

10 Anwendungsbeispiel unbemanntes Fluggerät

Das Interesse an unbemannten Fluggeräten, engl. unmanned aerial vehicles (UAV), ist in den letzten Jahren stetig gestiegen. Im militärischen Bereich wurden Systeme entwickelt, die eine Nutzlast von mehreren hundert Kilogramm tragen, in sehr großen Höhen fliegen und viele Stunden in der Luft bleiben können. Beispiele hierfür wären der Global Hawk und der Predator. Für eine Reihe von Anwendungen sind aber auch sehr kleine Fluggeräte interessant, sogenannte mini und micro aerial vehicles (MAV). Die Grenze zwischen UAV und MAV ist nicht eindeutig definiert; häufig wird bei einem Fluggerät, dessen Abmessungen unter einem Meter liegen von einem mini aerial vehicle gesprochen. Ist das Fluggerät kleiner als fünfzehn Zentimeter, handelt es sich um ein micro aerial vehicle.

Die nächsten Abschnitte beschäftigen sich mit einem VTOL-MAV, das in Abb. 10.1 zu sehen ist. VTOL-MAVs¹ besitzen die Fähigkeit zu schweben, was insbesondere bei Überwachungs- und Aufklärungsaufgaben vorteilhaft sein kann. Entscheidend bei dem Einsatz eines solchen MAVs ist eine leichte Handhabbarkeit. Gerade schwebefähige MAVs weisen jedoch anders als viele Flächenflügler eine inhärente Instabilität auf. Daher ist ein sinnvoller Einsatz eines VTOL-MAV nur möglich, wenn zumindest eine automatische Lage- und Höhenregelung vorhanden ist. Während Höheninformationen vergleichsweise einfach mit einem Baro-Altimeter gewonnen werden können, gestaltet sich die Schätzung der Lage des Fluggerätes ungleich schwieriger. In der Literatur findet man verschiedene Ansätze zur Lageschätzung. Mit mindestens drei GPS-Empfängern bzw. einem Mehr-Antennen-Empfänger können Lageinformationen ausschließlich anhand von GPS-Messungen gewonnen werden. Hierzu müssen zwingend GPS-Trägerphasenmessungen genutzt und deren Mehrdeutigkeitswerte festgelegt werden können. Die Genauigkeit der Lagebestimmung ist dabei mit abhängig von dem Abstand der GPS-Antennen zueinander, aufgrund der geometrischen Gegebenheiten des hier betrachteten MAVs scheidet dieser Ansatz somit aus. Ein anderer Ansatz besteht in der Nutzung der Bilder einer oder mehrerer mitgeführter Kameras. Die Ergebnisse entsprechender Bildverarbeitungsalgorithmen dienen dann zur Verbesserung der Navigationslösung oder sogar als alleinige Stützung eines Inertialnavigationssystems, siehe [115],[127],[109],[126]. Bildverarbeitungsalgorithmen sind jedoch sehr rechenaufwändig, so dass eine Bildverarbeitung an Bord des MAV hohe Ansprüche an den Navigationscomputer stellt. Eine Alternative hierzu ist die Durchführung der Bildverarbeitung mit einer Bodenstation, die dort errechneten Ergebnisse können wieder an das MAV übertragen werden. Dazu muss jedoch die kontinuierliche Verfügbarkeit einer Funkverbindung sichergestellt sein, da bei einer solchen Systemarchitektur mit dem Verlust des

¹VTOL steht für vertical take-off and landing.



Abbildung 10.1: VTOL-MAV im Flug, Abmessung von Rotormittelpunkt zu Rotormittelpunkt 54 cm. Mit freundlicher Genehmigung der microdrones GmbH.

Übertragungskanals auch der Verlust der Navigationsinformationen verbunden ist, was unweigerlich einen Absturz zur Folge hat. In der Praxis wird sich eine solche unterbrechungsfreie Datenverbindung nur mit größerem Aufwand realisieren lassen, daher sollen im Folgenden die benötigten Lageinformationen mit einem GPS/INS-System ermittelt werden.

Typische GPS/INS-Systeme für UAVs sind in [68],[131],[67] beschrieben, dort werden mehrere GPS-Antennen genutzt, um auch bei Manövern die Verfügbarkeit einer ausreichenden Anzahl von Satelliten zu gewährleisten. Trotz dieser Maßnahmen kann nicht davon ausgegangen werden, dass bei einem UAV oder MAV in jeder Situation GPS-Messungen verfügbar sind, z.B. beim Flug in Gebäuden oder in Häuserschluchten. Üblicherweise werden bei einem GPS/INS-System GPS-Ausfälle anhand der inertialen Navigationslösung überbrückt. Bei MAVs ist das nicht möglich, da aus Gewichts-, Platz- und Kostengründen MEMS-Inertialsensoren geringer Güte verwendet werden müssen. Dadurch wachsen ohne geeignete Stützinformationen die Navigationsfehler so schnell mit der Zeit an, dass eine Stabilisierung des MAVs nach kürzester Zeit nicht mehr möglich ist.

Um dieses Problem zu lösen, werden in [69],[93],[33] Navigationssystemarchitekturen verwendet, die sich deutlich von den bisher diskutierten GPS/INS-Systemen unterscheiden. Die GPS-Positions- oder Geschwindigkeitsmessungen werden hierbei zur Abschätzung der trajektorienbedingten Beschleunigung verwendet. Diese geschätzte Beschleunigung wird von den Beschleunigungen, die von den Beschleunigungsmessern geliefert werden, subtrahiert. Was verbleibt ist eine Messung der Schwerebeschleunigung, die dazu verwendet werden kann, Roll- und Pitchwinkel zu stützen. Der bei der Kompensation

der trajektorienbedingten Beschleunigung benötigte Yaw-Winkel wird entweder durch Einsatz eines Magnetometers ermittelt, oder anhand der GPS-Geschwindigkeit und aerodynamischer Eigenschaften des Fluggeräts bestimmt; letzteres ist nur bei Flächenfliegern möglich. Fällt bei diesem Integrationsansatz nun GPS aus, so kann die trajektorienbedingte Beschleunigung zwar nicht mehr kompensiert werden, die Beschleunigungsmesserdaten sind aber dennoch von der Schwerebeschleunigung dominiert und können weiterhin zur Stützung von Roll- und Pitchwinkel herangezogen werden. Der wesentliche Nachteil dieses Integrationsansatzes besteht darin, dass vorhandene GPS-Informationen nur suboptimal genutzt werden: Eine Kalibration der Beschleunigungsmesserbiase findet nicht statt. Gerade bei der Verwendung von MEMS-Sensoren geringer Güte kann das aber ein massives Problem sein. Die Biase dieser Sensoren sind meist stark temperaturabhängig, so dass z.B. bei Zimmertemperatur ermittelte Biase bei Kälte im Freien nicht mehr gültig sind. Da diese Temperaturabhängigkeit von Sensor zu Sensor deutlich variieren kann, müsste jeder einzelne Sensor vermessen werden, um bei diesem Integrationsansatz in Verbindung mit einer Temperaturmessung die sich ändernden Biase näherungsweise kompensieren zu können.

Daher soll im Folgenden ein anderer Weg beschritten werden. Zum Einsatz kommt ein GPS/INS-System, das dem in Abschnitt 8.2 beschriebenen Loosely Coupled System stark ähnelt. Bei GPS-Ausfall läuft der Strapdown-Algorithmus jedoch nicht einfach ungestützt weiter. Stattdessen wird auf ein anderes Filter umgeschaltet, das die Lage anhand der Drehratensensordaten extrapoliert und Beschleunigungsmesserdaten zur Lagestützung verwendet. Diese Vorgehensweise vereint die Vorteile eines herkömmlichen GPS/INS-Systems und die des im vorherigen Abschnitt beschriebenen Ansatzes: Sind GPS-Messungen vorhanden, werden sämtliche Inertialsensoren, auch die Beschleunigungsmesser, kontinuierlich kalibriert. Ohne GPS-Empfang wird durch Messung der Schwerebeschleunigung die Langzeitgenauigkeit der Lageschätzung sichergestellt. Der Umschaltvorgang zwischen den Filtern gestaltet sich problemlos, da zur Initialisierung des einen Filters die Lage- und Drehratensensorbiasschätzung des anderen Filters samt zugehöriger Varianzen verwendet werden können, so dass die Konvergenzphase praktisch entfällt.

