

Vorläufige Ergebnisse der Höhenstufenvermessung
des SG-38 (D-8985) zum IDAFLIEG-Sommertreffen 2009
und Bestimmung des Index für DAeC-Indexliste

Dipl.-Ing. F. Pätzold

Institut für Flugführung, TU Braunschweig

in Zusammenarbeit mit der

Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Fliegergruppen
(IDAFLIEG)

und dem

Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)

Überarbeitet 22. März 2011

Übersicht

Zum IDAFLIEG-Sommertreffen 2009 wurde der IDAFLIEG die Möglichkeit eingeräumt, einen SG-38 für Untersuchungen zu nutzen. Eine Flugleistungsvermessung in Anlehnung an das Höhenstufenverfahren ergab sich als einzig sinnvoll durchführbare Untersuchung. Nachfolgend sind die Flugversuche und die Auswertung beschrieben. Abschließend wird anhand der bestimmten Flugleistung der Index des SG-38 ermittelt.

Die Ergebnisse der Flugleistungsbestimmung liegen in realistisch zu erwartenden Größenordnungen, wobei in Literatur und Internet zu findende Werte etwas optimistischer sind. Der ermittelte Index von 22 gemäß DAeC-Indexliste repräsentiert die vergleichsweise zurückhaltende aerodynamische Leistungsfähigkeit dieses Flugzeugs.

1 Entstehungsgeschichte dieser Flugleistungsvermessung

Zum IDAFLIEG-Sommertreffen 2009 bestand die Möglichkeit, einen SG-38 für flugwissenschaftliche Zwecke zu nutzen. Als logistisch und zeitlich einzig machbares Vorhaben wurde eine Flugleistungsbestimmung in Anlehnung an das Höhenstufenverfahren¹ angesehen.

Die Frage, ob es den Aufwand wert ist, dieses offensichtlich nicht allzu flugleistungsstarke Segelflugzeug zu untersuchen, darf durchaus gestellt und diskutiert werden. Wir haben diese Frage mit folgender Begründung positiv beantwortet:

Aus aerodynamischer Sicht war der SG-38 seiner Zeit gewiss nicht voraus. Er wurde jedoch in vergleichsweise großen Stückzahlen gebaut und intensiv eingesetzt, und stellt einen gewissen Fixpunkt in der Luftfahrtgeschichte dar. Eine Beschäftigung mit diesem Luftfahrzeug ist also primär von historischem Interesse. Die direkte Gegenüberstellung von historischen und gegenwärtigen Flugzeugkonstruktionen zum Zweck der Wissenserweiterung über die aktuellen wissenschaftlichen Aspekte hinaus ist zudem fester Bestandteil des IDAFLIEG-Sommertreffens, wenn auch selten in so extremer Ausprägung.

In der Mitte der letzten Woche des IDAFLIEG-Sommertreffens 2009 ergaben sich zeitliche Freiräume. Eine Reservemessanlage für die reguläre Flugleistungsvermessung war vor Ort und mit entsprechender Sensorik für spontane Messaktionen vorbereitet.

Eine Flugleistungsvermessung im Vergleichsflugverfahren ist wegen diverser Aspekte nicht sinnvoll. Das Höhenstufenverfahren ist in Bezug auf die Instrumentierung und Datenauswertung deutlich einfacher als das Vergleichsflugverfahren. Zudem können beim SG-38 guten Gewissens vergleichsweise hohe Sinkgeschwindigkeiten erwartet werden, womit sich der Wettereinfluss und somit die Anzahl der notwendigen Flüge deutlich reduzieren sollte.

Die mit dem SG-38 gewonnenen Daten sind schlussendlich eher von historischem Streitwert, als denn von aktuell mit der Flugleistungsvermessung verbundenen Belangen.

¹ Das Höhenstufenverfahren ist dabei nicht zu verwechseln mit dem Vergleichsflugverfahren, dem üblicherweise auf dem IDAFLIEG-Sommertreffen angewandten Verfahren zur Bestimmung der Flugleistung.

2 Beschreibung der Messtechnik

Drucksonden

Zur Messung des Gesamtdrucks wurde eine Kiel´sche Sonde am Tragflügel installiert. Der damit erhaltene Gesamtdruck wird als fehlerfrei angenommen.



Abbildung 1: Kiel'sche Sonde

Zur Messung des statischen Drucks wurde ein Schleppkegel verwendet. Dieser wurde nicht kalibriert und auch nicht im Druckfeld des zu untersuchenden Flugzeugs betrachtet. Er ermittelte statische Druck wird dennoch im Rahmen der vorliegenden Messaufgabe als fehlerfrei angenommen, siehe Abbildung 2.

Anmerkung: Die exakte Bestimmung der Fehler des Stau-Statik-Systems im Flugversuch ist für die Flugleistungsvermessung moderner Segelflugzeuge, aber auch für deren Flugerprobung unerlässlich!

Drucksensoren

Es wurden ein Differenzdrucksensor und ein Absolutdrucksensor (beide Fa. Rosemount) zur Messung des Staudrucks und des statischen Drucks installiert. Diese wurden vor den Flügeln kalibriert und können somit als fehlerfrei die von den Drucksonden bereitgestellten Drücke messend angesehen werden. Der Einfluss der Schlauchleitung wird als vernachlässigbar angenommen.



Abbildung 2: Schleppkegel vor dem Start

GPS-Empfänger

Der GPS-Empfänger dient hauptsächlich der Zeitsynchronisation der Messdatenerfassung (Echtzeitbetriebssystem). Die GPS-Position und die GPS-Geschwindigkeiten werden ebenfalls aufgezeichnet.

Temperatursensor

Der Temperatursensor (Abb. Abbildung 3) ist am IFF entstanden. Ungeachtet der umfänglich möglichen Fehlerbetrachtungen soll angenommen werden, dass er die Totaltemperatur fehlerfrei misst.

Messdatenerfassung

Die Messanlage FMA-PC3 zeichnet die Daten mit 100Hz auf. Die analogen Werte (Drücke und Temperatur) werden mit 16bit ($\pm 10V$ Eingangsbereich) digitalisiert.



Abbildung 3: Totaltemperatursensor

Datenerfassung, Akkumulator, Drucksensoren und der GPS-Empfänger wurden hinter dem Piloten untergebracht:

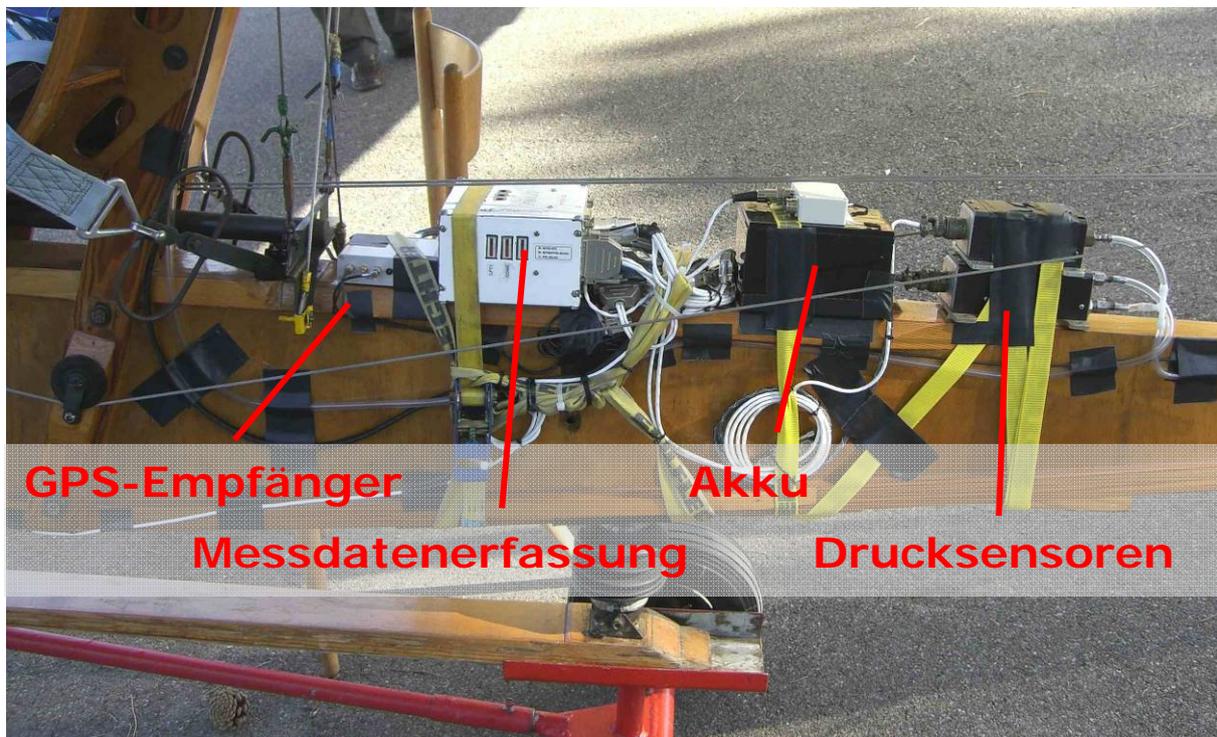


Abbildung 4: Installation am Flugzeug

Anmerkung: Die vorgeschlagenen Vereinfachungen sind immer in Anbetracht der Messaufgabe und dem verwendeten Messtechnikumfang zu verstehen.

3 Flugzeugzustand und Beschreibung der Messflüge

Die Leermasse des Flugzeugs einschließlich Messtechnik betrug 125,8kg. Die Schwerpunktlage wurde nicht bestimmt. Die Querruderspalte wurden sorgfältig mit Gewebeklebeband abgedichtet.

Am Abend des 27. August 2009 wurden zwei Flüge vom Flugplatz Aalen-Elchingen-Heidenheim (EDPA) von zwei verschiedenen Piloten durchgeführt. Die Piloten wurden angehalten 10-Sekunden Abschnitte mit konstanter Fahrt zu fliegen und zu Beginn und Ende des Messabschnittes jeweils den Ereignistaster (Eventmarker) am Bedienteil der Messanlage zu betätigen. Beim ersten Flug sind Ereignismarken in den Messdaten zu verzeichnen und der Pilot gab zu Protokoll, kurze Messabschnitte mit konstanter Geschwindigkeit, beginnend mit 100km/h IAS und im Abstand von 5km/h langsamer werdend geflogen zu sein. In den Daten des 2. Fluges sind keine Ereignismarken (Events) zu finden. Die Flugmassen betragen:

	Flugmasse	Startzeit (UTC)	Landezeit (UTC)
1. Flug	207,8kg	17:15	17:42
2. Flug	187,8kg	17:54	18:08

Tabelle 1: Flugdaten

Weitere Flüge waren nach dem 27.08.2009 leider nicht möglich.

Die Pilotenmassen unterschieden sich um 20kg, was sich zwangsläufig auf deren volumenbezogenes Erscheinungsbild niedergeschlagen hat. Da der Pilot bei der Bauform des SG-38 ein Teil der umspülten Oberfläche ist, bleibt zu prüfen ob sich Auswirkungen auf die Flugleistung gaben.

4 Beschreibung der Messdaten

Folgende 12 Datenreihen wurden von der Messanlage aufgezeichnet:

Nr.	Akronym	Benennung	Einheit	Kommentare
1.	sys_time	Systemzeit	s	Sekunden seit GPS-Mitternacht
2.	Event	Ereignisinkrementor	-	Zählt bei jedem Knopfdruck den Wert 1 zum vorherigen Wert
3.	Pstau_r	Staudruck	hPa	
4.	Pstat_r	Statischer Druck	hPa	
5.	Ttot_r	Totaltemperatur	°C	
6.	GPSTime	GPS-Zeit	s	GPS-Wochensekunden
7.	GPSLat	Geodätische Länge im WGS84	°	
8.	GPSLon	Geodätische Breite im WGS84	°	
9.	GPSAlt	Höhe im WGS84	m	
10.	GPSVDir	GPS-Kurs über Grund im WGS84	°	
11.	GPSVHor	Horizontale Geschwindigkeit im WGS84	m/s	
12.	GPSVVer	Vertikale Geschwindigkeit im WGS84	m/s	

Tabelle 2: Beschreibung der Messdaten

Es ist zu beachten, dass die System- und Luftdaten mit 100Hz und die GPS-Daten mit 1Hz vorliegen. Die GPS-Daten sind dabei nachträglich prozessiert, da die Online-Lösung schlechte Ergebnisse lieferte. Zum GPS-Empfänger sind noch weitere Daten (DOPs und Standardabweichungen) verfügbar, die jedoch für die hier vorliegende Aufgabe nicht von Wichtigkeit sind.

5 Auswertung der Messdaten

Zur Weiterverarbeitung der Messdaten empfiehlt sich eine Tiefpassfilterung, die bei der nachfolgend dargestellten Auswertung zumeist mit einem phasenfreien Butterworth-Filter 3. Ordnung und einer Grenzfrequenz von 0,25Hz realisiert wurde.

Die nachfolgenden drei Abbildungen zeigen beispielhaft den Flugweg und den Verlauf der Höhe und der Fluggeschwindigkeit für beide Flüge. Es ist zu beachten, dass die Aufzeichnung bei Flug 2 erst im Fluge geschaltet wurde.

