

VERGLEICH VON VERFAHREN ZUR KALIBRIERUNG VON STAU-/STATIKDRUCKSYSTEMEN

Theo Hankers, Institut für Flugführung, Technische Universität Braunschweig

Zusammenfassung

Im Rahmen einer sechsmonatigen Studienarbeit wurden verschiedene Verfahren zur Kalibrierung von Stau- und Statikdrucksystemen in Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt untersucht. Basierend auf theoretischen Annahmen wurde ein Forschungsflugzeug des Instituts für Flugführung mit unterschiedlichen Luftdatensensoren ausgerüstet. Diese Sonden wurden untereinander sowie mit verschiedenen Flugverfahren in Bezug auf die jeweilige Eignung zur Kalibrierung verglichen. Dabei wurde u.a. eine hohe Genaugigkeit und Fehlerunabhängigkeit der Kombination aus 5-Loch Sonde und Windfahnen ermittelt, sowie des als "Messwerkverfahren" betitelten Flugverfahrens.

1 EINLEITUNG

Luftfahrzeuge sind zur Bestimmung der Flughöhe und -geschwindigkeit auf Statik- (p) und Stau- (q) bzw. Gesamtdruckmessungen (p_t) angewiesen. Die Kalibrierung der entsprechenden Fahrt- und Höhenmesseranzeigen eines Luftfahrzeugs sind für eine genaue Anzeige und einen sicheren Betrieb unerlässlich. Darüber hinaus ist eine Kalibrierung der Instrumente in den entsprechenden Zulassungsvorschriften FAR 23 der FAA bzw. in den CS 23 der EASA, Abschnitt 23.1323 (Fahrtmesser) und 23.1325 (Höhenmesser), vorgeschrieben. Diese Paragraphen definieren die durch die Kalibrierung nachzuweisende Genaugkeit der entsprechenden Fluginstrumente.

2 THEORETISCHE GRUNDLAGEN

Die betrachteten Luftdatensysteme beruhen auf pneumatischen Messungen, teilweise unter zusätzlicher Verwendung der gemessenen Lufttemperatur. Den Betrachtungen liegt die Annahme der Atmopshäre als ideales Gas, beschreibbar über Druck p , Dichte ρ , Temperatur T sowie Gaskonstante R , zu Grunde:

$$(1) \quad p = \rho \cdot R \cdot T$$

In Zusammenhang mit dem hydrostatischen Grundgesetz

$$(2) \quad dp = -g \cdot \rho dz$$

und dem Temperaturgradienten dT/dH sowie den entsprechenden Werten der Standardatmosphäre (Index n , siehe [1]) ergibt sich durch Umstellung letztendlich die barometrische Höhenformel:

$$(3) \quad H = \left(\left(\frac{p}{p_n} \right)^{\frac{dT/dH \cdot R}{-g_n}} - 1 \right) \cdot \frac{T_n}{dT/dH} + H_0$$

¹Index c : kompressibel

Index f : fehlerbehaftet

²In dieser Arbeit wurde jeglicher Einfluss, der zu einer Abweichung zwischen angezeigter und wahrer Fluggeschwindigkeit führt, als Fehler bezeichnet.

Diese bildet die Grundlage für die Höhenmessung auf Basis des statischen Drucks.

Für die Berechnung der wahren Fluggeschwindigkeit V_{TAS} über den wahren Staudruck q und die Luftdichte ρ gilt weiterhin allgemein folgende Formel:

$$(4) \quad V_{TAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}}$$

Wobei sich der Staudruck allgemein als Differenz aus Gesamtdruck p_t und Statikdruck p zu

$$(5) \quad q = p_t - p$$

ergibt. In Realität ist sowohl die Messung des Statikdrucks als auch die Messung des Gesamtdrucks fehlerbehaftet, so dass auch der gemessene Staudruck $q_{c,f}$ ¹ Fehlern unterlegen ist. Dieser wird in dieser Arbeit daher als Auftreffdruck bezeichnet. Basierend auf einer zugrunde gelegten konstanten Dichte ρ_n , führt dieser zu der Basisfluggeschwindigkeit, die, abzüglich der instrumentenin-härenten Fehler, auf dem Fahrtmesser angezeigt wird.