In den nächsten Abschnitten werden Besonderheiten des GPS/INS-Systems des VTOL-MAVs sowie der Überbrückung von GPS-Ausfällen näher betrachtet.

10.1 Beobachtbarkeit des Yaw-Winkels

Bei einem auf MEMS-Sensoren geringer Güte basierenden GPS/INS-System sind gegenüber den in Abschnitt 8.2 entwickelten Gleichungen massive Vereinfachungen möglich. So können die Erddrehrate, die Transportrate und Coriolis-Terme sowohl in der Strapdown-Rechnung als auch im Kalman-Filter-Systemmodell problemlos vernachlässigt werden. Aufgrund der geringen Abmessungen ist eine Berücksichtigung der Relativposition von GPS-Antenne und Inertialsensorik ebenfalls nicht notwendig. Die geringe Güte der Inertialsensoren und die Schwebefähigkeit des MAVs führen jedoch auch zu Problemen, die bei anderen Systemen nicht beachtet werden müssen. Dies soll anhand des Kalman-Filter-Systemmodells aufgezeigt werden, das sich nach den angesprochenen Vereinfachungen wie folgt darstellt:

$$\begin{pmatrix} \Delta x_n \\ \Delta x_e \\ \Delta x_d \\ \Delta v_n \\ \Delta v_e \\ \Delta v_d \\ \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ \Delta b_{a,x} \\ \Delta b_{a,x} \\ \Delta b_{a,x} \\ \Delta b_{\omega,x} \\ \Delta b_{\omega,y} \\ \Delta b_{\omega,z} \end{pmatrix} \bullet = \begin{pmatrix} 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & \mathbf{I} & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 0 & f_d - f_e \\ 000 & 000 & -f_d & 0 \\ 000 & 000 & f_e & -f_n \\ 000 & 000 & 0 & 0 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \\ 000 & 000 & 000 & 000 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x_n \\ \Delta x_e \\ \Delta x_d \\ \Delta v_n \\ \Delta v_e \\ \Delta v_d \\ \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ \Delta b_{a,x} \\ \Delta b_{a,x} \\ \Delta b_{a,x} \\ \Delta b_{\omega,x} \\ \Delta b_{\omega,y} \\ \Delta b_{\omega,z} \end{pmatrix} + \mathbf{G} \vec{w} \quad (10.1)$$

Der Zusammenhang zwischen Lagefehlern und Geschwindigkeitsfehlern wird durch die kreuzproduktbildende Matrix der in das Navigationskoordinatensystem umgerechneten, gemessenen specific force f_n , f_e und f_d beschrieben. Offensichtlich führt hierbei ein Lagefehler γ nur zu Geschwindigkeitsfehlern, wenn Beschleunigungen in horizontaler Richtung vorliegen, f_n oder f_e also von Null verschieden ist. Andernfalls ist der Lagefehler γ des Yaw-Winkels von den restlichen Zustandsgrößen entkoppelt und somit unbeobachtbar. Dies lässt sich anschaulich leicht erklären: Betrachtet man das Schweben an einer festen Position oder einen unbeschleunigten, geradlinigen Flug, so kann das Fluggerät in Gedanken um die lokale Vertikale gedreht werden, ohne dass dies einen Einfluss auf die Messungen der Beschleunigungsmesser oder den Geschwindigkeitsvektor des Fluggerätes hätte. Diese Drehung um die lokale Vertikale, also eine Änderung des Yaw-Winkels, kann daher nicht mit den Stützinformationen des GPS-Empfängers in Verbindung gebracht werden. Zwar detektieren die Drehratensensoren natürlich eine Änderung des Yaw-Winkels, da bei der Integration der Drehratensensordaten ohne die Möglichkeit zur Stützung aber die Lagefehler mit der Zeit anwachsen, wächst in diesem Szenario ohne weitere Maßnahmen der Yaw-Winkelfehler unbeschränkt an. Zusätzlich wächst die Varianz des Yaw-Winkelschätzfehlers ebenfalls unbeschränkt an, so dass auch das Auftreten numerischer Probleme nur eine Frage der Zeit ist.

Bei einem Flächenflügler kann ausgenutzt werden, dass ein solches Fluggerät nur vorwärts fliegen kann, die Bewegungsrichtung stimmt daher näherungsweise mit der Richtung der x-Achse des körperfesten Koordinatensystems überein. Damit kann anhand des vom GPS-Empfänger gelieferten Geschwindigkeitsvektors auf den Yaw-Winkel geschlossen und so ein unbeschränktes Anwachsen des Yaw-Winkelfehlers verhindert werden.

Diese Vorgehensweise ist bei einem VTOL-MAV nicht anwendbar. Daher wurde als zusätzlicher Sensor ein Magnetometer in das Navigationssystem integriert.

10.1.1 Stützung mit Erdmagnetfeldmessungen

Ein Magnetometer liefert Messungen des Erdmagnetfeldvektors

$$\vec{h}^b = (h_x^b, h_y^b, h_z^b)^T$$

in körperfesten Koordinaten. Dreht man das Magnetometer um eine Achse parallel zu den Feldlinien des Erdmagnetfeldes, so ändern sich die Messwerte des Magnetometers dabei nicht; eine solche Drehung ist daher anhand der Magnetometerdaten nicht beobachtbar. Allgemein gilt, dass für die vollständige Bestimmung der relativen Orientierung zweier Koordinatensysteme zwei nicht-parallele Vektoren in Koordinaten beider Koordinatensysteme benötigt werden². Geht man davon aus, dass der Erdmagnetfeldvektor in Koordinaten des Navigationssystems bekannt ist, so liegt mit den in körperfesten Koordinaten anfallenden Messungen des Magnetometers nur ein Vektor in Koordinaten beider Koordinatensysteme vor. Daher ist eine Bestimmung des Yaw-Winkels nur möglich, wenn Roll- und Pitchwinkel zumindest näherungsweise gegeben sind. Im Endeffekt ist diese Forderung äquivalent zu der Forderung nach einem zweiten Vektor, der sowohl in körperfesten Koordinaten als auch in Navigationskoordinaten bekannt ist. Dieser zweite Vektor ist sowohl bei dem GPS/INS-Filter als auch bei dem im vorigen Abschnitt erwähnten Filter zur Überbrückung von GPS-Ausfällen letztendlich durch den Gravitationsvektor gegeben. Bei einem Kompass wird die Forderung nach einem bekannten Roll- und Pitchwinkel mechanisch gelöst, indem eine horizontale Lage der Nadel erzwungen wird. Die Nadel richtet sich somit parallel zur Horizontalkomponente des Erdmagnetfeldes aus. Geht man davon aus, dass das Fluggerät ebenfalls horizontal ausgerichtet wäre, so könnte der Yaw-Winkel anhand von

$$\psi = -\arctan 2(h_y^b, h_x^b) \quad (10.2)$$

bestimmt werden. Befinden sich die x- und y-Achsen des körperfesten Koordinatensystems nicht in der Horizontalebene, so führt die Verwendung von Gl. (10.2) sehr schnell zu massiven Fehlern: Abb. 10.2 zeigt den Yaw-Winkelfehler der sich ergibt, wenn bei einem Roll- und Pitchwinkel von jeweils zwanzig Grad der Yaw-Winkel trotzdem anhand von Gl. (10.2) berechnet wird. Hierbei wurde von einem Erdmagnetfeld von

$$h^n = (h_n, h_e, h_d)^T = (20536.76, 239.1, 43465.33)^T \text{ nT}$$

ausgegangen, wie es laut [8] bei neunundvierzig Grad nördlicher Breite und acht Grad östlicher Länge vorliegt. Bei dem hier betrachteten VTOL-MAV sind Roll- und Pitchwinkel von zwanzig Grad und mehr je nach Aggressivität der Manöver und Wind eher die Regel als die Ausnahme. Die Magnetometerdaten könnten daher ohne Kenntnis von Roll- und Pitchwinkel nicht genutzt werden. Natürlich wäre ohne Kenntnis von Roll- und Pitchwinkel auch eine Stabilisierung des MAV nicht möglich, auf deren Notwendigkeit zur Interpretation der Magnetometerdaten wird meist jedoch nicht hingewiesen.

