

LUFTDATENSYSYSTEM FÜR DAS UAV ALEXIS

A. Hoffmann, F. Schindler, R. Luckner
Technische Universität Berlin,
Institut für Luft- und Raumfahrt
Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität
Marchstraße 12, Berlin, Deutschland

ÜBERSICHT

Das Studierendenprojekt IFSys (Intelligentes Fliegendes System), mit dem Ziel ein unmanned aerial system (UAS) am Institut für Luft und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin zu entwickeln, wird vorgestellt. Der Name des Flugversuchsträger des UAS ist ALEXIS (Airborne Laboratory for EXperiments on Inflight Systems). Eine Übersicht über das gesamte System wird gegeben, sowie die Entwicklung, Konstruktion und Kalibrierung des Luftdatensystems wird präsentiert. Die für den automatischen Flug benötigten Informationen über den Strömungszustand des unmanned aerial vehicle (UAV) werden mittels Absolut- und Differenz-Druck Messungen bestimmt. Auf die Verbesserung der Signalqualität durch Filter wird eingegangen. Hierfür wird ein Tiefpass mit einem komplementären Filteransatz verglichen.

1 EINLEITUNG

Im Frühjahr 2006 wurde das Programm "Offensive Wissen durch Lernen (OWL)" an der Technischen Universität Berlin eingeführt. Das Ziel ist eine nachhaltige Verbesserung der Lehre und die Unterstützung des Bologna Prozesses, der an der TU Berlin umgesetzt wird. Als Teil von OWL bietet das Studierendenprojekt IFSys den Studierenden die Möglichkeit an einem gesamten Lebenszyklus eines Flugzeuges vom Entwurf, über die Produktion und Betrieb bis zur Wartung beteiligt zu sein, indem sie ein UAS selbstständig entwickeln und betreiben. Das Projekt ist auf 3 Jahre von April 2006 bis März 2009 angelegt.

Ziel des Projektes ist es, durch die Kombination von Theorie und Praxis, ein tief greifendes Verständnis von aeronautischen Schlüsseldisziplinen und Kompetenzen zu generieren. Daher liegt das Hauptinteresse nicht auf der Entwicklung eines UAV mit high-end Charakteristik wie z.B. hoher Manövrierfähigkeit, großer Reichweite oder extremer Miniaturisierung der Zelle oder Systeme.

Die für den automatischen Flug des UAV benötigten Informationen über den Strömungszustand werden mittels Absolut- und Differenz-Druck Messungen bestimmt (Prandtl-Rohr und Vierlochsonde) und durch einen A/D-Wandler in diskrete Werte umgesetzt. Das Luftdatensystem ermittelt die Fluggeschwindigkeit V , den Anstellwinkel α und den Schiebewinkel β , sowie die barometrische Höhe H_{baro} . Die stark verrauschten Messsignale von α und β können prinzipiell durch einen Tiefpass in der Signalqualität verbessert werden. Jedoch gehen durch dieses Filter die hochfrequente Strömungsinformationen verloren. Durch eine komplementäre Filterung mit dem kinematischen Anstell- und Schiebewinkel (α_K und β_K), die sich

jeweils aus inertialen Messdaten bestimmen lassen, kann die Signalqualität der Reaktion auf Stellflächenkommandos erhöht werden.

2 DIE UAS SYSTEMARCHITEKTUR

Die gesamte Architektur des UAS ist in Abbildung 13 dargestellt. Das System wird mittels preiswerten, kommerziellen Serienprodukten (COTS) und Eigenentwicklungen aufgebaut.

2.1 Definitionen

Im weiteren wird unter dem *unmanned aerial vehicle* (UAV) das Modellflugzeug mit dem *automatic flight control system* (AFCS) verstanden, welches aus dem *flight control computer* (FCC), den *flight control laws* (FCL), den Aktuatoren und den Sensoren, sowie dem Sicherheitskonzept besteht.

Das *unmanned aerial system* (UAS) umfasst alle Komponenten, die für den automatischen und unbemannten Flug benötigt werden. Es besteht aus dem UAV, der Bodenstation für die Missionsplanung/Kontrolle, sowie den Data-Links und der Nutzlast.

2.2 Data-Links

Für die Kommunikation zwischen dem fliegenden und dem Segment am Boden werden drei Data-Links benötigt. (i) Der UAV-Operator am Boden kommuniziert mit dem AFCS über einen sicherheitskritischen Data-Link, der durch Funkmodems realisiert ist. (ii) Ein spezial RC-Empfänger dient in Kombination mit einer Fernsteuerung als Sicherheitssystem für den Sicherheitspiloten. (iii) Der Data-Link für die Nutzlast (CCV Kamera) ist noch nicht definiert.

2.3 Automatic flight control system

Das AFCS ermöglicht den automatischen und unbemannten Flug. Seine Teilsysteme sind folgend beschrieben. Der FCC kommuniziert mit ihnen über RS232-Schnittstellen.

2.3.1 Flight Control Computer

Die FCLs und die Sensordatenfusion werden auf einem einkanaligen (simplex) FCC ausgeführt. Als FCC wird ein PC 104 System genutzt, da es klein und leicht ist, einen geringen Leistungsbedarf hat sowie ausreichend Rechenleistung zur Verfügung stellt. In Kombination mit einem Standard-Betriebssystem (Linux) werden keine speziellen Programmierkenntnisse benötigt. Dieses wäre der Fall bei

Verwendung eines Micro Controller. Der FCC hat eine 500 MHz AMD CPU, 512 MB Ram, eine 2GB Flash Disc und 8 RS 232.

2.3.2 Sensoren

Wie in Abbildung 13 zu sehen umfasst das Sensorsystem folgende Komponenten:

- ein selbst entwickeltes Luftdatensystem,
- einen kommerziellen, EGNOS fähigen GPS Empfänger (ublox Antaris 4),
- ein kommerzielles Magnetometer,
- eine selbst entwickelte Inertial Measurement Unit (IMU) und einen
- Ultraschall-Höhensensor.