$$(6) \quad V_{BAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot q_{c,f}}{\rho_n} \cdot f_n}$$

Dabei ist durch den Faktor f_n eine Kompressibilitätskorrektur notwendig, welche jedoch nicht Teil der direkten Kalibrierung ist. Diese Korrektur wird als Teil des Fahrtmessers durch eine entsprechende Skalenteilung, bzw. Mechanik realisiert, muss jedoch bei direkter Messung des Gesamt- oder Staudrucks separat korrigiert werden.

2.1 Messfehler

Die Messung des Gesamt- und Statikdrucks am Flugzeug unterliegt einer Reihe von Fehlern², die entweder von der Atmosphäre, oder der Kombination aus Sonde und Flugzeug abhängen. Da die Geschwindigkeitsmessung sowohl

von der Statik- als auch der Gesamtdruckmessung abhängt, diente diese als Grundlage der hier betrachteten Fehler und Kalibrierungsverfahren. Folgende Fehler verändern die gemessene Geschwindigkeit (vgl. BILD 1):

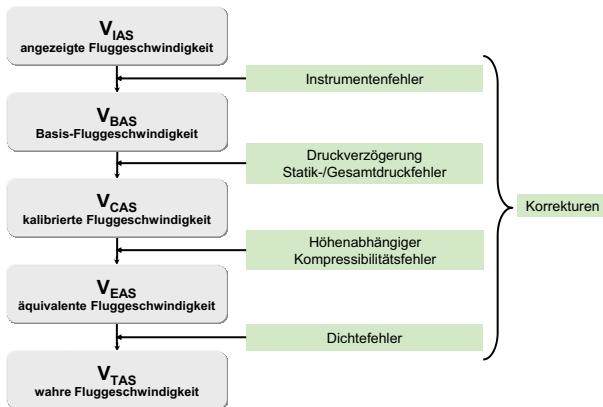


BILD 1: Notwendige Geschwindigkeitskorrekturen, nach [2]

Instrumenteninhärente Fehler ($V_{IAS} \rightarrow V_{BAS}$)

entstehen durch den Aufbau des Instruments und die Skalenaufteilung. Korrekturtabellen ermöglichen die Umrechnung der angezeigten Fluggeschwindigkeit zur Basisfluggeschwindigkeit. Die Basisfluggeschwindigkeit ist die aus dem gemessenen Auftreffdruck bestimmte Fluggeschwindigkeit.

Druckfehler ($V_{BAS} \rightarrow V_{CAS}$)

stellen die eigentliche Fahrtmesserkalibrierung dar. Die fehlerhafte Messung von Gesamt- und Statikdruck ist zurückzuführen auf:

- Druckverzögerung
- Positionsfehler
- Sondenfehler
- Schiefe Anströmung (Beispiel siehe BILD 2)

Fehler durch Kompressibilität ($V_{CAS} \rightarrow V_{EAS}$)

sind auf die Verdichtung der Luft beim Auftreffen auf die Sonde zurückzuführen. Die veränderte Kompressibilität der Luft mit der Höhe wird hier berücksichtigt.