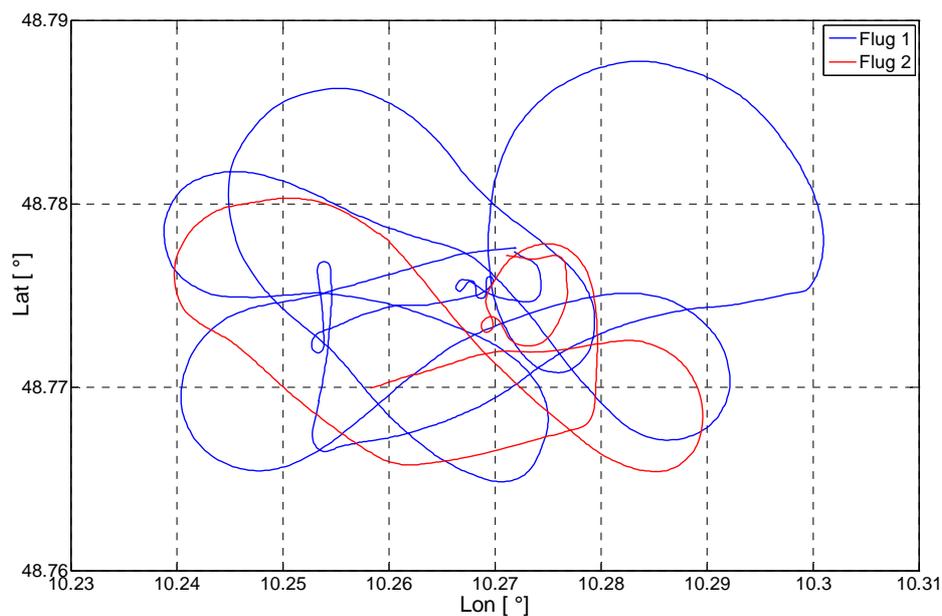


Abbildung 5: Flugweg beider Flüge

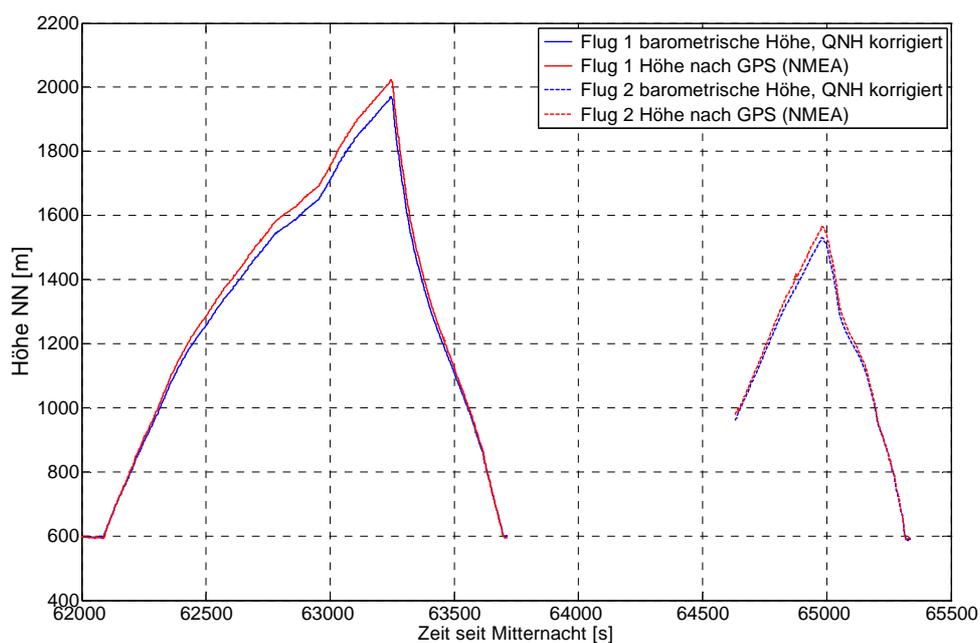


Abbildung 6: Höhenverlauf beider Flüge

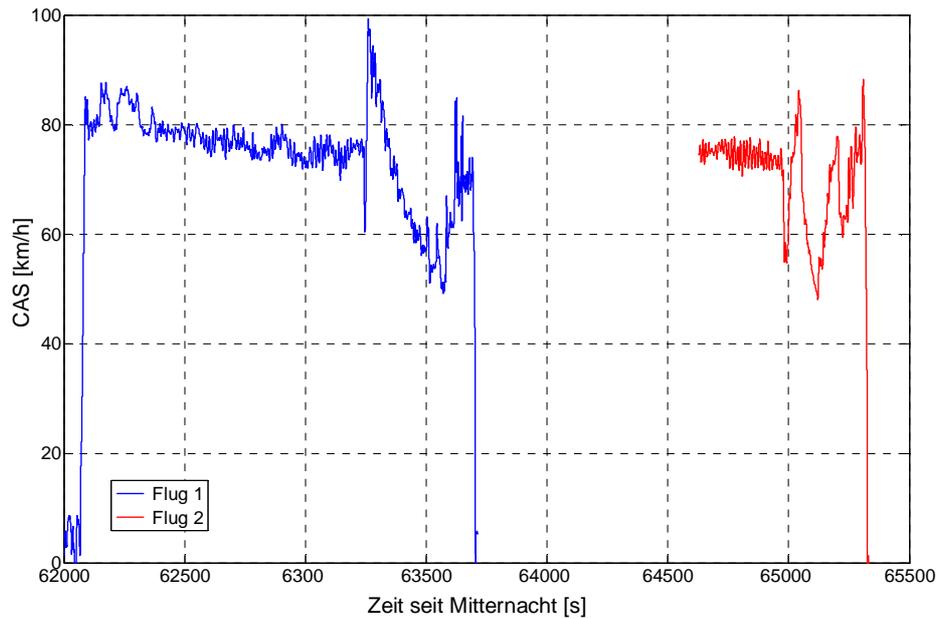


Abbildung 7: Fluggeschwindigkeit beider Flüge

Bei der Auswertung der Messdaten steht man nun vor der immer wiederkehrenden Aufgabe, die nutzbringenden Abschnitte zu extrahieren.

5.1 Messabschnitte anhand der Eventmarken extrahieren

Im ersten Flug wurden vom Piloten laut dessen Aussage Eventmarken zu Beginn und Ende des jeweiligen Messabschnittes gesetzt. Im ersten Schritt können diese Messabschnitte in den Daten markiert werden, was die spätere Auswertung vereinfacht. Nachfolgend ist das Resultat abgebildet.

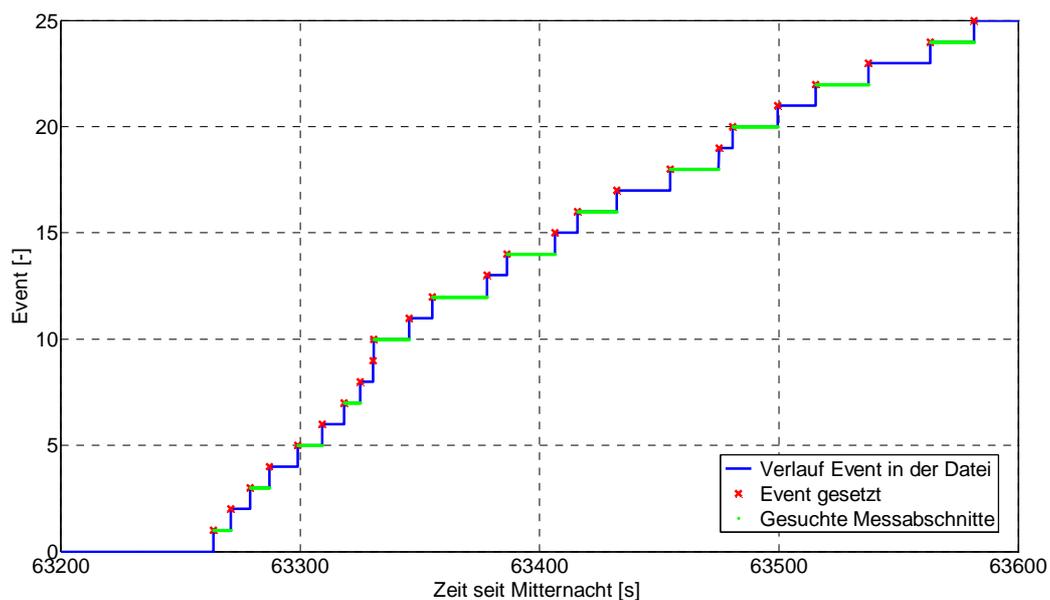


Abbildung 8: Aufbereitung Eventmarker Flug1

Zu erkennen ist, dass der Pilot beim Setzen von Event 9 versehentlich zweimal den Taster bedient hat, oder sich beim ersten Drücken unsicher ob des Erfolges war.

Der Nutzen dieser Messabschnittmarkierung wird später geprüft. Für den zweiten Flug ist eine derartige Messabschnittauswahl nicht möglich, weshalb es für diesen Flug anderer Ansätze bedarf.

5.2 Abschätzung des Fehlers der Fahrtmesseranlage

Es wird angenommen, dass die vom Piloten bei Flug 1 angegebenen angezeigten Geschwindigkeiten (IAS – indicated airspeed) dem Mittelwert des jeweiligen Messabschnittes entsprach. Für „Messabschnitt 1“ betrug die IAS also 100km/h, für „Messabschnitt 2“ 95km/h, usf. .

Mit den Annahmen, dass

- die Strömungssonden den Gesamtdruck bzw. den statischen Druck fehlerfrei bereitstellen
- die Schlauchleitungen keinen relevanten Einfluss haben
- der Differenzdrucksensor die Druckdifferenz zw. Gesamtdruck und statischem Druck, also den Staudruck, fehlerfrei bestimmt

entspricht der gemessene Staudruck dem kalibrierten Staudruck und lässt sich leicht in die kalibrierte Fluggeschwindigkeit (CAS – calibrated airspeed) umrechnen:

$$\text{CAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho_0}} \quad \{1\}$$

mit

q ... gemessener fehlerfreier Staudruck

ρ_0 ... Bezugsluftdichte ($\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$)

Die mit Hilfe der Eventmarken ermittelten Messabschnitte sind in der nachfolgenden Abbildung zu sehen.

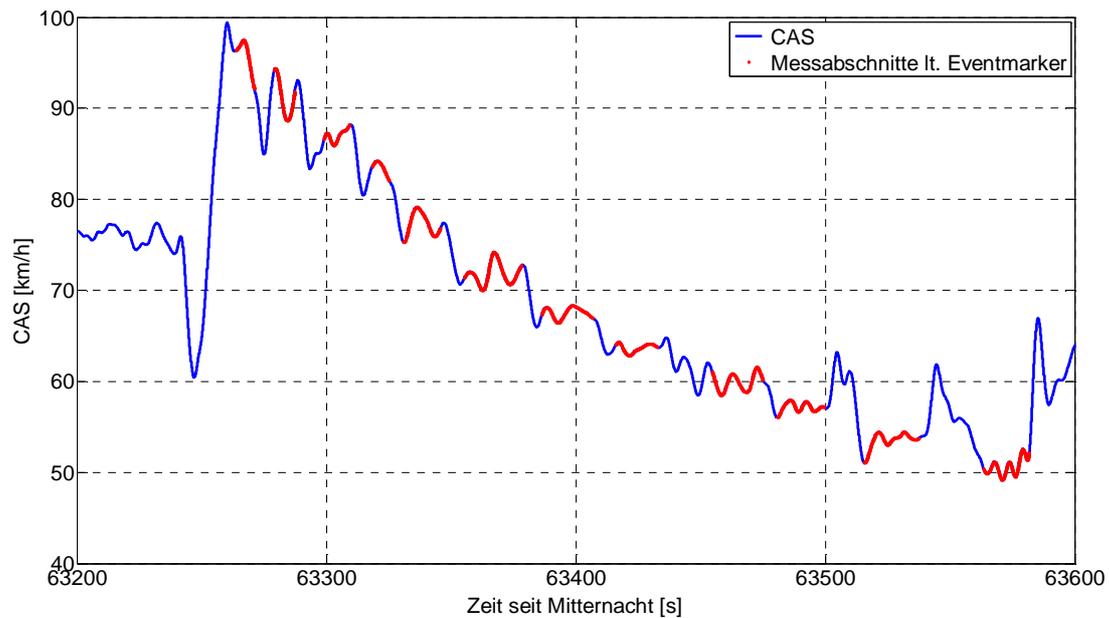


Abbildung 9: Fluggeschwindigkeit und Messabschnitte Flug1

Die Änderungen der Fluggeschwindigkeit sind dabei immer in Bezug zur Zeitachse zu sehen. Die Fahrtgradienten sind in zu erwartender Größenordnung, siehe auch Abbildung 18.

Angezeigte und kalibrierte Fluggeschwindigkeit (IAS und CAS) sind somit bekannt, wobei die kalibrierte Fluggeschwindigkeit über die jeweiligen Messabschnitte gemittelt wird. Nachfolgend sind in rot die mit 100Hz gemessenen Daten, als grüne Kreuze die Mittelwerte der Messwerte je Messabschnitt und in blau eine vorsichtige Interpretation in zwei verschiedene Darstellungen eingetragen. Eine detailliertere Bewertung ist in Anbetracht der Methode und des Datenumfangs nicht sinnvoll.

