



Kalibrierung eines Turbulenzmesssystems an einem Motorsegler Mastervortrag

Alexander Bütow
Institut für Meteorologie, FU Berlin

Erstgutachter: Prof. Dr. Jürgen Fischer
Zweitgutachter: PD Dr. Peter Névir
Betreuer: Dr. Thomas Ruhtz

06.11.2018



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung



Einleitung und Motivation

- ▶ Verständnis von Austauschprozessen klimarelevanter Gase in Ökosystemen



Einleitung und Motivation

- ▶ Verständnis von Austauschprozessen klimarelevanter Gase in Ökosystemen
- ▶ Gasflussmessungen möglich durch **Profiling** (Fluss-Gradient-Ähnlichkeit) und **Eddy-Kovarianzmethode**

Einleitung und Motivation

- ▶ Verständnis von Austauschprozessen klimarelevanter Gase in Ökosystemen
- ▶ Gasflussmessungen möglich durch **Profiling** (Fluss-Gradient-Ähnlichkeit) und **Eddy-Kovarianzmethode**
- ▶ Gastransport eng verknüpft mit turbulenten Vertikalbewegungen:

$$\overline{F_k^e} = \rho \overline{w' e'}. \quad (1)$$

Einleitung und Motivation

- ▶ Verständnis von Austauschprozessen klimarelevanter Gase in Ökosystemen
- ▶ Gasflussmessungen möglich durch **Profiling** (Fluss-Gradient-Ähnlichkeit) und **Eddy-Kovarianzmethode**
- ▶ Gastransport eng verknüpft mit turbulenten Vertikalbewegungen:

$$\overline{F_k^e} = \rho \overline{w' e'}. \quad (1)$$

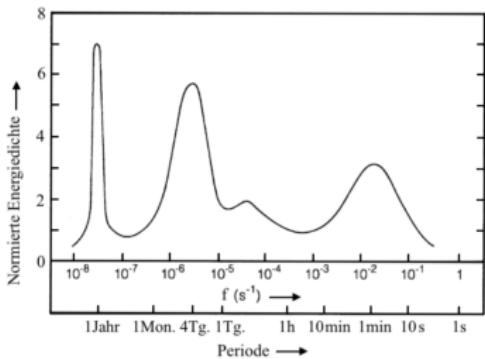


Abb. 1: Spektrale Energiedichte, nach Foken (2016) sowie Roedel und Wagner (2011)

Einleitung und Motivation

- ▶ Verständnis von Austauschprozessen klimarelevanter Gase in Ökosystemen
- ▶ Gasflussmessungen möglich durch Profiling (Fluss-Gradient-Ähnlichkeit) und Eddy-Kovarianzmethode
- ▶ Gastransport eng verknüpft mit turbulenten Vertikalbewegungen:

$$\overline{F_k^e} = \rho \overline{w' e'}. \quad (1)$$

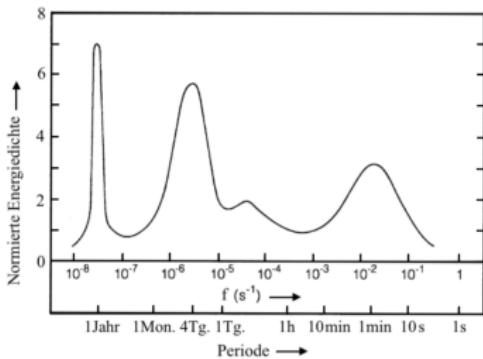


Abb. 1: Spektrale Energiedichte, nach Foken (2016) sowie Roedel und Wagner (2011)

- ▶ enorme Skalenunterschiede turbulenten Skalentransports

Einleitung und Motivation



Abb. 2: Cessna T207A Turbo Stationair 8, *D-EAFU*



Abb. 3: Schleicher ASK 16, *D-KMET*

Einleitung und Motivation



Abb. 2: Cessna T207A Turbo Stationair 8, *D-EAFU*



Abb. 3: Schleicher ASK 16, *D-KMET*



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung



Bestimmung des 3D-Windes

- ▶ Transformierung des **relativen Windes am Flugzeug in Erdkoordinaten**
- ▶ Windvektorbeziehung (**Erdkoordinaten**):

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{v}_a \quad (2)$$

$$\mathbf{v}_a = \mathbf{M}_t \mathbf{v}' a \quad (3)$$

(4)

- ▶ Euler'sche Transformationsmatrix:

$$\mathbf{M}_t = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & -\sin\psi\cos\phi + \cos\psi\sin\theta\sin\phi & \sin\psi\sin\theta + \cos\psi\sin\theta\cos\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \cos\psi\cos\phi + \sin\psi\sin\theta\sin\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

Bestimmung des 3D-Windes

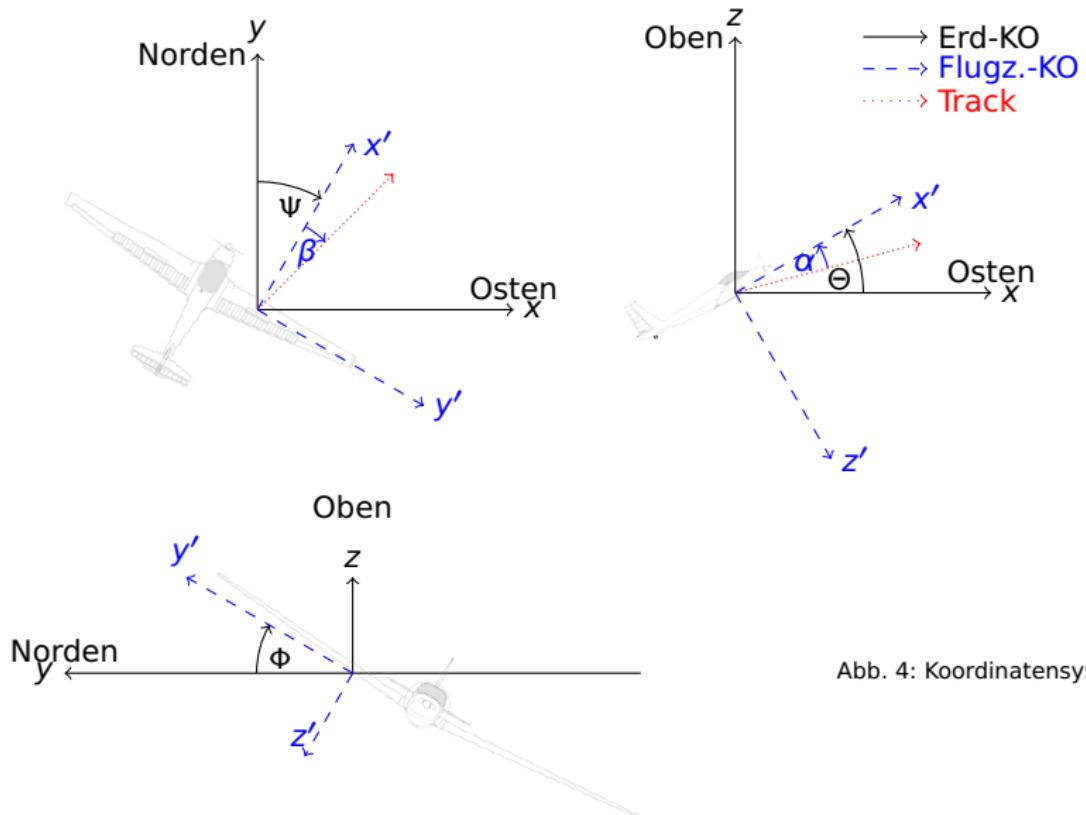


Abb. 4: Koordinatensysteme

Bestimmung des 3D-Windes

- ▶ Messung Raumwinkel: **Inertial Measuring Unit / Inertial Navigation System (IMU/INS)**



Abb. 5: Novatel SPAN-IGM-A1

Bestimmung des 3D-Windes

- ▶ Messung Raumwinkel: **Inertial Measuring Unit / Inertial Navigation System (IMU/INS)**
- ▶ Anströmwinkel: **5-Loch-Sonde (5HP)**



