

## Kalibrierung der Turbulenzmesssonde der Polar 5

Dok.-Nr. mW-AWI-P5-2008-06

Datum: 21.07.2008  
Revision: A

Verfasser: Dr. Matthias Cremer



## Änderungsstand

Ausgabe	Zweck	betroffenen Seiten	Datum
A	Erstausgabe	alle	21.07.2008

## Inhaltsverzeichnis

Änderungsstand .....	2
Bezeichnungen und Abkürzungen .....	4
1 Übersicht.....	5
1.1 Liste der durchgeführten Flüge .....	5
1.2 Signalfussplan .....	6
1.3 Aufbereitung der Daten.....	6
1.4 Definition der Forzeichen .....	7
2 Anstellwinkelkalibrierung.....	8
3 Schiebewinkelkalibrierung .....	10
4 Stau- und Statikdruckkalibrierung .....	12
5 Weitere Korrekturen .....	18
5.1 Einfluss der Winkelgeschwindigkeiten .....	18
5.2 Schubeinfluss .....	18
6 Korrekturformeln .....	22

## Bezeichnungen und Abkürzungen

Zeichen	Formelzeichen	Bedeutung
TAS	V	True Airspeed – wahre Fluggeschwindigkeit
dp		Differenzdruck
alpha	$\alpha$	Anstellwinkel
beta	$\beta$	Schiebewinkel
INS		Inertial-Navigationssystem
Theta	$\Theta$	Längslagewinkel
$V_k$		Bahngeschwindigkeit
GS		Groundspeed
Psi		Kurswinkel

## 1 Übersicht

Parallel zu den Tests der Sensorintegration für die Messkampagne MELTEX wurden im März und Mai Testflüge zur Kalibrierung der Turbulenzmesssonde durchgeführt. Vorrangiges Ziel war die Bestimmung des Einflusses des Flugzeugrumpfes auf den Ort der 5-Lochsonde im Messkopf – der sogenannte Einbaufehler (Position error). Dieser Fehler ist in erster Linie von der Fluggeschwindigkeit abhängig und äußert sich im Wesentlichen in einem Fehler der gemessenen Fluggeschwindigkeit. Auch die Sonde selber weist bei größeren Schiebe- und Anstellwinkeln Fehler auf, die experimentell ermittelt wurden.

Diese Fehler sind flugzeugspezifisch und müssen individuell an jedem Flugzeug kalibriert werden.

Im Rahmen dieser Kalibrierung wurden folgende Messgrößen kalibriert:

- Fluggeschwindigkeit
- Statischer Druck
- Schiebewinkel
- Anstellwinkel

Hierzu wurden verschiedene Manöver geflogen, bei denen bestimmte Fehler gezielt angeregt wurden und durch bekannte Randbedingungen quantifiziert werden konnten.

### 1.1 Liste der durchgeführten Flüge

Flug	Datum	Manöver	Bemerkung
1	15.03.2008	<ul style="list-style-type: none"> <li>• langsames Beschleunigen durch den ganzen Geschwindigkeitsbereich</li> <li>• Schubänderungen</li> <li>• Windvierecke</li> <li>• Phygoide</li> <li>• Steig- und Sinkflüge</li> <li>• Flug mit Schiebewinkeln</li> </ul>	Probleme mit beiden GPS-Empfängern der Basisausrüstung, Ausfall der Temperaturmessung
2	17.03.2008	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Windvierecke</li> <li>• Steig- und Sinkflüge</li> <li>• Flug mit Schiebewinkeln</li> <li>• Schubänderungen</li> <li>• Test der Fotokamera</li> </ul>	Hauptmessflug, gute Bedingungen, niedrige Flughöhe
3	04.05.2008	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Windvierecke</li> <li>• Testmanöver für Albedometer</li> <li>• Flug mit Schiebewinkeln</li> </ul>	
4	06.05.2008	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Steig- und Sinkflüge</li> <li>• Impulsanregungen</li> <li>• Steilkurven</li> </ul>	Probleme mit INS, Ausfall vom GPS während des Fluges und dann Abbruch des Fluges

## 1.2 Signalfussplan

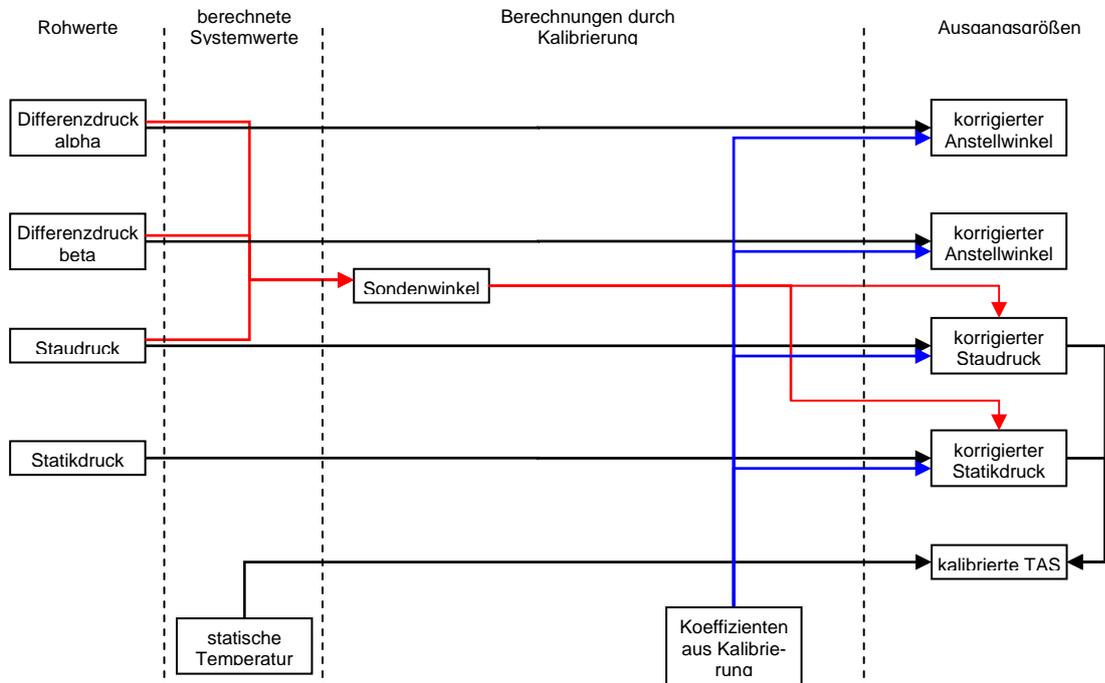


Abbildung 1: Plan mit Eingangs- und Ausgangsgrößen sowie Signalflüssen

## 1.3 Aufbereitung der Daten

Die Flugversuchsdaten lagen in zwei Dateien vor. Die eine enthielt die GPS-Daten und die andere alle restlichen (analoge Daten vom Messkopf und INS-Daten). Beide Dateien wurden in das Programm MatLab eingelesen und dort weiterverarbeitet. Bei der Synchronisierung fiel auf, dass die GPS-Zeitspur etwa um 4 Sekunden hinter den anderen Daten lag. Dies wurde entsprechend anhand von eindeutigen Manövern – wie z. B. Geschwindigkeitsverlauf beim Startlauf – korrigiert.

Die Daten der INS sind nicht durch ein GPS in einem integrierten Navigationssystem gestützt, so dass die Geschwindigkeiten der INS mit der Schuler-Frequenz schwingen und eine Drift aufweisen, während das GPS absolut stabile Werte mit niedriger Frequenz liefert. Dieses wird wie folgt kompensiert: Für die Nord bzw. Ost- Komponente wird die Differenz von GPS und INS-Geschwindigkeit gebildet und Tiefpass gefiltert. Das Ergebnis wird durch ein Polynom höherer Ordnung approximiert und diese Differenz wird dann von den INS-Geschwindigkeitskomponenten subtrahiert. Ein solches Ergebnis ist in Abbildung 2 dargestellt.

