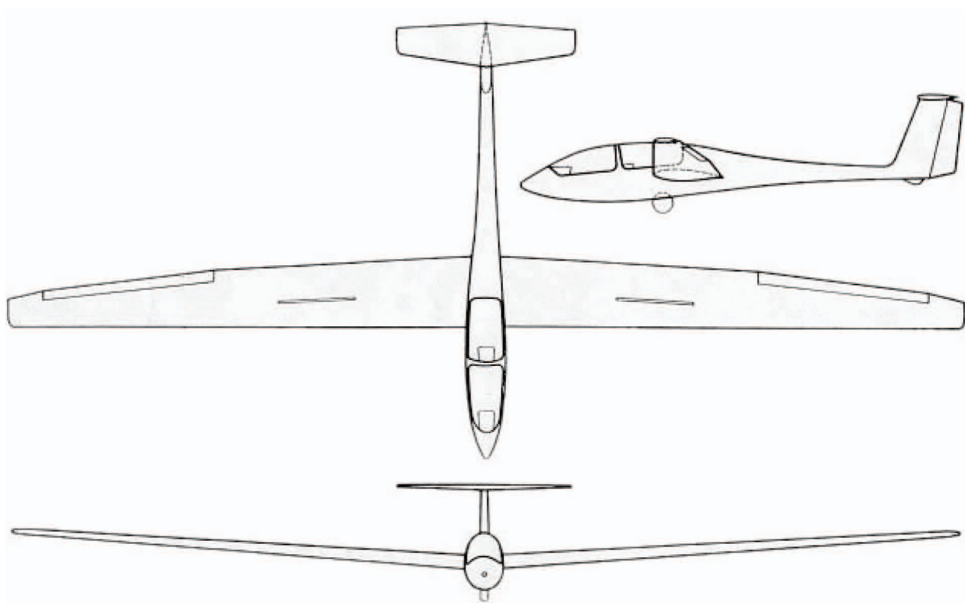


Abbildung 3.1: Versuchsflugzeug Grob G-103 (nach [15])

Die G-103 ist als Mitteldecker mit T-Leitwerk in GFK-Bauweise konzipiert, verfügt über ein Einziehfahrwerk und wird vorwiegend für Schulungszwecke sowie Streckenflug eingesetzt. Einige technische Details sind nachfolgend angegeben:

Hersteller:	Grob Werke GmbH & Co. KG
Baujahr:	1978
Spannweite:	17.5m
Flügelfläche:	17.8m ²
Flügelstreckung:	17.1
V-Stellung:	3.5°
Profil:	Eppler E-603

Maximale Abflugmasse:	650kg
Höchstgeschwindigkeit:	250km/h
Bestes Gleiten:	38 bei 109km/h und 650kg
Geringstes Sinken:	0.73m/s bei 90km/h und 650kg

3.2 Messanbauten

Hauptbestandteil des Versuchsaufbaus bildeten vier über die Spannweite verteilte Anströmwindsonden sowie eine an der linken Flügelspitze befestigte Gesamtfluglagesonde. Zur Visualisierung von Strömungseffekten diente eine Kamera auf dem Leitwerk in Verbindung mit auf den Flügel geklebten Wollfäden.

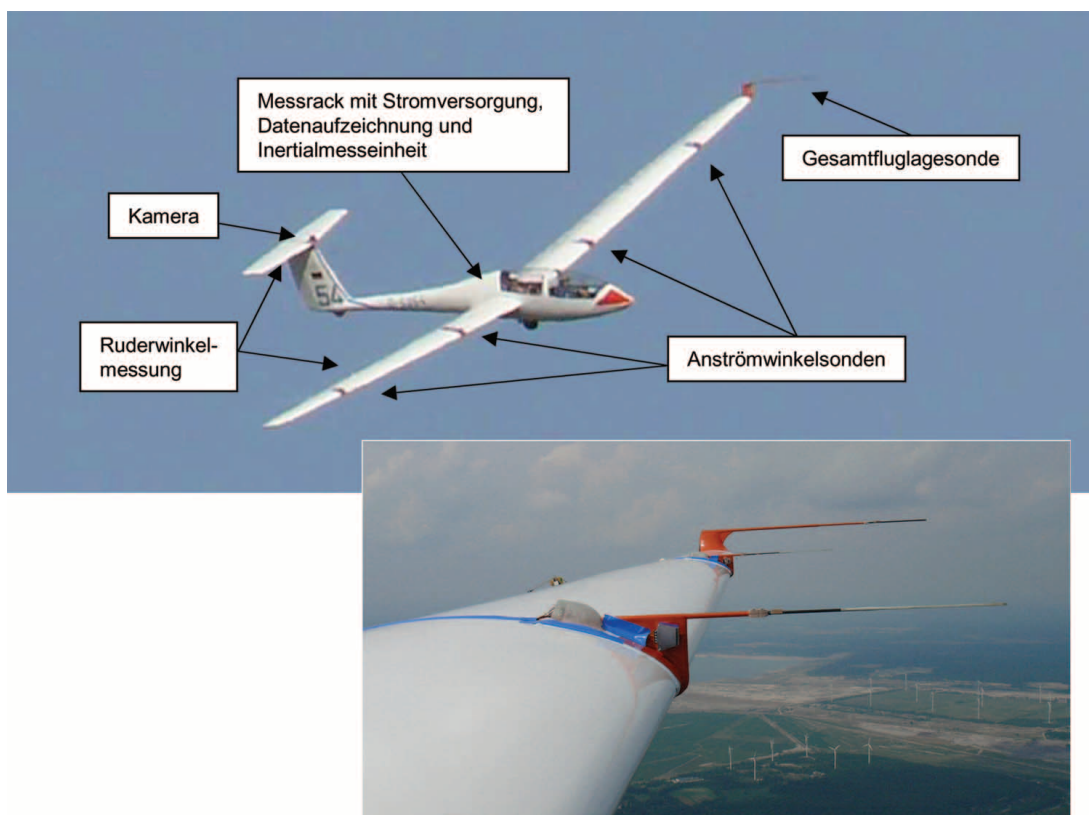


Abbildung 3.2: Versuchsflugzeug mit Messanbauten

Für den Flug mit Messanbauten wurde nach Begutachtung durch einen Luftfahrzeugprüfer sowie der Durchführung einer Schwerpunktägung eine vorläufige Verkehrszulassung beim Luftfahrt-Bundesamt eingeholt. Die Erteilung einer solchen Zulassung war an die Reduzierung der maximal zulässigen Geschwindigkeit von 250km/h auf die Manövergeschwindigkeit von 170km/h geknüpft. Ebenso machte die Verschiebung des Leermassenschwerpunktes durch den weit hinter dem Schwerpunkt angebrachten Kameraaufbau eine Anhebung der minimalen Pilotenmasse im vorderen Sitz um 5kg auf 75kg erforderlich.

Gesamtfluglage

Zur Ermittlung von Anstell- und Schiebewinkel bzw. Anströmgeschwindigkeit fand eine an der linken Flügelspitze befestigte Fünfloch-Prandtl-Sonde Verwendung. Das hierzu erforderliche Messwinglet wurde bereits 2009 im Rahmen eines Akaffieg-Sondermessprojektes erfolgreich eingesetzt. Neben den fünf Bohrungen im Sondenkopf besitzt die Sonde zusätzliche Statikabnahmen im Schaft.

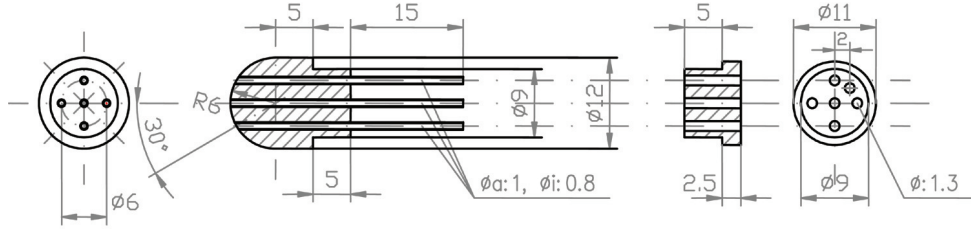


Abbildung 3.3: Fünfloch-Prandtl-Kugel-Sonde (nach [16])

Die Ermittlung von Anstell- und Schiebewinkel sowie Anströmgeschwindigkeit erfolgt über die Auswertung dreier Differenzdrücke. Der Staudruck ergibt sich als Diffenz zwischen dem an der mittleren Bohrung gemessenem Gesamtdruck sowie dem am Schaft gemessenen statischen Druck:

$$q_{mess} = p_M - p_{stat} \quad (3.1)$$

Anstell- sowie Schiebewinkel folgen aus den Differenzdrücken zwischen oberer und unterer bzw. linker und rechter Bohrung. Als Ansatz dienen dabei die folgenden Kalibrierfunktionen:

$$x = \frac{p_O - p_U}{q_{mess}} \quad (3.2)$$

$$y = \frac{p_L - p_R}{q_{mess}} \quad (3.3)$$

$$\alpha = \sum_{i=0}^5 \sum_{k=0}^4 A_{i,k} x^i y^k \quad (3.4)$$

$$\beta = \sum_{i=0}^5 \sum_{k=0}^4 B_{i,k} y^i x^k \quad (3.5)$$

Zusätzlich wird für den dynamischen Druck eine Korrekturfunktion eingeführt:

$$q = f_Q \cdot q_{mess} \quad (3.6)$$

$$f_Q = \sum_{i=0}^4 \sum_{k=0}^4 Q_{i,k} x^i y^k \quad (3.7)$$

In Vorbereitung der Messflüge war die Fünflochsonde im Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU-Dresden zu kalibrieren. Die aus dieser Kalibration folgenden 85 Koeffizienten wurden zur Bestimmung von Fluglage und Fahrt herangezogen.

Anströmwinkel

Mittels vierer Conrad-Sonden konnte eine Erfassung lokaler Anströmwinkel an mehreren spannweitigen Positionen realisiert werden. Neben einem besonders einfachen und kompakten Aufbau besteht deren Vorteil auch in einer geringen Querempfindlichkeit, weshalb Messungenauigkeiten infolge kleinerer Schiebewinkelabweichungen eher gering ausfallen.

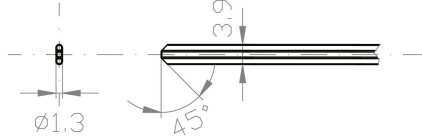


Abbildung 3.4: Conrad-Sonde (nach [16])

Die Ermittlung des Anströmwinkels erfordert erneut eine Auswertung von Differenzdrücken:

$$x = \frac{\Delta p_1 - \Delta p_2}{\Delta p_1 + \Delta p_2} \quad (3.8)$$

mit:

$$\Delta p_1 = p_M - p_O; \quad \Delta p_2 = p_M - p_U \quad (3.9)$$

Trotz geringer Querempfindlichkeit finden dabei auch schiebende Flugzustände Berücksichtigung. Als Grundlage dienen an der Gesamtfluglagesonde gemessene Schiebewinkel:

$$y = \beta_{GF} \quad (3.10)$$

Die Approximation des Anstellwinkels erfolgt wiederum über den bekannten Ansatz:

$$\alpha = \sum_{i=0}^5 \sum_{k=0}^4 A_{i,k} x^i y^k \quad (3.11)$$

Über folgende Ansatzfunktion liefern die Sonden auch den dynamischen Druck:

$$q = f_Q \cdot (\Delta p_1 + \Delta p_2) \quad (3.12)$$

$$f_Q = \sum_{i=0}^4 \sum_{k=0}^4 Q_{i,k} x^i y^k \quad (3.13)$$

Zur Befestigung der Sonden am Flügel wurden Handschuhe aus Kohlefaser laminiert (Abb. 3.5). Mittels orangefarbenen Lacks sollte weiterhin eine unzulässige Erwärmung der Flugzeugstruktur bei Sonneneinstrahlung verhindert werden. Die Befestigung der Handschuhe am Flugzeug erfolgte mit Gewebeklebeband. Sowohl für die jeweiligen Druckdosen als auch für Beschleunigungssensoren waren Aufhängungspunkte vorgesehen.

Inertialdaten

Zur Beschleunigungsmessung kamen preisgünstige Sensoren vom Typ MMA7260QT des Halbleiterherstellers Freescale zum Einsatz. Diese erlauben die kapazitive Messung von Beschleunigungen entlang dreier Achsen. Es können dabei vier Messbereiche (1.5, 2.0, 4.0 und 6.0g) gewählt werden, wobei die Empfindlichkeit des Ausgangssignals entsprechend zwischen 800mV/g und 200mV/g variiert. Sämtliche Sensoren wurden zusammen mit einem 3.3V Spannungsregler auf einer Platine integriert. Die Auswahl der Sensorempfindlichkeit erfolgt durch zwei Jumper.

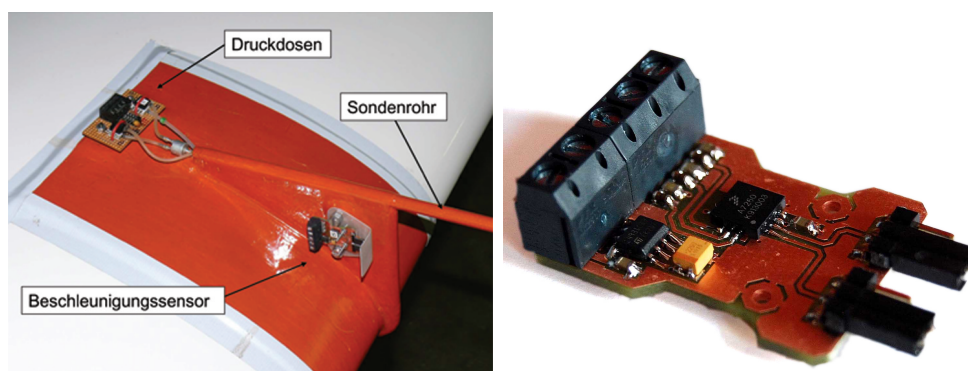


Abbildung 3.5: Flügelhandschuh & Beschleunigungssensor

Über das Flugzeug verteilt waren insgesamt sieben derartige Sensoren angebracht: Fünf auf den spannweiten Handschuhen sowie je einer auf Messrack und Leitwerk. Je nach Qualität der Messergebnisse sollte diese Anordnung entweder eine Mittelung der Messwerte erlauben, oder aber im Falle besserer Qualität auch Aussagen über auftretende Rollbeschleunigungen oder sogar aeroelastische Effekte wie instationäre Flügelbiegung. Im Vorfeld der Messflüge wurden sämtliche Beschleunigungssensoren unter Nutzung der Drehtraversierung des Windkanals kalibriert. Als Ansatzfunktion diente hierbei ein linearer Zusammenhang zwischen Lastvielfachem und Ausgangsspannung.

Weiterhin fand eine Inertialmesseinheit des Typs RT3102 von Oxford Technical Solutions Verwendung. Es handelt sich dabei um ein hochwertiges, GPS-gestütztes und vorwiegend für den Automobilbereich entwickeltes Inertialmesssystem, welches jedoch auch für luftgestützte Anwendungen zum Einsatz kommt. Neben der Bestimmung von Beschleunigungen, Drehraten sowie Lagewinkeln erlaubt das System eine hochpräzise Positionsbestimmung. Einige erreichbare Genauigkeiten sind nachfolgend angegeben:

Position:	1.8m
Geschwindigkeit:	0.1km/h RMS
Nickwinkel/Querlage:	0.05° 1 σ
Kurswinkel:	0.1° 1 σ
Drehraten (Bias):	2°/h

Messwerte werden hierbei zunächst mit einer Abtastrate von 100Hz in Form von Rohdaten intern abgespeichert, wodurch eine nachträgliche Auswertung und Bearbeitung aufgenommener Messdaten mittels mitgelieferter Auswertesoftware auch nach Abschluss der Flugversuche möglich ist. Zusammen mit Flugmessrechner und Stromversorgung wurde das Inertialsystem auf einem Messrack im Gepäckfach des Versuchsflugzeuges platziert. Zwei separate GPS-Antennen waren auf den Abdeckungen von vorderem bzw. hinterem Instrumentenpils untergebracht.

Ruderwinkel

Für die vorliegende Arbeit waren vordergründig Querruderausschläge von Bedeutung. Mit Blick auf mögliche spätere Projekte sollten jedoch auch die Stellungen von Höhen- und Seitenrudder aufgezeichnet werden. Hierzu kamen Potentiometer zum Einsatz, wobei die Übertragung der Ruderposition über ein Gestänge erfolgte.



Abbildung 3.6: Ruderwinkelmessung

Der Befestigung von Potentiometer und Gestänge dienten Winkel aus Kohlefaser-Laminat, welche wiederum über doppelseitiges Klebeband von unten bzw. Gewebeklebeband von oben fest mit der Struktur verbunden waren. Um ein Verkanten des Gestänges zu vermeiden, wurden bewegliche Verbindungen als Kugelgelenke ausgeführt. Weiterhin war zur Sicherstellung einer konstanten Versorgungsspannung sowie der Einhaltung des zulässigen Messbereiches jedem Potentiometer ein 9V-Spannungsregler vorgeschaltet. Die hierfür notwendige Platine war direkt am Potentiometer befestigt.

Strömungsvisualisierung

Das Verhalten der zur Visualisierung von Strömungsstrukturen aufgebrachten Wollfäden filmte ein digitaler Camcorder des Typs Canon HF100. Über einen Handschuh aus Kohlefaser-Laminat war dieser mittels Gewebeklebeband am Leitwerk befestigt. Aufzeichnungen mit hoher Auflösung von 1920 x 1080 Pixeln waren somit direkt auf eine SD-Speicherkarte möglich.

3.3 Messwerterfassung

Die Datenerfassung erfolgte über ein Single Board RIO System von National Instruments. Dieses ist u.a. mit mehreren digitalen sowie analogen Ein- bzw. Ausgängen, einem rekonfigurierbaren FPGA¹ Chip, sowie einem 266MHz Echtzeitprozessor ausgestattet. Sämtliche Komponenten des Systems befinden sich dabei auf einer einzigen Platine. Über ein Erweiterungsmodul wurde die Zahl an analogen Eingängen auf 64 verdoppelt, von denen für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Versuche jedoch nur 37 Anwendung fanden. Programmiert wurde das System in der grafischen Entwicklungsumgebung LabView. Besonderer Wert lag dabei vor allem auch auf autonomem Verhalten des Systems, um das Mitführen eines weiteren Messrechners überflüssig zu machen. Hierzu wurde im Programm eine Funktion zum Start bzw. Stopp der Datenaufzeichnung vorgesehen, welche über einen digitalen Eingangskanal bzw. einen Schalter im hinteren Cockpit angesteuert wurde. Die Abtastrate der einzelnen Kanäle wurde mit 100Hz vorgegeben, anschließend erfolgte eine Mittelung über jeweils 10 Werte und die Ausgabe der Ergebnisse in den internen Speicher des Messrechners. Das Auslesen der Daten geschah in der Regel direkt im Anschluss an einzelne Messflüge, eine Überwachung der Messung während des Fluges war über einen Laptop per Netzwerkverbindung jedoch ebenso möglich.

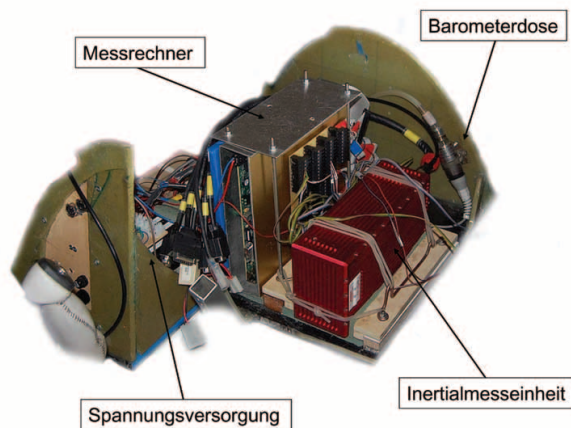


Abbildung 3.7: Messrack

Untergebracht wurde die Flugmessanlage auf einem Messrack im Gepäckfach des Versuchsflugzeuges, welches ebenso Spannungsvorsorgung, Inertialeinheit und Barometerdose beinhaltet. Über einen Schalterkasten im hinteren Cockpit konnten Stromversorgung der Sensoren, Flugmessrechner und Datenaufzeichnung aktiviert werden.

¹Field Programmable Gate Array

4 Auswerteverfahren und Resultate

4.1 Grundlagen

Flugübersicht

Im Zeitraum vom 01.08.2010 bis 10.08.2010 wurden im Rahmen der vorliegenden Arbeit insgesamt acht Messflüge durchgeführt. Diese fanden ausschließlich am Flugplatz Schwarzheide / Schipkau (EDBZ) statt. Starts erfolgten im Flugzeugschlepp hinter einer Schleppmaschine vom Typ Maule MX-7. Eine Übersicht über die durchgeführten Flüge findet sich in der folgenden Tabelle.

Flug	Datum	Startzeit	Landezeit	Zweck	Bemerkungen
01-1	01.08.	18:11	18:26	Erprobung	unvollständiger Aufbau
04-1	04.08.	13:40	14:20	Thermikflug	einzigster Flug mit eingezogenem Fahrwerk
04-2	04.08.	16:48	17:01	Thermikflug	kein Aufwind gefunden
10-1	10.08.	08:27	08:40	Kalibrierflug	
10-2	10.08.	09:11	09:20	Kalibrierflug	gegen Ende einsetzende Thermik
10-3	10.08.	11:45	12:35	Thermikflug	
10-4	10.08.	14:09	14:46	Thermikflug	
10-5	10.08.	16:26	16:39	Thermikflug	kein Aufwind gefunden

Tabelle 4.1: Übersicht der durchgeführten Messflüge

Die ersten beiden Ziffern der Flugbezeichnung geben jeweils den Tag des Monats an, die letzte Ziffer die Nr. des an diesem Tag durchgeführten Fluges.

Vorgehensweise

Neben aufgezeichneten Videosequenzen lagen als Ergebnis eines jeden Messfluges die von Flugmessanlage sowie Inertialeinheit aufgezeichneten Rohdaten in jeweils einer Datei vor. Im Anschluss wurden diese auf einen Laptop übertragen und zunächst auf offensichtliche Fehler geprüft. Die eigentliche Auswertung folgte nach Abschluss aller Flugversuche. Hierfür wurden die aufgezeichneten Spannungen anhand der zuvor ermittelten Kalibrierfunktionen in die jeweiligen Messgrößen umgerechnet. Berücksichtigung fanden dabei auch die unmittelbar vor jedem Start aufgenommenen Nullpunkte der Druckdosen. Die Auswertung von Inertialdaten erfolgte mittels mitgelieferter Software.

Synchronisation

Weitere Auswertungen erforderten zunächst die zeitliche Zuordnung der von Flugmessanlage, Inertialeinheit und Kamera aufgezeichneten Messwerte bzw. Videosequenzen. Die Ermittlung des Versatzes zwischen den jeweiligen Systemzeiten geschah wie folgt:

Flugmessanlage ↔ Inertialeinheit Als Grundlage dienten die von beiden Systemen aufgezeichneten Lastvielfachen. Legt man deren zeitliche Verläufe übereinander und verschiebt beide Kurven entlang der Zeitachse, bis sie deckungsgleich sind, so erhält man die jeweilige Zeitdifferenz. Als besonders hilfreich erwiesen sich hierfür parabelähnliche Flugmanöver, da Phasen mit hohen Lastvielfachen sowie solche mit niedrigen dabei in kurzem Abstand aufeinanderfolgen und somit einen besonders markanten Punkt darstellen.

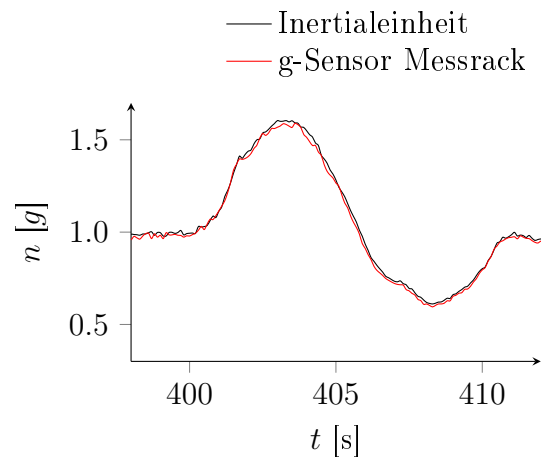


Abbildung 4.1: Lastvielfache

Flugmessanlage ↔ Video Zur Verknüpfung dienten ebenfalls markante Punkte, insbesondere starke Querruderausschläge oder der sowohl im Video als auch in den Messwerten gut erkennbare Landestoß. Um weitere Auswertungen zu vereinfachen, wurden Messwerte zusätzlich in Form von Untertiteln in das Video eingeblendet.



Abbildung 4.2: Einblendung der Messwerte im Video

4.2 Ergebnisse der Kalibrierflüge

U.a. um Berechnungsergebnisse zu überprüfen sowie exakte Sondeneinstellwinkel zu ermitteln, wurden am 10.08.2010 zwischen 8 und 10 Uhr morgens zwei Kalibrierflüge in ruhiger Luft durchgeführt. Typische Flugmanöver wie Kreisen bei verschiedenen Querlagen, Schnell- sowie Langsamflug fanden hierbei Berücksichtigung.

$c_A(\alpha)$ -Kurve

Der Verlauf des Auftriebsbeiwertes über dem Anstellwinkel erlaubt einen Vergleich zwischen berechnetem und messtechnisch erfasstem Auftriebsanstieg. Er bietet somit die Möglichkeit zur Kontrolle der durchgeführten Auftriebsberechnung. Eine Verschiebung der Messwerte in Anstellwinkel-Richtung ermöglicht weiterhin die Ermittlung des exakten Einstellwinkels der Gesamtfluglagesonde gegenüber der Profilschne.

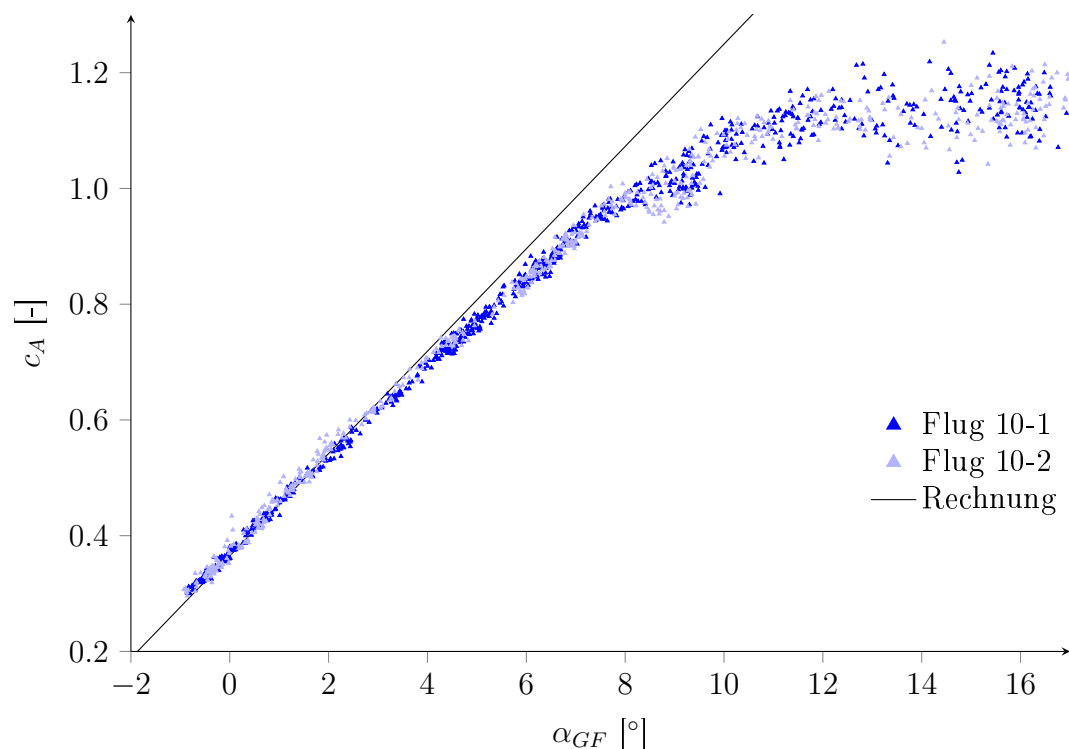


Abbildung 4.3: Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit des Anström winkels an der Gesamtfluglagesonde (Flüge 10-1 und 10-2)

Abb. 4.3 zeigt über eine jeweils etwa 60sekündige Geradeausflugphase aufgenommene Messwerte. Die Berechnung des Auftriebsbeiwertes erfolgte aus dem an der Gesamtfluglagesonde gemessenen Staudruck sowie dem Lastvielfachen. Um eine Verfälschung der Messwerte zu vermeiden, wurden weiterhin die durch Rotationsbewegungen des Flugzeuges hervorgerufenen Geschwindigkeitskomponenten bei der Ermittlung des Sondenanstellwinkels berücksichtigt.