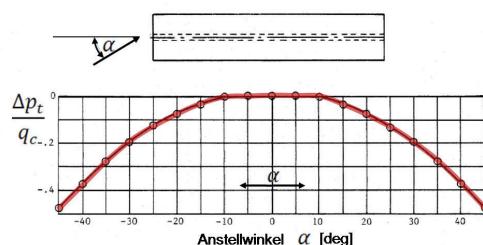


BILD 2: Gesamtdruckfehler durch schiefe Anströmung

Fehler durch Dichteänderung ($V_{EAS} \rightarrow V_{TAS}$)

stellen die größte Abweichung zwischen wahrer und angezeigter Fluggeschwindigkeit dar, da die angezeigte Fluggeschwindigkeit von einer konstanten Dichte nach Normatmosphäre ausgeht und diese sich mit der Höhe stark ändert. Die Korrektur erfolgt in der Form

$$(7) \quad V_{TAS} = V_{EAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho_n}{\rho}}$$

Die eigentliche Fahrtmesserkalibrierung stellt dabei die Korrektur zwischen der Basisfluggeschwindigkeit V_{BAS} und der kalibrierten Fluggeschwindigkeit V_{CAS} dar. Hierzu werden die oben genannten Fehler mit Ausnahme der Druckverzögerung untersucht. Da die Versuche quasistationär, also mit geringer zeitlicher Änderung der Geschwindigkeit, durchgeführt wurden ist die Vernachlässigung der Druckverzögerung zulässig (siehe [3]).

2.2 Kalibrierung

Zur Bestimmung der einzelnen Fehler wurden verschiedene Sonden und Verfahren betrachtet, welche nachfolgend aufgelistet sind. Um möglichst viele Sondenparameter vergleichen zu können, wurde die 5-Loch Sonde mit Windfahnen kombiniert. Diese Kombination wird im Folgenden als Messkopf bezeichnet.

Untersuchte Sonden:

- Fluglog
- Messkopf mit 5-Loch Sonde/Windfahnen
- Bordsystem (Cessna Stau-/Statikdrucksystem)

Referenzsonden:

- Kiel'sche Sonde
- Schleppsonde

Untersuchte Verfahren:

- Vierecksflug
- "Messwerkverfahren"

Das Fluglog wurde am linken, der Messkopf am rechten Flügelmast angebracht. Dabei diente die Kiel'sche Sonde als anerkannte Gesamtdruckreferenz hoher Genauigkeit, sowie die Schleppsonde als äquivalente Statikdruckreferenz (siehe [3]).

Die untersuchten Flugverfahren basieren auf dem vektoriellen Zusammenhang zwischen wahrer Fluggeschwindigkeit V_{TAS} und Bahngeschwindigkeit V_k sowie Windgeschwindigkeit V_w (siehe [4]):

$$(8) \quad V_{TAS} = V_k - V_w$$

Der Vierecksflug stellt eine einfache Flugverfahren zur Bestimmung des Fahrtmesserfehlers dar, während das "Messwerkverfahren" auf die Verwendung von präziser

Messtechnik ausgerichtet ist. Der Ablauf des "Messwerkverfahrens" ist in BILD 3 dargestellt.

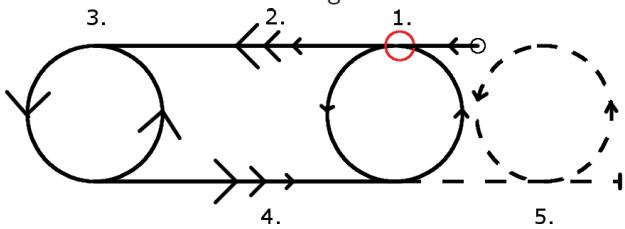


BILD 3: Ablauf des "Messwerkverfahrens"

Hierbei dient die Betrachtung der Differenz aus Fluggeschwindigkeit und Bahngeschwindigkeit in Flugrichtung über den Verlauf von Kreisflügen bei unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten der Bestimmung der Windgeschwindigkeit. Dabei wird über die Dauer des Verfahrens von konstanten Windverhältnissen und quasistationären Vorgängen ausgegangen, weshalb das Verfahren auf eine Durchführung in konstanter Höhe ausgelegt ist.