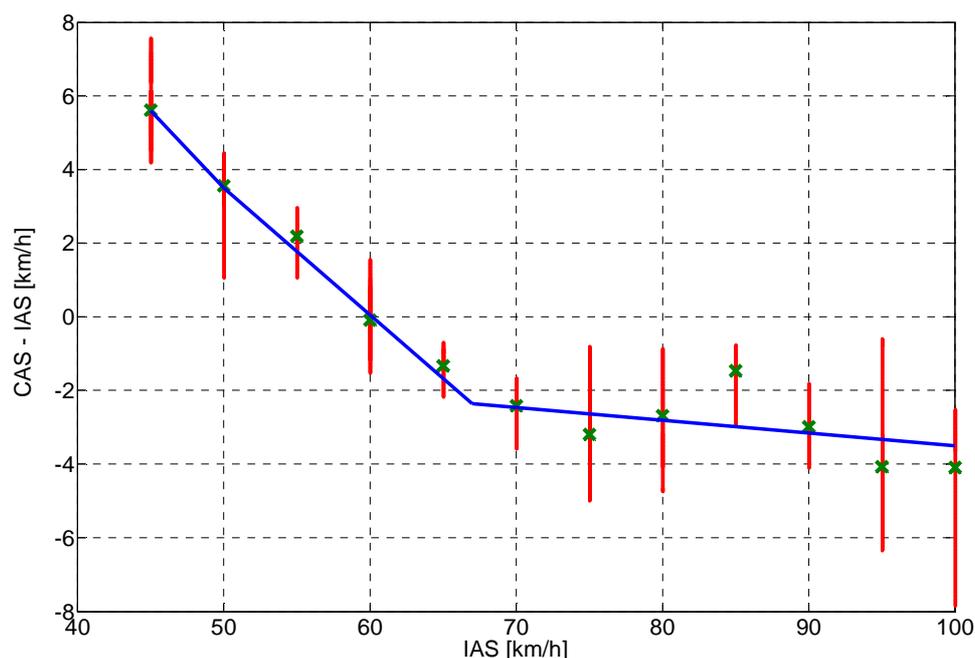


Abbildung 10: Fahrtfehler SG-38 (D-8985) als Differenz CAS-IAS

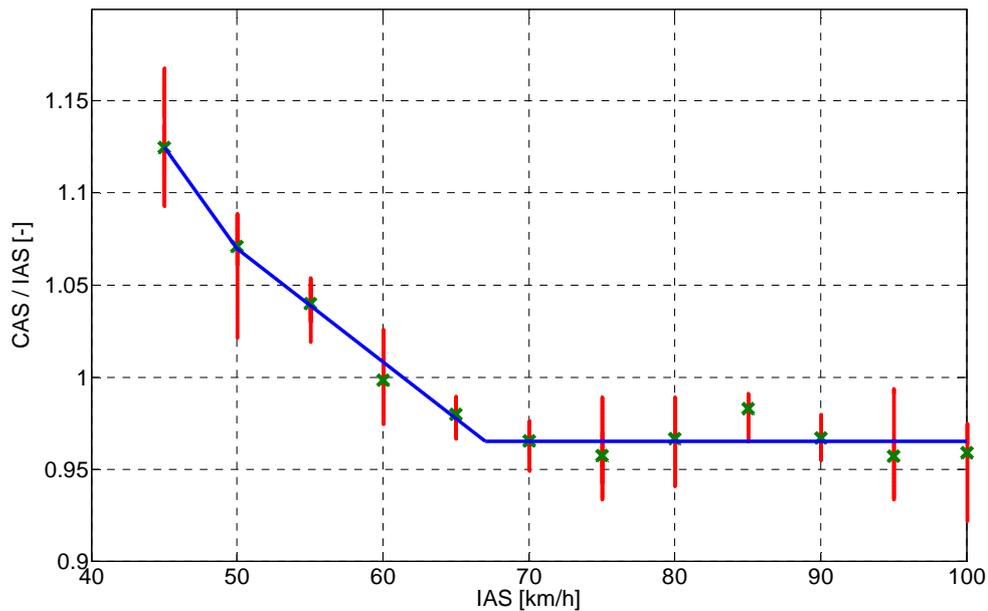


Abbildung 11: Fahrtfehler SG-38 (D-8985) als Quotient CAS/IAS

In Ermangelung vergleichbarer Konfigurationen (Art und Anbringung der flugzeugeigenen Drucksonden) ist ein direkter Vergleich zur Plausibilitätsprüfung nicht möglich. Die Werte liegen jedoch prinzipiell glaubhaft.

Zur Beachtung: Alle nachfolgend dargestellten Geschwindigkeiten beziehen sich auf die kalibrierte Fluggeschwindigkeit CAS.

5.3 Bestimmung der Flugleistung

5.3.1 Definition der Flugleistung

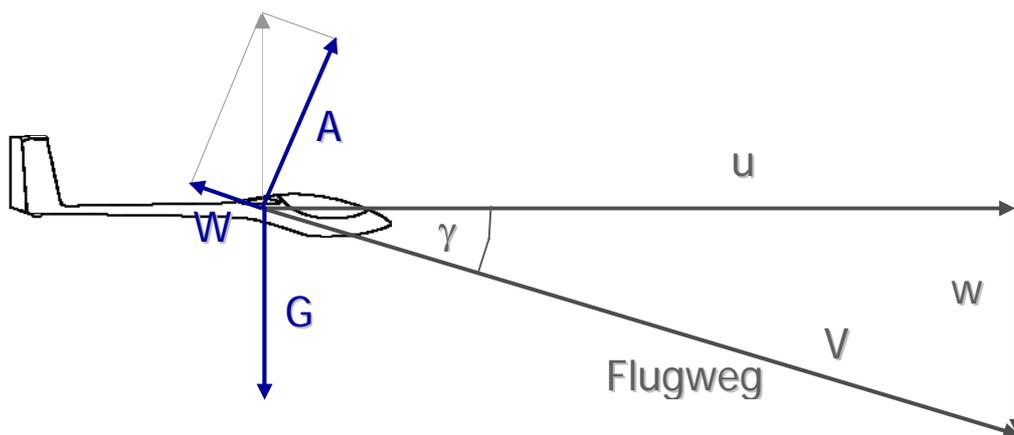


Abbildung 12: Definition der Flugleistung

Die Flugleistung kann als Gleitzahl E dargestellt werden

$$E = \frac{u}{w} \approx \frac{V}{w} \quad \{2\}$$

mit

V ... Fluggeschwindigkeit

u ... Horizontale Geschw.

w ... Vertikalgeschwindigkeit

Die Vereinfachung $u = V$ führt selbst beim vorliegenden Fall zu kaum relevanten Fehlern, jedoch wird in der der Auswertung die exakte Formulierung verwendet.

Der Gleitwinkel γ folgt nach

$$E = \frac{1}{\tan \gamma} \quad \{3\}$$

Neben der Darstellung der Flugleistung als Geschwindigkeiten und als Winkel, lassen sich die angreifenden Kräfte ebenfalls nutzen:

$$E = \sqrt{\left(\frac{G}{W}\right)^2 - 1} = \frac{A}{W} \quad \{4\}$$

mit:

A ... Auftrieb

W ... Widerstand

G ... Gewichtskraft

Entgegen der üblichen Vereinfachung, die Auftrieb und Gewichtskraft gleich setzt, ist in Gl. {4} der Auftrieb geringfügig kleiner als die Gewichtskraft.

Zur Erinnerung: Die üblicherweise verwendeten Zusammenhänge lauten

$$E = \frac{V}{w} = \frac{m \cdot g}{W} = \frac{A}{W} = \frac{c_A}{c_W} \quad \{5\}$$

Die kalibrierte Fluggeschwindigkeit CAS, die für V anzusetzen ist, liegt direkt vor. Es ist somit noch die Vertikalgeschwindigkeit w zu bestimmen.

5.3.2 Bestimmung der Vertikalgeschwindigkeit

Zu unterscheiden ist die Vertikalgeschwindigkeit, die durch das GPS bestimmt wird und die auf die umgebende Luftmassen bezogene Vertikalgeschwindigkeit. Nachfolgende Abbildung zeigt die mittels GPS und mittels statischem Druck bestimmten Höhen (zur Vergleichbarkeit ist der Startpunkt auf die tatsächliche Höhe über NN gesetzt). Die Unterschiede erklären sich leicht durch die an diesem Tage herrschenden Abweichungen von der Standardatmosphäre.

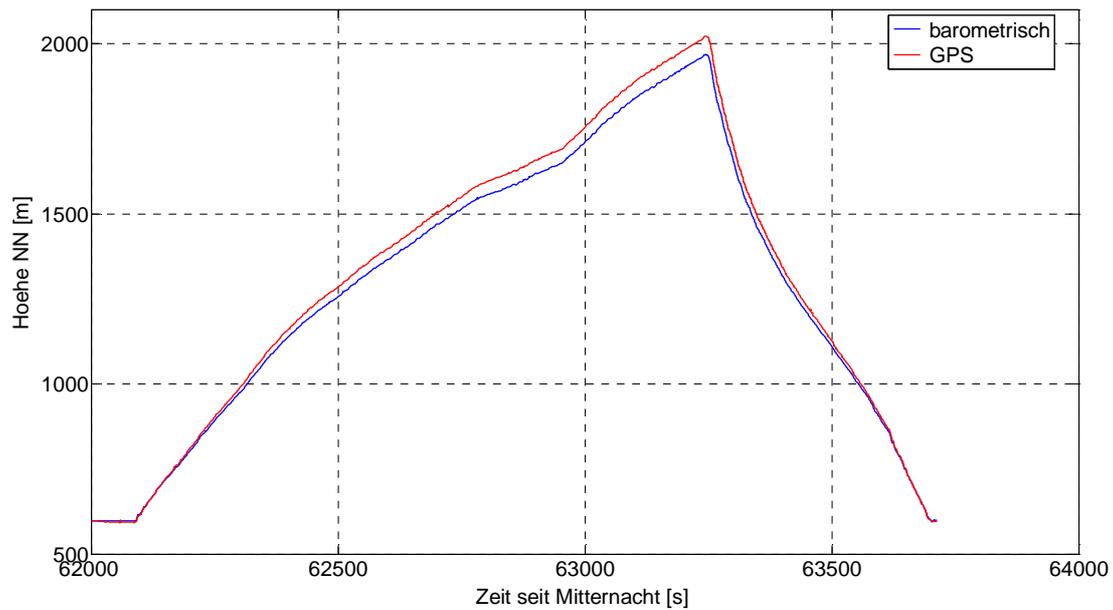


Abbildung 13: Flughöhen Flug1

Die für die Flugleistung relevante Vertikalgeschwindigkeit ist die barometrische Vertikalgeschwindigkeit. Man erhält sie durch Anwendung der Variometergleichung:

$$w = \frac{\dot{p}_{\text{stat}}}{g \cdot \rho} \quad \{6\}$$

mit der zeitlichen Ableitung des statischen Drucks

$$\dot{p}_{\text{stat}} = \frac{d(p_{\text{stat}})}{dt} \quad \{7\}$$

und

g ... Erdbeschleunigung

ρ ... aktuelle Luftdichte

Die übliche Darstellung der Flugleistung bezieht sich zumeist auf die Luftdichte in Meeresspiegelhöhe bei normatmosphärischen Bedingungen, weshalb die berechnete barometrische Vertikalgeschwindigkeit mittels der Luftdichte zu korrigieren ist:

$$w_0 = w_1 \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_1}} \quad \{8\}$$

mit

0 ... Zustand bezogen auf Standardatmosphäre in Meeresspiegelhöhe,

(hier: $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$)

1 ... realer Zustand, wie in {6} anzusetzen

Die benötigte Dichte ρ kann auf zwei Arten bestimmt werden:

- 1) Es wird die Gleichung für das Ideale Gas verwendet:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \quad \{9\}$$

mit

p ... statischer Druck (gemessen)

T ... statische Lufttemperatur (aus Messung abgeleitet)

R ... Gaskonstante (angenommen mit $R = 287,05 \text{ J/kg/K}$)

- 2) Es wird anhand der Standardatmosphäre und mittels des gemessenen statischen Drucks die zugehörige Dichte bestimmt. Abweichungen der realen Atmosphäre werden vernachlässigt.

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(\frac{p}{p_0} \right)^n \quad \{10\}$$

mit

n ... Polytropenexponent ($n = 1,234969$)

Der resultierende Unterschied zwischen beiden Möglichkeiten der Dichtebestimmung wird in Abbildung 16 dargestellt.