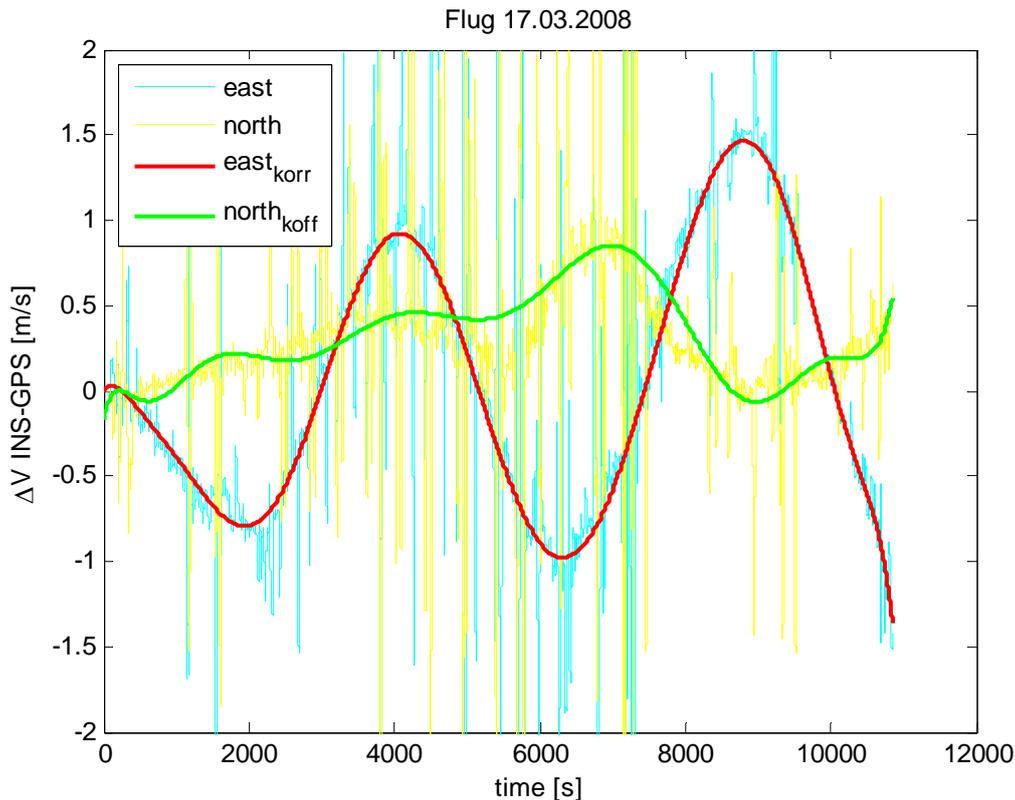


Abbildung 2: Darstellung der Geschwindigkeitsdrift des INS im Vergleich zum GPS

Zur einfacheren Handhabung wurden die GPS Daten, die mit einer Frequenz von ca. 3 Hz vorliegen auf eine gemeinsame Zeitbasis mit den anderen Daten interpoliert. Es wurde dabei zwischen den einzelnen Punkten linear interpoliert.

#### 1.4 Definition der Vorzeichen

Der Anstellwinkel ist so definiert, dass eine größere Geschwindigkeitskomponente von unten einen positiven Ausschlag im Anstellwinkel bewirkt. Somit ist der Anstellwinkel im Horizontalflug ohne Vertikalwind gleich den Längslagewinkel Theta.

Der Schiebewinkel ist so definiert, dass eine größere Geschwindigkeitskomponente von links einen positiven Ausschlag im Schiebewinkel bewirkt. Dieses ist abweichend von der in LN9300 gewählten Definition. Ein positives Ausgangssignal des Drucksensors für die Schiebewinkelmessung bewirkt einen positiven Schiebewinkel.

## 2 Anstellwinkelkalibrierung

Der Anstellwinkelfehler setzt sich aus dem Winkel zwischen der Bezugslinie (Kabinenbodenebene) und dem Einbauwinkel der Sonde sowie der Ablenkung der Strömung durch Rumpf, Nasenmast und induziertem Anstellwinkel zusammen. Da eine einzelne Betrachtung der Fehler äußerst schwierig ist, wurde zur Bestimmung eine Inflight-Kalibrierung durchgeführt. Hierzu wurden die Windvierecksflüge in niedriger Höhe ausgewertet. Die Höhe betrug 100 m über der Georgian Bay nordwestlich des Flugplatzes Muskoka. Während des Messfluges herrschte im Testgebiet keine nennenswerte Konvektion, so dass hier von einer Vertikalwindkomponente von null ausgegangen werden kann. Somit ist der Windanstellwinkel hier gleichfalls null. Damit kann der Längslagewinkel, der vom Inertialnavigationssystem ermittelt wird, direkt als Referenz genutzt werden.

Es wurden Messpunkte bei Fluggeschwindigkeiten von ca. 90 bis 170 Knoten TAS (True Airspeed) aufgenommen.

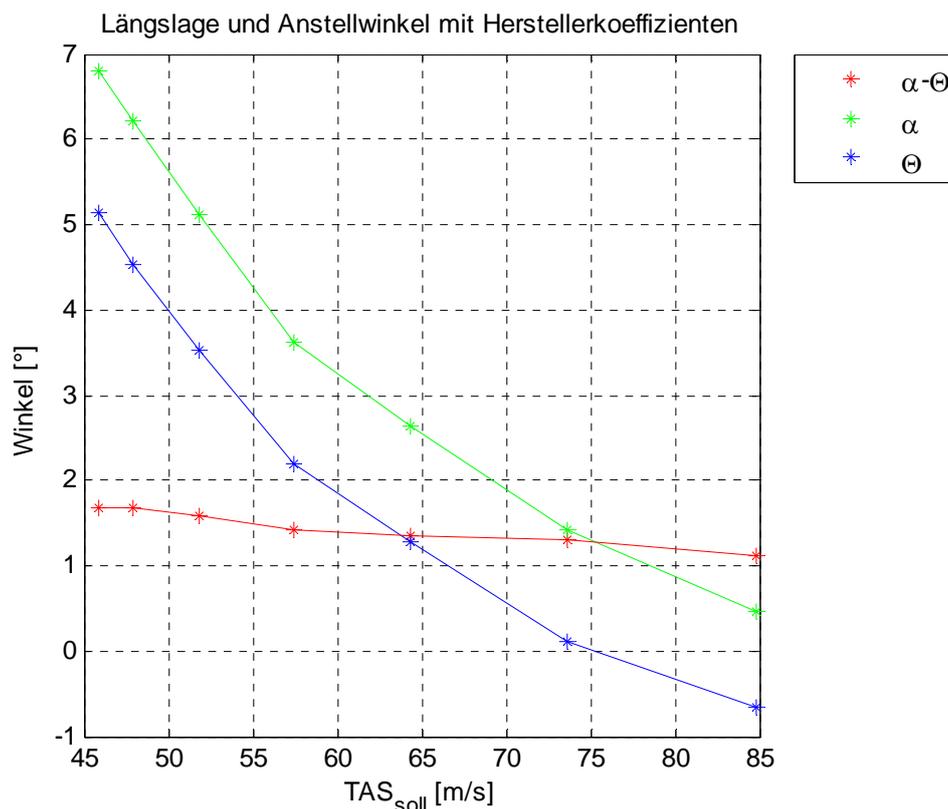


Abbildung 3: Längslage- und Anstellwinkel ohne Kalibrierung

Mit der durchgeführten Kalibrierung ergibt sich die folgende Formel zur Berechnung des Anstellwinkels:

$$\alpha_k = \frac{dp\_alpha}{0,087 \cdot Pstau} - 1,15 \quad (2.1)$$

Mit dieser Berechnung ergibt sich das folgende Diagramm für die Berechnung des Anstellwinkels