Über den Verlauf der Geradeausfluganteile wird die eigentliche Kalibrierung für einen großen Geschwindigkeitsbereich durchgeführt. Durch den Vergleich der Beschleunigungs- bzw. Verzögerungsstrecken auf Gegenkurs, lassen sich eventuelle Fehlereinflüsse durch Hystereseffekte minimieren. Die darüber ermittelte "wahre Sollfluggeschwindigkeit" kann nach den Zusammenhängen in Abschnitt 2.1 in einen Sollauftreffdruck q_c umgerechnet und dieser mit den Sondenmessungen verglichen werden.

3 DURCHFÜHRUNG DER MESSFLÜGE

Die Planung der Messflüge umfasste die Aufstellung der zu messenden Größen, die Auswahl der dazu benötigten Messsensorik an Hand der zu erwartenden Messbereiche, sowie die Planung der Versuchsflüge und Kalibrierung der Druck- und Winkelsensoren.

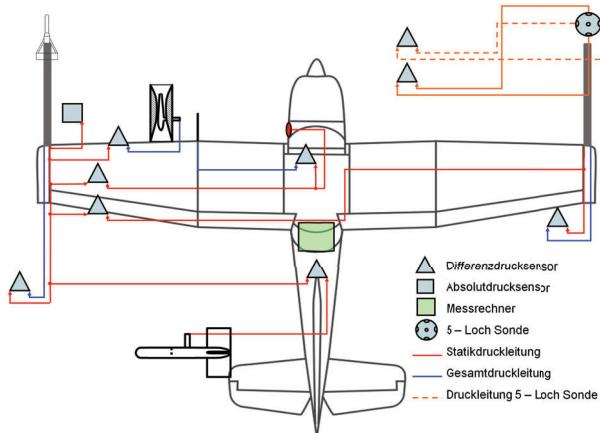


BILD 4: Verteilung der Drucksensoren

Anhand der zu messenden Größen und der zu untersuchenden Sonden wurden die generellen Anforderungen

³Global Navigation Satellite System - Satellitennavigationssystem

an die Drucksensoren, sowie die Verteilung der Druckleitungen im Flugzeug festgelegt (siehe BILD 4).

Zur genauen Bestimmung der benötigten Drucksensoren wurden die zu erwartenden Messdrücke durch flugmechanische Näherungen auf Basis der geplanten Flugabfolgen und Manöver abgeschätzt (siehe [5]).

Die Versuche wurden in drei verschiedenen Höhenstufen (2000ft, 4000ft, 6000ft) durchgeführt und Horizontalflüge mit verschiedenen Schiebe- und Anstellwinkeln, sowie die Flugverfahren in unterschiedlichen Kombinationen durchgeführt. Weiterhin wurden die Einflüsse eventueller Abweichungen von den Verfahren untersucht.

4 AUSWERTUNG DER MESSDATEN

Zur Auswertung wurden zunächst die Sonden untereinander und mit den Referenzsonden unter Verwendung der Software MatLab verglichen.

4.1 Referenzmessungen

Eine erste Betrachtung der Statikdruckmessung der Schleppsonde zeigte große Fehler für Fluggeschwindigkeiten $V_{BAS} > 95\text{kn}$. Aufgrund dieser Empfindlichkeit der Schleppsonde bei hohen Geschwindigkeiten, wurde die GNSS-Höhe³ unter Verwendung von Höhenstufen und der barometrischen Höhenformel (siehe Glg. 3) in einen äquivalenten Statikdruck umgerechnet und dieser als Referenzstatikdruck für die Messungen verwendet. Dazu wurden die unterschiedlichen Bezugshöhen bzw. -drücke durch eine Anpassung der Höhenabweichung H_0 für das jeweils betrachtete Höhenband korrigiert. Die Genauigkeit des äquivalenten Statikdrucks auf Basis der GNSS-Höhenmessung wurde durch Vergleich mit auswertbaren Daten der Schleppsonde im unteren Geschwindigkeitsbereich bestätigt (siehe BILD 5).