Beide Messflüge ergaben einen gegenüber der Berechnung teils deutlich geringeren Auftriebsanstieg. Lediglich für kleine Auftriebsbeiwerte von $c_A \leq 0.5 \dots 0.6$ zeigt sich eine gute Übereinstimmung. Als mögliche Ursache für den oberhalb dieses Bereiches stufenartig abfallenden Auftriebsanstieg sind Strömungsablösungen infolge der Messhandschuhe denkbar. Tatsächlich zeigen Videoaufnahmen der Wollfäden bereits für kleine Anstellwinkel die Ausbildung eines keilförmigen Turbulenzbereiches im Nachlauf der Sondenhalterungen. Gegen eine solche Erklärung spricht jedoch, dass bereits frühere Messungen ohne vergleichbare Anbauten nahezu identische Auftriebsanstiege ergaben. Auch zeigt die Kurve des Auftriebsbeiwertes über dem Gesamtanstellwinkel (Abb. 4.4) eine bessere Übereinstimmung mit der Rechnung. Somit erscheinen Abweichungen bei der Berechnung induzierter Geschwindigkeiten an der Gesamtfluglagesonde als wahrscheinlichere Ursache.

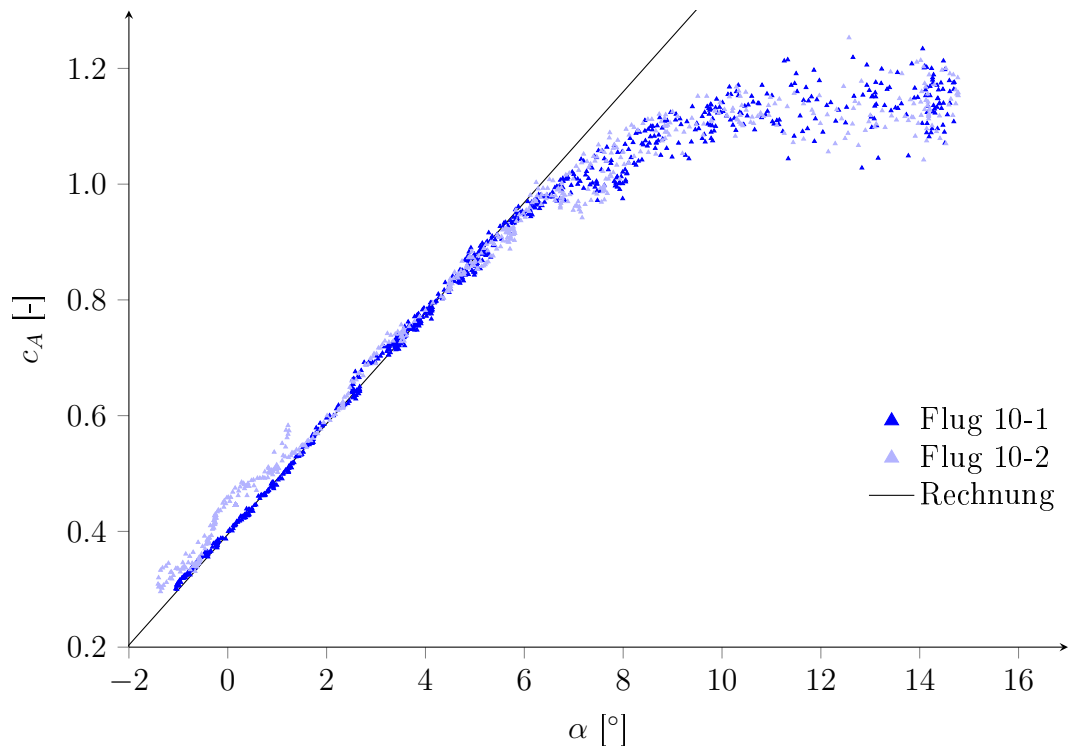


Abbildung 4.4: Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit des Gesamtanstellwinkels

Die Berechnung des Gesamtanstellwinkels in Abb. 4.4 erfolgte über eine Transformation der vom GPS ermittelten Geschwindigkeitskomponenten ins flugzeugfeste Koordinatensystem. Voraussetzung für ein derartiges Vorgehen ist die Annahme ruhender Luft in der Atmosphäre. Um Fehler durch Windeinflüsse zu minimieren, wurde anhand von Geschwindigkeitsdifferenzen zwischen GPS- und Sondenmessung eine Windgeschwindigkeit ermittelt und bei der Anstellwinkelberechnung berücksichtigt. Dennoch kam es gegen Ende des zweiten Kalibrierfluges durch einsetzende Thermik bereits zu Abweichungen im Kurvenverlauf, wobei hier besonders der Bereich kleiner Anstellwinkel betroffen war.

Analog zum Einstellwinkel der Gesamtfluglagesonde war anhand in Abb. 4.4 dargestellter Kurven weiterhin der exakte Neigungswinkel der Inertialeinheit gegenüber der Profilschne zu ermitteln. Die Messwerte wurden dazu so lange in Anstellwinkelrichtung verschoben, bis diese über der Kurve der Rechnung lagen.

Sondenströmung

Nachdem im vorangegangenen Abschnitt bereits die Einstellwinkel von Inertialeinheit und Gesamtfluglagesonde ermittelt wurden, soll dies nun für sämtliche Conrad-Sonden geschehen. Abb. 4.5 zeigt deren Anströmwinkel in Abhängigkeit vom Gesamtanstellwinkel.

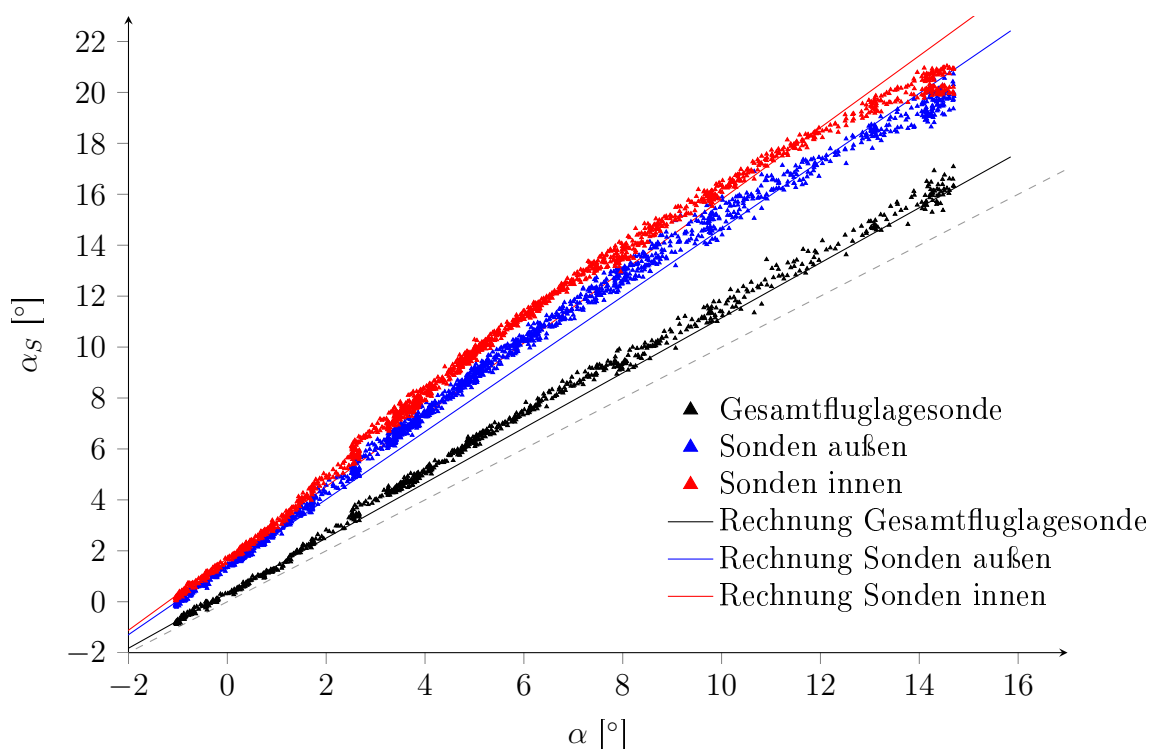


Abbildung 4.5: Sondenströmung in Abhängigkeit vom Gesamtanstellwinkel

Dargestellt sind während Flug 10-1 aufgenommene Messwerte. Für Flug 10-2 ergibt sich ein, mit Ausnahme der bereits in der $c_A(\alpha)$ -Kurve auftretenden Störung im niedrigen Anstellwinkelbereich, nahezu identischer Verlauf. Analog zum bisherigen Vorgehen erfolgte die Ermittlung des Gesamtanstellwinkels aus GPS- und Inertialdaten. Ebenso wurden zur Korrektur der Sondenanstellwinkel erneut die durch Rotationsbewegungen verursachten Geschwindigkeitskomponenten abgezogen.

Generell zeigt der Kurvenverlauf eine gegenüber dem Gesamtanstellwinkel deutlich steilere Anströmung der einzelnen Sonden. Ursache hierfür ist die Beeinflussung der Sondenströmungswinkel durch die Tragflügelumströmung. Infolge ihrer Lage vor dem Flügel wird am Ort einer Sonde dabei vor allem eine aufwärtsgerichtete Geschwindigkeit induziert, deren

Größe sich anhand von Auftriebsverteilung und Sondenposition berechnen lässt. Während dabei im Bereich kleiner Anstellwinkel eine relativ gute Übereinstimmung zwischen berechneten und gemessenen Sondenanströmungswinkeln vorzufinden ist, weichen die weiteren Kurvenverläufe leicht vom linearen Zusammenhang der Rechnung ab. Speziell im Bereich um $\alpha \approx 3^\circ$ zeigen die Messwerte einen steileren Kurvenanstieg, wohingegen dieser im hohen Anstellwinkelbereich abnimmt.

Letzteres lässt sich anhand des für hohe Anstellwinkel zunehmend nichtlinearen Verlaufes der $c_A(\alpha)$ -Kurve erklären. Aufgrund zunehmender Strömungsablösung fällt der Auftriebsanstieg im Bereich hoher Anstellwinkel stark ab, wodurch auch der Anstieg der induzierten Geschwindigkeit an den Sonden entsprechend zurückgeht. Ein Effekt, der durch die lineare Rechnung nicht berücksichtigt wird. Aufgrund ihrer größeren Entfernung zum Flügel und der damit verbundenen geringeren Beeinflussung durch die Flügelumströmung fallen Abweichungen für die Gesamtfluglagesonde hierbei deutlich schwächer aus.

Nicht ohne Weiteres ersichtlich ist dagegen die Ursache des plötzlichen Sprunges im Kurvenverlauf ($\alpha \approx 3^\circ$). Die Tatsache, dass dieser für alle Sonden gleichzeitig auftritt, legt die Vermutung eines Fehlers in den GPS- bzw. Inertialdaten und damit in der Berechnung des Gesamtanstellwinkels nahe. Gegen einen fehlerhaft berechneten Gesamtanstellwinkel als alleinige Ursache der Abweichungen spricht jedoch die gute Übereinstimmung der $c_A(\alpha)$ -Kurve mit der Rechnung. Auch wurde für beide Kalibrierflüge ein nahezu identischer Kurvenverlauf ermittelt.

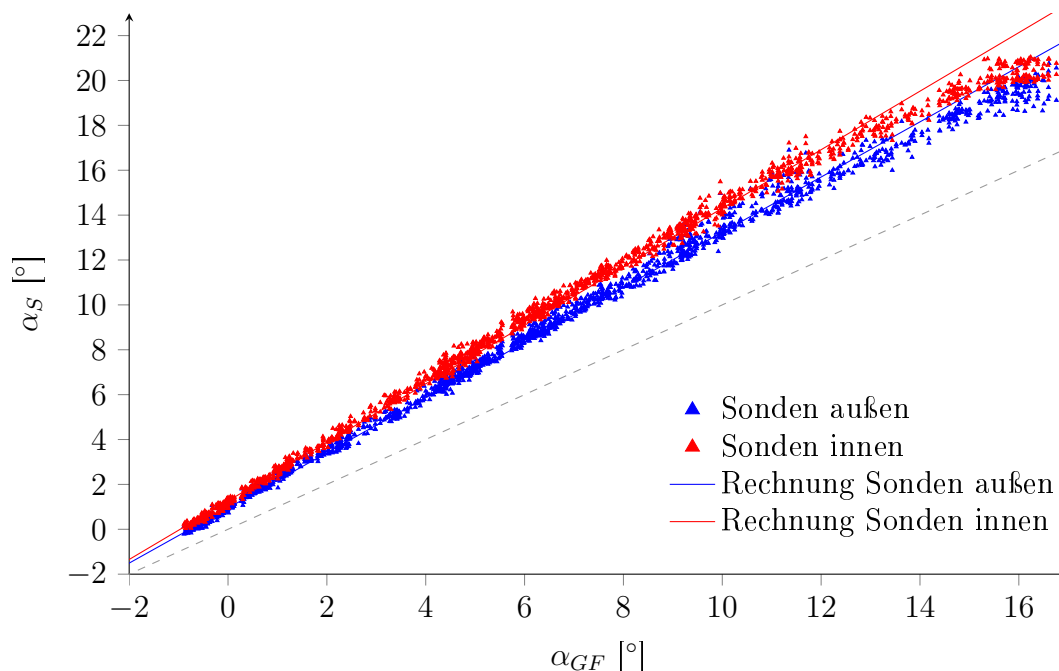


Abbildung 4.6: Sondenanströmung in Abhängigkeit vom Anstellwinkel der Gesamtfluglagesonde

Abb. 4.6 zeigt die Sonden anströmwinkel in Abhängigkeit des Anstellwinkels der Gesamtfluglagesonde. Verglichen mit Abb. 4.5, ergibt sich eine deutlich bessere Übereinstimmung zwischen Rechnung und Messung. Da lokal auftretende Störungen wie Rumpfeinflüsse das Verhältnis der Sonden untereinander beeinflussen müssten, scheint als Grund festgestellter Abweichungen ein entlang der gesamten Spannweite auftretender Effekt wahrscheinlich.

Um Auswirkungen dieser Nichtlinearitäten auf weitere Betrachtungen berücksichtigen zu können, soll für die Anströmwinkel der einzelnen Sonden eine Korrekturfunktion eingeführt werden. Der hierzu gewählte Polynomansatz vierten Grades basiert auf den Messwerten beider Kalibrierflüge und gibt die Abweichung zwischen gemessenem und theoretisch berechnetem Sonden anströmwinkel (in Abhängigkeit vom gemessenen Sonden anströmwinkel) an. Im Vorfeld weiterer Berechnungen erfolgt mit dessen Hilfe eine Korrektur der Messwerte um den entsprechenden Betrag.

Weiterhin konnten anhand der Kurven in Abb. 4.5 und 4.6 die Einstellwinkel einzelner Conrad-Sonden ermittelt werden, indem die jeweiligen Kurven so weit in α_S -Richtung verschoben wurden, bis diese maximale Übereinstimmungen mit der Rechnung zeigten. Es ergaben sich Sondereinstellwinkel im Bereich von $-1.7^\circ \dots 1.1^\circ$.

Flugleistungen

Um die Leistungsfähigkeit verschiedener Flugzeugtypen bzw. Flugstrategien beurteilen zu können, ist das Eigensinken des Versuchsflugzeuges relativ zur umgebenden Luft von Interesse. Abb. 4.7 zeigt das Eigensinken in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit.

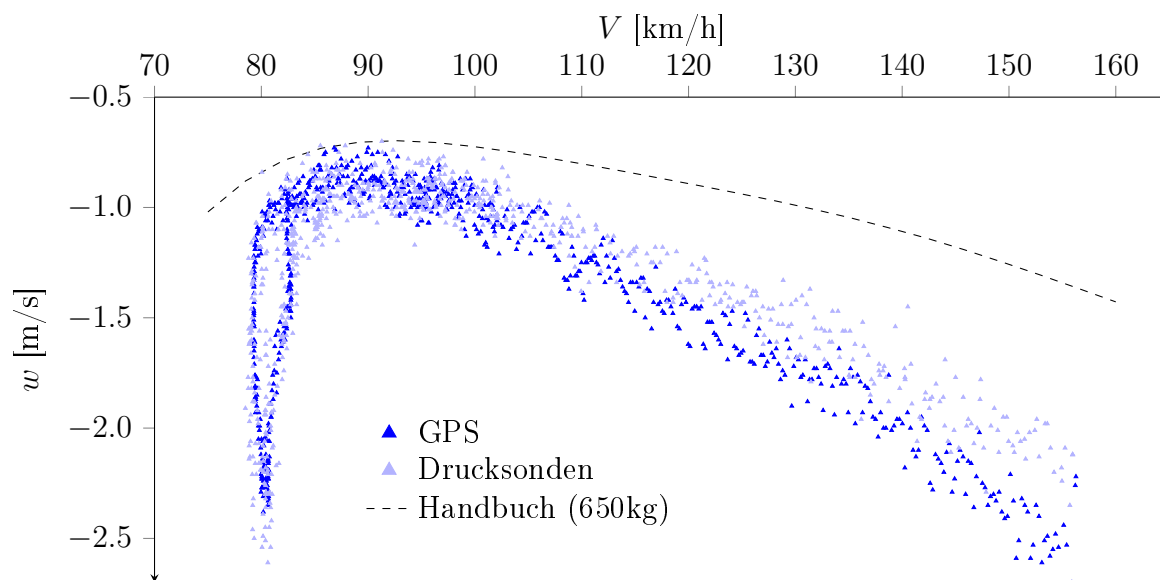


Abbildung 4.7: Eigensinken in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit

Angegebene Geschwindigkeiten entsprechen dabei der unkorrigierten Eigengeschwindigkeit (IAS¹), dargestellte Messwerte einem Abschnitt von ca. 80s während Flug 10-1. Zu Vergleichszwecken sind weiterhin die Angaben des Herstellers [15] angegeben.

Die Ermittlung des Eigensinkens erfolgte dabei einerseits aus den GPS-Daten, andererseits aus den an der Gesamtfluglagesonde gemessenen Drücken. Um den Einfluss der Flughöhe auf den Kurvenverlauf zu minimieren, wurden GPS-Geschwindigkeiten anhand der örtlichen Dichte korrigiert. Unter Annahme der Standardatmosphäre lässt sich Letztere aus der Flughöhe ermitteln (nach [7]):

$$\rho = 1.225[\text{kg}/\text{m}^3] \cdot (1 - 2.2558 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{h}{[\text{m}]})^{4.2586} \quad (4.1)$$

Weiterhin ist eine Totalenergiekompensation notwendig, um Steiggeschwindigkeiten zu erfassen, welche lediglich durch Fahrtzu- bzw. -abnahme hervorgerufen werden. Die Größe dieser bei der Umwandlung von potentieller in kinetische Energie bzw. umgekehrt verursachten Steiggeschwindigkeit ergibt sich aus dem Energieerhaltungssatz:

$$w = \frac{(h_2 - h_1)}{(t_2 - t_1)} = \frac{(V_1^2 - V_2^2)}{2 \cdot g \cdot (t_2 - t_1)} \quad (4.2)$$

Zur Berechnung des Eigensinkens aus den an der Gesamtfluglagesonde gemessenen Geschwindigkeitskomponenten sind diese in das erdfeste Koordinatensystem zu transformieren. Von Interesse ist dabei lediglich die erdfeste z-Komponente, deren Wert dem Eigensinken entspricht. Zu beachten sind jedoch durch Flügelumströmung bzw. Rotationsbewegungen des Flugzeuges am Ort der Sonde induzierte Störgeschwindigkeiten. Das Vorgehen ähnelt damit stark demjenigen zur Berechnung von Aufwindgeschwindigkeiten und ist in Kapitel 4.3 näher erläutert. Um eine separate Totalenergiekompensation für die Drucksondenmessung überflüssig zu machen, wurde zur Berechnung der Sinkgeschwindigkeit im erdfesten System weiterhin statt des Nickwinkels die Neigung des Scheinlotes gegenüber der Flugzeughochachse verwendet.

Neben generellen Messungenauigkeiten bieten beide Verfahren jedoch grundlegende Probleme. Während die Ermittlung einer Polaren aus GPS-Geschwindigkeiten ruhige Luft in der Atmosphäre voraussetzt, kommt es bei Strömungs-Messungen zu Ungenauigkeiten infolge einer Beeinflussung von Messwerten durch die Flugzeugumströmung. Da sich aber bereits geringe Abweichungen sehr stark auf den Kurvenverlauf auswirken können, erfolgt die Flugleistungsvermessung üblicherweise im Vergleichsflugverfahren. Flugleistungen des zu untersuchenden Flugzeuges werden dabei durch Vergleich mit einem hochgenau kalibrierten Vergleichsflugzeug ermittelt. Umso mehr überrascht die gute Qualität der Messwerte und speziell die gute Übereinstimmung der beiden Kurven für niedrige Geschwindigkeiten, zumal der vorliegende Versuchsaufbau im Hinblick auf große Abstände zwischen Strömungssonde und Inertialeinheit sowie damit verbundener geringer Steifigkeiten nur bedingt zur Ermittlung des exakten Eigensinkens geeignet war.

¹Indicated Airspeed

Die berechneten Flugleistungen beider Kurven liegen teilweise deutlich unter den Angaben des Handbuchs. Es ist davon auszugehen, dass insbesondere die zahlreichen Messanbauten zu einer derartigen Verschlechterung der Widerstandsbilanz des Versuchsflugzeuges führten. Auch wurden sämtliche Messungen mit ausgefahrenem Fahrwerk durchgeführt. Im Überziehbereich zeigen beide Kurven eine deutliche Hysterese.

Strömungsstrukturen

Das Verhalten der zur Strömungsvisualisierung aufgebrauchten Wollfäden ist für einzelne beispielhaft gewählte Flugzustände in den folgenden Abbildungen dargestellt.

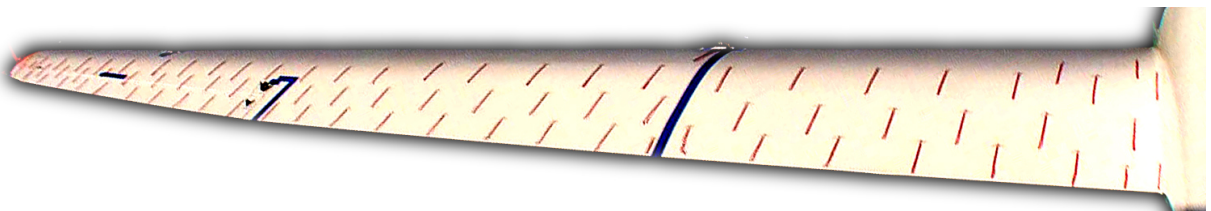


Abbildung 4.8: Strömungsstrukturen bei $c_A = 0.32$ und $Re \approx 1.7 \dots 3.4 \cdot 10^6$

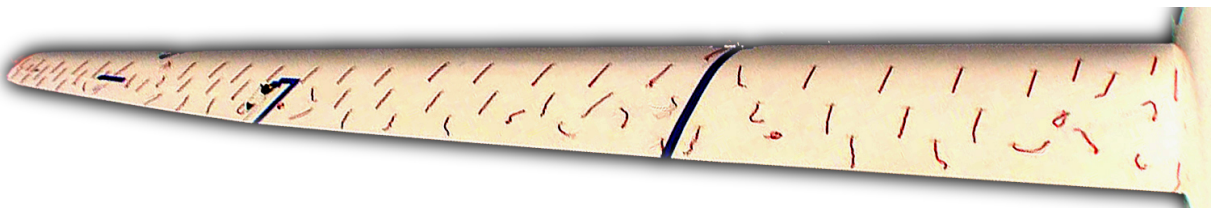


Abbildung 4.9: Strömungsstrukturen bei $c_A = 1.09$ und $Re \approx 0.9 \dots 1.8 \cdot 10^6$



Abbildung 4.10: Strömungsstrukturen bei $c_A = 1.17$ und $Re \approx 0.9 \dots 1.8 \cdot 10^6$

Erwartungsgemäß zeigt sich für kleine Auftriebsbeiwerte eine über die gesamte Spannweite anliegende Strömung. Mit zunehmendem Anstellwinkel bilden sich im Nachlauf der Messanbauten bzw. in Rumpfnähe jedoch relativ früh ($c_A \approx 0.7$) keilförmige Turbulenzgebiete aus, deren Ausdehnung mit weiter wachsendem Auftriebsbeiwert schnell zunimmt. Ab einem Auftriebsbeiwert von $c_A \approx 1.1$ beginnt die Strömung an der Hinterkante beginnend, auch in den ungestört angeströmten Flügelabschnitten abzulösen. Wie

die berechnete Auftriebsverteilung vermuten ließ, geschieht dies nahezu gleichzeitig über die gesamte Spannweite. Im Verlauf des Auftriebsbeiwertes über dem Anstellwinkel (Abb. 4.4) ist ein erster Abfall des Auftriebsanstieges bereits ab Beiwerten von etwa $c_A \approx 1.0$ zu erkennen. Maximal erreichte Auftriebsbeiwerte liegen bei knapp $c_A \approx 1.2$. Dabei ist die Strömung über nahezu die gesamte Tragfläche abgelöst. Geht man davon aus, dass Strömungsablösungen nur geringfügige Verformungen der Auftriebsverteilung verursachen, so lassen sich weiterhin die lokalen Maxima des Auftriebsbeiwertes angeben. Diese liegen für die beginnende Strömungsablösung bei $c_a \approx 1.05$ sowie für den Maximalauftrieb bei $c_a \approx 1.25$. Seitens der Profildaten (Abb. 2.3) ist mit einem Abfall des Auftriebsanstieges jedoch erst bei lokalen Beiwerten von $c_a \approx 1.3$ zu rechnen. Als maximaler Auftriebsbeiwert ergibt sich laut X-Foil ein Wert von $c_a \approx 1.5$. Somit scheinen mit X-Foil berechnete Auftriebsbeiwerte auch für das E-603 tendenziell eher zu hoch zu liegen. Im Falle des Maximalauftriebes sind dies wie beim FX-73 ca. 20%.

4.3 Rekonstruktion der Böengestalt

Berechnung von Aufwindgeschwindigkeiten

Windgeschwindigkeiten können anhand von Geschwindigkeitsdifferenzen zwischen GPS- und Sondenmessdaten ermittelt werden. Die ins erdfeste Koordinatensystem überführte Anströmung des Flugzeuges ${}^e\vec{V}$ setzt sich dabei aus Luftbewegungen in der Atmosphäre ${}^e\vec{V}_W$ sowie der Schwerpunktbewegung ${}^e\vec{V}_{SP}$ zusammen:

$${}^e\vec{V} = {}^e\vec{V}_W - {}^e\vec{V}_{SP} \quad (4.3)$$

Während die Schwerpunktbewegung direkt aus den GPS-Messdaten hervorgeht, sind zur Ermittlung der inertialen Anströmgeschwindigkeit mehrere Zwischenschritte notwendig. Zunächst gilt es, die Komponenten der Anströmgeschwindigkeit im flugzeugfesten System aus den Messwerten der Anströmwinkelsonden zu ermitteln. Deren Kalibrierung im Windkanal erfolgte, indem sie in einem konstanten Luftstrom zunächst um den Winkel β um die Hochachse und daraufhin um den Winkel α um die neue Querachse gedreht wurden. Entsprechend ergeben sich die Komponenten der Anströmgeschwindigkeit an einer Sonde \vec{V}_S wie folgt:

$$\vec{V}_S = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cdot \cos \beta \end{pmatrix} \cdot V_\infty \quad (4.4)$$

Um vergleichbare Werte für GPS- und Sondengeschwindigkeiten zu erzielen, ist die Anströmgeschwindigkeit V_∞ anhand der örtlichen Dichte zu ermitteln (TAS²):

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad (4.5)$$

Letztere ergibt sich entsprechend der Standardatmosphäre nach Gleichung (4.1).