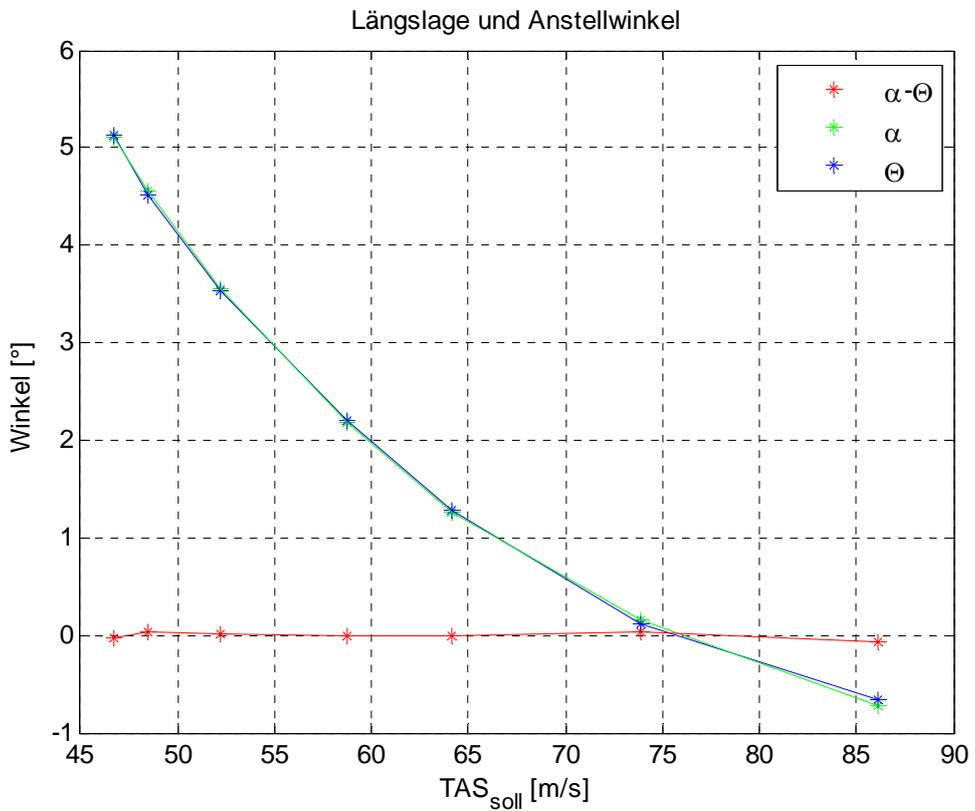


Abbildung 4: Anstellwinkel mit kalibrierten Koeffizienten

### 3 Schiebewinkelkalibrierung

Der Schiebewinkel wird in zwei Schritten kalibriert. Zuerst wird über das gezielte Fliegen mit langsamen Schiebewinkeländerungen bei konstantem Kurs über Grund der Skalierungsfehler bestimmt. Das Manöver wird durch nachfolgende Skizze beschrieben.

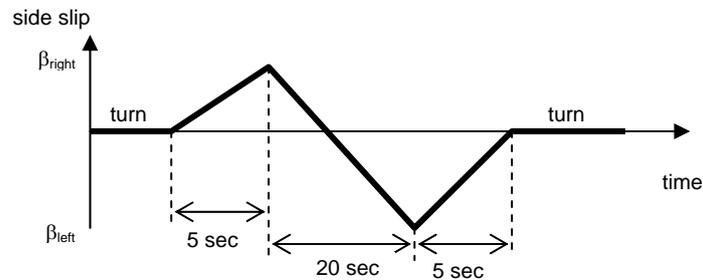


Abbildung 5: Skizze zum Schiebewinkelmanöver

Der Wind wird als konstant während des Manövers angesehen und durch die Kreisflüge vor und nach dem Manöver abgeschätzt. Aus der Geschwindigkeit über Grund und dem Wind wird dann die Sollgeschwindigkeit berechnet.

$$\vec{V}_{\text{soll}} = \vec{V}_k - \vec{V}_{\text{wind}} \quad (3.1)$$

Anschließend wird die Komponente quer zur Flugrichtung für  $V_{\text{soll}}$  und  $V$  bestimmt. Die Differenz dieser beiden Komponenten aufgetragen über dem Schiebewinkel verdeutlicht den Skalierungsfehler.

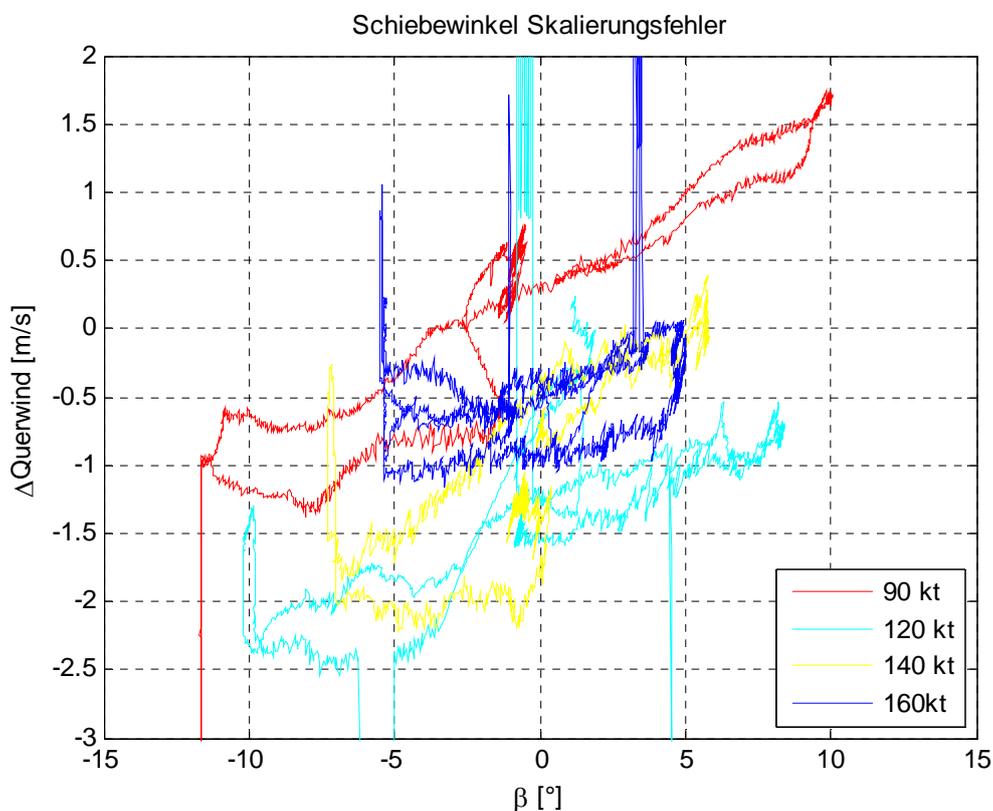


Abbildung 6: Skalierungsfehler der Schiebewinkelmessung

Aus den Windvierecken lässt sich der Schiebewinkel nullpunktfehler ermitteln. Bei diesem Manöver sind die Piloten mit möglichst kleinem Schiebewinkel geflogen. Für die Berechnung wird für die einzelnen Geschwindigkeiten jeweils der Mittelwert der Querkomponente als Differenz aufgetragen. Es ergibt sich damit das nachfolgende Bild.

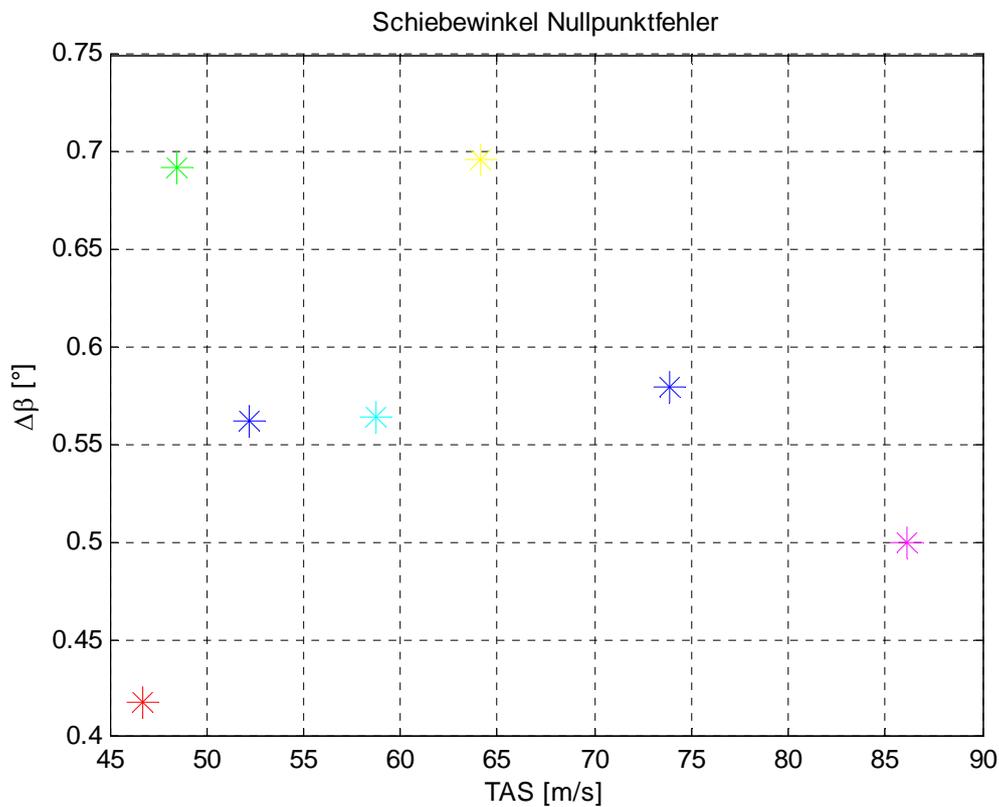


Abbildung 7: Nullpunktfehler des Schiebewinkels nach der Korrektur des Skalierungsfehlers

Es ergibt sich folglich ein Offset von  $0.6^\circ$  für den Schiebewinkel.