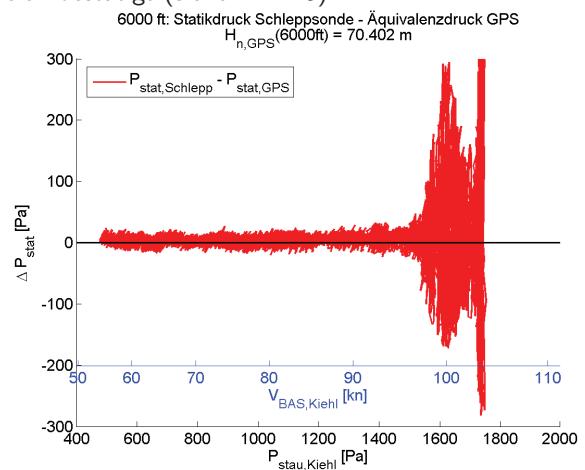


BILD 5: Statikdruck Schleppsonde - GNSS-Statikdruck

Größere Abweichungen von der jeweils untersuchten Flughöhe können jedoch in Abhängigkeit der Atmosphä-

renschichtung zu Fehlern führen, da die angepasste Bezugshöhe H_0 nur für das jeweilige Höhenband gültig ist.

4.2 Ermittelte Korrekturfunktionen

Sowohl für das Fluglog als auch den Messkopf wurden folgende Zusammenhänge untersucht und die entsprechenden Korrekturfunktionen der Fehler gefunden.

Statikdruck:

- Korrektur des Anströmwinkelfehlers:

$$(9) \quad \Delta p_{stat,\Omega} = const \cdot \Omega_i^2$$

(nur Messkopf)

- Korrektur der Staudruckabhängigkeit:

$$(10) \quad \Delta p_{stat,q} = -const \cdot p_{stau}$$

Gesamtdruck:

- Korrektur des Anströmwinkelfehlers:

$$(11) \quad \Delta p_{ges} = const \cdot \Omega_i^4$$

(nur Messkopf)

Dabei wurde der Anströmwinkel Ω_i als vektorielle Addition der lokalen Anstell- und Schiebewinkel auf die Längsachse der jeweiligen Sonde bezogen. Da durchgehend positive Anstellwinkel gemessen wurden, konnte eine Unterscheidung der seitlichen Anströmrichtung durch das Vorzeichen des Schiebewinkels erfolgen.

4.3 Korrektur der Statikdruckmessungen

BILD 6 zeigt den Verlauf der Statikdruckmessung des Messkopfes über dem Anströmwinkel sowie die ermittelte quadratische Ausgleichsfunktion.

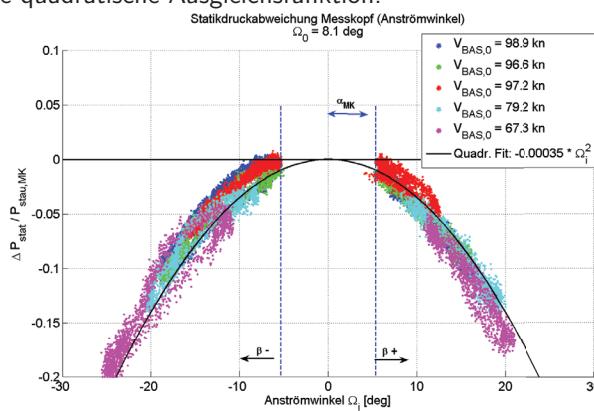


BILD 6: Statikdruckfehler Messkopf bei schiefer Anströmung

Für die staudruckabhängigen Fehler in der Statikdruckmessung von Fluglog und Messkopf wurde aufgrund der Flügelmaßen angenommen, dass ein reiner Sondenfehler

ohne Positionsfehler vorliegt, der linear mit dem Staudruck zusammenhängt (siehe [6]). Weitere Betrachtungen bestätigten den linearen Zusammenhang sowie die Annahme, dass kein Positionsfehler vorlag, bzw. dieser mit dem Sondenfehler überlagert war. BILD 7 zeigt die Korrektur des Anströmwinkelfehlers sowie des staudruckabhängigen Sondenfehlers.