²Die Bestimmung der relativen Orientierung zweier Koordinatensysteme anhand von zwei Vektoren, die in Koordinaten beider Koordinatensysteme bekannt sind, wird Waaba's Problem genannt.

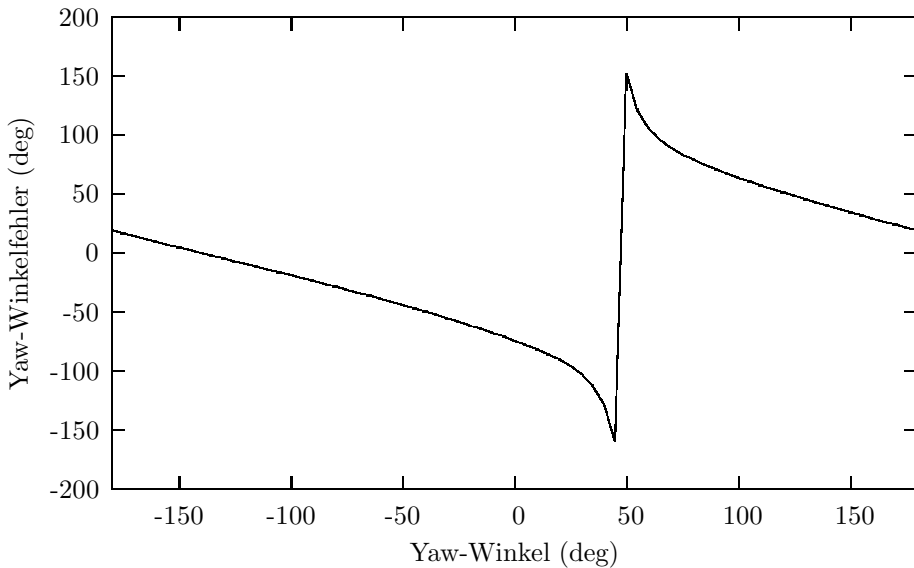


Abbildung 10.2: Yaw-Winkelfehler, der sich abhängig vom Yaw-Winkel ergibt, wenn vorliegende Roll- und Pitchwinkel von jeweils zwanzig Grad bei der Berechnung des Yaw-Winkels vernachlässigt werden.

Im Folgenden soll die Messgleichung hergeleitet werden, die für Verarbeitung einer Erdmagnetfeldmessung im Navigationsfilter benötigt wird.

Der Zusammenhang zwischen der in körperfesten Koordinaten anfallenden Erdmagnetfeldmessung und dem in Koordinaten des Navigationskoordinatensystems bekannten Erdmagnetfeldvektor lässt sich anhand von

$$\tilde{\vec{h}}^b = \mathbf{C}_b^{n,T} \vec{h}^n + \vec{v}_m \quad (10.3)$$

beschreiben, \vec{v}_m ist hierbei das Messrauschen. Aus dem bereits aus Abschnitt 8.2 bekannten Zusammenhang

$$\mathbf{C}_b^{\hat{n}} = (\mathbf{I} + \mathbf{\Psi}_n^{\hat{n}}) \mathbf{C}_b^{\hat{n}}$$

folgt

$$\mathbf{C}_b^{n,T} = \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} (\mathbf{I} + \mathbf{\Psi}_n^{\hat{n}}) . \quad (10.4)$$

Durch Einsetzen erhält man so

$$\begin{aligned}
 \tilde{\vec{h}}^b &= \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} (\mathbf{I} + \boldsymbol{\Psi}_n^{\hat{n}}) \vec{h}^n + \vec{v}_m \\
 &= \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \vec{h}^n + \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \boldsymbol{\Psi}_n^{\hat{n}} \vec{h}^n + \vec{v}_m \\
 &= \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \vec{h}^n - \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} [\vec{h}^n \times] \vec{\psi}_n^{\hat{n}} + \vec{v}_m .
 \end{aligned} \tag{10.5}$$

Die Messgleichung, die den Zusammenhang zwischen der Erdmagnetfeldmessung und den Lagefehlern beschreibt, ist damit gegeben durch

$$\tilde{\vec{h}}^b - \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \vec{h}^n = -\mathbf{C}_b^{\hat{n},T} [\vec{h}^n \times] \vec{\psi}_n^{\hat{n}} + \vec{v}_m . \tag{10.6}$$

Leider ist das Erdmagnetfeld unter anderem in der Nähe metallischer Objekte gestört. Diese Verzerrungen können zu Fehlern von mehreren Grad bei der Lagebestimmung führen. Obwohl der Yaw-Winkel zur Berechnung der Systemmatrix des Navigationsfilters benötigt wird, gefährdet auch ein Yaw-Winkelfehler von z.B. fünfzehn Grad die Funktionsfähigkeit des Navigationsfilters noch nicht. Roll- oder Pitchwinkelfehler von fünfzehn Grad können jedoch nicht toleriert werden, da dadurch das MAV in einer Lage stabilisiert würde, die sich von der eigentlich gewünschten Lage deutlich unterscheidet. Um diesem eventuell negativen Einfluss der Magnetometerdaten auf Roll- und Pitchwinkel zu begegnen, können in der Messgleichung (10.6) die Lagefehler $\vec{\psi}_n^{\hat{n}}$ zu

$$\vec{\psi}_n^{\hat{n}} = (0, 0, \gamma) \tag{10.7}$$

gesetzt werden. Dadurch wird für die Verarbeitung der Magnetometerdaten angenommen, dass Roll- und Pitchwinkel perfekt bekannt sind. Die endgültige Form der Messgleichung ergibt sich zu

$$\tilde{\vec{h}}^b - \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \vec{h}^n = -\mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \begin{pmatrix} h_e \\ -h_n \\ 0 \end{pmatrix} \gamma + \vec{v}_m . \tag{10.8}$$

Damit wird die Erdmagnetfeldmessung nur zur Stützung des Yaw-Winkels herangezogen, eine Beeinflussung von Roll- und Pitchwinkel findet nicht statt.

10.2 Stabilisierung bei GPS-Ausfall

Liegt ein GPS-Ausfall vor, so wird von dem GPS/INS-Filter auf ein anderes Filter umgeschaltet, das nur die Lage des Fluggeräts und die Drehratensensorbiase schätzt. Aufgrund der geringen Güte der Inertialsensoren muss dieses Umschalten bereits wenige Sekunden nach Verfügbarkeit der letzten GPS-Messung erfolgen. Geschwindigkeitsinformationen können dann ebenso wie Positionsinformationen in horizontaler Richtung natürlich nicht mehr geliefert werden. Höheninformationen stehen durch Einsatz des Baro-Altimeters auch bei einem GPS-Ausfall noch zur Verfügung. Das Filter, das nun während eines GPS-Ausfalls zum Einsatz kommt, soll im Folgenden kurz beschrieben werden.