Zur Berechnung des Schiebewinkels wird folgende Formel angesetzt:

$$\text{beta}_k = \frac{\text{dp\_beta}}{0,088 \cdot \text{Pstau}} + 0,025 \cdot \text{Pstau} - 0,6 \quad (3.2)$$

## 4 Stau- und Statikdruckkalibrierung

Bei Anströmwinden an der 5-Lochsonde bis ca.  $10^\circ$  entsteht der Fehler in erster Linie durch einen Abfall des statischen Druckes, während der Gesamtdruck annähernd fehlerfrei gemessen wird. Hinzu kommt, dass der statische Druck durch den Rumpf und die Flügel beeinflusst wird. Dies äußert sich durch eine induzierte Geschwindigkeit an der Sonde. Diese wirkt sich ausschließlich auf den statischen Druck aus. Der Gesamtdruck wird hiervon nicht verändert. Somit treten zwei Fehlereinflüsse im Statikdruck und damit mit umgekehrtem Vorzeichen auch im Staudruck auf:

- Sondenfehler durch außermittige Anströmung
- Statikdruckfehler durch induzierte Geschwindigkeit

Der Sondenfehler kann durch hohe Schiebewinkel einfach hervorgerufen werden. Die barometrische Flughöhe weicht hierbei von der (durch GPS und INS gemessenen) geometrischen Flughöhe ab. Diese Differenz in einen Druck umgerechnet, ergibt den Statikdruckfehler bedingt durch Schiebewinkel.

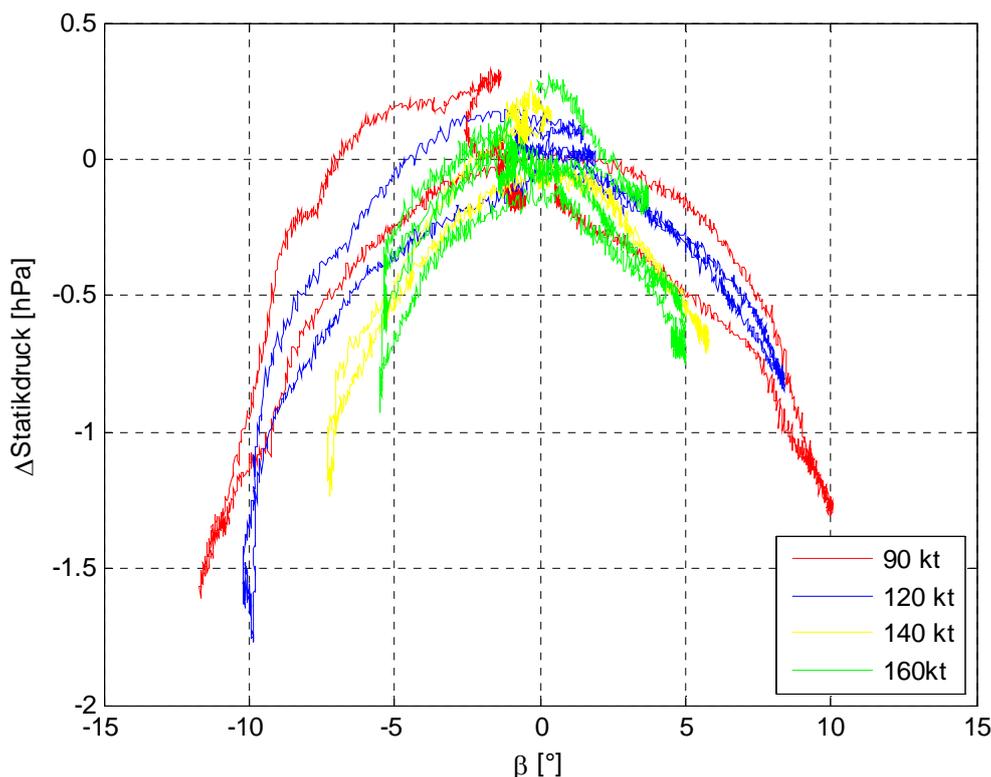


Abbildung 8: Statikdruckfehler dargestellt über Schiebewinkel

Um diesen Effekt zu korrigieren, wird eine dimensionslose Größe eingeführt, die in etwa dem Sondenanströmwinkel entspricht.

$$\text{Sondenwinkel} = \frac{(dp\_alpha^2 + dp\_beta^2)}{P_{\text{stau\_r}}} \quad (4.1)$$

Da die Sonde rotationssymmetrisch ist, wird hierdurch sowohl der Schiebe- als auch Anstellwinkel berücksichtigt.

Durch Einbeziehung dieses Wertes mit entsprechendem Vorfaktor erhält man das nachfolgende Bild.

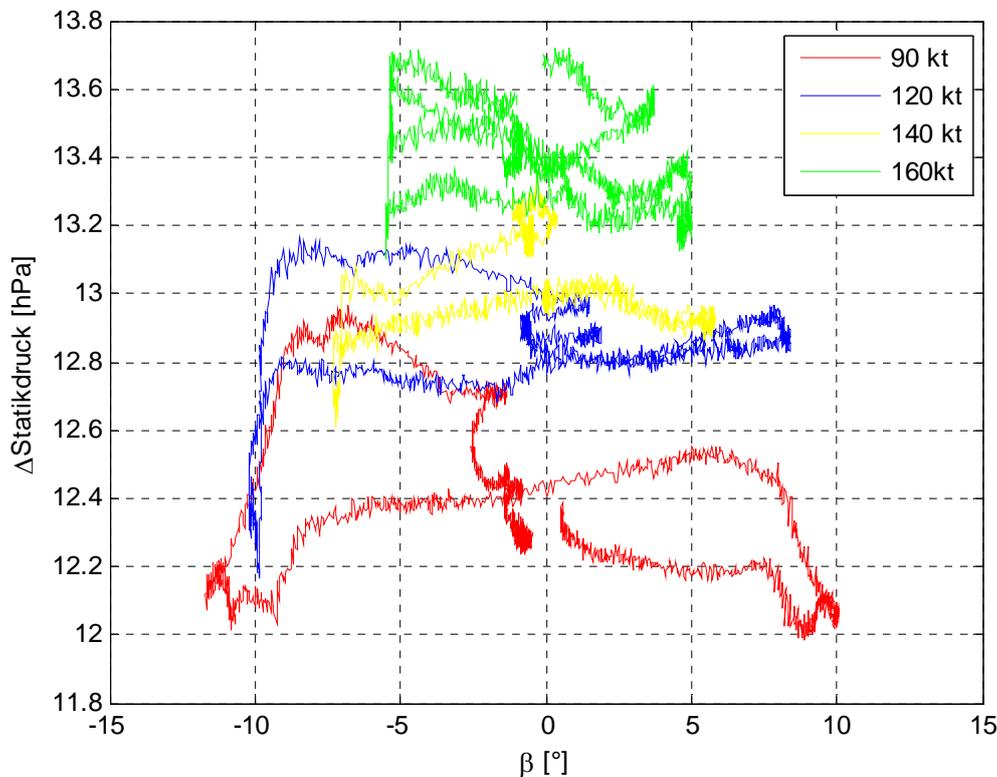


Abbildung 9: Darstellung des Statikdruckfehlers

Es ist deutlich zu erkennen, dass bei einem Winkel von etwa  $9^\circ$  die gewählte Korrekturmethode nicht mehr den auftretenden Fehler kompensieren kann. Dieses wird aber in Kauf genommen, da im praktischen Messbetrieb so hohe Winkel nicht vorkommen.

Die Kalibrierung des geschwindigkeitsabhängigen Fehlers erfolgt durch Windvierecke. Durch das Fliegen in alle vier Himmelsrichtungen mit verschiedenen Geschwindigkeiten lässt sich der atmosphärische Wind bestimmen. Ein Schenkel hat dabei eine Länge von wenigstens 45 Sekunden Flugzeit. Mit Gleichung (3.1) kann auch hier die Referenzgeschwindigkeit bestimmt werden. Die Ausrichtung zum Wind ist dabei nicht von Bedeutung. Das Manöver wird durch folgende Skizze erläutert. Der erste und letzte Schenkel sind dabei identisch. Hierdurch kann eine eventuell auftretende Windänderung während des Viereckfluges leicht erkannt werden. Dann würde ggf. der Datenpunkt außer acht gelassen, was aber bei dieser Auswertung nicht auftrat.

