

UNTERSUCHUNGEN ZUR BÖIGKEIT DER ATMOSPHÄRE UNTER THERMISCHEN WETTERBEDINGUNGEN

U. Egerer,
TU Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik
01062 Dresden, Deutschland

Zusammenfassung

In der vorgestellten Studienarbeit werden experimentelle Untersuchungen zur Beschaffenheit grobstrukturierter atmosphärischer Turbulenz und deren Auswirkungen auf die Flugleistungen eines Segelflugzeuges behandelt. Die Arbeit wurde in Zusammenarbeit mit der Akademischen Fliegergruppe Dresden erstellt und von der TU Dresden betreut. Mit einem doppelsitzigen Segelflugzeug wurden mehrere Messflüge unter verschiedenen Wetterbedingungen durchgeführt. Die Messausrüstung des Versuchsflugzeuges erlaubt die Berechnung von Böenstärken an fünf Spannweitenpositionen und einer spannweitigen Zirkulations- und Auftriebsverteilung sowie der Rekonstruktion der Böengestalt. Die Messergebnisse liefern Erkenntnisse zur Beschaffenheit von Böen und Thermik und zu spannweitigen Auftriebsverteilungen unter verschiedenen Bedingungen. Neben einer Abschätzung zu Flugleistungen werden die Einflussparameter auf den induzierten Widerstand bei symmetrischen und asymmetrischen Flugzuständen untersucht. Zusätzlich zu den thermischen Flugphasen wird der Startvorgang im Flugzeugschlepp und an der Winde betrachtet.

1. EINLEITUNG

Auf den nachfolgenden Seiten wird eine am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der TU Dresden im Jahr 2013 verfasste Studienarbeit vorgestellt, die sich mit der experimentellen Untersuchung von böiger Luft im Freiflug befasst. Im Gegensatz zu Verkehrsflugzeugen fliegen Kleinflugzeuge teils bewusst im Einfluss atmosphärischer Böen, die etwa die Größenordnung einer Spannweite messen. Für die Nutzung oder auch Vermeidung der Turbulenzen und für die Abschätzung eines eventuellen Einflusses auf Flugmechanik und Aerodynamik sind eine Untersuchung der Böigkeit einer typischen Anströmung und deren Schwankungen von Interesse. Die Messungen wurden im Freiflug mit einem doppelsitzigen Segelflugzeug unter verschiedenen thermischen Wetterbedingungen durchgeführt. Neben der Böigkeit stehen asymmetrische Flugbedingungen beim Kreisen, der induzierte Widerstand, spannweite Auftriebsverteilungen und Strömungsablösungen im Mittelpunkt.

Zur Gestalt von Böen und Thermik liegen wenige wissenschaftliche Untersuchungen vor. Das Standardwerk für die Auslegung von Segelflugzeugen von F. Thomas [1] unterteilt die Thermik nach Stärke und Ausdehnung in vier verschiedene Typen. Die europäische Bauvorschrift für Verkehrsflugzeuge CS 25 [2] legt der Abschätzung verursachter Böenlasten eine kosinusförmige Böenform zu Grunde. Beide Quellen stellen jedoch stark vereinfachte Modelle dar.

2. FLUGVERSUCHE

Die Flugversuche wurden im Juli 2012 vom Flugplatz Schwarzhöhe bei Dresden ausgehend durchgeführt. Als Messflugzeug diente das doppelsitzige Segelflugzeug TWIN Astir I, Baujahr 1978, der Firma Grob. Das in Faserverbundbauweise konstruierte Segelflugzeug ist charakterisiert durch eine Spannweite von 17,5m und das

maximale Abfluggewicht von 650kg. Die meisten der Thermikflüge blieben im Bereich des Flugplatzes, die Wetterbedingungen erlaubten jedoch auch einen Überlandflug von 200km Streckenlänge. Ein Kalibrierflug zur Überprüfung der Messtechnik und Verifizierung der Berechnungsverfahren wurde früh am Morgen bei ruhiger Luft durchgeführt. Der Start erfolgte sowohl hinter einem Motorflugzeug Maule MX-7 als auch an der Seileinzugwinde Herkules H4.