10.2.1 Systemmodell des Lagefilters

Auch für das Filter, das während eines GPS-Ausfalls Lageinformationen liefert, wurde eine error-state-space-Formulierung gewählt. Als Stützinformationen, d.h. als im Messschritt zu verarbeitende Messungen, dienen die Daten der Beschleunigungssensoren und des Magnetometers. Der Zustandsvektor dieses Lagefilters enthält drei Lagefehler und drei Fehler der Drehratensensorbiase. Das Systemmodell ist gegeben durch

$$\begin{pmatrix} \Delta \vec{\psi}_n^{\hat{n}} \\ \Delta \vec{b}_\omega \end{pmatrix}^* = \begin{pmatrix} \mathbf{0} & -\mathbf{C}_b^{\hat{n}} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta \vec{\psi}_n^{\hat{n}} \\ \Delta \vec{b}_\omega \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\mathbf{C}_b^{\hat{n}} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{n}_\omega \end{pmatrix}. \quad (10.9)$$

Man erkennt, dass es sich hierbei um eine Untermenge des GPS/INS-Filters handelt. Die Drehratensensorbiase wurden als random-walk-Prozesse modelliert, da die Biase von MEMS-Drehratensensoren oftmals eine deutliche Drift aufweisen. Beschleunigungsmesserbiase sind anhand der bei GPS-Ausfall zur Verfügung stehenden Messwerte unbeobachtbar und können daher nicht in den Zustandsvektor des Filters aufgenommen werden.

Grundlage der Verarbeitung der Messungen des Magnetometers ist genau wie beim GPS/INS-Filter die Messgleichung (10.8). Die Verarbeitung der Beschleunigungsmessungen ähnelt der Verarbeitung der Magnetometerdaten stark, die benötigte Messgleichung wird im Folgenden bestimmt.

10.2.2 Stützung mit Beschleunigungsmessungen

Voraussetzung für die Lagestützung mit Messungen der Beschleunigungsmesser ist, dass die Daten der Beschleunigungsmesser von der Schwerebeschleunigung dominiert sind. Mit der Schwerebeschleunigung in Koordinaten des Navigationskoordinatensystems

$$\vec{g}_l^n = (0, 0, g) \quad (10.10)$$

können die Messungen der Beschleunigungsmesser daher durch

$$\tilde{f}_{ib}^b = -\mathbf{C}_b^{n,T} \vec{g}_l^n + \vec{n}_a \quad (10.11)$$

beschrieben werden. Der Fehler bei dieser Annahme, d.h. die trajektorienbedingte Beschleunigung, wird dabei dem Messrauschen \vec{n}_a zugeschlagen. Durch Einsetzen von Gl. (10.4) erhält man

$$\begin{aligned} \tilde{f}_{ib}^b &= -\mathbf{C}_b^{\hat{n},T} (\mathbf{I} + \mathbf{\Psi}_n^{\hat{n}}) \vec{g}_l^n + \vec{n}_a \\ \tilde{f}_{ib}^b + \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \vec{g}_l^n &= -\mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \mathbf{\Psi}_n^{\hat{n}} \vec{g}_l^n + \vec{n}_a \\ \tilde{f}_{ib}^b + \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \vec{g}_l^n &= \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} [\vec{g}_l^n \times] \vec{\psi}_n^{\hat{n}} + \vec{n}_a. \end{aligned} \quad (10.12)$$

Anhand der Beschleunigungsmesserdaten kann nicht auf den Yaw-Winkelfehler γ geschlossen werden, dies zeigt sich bei Berechnung des Kreuzproduktes:

$$[\vec{g}_l^n \times] \vec{\psi}_n^{\hat{n}} = \begin{pmatrix} 0 & -g & 0 \\ g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -g\beta \\ g\alpha \\ 0 \end{pmatrix} \quad (10.13)$$

Die endgültige Messgleichung ergibt sich damit zu

$$\tilde{\vec{f}}_{ib}^b + \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \vec{g}_l^n = \mathbf{C}_b^{\hat{n},T} \begin{pmatrix} 0 & -g \\ g & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \end{pmatrix} + \vec{n}_a. \quad (10.14)$$

Dieses Filter nutzt die bezüglich der Lagebestimmung vorliegende Komplementarität von Beschleunigungs- und Drehratensensordaten aus: Mit den Drehratensensoren werden die höherfrequenten Anteile von Rotationen erfasst. Die Extrapolation der Lage anhand der Drehratensensordaten ist jedoch nur kurzzeitgenau, da z.B. aufgrund der Drehratensorbiase und deren Drift vor allem die niederfrequenten Anteile von Rotationen nicht korrekt ermittelt werden. Eine einzelne Beschleunigungsmessung hingegen mag deutlich von der Trajektorien-dynamik beeinflusst sein, so dass eine direkte Berechnung von Roll- und Pitchwinkel nach Gl. (3.5) zu groben Fehlern führen würde. Die höherfrequenten Anteile von Rotationen werden bei vorliegender Trajektorien-dynamik von den Beschleunigungsmessern daher nur unzureichend erfasst. Längerfristig betrachtet wird aber sehr wohl die Schwerebeschleunigung dominant sein, schon allein da das Fluggerät nicht beliebig lange beschleunigen kann. Die Beschleunigungssensoren liefern folglich Informationen über die niederfrequenten Rotationsanteile. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die temporär vorliegenden trajektorienbedingten 'Fehler' der Beschleunigungsmessungen mit Hilfe der Drehratensensoren überbrückt werden, der Einfluss von Messfehlern der Drehratensensoren wie Drehratensorbiase und Rauschen wird anhand der Beschleunigungsmesserdaten kompensiert, die – mit einer geringen Gewichtung im Lagefilter verarbeitet – somit die Langzeitgenauigkeit der Lageschätzung sicherstellen.

10.3 Systemsimulation

Um die Leistungsfähigkeit des VTOL-MAV-Navigationssystems zu untersuchen, sind numerische Simulationen unabdingbar. Hierbei ist es von entscheidender Bedeutung, dass die Dynamik des Fluggeräts zumindest näherungsweise nachgebildet wird: Für das bei GPS-Ausfall verwendete Lagefilter wird die Annahme gemacht, dass die Beschleunigungsmesser im Wesentlichen die Schwerebeschleunigung messen. Diese Annahme ist bei vorliegender Trajektorien-dynamik nicht vollständig korrekt. Ob dies zu Problemen bei der Lageschätzung führen kann, muss für die zu erwartenden, trajektorienbedingten Beschleunigungen überprüft werden.

Die Struktur der VTOL-MAV-Simulation ist in Abb. 10.3 dargestellt. Ausgehend von den vorliegenden Beschleunigungen und Drehraten werden die Lage, Geschwin-

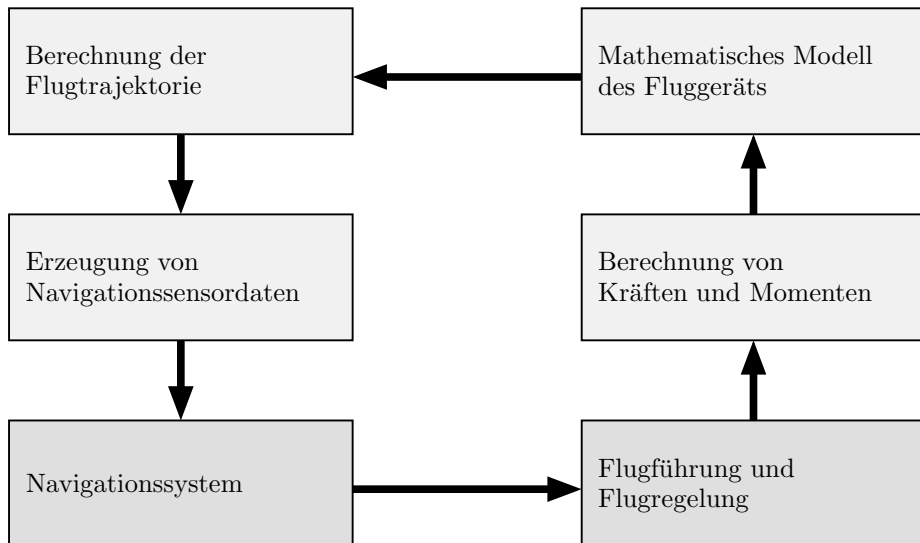


Abbildung 10.3: Blockdiagramm der VTOL-MAV-Simulation.