Abb. 5: Novatel SPAN-IGM-A1



Abb. 6: Rosemount 858AJ 5-Loch-Sonde

Bestimmung des 3D-Windes

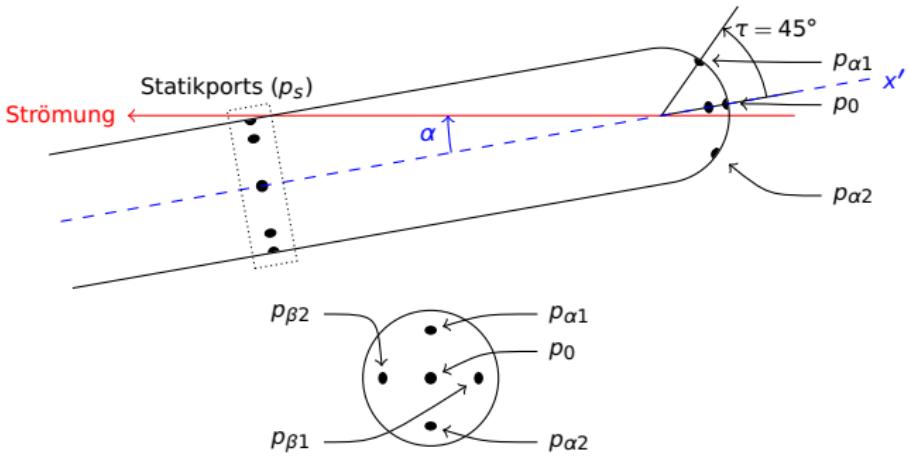


Abb. 7: Seiten- (oben) und Vorderansicht (rechts) der 5HP

Bestimmung des 3D-Windes

- ▶ Erweiterung der Windformel:

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{M_t v}'_a \quad (6)$$



Bestimmung des 3D-Windes

- Erweiterung der Windformel:

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{M_t v}'_a \quad (6)$$

$$\mathbf{v}'_a = -v_m D^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ \tan\beta \\ \tan\alpha \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$D = \frac{1}{\sqrt{1 + \tan^2\alpha + \tan^2\beta}} \quad (8)$$



Bestimmung des 3D-Windes

- Erweiterung der Windformel:

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{M}_t \mathbf{v}'_a \quad (6)$$

$$\mathbf{v}'_a = -v_m D^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ \tan\beta \\ \tan\alpha \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$D = \frac{1}{\sqrt{1 + \tan^2\alpha + \tan^2\beta}} \quad (8)$$

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{M}_t \mathbf{v}'_a + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{M}_t \mathbf{l}' \quad (9)$$



Bestimmung des 3D-Windes

- Erweiterung der Windformel:

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{M}_t \mathbf{v}'_a \quad (6)$$

$$\mathbf{v}'_a = -v_m D^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ \tan\beta \\ \tan\alpha \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$D = \frac{1}{\sqrt{1 + \tan^2\alpha + \tan^2\beta}} \quad (8)$$

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_p + \mathbf{M}_t \mathbf{v}'_a + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{M}_t \mathbf{l}' \quad (9)$$

- Vereinfachung: $\mathbf{l}' = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$

Bestimmung des 3D-Windes

- vollständiger Formelsatz:

$$u = -v_m D^{-1} [\sin \psi \cos \Theta + \tan \beta (\cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \Theta \sin \phi) \\ + \tan \alpha (\sin \psi \sin \Theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi)] \\ + v_x - l(\dot{\Theta} \sin \Theta \sin \psi - \dot{\psi} \cos \psi \cos \Theta)$$

$$v = -v_m D^{-1} [\cos \psi \cos \Theta - \tan \beta (\sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \Theta \sin \phi) \\ + \tan \alpha (\cos \psi \sin \Theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi)] \\ + v_y - l(\dot{\psi} \sin \psi \cos \Theta + \dot{\Theta} \cos \psi \sin \Theta) \quad (10)$$

$$w = -v_m D^{-1} (\sin \Theta - \tan \beta \cos \Theta \sin \phi - \tan \alpha \cos \Theta \cos \phi) \\ + v_w + l\dot{\Theta} \cos \Theta$$



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung



Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- ▶ Bestimmung der True Airspeed (TAS) bzw. v_m



Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- ▶ Bestimmung der True Airspeed (TAS) bzw. v_m
- ▶ Energieerhaltung nach Bernoulli (vereinfacht):

$$\frac{u_1^2}{2} + c_p T_1 = \frac{u_2^2}{2} + c_p T_2 = \text{const.} \quad (11)$$



Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- Bestimmung der True Airspeed (TAS) bzw. v_m
- Energieerhaltung nach Bernoulli (vereinfacht):

$$\frac{u_1^2}{2} + c_p T_1 = \frac{u_2^2}{2} + c_p T_2 = \text{const.} \quad (11)$$

- im Staupunkt: $u_2 = 0, u_1 = v_m, T_2 = T_0$
 - T_0 : totale Temperatur (TAT), T_s : (hydro-)statische Temperatur

$$v_m^2 = 2c_p(T_0 - T_s) \quad (12)$$

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- Bestimmung der True Airspeed (TAS) bzw. v_m
- Energieerhaltung nach Bernoulli (vereinfacht):

$$\frac{u_1^2}{2} + c_p T_1 = \frac{u_2^2}{2} + c_p T_2 = \text{const.} \quad (11)$$

- im Staupunkt: $u_2 = 0, u_1 = v_m, T_2 = T_0$
 - T_0 : totale Temperatur (TAT), T_s : (hydro-)statische Temperatur

$$v_m^2 = 2c_p(T_0 - T_s) \quad (12)$$

- potentielle Temperatur (Aerodynamik: Isentropenbeziehung):

$$T_s = T_0 \left(\frac{p_s}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (13)$$

$$q = p_0 - p_s \quad (14)$$

$$v_m^2 = 2c_p T_s \left[\left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (15)$$

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- ▶ Bestimmung der True Airspeed (TAS) bzw. v_m
- ▶ Energieerhaltung nach Bernoulli (vereinfacht):

$$\frac{u_1^2}{2} + c_p T_1 = \frac{u_2^2}{2} + c_p T_2 = \text{const.} \quad (11)$$

- ▶ im Staupunkt: $u_2 = 0, u_1 = v_m, T_2 = T_0$
 - ▶ T_0 : totale Temperatur (TAT), T_s : (hydro-)statische Temperatur

$$v_m^2 = 2c_p(T_0 - T_s) \quad (12)$$

- ▶ potentielle Temperatur (Aerodynamik: Isentropenbeziehung):

$$T_s = T_0 \left(\frac{p_s}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (13)$$

$$q = p_0 - p_s \quad (14)$$

$$v_m^2 = 2c_p T_s \left[\left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (15)$$

- ▶ Alternative Darstellung mit der Mach-Zahl:

$$v_m^2 = \kappa R T_s M^2 \quad (16)$$

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- ▶ Problem bei Temperaturmessung: kein idealer Aufstau, diabatische Verluste etc.



Abb. 8: Rosemount 102E TAT-Housing (oben), Vaisala HMT311 (unten)

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- ▶ Problem bei Temperaturmessung: kein idealer Aufstau, diabatische Verluste etc.
- ▶ Einführung eines Recovery-Factors:

$$r = \frac{T_r - T_s}{T_0 - T_s} \quad (17)$$



Abb. 8: Rosemount 102E TAT-Housing (oben), Vaisala HMT311 (unten)

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- ▶ Problem bei Temperaturmessung: kein idealer Aufstau, diabatische Verluste etc.
- ▶ Einführung eines Recovery-Factors:

$$r = \frac{T_r - T_s}{T_0 - T_s} \quad (17)$$

$$T_s = \frac{T_r}{r \left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} + (1-r)} \quad (18)$$



Abb. 8: Rosemount 102E TAT-Housing (oben), Vaisala HMT311 (unten)

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

- ▶ Problem bei Temperaturmessung: kein idealer Aufstau, diabatische Verluste etc.
- ▶ Einführung eines Recovery-Factors:

$$r = \frac{T_r - T_s}{T_0 - T_s} \quad (17)$$

$$T_s = \frac{T_r}{r \left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} + (1-r)} \quad (18)$$

$$v_m = \sqrt{\frac{\kappa R M^2 T_r}{r \left(\frac{\kappa-1}{2} \right) M^2 + 1}} \quad (19)$$



Abb. 8: Rosemount 102E TAT-Housing (oben), Vaisala HMT311 (unten)