2.1. Messausrüstung

Das Segelflugzeug ist mit einer umfangreichen Messausrüstung ausgestattet. Ein Großteil der Ausrüstung stand bereits von einem vorhergehenden Projekt zum gleichen Thema [3] zur Verfügung. Die in dieser Arbeit verwendete Inertialeinheit steht jedoch nicht mehr zur Verfügung und muss durch andere Instrumente ersetzt werden.

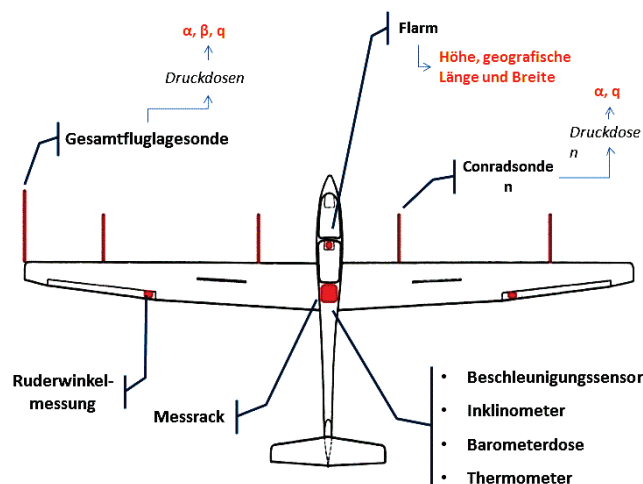


BILD 1. Am Messflugzeug angebrachte Messausrüstung und gemessene Größen

Die Messausrüstung dient hauptsächlich zur Messung der Flugbewegung einerseits relativ zum Boden und andererseits relativ zur anströmenden Luft. Die Bewegung des Flugzeuges gegenüber dem Boden wird mithilfe eines GPS-gestützten Flugdatenschreibers (Flarm Reihe 06) aufgezeichnet. Mit einer maximalen Frequenz von 1Hz zeichnet dieser Längen- und Breitengrad sowie barometrische und GPS-Höhe auf.

Die Messung der Anströmung erfolgt durch fünf über der Spannweite verteilten Sonden. Die Fünfloch-Prandtl-Sonde vor dem linken Flügelende dient zur Messung von Anstell- und Schiebewinkel sowie Staudruck der annähernd ungestörten Anströmung.

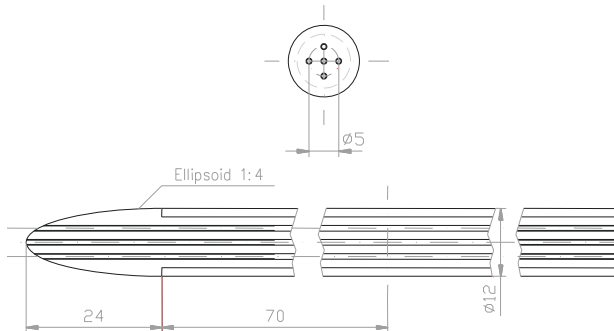


BILD 2. Fünflochsonde zur Messung der Gesamtfluglage

An weiteren vier Spannweitenpositionen messen Dreiloch-Conradsonden vor der Flügelvorderkante den lokalen Anstellwinkel und Staudruck. Die Drucksignale aller Sonden werden direkt am Flügel mittels Druckdosen in elektrische Signale umgewandelt und an den im hinteren Cockpit befindlichen Messrechner gesendet.

Dieser sammelt an 24 analogen Messkanälen alle Messdaten mit einer Frequenz von 10Hz und speichert sie in Textdateien ab. Das Single Board RIO von National Instruments ist mit der grafischen Entwicklungsumgebung LabView so programmiert, dass der Rechner während des Fluges eigenständig arbeitet. Hinter dem Copiloten befinden sich weiterhin ein Drei-Achs-Beschleunigungsmesser, ein Inklinometer zur Messung der Fluglage¹, ein Barometer und ein Thermometer. Die Bewegung der Querruder wird durch an den Ruderflächen angebrachte Potentiometergestänge gemessen und aufgezeichnet.