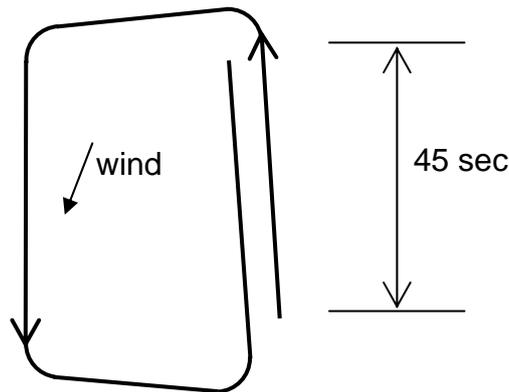


Abbildung 10: Skizze des Windvierecks

Um möglichst konstante Windbedingungen zu bekommen, wurden die Messflüge über der Georgian Bay nordwestlich von Muskoka Airport durchgeführt. Um einen möglichen Vertikalwind möglichst klein zu halten wurden die Messungen in geringer Höhe (ca. 100 m über Wasser) geflogen. Im nachfolgenden Diagramm der Flugweg aller Vierecke aufgetragen.

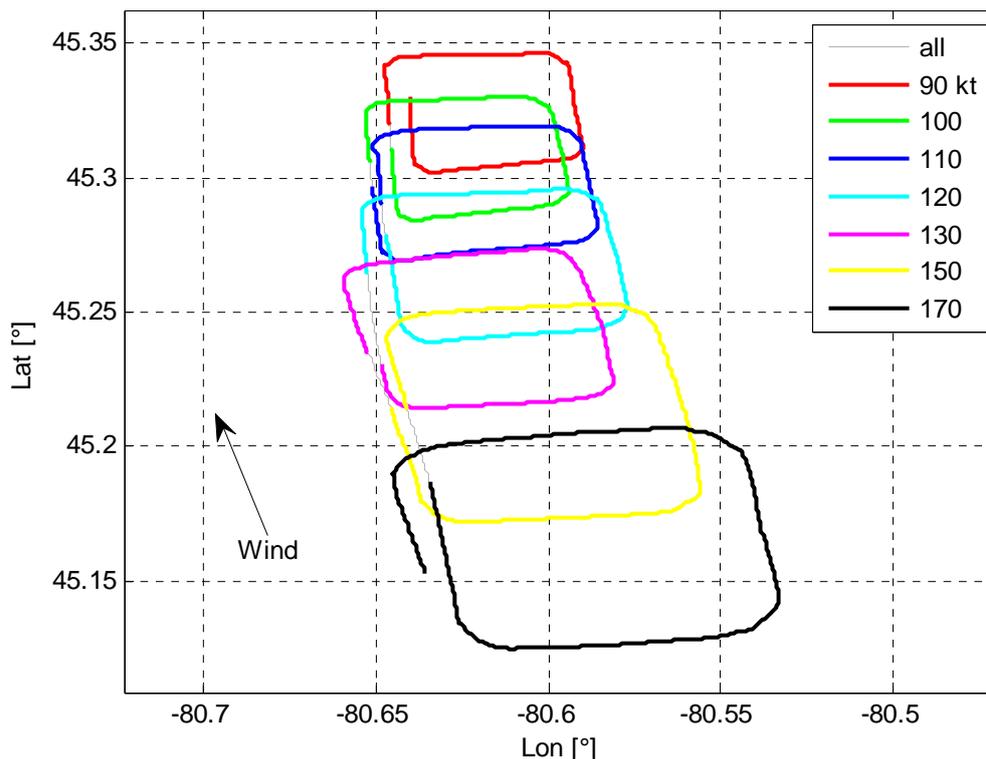


Abbildung 11: Flugweg über Grund für alle Windvierecke des Fluges am 17.03.2008

Jedes Viereck wurde einzeln analysiert und eine Windbestimmung durchgeführt. Als Beispiel ist in Abbildung 12 das Viereck bei einer Fluggeschwindigkeit von 120 Knoten abgebildet. Im Mittleren Diagramm ist der Fahrtmesserfehler schon deutlich zu erkennen, da die Groundspeed (GS) nicht gleichmäßig über bzw. unter der True Airspeed (TAS) liegt.

Im unteren Teil ist die Differenz zwischen GS und TAS über dem Kurs dargestellt. Aus dem Cosinus-förmigen Verlauf lässt sich die Windrichtung und -stärke ablesen.

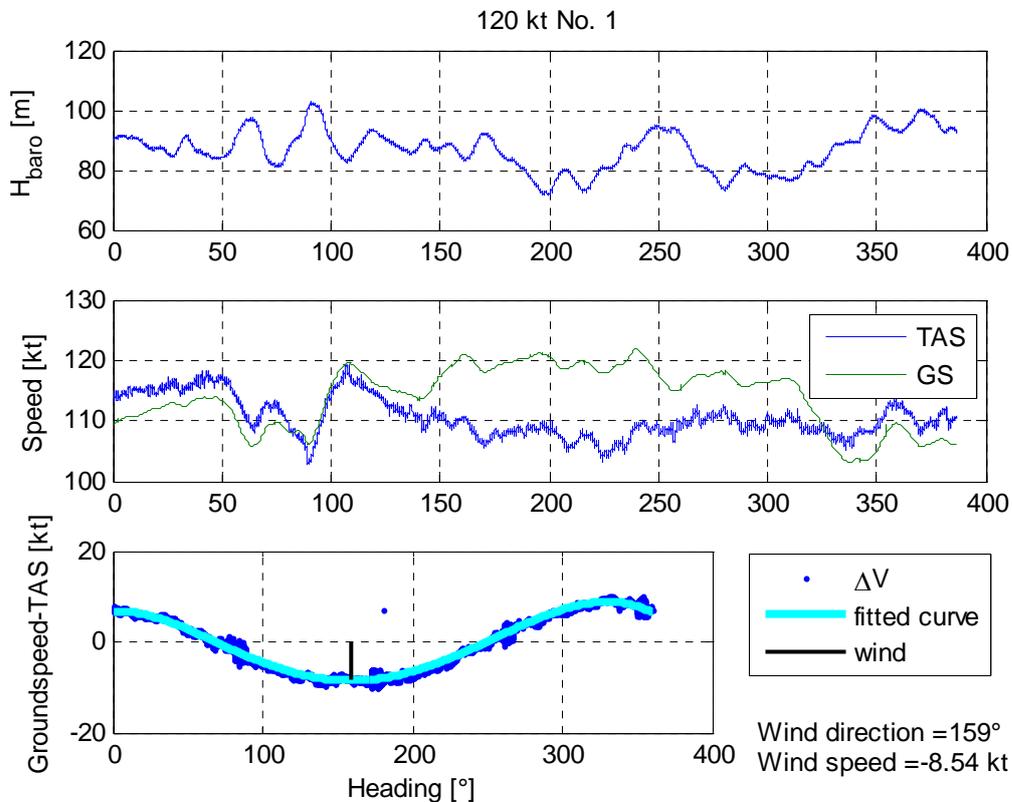


Abbildung 12: Auswertung für das Viereck bei einer Geschwindigkeit von 120 kt

Mit dieser Methode wurde für die einzelnen Geschwindigkeiten der Fahrtmesserfehler bestimmt. Aus dieser Geschwindigkeitsdifferenz, die in Abbildung 13 mit den roten Punkten dargestellt ist, wurde eine Druckdifferenz für den Stau- und Statikdruck berechnet. Zusätzlich zum Sondenwinkel aus Gleichung (4.1) wurde jeweils ein Linearfaktor und ein Offset für die beiden Drücke berechnet. Mit diesen Korrekturen ergibt die Berechnung der  $TAS_k$  die in Abbildung 13 blau dargestellten Punkte.