²True Airspeed

Während des Fluges wird die Anströmung der Sonden jedoch durch Rotationsbewegungen des Flugzeuges bzw. die Flügelumströmung gestört. Bei der Ermittlung der tatsächlichen Strömungsverhältnisse müssen diese Anteile berücksichtigt werden:

$${}^f\vec{V} = {}^f\vec{V}_S - {}^f\vec{V}_R - {}^f\vec{V}_i \quad (4.6)$$

Die durch Rotationsbewegungen hervorgerufene Störgeschwindigkeit ${}^f\vec{V}_R$ ist abhängig von der Sondenposition sowie der jeweiligen Drehrate. Ihre Berechnung erfolgt nach Gleichung (2.13). Zur Bestimmung der induzierten Geschwindigkeit ${}^f\vec{V}_i$ am Ort der Sonde ist dagegen ein iteratives Vorgehen notwendig, da deren Ermittlung die Kenntnis der Auftriebsverteilung voraussetzt, diese jedoch wiederum von der Böengestalt abhängig ist.

Ist die Anströmung im flugzeugfesten System ermittelt, so kann diese nach Gleichung (2.2) ins inertielle System transformiert werden. Zur Ermittlung des örtlichen Aufwindes ist dabei lediglich die z-Komponente der Anströmgeschwindigkeit von Bedeutung:

$${}^eV_z = {}^fV_x \cdot \sin \Theta + {}^fV_y \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Phi - {}^fV_z \cdot \cos \Theta \cdot \cos \Phi \quad (4.7)$$

Nach Gleichung (4.3) ergibt sich der örtliche Aufwind zu:

$${}^eV_{W,z} = {}^eV_z + {}^eV_{SP,z} = -w_B \quad (4.8)$$

Ergebnisse der Aufwindberechnung

Die Abb. 4.11 und 4.12 zeigen für zwei beispielhaft gewählte Flugabschnitte die an den einzelnen Sonden berechneten Aufwindgeschwindigkeiten.

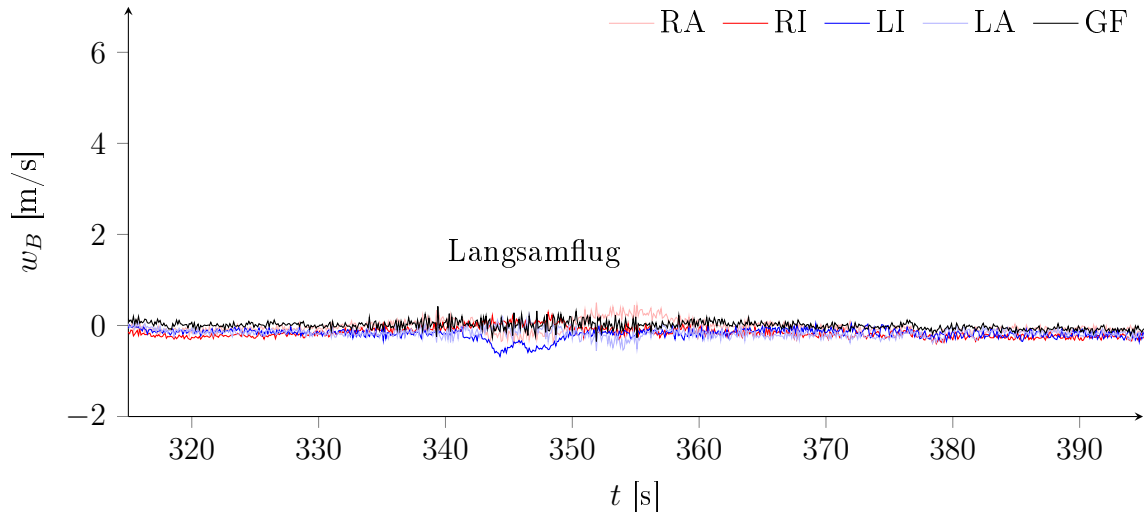


Abbildung 4.11: Aufwindgeschwindigkeiten an einzelnen Sonden im Kalibrierflug (10-1)

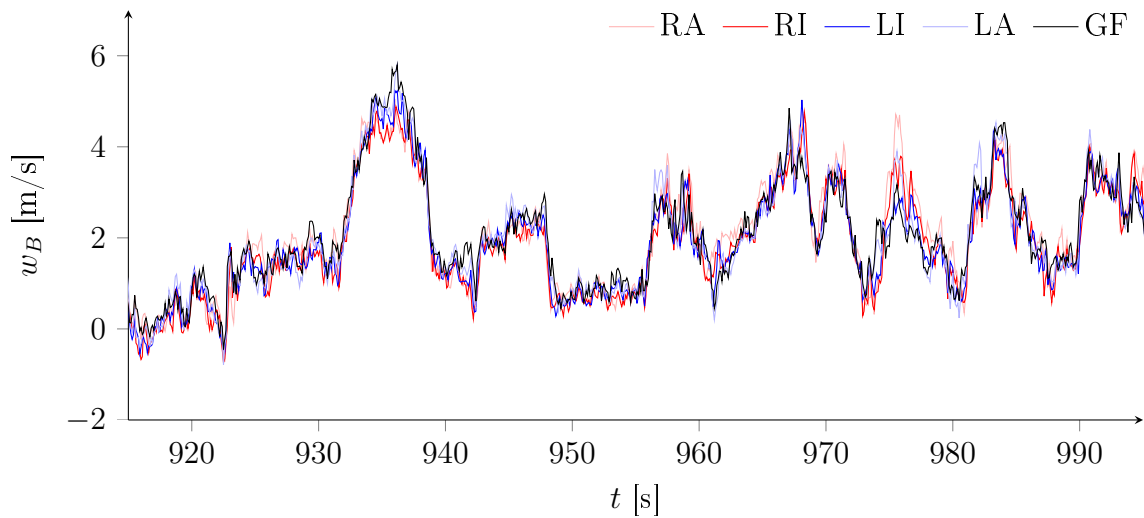


Abbildung 4.12: Aufwindgeschwindigkeiten an einzelnen Sonden im Thermikflug (10-3)

Erwartungsgemäß ergibt die Berechnung für den Kalibrierflug eine nahezu ruhende Luftmasse, wohingegen im Thermikflug starke Turbulenzen auftreten. Für Flug 10-1 dargestellte Messwerte wurden dabei im Geradeausflug beim Durchfliegen des gesamten Geschwindigkeitsbereiches aufgenommen, diejenigen für Flug 10-3 hingegen beim Kreisen in der Thermik. Speziell im extremen Langsamflug bzw. im Bereich von Strömungsablösungen sinkt die Genauigkeit der Aufwindberechnung infolge zunehmender Fehler bei der Bestimmung induzierter Geschwindigkeiten. Ebenso konnten während des ersten Kalibrierfluges (Flug 10-1) im steilen Kurvenflug Abweichungen festgestellt werden. Hier lagen berechnete Aufwindgeschwindigkeiten teils deutlich zu niedrig. Da diese Abweichungen jedoch für alle Sonden in gleichem Maße auftraten, sollten durch sie verursachte Fehler bei der Berechnung der Auftriebsverteilung eher gering ausfallen.

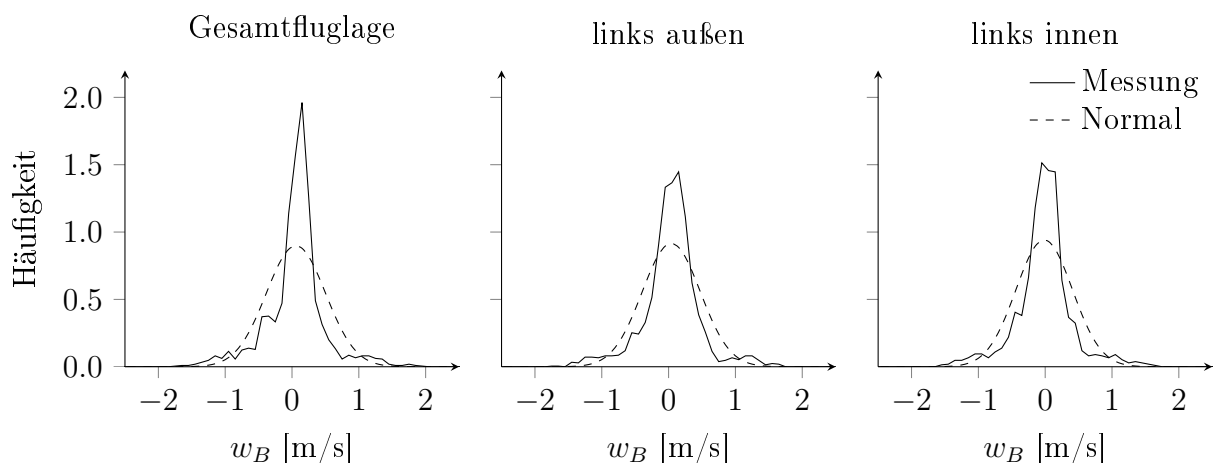


Abbildung 4.13: Verteilung vertikaler Windgeschwindigkeiten im Kalibrierflug (10-2)

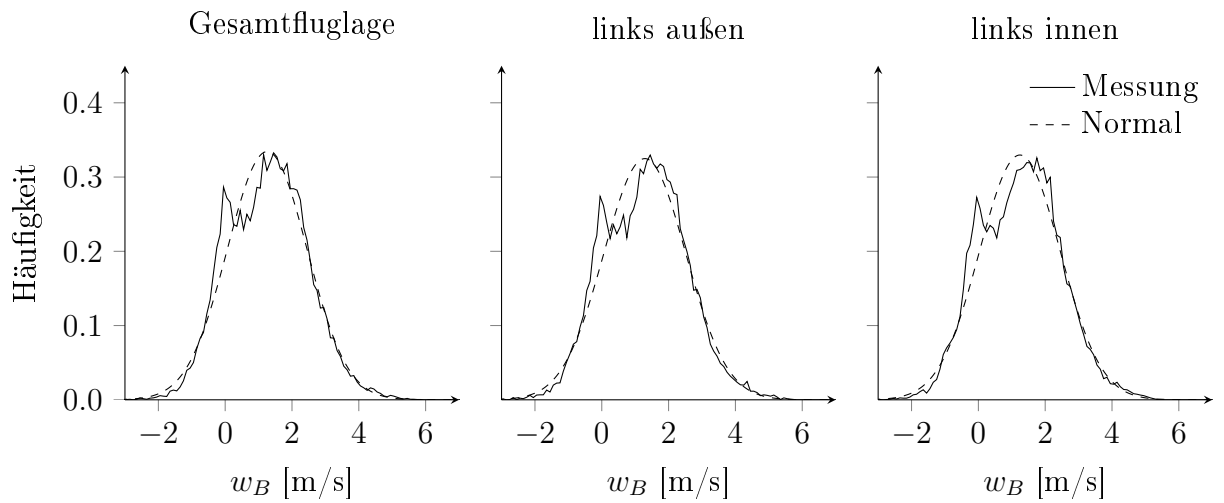


Abbildung 4.14: Verteilung vertikaler Windgeschwindigkeiten im Thermikflug (10-3)

Die Häufigkeit festgestellter vertikaler Böengeschwindigkeiten ist in den Abbildungen 4.13 und 4.14 beispielhaft für zwei der durchgeführten Messflüge und die Sonden des linken Flügels gezeigt. Eine Übersicht der ermittelten Verteilungen sämtlicher Flüge ist weiterhin in Tabelle 4.2 angegeben. Berücksichtigung fanden dabei ausschließlich reine Segelflugabschnitte, nicht aber Start und Landung.

Flug	Segelflugzeit [s]	Aufwindgeschwindigkeiten									
		Mittelwert [m/s]					Standardabweichung [m/s]				
		GF	LA	LI	RI	RA	GF	LA	LI	RI	RA
04-1	1810	1.44	1.65	1.57	1.28	1.45	1.59	1.63	1.60	1.58	1.58
04-2	400	-0.12	-0.07	-0.22	-0.37	-0.14	0.76	0.73	0.71	0.68	0.70
10-1	380	0.02	-0.05	-0.08	-0.12	-0.04	0.15	0.16	0.15	0.13	0.16
10-2	210	0.03	0.04	-0.02	-0.01	0.01	0.45	0.44	0.42	0.41	0.43
10-3	2670	1.26	1.29	1.24	1.11	1.21	1.19	1.23	1.21	1.20	1.21
10-4	1775	1.08	1.03	0.93	0.83	0.90	1.38	1.44	1.41	1.33	1.37
10-5	475	0.58	0.53	0.50	0.34	0.45	1.10	1.10	1.10	1.05	1.08

Tabelle 4.2: Aufwindintensitäten der einzelnen Messflüge

Insbesondere für Thermikflüge ergaben sich in etwa normalverteilte Aufwinde. Häufigkeiten während der beiden Kalibrierflüge ermittelter Böen wichen hingegen von einer Normalverteilung ab. Während Flug 10-1 kam es infolge einer fehlerhaften Aufwindberechnung im steilen Kurvenflug zu Unterschieden, als deren Ursache Probleme in den GPS- bzw. Inertialdaten wahrscheinlich erscheinen. Auch für Flug 10-2 (Abb. 4.13) zeigen sich Abweichungen, speziell ein zu häufiges Auftreten starker Böen. Grund hierfür dürfte die gegen Ende dieses Fluges einsetzende Thermik sein, in deren Folge bereits einige stärkere Aufwinde durchflogen wurden. Nicht zuletzt weicht auch die Verteilung für Thermikflüge

leicht von einer Normalverteilung ab. Als typisches Merkmal der gemessenen Verteilungen stellte sich die Ausbildung zweier Häufigkeits-Maxima heraus (Abb. 4.14), wobei eines der beiden stets im Bereich um 0m/s liegt. Beide Maxima stehen für einen charakteristischen Abschnitt des Segelfluges. Einerseits das Kreisen in einem thermischen Aufwind bei steigender Luft, andererseits der Geradeausflug zwischen zwei Aufwindgebieten in einer ruhenden bzw. sogar sinkenden Luftmasse. Entsprechend verschwand das zweite Maximum bei ausschließlicher Betrachtung der Kreisfluganteile und der Kurvenverlauf näherte sich nochmals deutlich einer Normalverteilung an.

Rekonstruktion der spannweitenigen Aufwindverteilung

Um aus den an fünf spannweitenigen Positionen ermittelten Aufwindgeschwindigkeiten eine Böengestalt zu rekonstruieren, werden diese über die in Kapitel 2.5 bereits vorgestellte Ansatzfunktion (2.14) angenähert. In einem vorgegebenen Bereich wird hierzu nach denjenigen Parametern gesucht, welche eine geringstmögliche Abweichung zwischen Näherungsfunktion und Messwerten ergeben.

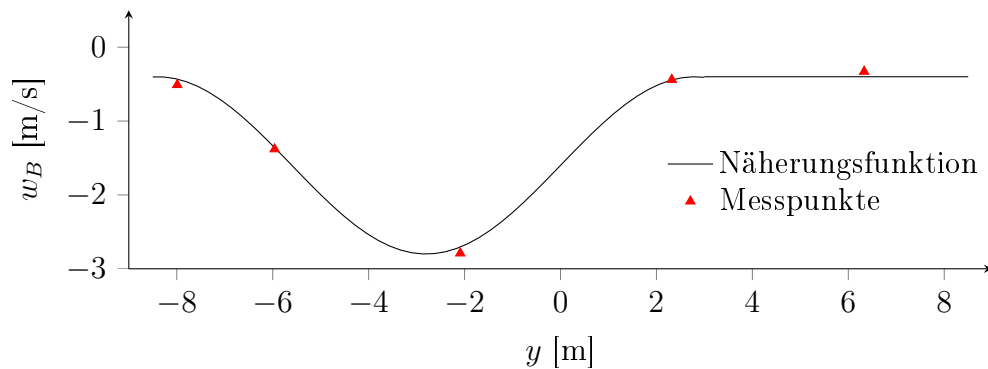


Abbildung 4.15: Rekonstruktion der spannweitenigen Böengestalt mittels Ansatzfunktion

4.4 Ergebnisse für konkrete Flugphasen und -manöver

4.4.1 Flugzeugschlepp

Messwerte deuten im Schlepp auf eine starke Beeinflussung der Flügelanströmung durch das vorausfliegende Motorflugzeug hin. Besonders im Bereich der inneren Sonden kommt es infolge des Abwindfeldes zu einer Verringerung der Anströmwinkel. Eine Betrachtung berechneter Aufwindgeschwindigkeiten (Abb. 4.16) bestätigt diesen Eindruck.

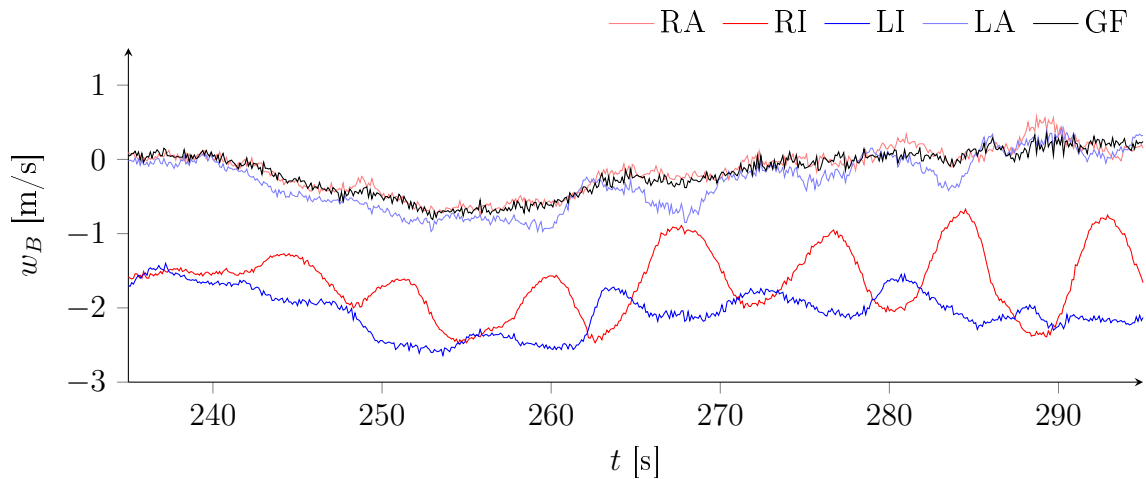


Abbildung 4.16: Vertikale Windgeschwindigkeiten im Flugzeugschlepp (Flug 10-1)

Je nach Position der Flugzeuge zueinander trifft das Abwindfeld dabei vorwiegend den linken oder rechten Flügel. Im Kurvenflug verschiebt sich der Einfluss zunehmend zur kurvenäußeren Tragfläche. Abb. 4.17 zeigt die Verteilung im Flugzeugschlepp berechneter Aufwinde für Flug 10-2.

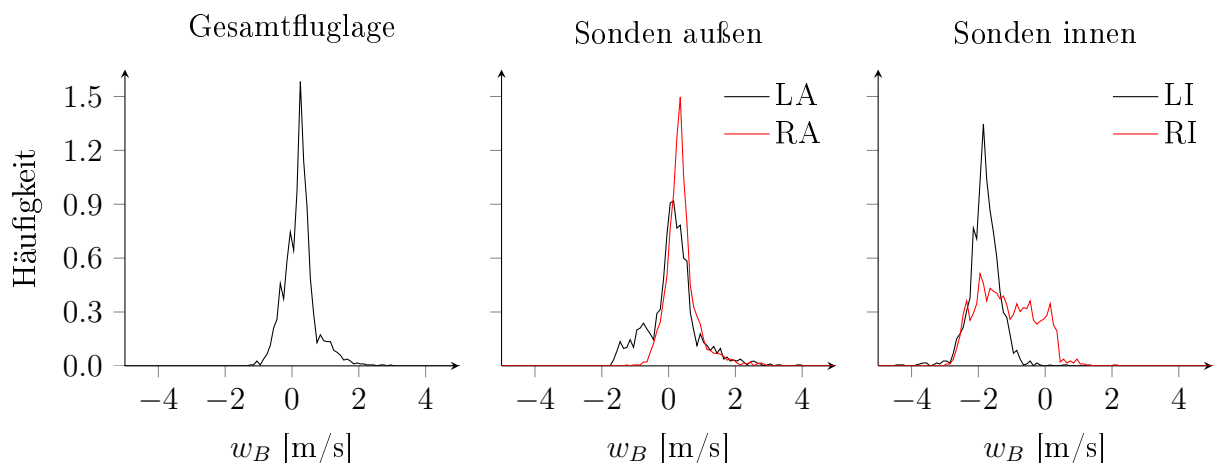


Abbildung 4.17: Verteilung vertikaler Windgeschwindigkeiten im Flugzeugschlepp (10-2)

Es zeigen sich mitunter deutliche Unterschiede zwischen linker und rechter Sonde. Zum Teil sind diese durch im Schlepp ausschließlich geflogene Rechtskurven zu erklären. Während die innere Sonde des linken Flügels nahezu über den gesamten Schlepp durch das Abwindfeld gestört wird, lässt die Beeinflussung im Bereich der rechten inneren Sonde im Kurvenflug nach. Da sich das Abwindfeld hier in Richtung der kurvenäußeren Tragfläche verschiebt, ist dagegen zunehmend die äußere linke Sonde betroffen. Es ergab sich jedoch auch im reinen Geradeausflug eine etwas stärkere Beeinflussung der linken Fläche.

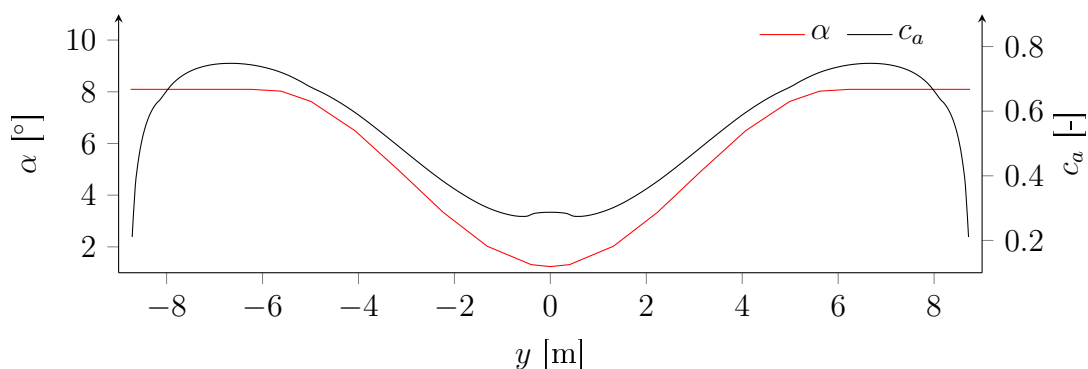


Abbildung 4.18: Typische Anströmwinkel- und Auftriebsbeiwertverteilung im F-Schlepp

Eine typische, für den Flugzeugschlepp berechnete Auftriebsverteilung, sowie die zugrunde liegende Flügelverwindung, ist in Abb. 4.18 dargestellt. Obwohl die Böen-Ansatzfunktion nicht zur Modellierung eines Abwindfeldes gedacht ist, lässt sich eine klare Tendenz erkennen. Die flachere Anströmung der spannweitig inneren Bereiche bedingt demnach eine stark verformte Auftriebsverteilung, welche wiederum eine deutliche Erhöhung des induzierten Widerstandes zur Folge hat.

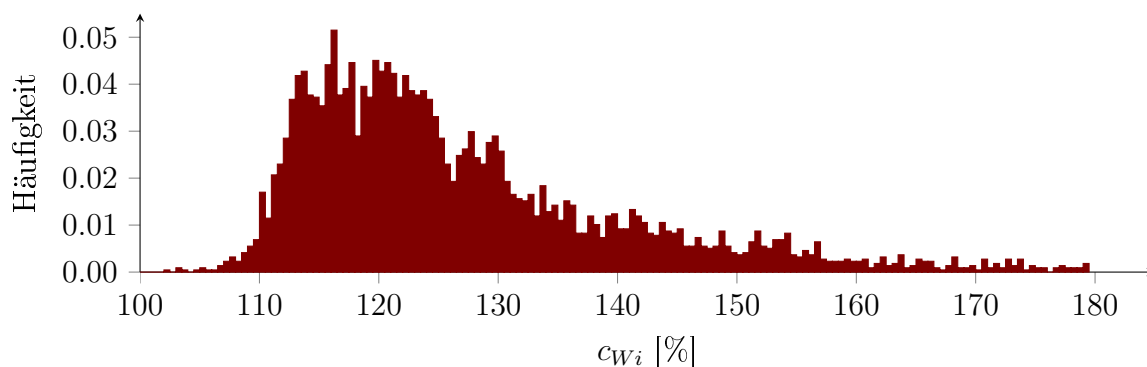


Abbildung 4.19: Erhöhung des induzierten Widerstandes im Flugzeugschlepp (ruhige Luft)

Abb. 4.19 zeigt im Flugzeugschlepp ermittelte induzierte Widerstände im Verhältnis zu denjenigen bei gleichem Auftriebsbeiwert und ungestörter Anströmung. Berücksichtigung fanden hierbei zunächst nur die beiden Kalibrierflüge. Im Schnitt lag der Beiwert des induzierten Widerstandes für diese Flugphase um ca. 28% über demjenigen des ungestörten

Normalfluges ohne Querruderausschläge. Nochmals stärker fielen Widerstandserhöhungen unter thermischen Bedingungen aus. Hier auftretende heftige Turbulenzen führten zu teils massiven spannweitigen Anströmwinkelgradienten von mitunter weit mehr als 10° zwischen benachbarten Sonden. In deren Folge kam es zu einer weiteren Verformung der Auftriebsverteilung. Die teilweise nur einzelne spannweitige Abschnitte umfassenden Böen machten zudem ein Gegensteuern mit starken Querruderausschlägen erforderlich, welche ihrerseits einen zusätzlichen Anstieg des induzierten Widerstandes bedingten.

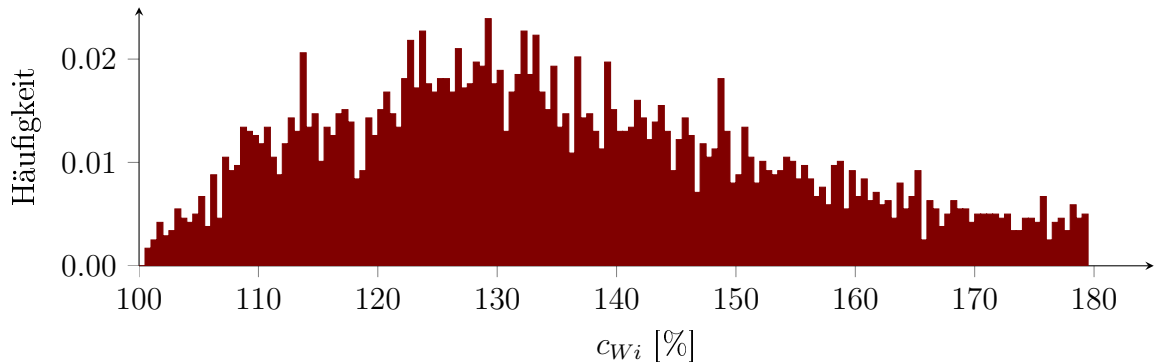


Abbildung 4.20: Erhöhung des induzierten Widerstandes im Flugzeugschlepp (Thermik)

Abb. 4.20 zeigt die Verteilung von Erhöhungen des induzierten Widerstandes im Schlepp unter thermischen Bedingungen (Flüge 10-3 und 10-4). Es ergibt sich eine gegenüber dem Flugzeugschlepp in ruhiger Luft deutlich stärkere Streuung der Widerstandsbeiwerte. Dabei traten teilweise Erhöhungen um mehr als 100% auf, andererseits aber auch Flugphasen ohne nennenswerte Beeinflussung. Im Schnitt betrug die Erhöhung des induzierten Widerstandsbeiwertes ca. 51% gegenüber dem Flug bei gleichem Auftriebsbeiwert aber ungestörter Anströmung. Da auftretende starke spannweitige Aufwindgradienten von der Böen-Ansatzfunktion zum Teil jedoch nur bedingt erfasst werden konnten, scheinen nochmals höhere Werte wahrscheinlicher.

Um größere Fehler zu vermeiden, wurden in allen Betrachtungen jene Messpunkte entfernt, für die gemittelte Abweichungen zwischen tatsächlich gemessenen und anhand der angenäherten Auftriebsverteilung berechneten Sondenanströmwinkeln von mehr als einem Grad pro Sonde auftraten. Durchschnittliche Differenzen zwischen Messung und Rechnung betragen dagegen 0.3° /Sonde gegenüber 0.1° /Sonde beim Flugzeugschlepp in ruhiger Luft.