Die Navigationsdaten werden durch den GPS-Empfänger zur Verfügung gestellt. In einem ersten Schritt werden die Daten durch den EGNOS-Dienst in ihrer Genauigkeit verbessert. In einem Zweiten Schritt werden die Rohdaten durch *Time Differential DGPS* bzw. *Carrier Smoothing* Algorithmen in der Genauigkeit verbessert.

Das Magnetometer dient der Stützung der Lagewinkel insbesondere des Azimuts.

Die inertialen Beschleunigungen und Drehraten werden durch die IMU zur Verfügung gestellt¹. Die Sensordatenfusion der GPS, Magnetometer und IMU Informationen wird mittels eines Kalmanfilter auf dem FCC realisiert.

Zur Höhenmessung über Grund für den Landeanflug dient ein Ultraschall-Sensor.

Das Luftdatensystem wird in Abschnitt 4 genauer beschrieben.

2.3.3 Stellflächen und Antrieb

Abbildung 1 zeigt den Antrieb und die aerodynamischen Stellflächen. Jede dieser Stellflächen wird durch einen elektrischen Servoaktuator angesteuert. Insgesamt sind folgende Funktionalitäten realisiert:

- 1) zwei äußere Flaperons, die als Querruder genutzt werden,
- 2) die Seitenruder-Funktion ist durch unsymmetrisches ausschlagen der Klappen des V-Leitwerkes gegeben,
- 3) die Höhenruder-Funktionalität ist durch symmetrischen Ausschlag der Klappen des V-Leitwerkes realisiert,
- 4) zwei Störklappen,
- 5) zwei innere Flaperons, die als Hinterkantenklappen genutzt werden (einsetzbar für *direct lift control*, DLC)
- 6) und ein 2-Blatt Propeller angetrieben durch einen 1,5 KW Elektro-Motor.

¹ Die IMU ist eine Leihgabe des Instituts für Technische Informatik und Mikroelektronik, Fachgebiet Prozessdatenverarbeitung und Robotik, TU Berlin.

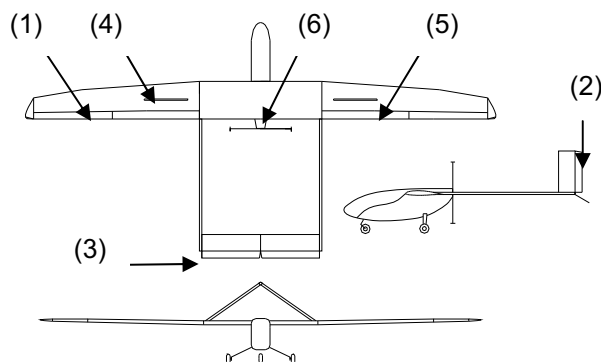


Abbildung 1: Übersicht über die Stellflächen und den Antrieb

2.3.4 Sicherheitskonzept

Das Sicherheitskonzept ermöglicht dem Sicherheitspiloten jederzeit die Kontrolle über das UAV zu übernehmen. Das Konzept ist ähnlich einer Lehrer/Schüler-Betriebsart aus dem Modellbau. In diesem Fall ist der FCC der Schüler und der Sicherheitspilot ist der Lehrer.

3 ALEXIS

Der Flugversuchsträger ALEXIS (Airborne Laboratory for EXperiments on Inflight Systems) ist in Abbildung 2 dargestellt. In [1] sind die Entwurfs-Randbedingungen und die Entwurfs-Mission näher erläutert. Eine Analyse dieser Bedingungen und die Forderung eine Nutzlast von einem Kilogramm und der Größe eines Tetrapack zu befördern führte auf einen Schulterdecker mit einem voluminösen Rumpf in Pusher-Konfiguration mit einem Flügel großer Streckung. Einige charakteristische Daten von ALEXIS sind in Tabelle 1 gegeben.

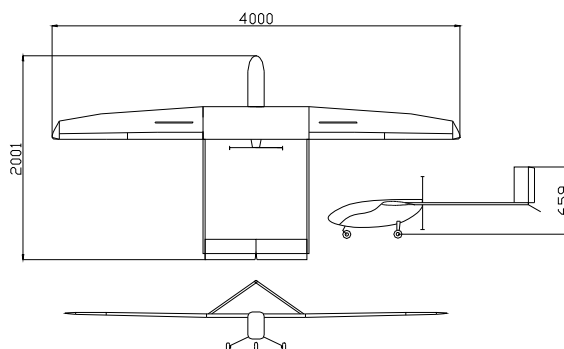


Abbildung 2: Dreiseitenansicht von ALEXIS

Masse	m	9 kg
Streckung	Λ	11,2
Reisegeschwindigkeit	V	20 m/s
Nutzlast	m_{pav}	1 kg
Motor Leistung	kW	1,5
Propeller Durchmesser	d	20"

Tabelle 1: Charakteristische Daten von ALEXIS

4 DAS LUFTDATENSYSTEM

Die für den automatischen Flug benötigten Informationen über den Strömungszustand von ALEXIS werden mittels eines Luftdatensystems bereitgestellt. Das System ist im Windkanal für einen Geschwindigkeitsbereich von $0 < V < 23$ m/s und einen Winkelbereich für α und β von $\pm 24^\circ$ kalibriert worden. Der Strömungszustand wird mittels Absolut- und Differenz-Druck Messung bestimmt, da das System mechanisch robust und kompakt sein muss, um einen sicheren Betrieb des UAV zu gewährleisten.

4.1 Messsondenkonzept

Der Gesamt- und der Statik-Druck werden mit einem Prandtl-Rohr gemessen. Die Messung der Strömungswinkel erfolgt durch eine Vierlochsonde. Um ein möglichst modulares System zu realisieren und die Winkelmessung ggf. durch eine Messung mittels Fähnchen oder einer Schätzung durch Algorithmen ersetzen zu können, wurden die Sonden getrennt realisiert.

Diese Trennung ermöglicht es, beiden Sonden eine optimale Form für die jeweilige Messaufgabe zu geben. So wird in [3] dargelegt, dass für ein Prandtl-Rohr eine elliptische Formgebung der Sondenspitze zu einer geringen Abhängigkeit der Messung von den Strömungswinkeln führt. Des Weiteren wird in [3] ausgeführt, dass eine runde Sondenspitze zu einer starken Abhängigkeit der Differenzdrücke von den Strömungswinkeln führt. Diese Abhängigkeit wird zur Bestimmung der Strömungswinkel ausgenutzt. Daher ist eine runde Sondenspitze bei einer Vierlochsonde sehr gut geeignet.