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

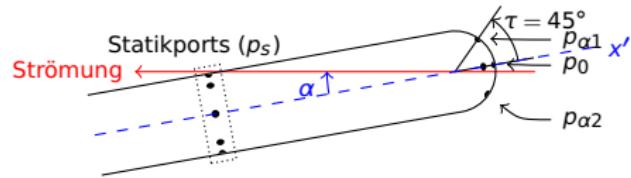
Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

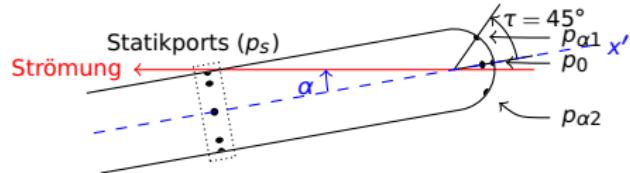
Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung

Messung der Anströmwinkel



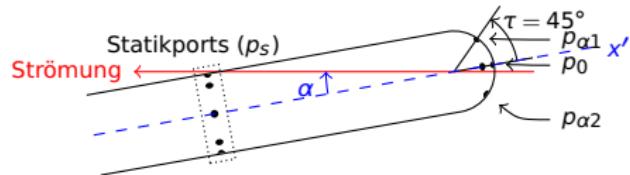
Messung der Anströmwinkel



- ▶ potentialtheoretische Druckbeiwertverteilung (c_p) auf einer Kugeloberfläche:

$$c_p = \frac{p_x - p_s}{q} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta \quad (20)$$

Messung der Anströmwinkel

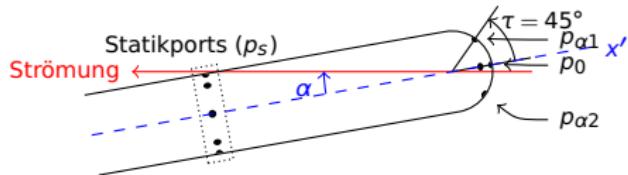


- ▶ potentialtheoretische Druckbeiwertverteilung (c_p) auf einer Kugeloberfläche:

$$c_p = \frac{p_x - p_s}{q} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta \quad (20)$$

$$c_p = 1 - \frac{9}{4} \sin^2(\alpha \pm \tau) \quad (21)$$

Messung der Anströmwinkel



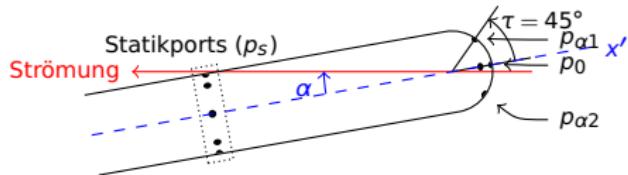
- ▶ potentialtheoretische Druckbeiwertverteilung (c_p) auf einer Kugeloberfläche:

$$c_p = \frac{p_x - p_s}{q} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta \quad (20)$$

$$c_p = 1 - \frac{9}{4} \sin^2(\alpha \pm \tau) \quad (21)$$

$$\frac{p_{\alpha 2} - p_{\alpha 1}}{q} = \Delta \tilde{p}_{\alpha} = \frac{9}{4} (\sin^2(\alpha + \tau) - \sin^2(\alpha - \tau)) \quad (22)$$

Messung der Anströmwinkel



- potentialtheoretische Druckbeiwertverteilung (c_p) auf einer Kugeloberfläche:

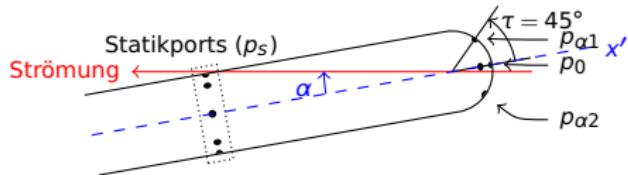
$$c_p = \frac{p_x - p_s}{q} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta \quad (20)$$

$$c_p = 1 - \frac{9}{4} \sin^2(\alpha \pm \tau) \quad (21)$$

$$\frac{p_{\alpha 2} - p_{\alpha 1}}{q} = \Delta \tilde{p}_{\alpha} = \frac{9}{4} (\sin^2(\alpha + \tau) - \sin^2(\alpha - \tau)) \quad (22)$$

$$\Delta \tilde{p}_{\alpha} = \frac{9}{4} \sin(2\alpha) \quad (23)$$

Messung der Anströmwinkel



- potentialtheoretische Druckbeiwertverteilung (c_p) auf einer Kugeloberfläche:

$$c_p = \frac{p_x - p_s}{q} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta \quad (20)$$

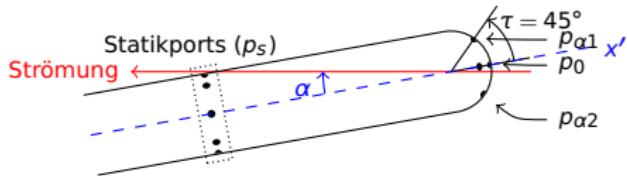
$$c_p = 1 - \frac{9}{4} \sin^2(\alpha \pm \tau) \quad (21)$$

$$\frac{p_{\alpha 2} - p_{\alpha 1}}{q} = \Delta \tilde{p}_{\alpha} = \frac{9}{4} (\sin^2(\alpha + \tau) - \sin^2(\alpha - \tau)) \quad (22)$$

$$\Delta \tilde{p}_{\alpha} = \frac{9}{4} \sin(2\alpha) \quad (23)$$

$$\alpha = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \Delta \tilde{p}_{\alpha} \right) \quad (24)$$

Messung der Anströmwinkel



- ▶ potentialtheoretische Druckbeiwertverteilung (c_p) auf einer Kugeloberfläche:

$$c_p = \frac{p_x - p_s}{q} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta \quad (20)$$

$$c_p = 1 - \frac{9}{4} \sin^2(\alpha \pm \tau) \quad (21)$$

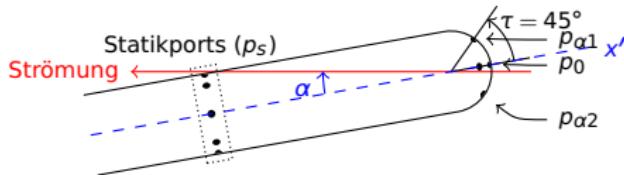
$$\frac{p_{\alpha 2} - p_{\alpha 1}}{q} = \Delta \tilde{p}_{\alpha} = \frac{9}{4} (\sin^2(\alpha + \tau) - \sin^2(\alpha - \tau)) \quad (22)$$

$$\Delta \tilde{p}_{\alpha} = \frac{9}{4} \sin(2\alpha) \quad (23)$$

$$\alpha = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \Delta \tilde{p}_{\alpha} \right) \quad (24)$$

$$\alpha \approx \frac{2}{9} \Delta \tilde{p}_{\alpha} = \frac{1}{C_k} \Delta \tilde{p}_{\alpha} \quad (25)$$

Messung der Anströmwinkel



- ▶ potentialtheoretische Druckbeiwertverteilung (c_p) auf einer Kugeloberfläche:

$$c_p = \frac{p_x - p_s}{q} = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta \quad (20)$$

$$c_p = 1 - \frac{9}{4} \sin^2(\alpha \pm \tau) \quad (21)$$

$$\frac{p_{\alpha 2} - p_{\alpha 1}}{q} = \Delta \tilde{p}_\alpha = \frac{9}{4} (\sin^2(\alpha + \tau) - \sin^2(\alpha - \tau)) \quad (22)$$

$$\Delta \tilde{p}_\alpha = \frac{9}{4} \sin(2\alpha) \quad (23)$$

$$\alpha = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \Delta \tilde{p}_\alpha \right) \quad (24)$$

$$\alpha \approx \frac{2}{9} \Delta \tilde{p}_\alpha = \frac{1}{C_k} \Delta \tilde{p}_\alpha \quad (25)$$