In Vorbereitung der Flüge muss die gesamte Messkette kalibriert werden. Den Drucksonden werden unter Windkanalbedingungen Druckverläufe zu allen Anstell- und Schiebewinkelkombinationen zugeordnet. Die Druckdosen werden anhand einer Druckwaage kalibriert. Der Beschleunigungssensor wird durch die bekannte Richtung des Erdbeschleunigungsvektors bei Drehung um die verschiedenen Achsen kalibriert. Der Messaufbau war vom Luftfahrt-Bundesamt durch ein „Permit to Fly“ freigegeben.

¹ Das Inklinometer an sich misst lediglich die Neigung des Scheinlotes; in Kombination mit dem Beschleunigungsvektor kann daraus die Fluglage ermittelt werden.

2.2. Auswerteverfahren

2.2.1. Datenauswertung

Nach Aufzeichnung der Messdaten liegen zwei Datensätze vor: die Daten des GPS-Flugschreibers und des Messrechners. Diese Datensätze werden anhand des Lastvielfachen synchronisiert. Die Frequenz der aufgezeichneten GPS-Koordinaten wird durch eine quadratische Regression auf 10Hz erhöht. Durch die erste und zweite Ableitung lässt sich die Geschwindigkeit und Beschleunigung sowie das Lastvielfache in Ost-, Nord- und vertikale Richtung berechnen. Anhand der geflogenen Kursrichtung ergibt sich die Bewegung in Kursrichtung.

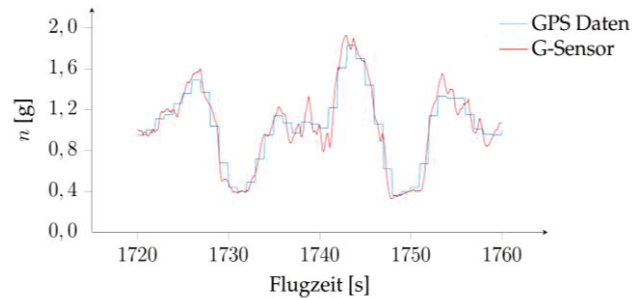


BILD 3. Synchronisation der Messdaten anhand des Verlaufs des Lastvielfachen bei einem parabelförmigen Flugmanöver

Für jede Drucksonde wird nach Einbeziehung der Kalibriermatrix, der höhen- und temperaturabhängigen Dichte, der Raumlage und der Drehbeschleunigungen ein lokaler Anströmwinkel und eine lokale Anströmgeschwindigkeit berechnet.

2.2.2. Berechnung der Auftriebsverteilung

Während sich der Gesamtauftrieb eines Segelflugzeuges im Gleitflug anhand des Kräftegleichgewichts näherungsweise nach Gleichung (1) recht unkompliziert berechnen lässt, ist für diese Arbeit eine spannweiteige Verteilung des Auftriebs von Interesse.

$$(1) C_{A,ges} = \frac{n \cdot m \cdot g}{S_F \cdot q}$$

Die Auftriebsverteilung wird mit Hilfe des von K.-H. Horstmann entwickelten Mehrfach-Traglinienverfahrens LIFTING_LINE [4] berechnet. Für die Auftriebsberechnung wurde die Flügelgeometrie in 26 spannweitig verteilte Elementarflügel aufgeteilt, auf deren t/4-Linie jeweils aus den Randbedingungen eine parabelförmige Zirkulationsverteilung berechnet werden kann. Basierend auf der Angabe eines örtlichen Durchströmungswinkels, der sich aus Profil- und Flügelgeometrie, Anströmung, Böe und Klappenauerschlag zusammensetzt, ist die Berechnung einer Auftriebsverteilung und des induzierten Widerstands möglich. Damit können die gemessenen Flugzustände in Form von aerodynamischen Kenngrößen abgebildet werden.

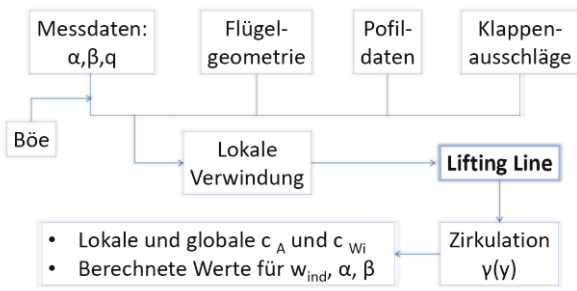


BILD 4. Abfolge der Auftriebsberechnung

2.2.3. Berechnung der Böenstärke

Die Böenstärke an einer Sondenposition ergibt sich aus der Differenz der Bewegung des Flugzeuges und der Anströmgeschwindigkeit. Betrachtet man die jeweiligen Anteile in erfester, vertikaler Richtung V_z , ergibt sich die Vertikalgeschwindigkeit der Luft w_B zu