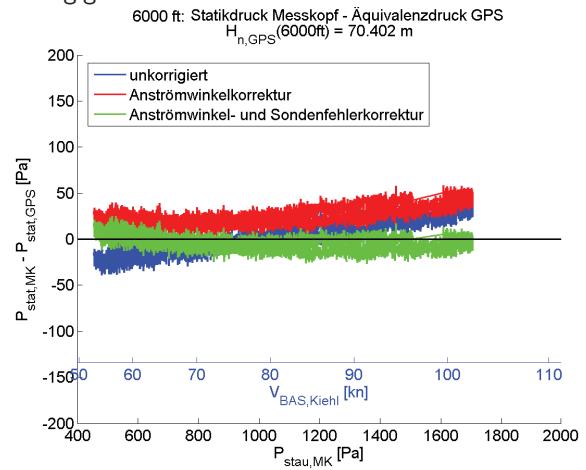


BILD 7: Staudruckabhängigkeit des Sondenfehlers (Statikdruck)

4.4 Korrektur der Gesamtdruckmessungen

Für die Abhängigkeit des anströmwinkelabhängigen Fehlers der Gesamtdruckmessung wurde ein Zusammenhang vierter Ordnung als gute Näherung ermittelt und korrigiert. Dabei konnte eine Asymmetrie der Messpunkte zwischen positiven und negativen Schiebewinkeln festgestellt werden, was auf eine ungenaue Bohrung oder Flugzeugeinflüsse zurückzuführen ist.

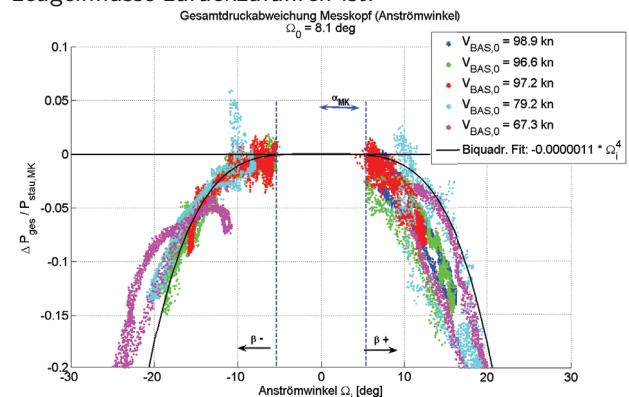


BILD 8: Anströmwinkelfehler der Gesamtdruckmessung

4.5 Betrachtung der Staudruckmessungen

Durch die Berechnung der Ausgleichskurven für die Gesamt- und Statikdruckmessungen ließ sich der Staudruck der jeweiligen Sonde korrigieren und mit dem Referenzstaudruck, bestimmt aus dem Gesamtdruck der

Kiel'schen Sonde und dem Referenzstatikdruck auf Basis der GNSS-Höhe, verglichen. Dabei zeigte sich eine gute Korrektur der gemessenen Staudrücke durch die ermittelten Funktionen.

Sowohl für die Statikdruck- als auch die Gesamtdruckmessung des Versuchsflygzeuges wurden Fehler in Abhängigkeit des Anströmwinkels, aber auch im symmetrischen Horizontalflug festgestellt. Besonders die einseitige Statikdruckabnahme unterliegt Fehlern bis zu einer Größe des 0,3-fachen Staudrucks bei einem Schiebewinkel von -18 Grad. Die in den Einzelmessungen auch bei geringen Anströmwinkeln vorhandenen Fehler gleichen sich in der Berechnung des Staudrucks jedoch aus, so dass die Geschwindigkeitsmessung die Zulassungsvorschriften vollständig erfüllt.