Die Sonden wurden in ihren geometrische Abmessungen und der Platzierung der Statikbohrungen gemäß den Gestaltungsrichtlinien in [3] entworfen und gefertigt (Abbildung 3)

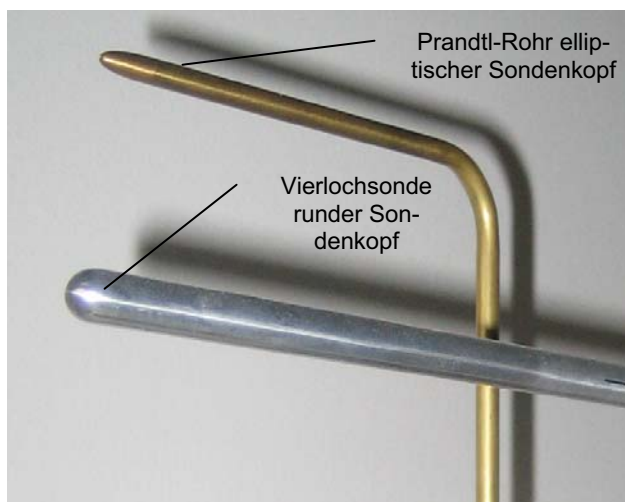


Abbildung 3: Sonden des Luftdatensystems

4.2 Messkette

Das Luftdatensystem für ALEXIS besteht aus drei Hauptkomponenten, den zwei Sonden (Prandtl-Rohr, Vierlochsonde) und der zentralen Datenverarbeitungseinheit

(DVE). Die Messkette wird durch eine stabilisierte 5V Spannungsversorgung, einem RS-232 Pegelkonverter und einem Mess-PC ergänzt (Abbildung 14).

Die DVE ist eine Eigenentwicklung. Sie umfasst mehrere Differenzdruck- und Absolutdruck-Sensoren, die auf einer Platine um einen Mikroprozessor angeordnet sind (Abbildung 4). Dieser Mikroprozessor übernimmt sowohl die A/D-Wandlung mit bis zu 16 bit auf 8 Kanälen, als auch die Umsetzung der digitalen Werte zu einer seriellen Schnittstelle. Es handelt sich um eine RS-232-Schnittstelle mit einem 8N1 Protokoll. Der Pegel der Schnittstelle liegt bei 5V und muss für die Weiterverarbeitung im Mess-PC auf 12V verstärkt werden.

Zur Bestimmung der Fluggeschwindigkeit (P_Prandtl) wurden zwei MEMS-Differenzdruck-Sensoren auf der DVE verbaut. Ein Sensor der Firma Sensortronics, Baureihe HCLA0025BJ (Messbereich 0-25mbar) und ein Sensor der Firma Freescale, Typ MPXV5004DP (Messbereich 0-40mbar). Die Kalibrierung wurde mit dem HCLA-Sensor durchgeführt, weil sein Messbereich besser geeignet ist.

Die Flughöhe wird mittels eines MEMS-Absolutdrucksensors (P-Baro) gemessen. Es handelt sich hierbei um einen Sensor der Firma Sensortronics, Typ BSDX0611Baro (Messbereich 600mbar-1100mbar).

Die Strömungswinkel werden mittels MEMS-Differenzdrucksensoren (P-Diff_1, P-Diff_2) der Firma Sensortronics bestimmt, Typ HCLA12X5EB (Messbereich $\pm 12,5$ mbar).

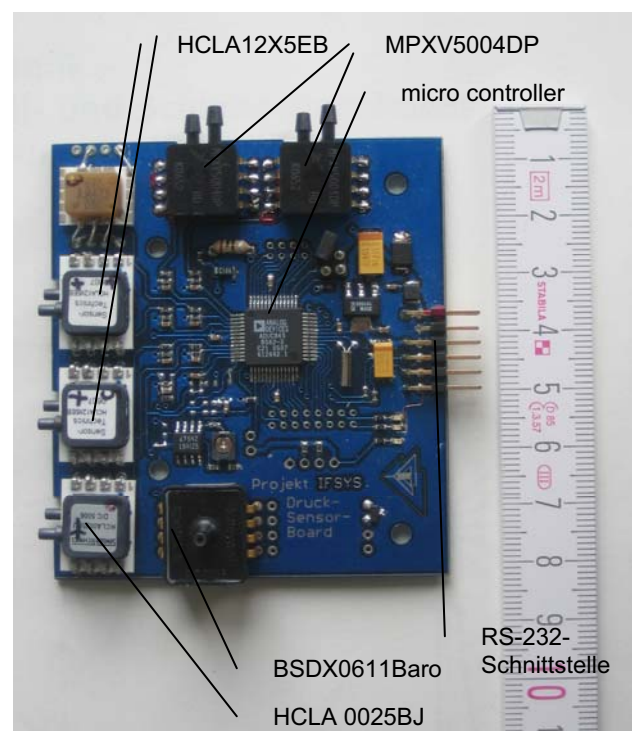


Abbildung 4: Datenverarbeitungseinheit

4.3 Messaufbau

Die Kalibrierung des Luftdatensystems wurde im Grenzschichtwindkanal am Institut für Luft und Raumfahrt der TU Berlin Fachgebiet Aerodynamik durchgeführt. Seine technischen Daten sind in Tabelle 2 zusammengefasst.

Messquerschnitt	400x600 mm
Geschwindigkeitsbereich	0-23 m/s
Turbulenzgrad	0,2-0,6%
Antriebsleistung	18 kW

Tabelle 2: Technische Daten des Windkanals

Der Messaufbau ist in (Abbildung 5) zu sehen. Der Schiebewinkel ist dabei exakt mittels einer Skala um die Drehachse einstellbar. Diese wurde so gewählt, dass die Sondenköpfe immer im zentralen Bereich des Windkanals sind.