$$(2) \quad w_B = -V_{z,Sonde} - V_{z,GPS}$$

Bei der Berechnung der Anströmgeschwindigkeit werden Anstell- und Schiebewinkel, induzierte Geschwindigkeiten und durch Querlageänderungen verursachte Luftbewegungen berücksichtigt. Zur exakten Berechnung der Böe müsste weiterhin die Vertikalbewegung bei Geschwindigkeitsänderung eliminiert werden, was aber im zeitlichen Rahmen der Studienarbeit nicht gelang.

Weiterhin wird die spannweite Böengestalt durch eine kosinusförmige Näherungsfunktion angenähert, die die Böe in die Vertikalbewegung der umgebenden Luft w_U und eine lokale Böe der Stärke $w_{B,max}$ innerhalb des Radius r_B aufteilt.

$$(3) \quad w_B = w_U + (1 + \cos \frac{\pi \cdot y}{r_B})$$

3. AUSWERTUNG UND BEURTEILUNG DER MESSERGEBNISSE

3.1. Kalibrierflug

Anhand der c_A - α Kurven für die verschiedenen Sonden werden aus den Daten des Kalibrierfluges die Einstellwinkel der einzelnen Sonden und weitere Charakteristiken der Messkette ermittelt.

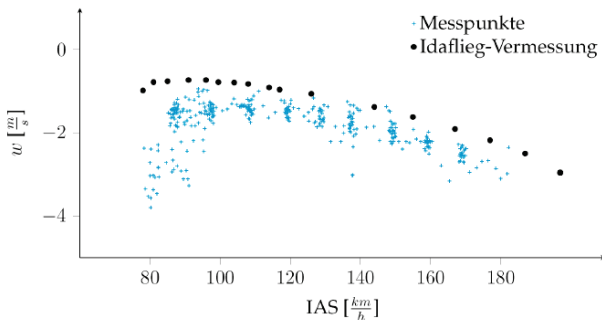


BILD 5. Sinkgeschwindigkeit über Anströmgeschwindigkeit im Kalibrierflug

Zur Überprüfung der qualitativen Messergebnisse werden zunächst aus den Messdaten gewonnene Flugleistungen betrachtet und mit vorhergehenden Messungen verglichen. Bild 5 zeigt die von den Sonden gemessene Sinkgeschwindigkeit während des Kalibrierfluges über der Anströmgeschwindigkeit verglichen mit der Idaflieg Flugleistungsvermessung eines Twin Astir von 1978. Die Flugleistungen des mit Messanbauten ausgestatteten Twin Astir bleiben besonders im Bereich niedriger Flugeschwindigkeiten aufgrund der Nachläufe der Sondenhalter deutlich hinter denen einer Flugleistungsvermessung zurück. Der qualitative Verlauf der Kurve scheint jedoch plausibel.

3.2. Thermikflüge

3.2.1. Querlagen und Auftriebsbeiwerte

Anhand von statistischen Auswertungen, besonders des langen Überlandfluges, können Erkenntnisse über die auftretende Häufigkeit eingonomener Querlagen und deren Einfluss auf erzielte Steigraten ermittelt werden.

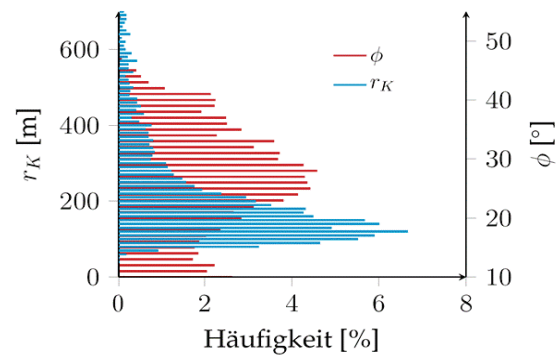


BILD 6. Kreisradien und Schräglagen beim Streckenflug

Bild 6 zeigt während des Streckenfluges gemessene durchschnittliche Querlagen zwischen 20° und 30° und typische Kreisradien von 100m bis 200m. Aus den Messdaten können erreichte Steiggeschwindigkeiten den geflogenen Kreisradien zugeordnet werden, wie in Bild 7 gezeigt ist.