4.6 Vergleich mit Verfahren

Zusätzlich wurden die Ergebnisse der Sondenkorrektur mit dem Sollstaudruck des "Messwerkverfahrens" verglichen. Dabei zeigte sich generell eine vergleichbare Genauigkeit des "Messwerkverfahrens" mit den Sonden (BILD 9), jedoch wurden größere Fehler aufgrund von vorhandenen Turbulenzen für die Versuche in 2000 ft festgestellt. Dies ließ sich u.a. auf die Verletzung der Annahme konstanter und gleichmäßiger Windverhältnisse zurückführen. Weiterhin konnte im Vergleich eine große Abweichung des unkorrigierten Stau-/Statikdrucksystems des Versuchsflygzeuges bei geringen Fluggeschwindigkeiten gezeigt werden.

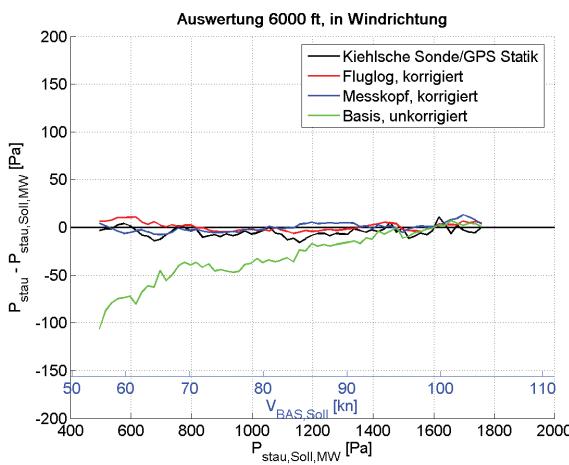


BILD 9: Staudruckmessungen nach Korrektur der Fehler

Außerdem wurde die Fehlerempfindlichkeit des "Messwerkverfahrens" gegenüber folgenden Abweichungen mit den entsprechenden Ergebnissen untersucht:

schnelle Beschleunigung (nicht quasistationär)

- geringer Einfluss auf die Flügelsonden, da die Beschleunigung gering war, jedoch große Feh-

ler im Stau-/Statikdrucksystem des Versuchsflygzeuges durch den Einfluss des Propellerstrahls auf das Pitotrohr und die einseitige Statikdruckbohrung

Steig-/Sinkflug (nicht konstante Flughöhe)

- Geringer Einfluss, aufgrund eines geringen vertikalen Windgradienten in der untersuchten Höhe. Sonst sind Fehler zu erwarten

Abhängigkeit von Windrichtung/Kreisrichtung

- Es konnte kein Einfluss festgestellt werden

Der Vierecksflug wurde im Vergleich zum "Messwerkverfahren" betrachtet, wobei aufgrund der Versuchsdauer eine sehr hohe Genauigkeit des Vierecksfluges für die jeweils betrachteten Fluggeschwindigkeiten erkannt wurde, jedoch ohne eine quantitative Auswertung über den gesamten Geschwindigkeitsbereich zu ermöglichen.

4.7 Anstell-/Schiebewinkelmessung

Außerdem wurden die Eigenschaften der Sonden in der Anstell- und Schiebewinkelmessung betrachtet. Dabei konnten alle Sonden den auftretenden Anstell-/Schiebewinkelbereich vollständig abdecken. Hier konnte für die Windfahnen die höchste Genauigkeit ermittelt werden, da die Messwerte der 5-Loch Sonde aufgrund der Druckleitungen leicht verzögert waren und das Fluglog im Vergleich zu den Windfahnen mit erhöhter Empfindlichkeit auf Schwingungsanregung reagierte (siehe BILD 10)⁴. Die Messungen der 5-Loch Sonde zeigten jedoch aufgrund der Dämpfung eine gute Glättung der Messungen, so dass sich die Kombination mit den Windfahnen als eine sinnvolle Kombination erwies.