Zur Berechnung der Luftdichte nach Gleichung {9} wird die tatsächliche Lufttemperatur benötigt. Es ist dabei zu beachten, dass der verwendete Lufttemperatursensor ein Totaltemperatursensor ist. Es wird vereinfachend angenommen, dass die gemessene Lufttemperatur der Totaltemperatur entspricht. Abweichungen durch die Wärmekapazität (Verzögerungen) und den unvollständigen Übergang von kinetischer zu thermischer Energie werden hierbei vernachlässigt. Die Totaltemperatur kann wie folgt in die gesuchte statische Lufttemperatur umgerechnet werden:

$$T_{\text{statisch}} = \frac{T_{\text{total}}}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2} \quad \{11\}$$

mit

κ ... Isentropenexponent ($\kappa = 1,4$)

M ... Machzahl, nach:

$$M = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{q}{p} + 1 \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad \{12\}$$

mit

p ... fehlerfreier statischer Druck

q ... fehlerfreier Staudruck

So gelingt es mit etwas Umweg die Worte „SG-38“ und „Machzahl“ in einen „notwendigen“ Zusammenhang zu bringen. Das zugehörige Diagramm soll nicht vorenthalten werden:

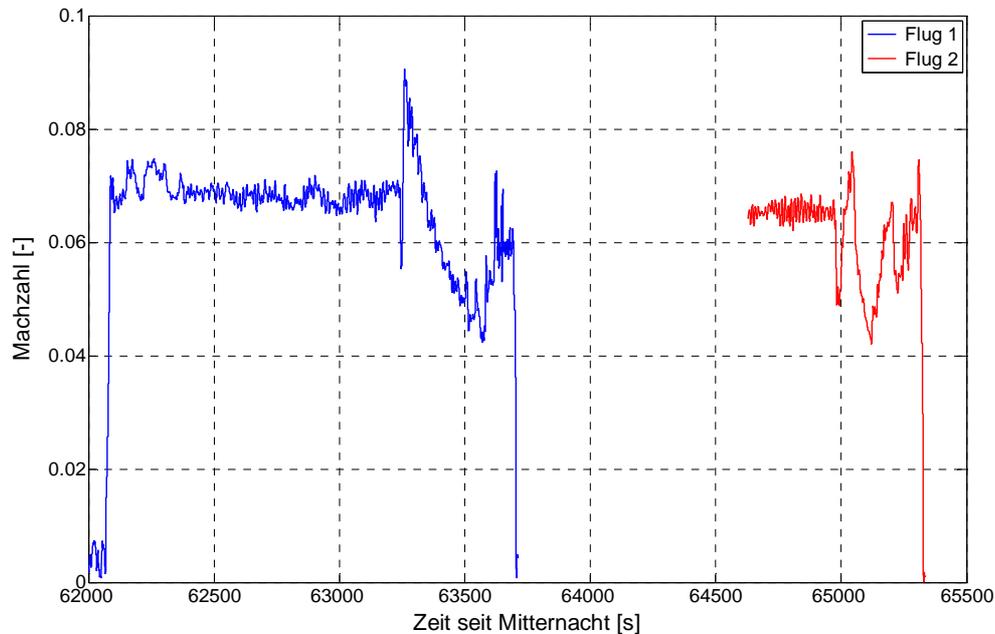


Abbildung 14: Machzahlen beider Flüge

Zugegebenermaßen sind die Unterschiede zwischen Totaltemperatur und statischer Temperatur im vorliegenden Beispiel selbst bei der höchsten erfliegenen Machzahl noch unter 0,5K und somit klein.

Die Temperaturverläufe für beide Flüge nach Gl. {9} können jetzt direkt dargestellt werden, siehe Abbildung 15.

Im Vergleich zu den bei morgendlichen Messflügen in ruhiger Luft ermittelten Temps, zeigen sich in beiden Flüge vergleichsweise starke Schwankungen der Lufttemperatur. Daraus folgt, dass die beflogene Atmosphäre nach Thermikende noch nicht einen turbulenzarmen Zustand angenommen hatte, wie er für die Flugleistungsvermessung im Vergleichsflugverfahren unabdingbar ist.

Der verwendete Temperatursensor ist in seinem Verhalten bekannt und liefert in entsprechend turbulenzarmer Luft auch rauscharme Messwerte. Eine stark unetstetige Umströmung des Sensors ist bei der gewählten Anbringung am Luftfahrzeug zwar denkbar, würde jedoch nicht die dargestellten niederfrequenten Anteile der Temperaturschwankungen erklären.

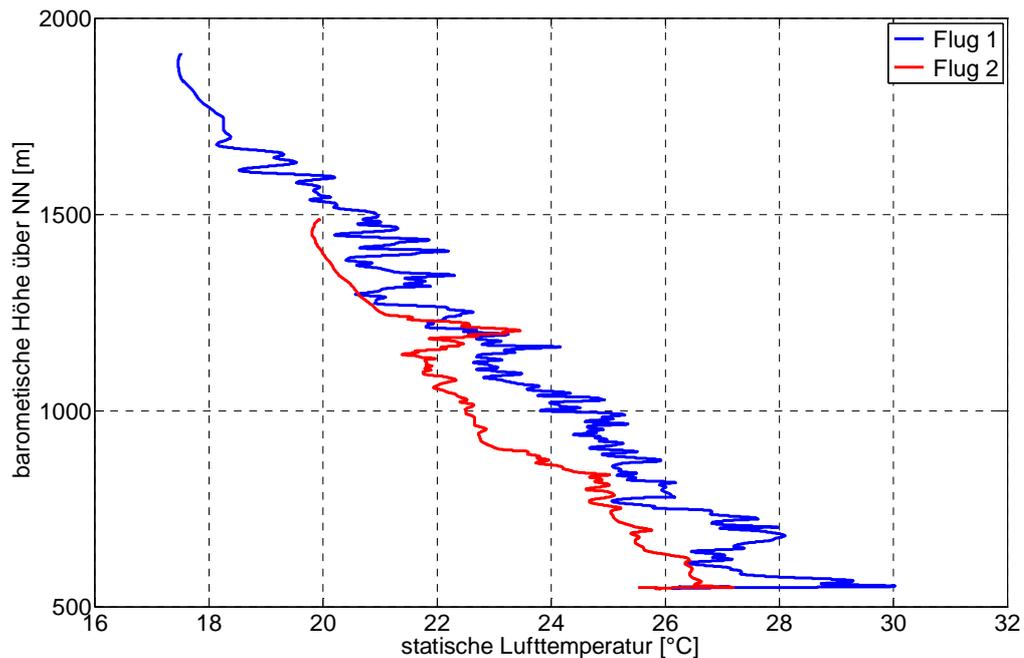


Abbildung 15: Temps für beide Flüge (nur Sinkflugteil)

Im zweiten Flug ist bei einer Flughöhe von etwa 1200m eine deutliche Temperaturerhöhung sichtbar. Zufälligerweise wurde im Steigflug des ersten Fluges in dieser Höhe das gleiche Gebiet durchflogen, wie im Sinkflug des zweiten Fluges. Im Steigflug-Temp des ersten Fluges ist dabei die gleiche Auffälligkeit erkennbar. In Verbindung mit unplausiblen Sinkgeschwindigkeiten kann auf eine ortsfeste Thermikquelle geschlossen werden.

Mit der nun bekannten statischen Lufttemperatur kann der Dichteverlauf nach beiden oben vorgestellten Methoden bestimmt werden:

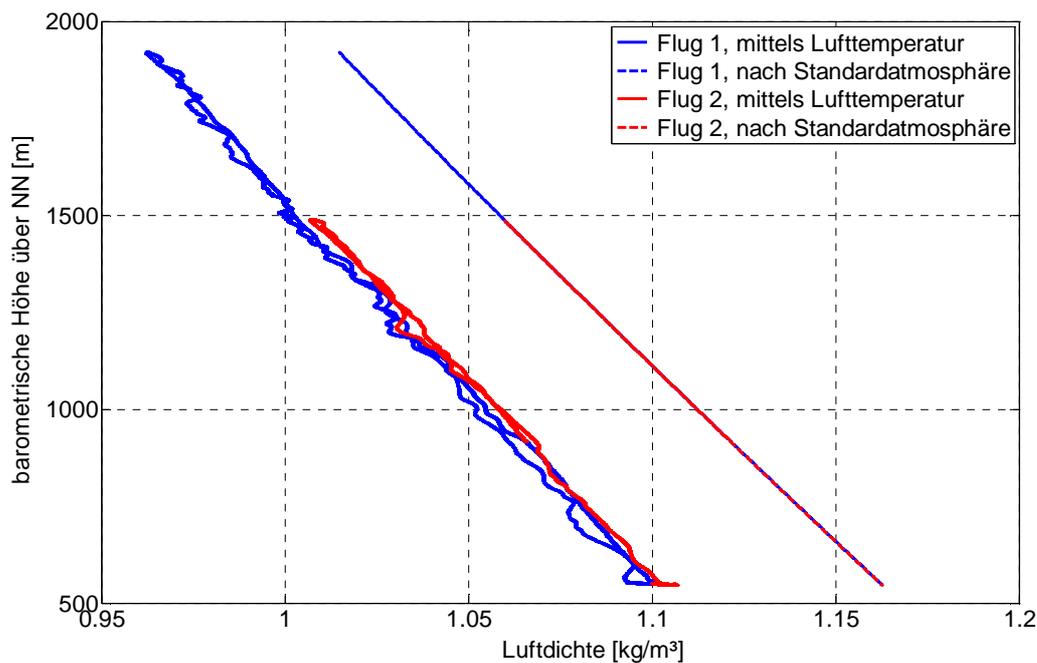


Abbildung 16: Dichteverläufe beide Flüge

Es ist zu erkennen, dass der Dichteunterschied etwa 5,5% beträgt, was auf die Differenz der Lufttemperatur am Boden zwischen den realen Bedingungen und der Standardatmosphäre von etwa 15K zurückzuführen ist. Nach Gleichung {8} folgt eine Differenz in der Sinkgeschwindigkeit von etwa 2,3% aufgrund der verschiedenen Dichtebestimmungen. Die Differenz von 2,3% kann in diesem Fall als Fehler der Dichtebestimmung nach Standardatmosphäre benannt werden.

Im Bedarfsfall kann dieser Fehler durch Messung und Anpassung der Lufttemperatur am Boden verringert werden. Entsprechende Formeln sind z.B. in [3] zu finden. Hierbei muss allerdings der tageszeitliche Temperaturgang am Boden gegenüber der darüber liegenden Atmosphäre beachtet werden (z.B. Bodeninversion zu Tagesbeginn).

Es ist zu erkennen, dass der Mehraufwand der Lufttemperaturmessung am Flugzeug von umfangreichem Nutzen sein kann.

5.3.3 Erstes Zwischenergebnis

Die nun bekannte Sinkgeschwindigkeit kann in klassischer Form über der Fluggeschwindigkeit aufgetragen werden, wobei die Messabschnitte gemäß Abschnitt 5.1 nach den Eventmarken gewählt sind:

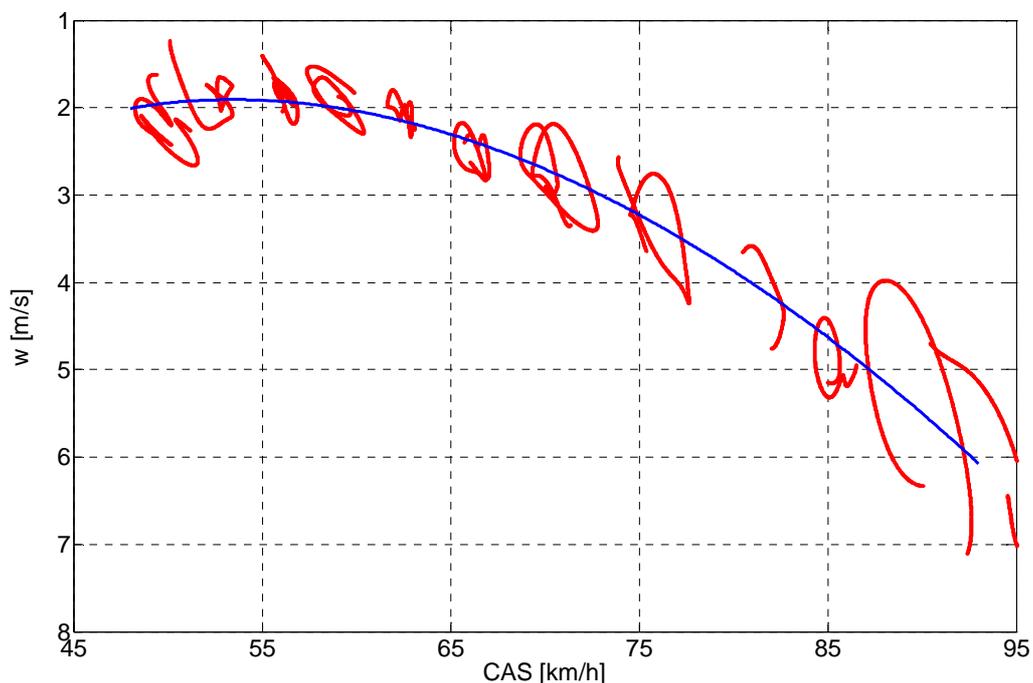


Abbildung 17: Sinkgeschwindigkeit über Fluggeschwindigkeit, Flug1, Messabschnitte nach Eventmarken

Die in rot dargestellten Messdaten folgen nicht wie gewohnt einer Kurve, wie z.B. der in blau dargestellten, sondern zeigen deutlich sichtbare Abweichungen von dieser. Diese Abweichungen sind jedoch nicht als „Fehler“ zu bezeichnen. Sie sind vielmehr darin begründet, dass die innerhalb der Messabschnitte vorliegenden Flugzustände vom stationären Geradeausflug abgewichen sind, also

das Lastvielfache nicht konstant 1 oder - direkt damit verbunden - die Fahrt nicht konstant war. Diese Abweichungen können durch den Piloten und das nicht konstante Windfeld entstanden sein. Eine Unterscheidung ist hierbei mit den vorliegenden Messdaten nicht möglich.