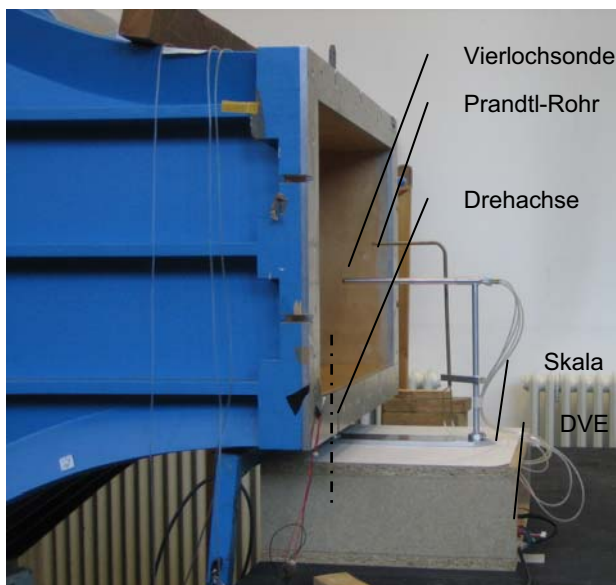


Abbildung 5: Messaufbau in der offenen Messtrecke

4.4 Kalibrierung

Die Messprotokolle und die Durchführung der Kalibrierung sind in [4] nachzulesen. Aufgetragen sind die zeitlichen Mittelwerte der jeweiligen Messung. Die Messreihen wurden zur Kalibrierung durch ein Least-Square-Verfahren ausgewertet.

4.4.1 Geschwindigkeitsmessung

In Abbildung 6 ist die Messreihe (quantisierte Spannungen \tilde{U} , Auflösung 16bit) der Geschwindigkeitsmessung in Abhängigkeit des Schiebewinkels aufgetragen. Die Annahme, dass Prandtl-Rohre mit elliptischen Sondenkopf bis $\pm 15^\circ$ als winkelunempfindlich gelten [2] wird bestätigt und rechtfertigt das Sondenkonzept und den damit verbundenen höheren Aufwand in der Fertigung. Als Ansatzfunktion für die Kalibrierungsfunktion wurde eine quadratische Funktion gewählt. Diese ist in Abbildung 7 dargestellt.

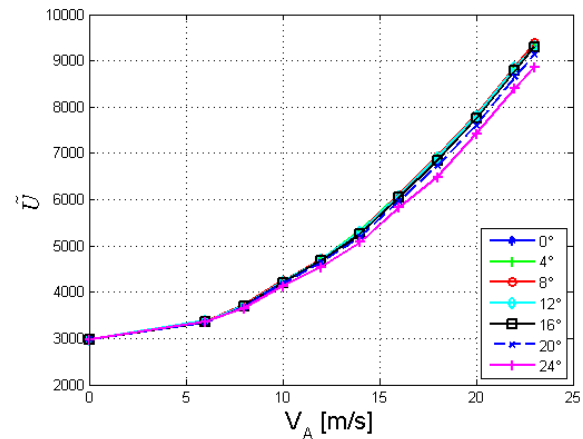


Abbildung 6: Messreihe der Geschwindigkeitsmessung in Abhängigkeit von β

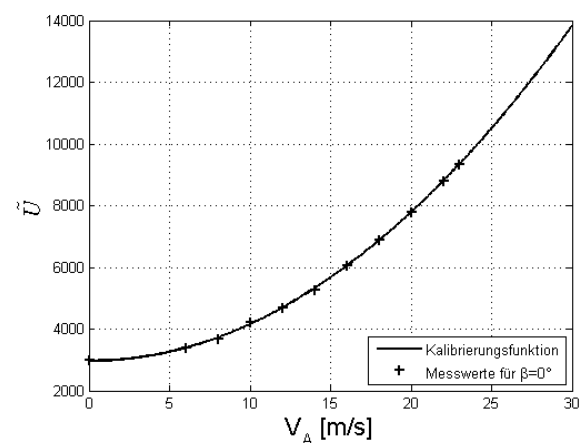


Abbildung 7: Kalibrierungsfunktion des Prandtl-Rohrs

4.4.2 Strömungswinkelmessung

Die Kalibrierung erfolgt für α und β mit der gleichen Methodik. Die Vierlochsonde wird lediglich um 90° gedreht. In Abbildung 8 sind die gemessenen Spannungssignale über dem Schiebewinkel für verschiedene Geschwindigkeiten aufgetragen. Diese weisen einen Nullpunktsfehler von $-1,32^\circ$ auf.

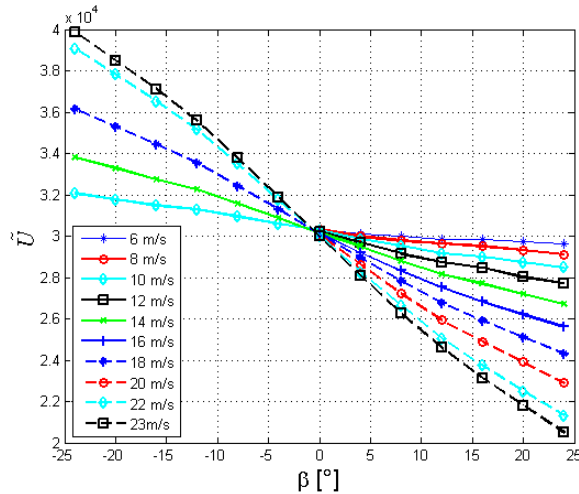


Abbildung 8: Messreihen der Schiebwinkelmessung für verschiedene Geschwindigkeiten

Zur Kalibrierung wurde der Nullpunkt $\tilde{U}_0 = 30288$ der Messreihen verschoben und die Messreihen durch den Faktor 1000 dividiert, um eine bessere Konditionierung für die Identifizierung der Kalibrierungsfunktion zu erreichen (Gl. 1). Als Ansatzfunktion wurde eine Funktion dritten Grades gewählt, um die Abhängigkeit des Schiebwinkels von den quantisierten Spannungen wieder zu geben (Gl.2).

$$\tilde{U}_{kor} = \frac{\tilde{U} - \tilde{U}_0}{1000} \quad \text{Gl. 1}$$

$$\beta = p_1 \tilde{U}_{kor}^3 + p_2 \tilde{U}_{kor}^2 + p_3 \tilde{U}_{kor} + p_4 \quad \text{Gl. 2}$$

Für die Abhängigkeit von der Geschwindigkeit V wurde eine Potenzfunktion angesetzt (Gl. 3)

$$p_i = a_i V^{b_i} + c_i \quad \text{Gl. 3}$$

Die identifizierten Abhängigkeiten der Parameter von der Geschwindigkeit sind in Abbildung 9 wieder gegeben. Die gesamte Kalibrierungsfunktion ist in Abbildung 10 dargestellt.