digkeit und Position des MAV in der Zeit propagiert. Basierend auf dieser Flugtrajektorie werden unter Verwendung entsprechender Fehlermodelle die Daten eines GPS-Empfängers, eines Baro-Altimeters, eines Magnetometers und von MEMS-Inertialsensoren generiert. Diese synthetischen Navigationssensordaten werden dann der VTOL-MAV-Navigationssystemalgorithmik zur Verfügung gestellt, die daraus eine Navigationslösung berechnet. Diese Navigationslösung wird zum Einen mit der idealen Referenz verglichen, was die Berechnung von Navigationsfehlern erlaubt. Zum Anderen dient diese Navigationslösung als Eingangsgröße für die Flugführungs- und Flugregelungsalgorithmen, die unter Berücksichtigung einer vorgegebenen Solltrajektorie entsprechende Stellgrößen zu den Motoren des Fluggeräts berechnen. Ein Modell, das den Zusammenhang zwischen den Motorstellgrößen und den resultierenden Auftriebskräften beschreibt, wird zur Berechnung der Kräfte und Momente verwendet, die wiederum als Eingangsgrößen für ein mathematisches Modell des MAV dienen. Anhand dieses mathematischen Modells werden schließlich die aufgrund der angreifenden Kräfte und Momente resultierenden Beschleunigungen und Drehraten ermittelt, was die Simulationsschleife schließt.

Im Folgenden soll auf die prinzipielle Funktionsweise des MAV eingegangen und das mathematische Modell des Fluggeräts beschrieben werden.

10.3.1 Funktionsprinzip des Fluggeräts

Das VTOL-MAV besitzt, wie in Abb. 10.4 dargestellt, vier Rotoren, von denen zwei Rotoren im Uhrzeigersinn und zwei Rotoren im Gegenuhrzeigersinn drehen. Dadurch wird erreicht, dass sich bei gleicher Drehzahl aller Rotoren alle Drehmomente aufheben. Würden alle Rotoren die gleiche Drehrichtung besitzen, würde sich das MAV ständig um die z-Achse drehen. Dem könnte zwar prinzipiell begegnet werden, indem zwei Rotoren so verkippt werden, dass deren Schub dieser Drehung entgegenwirkt. Eine solche Vorgehensweise ist aus verschiedenen Gründen jedoch nicht praktikabel. So würde man entweder bei unterschiedlichen Nutzlasten unterschiedliche Verkippungen benötigen oder müsste in Kauf nehmen, dass beim rotationsfreien Schwebeflug die verkippten Rotoren mit einer anderen Drehzahl drehen als die nicht verkippten, was ineffizient ist. Daher wird diese Alternative hier nicht weiter betrachtet.

Um eine Drehung um die z-Achse zu kommandieren, wird beispielsweise die Drehzahl der im Gegenuhrzeigersinn drehenden Rotoren erhöht und die Drehzahl der im Uhrzeigersinn drehenden Rotoren verringert. Der Gesamtauftrieb kann so beibehalten werden, die Drehmomente der Rotoren heben sich jedoch nicht mehr auf, was zu der gewünschten Drehung führt.

Eine positive Rollwinkeländerung wird durch die Erhöhung der Drehzahl des linken Rotors und Verringerung der Drehzahl des rechten Rotors erreicht, eine positive Pitchwinkeländerung wird dementsprechend durch Erhöhung der Drehzahl des vorderen und Verringerung der Drehzahl des hinteren Rotors kommandiert.

Eine Translation kann nur erreicht werden, indem ein von Null verschiedener Roll- oder Pitchwinkel eingenommen wird. Bei einem negativen Pitchwinkel beispielsweise beginnt ein Vorwärtsflug, da der in z-Richtung des körperfesten Koordinatensystems anfallende Schubvektor eine Horizontalkomponente besitzt. Eine Höhenänderung schließlich wird durch eine kollektive Erhöhung bzw. Verringerung der Drehzahlen aller Rotoren erreicht.

Nach diesen Betrachtungen ist klar, dass die insgesamt sechs Freiheitsgrade des VTOL-MAV, d.h. drei Lagewinkel und drei Positionskoordinaten, nicht unabhängig voneinander vorgegeben werden können. Schließlich werden Position und Lage anhand von nur vier Stellgrößen, den Drehzahlen der Rotoren, beeinflusst. Das VTOL-MAV gehört damit zu der Klasse der unteraktuierten Systeme.

10.3.2 Mathematisches Modell

In diesem Abschnitt soll ein mathematisches Modell des VTOL MAV entwickelt werden. Da Transportrate, Erddrehrate, Coriolis-Terme und die Krümmung der Erde aufgrund der geringen Güte der Inertialsensoren und des begrenzten Aktionsradius vernachlässigt werden können, wird ein erdfestes Koordinatensystem mit den Achsen Norden, Osten und Unten eingeführt. Dieses Koordinatensystem wird als ein inertiales Koordinatensystem, d.h. unbeschleunigt und nicht rotierend, betrachtet und daher mit dem Index i gekennzeichnet. Dieses Koordinatensystem unterscheidet sich aber bezüglich der Richtung der Koordinatenachsen von dem in Abschnitt 3.1 eingeführten, bisher verwendeten Inertialkoordinatensystem.

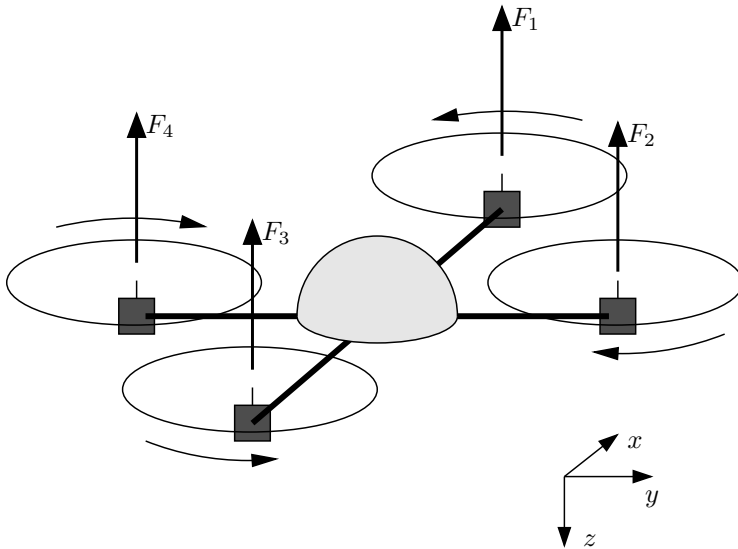


Abbildung 10.4: Funktionsweise des VTOL-MAV.

Translation

Für die translatorischen Bewegungen des MAV sind die Beschleunigungen aufgrund des Schubes der Rotoren und die Schwerebeschleunigung entscheidend. Die von den Rotoren erzeugten Auftriebskräfte werden mit F_1 bis F_4 bezeichnet, siehe Abb. 10.4. Damit erhält man für die Beschleunigung des MAVs

$$\begin{aligned}
 \ddot{v}_{ib}^i &= \mathbf{C}_b^i \ddot{a}_{ib}^b + \vec{g}^i \\
 &= \mathbf{C}_b^i \frac{1}{m} \sum_{n=1}^4 \vec{F}_n^b + \vec{g}^i \\
 &= \frac{1}{m} \mathbf{C}_b^i \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -F_1 - F_2 - F_3 - F_4 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix}.
 \end{aligned} \tag{10.15}$$

Hierbei bezeichnet m die Masse des Fluggeräts. Offensichtlich ist die Richtung, in der das Fluggerät beschleunigt, wesentlich von der in der Richtungskosinusmatrix \mathbf{C}_b^i gespeicherten Lage bestimmt.