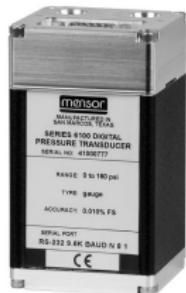


Abb. 9: Drucksensor Mensor CPT6100



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

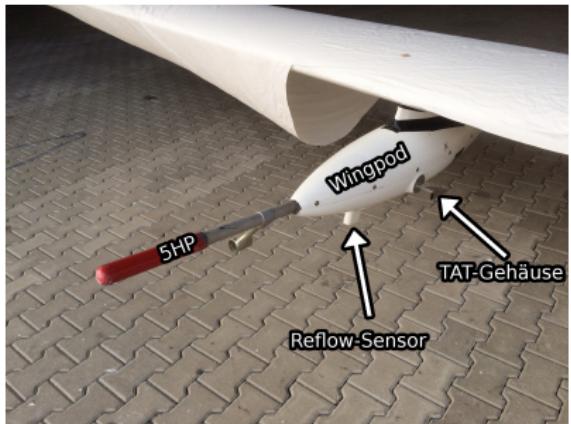
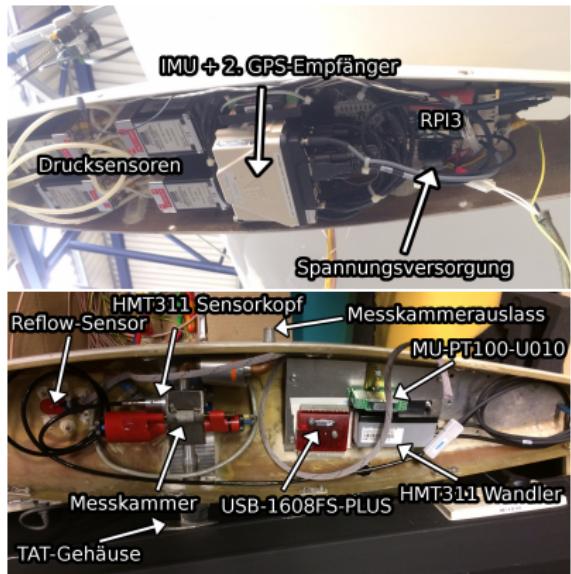
Zusammenfassung

Geräte

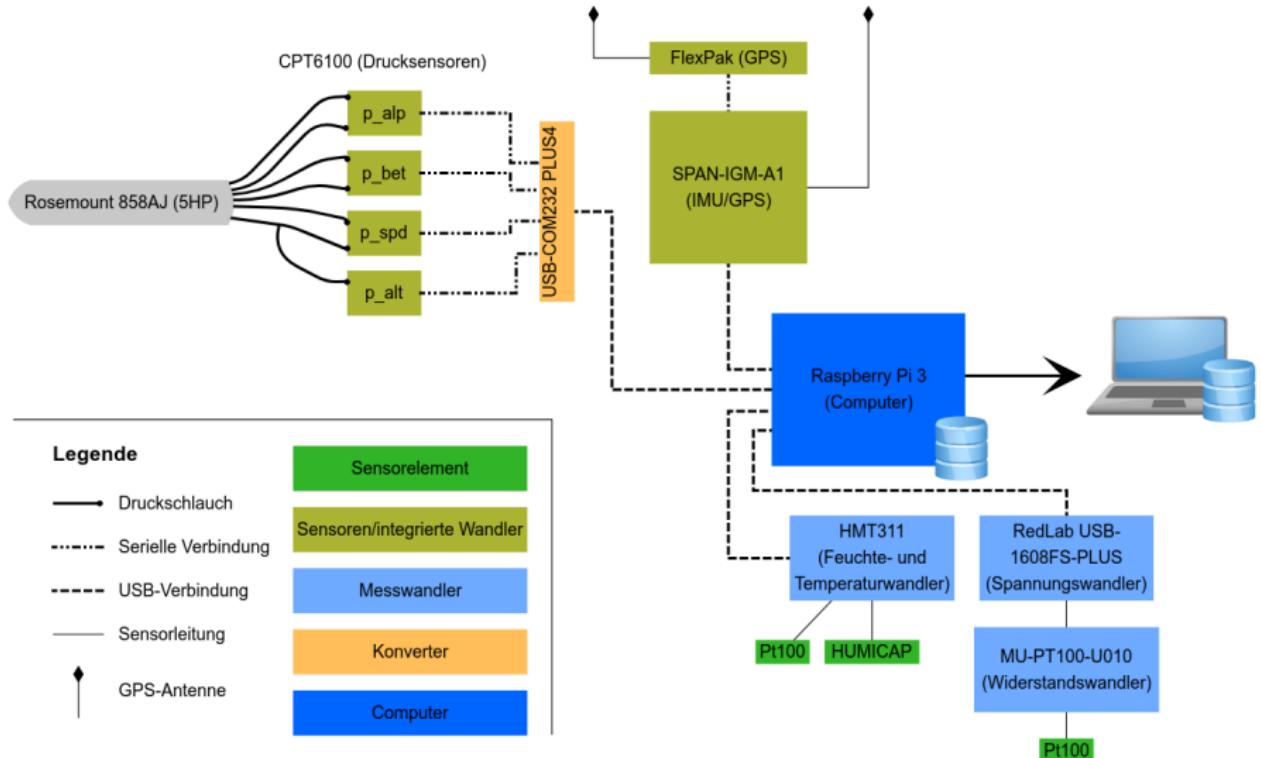


Abb. 10: (v.l.o.n.r.u) ASK 16, 5HP, Mensor CPT6100, Novatel SPAN-IGM-A1, Vaisala HMT 311, Raspberry Pi 3 (Quelle: Raspberry Pi Foundation)

Geräte



Geräte





Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung



Zu lösende Probleme

- ▶ Zu lösende Probleme:



Zu lösende Probleme

- ▶ Zu lösende Probleme:
 - ▶ Synchronisierung



Zu lösende Probleme

- ▶ Zu lösende Probleme:
 - ▶ Synchronisierung
 - ▶ Sensorfehler



Zu lösende Probleme

- ▶ Zu lösende Probleme:
 - ▶ Synchronisierung
 - ▶ Sensorfehler
 - ▶ Aerodynamische Einflüsse

Zu lösende Probleme

- ▶ Zu lösende Probleme:
 - ▶ Synchronisierung
 - ▶ Sensorfehler
 - ▶ Aerodynamische Einflüsse

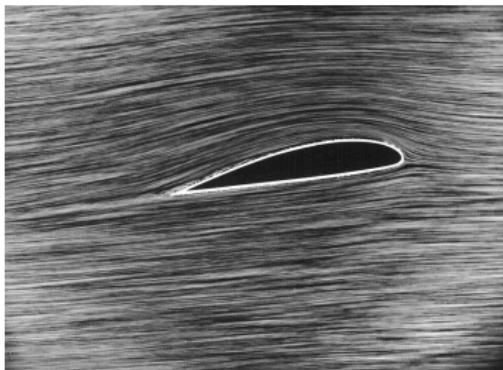


Abb. 11: Stromlinien um Profil (links), Nasenmast des Forschungsflugzeugs HALO (Quelle: DLR)

Zu lösende Probleme

- ▶ Zu lösende Probleme:
 - ▶ Synchronisierung
 - ▶ Sensorfehler
 - ▶ Aerodynamische Einflüsse

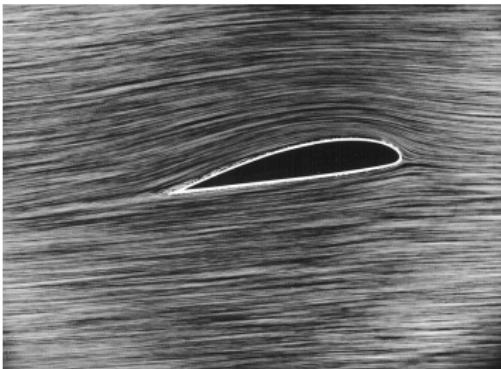


Abb. 11: Stromlinien um Profil (links), Nasenmast des Forschungsflugzeugs HALO (Quelle: DLR)

- ▶ Isolierung der Fehlerquellen



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung

Synchronisierung

- ▶ Latenz und Jitter:

$$t_{S,i} = t_i + t_{d,i} + \underbrace{t_{res} + t_{kon,i} + t_{kom,i}}_{t_{lat,i}} \quad (26)$$