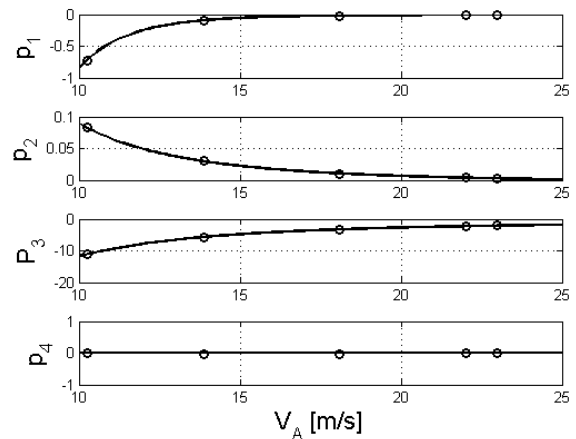


Abbildung 9: Abhängigkeit der Parameter p1-p4 von der Geschwindigkeit

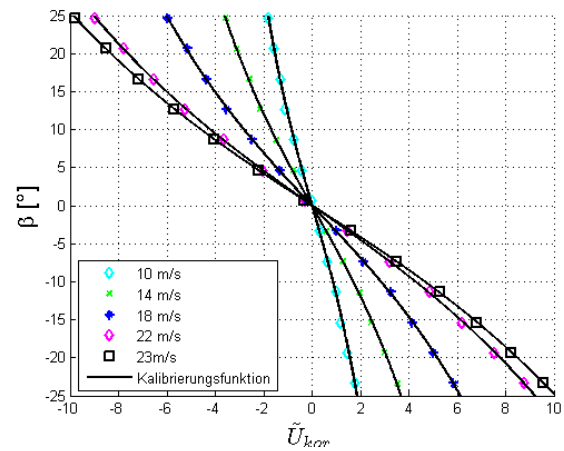


Abbildung 10: Kalibrierungsfunktion des Schiebwinkels

4.4.3 Höhenmessung

Die Kalibrierung der Höhenmessung erfolgt gemäß dem Datenblatt des Sensors. Aus dem Datenblatt des barometrischen Drucksensors ist zu entnehmen, dass dieser einen linearen Zusammenhang zwischen Druck und Spannung liefert [5]. Die Ausgangsspannung liegt zwischen 0,5 V für 600mbar und 4,5 V für 1100mbar. Die Spannung wird mit 16 bit aufgelöst und wird als quantisierte Spannung \tilde{U} ausgegeben. Die Kalibrierungsfunktion ist in Abbildung 11 dargestellt.

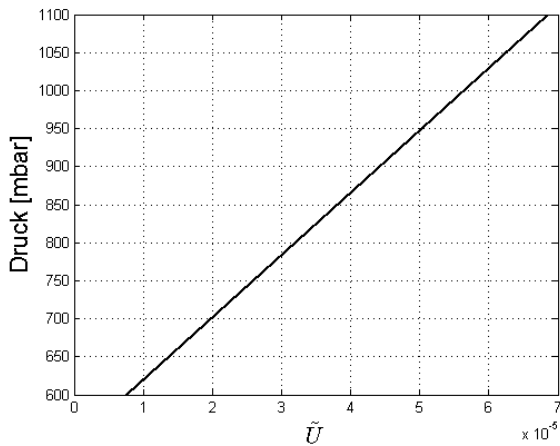


Abbildung 11: Kalibrierungsfunktion der barometrischen Höhe

5 VERBESSERUNG DER SIGNALQUALITÄT

Die Messreihen für den Schiebewinkel und den Anstellwinkel zeigen ein starkes Messrauschen, dessen Intensität stark von der Geschwindigkeit und den Strömungswinkeln abhängig ist. Eine Filterung der Daten für die Weiterverarbeitung in den FCL im FCC ist daher unumgänglich.

5.1 Tiefpassfilterung

Die einfachste Methode die Signalqualität zu verbessern ist die Tiefpassfilterung. Hierdurch wird das hochfrequente Messrauschen gefiltert, hochfrequente Strömungsinformationen gehen aber verloren.

Die Anstellwinkelschwingung in der Längsbewegung und die Taumelschwingung in der Seitenbewegung müssen als Starrkörper-Eigenbewegung durch das gemessene und gefilterte Signal wieder gegeben werden. Die Filterkonstante des Filter ist dementsprechend um den Faktor ~3 größer zu wählen als die Eigenfrequenz der Eigenbewegungsformen. Geeignete Filterkonstanten sind daher $T_\alpha = 3/\omega_{AS}$ für das α -Signal und $T_\beta = 3/\omega_{TS}$ für das β -Signal.

5.2 Komplementärer Filteransatz

In [6] wird ein komplementärer Filteransatz beschrieben. Die Grundidee des komplementären Filters ist, ein verbessertes Signal aus zwei Quellen mit unterschiedlichem Fehlverhalten zu synthetisieren. Wobei die Defizite, die ein Signal in einem Frequenzbereich hat, durch gute komplementäre Signalqualität des anderen Signals kompensiert wird und umgekehrt. Dies geschieht durch Hoch- bzw. Tiefpass Filterung und wird in Abbildung 12 verdeutlicht.