Im Hinblick auf das Auftreten temporär überzogener Flugzustände ist weiterhin die Häufigkeit oberhalb gewisser Grenzen liegender Auftriebsbeiwerte von Interesse. Während der Thermikflüge 10-3 und 10-4 aufgetretene Beiwerte zeigt Abb. 4.21. Dargestellt sind hierbei aus der Auftriebsverteilung berechnete Werte. Deren Verteilung unterscheidet sich kaum von der aus Staudruck und Lastvielfachem ermittelten, weist jedoch einen um ca. 3% geringeren Mittelwert auf. Für Flüge in ruhiger Luft ergab sich bei nahezu identischem Mittelwert eine geringere Streuung der Auftriebsbeiwerte. Zum Vergleich ist ebenfalls die während der Kalibrierflüge aufgenommene $c_A(\alpha)$ -Kurve angegeben.

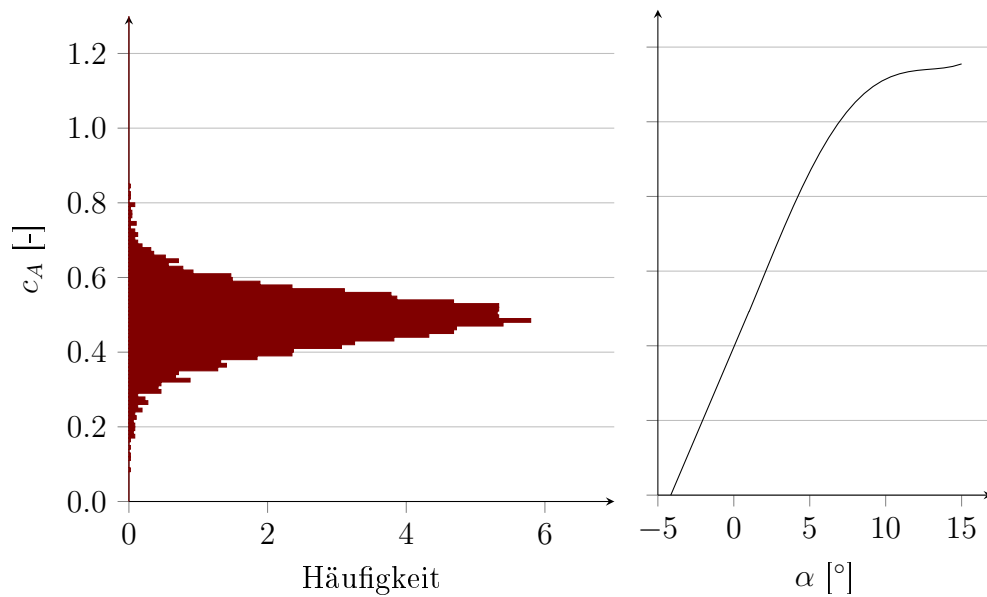


Abbildung 4.21: Auftriebsbeiwerte im Flugzeugschlepp (Thermik) im Vergleich zur ermittelten $c_A(\alpha)$ -Kurve

Wie die relativ hohen Geschwindigkeiten im Flugzeugschlepp ohnehin nahelegen, traten praktisch keine Auftriebsbeiwerte im Überziehbereich auf. Aufgrund der im Schlepp stark verformten Auftriebsverteilung sind lokal überzogene Flugzustände dennoch denkbar. Betrachtet werden deshalb auch die aus den berechneten Auftriebsverteilungen folgenden lokalen c_a -Maxima (Abb. 4.22). Diese liegen deutlich über dem jeweiligen Gesamtauftriebsbeiwert. Ein Vergleich mit ermittelten Profildaten soll nun zur Abschätzung der Häufigkeit lokal überzogener Flugzustände genutzt werden. Laut X-Foil-Berechnung ist ab einem örtlichen Auftriebsbeiwert von $c_a \approx 1.3$ mit beginnender Strömungsablösung zu rechnen. Die Ergebnisse der Kalibrierflüge legen dagegen nahe, dass bereits bei lokalen Auftriebsbeiwerten um $c_a \approx 1.1$ Ablösungen auftreten. Derart hohe Werte wurden beim Schlepp unter thermischen Bedingungen mit folgenden Häufigkeiten ermittelt:

Lokaler Auftriebsbeiwert	Anteil an der Flugzeit
>1.1	2.8%
>1.2	1.2%
>1.3	0.6%

Tabelle 4.3: Anteil der Flugphasen mit lokalen Auftriebsbeiwerten im Bereich von Ablösungen (Flugzeugschlepp bei mittlerem c_A von ca. 0.5)

Betroffen war hiervon nahezu ausschließlich der Bereich der Querruder. Auswertungen der Videoaufnahmen deuten allerdings darauf hin, dass lokale Strömungsablösungen im Flugzeugschlepp unter thermischen Bedingungen deutlich häufiger auftraten, als in obiger Tabelle angegeben. Aufzeichnungen der Wollfäden für die Flüge 10-3 und 10-4 ergaben am linken Flügel für etwa 5% bis 10% des Schleppts Flugzustände mit „zappelnden“ Wollfäden.

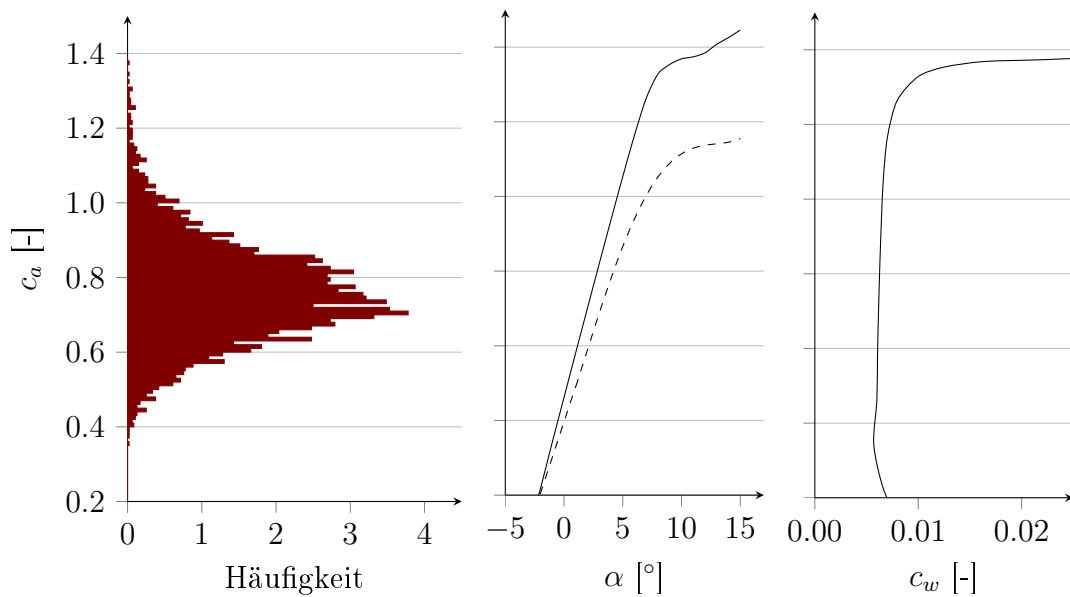


Abbildung 4.22: Lokale c_a -Maxima im Flugzeugschlepp (Thermik): Vergleich mit berechneten Profildaten bzw. Beiwerten des Gesamtflugzeuges (gestrichelt)

Diese traten sowohl in spannweitig inneren als auch äußeren Bereichen auf, wobei die Strömung in äußeren Abschnitten deutlich häufiger ablöste. Auch nahmen Häufigkeit und Stärke von Turbulenzen mit zunehmender Flughöhe ab. Eine derartige lokale Strömungsablösung ist beispielhaft in Abb. 4.23 gezeigt.

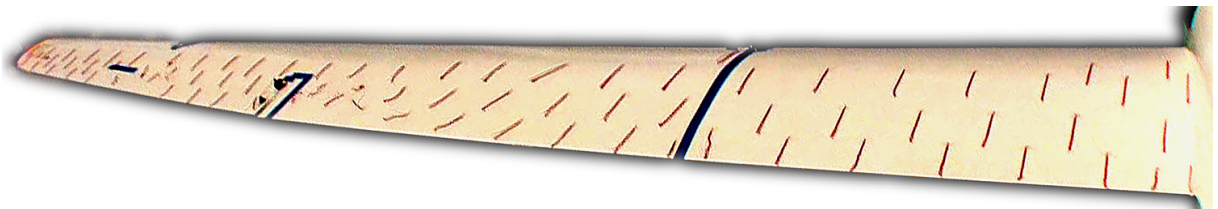


Abbildung 4.23: Lokale Strömungsablösung im Flugzeugschlepp (Flug 10-3)

Während Ablösungen in spannweitig äußeren Bereichen von der Rechnung noch relativ gut erfasst werden konnten, blieben diese in den inneren Bereichen meist unberücksichtigt. Es ist jedoch davon auszugehen, dass „zappelnde“ Wollfäden nicht zwangsweise auf Ablösungen hindeuten. Da Windböen im Flugzeugschlepp nicht nur in vertikaler Richtung auftreten, können auch seitlich auftreffende Böen oder Wirbel zu Querströmungen und damit Auslenkungen der Wollfäden führen. Eine örtliche Messung der Schiebewinkel war im Versuchsaufbau jedoch nicht vorgesehen. Generell scheinen weder der gewählte Versuchsaufbau noch das theoretische Modell hinreichend geeignet, die im Flugzeugschlepp unter thermischen Bedingungen auftretenden Strömungszustände genau zu erfassen. Einerseits ließen die Videoaufnahmen oft starke Turbulenzen mit Ausdehnungen im Bereich weniger Meter erkennen, deren genaue Gestalt mit nur zwei bzw. drei Sonden pro

Halbspannweite kaum zu erfassen war. Teilweise trafen derartige Böen auch zwischen benachbarten Sonden auf den Flügel, ohne überhaupt erfasst worden zu sein. Andererseits erwies sich die zur Böen-Rekonstruktion gewählte Ansatzfunktion meist als eher ungeeignet, neben dem ohnehin vorhandenen Abwindfeld zusätzlich auftretende starke Böen anzunähern. Exakte Angaben über Widerstandserhöhungen bzw. Strömungsablösungen scheinen aufgrund der genannten Schwierigkeiten mit dem vorliegenden Versuchsaufbau bzw. theoretischen Modell somit kaum möglich. Dennoch lassen sich neben einer stark verformten Auftriebsverteilung auch häufige lokale Ablösungen infolge heftiger Turbulenzen erkennen. Beide Faktoren dürften große Widerstandserhöhungen verursachen, weshalb weitergehende Untersuchungen, beispielsweise hinsichtlich verschiedener Positionen hinter der Schleppmaschine, interessant erscheinen.

4.4.2 Kreisflug in der Thermik

Optimale Kreisflugparameter

Beim Kreisen in thermischen Aufwinden gilt es, die Vorteile eines langsamen Kurvenfluges wie enge Radien trotz geringer Lastvielfachen gegenüber Nachteilen wie der Gefahr temporärer Strömungsablösungen abzuwägen. Entscheidend sind neben den reinen Flugleistungen vor allem Gestalt und Stärke des jeweiligen Aufwindes. Ziel des Kreisfluges ist das Erreichen maximaler Steiggeschwindigkeiten w durch einen optimalen Kompromiss aus minimalem Eigensinken des Flugzeuges w_E einerseits, sowie dem engen Kurvenflug nahe dem Böenzentrum und damit der Ausnutzung maximaler Aufwindgeschwindigkeiten w_B andererseits:

$$w = w_B - w_E \rightarrow \max \quad (4.9)$$

Zur Veranschaulichung grundlegender Zusammenhänge soll dabei zunächst auf ein stark vereinfachtes Modell zurückgegriffen werden, bevor schließlich auf konkrete Messwerte eingegangen wird. Das Eigensinken des Luftfahrzeuges w_E ist neben der Fluggeschwindigkeit V noch vom Verhältnis aus Auftriebs- und Widerstandsbeiwert abhängig. Unter der Annahme kleiner Gleitwinkel γ ergibt sich im Normalflug folgender Zusammenhang:

$$\tan \gamma = \frac{c_W}{c_A} = \frac{V_z}{V_x} \approx \frac{w_E}{V} \quad (4.10)$$

Für das Eigensinken im Kurvenflug gilt:

$$w_E \approx V \cdot \frac{c_W}{c_A \cdot \cos \Phi} \quad (4.11)$$

Der Verlauf des Widerstandsbeiwertes in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert lässt sich für das Versuchsflugzeug anhand von Gleichung (4.10) aus den Messdaten der beiden Kalibrierflüge ermitteln. Abb. 4.24 zeigt die so berechnete Widerstandspolare.

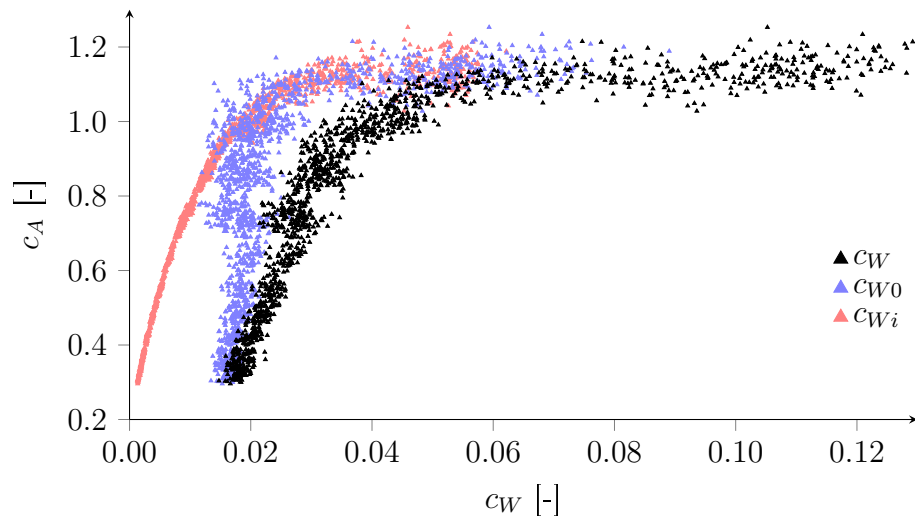


Abbildung 4.24: Widerstandskomponenten in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes

Als Grundlage dienten die während der Kalibrierflüge 10-1 und 10-2 über eine jeweils ca. 60 sekundige Geradeausflugphase aufgenommenen Messwerte. Widerstandsbeiwerte setzen sich hierbei sowohl aus weitgehend auftriebsunabhängigen parasitären Anteilen (c_{W0}) zusammen als auch aus einem stark vom Auftriebsbeiwert beeinflussten induzierten Anteil (c_{Wi}). Neben dem Gesamtbeiwert sind beide Komponenten in Abb. 4.24 eingezeichnet. Tatsächlich ergibt sich für den parasitären Widerstand ein nahezu konstanter Beiwert von $c_{W0} \approx 0.018$, der erst mit beginnender Strömungsablösung stark ansteigt. Abweichungen des induzierten Anteils vom quadratischen Verlauf ergeben sich in erster Linie durch Unterschiede zwischen linearer Auftriebsberechnung und dem anhand von Staudruck und Lastvielfachem ermittelten Auftriebsbeiwert besonders im Bereich hoher Anstellwinkel.

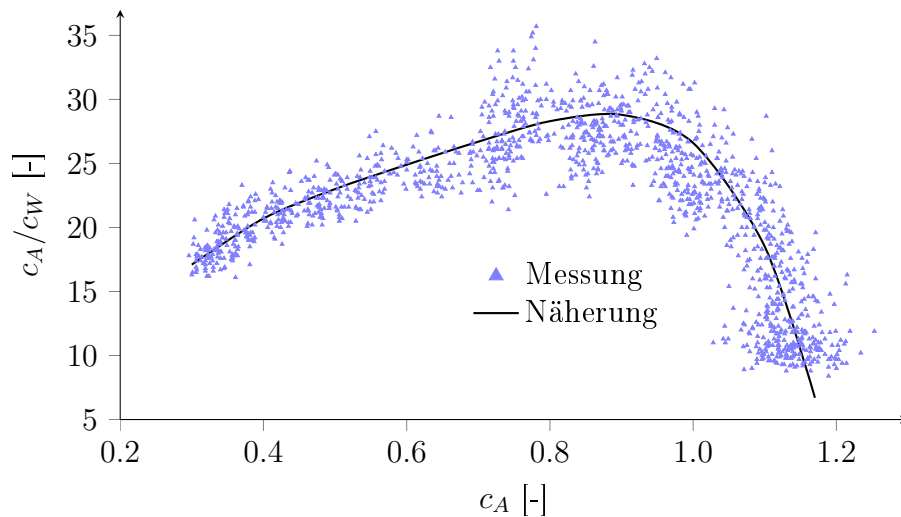


Abbildung 4.25: Gleitzahl in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes

Zur Berechnung des Eigensinkens ist jedoch die Gleitzahl entscheidend, welche das Verhältnis von Auftriebs- zu Widerstandsbeiwert widerspiegelt. Sich aus den in Abb. 4.24 dargestellten Messwerten ergebende Gleitzahlen sind in Abb. 4.25 gezeigt. Für weitere Betrachtungen wurden diese durch einen Polynomansatz 6. Grades angenähert. Einflüsse von Lastvielfachem bzw. Reynoldszahl auf den Kurvenverlauf sollen vernachlässigt werden. Damit ist es möglich, das Eigensinken des Versuchsflugzeuges bei vorgegebenen Werten für Auftriebsbeiwert und Geschwindigkeit zu bestimmen.

Ebenfalls von Interesse sind beim Kreisen auftretende vertikale Windgeschwindigkeiten. Starke Vereinfachungen sind dabei hinsichtlich der Gestalt eines thermischen Aufwindes notwendig. Die bereits zur Annäherung der spannwitigen Böengestalt dienende kosinusförmige Ansatzfunktion (Gleichung 2.14) wird hierfür auch zur Modellierung des Aufwind-Geschwindigkeitsprofils genutzt. Um einen dreidimensionalen Aufwind zu simulieren, wird diese zusätzlich um das Böen-Zentrum rotiert. Es ergibt sich ein kreisrunder Aufwind mit kosinusförmigem Geschwindigkeitsprofil. Geht man weiterhin von einem gleichbleibenden Kreisflug aus, dessen Mittelpunkt im Zentrum des Aufwindes liegt, so kann die Aufwindgeschwindigkeit w_B als Funktion des Kreisradius r_K dargestellt werden. Der Aufwindradius r_B entspricht darin derjenigen Entfernung vom Zentrum, in der die vertikale Windgeschwindigkeit auf null zurückgegangen ist.

$$w_B = \frac{w_{B,max}}{2} \left(1 + \cos \frac{\pi \cdot r_K}{r_B}\right) \quad (4.12)$$

Beim Thermik-Kreisen sind vom Piloten in erster Linie Fluggeschwindigkeit V und Querlage Φ zu steuern. Daraus ergeben sich automatisch Kreisradius r_K , Auftriebsbeiwert c_A und Lastvielfaches n . Nachfolgend sollen nun für Aufwinde verschiedener Größe und Stärke optimale Flugstrategien untersucht werden. Für den Kreisflug gelten dabei folgende Zusammenhänge: Das Lastvielfache ergibt sich aus dem Verhältnis von erzeugtem Auftrieb zur Gewichtskraft:

$$n = \frac{\rho \cdot V^2 \cdot c_A \cdot S_F}{2 \cdot m \cdot g} \quad (4.13)$$

Aus Lastvielfachem und Fluggeschwindigkeit folgen Kurvenradius und Querlage:

$$r_K = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}} \quad (4.14)$$

$$\cos \Phi = \frac{1}{n} \quad (4.15)$$

Mithilfe der beschriebenen Vereinfachungen lassen sich nun bei vorgegebener Aufwindstärke und -größe die in Abb. 4.26 dargestellten Werte als Optimum für maximale Steiggeschwindigkeiten finden. Grundlage der Optimierung sind die in Abb. 4.25 gezeigte Näherung der Gleitzahl des Versuchsflugzeuges sowie ein den Vereinfachungen entsprechender und exakt zentrierter Aufwind. Weiterhin wurde ein Fluggewicht von 630kg zugrunde gelegt. Angegebene Geschwindigkeiten beziehen sich auf eine Luftdichte von 1.225kg/m³.

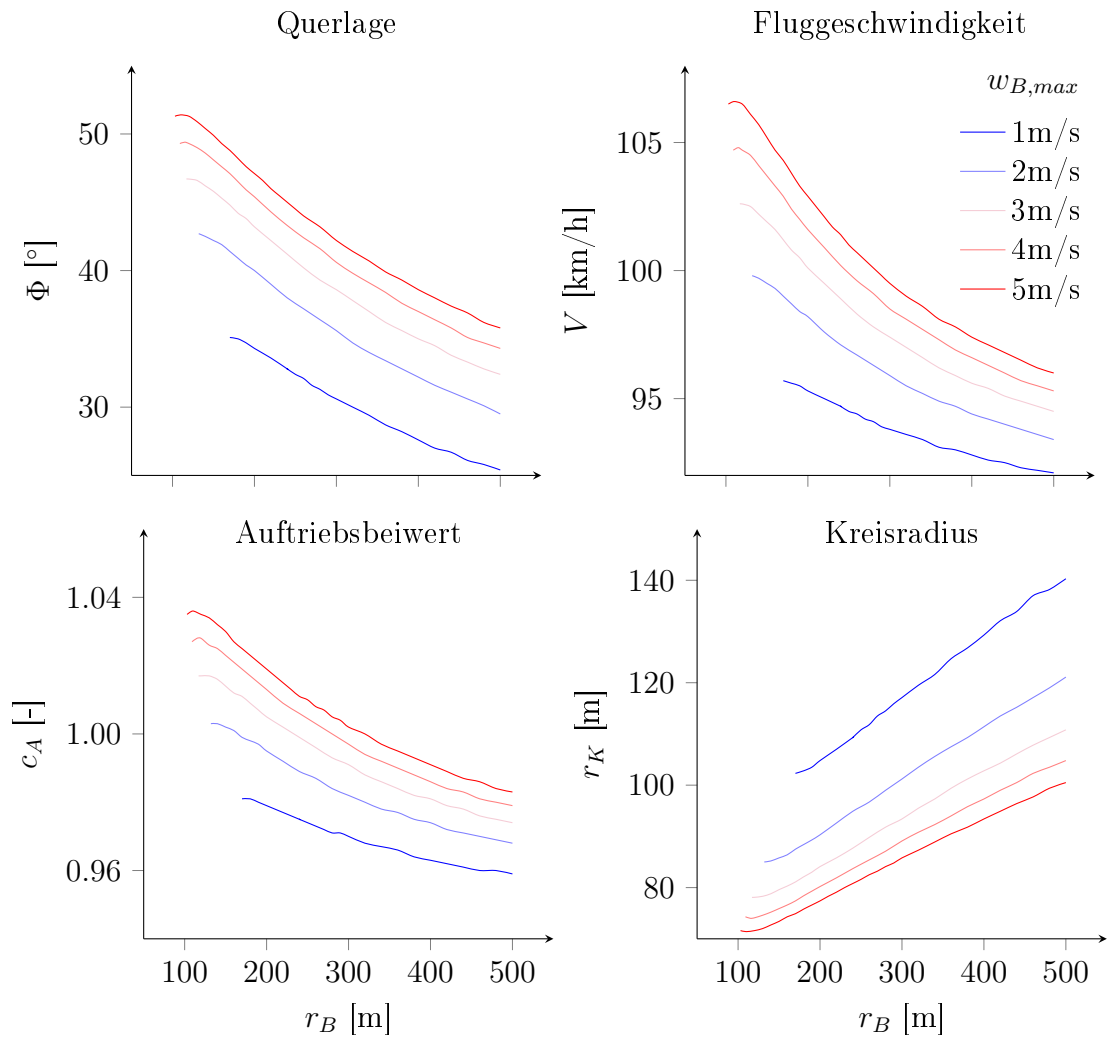


Abbildung 4.26: Parameter für optimalen Kreisflug in der Thermik

Abb. 4.26 verdeutlicht den Zusammenhang zwischen Stärke und Größe eines Aufwinds sowie den damit verbundenen optimalen Flugstrategien. Während große bzw. schwache Aufwinde eher flaches und langsames Kreisen erfordern, liegt das Optimum bei starker bzw. kleinräumiger Thermik dagegen beim schnelleren und steileren Kreisen. Grundsätzlich erweisen sich zunächst Querlagen im Bereich zwischen 30° und 50° als optimal.

Trotz geringer zusätzlicher Lastvielfachen und dem damit verbundenen kleinen Eigensinken sind Werte unterhalb von 30° Schräglage nur in sehr schwacher und weiträumiger Thermik sinnvoll. Kurvenradien würden andernfalls sehr groß und stärkere Aufwinde im Böen-Zentrum in großem Abstand umfliegen. Sie sind jedoch gut zum Zentrieren eines Aufwinds geeignet, indem die Schräglage an entsprechenden Punkten verringert und der Kurvenradius damit erhöht wird. Querlagen über 50° scheinen ohnehin kaum sinnvoll: Einerseits beanspruchen diese Pilot und Material durch hohe Lastvielfache, andererseits nimmt das Eigensinken hier sehr stark zu. Da Aufwinde in der Praxis jedoch weder kreis-

rund noch exakt zu zentrieren sind, wird man in Gebieten schwächeren Steigens zwangsläufig an Höhe verlieren. Zudem sind durch steileres Kreisen theoretisch erreichbare Verbesserungen selbst in starker und kleinräumiger Thermik meist nur gering.

Als optimal erweist sich weiterhin ein Flug mit Auftriebsbeiwerten um $c_A \approx 1$, wobei für maximales Steigen in engen Kurven leicht höhere, beim flachen Kreisen dagegen leicht niedrigere Werte von Vorteil sind. Prinzipiell liegen die optimalen Auftriebsbeiwerte geringfügig über demjenigen des geringsten Sinkens (im Normalflug bei $c_A \approx 0.93$). Ungünstigere Auftriebsbeiwerte werden also zugunsten flacheren und langsameren Kreisens bei gleichem Kurvenradius in Kauf genommen, wodurch sich Lastvielfaches und Eigensinken verringern lassen.

Praktisch sind exakte Auftriebsbeiwerte jedoch kaum einzustellen, vielmehr wird es, beispielsweise durch Windböen oder Steuermanöver, zu Abweichungen kommen. Im Folgenden soll deshalb auch auf die Auswirkungen vom Optimum abweichender Fluglagen eingegangen werden.

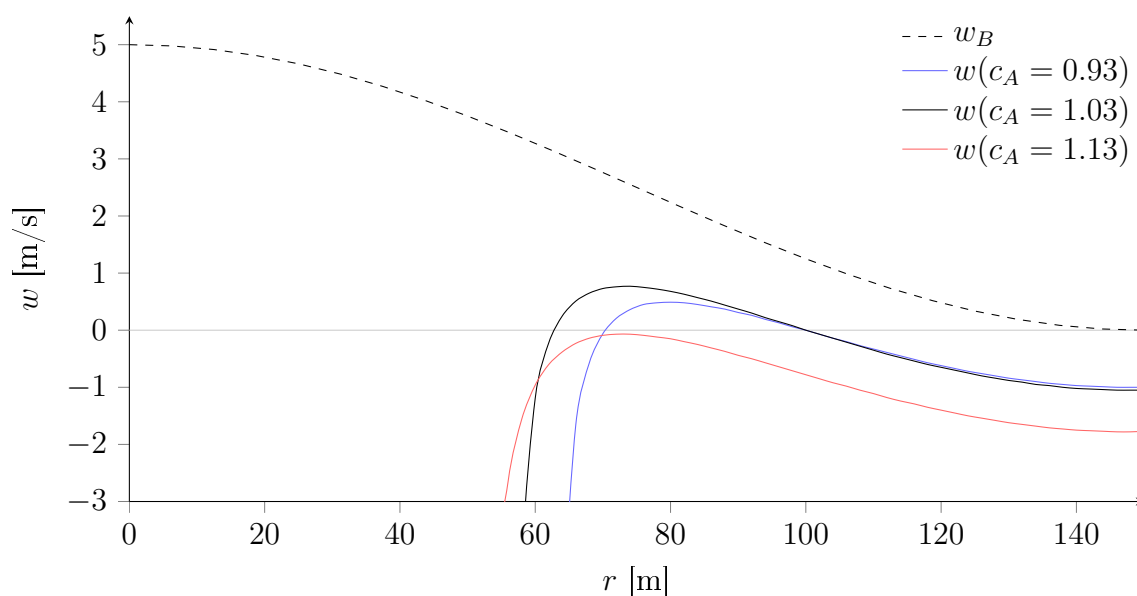


Abbildung 4.27: Beim Kreisen in einem Aufwind erreichbare Steiggeschwindigkeiten in Abhängigkeit von Kurvenradius und Auftriebsbeiwert

Abb. 4.27 zeigt die in einem beispielhaft gewählten Aufwind ($r_B = 150$ m, $w_{B,max} = 5$ m/s) erreichbaren Steiggeschwindigkeiten in Abhängigkeit des geflogenen Kurvenradius. Einzelne Kurven gehen dabei von einem konstanten Auftriebsbeiwert aus, wobei neben derjenigen Kurve des optimalen Auftriebsbeiwertes auch solche für um jeweils 10% über bzw. unter dem Optimum liegende Beiwerte eingezeichnet sind. Dargestellt ist darüber hinaus die in der jeweiligen Entfernung zum Zentrum vorherrschende Aufwindgeschwindigkeit. Aus der Differenz zwischen dieser Aufwindstärke und dem Steigwert lässt sich somit weiterhin das Eigensinken beim jeweiligen Kurvenradius ablesen.