Synchronisierung

- ▶ Latenz und Jitter:

$$t_{S,i} = t_i + t_{d,i} + \underbrace{t_{res} + t_{kon,i} + t_{kom,i}}_{t_{lat,i}} \quad (26)$$

$$\hat{t}_{S,i} = t_i + \hat{t}_{d,i} + \overline{t_{lat}} \quad (27)$$

Synchronisierung

- ▶ Latenz und Jitter:

$$t_{S,i} = t_i + t_{d,i} + \underbrace{t_{res} + t_{kon,i} + t_{kom,i}}_{t_{lat,i}} \quad (26)$$

$$\hat{t}_{S,i} = t_i + \hat{t}_{d,i} + \overline{t_{lat}} \quad (27)$$

Tabelle 1: Übersicht der Latenz- und Jitterwerte für alle Sensoren/Logs

Gerät	Log	Formelzeichen	t_{int} in 10^{-3} s	σ_{jit} in 10^{-3} s	$\sigma_{\hat{jit}}$ in 10^{-3} s
CPT6100	p_alp	Δp_α	20.26	7.07	0.01
	p_bet	Δp_β	20.31	7.10	0.01
	p_alt	p_s	20.24	7.05	0.01
	p_spd	q	20.27	7.06	0.01
SPAN-IGM-A1	nova0	$(t, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}, \ddot{x}', \ddot{y}', \ddot{z}')$	50.00	4.30	0.01
	nova1	$(t, lat, lon, h, v_x, v_y, v_z, \Psi, \Theta, \Phi)$	50.00	6.39	0.01
HMT311	hmt	(T, r_F)	535.09	9.41	1.30
USB-1608FS-PLUS	usb1608	U	20.00	0.06	0.01

Synchronisierung

- ▶ Relative Synchronisierung zwischen Druck- und IMU-Messwerten:

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} - \overline{t_{lat,IMU}} \quad (28)$$

Synchronisierung

- ▶ Relative Synchronisierung zwischen Druck- und IMU-Messwerten:

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} - \overline{t_{lat,IMU}} \quad (28)$$

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} \quad (29)$$



Synchronisierung

- ▶ Relative Synchronisierung zwischen Druck- und IMU-Messwerten:

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} - \overline{t_{lat,IMU}} \quad (28)$$

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} \quad (29)$$

- ▶ Nächster Schritt: Quantifizierung von $\overline{t_{lat,CPT}}$

Synchronisierung

- ▶ Relative Synchronisierung zwischen Druck- und IMU-Messwerten:

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} - \overline{t_{lat,IMU}} \quad (28)$$

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} \quad (29)$$

- ▶ Nächster Schritt: Quantifizierung von $\overline{t_{lat,CPT}}$
- ▶ Kreuzkorrelation zwischen IMU- und Druckmesswerten

$$R_{xy} = \frac{\text{Cov}(X, Y)}{\sigma_x \sigma_y} = \frac{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n [(x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})]}{\left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \right]^{1/2} \left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2 \right]^{1/2}} \quad (30)$$

Synchronisierung

- Relative Synchronisierung zwischen Druck- und IMU-Messwerten:

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} - \overline{t_{lat,IMU}} \quad (28)$$

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} \quad (29)$$

- Nächster Schritt: Quantifizierung von $\overline{t_{lat,CPT}}$
- Kreuzkorrelation zwischen IMU- und Druckmesswerten

$$R_{xy} = \frac{\text{Cov}(X, Y)}{\sigma_x \sigma_y} = \frac{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n [(x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})]}{\left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \right]^{1/2} \left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2 \right]^{1/2}} \quad (30)$$

$$k_{max} = \arg \max_{k \in D} \left[\frac{\frac{1}{n-k-1} \sum_{i=1}^{n-k} [(x_i - \bar{x})(y_{i+k} - \bar{y})]}{\left[\frac{1}{n-k-1} \sum_{i=1}^{n-k} (x_i - \bar{x})^2 \right]^{1/2} \left[\frac{1}{n-k-1} \sum_{i=1}^{n-k} (y_{i+k} - \bar{y})^2 \right]^{1/2}} \right] \quad (31)$$

- Latenzzeit: $\tau = t_{int} \cdot k_{max}$

Synchronisierung

- ▶ Definition Auftriebskoeffizient:

$$c_a = \frac{F'}{q l_s} = 2\pi(\alpha - \alpha_0) \quad (32)$$



Synchronisierung

- ▶ Definition Auftriebskoeffizient:

$$c_a = \frac{F'}{q l_s} = 2\pi(\alpha - \alpha_0) \quad (32)$$

- ▶ Anstellwinkel $\alpha \iff$ Vertikalbeschleunigung entlang \ddot{z}'



Synchronisierung

- ▶ Definition Auftriebskoeffizient:

$$c_a = \frac{F'}{q l_s} = 2\pi(\alpha - \alpha_0) \quad (32)$$

- ▶ Anstellwinkel $\alpha \iff$ Vertikalbeschleunigung entlang \ddot{z}'
- ▶ Berücksichtigung der Mastlänge l :

$$t_l = \frac{l}{v_m} \quad (33)$$



Synchronisierung

- ▶ Definition Auftriebskoeffizient:

$$c_a = \frac{F'}{q l_s} = 2\pi(\alpha - \alpha_0) \quad (32)$$

- ▶ Anstellwinkel $\alpha \iff$ Vertikalbeschleunigung entlang \ddot{z}'
- ▶ Berücksichtigung der Mastlänge l :

$$t_l = \frac{l}{v_m} \quad (33)$$

$$\overline{t_{lat,rel}} = \overline{t_{lat,CPT}} - t_l \quad (34)$$

Synchronisierung

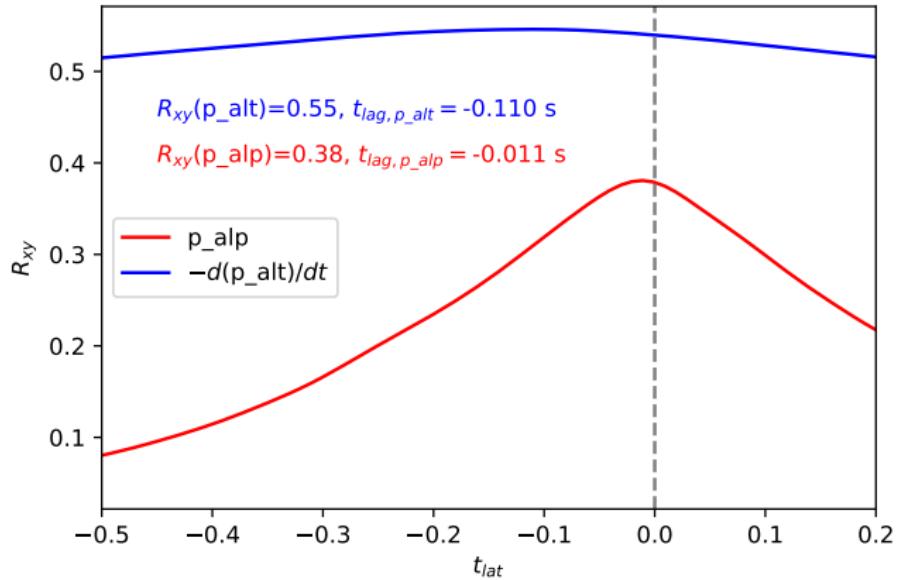


Abb. 12: Kreuzkorrelationen zwischen der IMU und Drucksensoren



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung



Sensorfehler

- ▶ IMU: Korrekturen nicht ohne weiteres möglich

Sensorfehler

- ▶ IMU: Korrekturen nicht ohne weiteres möglich
- ▶ Drucksensoren: Einfluss von Beschleunigungen und Temperatur?

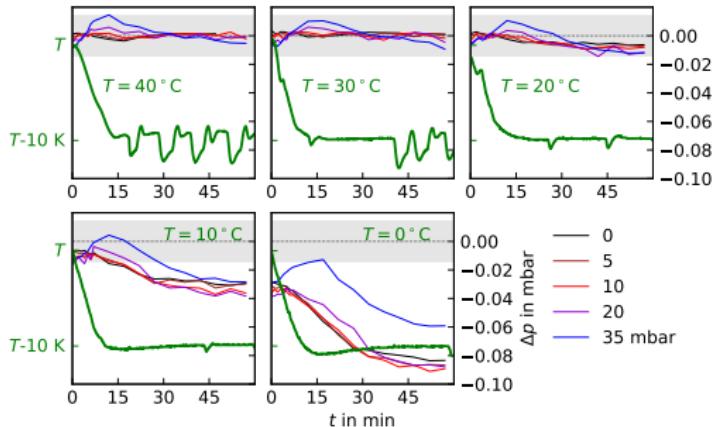


Abb. 13: Versuch in der Klimakammer

Sensorfehler

- ▶ IMU: Korrekturen nicht ohne weiteres möglich
- ▶ Drucksensoren: Einfluss von Beschleunigungen und Temperatur?