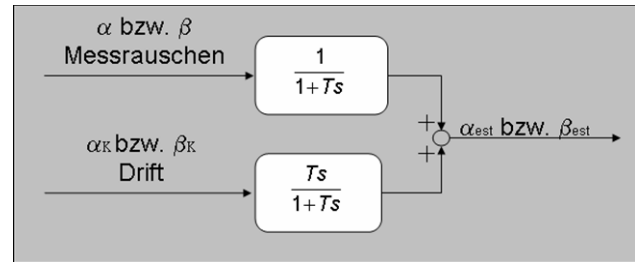


Abbildung 12: komplementäres Filter

Für den hier verfolgten Ansatz wird einerseits das gemessene und stark verrauschte α - bzw. β -Signal aus dem Luftdatensystem verwendet und auf der anderen Seite der Bahnanstellwinkel α_K und der Bahnschiebewinkel β_K . Der Bahnanstellwinkel lässt sich, nach [6], aus inertialen Daten beobachten (Gl. 4).

$$\alpha_K \approx \frac{\Theta - \gamma}{\cos \Phi} \quad \text{Gl. 4}$$

Für die zeitliche Änderung des Bahnschiebewinkel β_K gilt, gemäß [6]:

$$\dot{\beta}_K \approx \frac{n_y g - g \sin \Phi \cos \Theta}{V_K} - r + p \sin \alpha_K \quad \text{Gl. 5}$$

Da einige der zur Bestimmung von α_K und β_K benötigten Größen durch Integration („Strapdown Algorithmus“) bzw. durch Differenziation aus GPS-Daten gewonnen werden, sind vor allem die aus der Integration gewonnen Signale gut geglättet, haben aber schlechtes Driftverhalten.

Eine weitere Annahme ist, dass $\alpha_K = \alpha$ bzw. $\beta_K = \beta$ ist. Diese Annahme ist nur erfüllt wenn α_W und $\beta_W = 0$, da

$$\begin{aligned} \beta_K &\approx \beta + \beta_W \\ \alpha_K &\approx \alpha + \alpha_W \end{aligned}$$

mit der Vorzeichenvereinbarung nach [7]. Sie ist, bei Annahme eines Dryden Spektrums für die Windstörung, für hochfrequente Störungen näherungsweise erfüllt [7].

Im Weiteren wird nur auf das Filter der Längsbewegung eingegangen, da alle Aussagen dann entsprechend für die Seitenbewegung gelten.

5.3 Das lineare Simulationsmodell

Wegen des großen Frequenzabstands zwischen den beiden Eigenbewegungsformen (Anstellwinkelschwingung, Phygoide) und die daraus folgende gute Trennung der Eigenbewegungsformen reicht es aus die Anstellwinkelschwingungs-Näherung zu betrachten. Das Führungsverhalten ist gemäß (Gl. 6) modelliert. Unter der Annahme, dass α_K fehlerfrei und mit voller Bandbreite bestimmt werden kann, wird α_K als exakt vorausgesetzt und nicht gemäß (Gl. 4) rekonstruiert.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_W \\ \dot{q}_K \\ \dot{\alpha}_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -M_\alpha & M_q & M_\alpha \\ -Z_\alpha & Z_q & Z_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_W \\ q_K \\ \alpha_K \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M_\eta \\ Z_\eta \end{bmatrix} [\eta] + \begin{bmatrix} 1 \\ M_q \\ 0 \end{bmatrix} [w_{wx}] \quad \text{Gl. 6}$$

Für den Referenzpunkt (V=20m/s, H=0m) ergeben sich für ALEXIS folgende Zahlenwerte:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_W \\ \dot{q}_K \\ \dot{\alpha}_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 50 & -10,5 & -50 \\ 11 & 0,9 & -11 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_W \\ q_K \\ \alpha_K \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -134 \\ -1 \end{bmatrix} [\eta] + \begin{bmatrix} 1 \\ -10,5 \\ 0 \end{bmatrix} [w_{wx}] \quad \text{Gl. 7}$$

Die Übertragungsfunktionen des Höhenruders auf α_K und α ergeben sich zu:

$$\hat{F}_{\alpha\eta} = \hat{F}_{\alpha_K\eta} = \frac{-s - 131,1}{s^2 + 21,5s + 160,5s} \quad \text{Gl. 8}$$

Die Störübertragungsfunktionen auf α_K und α ergeben sich zu:

$$\hat{F}_{\alpha w_{wx}} = \frac{-s^2 - 19,95s}{s^3 + 21,5s^2 + 160,5s} \quad \text{Gl. 9}$$

$$\hat{F}_{\alpha_K w_{wx}} = \frac{1,55s - 160,5}{s^3 + 21,5s^2 + 160,5s} \quad \text{Gl. 10}$$

Die Eigenfrequenz der Anstellwinkelschwingung liegt bei $\omega_0=12,7$ rad/s, daher wurde für die Filterkonstante T ein Wert von 0,0333s gewählt, um die Anstellwinkelschwingung aus den gemessenen Luftdaten zu bestimmen und nicht aus den beobachteten Größen.

Abbildung 15 zeigt die Frequenzgänge des Ausgangssignals, des tiefpass gefilterten Signals, sowie des komplementär gefilterten Signals.

Auf der linken Seite ist die Übertragung des Höhenruders auf α_K und α dargestellt. Das zusätzliche PT₁-Filter sorgt ab der Filtereckfrequenz für eine zusätzliche Phasendrehung von 90° und eine zusätzlich Amplitudenabfall von -20dB/Dek. Dieses unerwünschte Verhalten wird durch das komplementäre Filter vollständig ausgeglichen und α kann vollständig rekonstruiert werden. Diese Rekonstruktion ist unabhängig von der Filterkonstante, d.h. diese kann beliebig gewählt werden.

Auf der rechten Seite sind die Frequenzgänge der Störübertragung dargestellt. Der Frequenzgang des komplementär gefilterten Signals zeigt im hochfrequenten Bereich die gleiche Schwäche wie das tiefpass-gefilterte Signal. Im niederfrequenten Bereich bildet das komplementäre Filter den Anstellwinkel um ca. 3dB schwächer ab. Dies ist auf eine fehlende Nullstelle in der Störübertragungsfunktion auf α_K sowie auf das negative Vorzeichen des Zählers zurückzuführen.

6 SCHLUSSFOLGERUNG UND AUSBLICK

Luftdaten (Fluggeschwindigkeit, barometrische Höhe, Anstell- und Schiebewinkel) lassen sich mit MEMS-

Datensystemen in für das UAV ALEXIS erforderlicher Qualität messen, wobei im Anstell- und Schiebewinkelsignal Messrauschen durch Tiefpassfilterung unterdrückt werden muss.