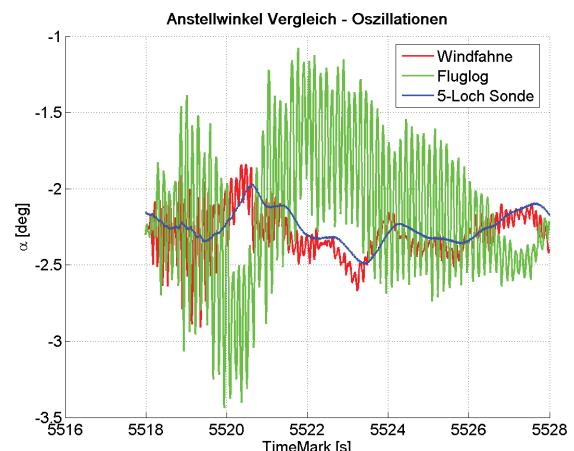


BILD 10: Vergleich der Anstellwinkelmessungen

⁴Es konnte gezeigt werden, dass der in BILD 10 vorhandene quantitative Unterschied in den Mittelwerten (Fluglog: linker Flügel, Messkopf: rechter Flügel) auf den Einfluss einer durch Böen induzierten Rollgeschwindigkeit und damit unterschiedliche lokale Anstellwinkel am linken und rechten Flügel zurückzuführen war.

5 DISKUSSION & FAZIT

Sowohl das betrachte Fluglog als auch der Messkopf sind nach entsprechender Korrektur der Fehler für die Kalibrierung des Stau-/Statikdrucksystems geeignet. Dabei ist die Kombination aus 5-Loch Sonde und Windfahnen dem Fluglog vorzuziehen, da die Empfindlichkeit gegenüber Turbulenzen und Manövern geringer sowie der messbare Winkelbereich größer ist.

Für das "Messwerkverfahren" konnte eine zu den Sonden äquivalente Genauigkeit für Flüge in ruhiger Luft ermittelt werden. Das Verfahren hat sich allgemein als robust gegenüber Abweichungen durch den Piloten erwiesen, so lange die Annahme konstanter Windverhältnisse nicht verletzt wird. Weiterhin ist davon auszugehen, dass GNSS-Systeme geringer Genauigkeit zu Fehlern in der Windbestimmung führen. Da keine extern am Flugzeug anzubringende Messsensorik erforderlich ist, ist das Verfahren besonders für Kleinflugzeuge gut geeignet.

Der Vierecksflug stellt eine gute Alternative zum "Messwerkverfahren" zur ersten Abschätzung von Fahrtmesserfehlern dar, besonders wenn nicht auf genaue Messsysteme zurückgegriffen werden kann.

Literatur

- [1] ISO. *Luftfahrt norm 9300*. Normenstelle Luftfahrt, 1970.
- [2] Dieter Thomas and Jürgen Freytag. *Flugtechnische Tabellen und Formeln*. DFVLR, Fürstenfeldbruck, 1996.
- [3] William Gracey. *Measurement of Aircraft Speed and Altitude*. NASA Langley Research Center, Hampton, 1979.
- [4] Prof.Dr.-Ing. Peter Hecker. *Flugführungssysteme*. Institut für Flugführung, Braunschweig, 2007.
- [5] Prof.Dr.-Ing. Peter Vörsmann. *Flugmechanik I*. Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme, Braunschweig, 2007.
- [6] Edward A. Haering. *Airdata Measurement and Calibration*. NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, 1995.

Danksagung

Der Autor bedankt sich bei der Firma Messwerk für die zur Verfügung gestellte Messtechnik und Unterstützung bei den Versuchen sowie beim Institut für Flugführung für die Nutzungsmöglichkeit der Cessna 172, D-EMWF, als Testplattform in den notwendigen Flugversuchen.