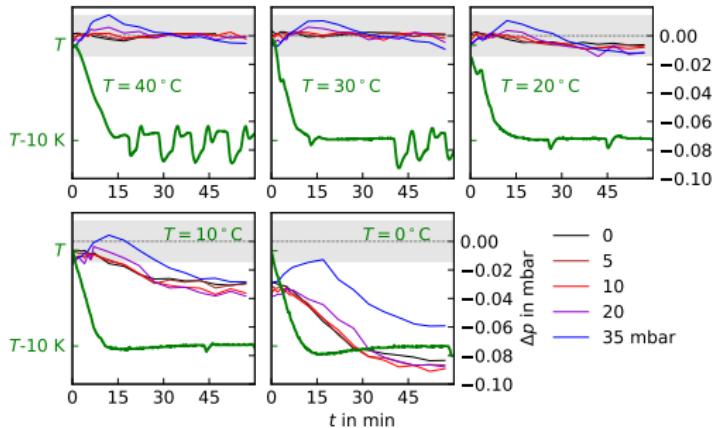


Abb. 13: Versuch in der Klimakammer

- ▶ Temperatureinfluss signifikant ab $T \approx 0^\circ\text{C}$

Sensorfehler

- ▶ IMU: Korrekturen nicht ohne weiteres möglich
- ▶ Drucksensoren: Einfluss von Beschleunigungen und Temperatur?

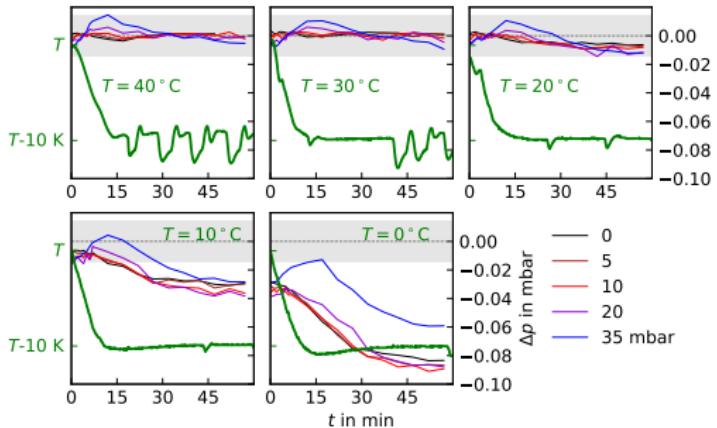


Abb. 13: Versuch in der Klimakammer

- ▶ Temperatureinfluss signifikant ab $T \approx 0^\circ\text{C}$
- ▶ $\Delta p_\alpha = 0.1 \text{ mbar} \Rightarrow \Delta w = \pm 2.2 \cdot 10^{-3} \text{ m s}^{-1} \Rightarrow$ vernachlässigbar

Sensorfehler

- ▶ IMU: Korrekturen nicht ohne weiteres möglich
- ▶ Drucksensoren: Einfluss von Beschleunigungen und Temperatur?

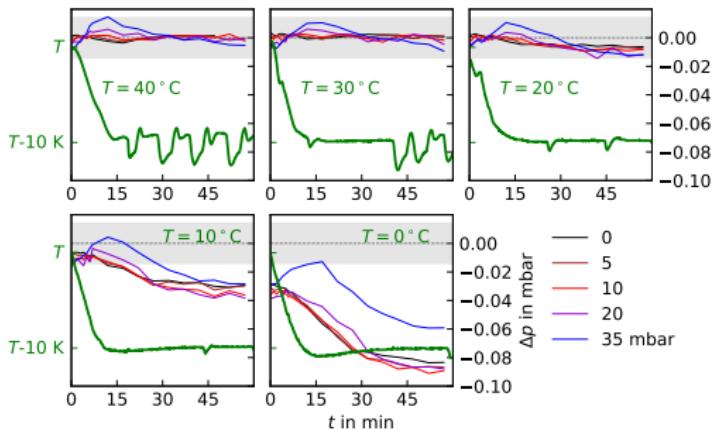


Abb. 13: Versuch in der Klimakammer

- ▶ Temperatureinfluss signifikant ab $T \approx 0^\circ\text{C}$
- ▶ $\Delta p_\alpha = 0.1 \text{ mbar} \Rightarrow \Delta w = \pm 2.2 \cdot 10^{-3} \text{ m s}^{-1} \Rightarrow$ vernachlässigbar
- ▶ Korrektur möglich, Applikation technisch aufwendig



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung



Korrektur aerodynamischer Einflüsse

- ▶ Einführung heuristischer Korrekturfunktionen

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

- ▶ Einführung heuristischer Korrekturfunktionen
- ▶ Korrektur statischer Druckfehler:

$$p_{s,c} = p_{s,i} - C_{s2,q} q_i^2 - C_{s1,q} q_i - p_{s,0} \quad (35)$$

$$q_c = q_i + C_{s2,q} q_i^2 + C_{s1,q} q_i + q_{i,0} \quad (36)$$

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

- ▶ Einführung heuristischer Korrekturfunktionen
- ▶ Korrektur statischer Druckfehler:

$$p_{s,c} = p_{s,i} - C_{s2,q} q_i^2 - C_{s1,q} q_i - p_{s,0} \quad (35)$$

$$q_c = q_i + C_{s2,q} q_i^2 + C_{s1,q} q_i + q_{i,0} \quad (36)$$

- ▶ Korrektur dynamischer Druckfehler:

$$q_{c,c} = q_c + C_{q,q} q_c \quad (37)$$

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

- ▶ Einführung heuristischer Korrekturfunktionen
- ▶ Korrektur statischer Druckfehler:

$$p_{s,c} = p_{s,i} - C_{s2,q} q_i^2 - C_{s1,q} q_i - p_{s,0} \quad (35)$$

$$q_c = q_i + C_{s2,q} q_i^2 + C_{s1,q} q_i + q_{i,0} \quad (36)$$

- ▶ Korrektur dynamischer Druckfehler:

$$q_{c,c} = q_c + C_{q,q} q_c \quad (37)$$

- ▶ Korrektur Anströmwinkel:

$$\alpha = \frac{1}{C_{k,\alpha}} \Delta \tilde{p} - \alpha_0 \quad (38)$$

$$\beta = \frac{1}{C_{k,\beta}} \Delta \tilde{p} - \beta_0 \quad (39)$$



Korrektur aerodynamischer Einflüsse

- ▶ Ausführen von Kalibrierungsmanövern, Minimierung von σ_u , σ_v , σ_w

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

- ▶ Ausführen von Kalibrierungsmanövern, Minimierung von σ_u , σ_v , σ_w
- ▶ Manöver zur Kalibrierung des statischen und dynamischen Drucks:

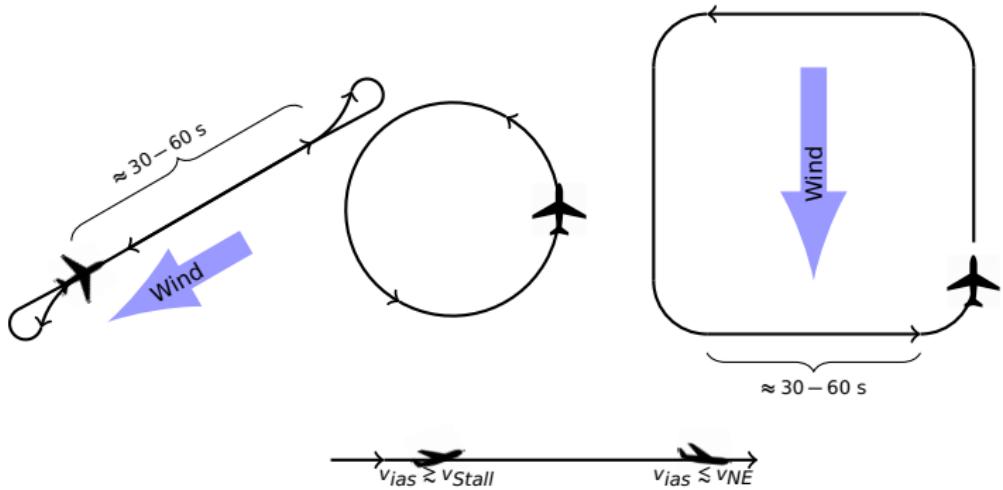


Abb. 14: Variation von Kalibriermanövern zur Kalibrierung von q und p_s

- ▶ Kalibriermanöver für Anströmwinkel α und β :