Als Ansatzfunktion für die in blau dargestellte Kurve wurde die Funktion

$$w = a \cdot V^2 + b \cdot V + \frac{c}{V} \quad \{13\}$$

ermittelt und die Koeffizienten nach der Methode der kleinsten Fehlerquadrate bestimmt. Die Koeffizienten des vorläufigen Ergebnisses werden weiter unten angegeben.

Die nach den Eventmarken ermittelten Messabschnitte summieren sich auf 187 Sekunden.

Bei diesem Zwischenergebnis stellen sich nun die Fragen

1. ob die gesuchten Messabschnitte anhand der Kriterien des stationären Geradeausflugs geeigneter ausgewählt werden können.

und

2. wie der zweite Flug einbezogen werden kann.

5.3.4 Zweites Zwischenergebnis

Beide Fragen lassen sich dadurch beantworten, dass alle Messdatenabschnitte genutzt werden, bei denen die

- a) Fahrtänderung (Gradient der Fluggeschwindigkeit) klein ist. Da es sich um reale Daten handelt, ist der theoretische Fall einer konstanten Fahrt zu keinem Zeitpunkt gegeben.
- b) Querneigung bzw. die Kursänderung klein ist. Die Bedingung „schiebefrei“ kann bei den vorhandenen Messdaten nicht überprüft werden, hier wird den Piloten vertraut.
- c) Abweichungen vom Lastvielfachen von 1 klein sind.

Sind alle drei Kriterien gleichzeitig gegeben, so wird von einem Flugzustand der dem stationären schiebefreien Geradeausflug entspricht. Nachfolgend werden die drei Kriterien erläutert. Die rot markierten Abschnitte in den Abbildungen 18 bis 20 sind die nach den Bedingungen a) bis c) gewählten Messabschnitte.

a) Fahrtänderung

Hierzu ist die Fluggeschwindigkeit CAS numerisch zu differenzieren. Nachfolgende Abbildung zeigt für den ersten Flug den Zeitabschnitt vom Auskuppeln bis zur Landung.

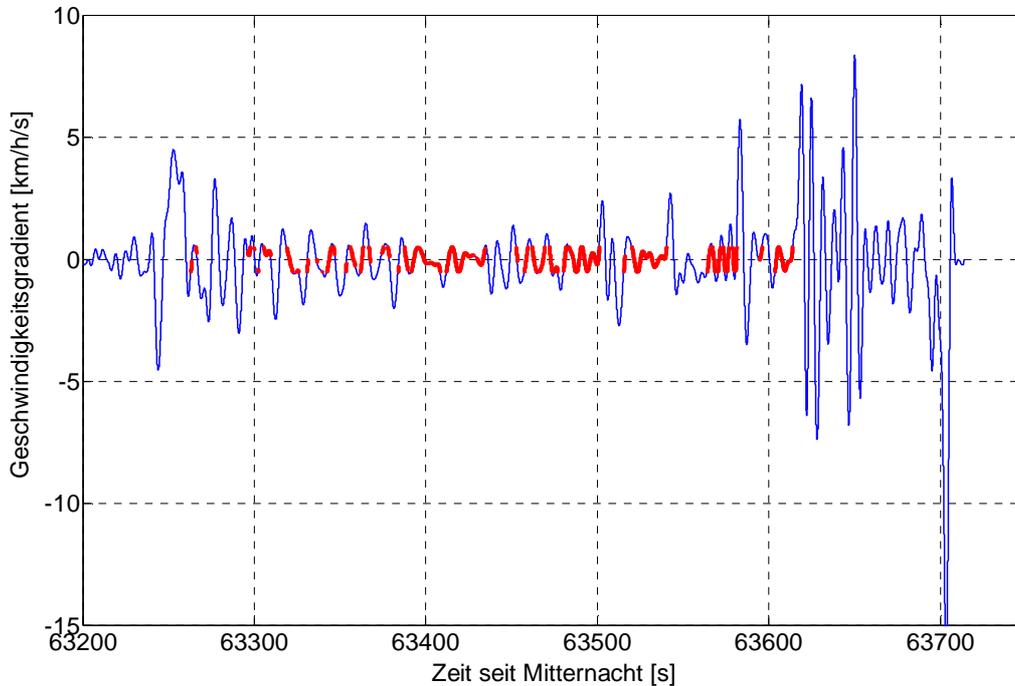


Abbildung 18: Geschwindigkeitsgradient, Flug1 ab Auskuppeln

Bei der Interpretation des Diagramms ist zu beachten, dass die Zeitachse etwa 9 Minuten abdeckt. Die vorhandenen Geschwindigkeitsgradienten sind etwa um den Faktor 2 bis 4 größer als bei der Flugleistungsvermessung im Vergleichsflugverfahren in frühmorgentlich ruhiger Atmosphäre. Eingedenk der Tatsache, dass der Abstand Horizont-Instrumentenbrett beim SG-38 in Fluglage recht groß ist (dieser Indikator ist sehr wichtig für exaktes Fahrhalten) und der nicht optimalen atmosphärischen Verhältnisse, sind die resultierenden Geschwindigkeitsgradienten als angemessen klein zu bezeichnen. Für die nachfolgend gezeigte Auswertung wird der maximal akzeptierte Betrag des Geschwindigkeitsgradienten zu 0,5km/h/s gewählt.

Der mit Abstand größte Geschwindigkeitsgradientenbetrag mit über 15km/h/s ist beim Aufsetzen zu erkennen.

b) Querneigung / Kurswinkeländerung

Mittels der GPS-Geschwindigkeiten kann der Kurs über Grund χ bestimmt werden. Ist das Windfeld konstant, so wird jede Kursänderung $\dot{\chi}$ durch eine Querneigung Φ hervorgerufen.

Das Akronym GPSVDir entspricht dem Kurswinkel über Grund χ , der einmal nach der Zeit abzuleiten ist. Die Querneigung folgt dann nach

$$\Phi = a \tan \frac{V \cdot \dot{\chi}}{g} \quad \{14\}$$

Streng genommen ist für V die Bahngeschwindigkeit V_k anzusetzen. Aufgrund diverser anderer Vereinfachungen wird hier der Einfachheit halber die kalibrierte Fluggeschwindigkeit eingesetzt. Schlussendlich skaliert die eingesetzte Geschwindigkeit lediglich die vorhandene Kurswinkeländerung.

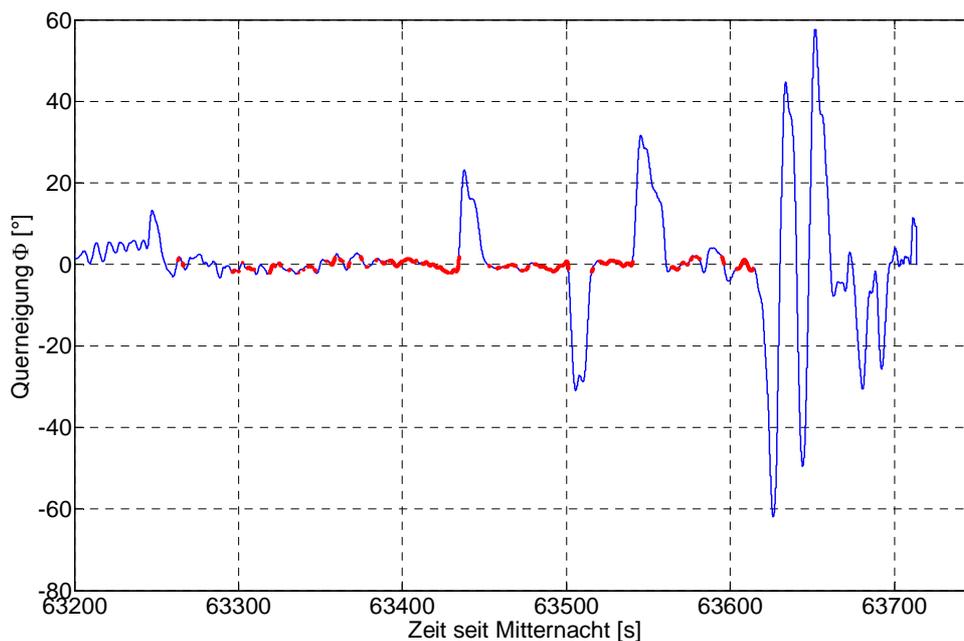


Abbildung 19: Querneigung mittels Kurswinkeländerung, Flug1

Die bestimmten Querneigungen sind dem Flugweg eindeutig zuzuordnen. Die Geradeausflugabschnitte erfolgten mit geringen Querneigungen. Als maximal zulässiger Betrag wurde für die Auswertung der Wert 2° gewählt.

c) Lastvielfaches

Das Lastvielfache n ist nach verschiedenen Ansätzen bestimmbar. Ein einfacher Ansatz ist z.B.

$$n_1 = \frac{d(w)}{dt} \quad \{15\}$$

also die nochmalige Ableitung der zeitlichen Änderung des statischen Drucks nach der Zeit. Dieser Ansatz vermag z.B. keine Geschwindigkeitsänderungen zu berücksichtigen.

Aus der Querneigung kann ebenfalls unter stark vereinfachten Annahmen auf das Lastvielfache geschlossen werden:

$$n_2 = \frac{1}{\cos \Phi} \quad \{16\}$$

Es wurden auch komplexere Ansätze angewendet, z.B.

$$n_3 = \sqrt{\left(\frac{V_k \cdot \dot{\gamma}}{g} + \cos \gamma\right)^2 + \left(\frac{V_k \cdot \dot{\chi}}{g} \cos \gamma\right)^2} \quad \{17\}$$

Nachfolgend sind diese drei Ansätze zur Bestimmung des Lastvielfachen für einen kleinen Abschnitt aus Flug 1 dargestellt.

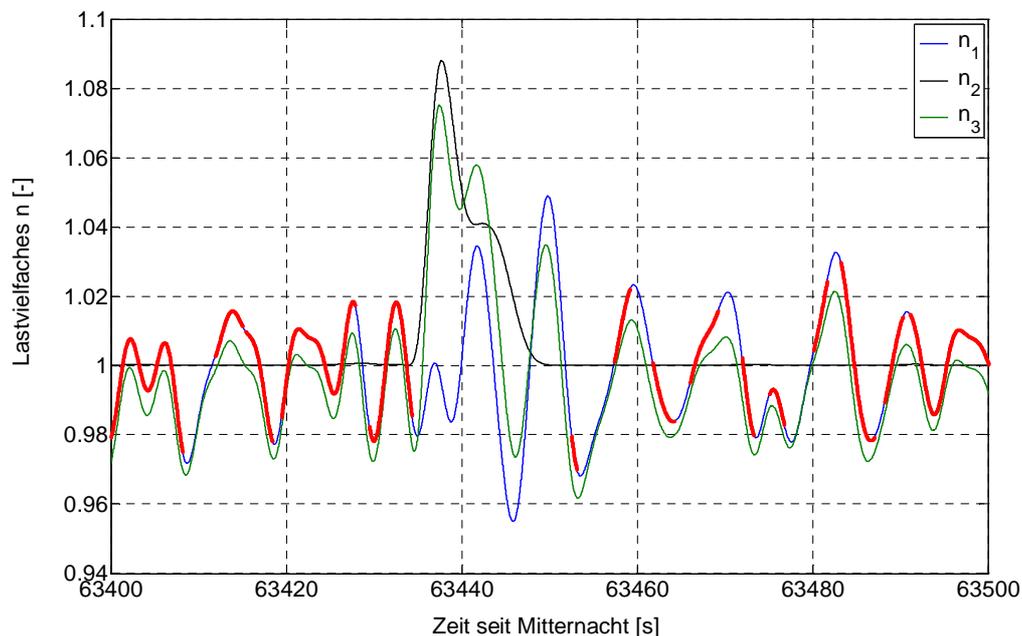


Abbildung 20: Lastvielfache nach verschiedenen Ansätzen, Ausschnitt Flug1

Man erkennt, dass n_1 den Kurvenflug bei 63.440 Sekunden nicht abbildet, wohingegen n_2 die Geradeausfluganteile unrealistischerweise ohne Abweichungen sieht. Die komplexere Formulierung von n_3 bildet wahrscheinlich die Realität am besten ab. Zwar ließen sich weitere Modellierungen anstellen und aus den unterschiedlichen Ergebnissen auf die Fehlerquellen rückschließen. In Anbetracht der Gesamtaufgabe wird dies hier jedoch nicht weiter vertieft. Für die Auswertung wird der Betrag der maximalen Abweichung des Lastvielfachen von 1 zu 0,03 gesetzt. In der obigen Darstellung ist diese Grenze auf n_1 angewandt, wobei die Verwendung von n_3 praktisch zu keinen Unterschieden im Flugleistungsergebnis führt.