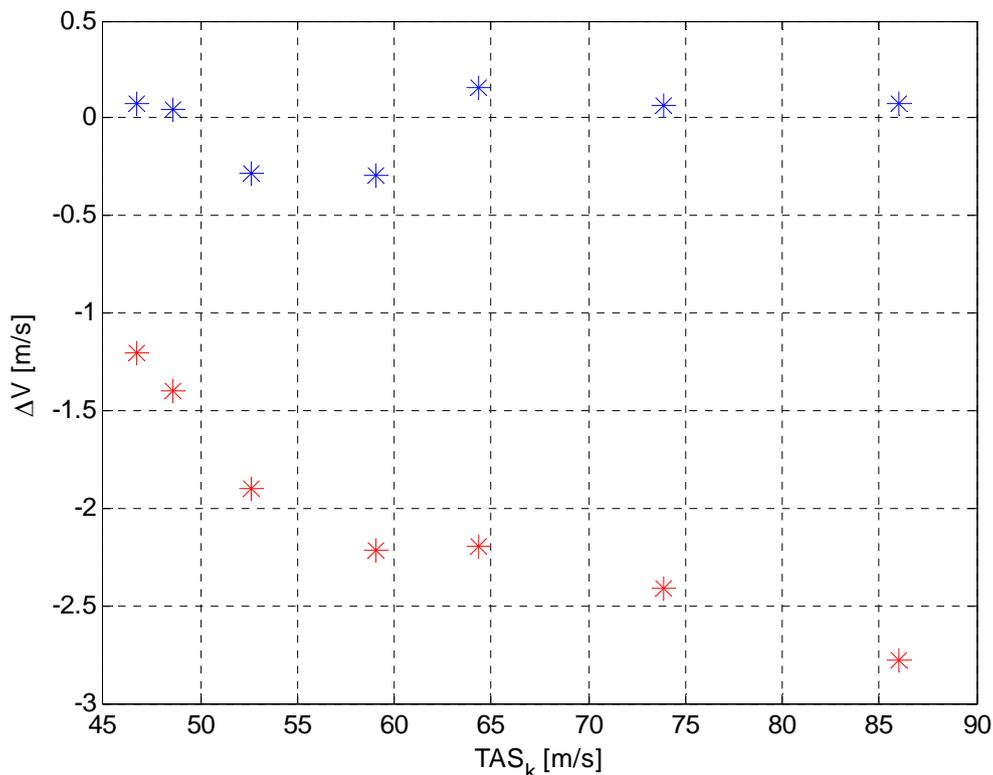


Abbildung 13: Geschwindigkeitsfehler bei verschiedenen kalibrierten und unkalibrierten Geschwindigkeiten

Die Wirkungsweise der Geschwindigkeitskalibrierung lässt sich am einfachsten am berechneten Wind verdeutlichen. Während des Viereckfluges darf sich für ein gut kalibriertes System keine richtungsabhängige Änderung des berechneten Windes ergeben. Für die Windstärke und -richtung ist diese Richtungsabhängigkeit für das unkalibrierte System (mit roten Punkten dargestellt) in Abbildung 14 deutlich erkennbar. Das korrigierte System (durch blaue Punkte dargestellt) zeigt hier über den ganzen Winkelbereich einen nahezu konstanten Mittelwert. Durch die fehlerhafte Anstellwinkelkalibrierung ergibt sich für den Vertikalwind ein Mittelwertfehler von ca. 1,5 m/s, was im unteren Teil des Diagramms zu sehen ist. Die vertikalen „Linien“ bei 85, 170, 260 und 350° entstehen durch die längere Flugzeit auf diesen Kursen und zeigen die ganze Streuung des Windes bei diesem jeweiligen Kurs.

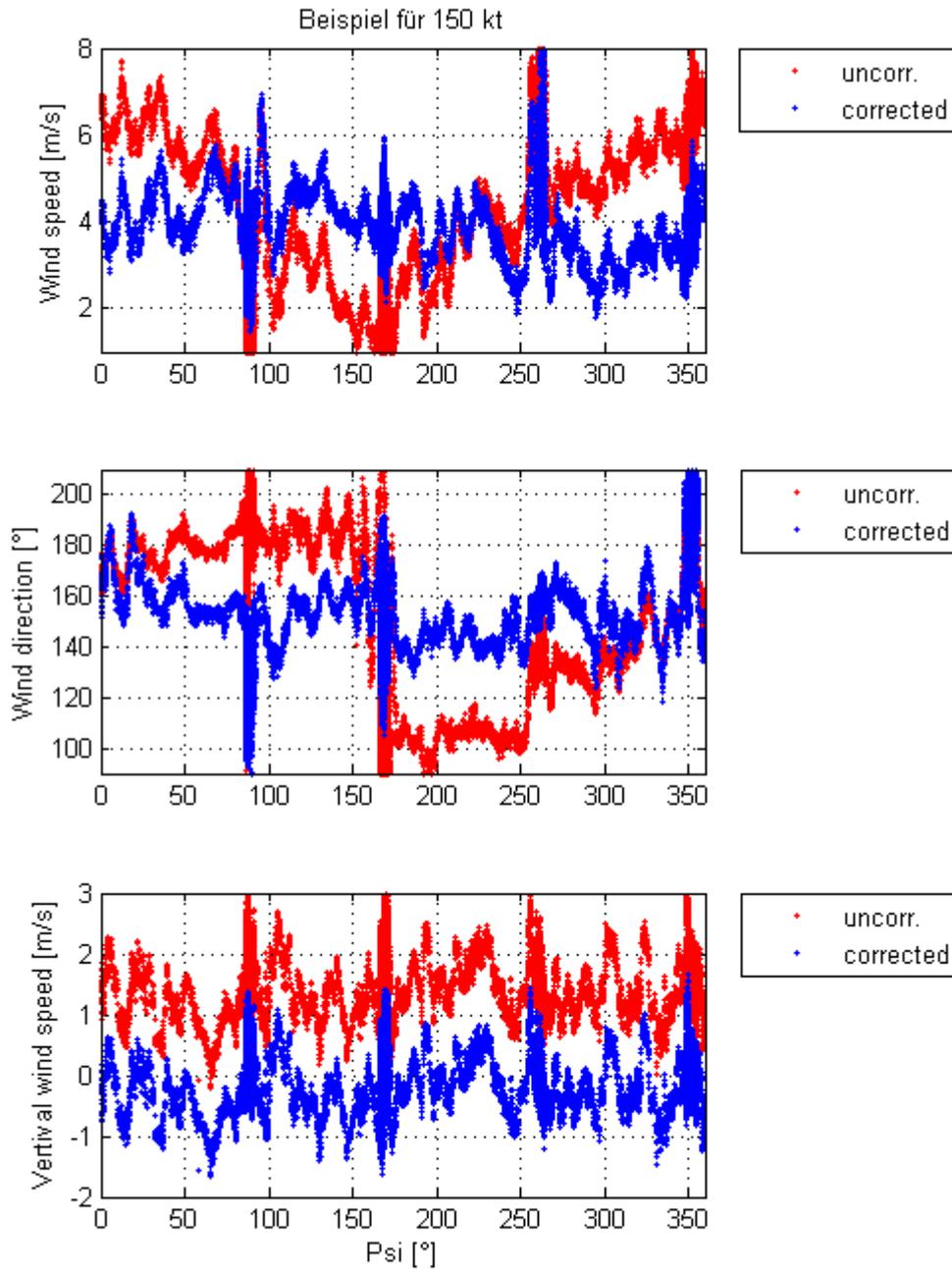


Abbildung 14: Wirkungsweise der Kalibrierung an der Berechnung des Windes dargestellt

## 5 Weitere Korrekturen

### 5.1 Einfluss der Winkelgeschwindigkeiten

Eine Nick- oder Giergeschwindigkeit bewirkt über den Hebelarm der 5-Lochsonde an der Spitze des Messkopfes zum Schwerpunkt des Flugzeuges einen Zusatzwinkel. Dieser wird aber durch die 5-Lochsonde gemessen und somit bei der Windberechnung bereits berücksichtigt. Um diesen und anderen Einflüsse zu verifizieren, wurden bei den Testflügen Manöver durchgeführt, bei denen insbesondere um die Hochachse vergleichsweise große Drehraten auftraten. Die Winkelgeschwindigkeiten erreichten hierbei Werte bis zu 20 °/s. Aber selbst bei diesen hoch dynamischen Manövern konnte keine sinnvolle Korrelation zwischen Drehraten und dem berechneten Windvektor gefunden werden. Hier auftretende Abweichungen könnten auf die Drehbeschleunigung zurück geführt werden. Diese wird aber nicht gemessen und kann auch online nicht mit der benötigten Dynamik sinnvoll berechnet werden. Da die Messflüge ohnehin mit geringer Dynamik in quasistationären Flugzuständen durchgeführt werden, wird der Einfluss der Winkelgeschwindigkeiten vernachlässigt. Ein weiteres Problem ist der je nach Manöver unterschiedliche wirksame Hebelarm, der kaum mit vertretbarem Aufwand modellierbar ist.

Der Einfluss auf die gemessene Fluggeschwindigkeit bzw. den Statikdruck wird hier durch die Formel 4.1 für den „Sondenwinkel“ berücksichtigt.