Rotation

Das mathematische Modell des MAV muss auch einen Zusammenhang zwischen den Auftriebskräften der Rotoren und den resultierenden Drehraten herstellen. Erzeugen die

Rotoren des MAVs unterschiedliche Auftriebskräfte, so bewirken diese ein Drehmoment \vec{M} . In Koordinaten des Inertialkoordinatensystems ist dieses Drehmoment gleich der zeitlichen Ableitung des Drehimpulses \vec{L} :

$$\vec{M}^i = \frac{\partial \vec{L}^i}{\partial t} \quad (10.16)$$

Analog zum Impuls, der als Produkt von Masse und Geschwindigkeit gegeben ist, erhält man den Drehimpuls als Produkt von Trägheitsmoment und Winkelgeschwindigkeit:

$$\vec{L}^i = \mathbf{J}^i \vec{\omega}_{ib}^i \quad (10.17)$$

Da die Auftriebskräfte der Rotoren in körperfesten Koordinaten anfallen und auch das Trägheitsmoment in körperfesten Koordinaten einfacher zu formulieren ist, soll das Drehmoment ebenfalls in körperfesten Koordinaten betrachtet werden:

$$\vec{M}^b = \mathbf{C}_i^b \vec{M}^i \quad (10.18)$$

$$= \mathbf{C}_i^b \frac{\partial \vec{L}^i}{\partial t} \quad (10.19)$$

Mit

$$\vec{L}^i = \mathbf{C}_b^i \vec{L}^b \quad (10.20)$$

erhält man für die zeitliche Ableitung des Drehimpulses

$$\begin{aligned} \frac{\partial \vec{L}^i}{\partial t} &= \dot{\mathbf{C}}_b^i \vec{L}^b + \mathbf{C}_b^i \dot{\vec{L}}^b \\ &= \mathbf{C}_b^i \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \vec{L}^b + \mathbf{C}_b^i \dot{\vec{L}}^b \end{aligned} \quad (10.21)$$

und damit

$$\vec{M}^b = \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \vec{L}^b + \dot{\vec{L}}^b. \quad (10.22)$$

Liegt nur ein rotierender Körper mit dem Trägheitsmoment \mathbf{J}_F^b vor, so erhält man mit

$$\vec{L}^b = \mathbf{J}_F^b \vec{\omega}_{ib}^b \quad (10.23)$$

durch Einsetzen in Gl. (10.22) die Eulerschen Kreiselgleichungen

$$\vec{M}^b = \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \mathbf{J}_F^b \vec{\omega}_{ib}^b + \mathbf{J}_F^b \dot{\vec{\omega}}_{ib}^b, \quad (10.24)$$

die häufig nur in ausmultiplizierter Form angegeben werden.

Bei dem VTOL-MAV liegen fünf rotierende Körper vor, das eigentliche Fluggerät und die vier Rotoren mit den zugehörigen Läufern der Motoren. Bezeichnet \mathbf{J}_F^b das Trägheitsmoment des Fluggeräts ohne Rotoren und Läufer der Motoren sowie \mathbf{J}_R^b das Trägheitsmoment eines Rotors mit zugehörigem Läufer, so ergibt sich

$$\begin{aligned}\vec{L}^b &= \mathbf{J}_F^b \vec{\omega}_{ib}^b + \sum_{n=1}^4 \mathbf{J}_R^b \vec{\omega}_{ir,n}^b \\ &= (\mathbf{J}_F^b + 4\mathbf{J}_R^b) \vec{\omega}_{ib}^b + \sum_{n=1}^4 \mathbf{J}_R^b \vec{\omega}_{br,n}^b.\end{aligned}\quad (10.25)$$

Hierbei ist $\vec{\omega}_{ib}^b$ die Drehrate des Fluggeräts, $\vec{\omega}_{br}^b$ ist die Drehrate eines Rotors gegenüber dem körperfesten Koordinatensystem.

Bezeichnet man den Abstand zwischen Rotormittelpunkt und Ursprung des körperfesten Koordinatensystems im Zentrum des Fluggeräts mit \vec{l} , so erhält man mit dem Drehmoment

$$\vec{M}^b = \sum_{n=1}^4 \vec{l}_n^b \times \vec{F}_n^b \quad (10.26)$$

und den Gl. (10.22) und (10.25) als Endergebnis

$$\begin{aligned}\sum_{n=1}^4 \vec{l}_n^b \times \vec{F}_n^b &= \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \left[(\mathbf{J}_F^b + 4\mathbf{J}_R^b) \vec{\omega}_{ib}^b + \sum_{n=1}^4 \mathbf{J}_R^b \vec{\omega}_{br,n}^b \right] \\ &\quad + (\mathbf{J}_F^b + 4\mathbf{J}_R^b) \dot{\vec{\omega}}_{ib}^b + \sum_{n=1}^4 \mathbf{J}_R^b \dot{\vec{\omega}}_{br,n}^b.\end{aligned}\quad (10.27)$$

Gleichung (10.27) kann nach $\dot{\vec{\omega}}_{ib}^b$ aufgelöst werden und stellt damit eine Differentialgleichung zur Verfügung, anhand derer die Drehrate des Fluggeräts in Abhängigkeit von den Auftriebskräften der Rotoren berechnet werden kann.

Die darin auftretenden Trägheitsmomente können bestimmt werden, indem man das Fluggerät in Elementarkörper zerlegt und deren Trägheitsmomente der entsprechenden Literatur entnimmt. Alternativ hierzu kann das Fluggerät in Massepunkte m_i zerlegt werden, die sich an den Positionen (x_i, y_i, z_i) im körperfesten Koordinatensystem befinden. Das Trägheitsmoment ist dann durch

$$\mathbf{J}^b = \begin{pmatrix} \sum_i m_i (y_i^2 + z_i^2) & -\sum_i m_i x_i y_i & -\sum_i m_i x_i z_i \\ -\sum_i m_i x_i y_i & \sum_i m_i (x_i^2 + z_i^2) & -\sum_i m_i y_i z_i \\ -\sum_i m_i x_i z_i & -\sum_i m_i y_i z_i & \sum_i m_i (x_i^2 + y_i^2) \end{pmatrix} \quad (10.28)$$

gegeben.

Für die Berechnung der tatsächlichen Flugtrajektorie im Rahmen der Systemsimulation ist ein detailliertes mathematisches Modell nach Gl. (10.27) sinnvoll, hierzu wurden sogar noch weitere experimentell bestimmte Kräfte ergänzt, die vor allem bei größeren Fluggeschwindigkeiten auftreten oder bei Drehungen um die z-Achse aufgrund der Interaktion der Rotoren mit der viskosen Luft relevant sind. Für den Reglerentwurf ist ein einfacheres Modell des MAV jedoch besser geeignet.