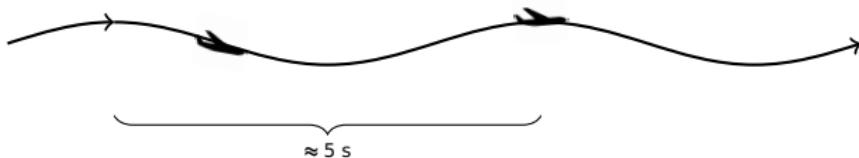


Abb. 15: Pitch-Oszillationen zur Ermittlung von $C_{k,\alpha}$ (Seitenansicht).

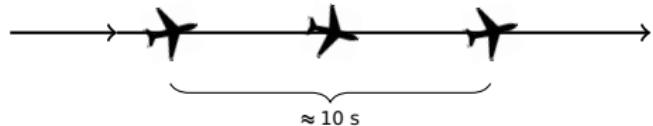


Abb. 16: Yaw-Oszillation zur Ermittlung von $C_{k,\beta}$ (Draufsicht).



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung

Flüge

- ▶ Ausführung mehrerer Flüge im August 2017 und Juni/Juli 2018
- ▶ Teilnahme an zweitägiger Messkampagne bei Demmin (Mecklenburg-Vorpommern)



Abb. 17: ASK 15 am Flugplatz Neubrandenburg-Trollenhagen

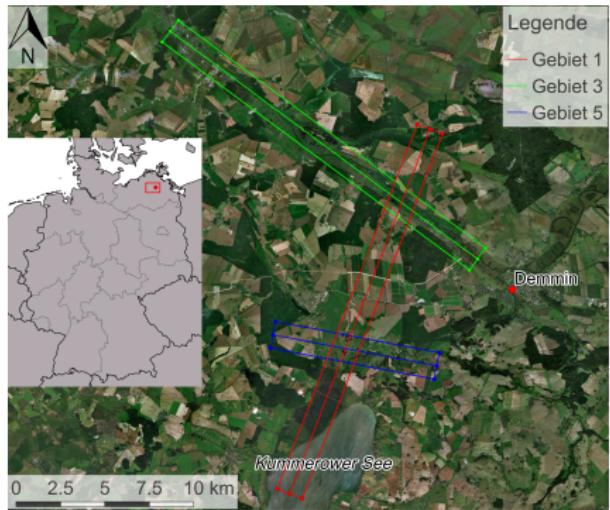


Abb. 18: Bildflugtracks bei Demmin



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung

Bestimmung der Konstanten

- ▶ Langsam-Schnellflug, Korrektur des statischen Druckdefekts:

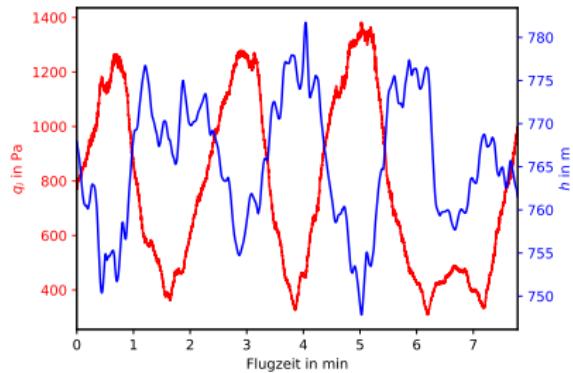


Abb. 19: Fitting zur Bestimmung der Korrekturkonstanten

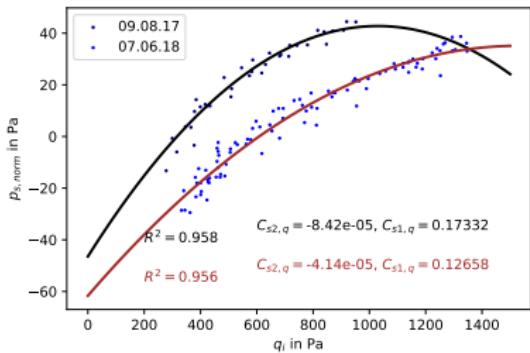


Abb. 20: Verlauf von Staudruck und Flughöhe, 7. Juni 2018

Bestimmung der Konstanten

► Anströmwinkel

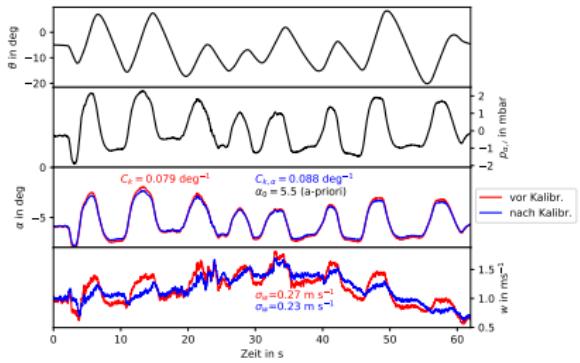


Abb. 21: Pitch-Oszillationsmanöver während eines Testfluges, 9. August 2017

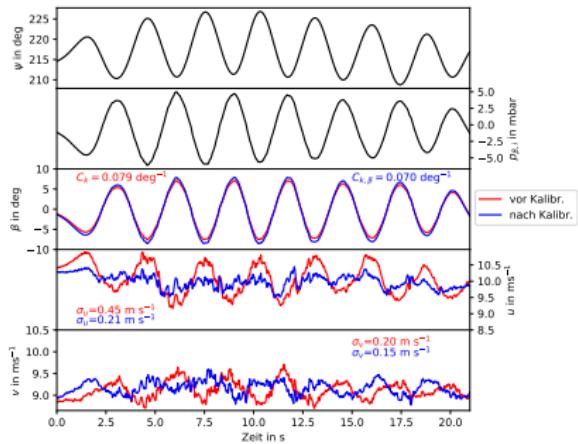


Abb. 22: Yaw-Oszillationsmanöver, gleicher Flug



Inhaltsverzeichnis

Einleitung und Motivation

Grundlagen

Bestimmung des 3D-Windes

Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)

Messung der Anströmwinkel

Aufbau des Messsystems

Geräte

Kalibrierung

Zu lösende Probleme

Synchronisierung

Sensorfehler

Korrektur aerodynamischer Einflüsse

Flüge

Ergebnisse

Bestimmung der Konstanten

Spektrale Leistungsdichte

Zusammenfassung

Spektrale Leistungsdichte

- 1. und 2. Bildflug Demmin, 14. August 2018:

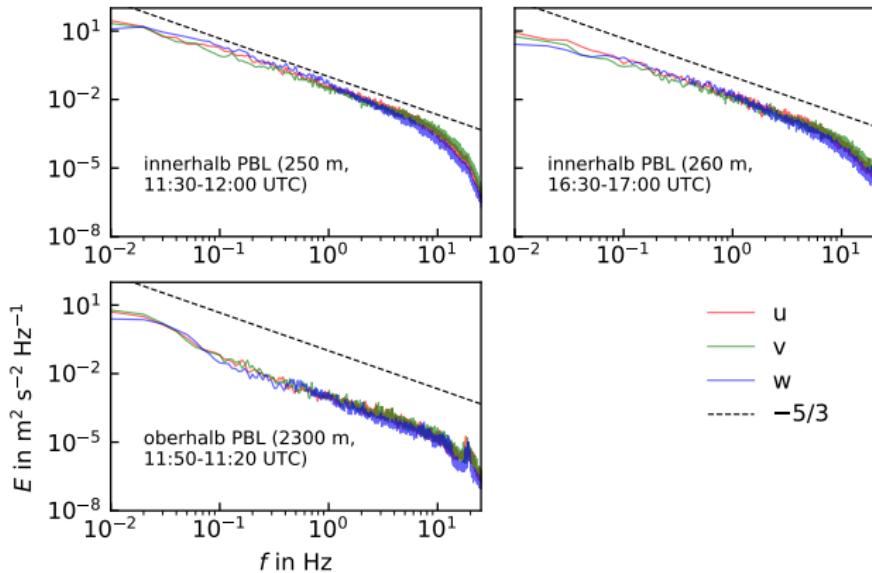


Abb. 23: Spektrale Leistungsdichten für die Windkomponenten, 14. August 2017



Zusammenfassung und Ausblick

1. Konzeption und Bau eines hochmobilen Turbulenz-/Gasflussmesssystems
2. Implementierung Postprocessing
3. Kalibrierung
 - ▶ Isolierung von Fehlerquellen