### 5.2 Schubeinfluss

Während Steig- und Sinkflügen weicht der Schub der Triebwerke vom stationären Geradeausflug ab. Dadurch wird die gemessene Fluggeschwindigkeit beeinflusst. Um diesen Effekt zu quantifizieren, wurden zwei verschiedene Manöver geflogen. Zum einen wurde mit verschiedenen Fluggeschwindigkeiten ein Steig bzw. Sinkflug über 1000 m Höhendifferenz geflogen. Zum anderen wurde im Horizontalflug der Schub sprunghaft verändert und um ca. +/- 10 kt beschleunigt bzw. verzögert.

Aus den Vierecksflügen konnte für stationäre Flüge die Längsbeschleunigung in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit ermittelt werden. Dies ist bedingt durch die unterschiedliche Längsneigung.

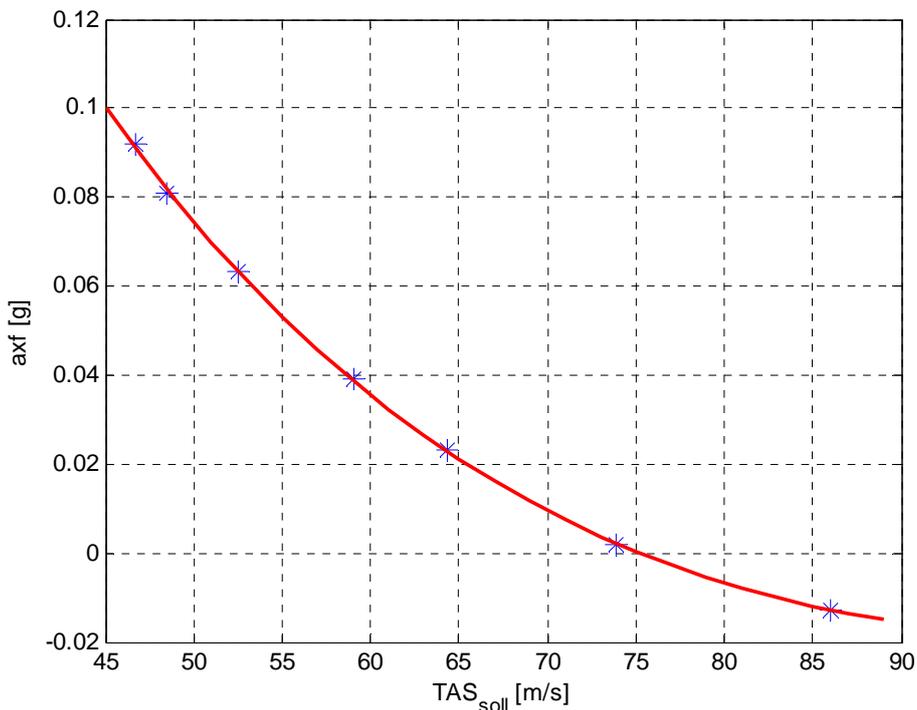


Abbildung 15: Längsbeschleunigung bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten

Ausgehend von diesen Mittelwerten wurde bei Geschwindigkeiten von 100 und 130 kt die Geschwindigkeitsabweichung über der Längsbeschleunigung aufgetragen.

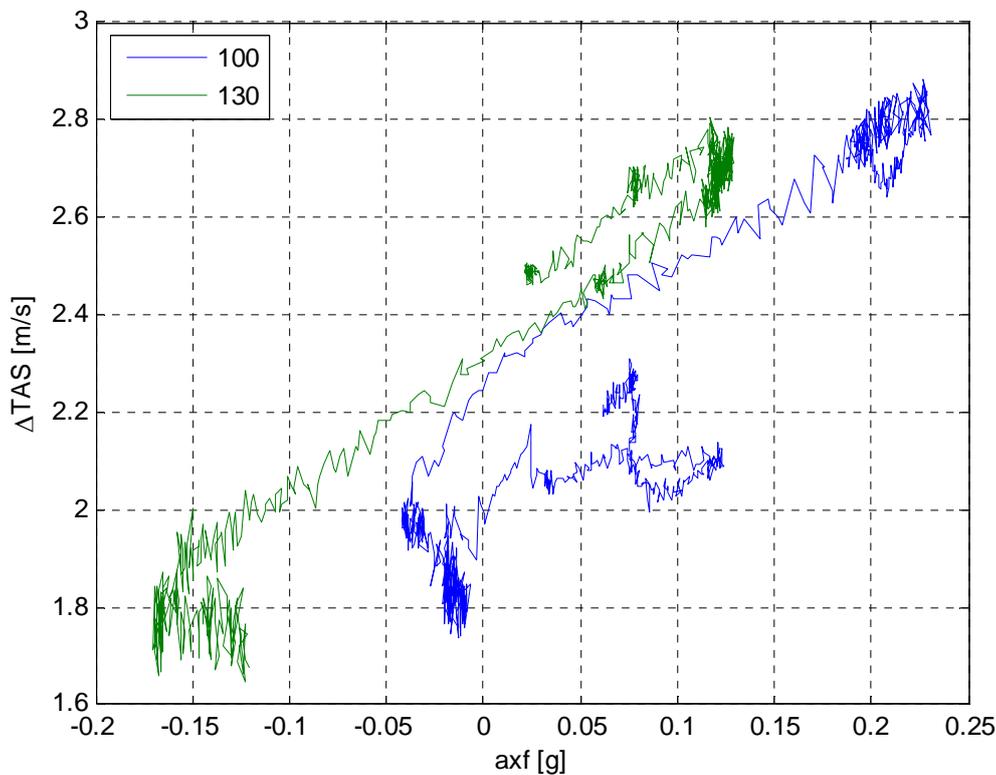


Abbildung 16: Geschwindigkeitsfehler in Abhängigkeit der Längsbeschleunigung

Hieraus ergibt sich eine Steigung von etwa  $3,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}/\text{g}$ . Die Abweichung zwischen gemessener und mittlerer Längsbeschleunigung kann nun zur Korrektur genutzt werden.

Die Korrekturfunktion, die von der berechneten TAS subtrahiert werden muss, lautet somit:

$$\Delta \text{TAS} = 3,1 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot \left( \text{axf} - (k_3 \cdot \text{TAS}^3 + k_2 \cdot \text{TAS}^2 + k_1 \cdot \text{TAS} + k_0) \right) \quad (5.1)$$

mit

$$k_3 = -0.000000512$$

$$k_2 = 0.0001575$$

$$k_1 = -0.01658$$

$$k_0 = 0.57396$$

Bei diesem extremen Manöver ergab sich hierdurch ein Korrekturwert von etwa  $0,3 \text{ m/s}$  für den Wind (wenn die Schubänderung in Windrichtung geflogen wird).

Bei den durchgeführten Steig- und Sinkflügen konnte dieser Effekt nicht in den Daten erkannt werden, da die Streuung hier erheblich größer war. Auch eine Interpolation des Windvektors zwischen der minimalen und maximalen Flughöhe, in denen der Windvektor durch Kreisflüge bestimmt wurde, war nicht sinnvoll machbar, was in Abbildung 17 zu sehen ist.