Zunächst kann angenommen werden, dass die als Deviatoren bezeichneten Nebendiagonalelemente des Trägheitsmomentes verschwinden:

$$\mathbf{J}_F^b = \begin{pmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{pmatrix} \quad (10.29)$$

Dies ist gleichbedeutend mit einem perfekt symmetrischen Aufbau des Fluggeräts. Zusätzlich kann das Trägheitsmoment der Rotoren vernachlässigt werden. Geht man davon aus, dass das Drehmoment aufgrund der Drehung der Rotoren in der viskosen Luft proportional zur Differenz der Auftriebskräfte der im Uhrzeigersinn und der entgegen dem Uhrzeigersinn drehenden Rotoren ist, so erhält man

$$\begin{aligned} \vec{M}^b &\approx \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \mathbf{J}_F^b \vec{\omega}_{ib}^b + \mathbf{J}_F^b \dot{\vec{\omega}}_{ib}^b \\ \begin{pmatrix} (F_4 - F_2)l \\ (F_1 - F_3)l \\ (F_1 + F_3 - F_2 - F_4)lc \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \omega_{ib,y}^b \omega_{ib,z}^b (J_z - J_y) \\ \omega_{ib,x}^b \omega_{ib,z}^b (J_x - J_z) \\ \omega_{ib,x}^b \omega_{ib,y}^b (J_y - J_x) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} J_x \dot{\omega}_{ib,x}^b \\ J_y \dot{\omega}_{ib,y}^b \\ J_z \dot{\omega}_{ib,z}^b \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (10.30)$$

Die Proportionalitätskonstante für die Drehung um die z-Achse ist hierbei mit c bezeichnet. Die Differentialgleichung, die den Zusammenhang zwischen Auftriebskräften und Drehraten beschreibt, ist damit gegeben durch

$$\dot{\omega}_{ib,x}^b = \omega_{ib,y}^b \omega_{ib,z}^b \frac{J_y - J_z}{J_x} + \frac{(F_4 - F_2)l}{J_x} \quad (10.31)$$

$$\dot{\omega}_{ib,y}^b = \omega_{ib,x}^b \omega_{ib,z}^b \frac{J_z - J_x}{J_y} + \frac{(F_1 - F_3)l}{J_y} \quad (10.32)$$

$$\dot{\omega}_{ib,z}^b = \omega_{ib,x}^b \omega_{ib,y}^b \frac{J_x - J_y}{J_z} + \frac{(F_1 + F_3 - F_2 - F_4)lc}{J_z}. \quad (10.33)$$

Für den Reglerentwurf ist es sinnvoll, nicht direkt die Auftriebskräfte der Rotoren als Stellgrößen zu definieren, sondern geeignete Linearkombinationen der Auftriebskräfte zu wählen. Eine mögliche Definition von Stellgrößen u_1 bis u_4 ist

$$u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad (10.34)$$

$$u_2 = F_4 - F_2 \quad (10.35)$$

$$u_3 = F_1 - F_3 \quad (10.36)$$

$$u_4 = F_1 + F_3 - F_2 - F_4. \quad (10.37)$$

Hierbei bezieht sich u_1 auf den Gesamtauftrieb, beeinflusst also das Steigen und Sinken des Fluggeräts. Eine Drehung um die x -Achse und damit eine Rollwinkeländerung wird durch u_2 kommandiert, u_3 bestimmt die Drehung um die y -Achse und damit – bei vernachlässigbarem Rollwinkel – den Pitchwinkel. Eine Drehung um die z -Achse wird über die Stellgröße u_4 geregelt, diese wird zur Erzwingung des gewünschten Yaw-Winkels benötigt. Insgesamt erhält man für den Reglerentwurf folgendes Modell des VTOL-MAV:

$$\dot{v}_{ib}^i = \vec{g}^i - \frac{1}{m} \mathbf{C}_b^i \vec{e}_z^b u_1 \quad (10.38)$$

$$\dot{\omega}_{ib,x}^b = \omega_{ib,y}^b \omega_{ib,z}^b \frac{J_y - J_z}{J_x} + \frac{l}{J_x} u_2 \quad (10.39)$$

$$\dot{\omega}_{ib,y}^b = \omega_{ib,x}^b \omega_{ib,z}^b \frac{J_z - J_x}{J_y} + \frac{l}{J_y} u_3 \quad (10.40)$$

$$\dot{\omega}_{ib,z}^b = \omega_{ib,x}^b \omega_{ib,y}^b \frac{J_x - J_y}{J_z} + \frac{lc}{J_z} u_4 \quad (10.41)$$

Während für modellbasierte Regler die Kopplung der drei die Rotation bestimmenden Differentialgleichungen einfach berücksichtigt werden kann, muss für den Entwurf von Single-Input-Single-Output-Reglern wie dem PID-Regler diese Kopplung vernachlässigt werden.

10.3.3 Einfluss der Trajektorien­dynamik

Anhand des mathematischen Modells des VTOL-MAVs kann auch der Einfluss trajektorienbedingter Beschleunigungen auf das bei GPS-Ausfall verwendete Lagefilter analysiert werden. Mit Gl. (10.15) und der Abkürzung

$$a_{thrust} = \frac{1}{m} (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \quad (10.42)$$

kann die Beschleunigung des Fluggeräts wie folgt formuliert werden:

$$\vec{a}_{ib}^i = - \begin{pmatrix} \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ - \sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} a_{thrust} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} \quad (10.43)$$

Es soll angenommen werden, dass sich das MAV auf einer konstanten Höhe bewegt. Damit muss gelten:

$$\begin{aligned} 0 &= -\cos \phi \cos \theta \cdot a_{thrust} + g \\ a_{thrust} &= \frac{g}{\cos \phi \cos \theta} \end{aligned} \quad (10.44)$$

Solange die Luftreibung, die die Beschleunigung des Fluggeräts bremst, vernachlässigbar ist, erhält man die Beschleunigung des Fluggeräts zu

$$\vec{a}_{ib}^i = - \begin{pmatrix} \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ 0 \end{pmatrix} \frac{g}{\cos \phi \cos \theta}. \quad (10.45)$$

Die Beschleunigungsmesser messen diese Beschleunigung zusammen mit der Schwerkraftbeschleunigung. Geht man von idealen Beschleunigungssensoren aus und beachtet, dass die Schwerkraftbeschleunigung als scheinbare Beschleunigung nach oben gemessen wird, so erhält man

$$\begin{aligned} \vec{f}_{ib}^b &= \mathbf{C}_b^{i,T} \vec{a}_{ib}^i + \mathbf{C}_b^{i,T} (0, 0, -g)^T \\ &= \begin{pmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \frac{\cos \phi^2 \cos \theta^2 - 1}{\cos \phi \cos \theta} \end{pmatrix} \cdot g + \begin{pmatrix} \sin \theta \\ -\sin \phi \cos \theta \\ -\cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \cdot g \\ &= \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -\frac{g}{\cos \phi \cos \theta} \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (10.46)$$

Das bedeutet, dass sich während einer Beschleunigungsphase bei vernachlässigbarer Luftreibung die aufgrund der Schräglage einkoppelnde Schwerkraftbeschleunigung und die trajektorienbedingte Beschleunigung für den x - und den y -Beschleunigungsmesser gerade aufheben. Während einer solchen Beschleunigungsphase werden folglich systematisch fehlerhafte Stützinformationen verarbeitet, eine verschwindende Beschleunigung in x - oder y -Richtung wird mit einem Roll- bzw. Pitchwinkel von Null Grad in Verbindung gebracht. Das bedeutet aber auch, dass dieser systematische Fehler nicht größer als der vorliegende Roll- bzw. Pitchwinkel ausfällt. Da die Beschleunigungsmessungen vom Lagefilter mit einer niedrigen Gewichtung verarbeitet werden können und sich die bremsende Wirkung der viskosen Luft ziemlich schnell bemerkbar macht, werden die Beschleunigungsphasen anhand der Drehratensensordaten problemlos überbrückt.

10.3.4 Schätzung von Modellparametern

Für die Höhenregelung des VTOL-MAV ist es wichtig, denjenigen Wert der Motorstellgröße zu kennen, bei dem das Fluggerät gerade schwebt. Dieser Wert ist von vielen Parametern abhängig und daher vor dem Flug nur sehr grob bestimmbar: Das Abfluggewicht ist abhängig von der Nutzlast, die Dichte der Luft variiert wetterabhängig und in Abhängigkeit von der Höhe des Abflugortes. Zusätzlich lässt im Laufe des Fluges die Akkuspannung nach, so dass gegen Ende des Fluges zum Schweben eine größere Motorstellgröße benötigt wird als zu Beginn. Daher wird bei dem Fluggerät der zum Schweben benötigte Wert der Motorstellgröße von einem Kalman-Filter geschätzt. Prinzipiell könnte hier auch ein Höhenregler mit Integralanteil zum Einsatz kommen. Dabei treten jedoch eine Reihe von Schwierigkeiten auf; in der Startphase soll die zum Schweben benötigte Motorstellgröße schnell gefunden werden, später sollen nur noch vorsichtige

Änderungen erfolgen. Damit ist es praktisch unmöglich, den Integralanteil des Reglers so zu wählen, dass sowohl während der Startphase als auch im weiteren Flugverlauf gute Ergebnisse resultieren. Hinzu kommt, dass sich ein großer Integralanteil, der für einen zügigen Start benötigt wird, destabilisierend auf die Höhenregelung auswirken kann.