Die Kriterien a) bis c) angewandt führt auf 128 Sekunden verwertbarer Messzeit für Flug 1 und 29 Sekunden für Flug 2, in Summe also 157 Sekunden verwertbarer Messzeit, mit nachfolgendem Resultat:

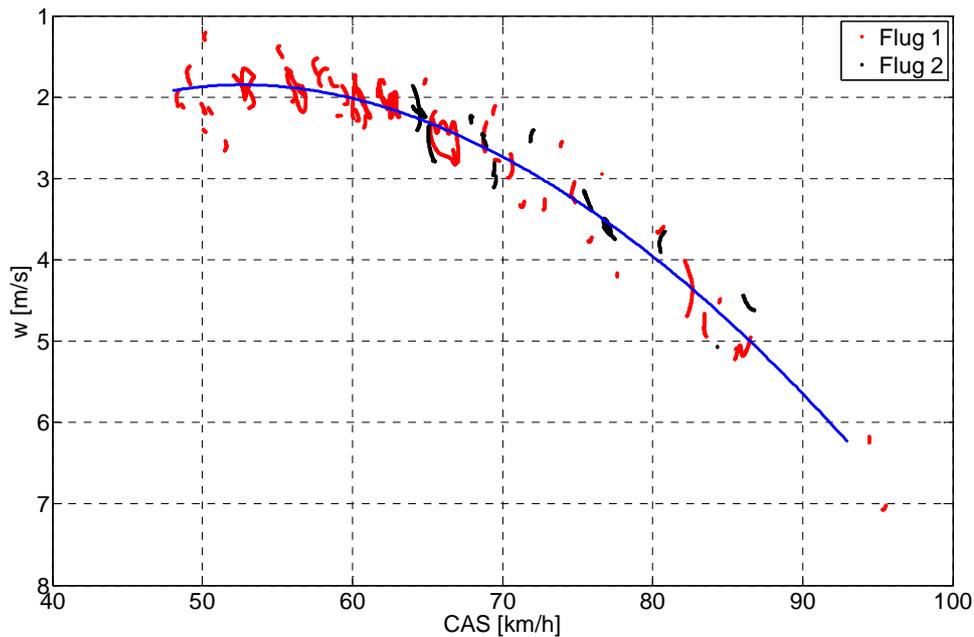


Abbildung 21: Sinkgeschwindigkeit über Fluggeschwindigkeit nach Geradeausflugkriterien

Die blaue Kurve gehorcht der oben erläuterten Ansatzfunktion, Gl. {13}.

Für Flug 2 liegen bei Fluggeschwindigkeiten unter 62 km/h CAS die Sinkgeschwindigkeiten nennenswert unter denen von Flug 1. Diese Flugphase fällt mit der Auffälligkeit im Temp (siehe Abbildung 15) zusammen und wird deshalb nicht berücksichtigt. Aus dem geringen Messdatenumfang lässt sich zwischen beiden Flügen kein Unterschied ableiten, der mit der Pilotenstatur korreliert werden könnte.

Die Ergebnisse beider Methoden der Messabschnittbestimmung werden in der nächsten Abbildung verglichen:

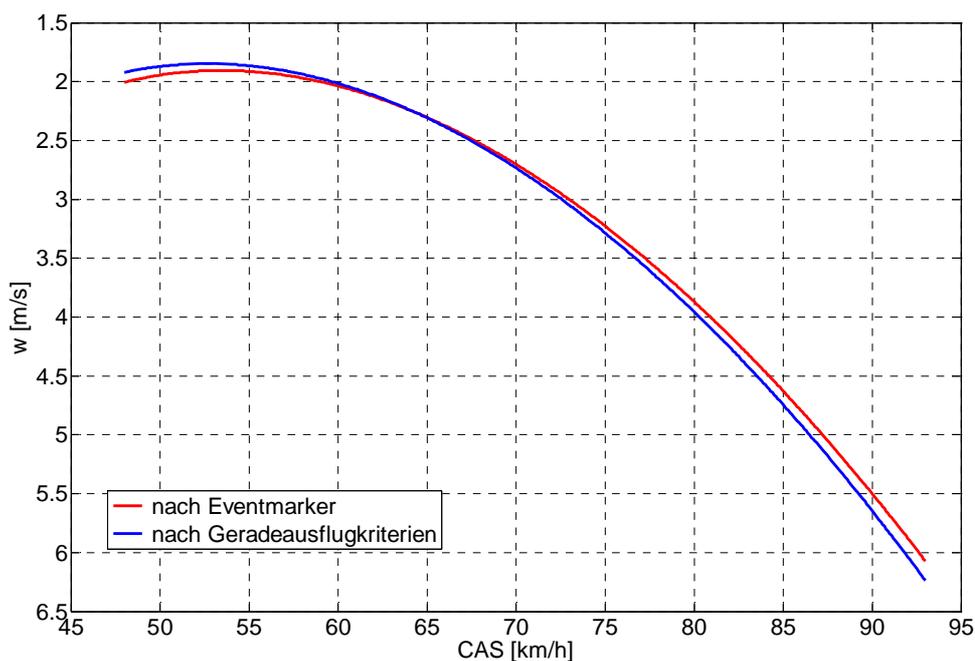


Abbildung 22: Vergleich der Zwischenergebnisse

Es ist zu erkennen, dass die Unterschiede zwischen beiden Ergebnissen, in Anbetracht der geringen Messzeit und der getroffenen Vereinfachungen, klein sind. Die zweite Methode, mittels Kriterien für den Geradeausflug die Messabschnitte zu finden, liegt dem nachfolgend vorgestellten Ergebnis zu Grunde.

5.3.5 Überziehgeschwindigkeit

Die Überziehgeschwindigkeit wurde vom Piloten mit „knapp unter 45km/h IAS“ angegeben. In den Messdaten können bei 48km/h CAS letzte Anzeichen von nicht überzogenem, stationärem Flugzustand gefunden werden, weshalb die Überziehgeschwindigkeit mit $v_S = 48\text{km/h}$ (bei einem Fluggewicht von 200kg) geschätzt wird. Dieser Wert weicht deutlich von verfügbaren Quellen ab, z.B. [4].

In Verbindung mit der Abschätzung des Fehlers der Fahrtmesseranlage in Kapitel 5.2 kann gefolgert werden, dass die für den SG-38 oftmals angegebene Überziehgeschwindigkeit von 40km/h als angezeigte Geschwindigkeit zu sehen ist.

5.3.6 Korrektur des Kegelwiderstandes

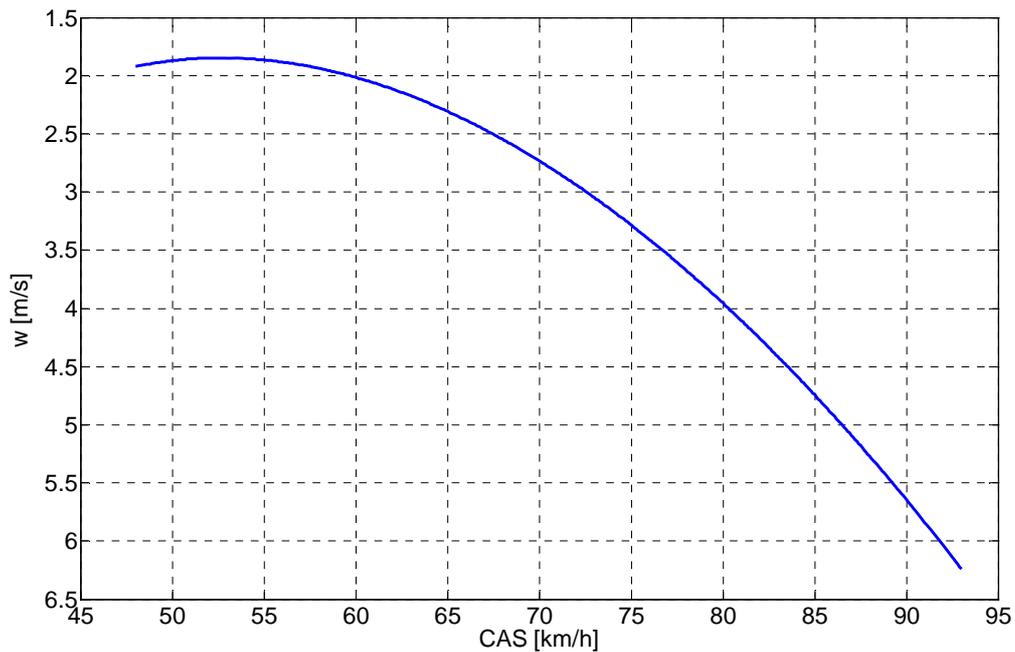
Für den Widerstand des verwendeten Schleppkegels liegen Messdaten vor. Somit kann dessen Widerstand und der des Schlauchs geschätzterweise korrigiert werden, was in allen gezeigten Abbildungen bereits erfolgte. Der Effekt ist klein.

5.3.7 Vorläufige Ergebnisse der Vermessung

Die Ergebnisse der Flugleistungsvermessung sind traditionell als „vorläufig“ deklariert, da Irrtümer und Fehler nie auszuschließen sind und das Wissen auch im Bereich der Flugleistungsvermessung beständig weiter wächst. Im vorliegenden Fall ist diese Unsicherheit auch auf den Messdatenumfang zu erweitern.

Soweit anwendbar, gelten die nachfolgenden Diagramme für eine Flugmasse von 200kg.

Sinkgeschwindigkeitsdiagramm

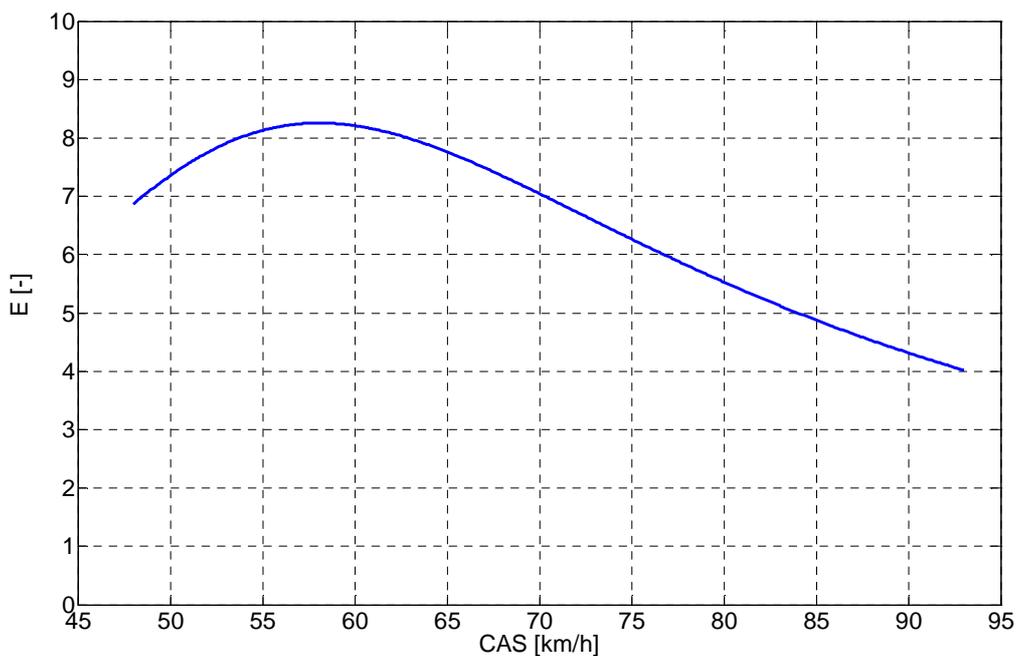


**Abbildung 23: Sinkgeschwindigkeits-Fluggeschwindigkeits-Diagramm
SG-38 (D-8958), $m_F=200\text{kg}$**

Dieser Kurvenverlauf ist mit folgender Funktion beschreibbar, wobei V in km/h einzusetzen ist und w in m/s folgt:

$$w = 0.001955 \cdot V^2 - 0.1369 \cdot V + \frac{191.4}{V} \quad \{18\}$$

Gleitzahldiagramm



**Abbildung 24: Gleitzahl-Fluggeschwindigkeits-Diagramm
SG-38 (D-8958) , $m_F=200\text{kg}$**

c_A - c_W -Polare

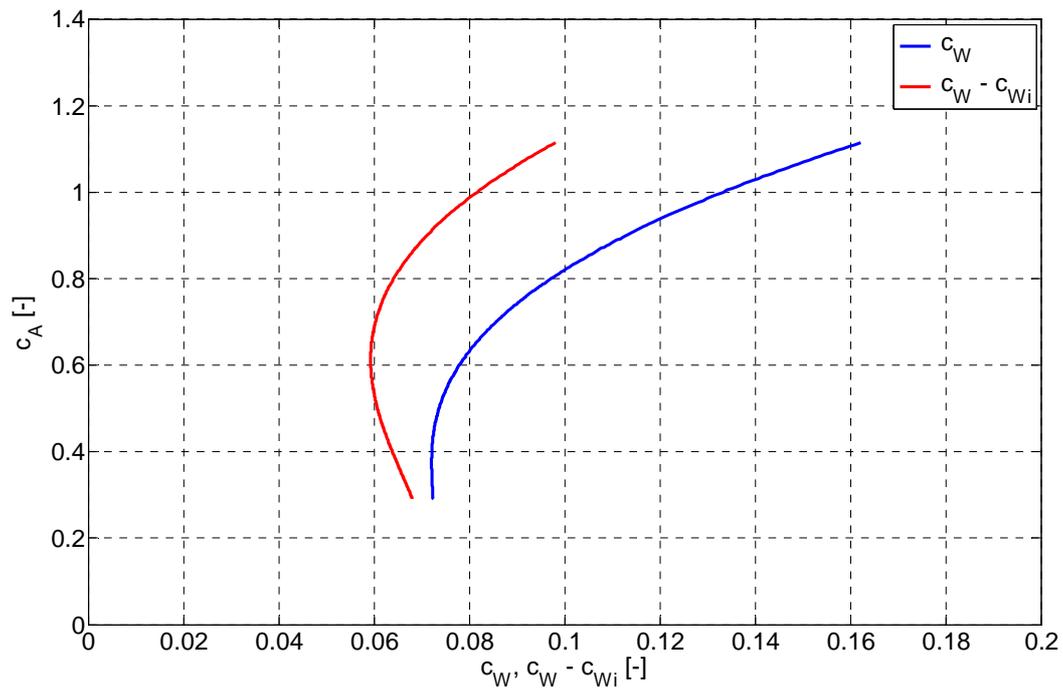


Abbildung 25: c_A - c_W - und c_A -(c_W - c_{Wi})-Polare SG-38 (D-8958)

Der k-Faktor für die Bestimmung des induzierten Widerstandsbeiwertes c_{Wi} ist mit 1,0 angenommen.