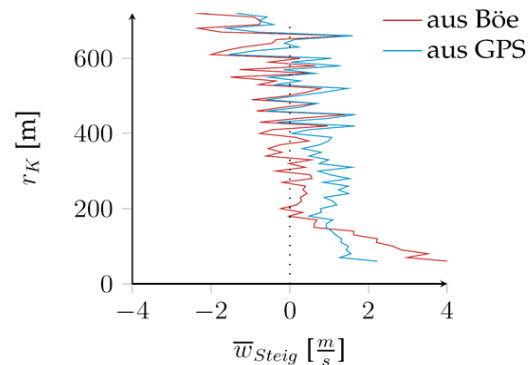


BILD 7. Steiggeschwindigkeiten

Das aus der Böe berechnete Steigen ergibt sich aus der Differenz zwischen Böenstärke und Eigensinken. Das Steigen wird mit kleiner werdendem Radius deutlich besser, es tritt in der Realität aber wahrscheinlich stärkeres

Eigensinken auf, als für ein „sauberes“ Flugzeug berechnet wurde. Die aus dem GPS-Steigen berechnete Vertikalgeschwindigkeit zeigt großflächig gutes Steigen bei Kreisradien unter 300m. Diese Größen sind jedoch sehr von den meteorologischen Bedingungen abhängig, damit sind allgemeingültige Aussagen schwer zu treffen.

Sowohl Strömungsablösungen als auch sehr hohe Auftriebsbeiwerte treten während der Thermikflüge eher selten auf. Die auftretenden maximalen Gesamtauftriebsbeiwerte liegen bei allen Flügen um $C_A \approx 1$. In Bild 8 werden die Eigenschaften der verschiedenen Flüge (Platzrunde mit und ohne Thermik, Streckenflug) sehr gut deutlich. Bei wiederholtem Thermikkreisen bilden sich eindeutig zwei Maxima bei der Häufigkeitsverteilung der Auftriebsbeiwerte heraus, die das Kreisen und das Vorfliegen darstellen.

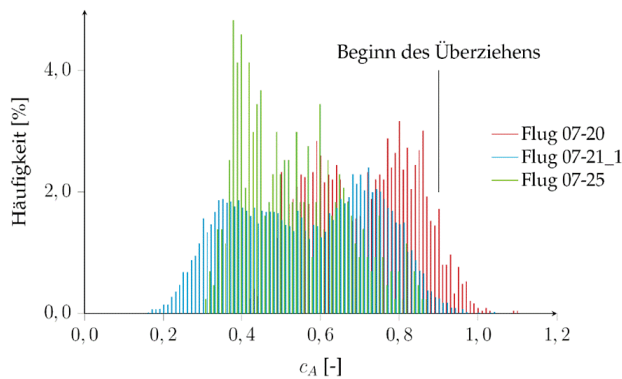


BILD 8. Häufigkeit auftretender Auftriebsbeiwerte in verschiedenen Flügen

Lokale, nur Teile der Spannweite erfassende Auftriebsbeiwerte sind in vielen Flugphasen um 20% gegenüber dem Gesamtauftriebsbeiwert erhöht, maximale Werte bis $C_A \approx 1,5$ treten auf. Beim Überziehen erhöht sich wegen innen am Flügel beginnender Ablösungen der C_A an den Flügelenden. Im Kurvenflug verschiebt sich die Auftriebsverteilung zum kurveninneren Flügel.

3.2.2. Böen

Die Stärke von auf das Flugzeug auftreffenden Böen ist normalverteilt um einen Wert, der deutlich größer ist als das durchschnittliche Nettosteigen des Flugtages. Die berechneten Böen setzen sich zusammen aus der großflächigen Vertikalgeschwindigkeit der umgebenden Luft w_U und einer lokalen Böe $w_{B,max}$. Diese Anteile finden sich in den Messungen wieder. Sowohl positive als auch negative relativ starke lokale Böen, die nur Teile der Spannweite erfassen, treten in gleichem Maße während des Thermikfluges auf. Starke Thermik korreliert mit starker Aufwärtsbewegung der Umgebungsluft in der Böenberechnung, während die Gesamtstärke der Böen nicht im Zusammenhang mit dem mittleren Steigen steht.