Die Kurve des verringerten Auftriebsbeiwertes weicht über weite Bereiche kaum von derjenigen des Optimums ab. In weiten Kreisen sind sogar leichte Verbesserungen durch ein vermindertes Eigensinken möglich. Lediglich für kleine Kurvenradien verschlechtern sich die Flugleistungen infolge höherer Querlagen, Fluggeschwindigkeiten und Lastvielfachen deutlich. Der Verlauf der Kurve des erhöhten Auftriebsbeiwertes hingegen zeigt für nahezu alle Kurvenradien merklich schlechtere Steigwerte. Zwar erlaubt dieser engere bzw. langsamere Kurven und damit eine bessere Ausnutzung der Thermik, führt aufgrund rapide anwachsender Widerstände jedoch generell zu einem stark erhöhten Eigensinken.

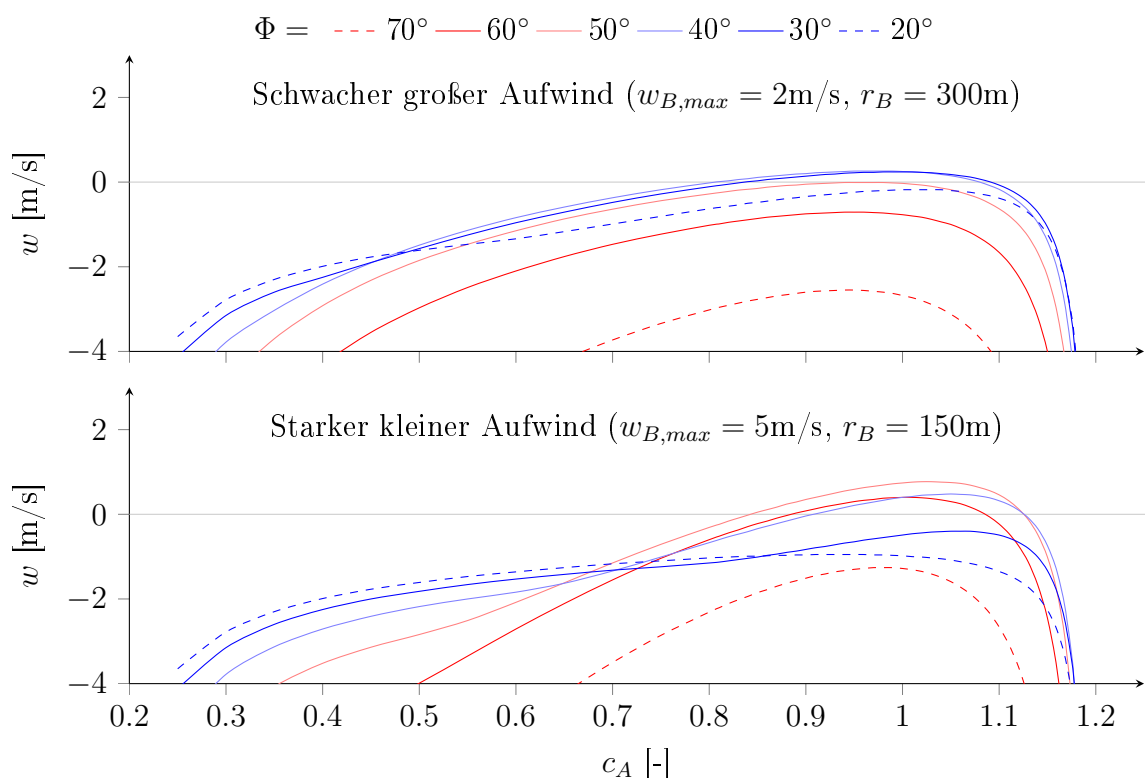


Abbildung 4.28: Beim Kreisen in zwei beispielhaft gewählten Aufwinden erreichbare Steiggeschwindigkeiten in Abhängigkeit von Auftriebsbeiwert und Querlage

Um diesen Einfluss des Auftriebsbeiwertes detaillierter zu veranschaulichen, zeigt Abb. 4.28 für zwei beispielhaft gewählte Aufwinde die in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes erreichbaren Steiggeschwindigkeiten. Einzelne Kurven gehen hierbei von konstanten Querlagen aus, wobei sich diese über einen relativ breiten Bereich um das Optimum (ca. $\pm 10^\circ$) nur geringfügig auf erzielbare Steigwerte auswirken. Mit wachsender Aufwindstärke bzw. abnehmender -größe scheinen niedrige Querlagen allerdings zunehmend ungeeignet, wohingegen hohe Werte sich besonders in schwachen und großen Aufwinden als ungünstig erweisen. Querlagen deutlich oberhalb von 60° führen aufgrund des hohen Eigensinkens grundsätzlich zu schlechten Steigleistungen. Ebenso sind solche unterhalb von 20° wegen ihrer großen Kurvenradien nicht sinnvoll.

Hinsichtlich des Auftriebsbeiwertes ergeben sich um das Optimum besonders bei großen und schwachen Aufwinden relativ flache Kurvenverläufe. Leistungsminderungen durch c_A -Abweichungen fallen somit zunächst zwar eher gering aus, sind bei Überschreitung gewisser Grenzen jedoch gravierend. Besonders hohe Auftriebsbeiwerte ab $c_A \approx 1.1$ sind kritisch, da Ablösungen hier zu einem stark zunehmenden Eigensinken führen. Aber auch zu kleine Beiwerte können - speziell in kleinräumiger und starker Thermik - erreichbare Steigwerte bereits bei relativ geringen Abweichungen deutlich herabsetzen. Prinzipiell günstiger scheint hier der Flug mit leicht überhöhter Geschwindigkeit. Dessen Vorteile liegen zusätzlich in einer besseren Ruderwirkung und damit der Fähigkeit schnelleren Reagierens auf Böen sowie in der verbesserten Flugsicherheit. So nimmt u.a. die Gefahr eines Strömungsabrisses und des damit verbundenen seitlichen Abkippen ab.

Erhöhung des induzierten Widerstandes

Nachdem bisher sowohl optimale Kreisflugparameter als auch die Auswirkungen von Abweichungen in diesen Parametern anhand eines Modells untersucht wurden, folgt nun eine Betrachtung konkreter Messwerte. Von Interesse ist hierbei zunächst, inwiefern es durch Böen zu einer Verformung der Auftriebsverteilung und somit zu einem erhöhten induzierten Widerstand bzw. einer veränderten Widerstandspolare des Flugzeuges kommt.

Abb. 4.29 zeigt aus den Messdaten der Flüge 10-3 und 10-4 ermittelte Häufigkeiten von Erhöhungen des induzierten Widerstandes. Analog zum bisherigen Vorgehen ist das Verhältnis aus ermitteltem Widerstandsbeiwert zu demjenigen bei gleichem Auftriebsbeiwert aber ungestörter Anströmung und ohne Ruderausschläge angegeben. Berücksichtigung fand ausschließlich der reine Segelflug. Weiterhin sind Messwerte auf den Kreisflug mit Querlagen über 20° beschränkt. Im Geradeausflug ergibt sich jedoch eine nahezu identische Verteilung.

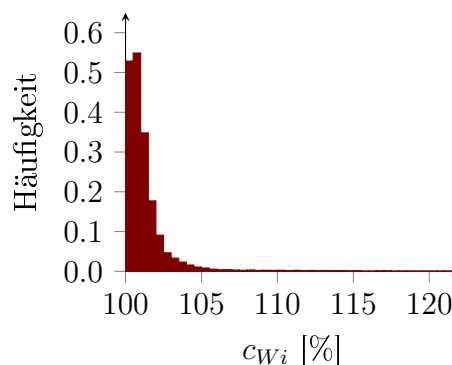


Abbildung 4.29: Erhöhung des induzierten Widerstandes im Thermikflug

Aus Abb. 4.29 geht eine eher geringe Erhöhung des induzierten Widerstandes im Thermikflug hervor. Im Schnitt lagen ermittelte induzierte Widerstände nur um 1.4% über denjenigen des ungestörten Normalfluges. Ein Wert, der weder durch Kreisfluggeschwindigkeit noch gewählte Querlage nennenswert beeinflusst wird. Als Hauptverursacher erwiesen sich vielmehr Querruderausschläge. Betrachtet man nur solche Flugzustände mit Ruderausschlägen kleiner 3° , so verringert sich die Widerstandserhöhung auf durchschnittlich 0.6% . Flugphasen mit Klappenwinkeln oberhalb von 6° weisen dagegen im Mittel einen um 7.8% erhöhten Widerstandsbeiwert auf.

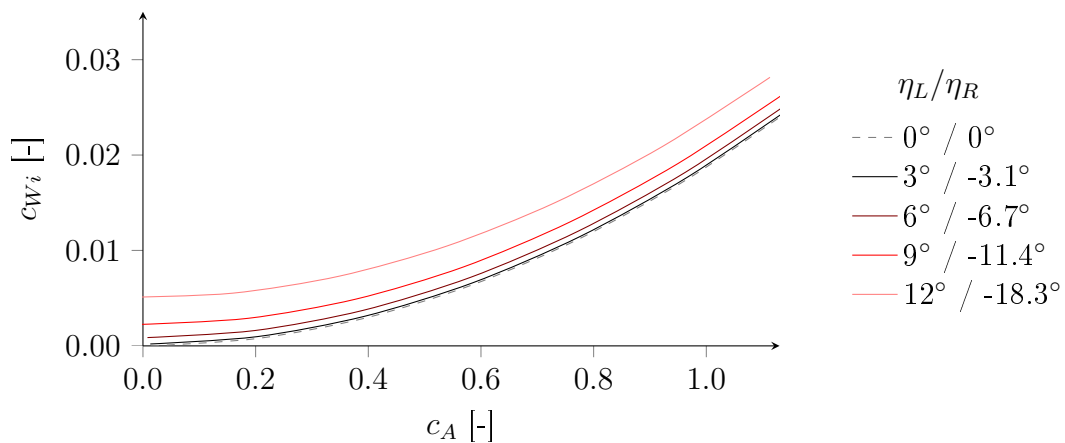


Abbildung 4.30: Auswirkung von Querruderausschlägen auf den induzierten Widerstand

Für verschiedene konstante Klappenwinkel zeigt Abb. 4.30 den Beiwert des induzierten Widerstandes über dem Auftriebsbeiwert. Aufgrund der Querruder-Differenzierung schlägt das nach oben gehende Ruder dabei stärker aus als das nach unten gehende. Während Widerstandsdifferenzen für kleine Klappenwinkel zunächst eher gering ausfallen, wachsen diese mit steigendem Ruderausschlag überproportional stark an. Große Klappen-ausschläge sollten daher nach Möglichkeit vermieden, Korrekturen der Querlage stets mit kleinstmöglichen Steuereingaben durchgeführt werden. Da Querruderausschläge Hauptverursacher von Widerstandserhöhungen im Thermikflug sind, gilt es, diese durch präzise Steuerung auf ein minimal notwendiges Maß zu begrenzen. Stetige „weiche“ Manöver sind hierbei gegenüber ruckartigen „harten“ stets zu bevorzugen.

Verformungen der Auftriebsverteilung infolge von Windböen bewirken dagegen nur geringfügige Erhöhungen des induzierten Widerstandes. Zwar traten spannenweite Gradienten in den berechneten Aufwindgeschwindigkeiten auf, doch fielen diese beispielsweise gegenüber denjenigen des Flugzeugschlepps deutlich geringer aus. Nicht zuletzt, da festgestellte Aufwinde meist Ausdehnungen von einem Vielfachen der Flügelspannweite aufwiesen und somit nahezu zeitgleich über die gesamte Tragfläche auftrafen.

Häufigkeit temporärer Strömungsablösungen

Da für den reinen Segelflug nur geringfügige Verformungen der Auftriebsverteilung festgestellt werden konnten, wird nachfolgend davon ausgegangen, dass sich das Ablöseverhalten im Kreisflug unter thermischen Bedingungen nur wenig von dem während der Kalibrierflüge festgestellten unterscheidet. Als Maß für die Häufigkeit von Ablösungen soll daher der Gesamtauftriebsbeiwert Verwendung finden. Es ist jedoch davon auszugehen, dass mit beginnenden Ablösungserscheinungen im Kurvenflug aufgrund einer (im Gegensatz zum Geradeausflug) unsymmetrischen Zuströmung bereits bei kleineren Auftriebsbeiwerten zu rechnen ist. Zuerst treten Ablösungen dabei an der langsamer angeströmten kurveninneren Tragfläche auf.

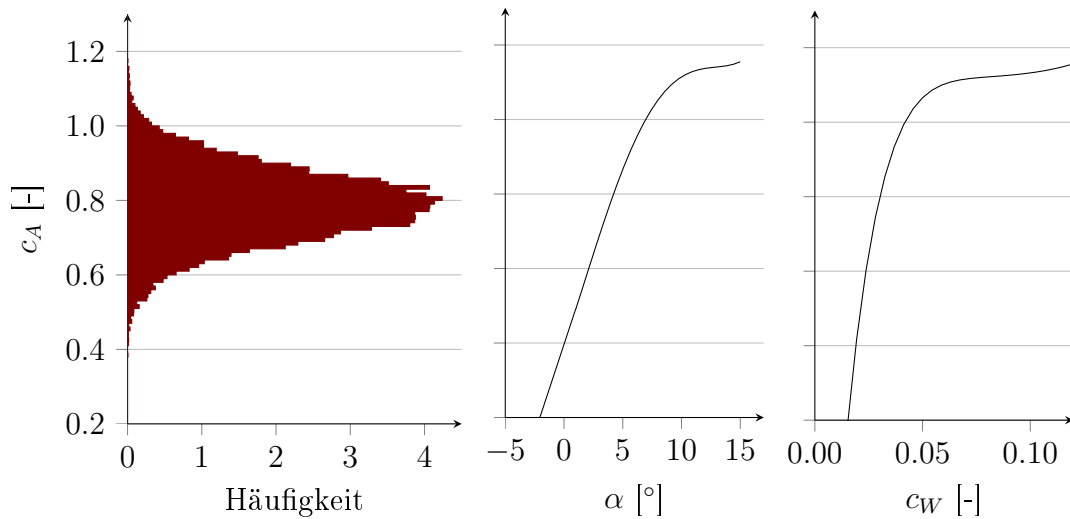


Abbildung 4.31: Auftriebsbeiwerte beim Kreisen in der Thermik im Vergleich zu ermittelter $c_A(\alpha)$ -Kurve und Widerstandspolare

Aus einer Auswertung sämtlicher Kreisfluganteile der Flüge 10-3 und 10-4 folgte die in Abb. 4.31 gezeigte c_A -Verteilung. Statt aus gemessenem Staudruck und Lastvielfachem ermittelten sind hierbei die aus der angenäherten Auftriebsverteilung berechneten Beiwerte dargestellt. Zwar unterscheiden sich beide in den meisten Flugsituationen nur geringfügig, im Bereich von Ablösungen wächst der gemessene Auftriebsbeiwert im Gegensatz zum aus den lokalen Anströmwinkeln berechneten jedoch kaum weiter. Obwohl die potentialtheoretische Berechnung in diesem Bereich ihre Gültigkeit verliert, sollen mit ihrer Hilfe ermittelte Werte als Anhaltspunkt dafür dienen, inwieweit maximale Auftriebsbeiwerte überschritten wären.

Beim Kreisflug in der Thermik erwiesen sich die Auftriebsbeiwerte als nahezu normalverteilt, bei einem Mittelwert von $c_A = 0.79$ und einer Standardabweichung von $\sigma = 0.10$ für die Rechnung bzw. einem Mittelwert von $c_A = 0.78$ bei einer Standardabweichung von $\sigma = 0.09$ im Falle der Messung. Setzt man als Kriterium für das Auftreten temporärer Strömungsablösungen das Überschreiten eines gewissen Auftriebsbeiwertes, so liegt die Häufigkeit von Ablösungen je nach Wahl dieser Grenze bei folgenden Werten:

Auftriebsbeiwert	Rechnung	Messung
>1.0	1.6%	0.5%
>1.1	0.1%	0.0%

Tabelle 4.4: Anteil der Flugphasen mit Auftriebsbeiwerten im Bereich von Ablösungen an der Flugzeit (Thermikkreisen bei mittlerem c_A von ca. 0.8)

Der theoretischen Betrachtung folgend, ist mit einer deutlichen Verschlechterung der Flugleistungen erst ab Auftriebsbeiwerten oberhalb $c_A \approx 1.1$ zu rechnen, welche während der Versuchsflüge praktisch nicht auftraten. Im Mittel geflogene Auftriebsbeiwerte lagen je-

doch deutlich unterhalb der zuvor ermittelten, optimalen Kreisflugparameter. Während eines kurzen Flugabschnittes von ca. 100s wurde deshalb weiterhin extrem langsames Kreisen erprobt. Bei einer mittleren Querlage von 29° und einer durchschnittlichen Geschwindigkeit von 96km/h ergab sich für den Auftriebsbeiwert ein Mittelwert von $c_A = 1.05$ (Rechnung) bzw. $c_A = 0.96$ (Messung). Aufgrund des relativ kurzen Messintervalls wich die Verteilung der Auftriebsbeiwerte hierbei noch stark von einer Normalverteilung ab. Hinsichtlich auftretender c_A -Schwankungen ließ sich jedoch eine ähnliche bzw. tendenziell leicht erhöhte Größenordnung erkennen.

Auftriebsbeiwert	Rechnung	Messung
>1.0	67.8%	32.5%
>1.1	37.1%	1.7%

Tabelle 4.5: Anteil der Flugphasen mit Auftriebsbeiwerten im Bereich von Ablösungen an der Flugzeit (sehr langsames Thermikkreisen bei mittlerem c_A von ca. 1.0)

Auftriebsbeiwerte oberhalb einer gewissen Grenze traten beim derart langsamen Kreisen mit den in Tabelle 4.5 angegebenen Häufigkeiten auf. Erwartungsgemäß unterscheiden sich aus der Auftriebsverteilung berechnete Auftriebsbeiwerte von messtechnisch erfassten vor allem in diesem hohen c_A -Bereich deutlich. Infolge des hier zunehmend nichtlinearen Verlaufes der $c_A(\alpha)$ -Kurve steigt der reale Auftriebsbeiwert mit dem Anstellwinkel deutlich langsamer als der theoretisch anhand lokaler Anströmwinkel berechnete. Entsprechend liegt der Anteil hoher Auftriebsbeiwerte im Falle der Rechnung deutlich höher.

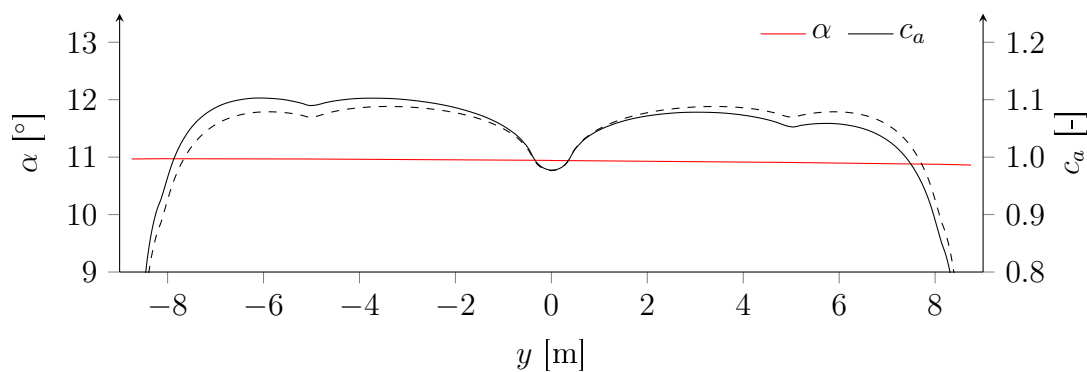


Abbildung 4.32: Spannweite Anströmwinkel- und c_a -Verteilung im langsamen Kurvenflug ($\Phi = -30^\circ$; $\Theta = 4^\circ$; $V = 27\text{m/s}$; $c_A = 1.05$; $\omega_x = -1^\circ/\text{s}$; $\omega_y = 6^\circ/\text{s}$; $\omega_z = 10^\circ/\text{s}$)

Abb. 4.32 zeigt eine für dieses langsame Kreisen typische Auftriebsverteilung. Hinsichtlich Geschwindigkeit, Querlage, Drehraten und Auftriebsbeiwert wurden die Mittelwerte des beschriebenen Langsamflug-Abschnitts gewählt. Infolge einer langsameren Anströmung der kurveninneren Tragfläche treten hier höhere lokale Auftriebsbeiwerte auf. Es ist davon auszugehen, dass erste Ablösungen, verglichen mit dem Geradeausflug, bereits bei geringfügig kleineren Gesamtauftriebsbeiwerten auftreten und am kurveninneren Flügel

beginnen. Aus diesem Grund unterscheiden sich Rechnung und Messung bereits im Bereich um $c_A \approx 1$. Insgesamt ergeben sowohl Rechnung als auch Messung für einen großen Teil des Messzeitraumes Flugzustände mit abgelöster Strömung. Bestätigt wird dies durch die Videoaufnahmen der Wollfäden. Ein Flug mit derart hohen Auftriebsbeiwerten scheint somit kaum sinnvoll.

Vielmehr dürften sich Auftriebsbeiwerte unterhalb des theoretischen Optimums als günstig erweisen, wobei die Größe der optimalen Abweichung vor allem auch von den Wetterbedingungen abhängt. Umso stärker auftretende Böen ausfallen, desto größer sind deren Auswirkungen auf Schwankungen des Auftriebsbeiwertes. In ruhiger Atmosphäre kann dagegen dichter am optimalen Auftriebsbeiwert geflogen werden. Während der durchgeführten Messflüge vorherrschende Bedingungen fielen diesbezüglich eher böig aus. Abb. 4.33 zeigt die während eines einzigen Kreises in der Thermik gemessenen Werte von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert.

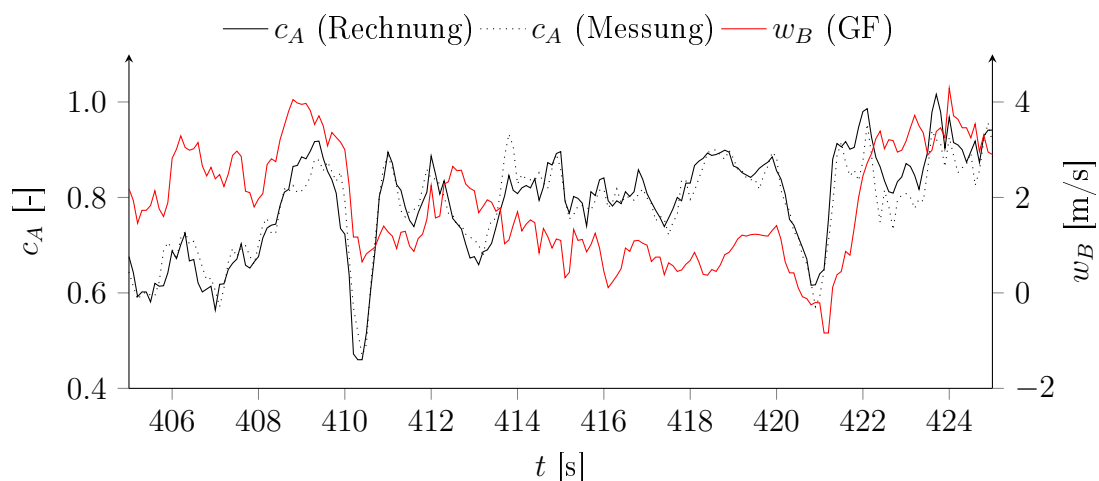


Abbildung 4.33: Auftriebsbeiwert und Aufwindgeschwindigkeit während eines Kreises in der Thermik (Flug 10-3)

Für beide Größen treten zum Teil deutliche Schwankungen innerhalb sehr kurzer Zeitabschnitte auf, wobei größere Änderungen der Aufwindgeschwindigkeit sich meist auch stark auf den Auftriebsbeiwert auswirken: Der Einflug in ein Gebiet stärkeren Steigens führt dabei in der Regel zu einer kurzfristigen Erhöhung des Auftriebsbeiwertes, das Verlassen zu einer Verringerung. Starke Auftriebsbeiwert-Änderungen geschehen zum Teil in Zeiträumen von weniger als einer Sekunde, sodass diese durch ein Gegensteuern des Piloten kaum zu vermeiden sind. Durch schnelles und sauberes Zentrieren kann dieser lediglich die Häufigkeit großer Gradienten in der Aufwindgeschwindigkeit minimieren und damit indirekt starke c_A -Schwankungen vermeiden.

Aufgrund der geringen Zahl an Thermik-Messflügen konnte eine Untersuchung verschiedener Wetterbedingungen im Rahmen dieser Arbeit leider nicht verwirklicht werden, weshalb hier weitergehende Untersuchungen hinsichtlich der bei unterschiedlichen Witterungsver-

hältnissen auftretenden c_A -Schwankungen notwendig wären. Entscheidenden Einfluss auf die Häufigkeit von Strömungsablösungen übt weiterhin der Pilot mit seinem Flugstil aus. Da mit dem Autor ein im Streckensegelflug eher unerfahrener Pilot die Versuchsflüge durchführte, scheint diesbezüglich weiterhin ein Vergleich mit erfahrenen Segelfliegern interessant.

Tatsächliche Böengestalt

Mehrere thermische Aufwinde wurden im Geradeausflug durchflogen. Da die Berechnung von Aufwindgeschwindigkeiten im Geradeausflug maximale Genauigkeiten erreicht, sind im Folgenden einige der dabei aufgenommenen Aufwind-Geschwindigkeitsprofile gezeigt.

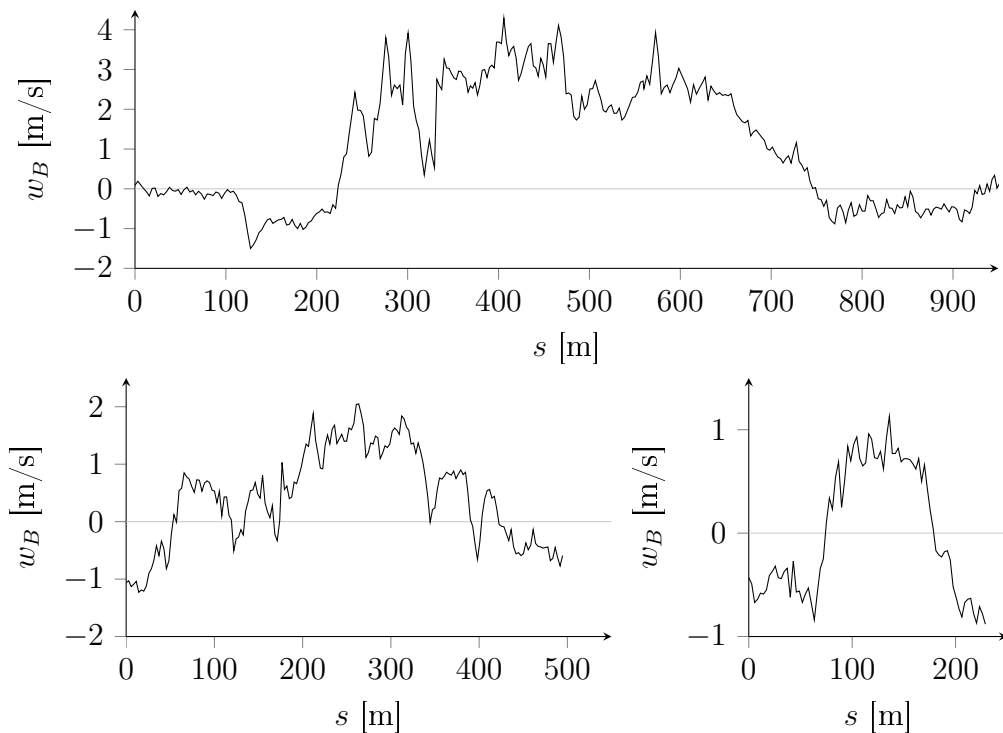


Abbildung 4.34: Geschwindigkeitsprofile durchflogener Aufwinde

In Abb. 4.34 dargestellte Geschwindigkeitsprofile wurden während Flug 10-4 in Flughöhen zwischen 500m und 900m über Grund aufgenommen. Unabhängig von Aufwindgröße und -stärke wichen festgestellte Geschwindigkeitsverteilungen oft deutlich von der angenommenen Kosinusform ab. Stattdessen zeigten sich starke Geschwindigkeitsgradienten im Randbereich eines Aufwindes, der zudem meist von fallender Luft umgeben war. Windstärken im Zentrum schwankten dagegen stark, sodass sich hier mehrere lokale Aufwindmaxima ausprägten. Die Beobachtungen entsprechen damit denen vorangegangener Messflüge. So stellte u.a. D. A. Konovalov fest, dass Aufwindgebiete mit nur einem Aufwindzentrum einen eher seltenen Fall darstellen. Vielmehr setzen sich diese meist aus mehreren Thermikblasen zusammen, welche über ein größeres Gebiet verteilt sind ([11], [12], [14]).