Das komplementäre Filter rekonstruiert die Übertragung von den Stellflächen perfekt, hat aber Defizite in der Störübertragung.

Da ein Kalman-Filter optimale Schätzwerte für Zustands- bzw. Ausgangsgrößen bei Anwesenheit von Messrauschen und Prozessrauschen liefert, sollte es möglich sein, α und β in ausreichender Qualität zu synthetisieren. Dieser, im Vergleich zum komplementären Filter, komplexere Filter wird als nächstes untersucht.

7 DANKSAGUNG

Die hier vorgestellten Arbeiten werden durch das TU Berlin Programm "Offensive Wissen durch Lernen" finanziert. Des Weiteren danken wir dem Institut für Technische Informatik und Mikroelektronik (Fachgebiet; Prozessdatenverarbeitung und Robotik) für die zur Verfügung gestellte IMU.

8 LITERATUR

- [1] A. Hoffmann, F. Schindler, R. Luckner: "IFSys a TU Berlin student project", CEAS 2007, Berlin
- [2] W. Nitsche, A. Brunn: "Strömungsmesstechnik 2 Auflage", Springer Verlag, Berlin, 2006
- [3] E. Ower, R.C. Pankhurst: "The Measurement of Air Flow", 5th Edition, Kronberg-Taunus: Pergamon Press GmbH, 1977
- [4] F. Schindler: "Entwicklung, Konstruktion und Kalibrierung eines Luftdatensystems, mit Verbesserung der Signalqualität durch komplementäre Filterung, für ein UAV", Diplomarbeit, Fachgebiet: Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität, Berlin, 2008
- [5] SENSORTECHNICS: Datasheet BSDX Series. www.sensortechncs.com, November 2006
- [6] S. Myschik, M. Heller, F. Holzapfel, G. Sachs: "Low-cost System zur Bestimmung von Anstell- und Schiebewinkel für Kleinflugzeuge", Deutscher Luft und Raumfahrt Kongress 2003, München
- [7] R. Brockhaus: "Flugregelung", 2. Auflage, ISBN 3-540-55416-5, Springer-Verlag, 2001