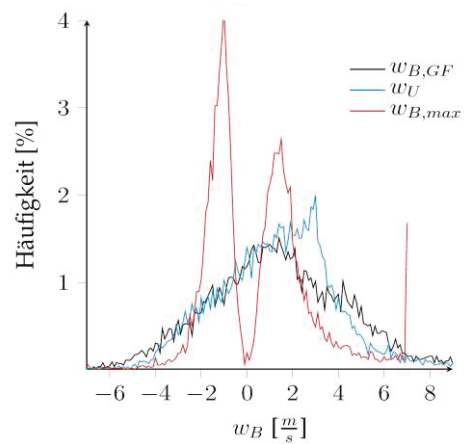


BILD 9. Anteile von auftreffenden Böen an der Gesamtfluglagesonde während des Streckenfluges

Eine Betrachtung der Thermik über dem genutzten Höhenbereich ergibt, dass in der gesamten Arbeitshöhe sowohl negative als auch positive starke Böen auftreten, die mit der Höhe stärker werden. Mit dem mitgeführten Thermometer kann die mit der Höhe veränderliche Temperatur starker positiver und negativer Böen gemessen werden. Die Differenztemperatur beträgt etwa 1,5K auf gleicher Höhe, wie Bild 10 verdeutlicht.

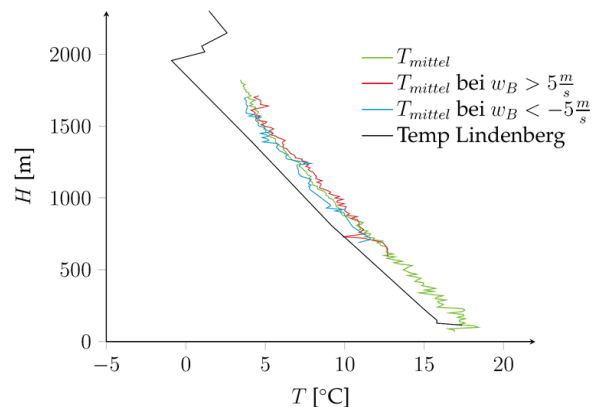


BILD 10. Temperatur von negativen und positiven Böen und Radiosondenaufstieg der vorigen Nacht

Typische im Geradeausflug durchflogene Böen weisen einen Durchmesser von 600m auf; spannweitig rekonstruierte Böen am häufigsten einen Radius von 4m. Auftreffende Böen beeinflussen sichtbar die spannweite Auftriebsverteilung. Eine kräftige Böe kann eine Erhöhung des lokalen Auftriebsbeiwertes um bis zu 30% verursachen.

3.3. Induzierter Widerstand

Als Ursachen von erhöhten induzierten Widerständen können vor allem hohe Schiebewinkel, langsame Flugeschwindigkeiten und große Querlagen identifiziert werden. Besonders, wenn diese Faktoren in Kombination auftreten, verursachen sie um ein Vielfaches erhöhte induzierte Widerstände. Die beste Steiggeschwindigkeit in der Thermik wird bei Geschwindigkeiten über 100km/h geschätzt, was deutlich über den üblichen Empfehlungen liegt.

Der induzierte Widerstand im Flugzeugschlepp ist hinter dem Schleppflugzeug großflächig um 20% gegenüber der ungestörten Anströmung erhöht. Besonders die Randwirbel des Schleppflugzeuges verursachen einen Anstieg um bis zu 50%, wie Bild 11 verdeutlicht.