Ergebnisse

- ▶ Kalibrierungsverfahren verbessert Windmessung ($\sigma_{u|v} \approx \pm 0.3 m s^{-1}$)
- ▶ größere Unsicherheiten in extremen Fluglagen
- ▶ Isolierung von Fehlerquellen nur eingeschränkt möglich

Verbesserungen

- ▶ Einfluss Anströmwinkel auf statische Druckmessung
- ▶ schnelle Temperaturmessungen
- ▶ verifizierbare Vergleichsmessungen (EC-Turm Fly-by)
- ▶ Kopplung mit Gasanalyzer ⇒ **Gasflüsse**

Literatur (Auswahl)

-  **J. Anderson.**
Fundamentals of Aerodynamics.
McGraw-Hill Education, 2010.
-  **D. H. Lenschow.**
Probing the atmospheric boundary layer.
American Meteorological Society, 1986.
-  **C. Drüe und G. Heinemann.**
A review and practical guide to in-flight calibration for aircraft turbulence sensors.
Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, 30(12): 2820–2837, 2013.
-  **D. N. Axford.**
On the accuracy of wind measurements using an inertial platform in an aircraft, and an example of a measurement of the vertical mesostructure of the atmosphere.
Journal of Applied Meteorology, 7:645–666, 1968.
-  **W. Bögel und R. Baumann.**
Test and calibration of the dlr falcon wind measuring system by maneuvers.
Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, 8(1):5–18, 1991.



Vielen Dank für die Aufmerksamkeit!

Anhang

Synchronisierung

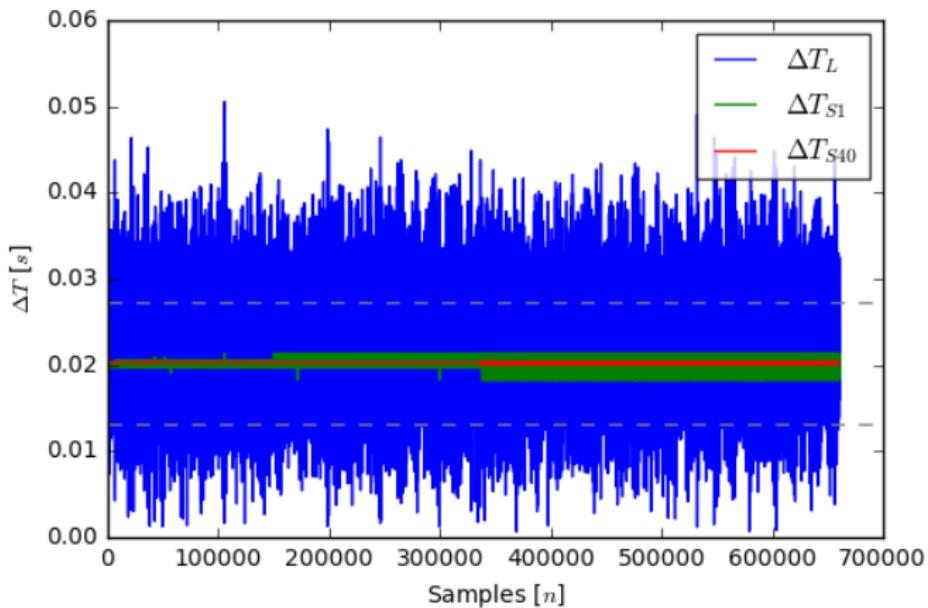


Abb. 24: Zeitstempeldifferenzen eines Drucksensorlogs

Anhang

Synchronisierung

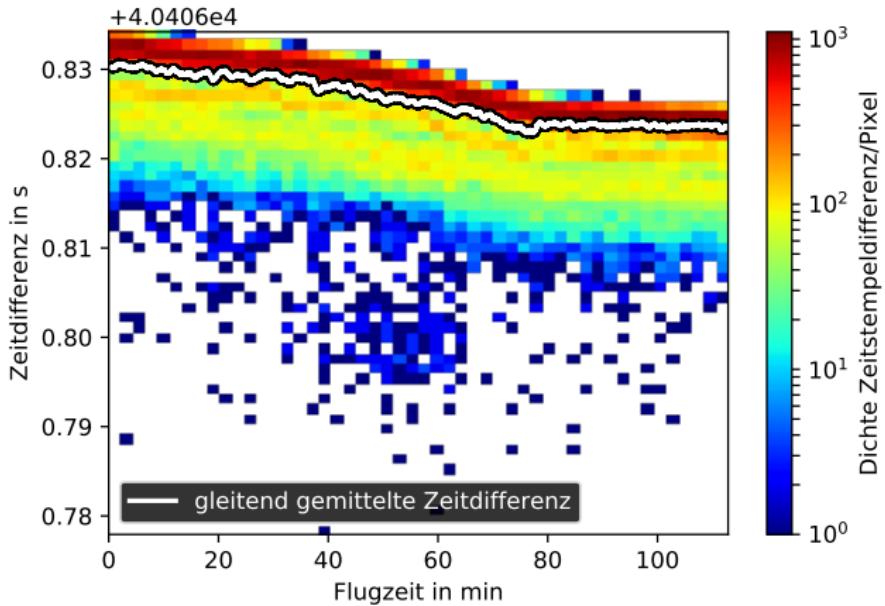


Abb. 25: Zeitstempeldifferenz zwischen GPS-Zeit (t_i) und Systemzeitstempel ($t_{S,i}$) der IMU

Anhang

Bildfluggebiete

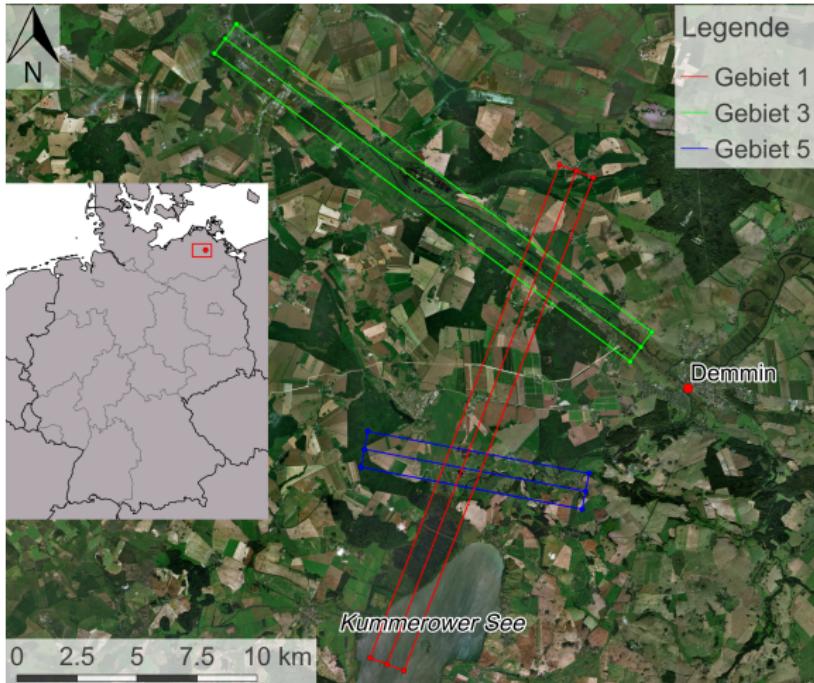


Abb. 26: Bildfluggebiete von der Messkampagne bei Demmin (Mecklenburg-Vorpommern) am 14. und 15. August 2017



Abb. 27: Während eines Testfluges am 9. August 2017