4.5 Messwerte der Beschleunigungssensoren

Zunächst als Möglichkeit zur Bestimmung von Bewegung und Lage des Flugzeuges geplant, verloren die Beschleunigungssensoren mit der Aufnahme der Inertialeinheit in den Versuchsaufbau einen Teil ihrer Funktion. Im Hinblick auf erreichbare Genauigkeiten und evtl. feststellbare aeroelastische Effekte scheint eine Auswertung der Beschleunigungsdaten dennoch interessant.

Kalibrierung

Die Kalibrierung der Sensoren erfolgte, indem diese mithilfe der Drehtraversierung des Niedergeschwindigkeitswindkanals der TU-Dresden um zwei Achsen gedreht und somit Beschleunigungen im Bereich von $-1g$ bis $+1g$ ausgesetzt wurden. In 1° -Schritten zeichnete ein Messrechner dabei die Spannungen der einzelnen Kanäle auf.

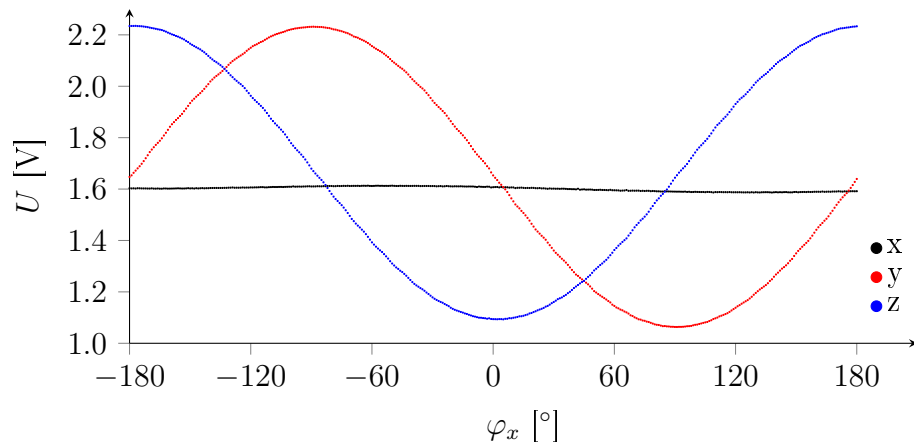


Abbildung 4.35: Spannungen bei Rotation eines g-Sensors um die x-Achse

Als Messbereich schienen $\pm 2g$ bei einer Empfindlichkeit von $600\text{mV}/g$ für die Versuche ausreichend, weshalb nur diese Einstellung untersucht wurde. Den so gemessenen Spannungen konnten anhand der zugehörigen Drehwinkel weiterhin die jeweiligen Beschleunigungen zugeordnet werden. Im Ergebnis erhielt man für jeden Sensor eine Kalibrierkurve, wie sie beispielhaft in Abb. 4.36 gezeigt ist und deren Verlauf gut durch eine lineare Ansatzfunktion der Form $U = A + B \cdot n$ anzunähern war. Die Koeffizienten A und B waren dabei für jede Achse eines jeden Sensors zu bestimmen.

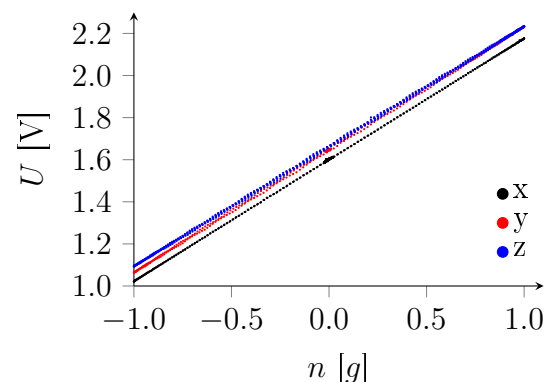


Abbildung 4.36: Kalibrierkurve g-Sensor

Kurioserweise wichen einige der Sensoren im eingebauten Zustand relativ stark von dieser ursprünglichen Kalibrierung ab, wodurch hier bereits im Stand teilweise Beschleunigungen bis etwa $1.3g$ auftraten. Eine mögliche Korrektur soll nachfolgend vorgeschlagen und für weitere Betrachtungen angewendet werden. Dabei wird angenommen, dass weder die Anstiege B der einzelnen Kalibrierkurven eines Sensors, noch deren Abstände zueinander von den Abweichungen beeinflusst werden. Vielmehr wird vorausgesetzt, dass sämtliche Kurven in gleichem Maße zu anderen Spannungen verschoben sind. Unter diesen Annahmen kann in der Linearisierungsfunktion ein weiterer Summand ΔA hinzugefügt werden, welcher für alle drei Achsen eines Sensors identisch ist:

$$\begin{aligned} U_x &= A_x + \Delta A + B_x \cdot n_x \\ U_y &= A_y + \Delta A + B_y \cdot n_y \\ U_z &= A_z + \Delta A + B_z \cdot n_z \end{aligned} \quad (4.16)$$

Bei unbewegtem Flugzeug muss die Gesamtbeschleunigung weiterhin $1g$ betragen:

$$n_x^2 + n_y^2 + n_z^2 = 1 \quad (4.17)$$

Aus (4.16) und (4.17) lässt sich nun bei bekannten Spannungen U der Wert von ΔA für einen Sensor berechnen. Da im Vorfeld eines jeden Messfluges die Nullpunkte der Druckdosen ermittelt wurden, standen die gleichzeitig aufgezeichneten Spannungen der Beschleunigungssensoren für obige Korrektur zur Verfügung.

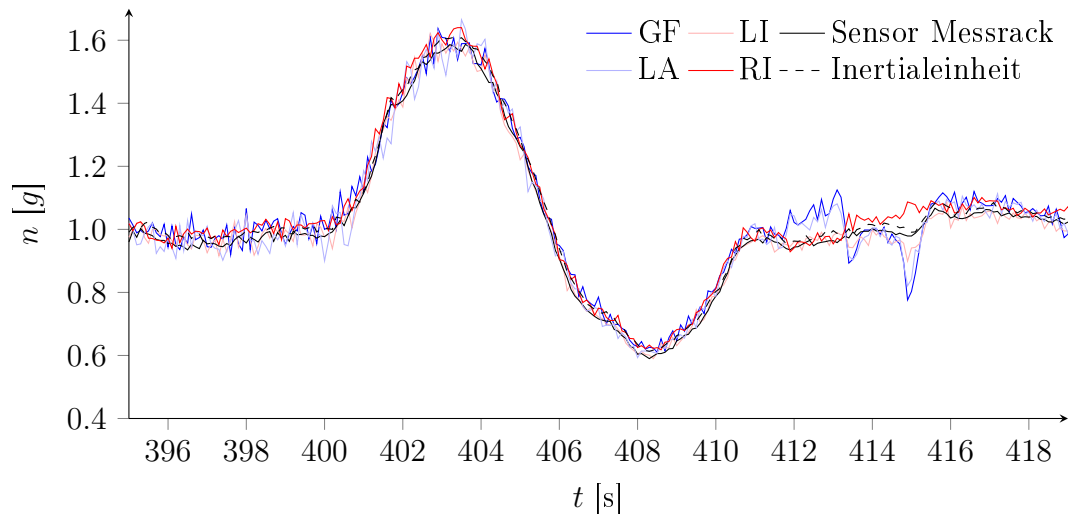


Abbildung 4.37: Lastvielfache während eines parabelähnlichen Flugmanövers (Flug 10-1)

Abb. 4.37 zeigt die während eines parabelähnlichen Flugmanövers aufgezeichneten und nach obiger Methode korrigierten Lastvielfachen sämtlicher Beschleunigungssensoren im Vergleich zu den Messwerten der Inertialeinheit. Dargestellt sind lediglich Gesamtbeschleunigungen. Weggelassen ist der Sensor am rechten äußeren Handschuh (defekt) sowie

derjenige auf dem Leitwerk (stark streuendes Messsignal). Eine sehr gute Übereinstimmung über einen weiten Messbereich zeigen dagegen die verbliebenen Sensoren. Hinsichtlich einer unveränderten Empfindlichkeit der einzelnen Sensor-Kanäle scheinen die zur nachträglichen Kalibrierung gemachten Annahmen somit zulässig.

Einbaulage

In Bezug auf ihre Orientierung unterscheiden sich sensor- und flugzeugfestes Koordinatensystem je nach Einbaulage eines Sensors, weshalb weiterhin eine Transformation der gemessenen Beschleunigungen ins flugzeugfeste System erforderlich ist. Die Lage beider Koordinatensysteme zueinander wird hierbei über drei Winkel beschrieben (vgl. Kap. 2.2).

Obwohl grobe Werte dieser Winkel bereits aus der Einbaulage der einzelnen Sensoren hervorgehen, scheint für ausreichende Genauigkeit weiterer Betrachtungen eine exaktere Bestimmung notwendig. Diese erfolgt, indem das Flugzeug zunächst im Stand in eine definierte Position gebracht wird, sodass die Richtung des Erdbeschleunigungs-Vektors im flugzeugfesten System als bekannt angenommen werden kann. Durch Messung der Beschleunigungen im sensorfesten Koordinatensystem ist dessen Richtung nun auch in diesem System zu ermitteln. Damit ist derselbe Vektor in beiden Koordinatensystemen bekannt und es ergeben sich drei Gleichungen zur Berechnung der drei unbekanntenen Einbauwinkel. Je genauer der Beschleunigungs-Vektor dabei jedoch mit einer der Achsen des Sensor-Koordinatensystems übereinstimmt, desto geringer ist die Genauigkeit bei der Ermittlung der Ausrichtung der restlichen Achsen. Aus diesem Grund scheint eine Wiederholung obigen Vorgehens für verschiedene, sich möglichst stark unterscheidende Flugzeug-Lagen sinnvoll. In der Praxis ist die Lage des Flugzeuges relativ zum Vektor der Erdbeschleunigung (mit vertretbarem Aufwand) jedoch nur in relativ engen Grenzen veränderbar. Neben den bereits genannten Schwierigkeiten stellen weiterhin Verformungen des Flugzeuges, speziell die in spannweitig äußeren Bereichen auftretenden starken Flügelbiegungen, einen nur schwer zu erfassenden Einflussfaktor hinsichtlich der exakten Einbaulage eines Sensors dar.

Im Rahmen dieses Versuches wurden zur Ermittlung der Einbauwinkel insgesamt vier Zustände herangezogen: Zwei bei stehendem Flugzeug, wobei jeweils die linke bzw. rechte Tragfläche den Boden berührte sowie zwei im unbeschleunigten Normalflug bei niedriger (großer Nickwinkel) sowie hoher Geschwindigkeit (kleiner Nickwinkel). Die Richtung des Erdbeschleunigungs-Vektors im flugzeugfesten System folgte hierbei jeweils aus den Inertialdaten. Anhand der so ermittelten Winkel wurden daraufhin die Messwerte sämtlicher Beschleunigungssensoren ins flugzeugfeste System transformiert. Für die bereits in Abb. 4.37 gezeigte Flugphase konnten die in Abb. 4.38 dargestellten Beschleunigungswerte in Richtung der drei Koordinatenachsen ermittelt werden. Erwartungsgemäß ergeben sich für Messwerte in z-Richtung die besten Übereinstimmungen, wohingegen in x- und y-Richtung teils relativ große Abweichungen auftreten.

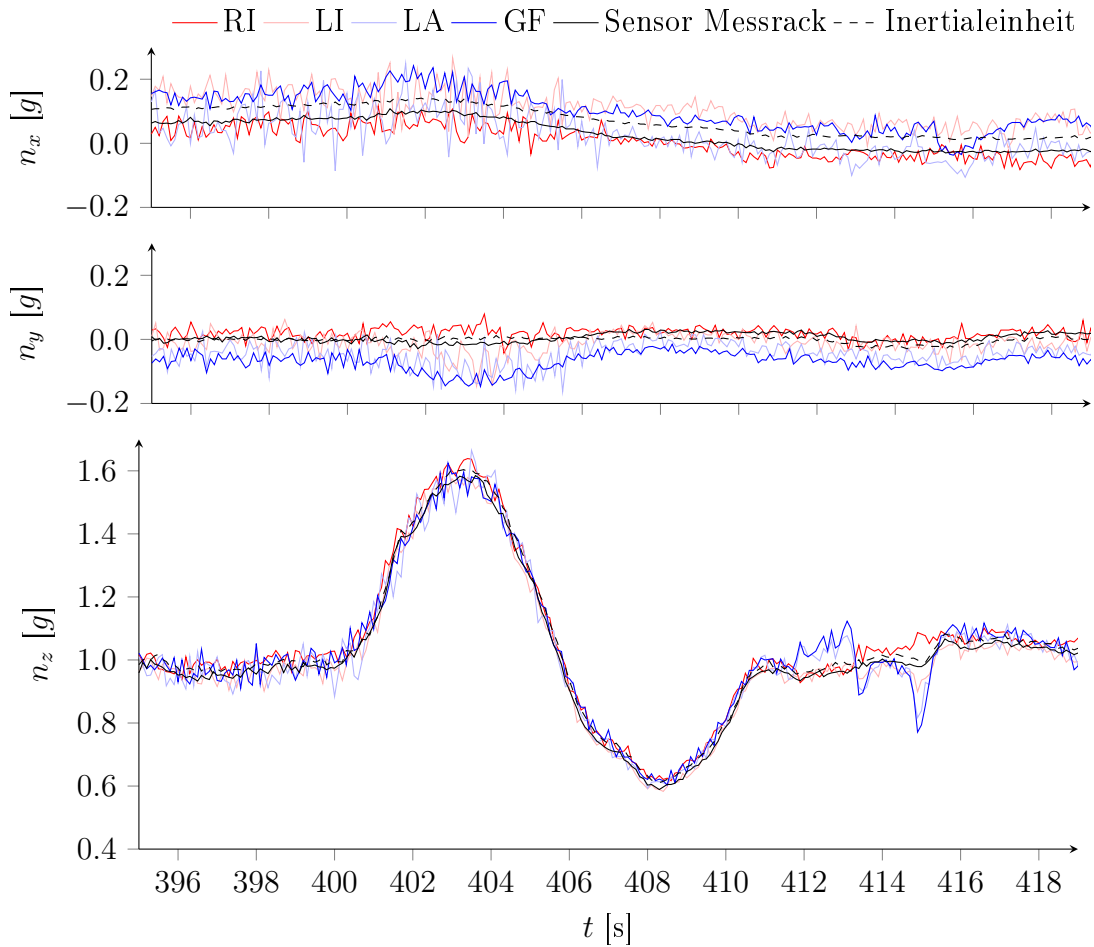


Abbildung 4.38: Aufgezeichnete Beschleunigungen in Richtung der einzelnen Achsen des flugzeugfesten Koordinatensystems: Vergleich zwischen Beschleunigungssensoren und Inertialeinheit

Schwerpunkt- und Drehbeschleunigungen

Die an einem Sensor i gemessenen Beschleunigungen setzen sich sowohl aus Schwerpunkt- als auch aus Drehbeschleunigungen zusammen:

$$\begin{aligned}
 a_{i,x} &= a_{SP,x} + z_i \cdot \dot{\omega}_y - y_i \cdot \dot{\omega}_z \\
 a_{i,y} &= a_{SP,y} - z_i \cdot \dot{\omega}_x + x_i \cdot \dot{\omega}_z \\
 a_{i,z} &= a_{SP,z} + y_i \cdot \dot{\omega}_x - x_i \cdot \dot{\omega}_y
 \end{aligned}
 \tag{4.18}$$

Zusätzlich treten auch noch Beschleunigungen infolge einer Verformung des Flugzeuges auf, welche hier jedoch vernachlässigt werden sollen. Bedingt durch relativ kleine Beschleunigungen in x- und y-Richtung sowie genannte Ungenauigkeiten hinsichtlich Kalibrierung und Einbaulage der Sensoren werden relative Messfehler für diese Achsen recht groß, weshalb lediglich eine Betrachtung der gemessenen z-Beschleunigungen als sinnvoll erachtet wird. Zur Ermittlung von Schwerpunkt- sowie Drehbeschleunigungen aus den Messwerten

der n Sensoren dient die Fehlerquadrat-Methode:

$$\Delta^2 = \sum_{i=1}^n (a_{SP,z} + y_i \cdot \dot{\omega}_x - x_i \cdot \dot{\omega}_y - a_{i,z})^2 \quad (4.19)$$

Ziel ist eine Minimierung der Abweichungen zwischen gemessenen und anhand der Schwerpunkt- bzw. Drehbeschleunigungen berechneten Beschleunigungswerte für die einzelnen Sensoren. Unter der Bedingung:

$$0 = \frac{\partial \Delta^2}{\partial a_{SP,z}} = \frac{\partial \Delta^2}{\partial \dot{\omega}_x} = \frac{\partial \Delta^2}{\partial \dot{\omega}_y} \quad (4.20)$$

ergibt sich das folgende Gleichungssystem:

$$\begin{pmatrix} n & \sum_i y_i & \sum_i -x_i \\ \sum_i y_i & \sum_i y_i^2 & \sum_i -x_i \cdot y_i \\ \sum_i -x_i & \sum_i -x_i \cdot y_i & \sum_i x_i^2 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_{SP,z} \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_i a_{i,z} \\ \sum_i y_i \cdot a_{i,z} \\ \sum_i -x_i \cdot a_{i,z} \end{pmatrix} \quad (4.21)$$

Dessen Lösung ist nun beispielsweise mithilfe des Gauß'schen Eliminationsverfahrens zu bestimmen und ergibt neben der Beschleunigung des Flugzeug-Schwerpunktes in z-Richtung $a_{SP,z}$ auch die Werte für Roll- und Nickbeschleunigung $\dot{\omega}_x$ bzw. $\dot{\omega}_y$.

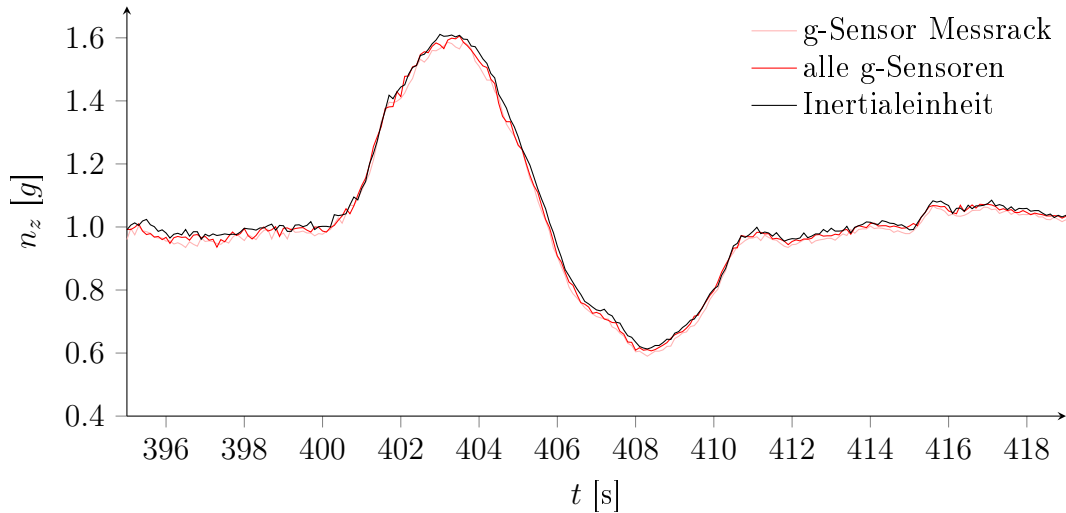


Abbildung 4.39: Aufgezeichnete Beschleunigungen in Richtung der Flugzeug-Hochachse: Vergleich zwischen Beschleunigungssensoren und Inertialeinheit

Sehr gute Ergebnisse zeigt die Berechnung von Schwerpunkt-Beschleunigungen in Richtung der Flugzeug-Hochachse: Die aus den Messergebnissen sämtlicher g-Sensoren ermittelten Werte stimmen nahezu mit den Messdaten der Inertialeinheit überein. Aus Abb. 4.39 geht jedoch hervor, dass bereits ein einzelner g-Sensor auf dem Messrack qualitativ gleichwertige Ergebnisse lieferte und für eine reine Beschleunigungsmessung somit als

durchaus ausreichend zu erachten ist. Ein direkter Vergleich ermittelter Drehbeschleunigungen mit den Messdaten der Inertialeinheit scheint hingegen wenig aussagekräftig, da besonders von der Inertialeinheit ausgegebene Rollbeschleunigungen ein relativ schnell und stark schwankendes Messsignal zeigen. Durch Integration aufgetretener Rollbeschleunigungen über einen längeren Zeitraum sind jedoch Rückschlüsse hinsichtlich aufgetretener Rollraten und Querlagen möglich.

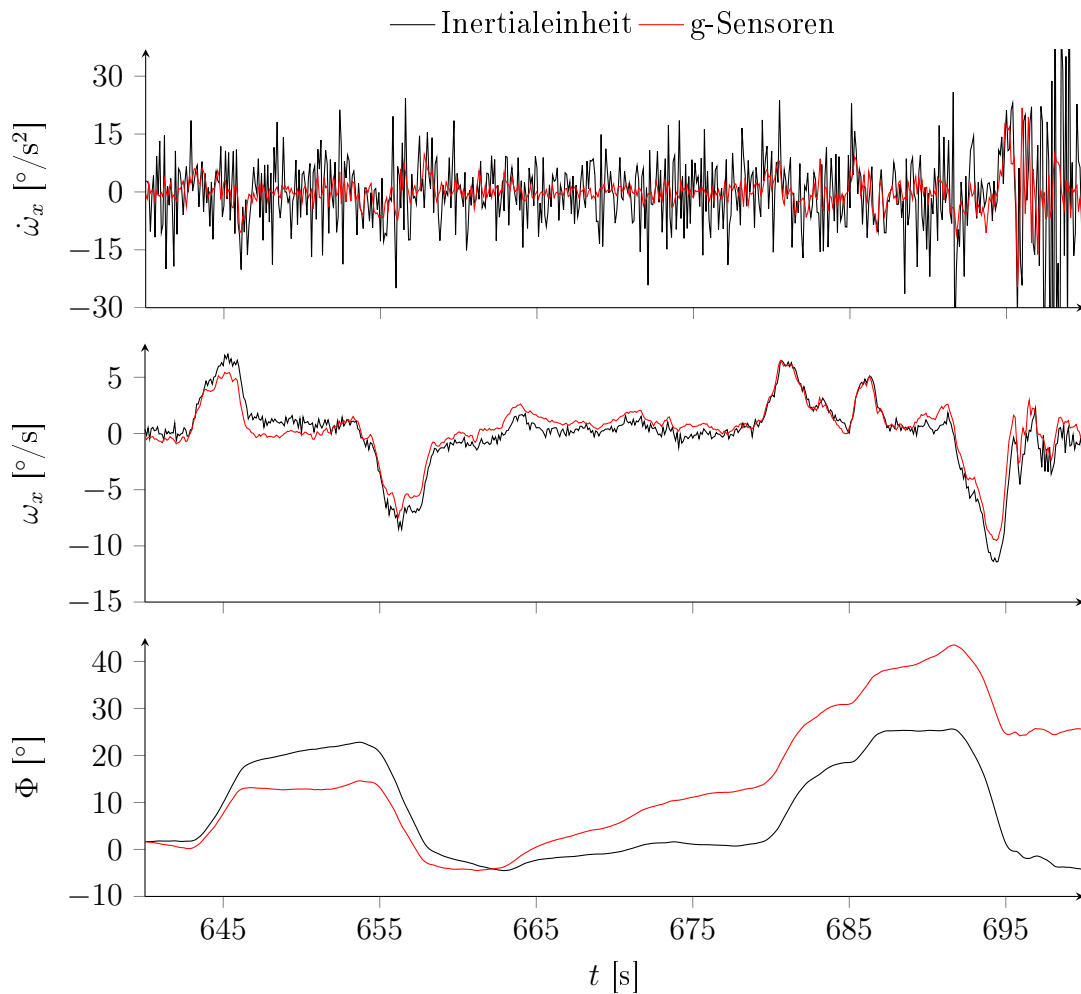


Abbildung 4.40: Aus den Messdaten der Beschleunigungssensoren ermittelte Rollbeschleunigung, Rollrate und Querlage im Vergleich zu den Inertialdaten

Abb. 4.40 zeigt aus den Messdaten der g-Sensoren ermittelte Werte von Rollbeschleunigung, Rollrate und Querlage im Vergleich zu den Inertialdaten. Grundsätzlich sind über eine zeitliche Integration demnach auch Drehraten und Lagewinkel feststellbar. Bedingt durch sich immer weiter aufsummierende Messfehler kommt es jedoch speziell im Fall der Querlagen bereits nach sehr kurzen Flugzeiten ($<10s$) zu deutlichen Abweichungen. Verstärkt werden Messfehler noch durch Ungenauigkeiten in Kalibrierung und exakter Einbaulage / -position der Sensoren. Weiterhin treten Schwankungen des Messsignals mit

Frequenzen auf, die nicht mehr klein gegenüber der Abtastfrequenz sind. Ungenauigkeiten bei der numerischen Integration sind daher unvermeidbar. Eine Bestimmung von Lagewinkeln über mehrere Beschleunigungssensoren ist mit dem vorliegenden Versuchsaufbau also kaum möglich, dennoch scheinen auftretende Rollbeschleunigungen durchaus sehr präzise bestimmbar.

Aeroelastische Effekte

Untersucht wurde zunächst, inwieweit relative Lageänderungen der Sensoren zueinander infolge von Flügelbiegungen anhand der Beschleunigungswerte nachweisbar sind. Geht man davon aus, dass während des u.a. in Abb. 4.37 dargestellten parabelähnlichen Flugmanövers keine oder nur geringe Drehbeschleunigungen auftraten, so stimmen Richtung und Betrag des Beschleunigungsvektors für einzelne spannweite Positionen näherungsweise überein. Kommt es nun, bedingt durch Flügelbiegung, zu Lageänderungen der Sensoren relativ zueinander, so sollten Auswirkungen im jeweiligen Verhältnis aus Beschleunigung in spannweitung zu derjenigen in Hochachs-Richtung feststellbar sein. Derartige Effekte konnten anhand der Messwerte allerdings nicht nachgewiesen werden. Schwankungen des Messsignals fielen hier deutlich größer aus als eventuelle Biegungeffekte. Zudem führten bereits angesprochene Ungenauigkeiten aus Kalibrierung und Einbaulage der Sensoren speziell für Beschleunigungen in spannweitung Richtung zu verfälschten Ergebnissen.