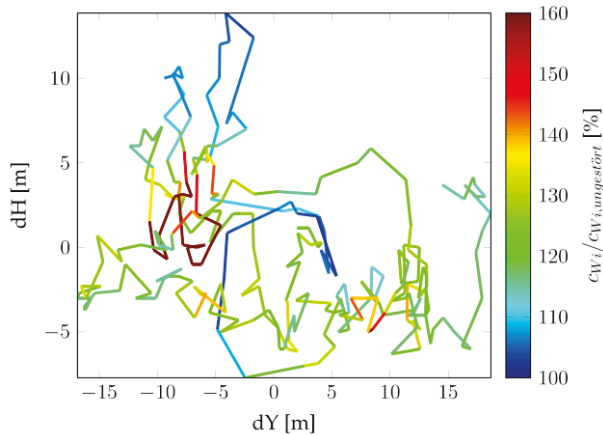


BILD 11. Erhöhung des C_{Wi} in Abhängigkeit von der Position hinter dem Motorflugzeug

Darüber hinaus werden bei seitlichem Versatz zum Schleppflugzeug verringerte Steigleistungen durch Verwirbelungen der Rand- und Propellerwirbel des Schleppflugzeuges verursacht. Die effizienteste Schleppposition scheint, wie allgemein praktiziert, etwa 7 m über dem Schleppflugzeug zu liegen.

3.4. Windenstart

Während der Anrollphase des Windenstarts und während des Ausklinkens treten hohe Lastvielfache von bis zu $n=1,8$ auf. Während des Schlepps werden extrem hohe Differenzen der spannweitenigen Anströmgeschwindigkeit beobachtet. Diese folgen wahrscheinlich aus den hohen, während des Starts geflogenen Schiebewinkeln. Des Weiteren können für den gesamten Schlepp aus dem Kräftegleichgewicht mit dem bekannten Widerstands- und Auftriebsbeiwerten resultierende Seilkräfte berechnet werden. Diese liegen während des gesamten Schlepps bei sehr hohen Werten.

4. ZUSAMMENFASSUNG UND BEURTEILUNG DER MESSERGEBNISSE

In der vorgestellten Studienarbeit konnten zahlreiche einzelne Erkenntnisse zur Beschaffenheit grobstrukturierter atmosphärischer Turbulenz gewonnen werden. Aufgrund der Fülle der erzeugten Daten bietet dieses Projekt die Basis für eine Fortsetzung und Verbesserung der Messauswertung. Bei einer weiterführenden Untersuchung können die Schwachstellen in den Berechnungen verbessert werden, die vor allem die Fluglage und Böen bei instationären Flugzuständen betreffen, sowie eine statistische Auswertung auftretender Böen entwickelt werden. Wenn weitere Messflüge durchgeführt werden, sollte das Variometersignal und Anmerkungen der Piloten zu einzelnen Situationen aufgezeichnet werden. Der Messaufbau könnte vereinfacht und während längerer Zeiträume genutzt werden.

5. DANK

Die Autorin bedankt sich für die Mitarbeit und Unterstützung beim Bearbeiten der Aufgabenstellung besonders bei Stefan Gaubisch für die umfangreiche und gründliche geleistete Vorarbeit, bei Jürgen Frey für die geduldige Betreuung, bei der Akaflieg Dresden e.V. für die Bereitstellung des Messflugzeuges und beim Aero-Club Schwarzheide e.V. für die Nutzung der Infrastruktur.

6. FORMELSYMBOLS UND ABKÜRZUNGEN

α	Anstellwinkel
β	Schiebewinkel
ϕ	Querlage
c_A	Auftriebsbeiwert
c_W	Beiwert des induzierten Widerstands
g	Erdbeschleunigung
GF	Gesamtfluglagesonde
H	Höhe
IAS	Indicated Airspeed
n	Lastvielfaches
m	Masse
q	Anströmgeschwindigkeit
r_K	Kreisradius
S_F	Flügelfläche
t	Profiltiefe
T	Temperatur
w	Steiggeschwindigkeit
Y/ y	Spannweitenposition

7. LITERATUR

- [1] Thomas, F.: Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen. Motorbuch-Verlag, Stuttgart, 1979
- [2] European Aviation Safety Agency: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 13, 2013
- [3] Gaubisch, S.: Bestimmung der Anstellwinkel- und Auftriebsverteilung sowie lokaler Strömungsablösungen beim Flug in böiger Luft, TU Dresden, Diplomarbeit, 2010
- [4] Horstmann, K.-H.: Ein Mehrfach- Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen, DFVLR-FB 1987-51, DFVLR, Institut für Entwurfsaerodynamik Braunschweig, Dissertation, 1987