Gleitwinkeldiagramm

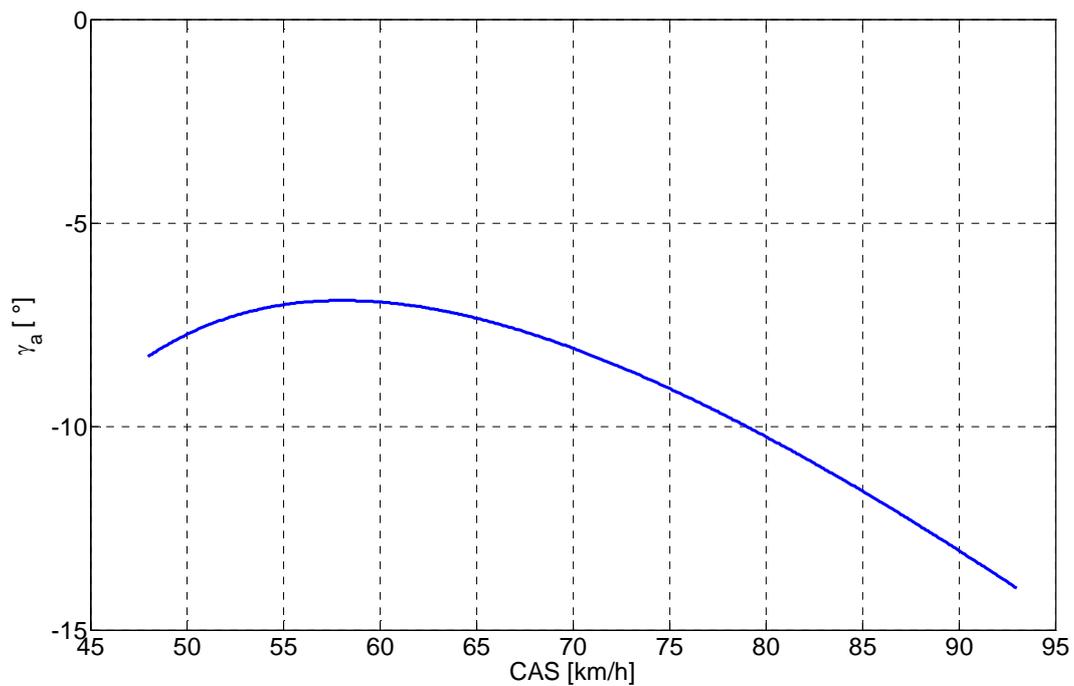


Abbildung 26: Gleitwinkel-Fluggeschwindigkeits-Diagramm SG-38(D-8958), $m_F=200\text{kg}$

Vergleich mit modernen Segelflugzeugen

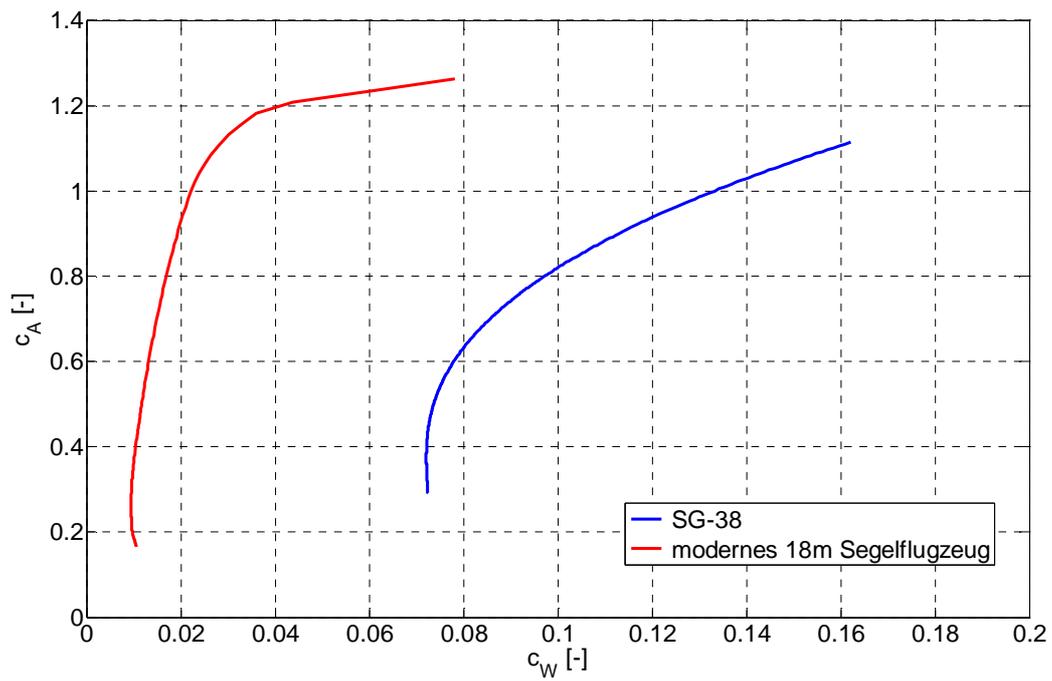


Abbildung 27: Vergleich SG-38 mit modernem Segelflugzeug der 18m-Klasse

Eckdaten Flugleistung SG-38 (D-8985) bei 200kg Fluggewicht:

$$v_s = 48 \text{ km/h}$$

$$w_{\min} = 1,85 \text{ m/s bei } 53 \text{ km/h}$$

$$E_{\max} = 8,3 \quad \text{bei } 58 \text{ km/h}$$

6 Bestimmung des Index

Die Bestimmung des Index des SG-38 folgt streng dem von S. Ronig [1] dargelegten Vorgehen. Die Indexliste des DAeC basiert seit etwa 15 Jahren auf dieser Arbeit.

6.1 Vor- und Reisefluggeschwindigkeit nach McCready

Mit der ermittelten Flugleistung des SG-38 wird zunächst die klassische Ermittlung der Vorflug- und Reisefluggeschwindigkeiten in Abhängigkeit des realisierten Steigens durchgeführt, um einen Überblick über die zu erwartenden Ergebnisse zu erlangen. Die in das nachfolgende Diagramm eingetragenen Zahlenwerte für die betreffenden Geschwindigkeiten tragen die Einheit km/h.

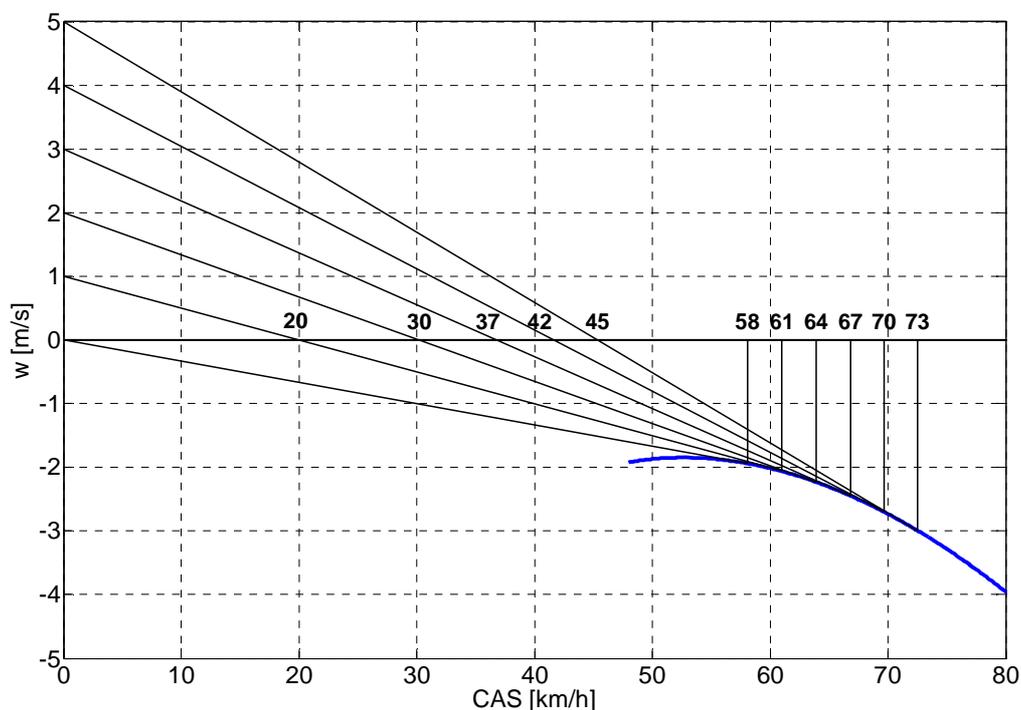


Abbildung 28: Vor- und Reisefluggeschwindigkeiten nach McCready

Hierbei wird schnell ersichtlich, dass der SG-38 seinen möglichen Fluggeschwindigkeitsbereich beim Überlandflug nicht auszuschöpfen braucht.

6.2 Kreisflugpolaren

Die Kreisflugpolaren werden nach den in [1] und [2] identisch dargelegten Zusammenhängen bestimmt. Die relevanten Formeln lauten:

$$r = \frac{V^2}{g \cdot \tan \Phi} \quad \{19\}$$

$$V = \sqrt{\frac{2 G}{\rho S c_A} \frac{1}{\cos \Phi}} \quad \{20\}$$

$$W_{\text{Kreisflug}} = \frac{W_{\text{Geradeausflug}}}{\cos^{3/2} \Phi} \quad \{21\}$$

Für die im Kreisflug erzielbare minimale Fluggeschwindigkeit wird ein c_A -Wert von 1,00 angenommen, was einer Fluggeschwindigkeit von 51km/h im Geradeausflug entspricht und gemäß [1] 3km/h über der Überziehgeschwindigkeit im Geradeausflug liegt.

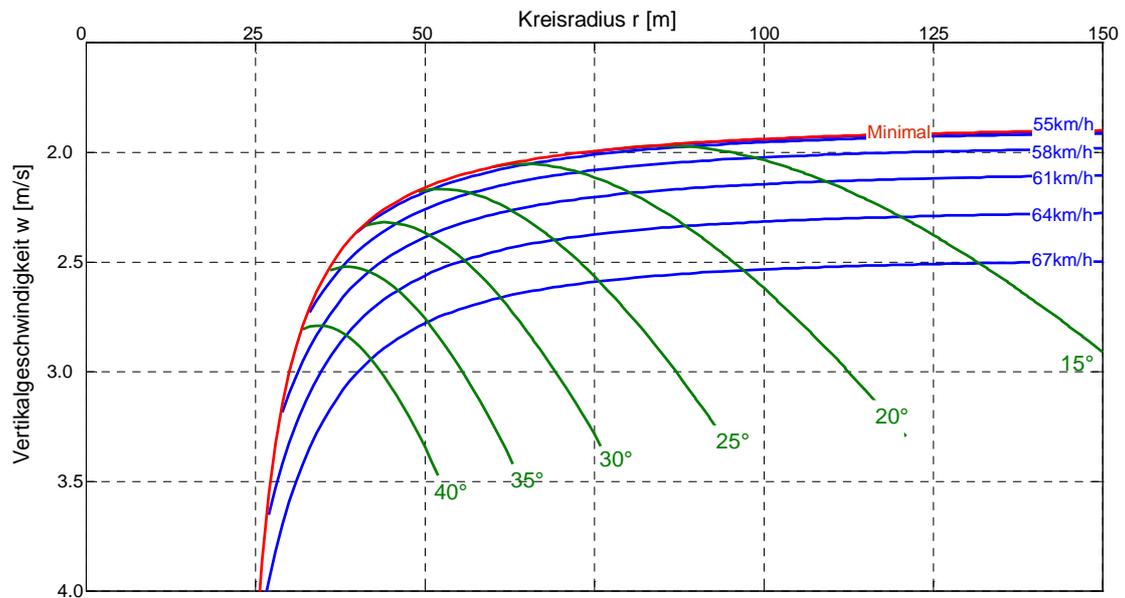


Abbildung 29: Kreisflugpolaren SG-38 (D-8985), $m_F=200\text{kg}$

6.3 Indexberechnung

In [1] ist ein Wettermodell festgelegt, das 4 kreisend zu befliegende Aufwindarten und einen Steigfluganteil im Geradeausflug enthält. Für einen „durchschnittlichen“ Überlandflug sind die Anteile der jeweiligen Aufwindmodelle festgelegt:

Aufwindmodelle	E1	E2	W1	W2	D
Beschreibung	eng/schwach	eng/stark	weit/schwach	weit/stark	Geradeausflug
Stärke a [m/s]	3,5	4,2	2,0	4,0	0,75
Gradient b [cm/s/m]	-2,3	-2,50	-0,42	-1,0	0
Streckenanteil	12%	50%	6%	26%	6%

Tabelle 3: Wettermodell „Standard“

Die Aufwindstärke w_A wird in Abhängigkeit des Kreisradius r bestimmt:

$$w_A(r) = a + b \cdot r \quad \{22\}$$

Subtrahiert man vom so festgelegten meteorologischen Steigen w_A das Flugzeugeigensinken $w_{\text{Kreisflug}} = w_{\text{SK}}$ gemäß Kreisflugpolare, so folgt das resultierende Steigen w_{St} des Flugzeugs in diesem Aufwind. Beim „optimalen“ Kreisradius r_{opt} (mit zugehöriger Querneigung und Fluggeschwindigkeit) folgt ein maximales Flugzeugsteigen, wie nachfolgend veranschaulicht:

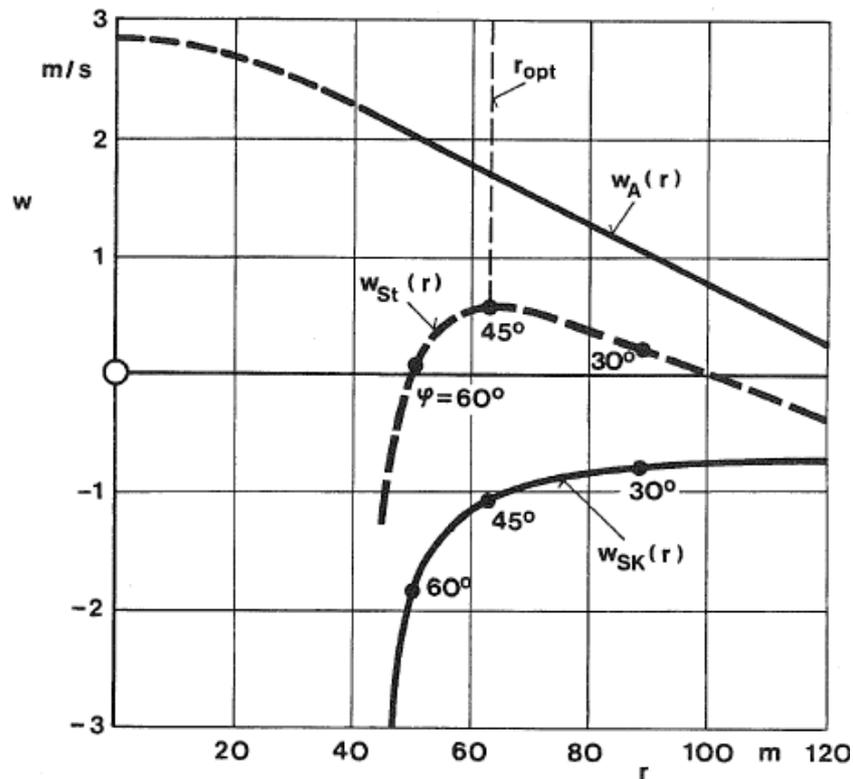


Abbildung 30: Flugzeugsteigen aus Kreisflugpolare und Thermikmodell, aus [2]

Mit dem so ermittelten Flugzeugsteigen kann nach allgemein bekannter Sollfahrttheorie (zumeist nach McCready benannt) die resultierende Reisegeschwindigkeit bestimmt werden. Zu beachten ist, dass das anzunehmende Steigen nach [1] mit dem Faktor 0,8 abgemindert wird.

Die für die fünf verschiedenen Aufwindmodelle erreichbaren Reisegeschwindigkeiten fließen nach den in Tabelle 3 aufgelisteten Anteilen in eine Reisegeschwindigkeit ein, die die Leistungsfähigkeit des Flugzeugs repräsentiert.

Für den SG-38 sind in der nachfolgenden Abbildung für die 5 Aufwindmodelle die Steiggeschwindigkeiten und soweit anwendbar im jeweiligen Maximum die zugehörige Querneigung, die Fluggeschwindigkeit, der c_A -Wert, der Wert des Flugzeugsteigens und die resultierende Reisegeschwindigkeiten dargestellt.

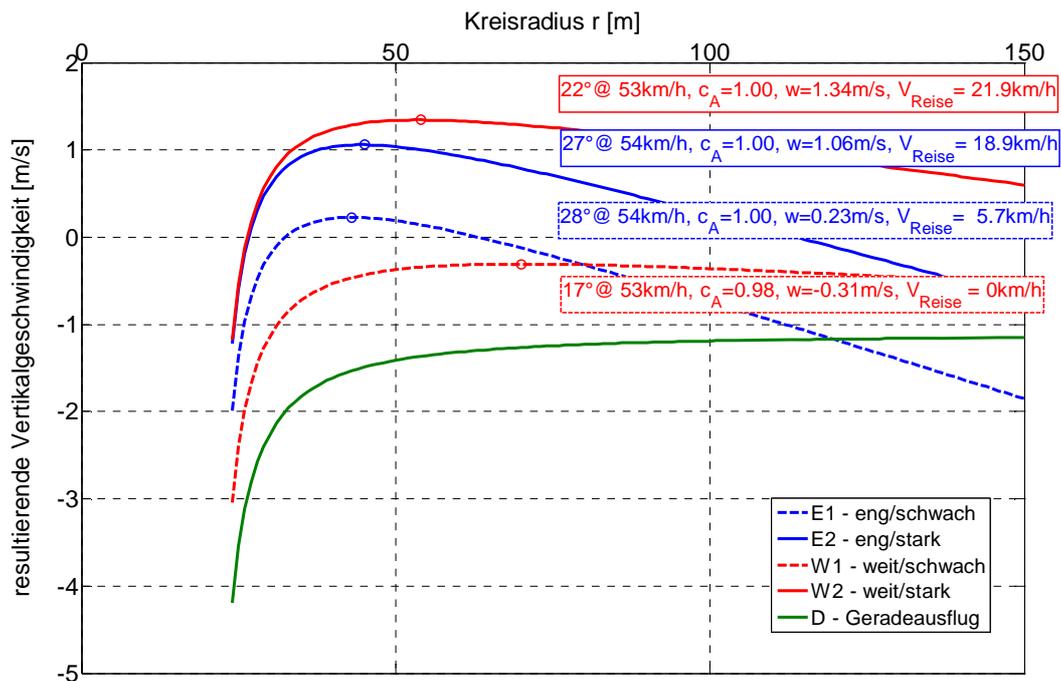


Abbildung 31: Kreisflugzustände bei den verschiedenen Thermikarten

Es ist zu erkennen, dass bei Thermikart W1 kein Höhengewinn folgt. Das mit 0,75m/s meteorologischem Steigen im Geradeausflug angenommene Thermikmodell D verringert das Eigensinken in deutlich geringerem Maße, als dessen ursprünglicher Ansatz beabsichtigte. Eine Indexermittlung streng nach [1] würde an dieser Stelle enden, da für zwei der fünf Aufwindmodelle keine sinnvollen Reisegeschwindigkeiten folgen.

Da Überlandflughanstrengungen mit einem SG-38 jedoch nur bei sehr geeigneten Wettersituationen stattfinden dürften, werden die zwei Aufwindmodelle W1 und D nicht weiter berücksichtigt, zumal deren Anteil an der Gesamtstrecke gemäß Tabelle 3 jeweils nur 6% beträgt. Es werden stattdessen die Anteile der anderen Thermikmodelle so skaliert, dass diese in Summe 100% bilden. Mit dieser Einschränkung kann die resultierende Reisegeschwindigkeit des SG-38 bestimmt werden.

Als Bezugsflugleistung wird in der DAeC-Indexliste die aus der erläuterten Vorgehensweise ermittelte Reisegeschwindigkeit der ASW19b verwendet und zu 100 gesetzt. Der - derzeit auf ganze gerade Zahlen - gerundete prozentuelle Wert der Reisegeschwindigkeit des betreffenden Musters in Bezug zur ASW19b nach der obig erläuterten Bestimmung entspricht dem Flugzeugindex gemäß DAeC-Indexliste.

Für das dargestellte Wettermodell sind die Reisegeschwindigkeiten der als Referenz angenommenen ASW19b in [1] dokumentiert. Die hier ermittelten

Reisegeschwindigkeiten des SG-38 werden für die Indexermittlung zu den Reisegeschwindigkeiten der ASW19b ins Verhältnis gesetzt.

In Abbildung 31 ist zu erkennen, dass die drei relevanten Aufwindmodelle als optimalen Flugzustand im Kreisflug jeweils einen $c_{A,max}$ -Wert von 1,00 aufweisen. Dies entspricht dem oben beschriebenen Wert nach [1]. In der nachfolgenden Tabelle ist die Variation des Index in Abhängigkeit des angenommenen maximalen Auftriebsbeiwerts dargestellt.

$V_{s, Geradeausflug}$	$c_{A,max}$	V_{Reise}	Index
48	1,13	18,20	22,34
49	1,08	18,20	22,33
50	1,04	18,15	22,26
51	1,00	18,01	22,07
52	0,96	17,75	21,71
53	0,92	17,48	21,31
54	0,89	17,29	21,10
55	0,86	16,93	20,49

Tabelle 4: Index bei verschiedenen angenommenen $c_{A,max}$ -Werten

Der abnehmende Index bei zunehmender Überziehggeschwindigkeit ist mit dem Thermikmodell (siehe {22}) zu erklären. Diesem Effekt sind allerdings alle Muster in ähnlichem Maße unterworfen.

In Anbetracht der Genauigkeit der Vermessung in Zusammenhang mit den von Ronig [1] erläuterten Grenzen der Indexermittlung und der Beachtung des aktuellen 2-Punkte-Rasters, wird vorgeschlagen, das Muster SG-38 mit dem Index 22 einzustufen.

Da Überlandflüge mit einem SG-38 gewiss nur bei sehr guten Wettersituationen durchgeführt werden dürften, wäre es angemessener gewesen, das in [1] beschriebene Wettermodell „sehr gut“ anzusetzen. In dieser Arbeit sind jedoch die Reisegeschwindigkeiten der ASW19b zwecks Normierung für dieses Wettermodell nicht angegeben und auch nicht die zugrunde gelegte Flugleistung der ASW19b. Die Änderung des Index dürfte für dieses Wettermodell die in [1] beschriebenen Änderungen für andere Muster nicht überschreiten.

Der Verwendung des Rumpfbootes / der Rumpfverkleidung werden widerstandsvermindernde Effekte zugeschrieben, sind jedoch nach Wissen des Autors nicht zitierfähig belegt. Es wird deshalb vorgeschlagen, diese Konfiguration mit dem gleichen Index zu bewerten, solange keine gegenteiligen Hinweise vorliegen.

7 Zusammenfassung

In dieser Ausarbeitung wurde die messtechnische Ausstattung eines SG-38 zum Zwecke der Flugleistungsbestimmung erläutert. Die Auswertung ist in ihren Grundlagen dargelegt, ebenso der Weg der Ermittlung des Index gemäß DAeC-Indexliste.

Das Ansinnen der Flugleistungsvermessung und Indexbestimmung des SG-38 konnte erreicht werden, wobei die Genauigkeit nicht mit den im Vergleichflugverfahren erzielten Resultaten vergleichbar ist. Dies ist begründet durch die in abendlicher Atmosphäre vorhandenen Luftbewegungen und die geringe verwertbare Messzeit von ca. 3 bzw. 2,5 Minuten. Bei der Flugleistungsvermessung im Vergleichflugverfahren sind derzeit etwa 40 bis 50 Minuten Messzeit für die Vermessung der Flugzeuggrundkonfiguration üblich. Für die Kalibrierung eines Referenzflugzeugs im Höhenstufenverfahren liegt die erforderliche Messzeit deutlich darüber.

Der Index wurde nach dem von S. Ronig [1] erarbeiteten Vorgehen bestimmt. Der ermittelte Wert von 22 verschiebt die untere Grenze der DAeC-Indexliste für Segelflugzeug deutlich.

8 Danksagungen

Der Autor möchte allen Beteiligten seinen Dank aussprechen, insbesondere Mario Selss für die Bereitstellung des SG-38 D-8985, Jochen Hammerle für die Unterstützung und die Schleppflüge und dem LSR Aalen für die freundliche langjährige freundliche Beherbergung des IDAFLIEG-Sommertreffens.

Ein besonderer Dank geht an Jochen „Cassius“ Ewald.

9 Literatur

- [1] Ronig, S.: Überarbeitung des Indexsystems für Segelflugzeuge zur Verbesserung der Chancengleichheit auf Wettbewerben mit Flugzeugen unterschiedlicher Leistungsfähigkeit, DFVLR-BS, Inst. f. Entwurfsaerodynamik, Studienarbeit 95/1
- [2] Thomas, F.: Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen, Motorbuchverlag Stuttgart, 1984
- [3] Thomas, D., Freytag, J.: Flugtechnische Tabellen und Formeln, 1996
- [4] <http://www.schulgleiter.de/schulgleiter.html>, 07.05.2010