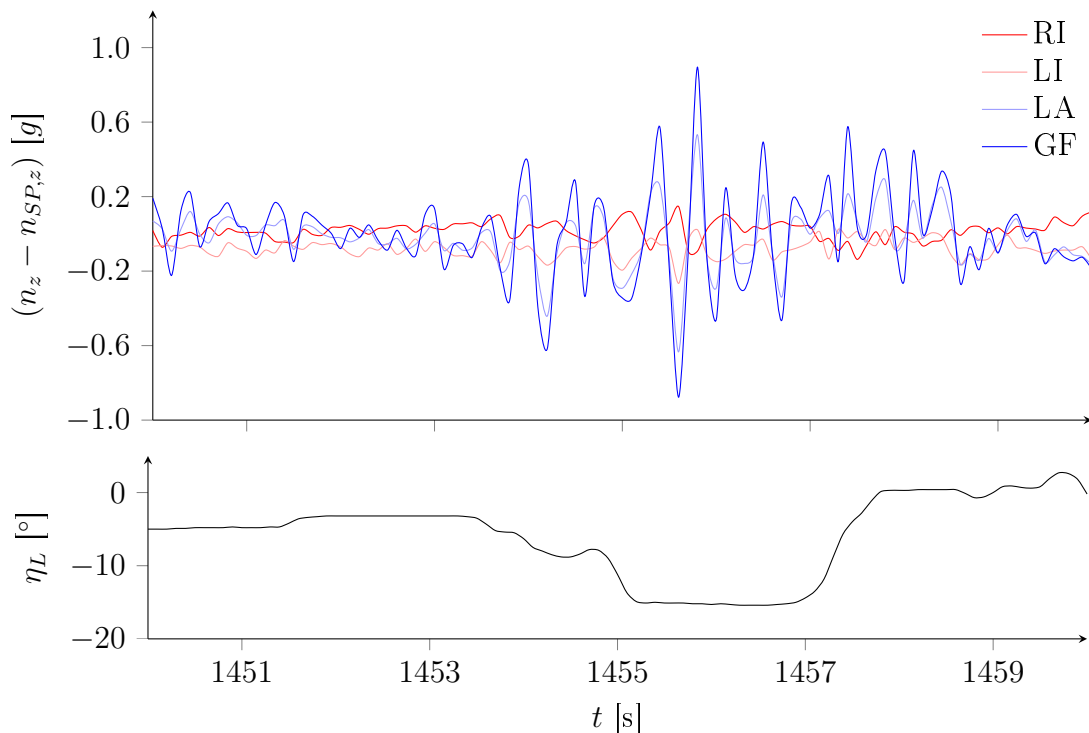


Abbildung 4.41: Spannweite z-Beschleunigungen relativ zum Schwerpunkt sowie zugehörige Querruderausschläge im Thermikflug (Flug 10-4)

Weiterhin wurden im Thermikflug besonders an den Flügelspitzen starke und schnell wechselnde Beschleunigungen festgestellt. Abb. 4.41 zeigt die durch Drehbeschleunigungen bzw. Flügelbiegungen hervorgerufenen z-Beschleunigungswerte der spannweitenigen Sensoren. Schwerpunktbeschleunigungen in der entsprechenden Richtung wurden abgezogen. Großteils traten derartige Schwankungen an linkem und rechtem Flügel gegenphasig auf, sollten also aus Rollbeschleunigungen resultieren. Die Erkennung links und rechts gleichphasiger und damit auf Biegeschwingungen des Flügels zurückzuführender Beschleunigungsanteile scheint hingegen schwierig, nicht zuletzt, da der hierfür interessante Sensor am rechten äußeren Flügelhandschuh leider keine Messwerte lieferte. Abb. 4.41 lässt jedoch u.a. im Bereich zwischen $t=1457\text{s}$ und $t=1458\text{s}$ eine links und rechts gleichphasige bzw. innen und außen gegenphasige Schwingung infolge Flügelbiegung vermuten.

Eine Betrachtung gemessener Querruderwinkel in entsprechenden Flugabschnitten (ebenfalls Abb. 4.41) zeigt weiterhin, dass Klappenausschläge nur zum Teil Ursache der auftretenden starken Rollbeschleunigungen sind. Vielmehr werden diese durch, vorzugsweise in den turbulenten Randbereichen der Thermik auftretende, Windböen verursacht. Beim Einflug in ein thermisches Aufwindgebiet aufgetretene Beschleunigungswerte sind in Abb. 4.42 dargestellt.

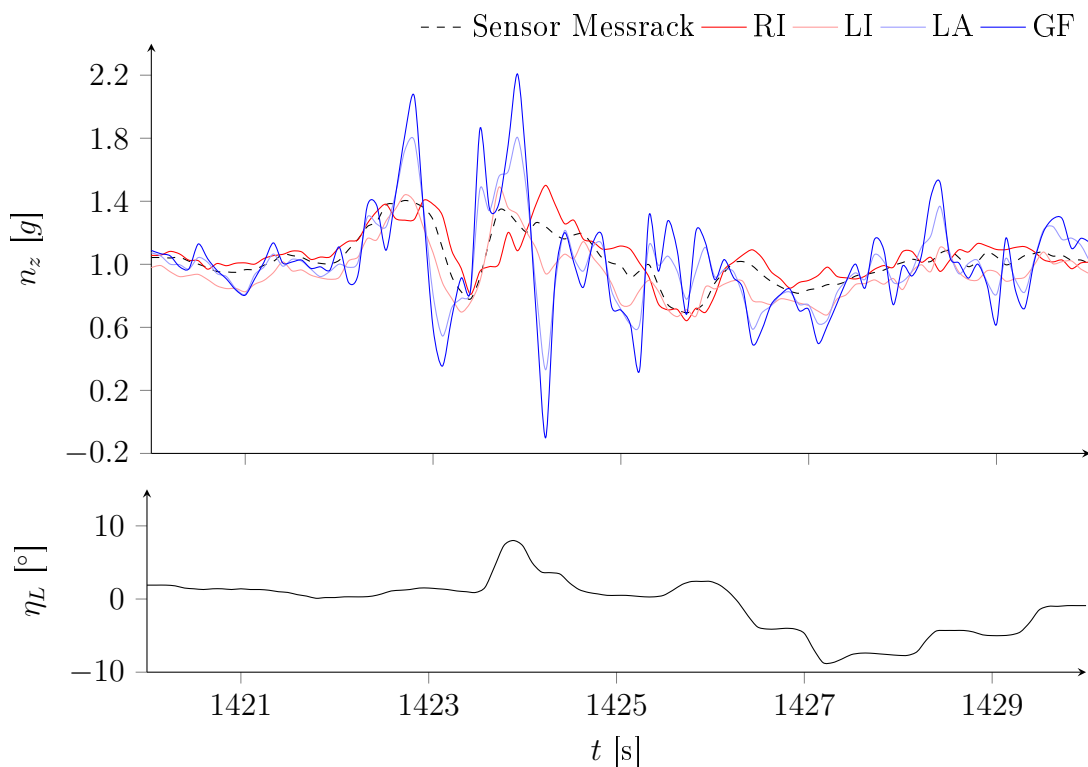


Abbildung 4.42: Spannweiteige z-Beschleunigungen sowie zugehörige Querruderausschläge beim Einflug in ein Thermikgebiet (Flug 10-4)

5 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden Auswirkungen grobskaliger atmosphärischer Turbulenzen auf die Flugleistungen eines Seglers untersucht. Neben einer Abschätzung der Häufigkeit und Ausmaße von Strömungsablösungen im Thermikflug standen hierbei vor allem die Einflüsse unsymmetrischer Flügelanströmungen auf den induzierten Widerstand im Mittelpunkt. Das doppelsitzige Segelflugzeug Grob G-103 „Twin Astir“ der Akaflieg Dresden wurde dazu mit fünf spannweitig verteilten Anströmwinkelsonden ausgerüstet. In Kombination mit einer GPS-gestützten Inertialeinheit sowie Anbauten zur Ruderwinkelmessung gelang so die näherungsweise Rekonstruktion von spannweiti-ger Anströmwinkel- und Auftriebsverteilung. Geschwindigkeitsdifferenzen zwischen GPS- und Drucksondenmessung erlaubten weiterhin Rückschlüsse über aufgetretene Windeinflüsse. Aus Erfahrungen bereits bekannte, grundlegende Regeln des Thermikfluges konnten so durch konkrete Zahlenwerte untermauert werden. Weiterführende Untersuchungen scheinen jedoch besonders im Hinblick auf Piloten- und Wettereinflüsse sinnvoll. Sowohl notwendige Messanbauten als auch eine Beschreibung gesammelter Erkenntnisse sowie aufgetretener Probleme werden möglichen Folgeprojekten mit dieser Arbeit zur Verfügung gestellt.

Der Validierung des theoretischen Modells dienten zunächst zwei Kalibrierflüge, deren Auswertung auf eine gute Übereinstimmung zwischen Rechnung und Messung schließen ließ. Abweichungen ergaben sich jedoch im über dem Anströmwinkel der Gesamtfluglagesonde gemessenen Auftriebsanstieg. Dieser deutet auf eine von der linearen Rechnung abweichende Beeinflussung der Sondenanstellwinkel durch die Flügelumströmung hin. Tatsächlich waren im Verlauf der Sondenanstellwinkel über dem Anstellwinkel Abweichungen vom linearen Zusammenhang festzustellen. Ebenso traten Unterschiede zwischen theoretisch anhand der Profildaten zu erwartendem und tatsächlich aufgetretenem Überziehverhalten auf. Da für das Profil Eppler E-603 keine Profildaten aus Windkanalmessungen vorlagen, wurden diese mit Hilfe von X-Foil berechnet. Messwerte legen hier jedoch nahe, dass u.a. der berechnete Maximalauftrieb um ca. 20% zu hoch liegt. Ein Vergleich zwischen Rechnung und Windkanalmessung für ein vergleichbares Profil bestätigte diesen Eindruck.

Weiterhin konnte aus den Messdaten der Kalibrierflüge eine Flugleistungspolare gewonnen werden, welche deutliche Verschlechterungen der Widerstandsbilanz durch Messanbauten und ausgefahrenes Fahrwerk vermuten lässt. Die vergleichsweise gute Qualität der Ergebnisse motiviert hier zu weitergehenden Untersuchungen, speziell hinsichtlich mit dieser direkten Methode zur Flugleistungsvermessung erreichbarer Genauigkeiten.

Aufgrund von ungünstigen Witterungsverhältnissen sowie Verzögerungen in der Zulassung der Messanbauten konnte letztendlich nur eine relativ geringe Zahl an Messflügen in der Thermik durchgeführt werden. Eine Untersuchung verschiedener Wetterbedingungen sowie des individuellen Flugstils verschiedener Piloten war im Rahmen dieser Arbeit somit nicht zu verwirklichen. Für beide Faktoren legen Messergebnisse einen entscheidenden Einfluss nahe, sodass auch hier zu möglichen Folgeprojekten angeregt werden soll. Dennoch wurden hinsichtlich ursprünglicher Fragestellungen grundlegende Erkenntnisse gewonnen:

Erhöhungen des induzierten Widerstandes im Thermikflug fielen mit durchschnittlichen Zuwächsen um 1 bis 2% demnach äußerst gering aus. Zudem erwiesen sich hier weniger Windböen, sondern vielmehr Querruderausschläge als Hauptursache zusätzlicher Widerstände. Widerstandszuwächse steigen mit größeren Klappenwinkeln dabei überproportional, weshalb besonders abrupte Manöver mit starken Ruderausschlägen nach Möglichkeit vermieden werden sollten.

Temporäre Strömungsablösungen traten während der Messflüge eher selten auf. Mittlere Auftriebsbeiwerte lagen beim Kreisen mit einem Wert von $c_A \approx 0.8$ allerdings unterhalb des theoretischen Optimums ($c_A \approx 1.0$). Nicht zuletzt infolge wechselnder vertikaler Windgeschwindigkeiten wichen Beiwerte mitunter recht stark von diesem durchschnittlichen Wert ab, wobei große Schwankungen teilweise innerhalb sehr kurzer Zeiträume auftraten. Ein Gegensteuern durch den Piloten scheint hier nur indirekt möglich, beispielsweise über die Vermeidung großer Aufwindgradienten durch schnelles und sauberes Zentrieren. Insgesamt ergaben sich unter gegebenen Wetterbedingungen nahezu normalverteilte Auftriebsbeiwerte mit Standardabweichungen um $\sigma \approx 0.1$. Während eines kurzen Flugabschnittes wurde auch langsames Kreisen im Bereich optimaler Auftriebsbeiwerte ($c_A \approx 1.0$) erprobt. Bedingt durch genannte Auftriebsbeiwertschwankungen kam es hierbei für beachtliche Anteile der Flugzeit zu Ablösungen und den damit verbundenen Verschlechterungen der Flugleistung. Neben generellen Gründen der Flugsicherheit scheint ein Flug mit Auftriebsbeiwerten unterhalb des Optimums also auch im Hinblick auf erzielbare Flugleistungen sinnvoll. Je böiger dabei die Wetterbedingungen, desto größer sollten Abstände zum optimalen Auftriebsbeiwert ausfallen.

Als interessanter Flugabschnitt stellte sich weiterhin der Flugzeugschlepp heraus. Bedingt durch das Abwindfeld der vorausfliegenden Schleppmaschine fielen Anströmwinkel besonders in spannweitig inneren Bereichen merklich flacher aus. Es konnten sowohl eine stark verformte Auftriebsverteilung als auch ein deutlich erhöhter induzierter Widerstand festgestellt werden. Unter thermischen Bedingungen traten zudem teils starke Turbulenzen mit großen spannweitigen Aufwindgradienten auf, welche weitere Widerstandserhöhungen und nicht selten auch lokale Strömungsablösungen zur Folge hatten. Eine hinreichend genaue Erfassung erwies sich jedoch als schwierig. Einerseits ließen Videoaufnahmen auf den Flügel geklebter Wollfäden häufig auf Böen im Größenbereich weniger Meter schließen, was eine Rekonstruktion ihrer spannweitigen Gestalt mit nur fünf Sonden lediglich in Ausnahmefällen erlaubte. Andererseits erwies sich die gewählte Ansatzfunktion zur

Ermittlung der spannweitigen Böengestalt im Flugzeugschlepp als nur bedingt zur Annäherung der Messwerte geeignet. Weitergehende Untersuchungen sind somit auch für den Flugzeugschlepp interessant. U.a. die Position des Seglers hinter dem Motorflugzeug und deren Einfluss auf die Widerstandsbilanz stellt einen potentiellen zukünftigen Versuchsgegenstand dar.

Seitens der Messtechnik existieren ebenfalls Ideen zu Folgeprojekten. Themen könnten diesbezüglich u.a. die Beschäftigung mit einer computergestützten Auswertung von Aufzeichnungen der Wollfäden oder aber der Aufbau einer Inertialplattform sein. Während der Versuche verwendete und extrem preisgünstige Beschleunigungssensoren erbrachten zwar gute Ergebnisse, erwiesen sich jedoch hinsichtlich der Ermittlung von exakter Kalibrierung und Einbaulage als schwierig. Bei Weiterverwendung dieser Sensoren sind hier Verbesserungen notwendig. Weiterhin konnten mit der Aufnahme eines autonomen Messrechners in den Versuchsaufbau grundlegende Verbesserungen erreicht werden. Einerseits beschleunigten sich Abläufe unmittelbar vor dem Start eines Messfluges, andererseits entfiel die Notwendigkeit zur Mitnahme eines Laptops im hinteren Cockpit. Allerdings ergaben sich auch neue Probleme: Fehlerhafte Kanäle waren bei stehendem Flugzeug mitunter nur schwer zu erkennen, sodass Möglichkeiten zur Überwachung zukünftiger Messungen direkt vor bzw. während der Versuchsflüge geprüft werden sollten.

Literaturverzeichnis

- [1] Althaus, D.:
Niedriggeschwindigkeitsprofile - Profilentwicklungen und Polarenmessungen im
Stuttgarter Laminaerwindkanal
Universität Stuttgart - Institut für Aerodynamik und Gasdynamik; 1995
- [2] Wissmann, G.:
Abenteuer in Wind und Wolken - Die Geschichte des Segelfluges
VEB Verlag für Verkehrswesen; 1988
- [3] Schlichting, H.; Truckenbrodt, E.:
Aerodynamik des Flugzeuges
Springer Verlag; 2001
- [4] Drela, M.; Youngren, H.:
XFOIL 6.9 User Guide; 2001
- [5] Horstmann, K. H.; Engelbrecht, T.; Liersch, C.:
Lifting-Line - Ein Mehrfach-Traglinienverfahren für Entwurf und Nachrechnung
nichtplanarer Flügelanordnungen
Handbuch; 2007
- [6] Horstmann, K. H.:
Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und
Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen
Forschungsbericht; Institut für Entwurfsaerodynamik Braunschweig; 1988
- [7] Neitzke, K.-P.:
Aufgabensammlung Flugmechanik / Aerodynamik
Technische Universität Dresden - Institut für Luft- und Raumfahrttechnik; 1999
- [8] Certification specifications for large aeroplanes CS-25; European Aviation Safety Agency (EASA); 2003
- [9] Sleeper, R. K.:
Spanwise measurements of vertical components of atmospheric turbulence
NASA Technical Paper 2963; 1990
- [10] Riedel, H.; Sitzmann, M.:
In-flight investigations of atmospheric turbulence
Aerospace Science and Technology; 5/1998; S. 301-319

- [11] Morgner, W.:
Zu einigen Aspekten der Optimierung von Streckensegelflügen
<http://www.segelflug.de/verschiedenes.html>
Abruf am 16.12.2010
- [12] Waibel, G.:
Laminar fliegen in turbulenter Luft
http://www.alexander-schleicher.de/technik/laminar/technik_laminar.htm
Abruf am 16.12.2010
- [13] Weissmüller, M.:
Receptivity of laminar airfoils to atmospheric turbulence
<http://www.windkanal.tu-darmstadt.de/index.php?id=00000183>
Abruf am 16.12.2010
- [14] Rampe, G.:
Aufbau eines Thermals
www.wetterklima.de/flug/soaring/Thermalaufbau.htm
Abruf am 12.01.2011
- [15] Flughandbuch Twin Astir
Grob Werke GmbH & Co. KG; 1977
- [16] Frey, J.:
Geeignete Sonden für die Strömungsmessung im Freiflug und ihre Kalibrierung
Idaflieg-Berichtsheft Nr.34, 2008, S. 77-93

Abbildungsverzeichnis

1.1	Versuchsaufbau des Sondermessprojektes von 2006 an einem SZD 9 bis 1E „Bocian“ auf dem Idaflieg-Sommertreffen	5
2.1	Entstehung von Cumulus-Bewölkung durch thermische Aufwinde (nach [2]): 1 Warmluftquelle; 2 Ablösung der Luft; 3 Thermikschlauch, Dunstkappe; 4 Beginn der Wolkenbildung in Basishöhe; 5 zusammengewachsene Wolkenbasis; 6 Reifestadium der Wolke; 7 beginnender Zerfall der Wolke; 8 Zerfall der Wolke von der Basis her, Abwind; 9 Wolkenauflösung, Abwind	7
2.2	Querschnitt durch ein thermisches Aufwindgebiet (nach [11])	8
2.3	Flugzeugfestes Koordinatensystem	9
2.4	Profilgeometrie Eppler E-603 und Wortmann FX 73-K-170/22	10
2.5	Profildaten FX-73: Vergleich zwischen Rechnung und Messung	11
2.6	Profildaten E-603: Vergleich zwischen Rechnung und Linearisierung	11
2.7	Hufeisenwirbel (nach [3])	12
2.8	Treppenförmige und stetige Zirkulationsverteilung (nach [3])	13
2.9	Verteilung von Zirkulation und Auftriebsbeiwert (Normalflug bei $\alpha=5^\circ$)	15
2.10	Angenommene Anstellwinkel- sowie resultierende Auftriebsbeiwert-Verteilung bei Querruderausschlag ($\eta_L=5^\circ$; $\eta_R=-5.4^\circ$)	16
2.11	Angenommenes Geschwindigkeitsprofil vertikaler Böen	18
3.1	Versuchsflugzeug Grob G-103 (nach [15])	19
3.2	Versuchsflugzeug mit Messanbauten	20
3.3	Fünffloch-Prandtl-Kugel-Sonde (nach [16])	21
3.4	Conrad-Sonde (nach [16])	22
3.5	Flügelhandschuh & Beschleunigungssensor	23
3.6	Ruderwinkelmessung	24
3.7	Messrack	25
4.1	Lastvielfache	27
4.2	Einblendung der Messwerte im Video	27
4.3	Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit des Anströmwinkels an der Gesamtfluglagesonde (Flüge 10-1 und 10-2)	28
4.4	Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit des Gesamtanstellwinkels	29
4.5	Sondenanströmung in Abhängigkeit vom Gesamtanstellwinkel	30
4.6	Sondenanströmung in Abhängigkeit vom Anstellwinkel der Gesamtfluglagesonde	31
4.7	Eigensinken in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit	32

4.8	Strömungsstrukturen bei $c_A = 0.32$ und $Re \approx 1.7 \dots 3.4 \cdot 10^6$	34
4.9	Strömungsstrukturen bei $c_A = 1.09$ und $Re \approx 0.9 \dots 1.8 \cdot 10^6$	34
4.10	Strömungsstrukturen bei $c_A = 1.17$ und $Re \approx 0.9 \dots 1.8 \cdot 10^6$	34
4.11	Aufwindgeschwindigkeiten an einzelnen Sonden im Kalibrierflug (10-1) . . .	36
4.12	Aufwindgeschwindigkeiten an einzelnen Sonden im Thermikflug (10-3) . . .	37
4.13	Verteilung vertikaler Windgeschwindigkeiten im Kalibrierflug (10-2)	37
4.14	Verteilung vertikaler Windgeschwindigkeiten im Thermikflug (10-3)	38
4.15	Rekonstruktion der spannweitigen Böengestalt mittels Ansatzfunktion . . .	39
4.16	Vertikale Windgeschwindigkeiten im Flugzeugschlepp (Flug 10-1)	40
4.17	Verteilung vertikaler Windgeschwindigkeiten im Flugzeugschlepp (10-2) . .	40
4.18	Typische Anströmwinkel- und Auftriebsbeiwertverteilung im F-Schlepp . .	41
4.19	Erhöhung des induzierten Widerstandes im Flugzeugschlepp (ruhige Luft) .	41
4.20	Erhöhung des induzierten Widerstandes im Flugzeugschlepp (Thermik) . .	42
4.21	Auftriebsbeiwerte im Flugzeugschlepp (Thermik) im Vergleich zur ermit- telten $c_A(\alpha)$ -Kurve	43
4.22	Lokale c_a -Maxima im Flugzeugschlepp (Thermik): Vergleich mit berechne- ten Profildaten bzw. Beiwerten des Gesamtflugzeuges (gestrichelt)	44
4.23	Lokale Strömungsablösung im Flugzeugschlepp (Flug 10-3)	44
4.24	Widerstandskomponenten in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes	46
4.25	Gleitzahl in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes	46
4.26	Parameter für optimalen Kreisflug in der Thermik	48
4.27	Beim Kreisen in einem Aufwind erreichbare Steiggeschwindigkeiten in Ab- hängigkeit von Kurvenradius und Auftriebsbeiwert	49
4.28	Beim Kreisen in zwei beispielhaft gewählten Aufwinden erreichbare Steig- geschwindigkeiten in Abhängigkeit von Auftriebsbeiwert und Querlage . . .	50
4.29	Erhöhung des induzierten Widerstandes im Thermikflug	51
4.30	Auswirkung von Querruderausschlägen auf den induzierten Widerstand . .	52
4.31	Auftriebsbeiwerte beim Kreisen in der Thermik im Vergleich zu ermittelter $c_A(\alpha)$ -Kurve und Widerstandspolare	53
4.32	Spannweitige Anströmwinkel- und c_a -Verteilung im langsamen Kurvenflug ($\Phi = -30^\circ$; $\Theta = 4^\circ$; $V = 27 \text{ m/s}$; $c_A = 1.05$; $\omega_x = -1^\circ/\text{s}$; $\omega_y = 6^\circ/\text{s}$; $\omega_z = 10^\circ/\text{s}$)	54
4.33	Auftriebsbeiwert und Aufwindgeschwindigkeit während eines Kreises in der Thermik (Flug 10-3)	55
4.34	Geschwindigkeitsprofile durchflogener Aufwinde	56
4.35	Spannungen bei Rotation eines g-Sensors um die x-Achse	57
4.36	Kalibrierkurve g-Sensor	57
4.37	Lastvielfache während eines parabelähnlichen Flugmanövers (Flug 10-1) . .	58
4.38	Aufgezeichnete Beschleunigungen in Richtung der einzelnen Achsen des flugzeugfesten Koordinatensystems: Vergleich zwischen Beschleunigungs- sensoren und Inertialeinheit	60
4.39	Aufgezeichnete Beschleunigungen in Richtung der Flugzeug-Hochachse: Ver- gleich zwischen Beschleunigungssensoren und Inertialeinheit	61
4.40	Aus den Messdaten der Beschleunigungssensoren ermittelte Rollbeschleu- nigung, Rollrate und Querlage im Vergleich zu den Inertialdaten	62

4.41	Spannweitige z-Beschleunigungen relativ zum Schwerpunkt sowie zugehörige Querruderausschläge im Thermikflug (Flug 10-4)	63
4.42	Spannweitige z-Beschleunigungen sowie zugehörige Querruderausschläge beim Einflug in ein Thermikgebiet (Flug 10-4)	64
A.1	Querlagen beim Thermik-Kreisen (Flüge 10-3 und 10-4)	73
A.2	Geschwindigkeiten beim Thermik-Kreisen (Flüge 10-3 und 10-4)	73
A.3	Spannweitige Verteilung von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert beim Flugzeugschlepp in ruhiger Luft	74
A.4	Spannweitige Verteilung von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert beim Flugzeugschlepp in böiger Luft	74
A.5	Spannweitige Verteilung von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert beim Einflug in einen thermischen Aufwind	75
A.6	Spannweitige Verteilung von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert beim langsamen Kreisen (Linkskurven)	75
A.7	Verpasster Aufwind durch Einkreisen in die falsche Richtung	76
A.8	Zu langes Aufrichten beim Zentrieren, dadurch wird der Aufwind immer wieder im Zentrum durchflogen	77
A.9	Schlecht zentriert: Kreisen halb innerhalb, halb außerhalb des Aufwindes	78

Anhang

Ergänzende Abbildungen

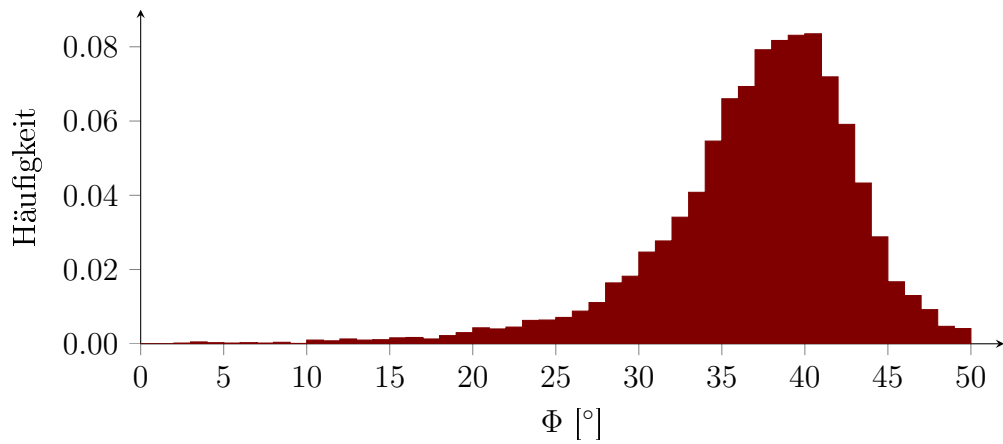


Abbildung A.1: Querlagen beim Thermik-Kreisen (Flüge 10-3 und 10-4)

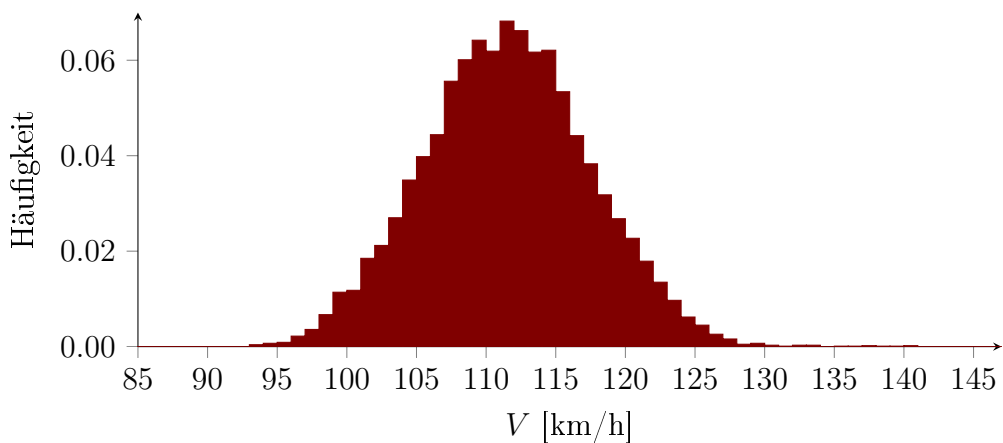


Abbildung A.2: Geschwindigkeiten beim Thermik-Kreisen (Flüge 10-3 und 10-4)