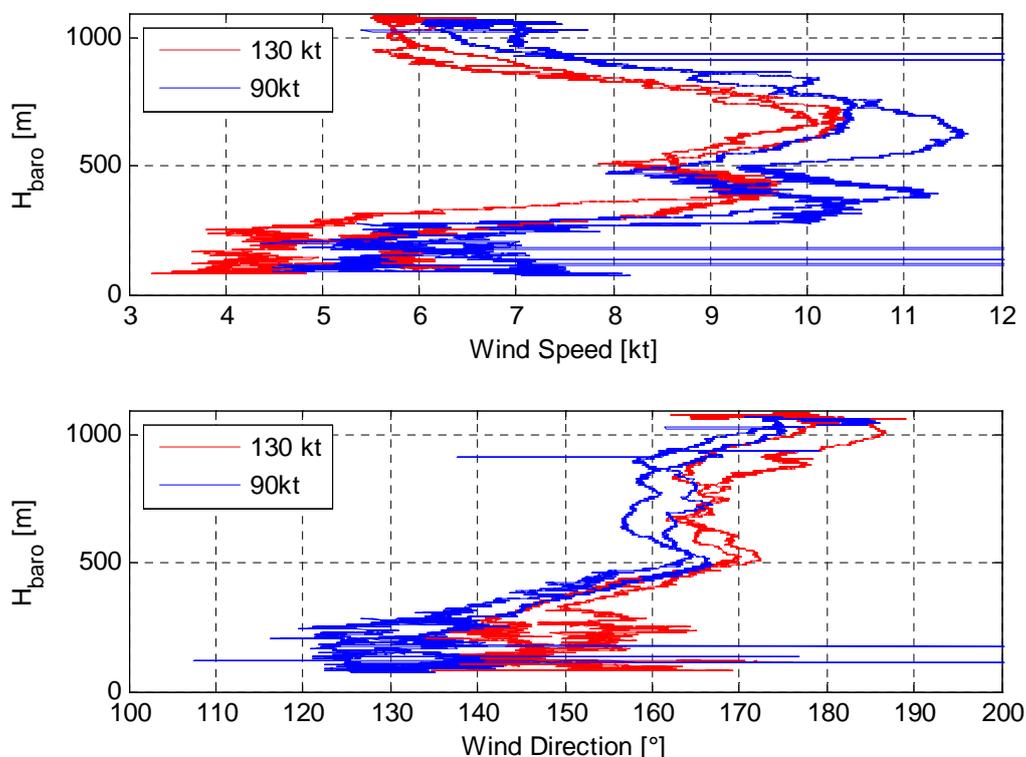


Abbildung 17: Höhenverlauf für Windrichtung und -stärke

Auch der durch den Schubsprung hervorgerufene Geschwindigkeitsfehler ist beim Übergang von Horizontal zum Steigflug im berechneten Wind nicht erkennbar, was in folgender Abbildung dargestellt ist. Bei Messflügen ist der Übergang erheblich sanfter als bei dem Manöver mit maximal möglichem Schubsprung im Horizontalflug.

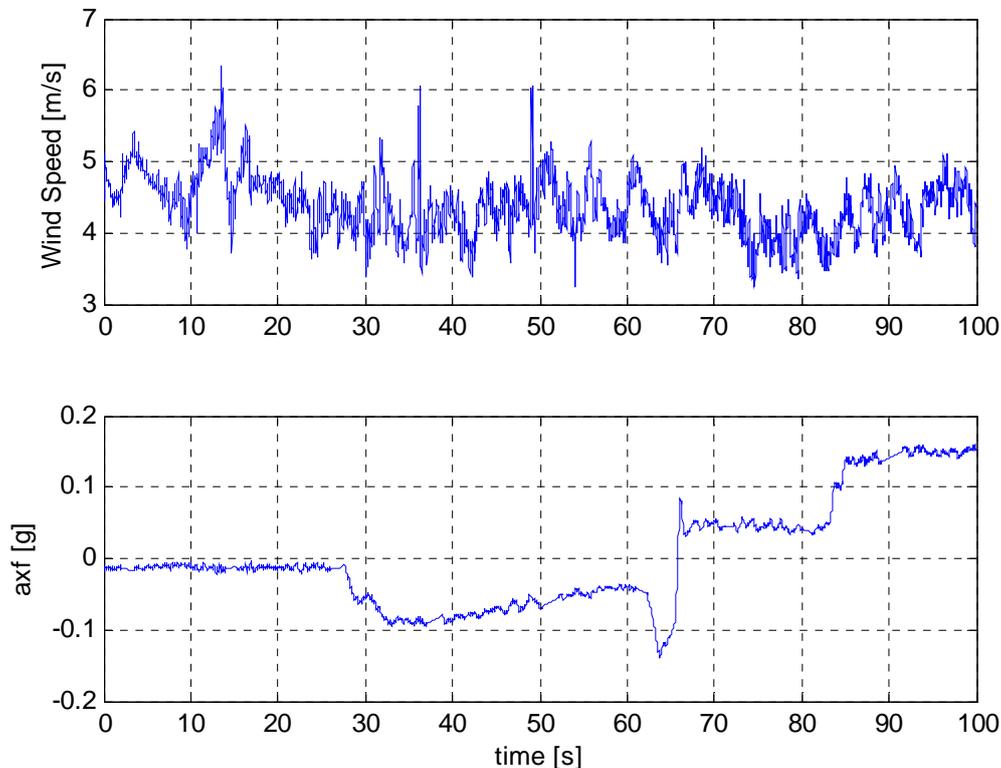


Abbildung 18: Windgeschwindigkeit und Längsbeschleunigung im Vergleich

Die mittlere Längsbeschleunigung ist abhängig von der Masse des Flugzeuges, was allerdings nicht mit einfachen Mitteln berücksichtigt werden kann. Somit birgt diese Korrektur eine zusätzliche Unsicherheit. In jedem Fall wäre eine direkte Schubmessung an dieser Stelle sinnvoller.

Da die Effekte durch Schubänderung insgesamt klein sind und eine direkte Messung des Schubes nicht vorhanden ist, wird empfohlen, diese Korrektur nicht für die Windmessung zu nutzen. Die Messung von Turbulenz ist hierdurch ohnehin nicht in der Genauigkeit beeinträchtigt.

## 6 Korrekturformeln

Mit der oben beschriebenen Auswertung ergeben sich folgende Formeln für die Korrektur der Sondenfehler und die Berechnung von Schiebe- und Anstellwinkel, sowie korrigiertem Statik- und Staudruck.

Die Formeln sind in einer Form aufgeführt, die einfach in C++ Code übernommen werden kann. Kommentare sind dabei in Grün dargestellt. Die Bezeichnung der Akronyme ist in Anlehnung an den von der Firma Optimare erstellten Code.

```
//Konstanten:
g          = 9.80665;    % [m/s^2] Erdbeschleunigung
Cp0        = 1004.0;    % [J/kg K] Waermekapazitaet der Luft
dTdH       = 0.0065;    % [K/m] ISA-Temperaturgradient
RLuft      = 287.05287; % [J/kgK] Gaskonstante
P0         = 1013.25;   % [hPa] ISA-Luftdruck
T0         = 288.15;    % [K] ISA-Temperatur

//Koeffizienten für die Formeln:
k_probe    = 0.0833;    // Skalierungskoeffizient für Sondenwinkel

k1_alpha   = 0.087;    // Skalierungsfaktor für alpha
k0_alpha   = -1.15;    // Offset für alpha

k1_beta    = 0.088;    // Skalierungsfaktor für Beta
k0_beta    = -0.6;     // Offset für Beta
k2_beta    = 0.025;    // Staudruckabhängigkeit Beta

k1_stau    = 1.063;    // Skalierungsfaktor Staudruck
k0_stau    = 0.27;    // Offset Staudruck

k1_stat    = 1.0 - k1_stau; // Skalierungsfaktor Statikdruck
k0_stat    = -k0_stau;    // Offset Statikdruck

k3         = -0.000000512; //Koeffizienten für Schubkorrektur
k2         = 0.0001575;
k1         = -0.01658;
k0         = 0.57396;

//Berechnung der korrigierten Drücke und Winkel
alpha = dp_alpha / Pstau_r / k1_alpha + k0_alpha;
beta  = dp_beta / Pstau_r / k1_beta + k2_beta * Pstau_r + k0_beta;

probe_angle = (pow(dp_alpha,2.0) + pow(dp_beta,2.0))/Pstau_r *
k_probe;

qcMP = k1_stau * Pstau_r + k0_stau - probe_angle;
psMP = Pstat_r + k1_stat * Pstau_r + k0_stat + probe_angle;
```

```
//Berechnung der Höhen und der Wahren Fluggeschwindigkeit
Hbaro = (pow((psMP_k/P0), (-RLuft*dTdH/g)) - 1)*T0/dTdH;
TAS = sqrt(2.0 * Cp0 * Ttotal *
           (1.0-pow((psMP/(psMP + qcMP)) , (RLuft / Cp0)))));
```

ggf. kann zusätzlich Formel für TAS\_k mit Berücksichtigung des Schubeinflusses zur Berechnung der True Airspeed verwendet werden:

```
TAS_k = TAS-3.1*(INS_axf-(k3*pow(TAS,3.0)+ k2*pow(TAS,2.0)+k1 *
TAS+k0));
```

Es wird empfohlen, die Berechnung von alpha, beta und probe\_angle erst ab einem Staudruck von 5 hPa durchzuführen und die betreffenden Größen für kleinere Staudrücke auf null zu setzen. Dieser Druck entspricht einer Anströmgeschwindigkeit von etwa 28 m/s oder 55 kt, bei der die Polar 5 noch nicht fliegen kann.

Als Eingangsgrößen für diese Formeln werden die Drücke dp\_alpha, dp\_beta, Pstau\_r und Pstat\_r sowie die Ttotal genutzt. Sensorfehler sind in dieser Auswertung nicht berücksichtigt. Die Kalibrierfaktoren für die Sensoren selbst müssen an anderer Stelle berücksichtigt werden.