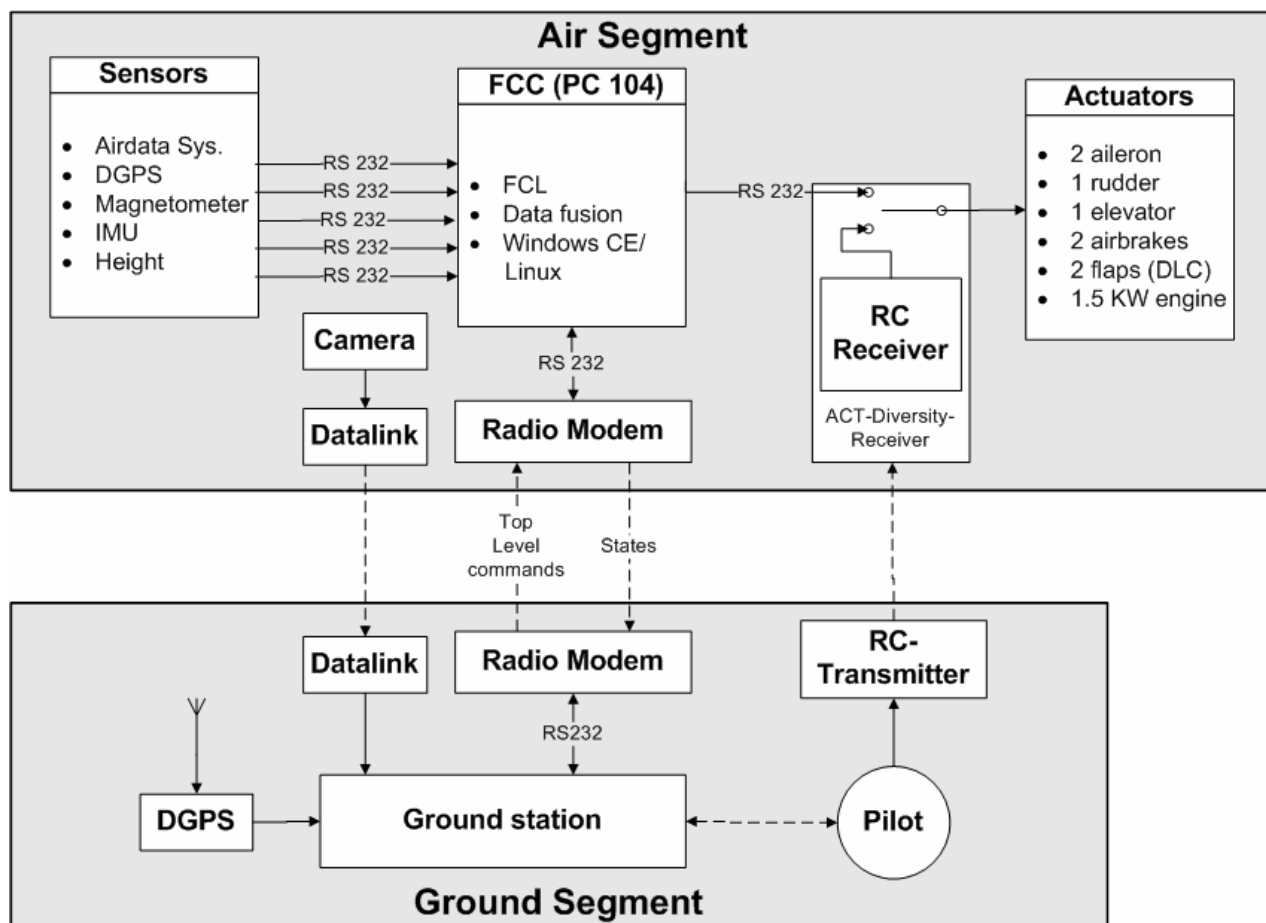


Abbildung 13: Die UAS Systemarchitektur

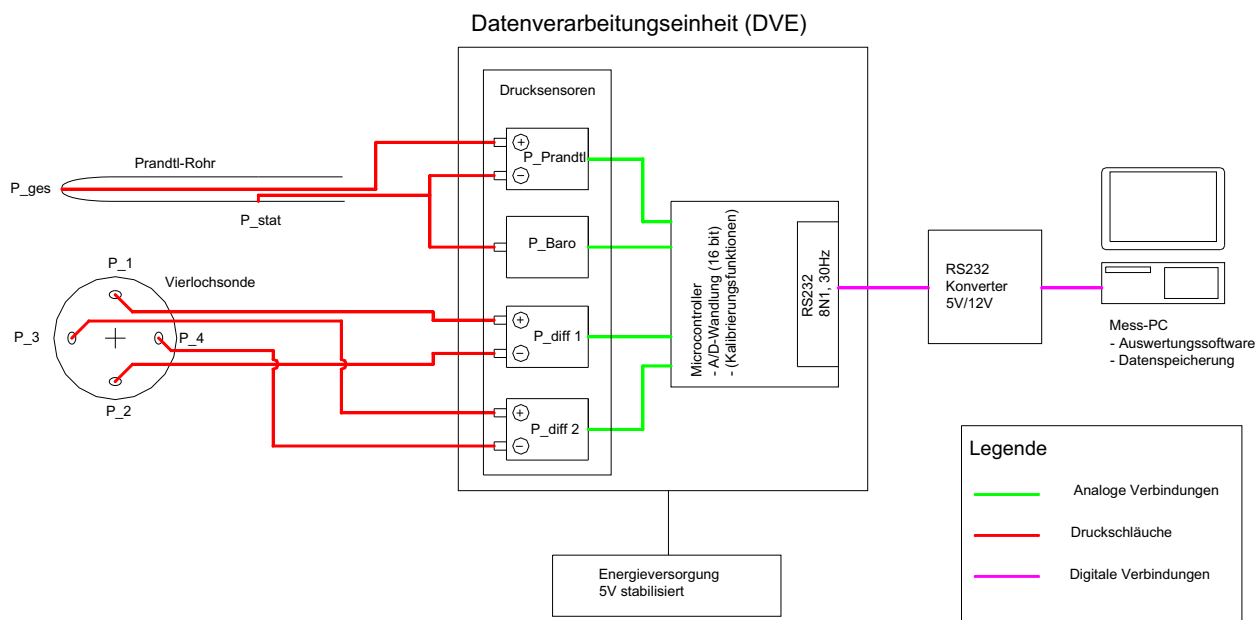


Abbildung 14: Messkette

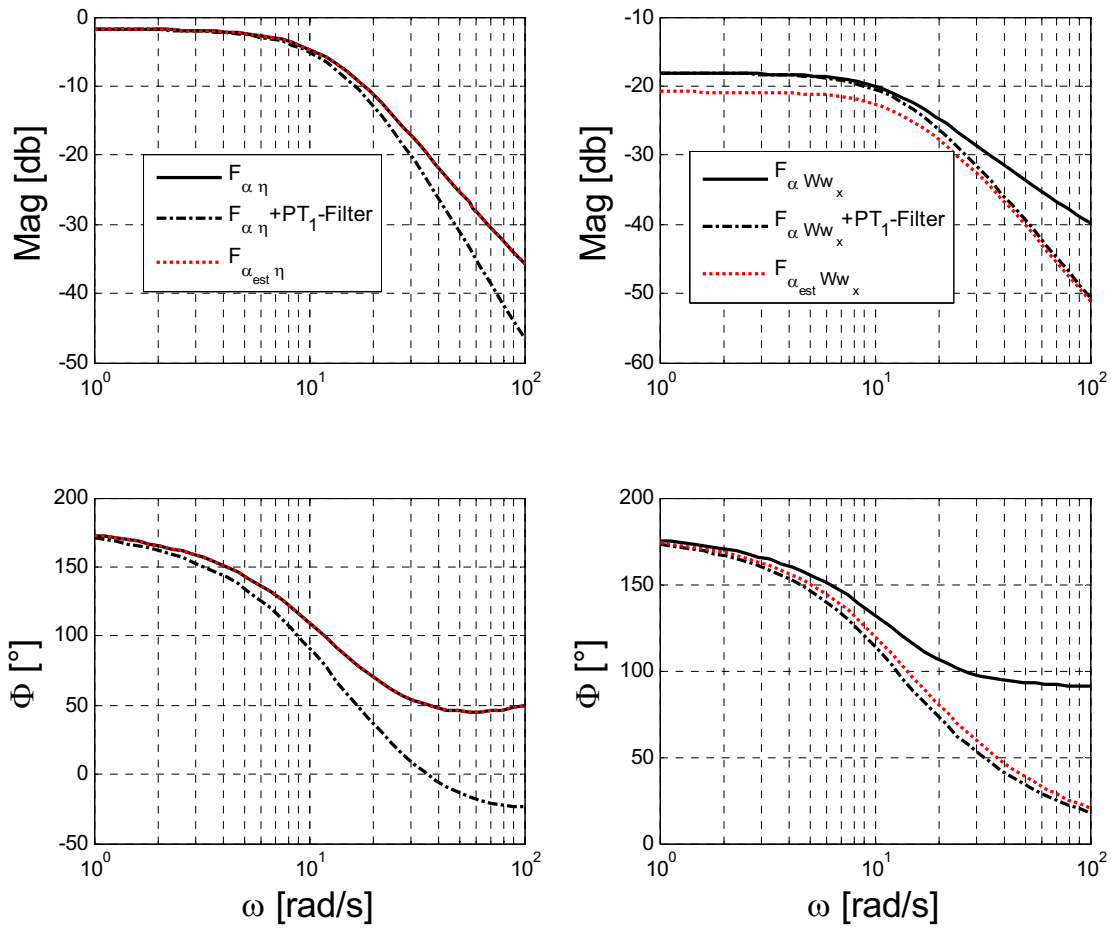


Abbildung 15: Frequenzgänge des Ursprungssignals, des tiefpassgefilterten Signals und des komplementär gefilterten Signals