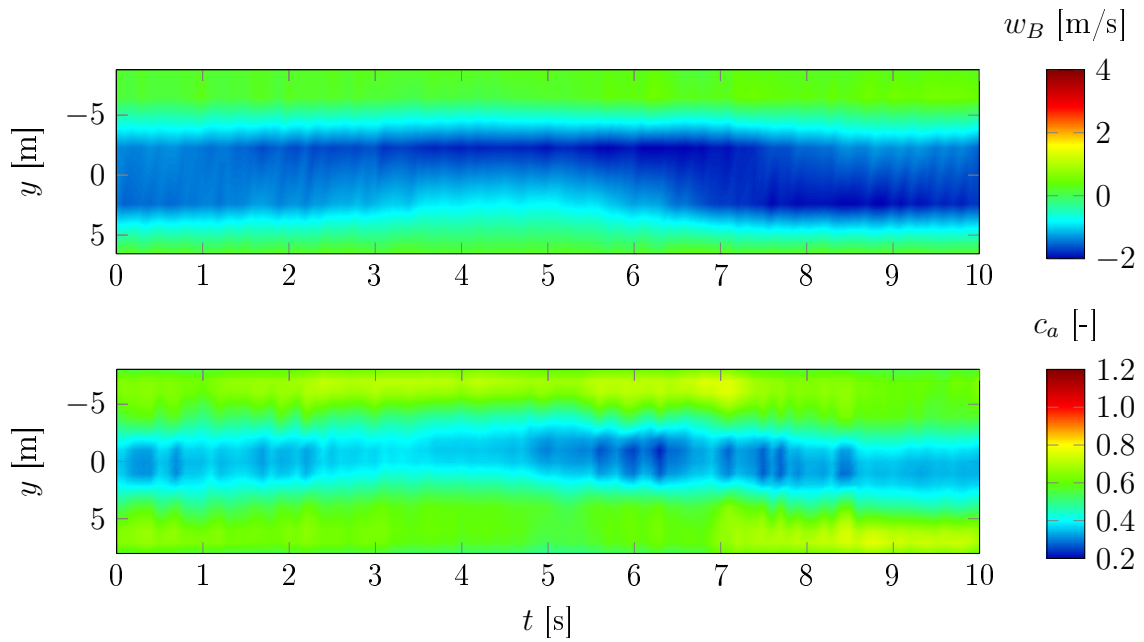


Abbildung A.3: Spannweite Verteilung von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert beim Flugzeugschlepp in ruhiger Luft

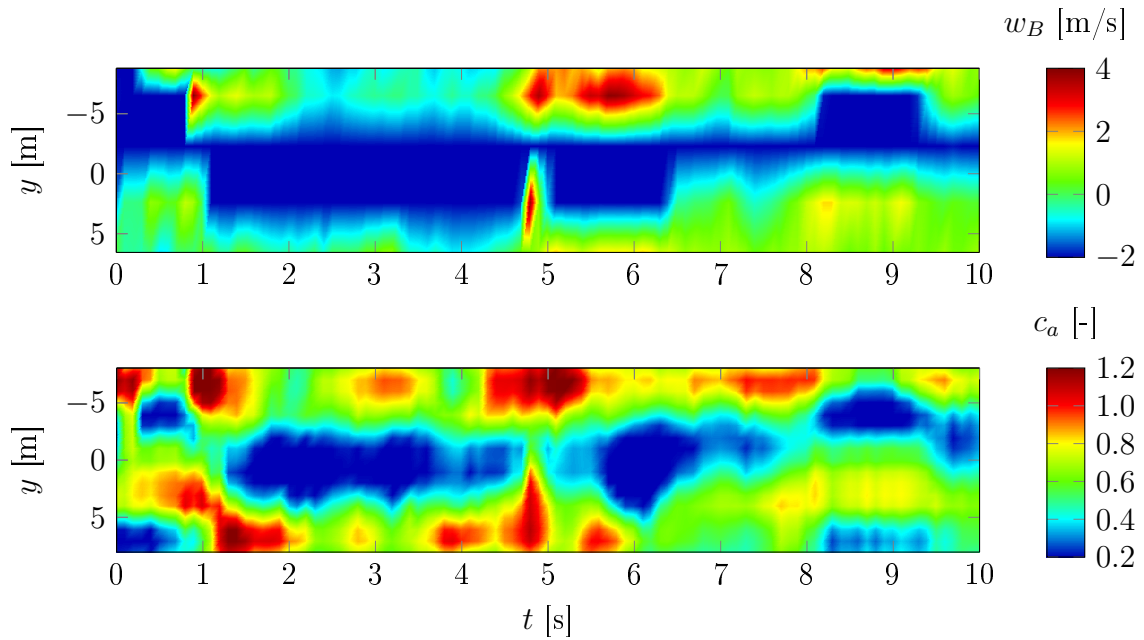


Abbildung A.4: Spannweite Verteilung von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert beim Flugzeugschlepp in böiger Luft

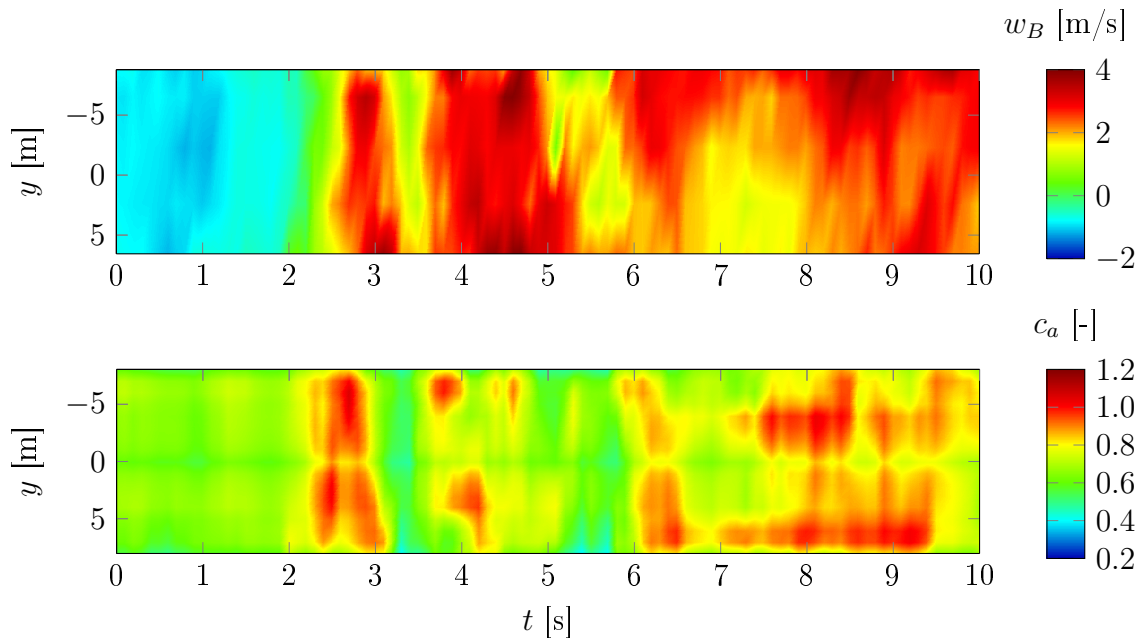


Abbildung A.5: Spannweite Verteilung von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert beim Einflug in einen thermischen Aufwind

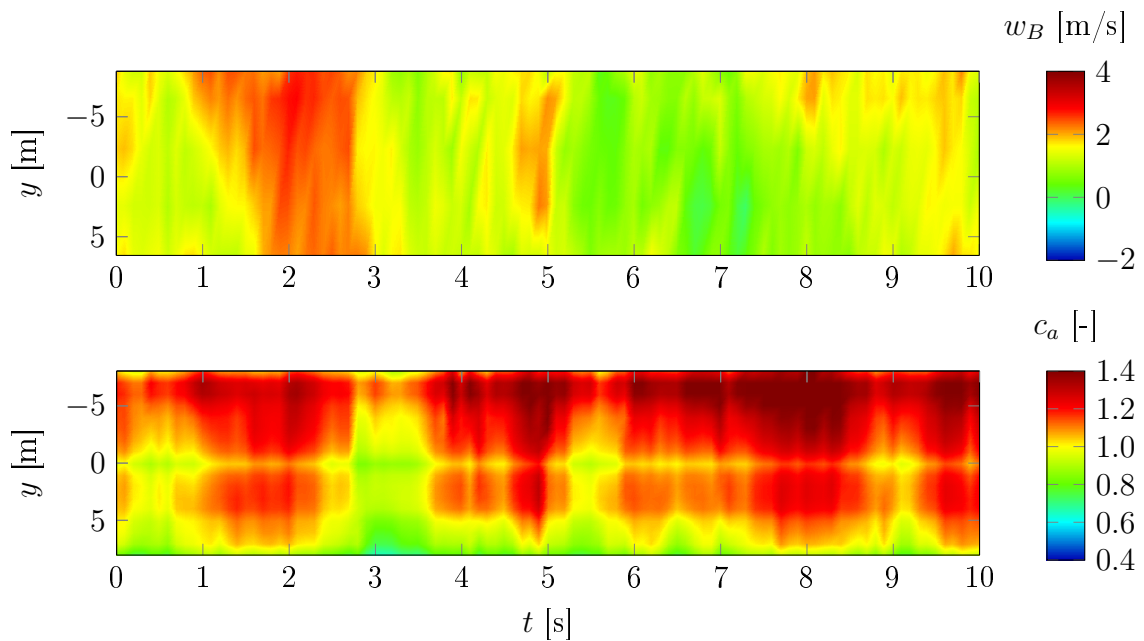


Abbildung A.6: Spannweite Verteilung von Aufwindgeschwindigkeit und Auftriebsbeiwert beim langsamen Kreisen (Linkskurven)

Fehler beim Thermikflug

Auswertungen der Messwerte offenbarten einige im Thermikflug aufgetretene ungünstige Flugmanöver. Die Abbildungen A.7 bis A.9 dienen zu deren Veranschaulichung. Dargestellt sind über den entsprechenden Zeitraum aufgezeichnete Flugpfade sowie an dessen Messpunkten berechnete Aufwindgeschwindigkeiten. Der Versatz infolge des Windes soll für die kurzen dargestellten Flugabschnitte vernachlässigt werden.

Abb. A.7 zeigt einen Flugabschnitt, in dem ein thermischer Aufwind durch spätes Einkreisen in die falsche Richtung verpasst wurde. Während des Einfluges in die Thermik hebt sich die linke Tragfläche infolge eines unsymmetrisch auftreffenden Aufwindes, folglich kommt es zu einer leichten Rechtskurve. Statt in Richtung der angehobenen Fläche erfolgt das Einkreisen jedoch zu spät und aus dem Aufwind heraus.

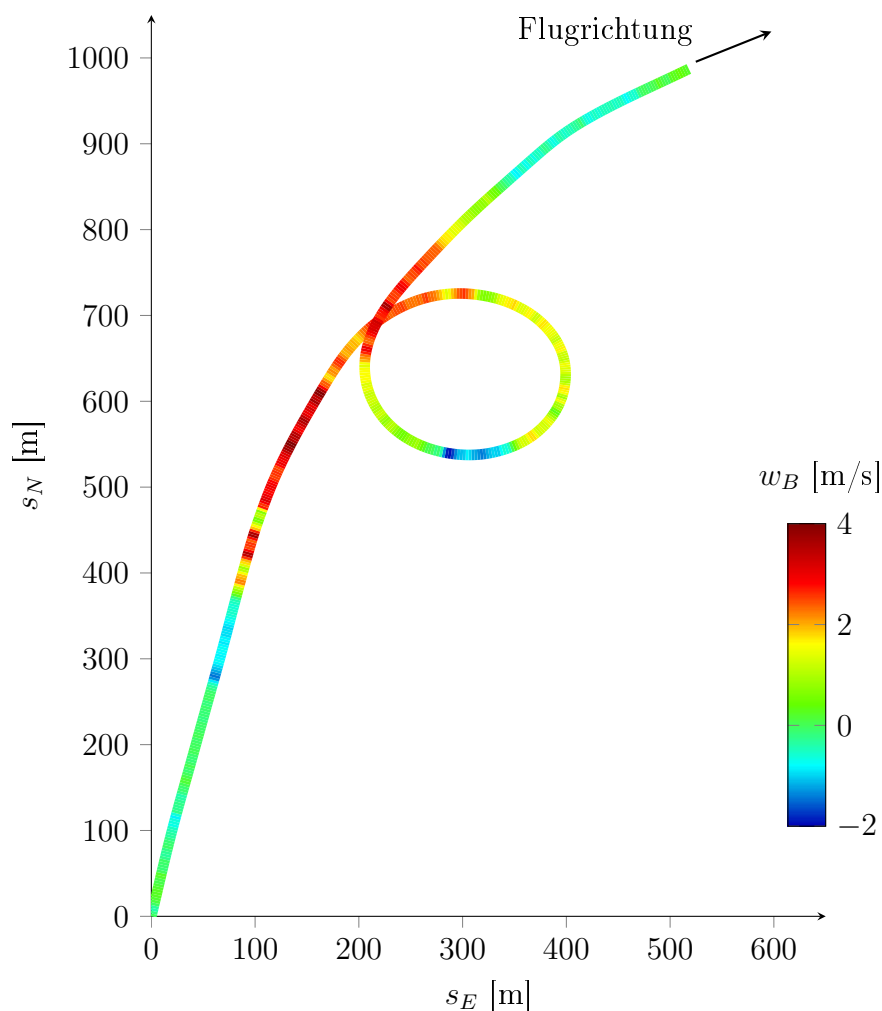


Abbildung A.7: Verpasster Aufwind durch Einkreisen in die falsche Richtung

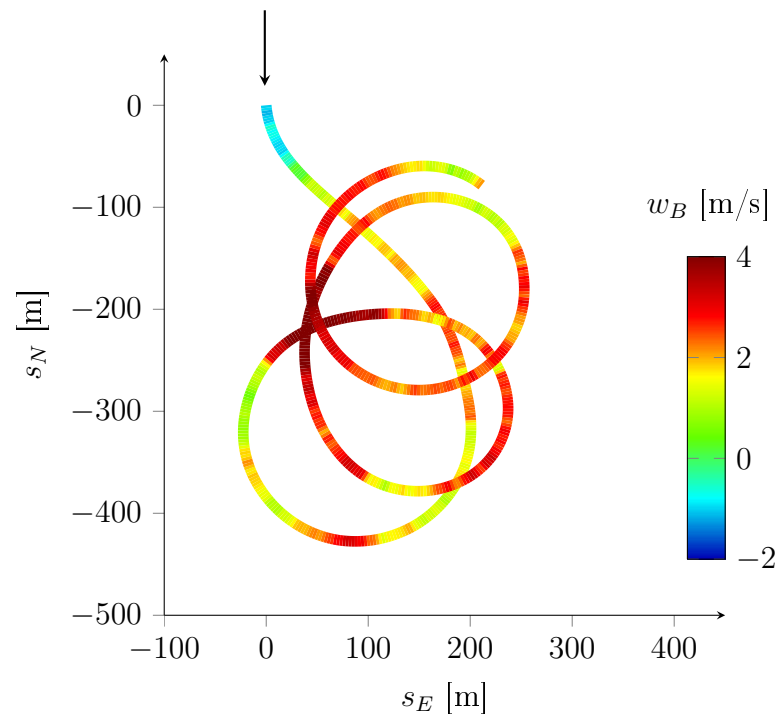


Abbildung A.8: Zu langes Aufrichten beim Zentrieren, dadurch wird der Aufwind immer wieder im Zentrum durchflogen

Abb. A.8 zeigt den Einflug in einen thermischen Aufwind mit nachfolgendem Zentrieren. Durch Verringerung der Querlage wird der Kreisradius in starkem Steigen erhöht und umgekehrt über eine erhöhte Querlage im schwachen Steigen verringert. Ziel ist das schnelle Erreichen eines Kreisfluges, in dessen Mittelpunkt sich das Aufwind-Zentrum befindet. In gezeigtem Fall fielen Erhöhungen des Kurvenradius im Verhältnis zum Aufwindradius jedoch zu groß aus, wodurch dieser auch im nächsten Kreis wieder im Zentrum durchflogen wurde. Zudem deuten Messwerte hier auf eine relativ geringe räumlich Ausdehnung der umkreisten starken Thermikblase hin. Deren Nutzung scheint somit ohnehin nur bedingt möglich.

Den Flug in einem schlecht zentrierten Aufwind veranschaulicht Abb. A.9. Bedingt durch das Kreisen halb innerhalb und halb außerhalb des Aufwindgebietes variieren vertikale Windgeschwindigkeiten hier sehr stark. Neben geringen Steigwerten infolge einer schlechten Ausnutzung des Thermik-Gebietes führen häufig wechselnde Aufwinde dabei auch zu starken c_A -Schwankungen, wodurch wiederum eine zunehmende Häufigkeit temporärer Strömungsablösungen begünstigt wird.

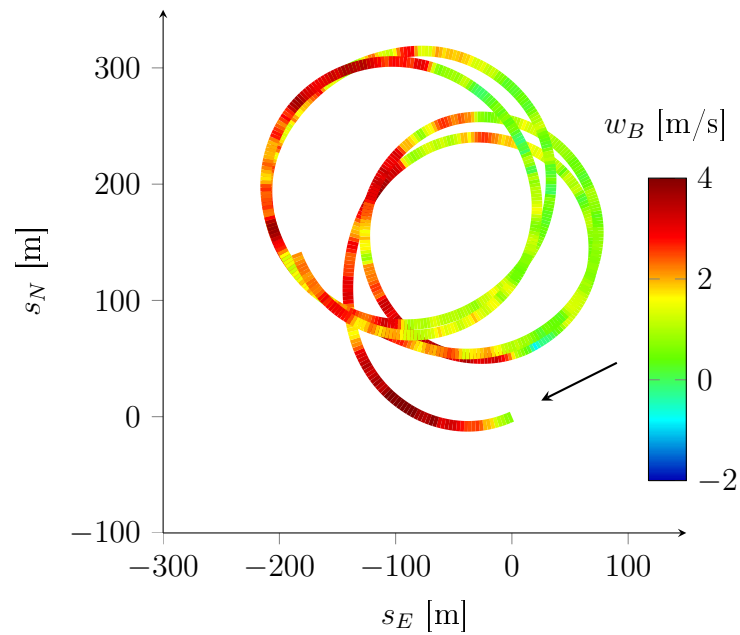


Abbildung A.9: Schlecht zentriert: Kreisen halb innerhalb, halb außerhalb des Aufwindes

Positionen & Massen

Flug	x	y	1. Sitz	2. Sitz	Gesamt
01-01 bis 10-4	0.322m	0.000m	100kg	95kg	629kg
10-5	0.332m	0.000m	100kg	75kg	609kg

Tabelle A.1: Schwerpunktlagen & Massen

Sonde / Sensor	x	y	z
Gesamtfluglage	-1.58m	-8.79m	0.75m
Conradsonde I	-0.62m	2.37m	0.27m
Conradsonde II	-0.60m	-6.54m	0.51m
Conradsonde III	-0.62m	-2.33m	0.28m
Conradsonde IV	-0.61m	6.56m	0.51m
g-Sensor 0	5.00m	0.04m	1.60m
g-Sensor 3	0.03m	2.37m	0.27m
g-Sensor 4	0.75m	0.00m	0.05m
g-Sensor 5	0.03m	-2.33m	0.28m
g-Sensor 6	0.03m	-6.54m	0.51m
g-Sensor 7	0.05m	-8.76m	0.68m

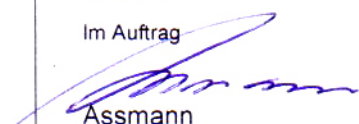
Tabelle A.2: Positionen Anströmwindsonden & Beschleunigungssensoren

FLUGZULASSUNG PERMIT TO FLY

Bundesrepublik Deutschland
Federal Republic of Germany



Luftfahrt-Bundesamt
Federal Office of Civil Aviation

<p>Gemäß § 12 der Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung (LuftVZO) erteilt das Luftfahrt-Bundesamt hiermit für das angegebene Luftfahrzeug die Zulassung für Flüge innerhalb des Mitgliedstaats zu den nachstehend aufgeführten Bedingungen. Diese Zulassung gilt auch für Flüge nach und in anderen Staaten, sofern deren zuständige Behörden eine gesonderte Genehmigung erteilen.</p> <p>Pursuant to § 12 Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung (LuftVZO), the Luftfahrt-Bundesamt hereby grants a permit to fly to the specified aircraft for flights within the Member State under the conditions listed below. This permit is also valid for flights to and within other states provides that a separate approval is obtained from the competent authorities of such states</p>	<p>1. Nationalität und Kennzeichen: Nationality and registration marks:</p> <p>D - 5954</p>
<p>2. Hersteller / Typ des Luftfahrzeuges Aircraft manufacturer / type</p> <p>GROB-Werke GMBH & CO.KG TWIN ASTIR</p>	<p>3. Seriennummer Serial number</p> <p>3194</p>
<p>4. Die Zulassung gilt für The permit covers</p> <p>Flüge zur Musterprüfung im festgelegten Luftraum unter Ausschluß der Beförderung von Personen, die nicht zur Führung, Bedienung, oder Prüfung des Luftfahrzeuges bestimmt sind flights for type investigation within defined airspace excluding the transportation of persons other than those necessary to pilot, control or inspect the aircraft</p>	
<p>5. Beschränkungen / Bemerkungen Limitations / Remarks</p> <p>Außer bei Start und Landung berechtigt die Flugzulassung nicht zum Überfliegen von Städten, anderen dicht besiedelten Gebieten sowie Menschenansammlungen. Except for the purpose of take-off and landing this permit to fly does not authorize flights over cities and other congested areas or crowds on the ground.</p> <p>Bordfunkanlagen dürfen nur betrieben werden, wenn die Genehmigung zur Errichtung und zum Betrieb einer Luftfunkstelle an Bord mitgeführt wird. Aircraft radio communication and navigation equipment shall be operated only under the condition that the appropriate Certificate for Installation and Operation of an Aircraft Radio Station is carried aboard the aircraft.</p> <p>Die Flugzulassung ist nur gültig, wenn die Haftpflicht des Halters durch Versicherung oder Hinterlegung gedeckt ist. Der Nachweis der Haftpflichtdeckung ist beim Betrieb des Luftfahrzeuges mitzuführen. This permit to fly is valid only when the operator's liability to third party's indemnity is covered either by insurance effected or by cash deposit. Proof of coverage shall be carried aboard the aircraft.</p> <p>Gültig nur in Verbindung mit:</p> <p>1) Originalzustand: - Das gültige Flug- und Betriebshandbuch des Herstellers, - Das Flugzeug darf zur Schulung eingesetzt werden</p> <p>2) Messkonfiguration gemäß der Projektbeschreibung vom 09.07.2010: - Das gültige Flug- und Betriebshandbuch des Herstellers - Messflüge nur bei ruhigem Wetter oder leichter atmosphärischer Turbulenz - Geschwindigkeitsbereich: Vs bis Va - Besatzung: Messpilot der Akaflieg Dresden und Messpersonal</p> <p>Diese Flugzulassung ist gültig vom 09. Juli 2010 bis einschließlich 08. Oktober 2010. This permit to fly is valid from 09. Juli 2010 until 08. Oktober 2010 inclusive.</p>	
<p>6. Ort und Tag der Ausstellung Place and date of issue.</p> <p>Braunschweig, 09. Juli 2010</p>	<p>7. Unterschrift: Signature:</p> <p>Im Auftrag  Assmann</p>

Diese Flugzulassung ist bei allen Flügen an Bord mitzuführen – This permit shall be carried on bord during all flights

Massenübersicht Segelflugzeug

Muster: G103 Twin Astir

Werknummer: 3194

Kennzeichen: D - 5954

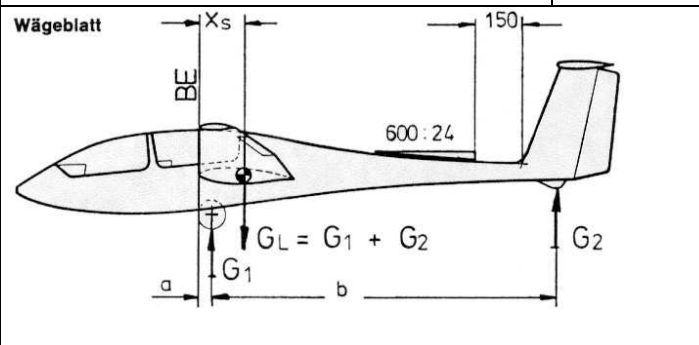
Bezugspunkt B.P. : Flügelvorderkante bei Wurzelrippe

Bezugslinie horizontal B.L. : Keil 1000:40 horizontal auf Rumpfrücken

	Leermasse kg	Masse N.T. kg	Massengrenzen	kg
Tragwerk rechts			Leermasse	
Tragwerk links			Zuladung	
Rumpf			Höchstmasse ohne Wasserballast	
Höhenleitwerk			Höchstmasse mit Wasserballast	
			Höchstmasse der N. T. einschliesslich Zuladung laut Kennblatt	
Seitenruder				
Tragwerkstreben (50% NT)			Bemerkungen: Kontrollwägung ohne Anbauten	
Zuladung				
Ergebnis				

Schwerpunktermittlung:

Auflage	Bruttomasse (kg)	Taramasse (kg)	Nettomasse (kg)	Hebelarm (mm)
vorn m 1			370,2 kg	a = 174
hinten m 2			49,9 kg	b = 4580
		Leermasse m L (kg)	420,1 kg	



$$X = \frac{G_2 \times b}{G_L} + a$$

Leermassen-Schwerpunktlage mm hinter B.P.
 49,9 kg x 4580 mm
 _____ + 174 mm = 718,0 mm
 420,1 kg

Schwerpunktbereich laut Flughandbuch von 692 bis 727 mm bei Leermasse 420 kg
 Die ermittelte Leermassenschwerpunktlage liegt im zulässigen Bereich.
 Ausrüstung bei der Wägung siehe Ausrüstungsliste vom:
 Der Beladeplan im Segelflugzeug wurde berichtigt bzw. stimmt mit diesem Ergebnis überein.

Schwarzheide, 26.03.2010

Ort und Datum

Stempel

Prüfer

Luftsport-Service-Center-Ost
GmbH
Instandhaltungsbetrieb
DE.MF.0536

Massenübersicht Segelflugzeug

Muster: G103 Twin Astir

Werknummer: 3194

Kennzeichen: D - 5954

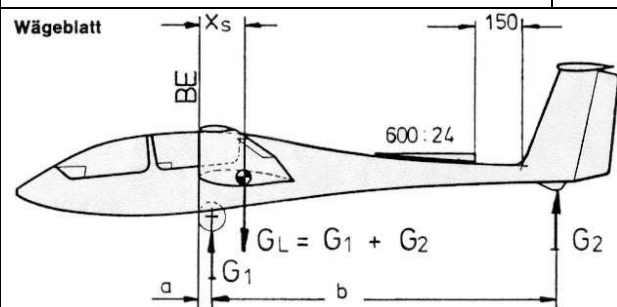
Bezugspunkt B.P. : Flügelvorderkante bei Wurzelrippe

Bezugslinie horizontal B.L. : Keil 1000:40 horizontal auf Rumpfrücken

	Leermasse kg	Masse N.T. kg	Massengrenzen	kg
Tragwerk rechts			Leermasse	
Tragwerk links			Zuladung	
Rumpf			Höchstmasse ohne Wasserballast	
Höhenleitwerk			Höchstmasse mit Wasserballast	
			Höchstmasse der N. T. einschliesslich Zuladung laut Kennblatt	
Seitenruder				
Tragwerkstreben (50% NT)			Bemerkungen: Wägung mit Anbauten	
Zuladung				
Ergebnis				

Schwerpunktermittlung:

Auflage	Bruttomasse (kg)	Taramasse (kg)	Nettomasse (kg)	Hebelarm (mm)
vorn m 1			381,2 kg	a = 174
hinten m 2			52,4 kg	b = 4580
		Leermasse m L (kg)	433,6 kg	



$$X = \frac{G_2 \times b}{G_L} + a$$

Leermassen-Schwerpunktlage mm hinter B.P.
 52,4 kg x 4580 mm
 _____ + 174 mm = 727,5 mm
 433,6 kg

Schwerpunktbereich laut Flughandbuch von 682 bis 720 mm bei Leermasse 430 kg

Die ermittelte Leermassenschwerpunktlage liegt nicht im zulässigen Bereich.

Ausrüstung bei der Wägung siehe Ausrüstungsliste vom:

Der Beladeplan im Segelflugzeug wurde berichtigt bzw. stimmt mit diesem Ergebnis überein.

Schwarzheide, 26.03.2010

Ort und Datum

Stempel

Prüfer