Im Folgenden sollen zwei Kalman-Filter zur Schätzung der zum Schweben benötigten Motorstellgröße entworfen und verglichen werden. Dabei wird davon ausgegangen, dass eine vorliegende Schräglage des Fluggerätes durch die im vorigen Abschnitt ermittelten Kosinusterme von Roll- und Pitchwinkel kompensiert wird, so dass sich das Fluggerät für das Filter so darstellt, als wäre es horizontal ausgerichtet. Die aktuelle Motorstellgröße soll mit s_k bezeichnet werden, die zum Schweben benötigte Motorstellgröße sei s_{hov} . Der Zusammenhang zwischen Motorstellgröße und Drehzahl kann näherungsweise als linear angenommen werden,

$$\omega_{br} = c_1 s_k, \quad (10.47)$$

während die Auftriebskraft näherungsweise proportional zum Quadrat der Drehzahl ist. Damit erhält man

$$u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 = c_2 c_1^2 s_k^2. \quad (10.48)$$

Die Beschleunigung des MAVs nach Unten, a_d , ist somit gegeben durch

$$a_{d,k} = -\frac{1}{m} (c_2 c_1^2 s_k^2 - c_2 c_1^2 s_{hov}^2) \quad (10.49)$$

Diese Beschleunigung kann anhand der Inertialsensoren und der Fluggerätlage ermittelt werden.

Filter A

Gl. (10.49) kann daher als Grundlage für den Entwurf eines ersten Kalman Filters mit dem Zustandsvektor

$$\vec{x}_k = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} s_{hov}^2 \\ \frac{c_2 c_1^2}{m} \end{pmatrix} \quad (10.50)$$

dienen, das im weiteren als Filter A bezeichnet wird. Dieses Filter schätzt das Quadrat der gesuchten Motorstellgröße s_{hov} , da der Zusammenhang zwischen der Messgröße a_d und s_{hov}^2 weniger nichtlinear ist als der Zusammenhang zwischen a_d und s_{hov} . Dennoch liegt eine nichtlineare Messgleichung vor, die Messmatrix muss durch Linearisierung gefunden werden. Man erhält als linearisiertes Messmodell

$$a_{d,k} = (x_{2,k} - s_k^2 + x_{1,k}) \left(\frac{s_{hov}^2}{\frac{c_2 c_1^2}{m}} \right) + v_k, \quad (10.51)$$

wobei v_k das Messrauschen bezeichnet. Das Systemmodell des Filters ist sehr einfach, beide Komponenten des Zustandsvektors können als random-walk-Prozesse modelliert werden.

Filter B

Wenn man ausnutzt, dass die Motorstellgröße s_{hov} per Definition gerade die Schwerebeschleunigung g kompensiert, lässt sich dieses Schätzproblem sogar als lineares Schätzproblem formulieren: Gl. (10.49) kann umgeschrieben werden zu

$$\begin{aligned} a_{d,k} &= -\frac{c_2 c_1^2 s_k^2}{m} + g \\ a_{d,k} - g &= -s_k^2 \cdot \frac{c_2 c_1^2}{m}. \end{aligned} \quad (10.52)$$

Addiert man auf der rechten Seite das Messrauschen hinzu, so kann Gl. (10.52) als Messgleichung eines Kalman-Filters, Filter B, mit nur einer einzigen Zustandsvariable x_1 verstanden werden:

$$\vec{x}_k = (x_1)_k = \left(\frac{c_2 c_1^2}{m} \right)_k \quad (10.53)$$

Da bei der zum Schweben benötigten Motorstellgröße die Vertikalbeschleunigung verschwindet, kann man anhand der geschätzten Zustandsvariable $\hat{x}_{1,k}$ und Gl. (10.52) die gesuchte Motorstellgröße s_{hov} bestimmen:

$$\begin{aligned} -g &= -s_{hov}^2 \cdot \frac{c_2 c_1^2}{m} \\ \hat{s}_{hov} &= \sqrt{\frac{g}{\hat{x}_1}} \end{aligned} \quad (10.54)$$

Vergleich der Filter

Die beiden Filter wurden in numerischen Simulationen verglichen. Dabei zeigte sich, dass Filter A eine deutlich größere Trajektorien­dynamik in vertikaler Richtung und einen deutlich längeren Beobachtungszeitraum benötigt als Filter B, um die Motorstellgröße s_{hov} zu schätzen. Abb. 10.5 zeigt die bei einer solchen numerischen Simulation als Messwert zur Verfügung gestellte Vertikalbeschleunigung, hier liegt sicherlich eine größere Dynamik vor, als in der Praxis erwartet werden kann. Trotz dieser großen Dynamik hat Filter A die zum Schweben benötigte Motorstellgröße auch nach hundert Sekunden nur unzureichend geschätzt, siehe Abb. 10.6, wohingegen Filter B innerhalb weniger Sekunden eine brauchbare Schätzung liefert.

Die Ursache hierfür ist in der Nichtlinearität der Messgleichung von Filter A zu suchen: Solange die Zustandsschätzung des Filters noch grob falsch ist, ist auch der Linearisierungspunkt für die Berechnung der Messmatrix grob falsch. Damit werden die Messwerte nicht korrekt verarbeitet, was eine zügige Konvergenz der Zustandsschätzung verhindert. Bei dem hier betrachteten VTOL-MAV wird daher ausschließlich Filter B zur Schätzung der zum Schweben benötigten Motorstellgröße eingesetzt.

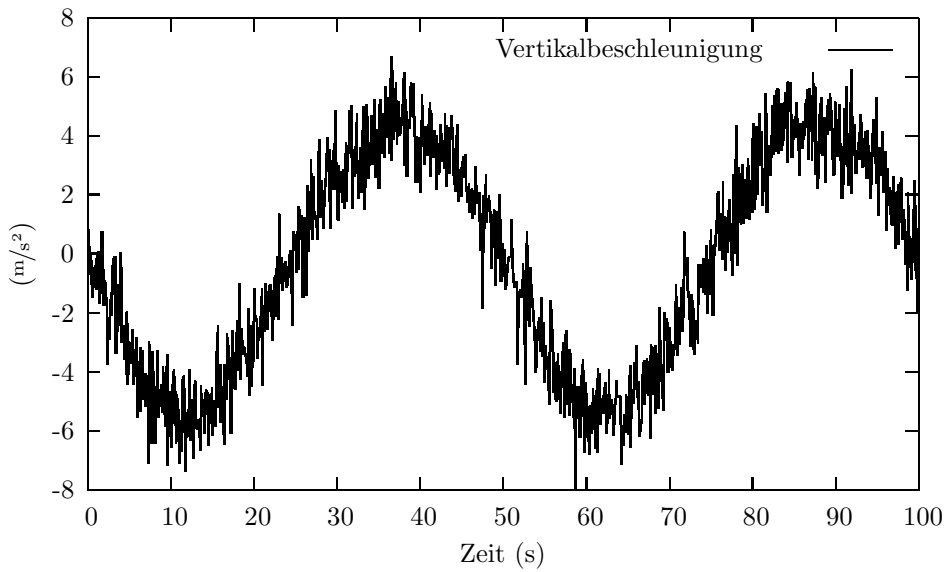


Abbildung 10.5: Für den simulativen Vergleich von Filter A und Filter B generierte Vertikalbeschleunigung.

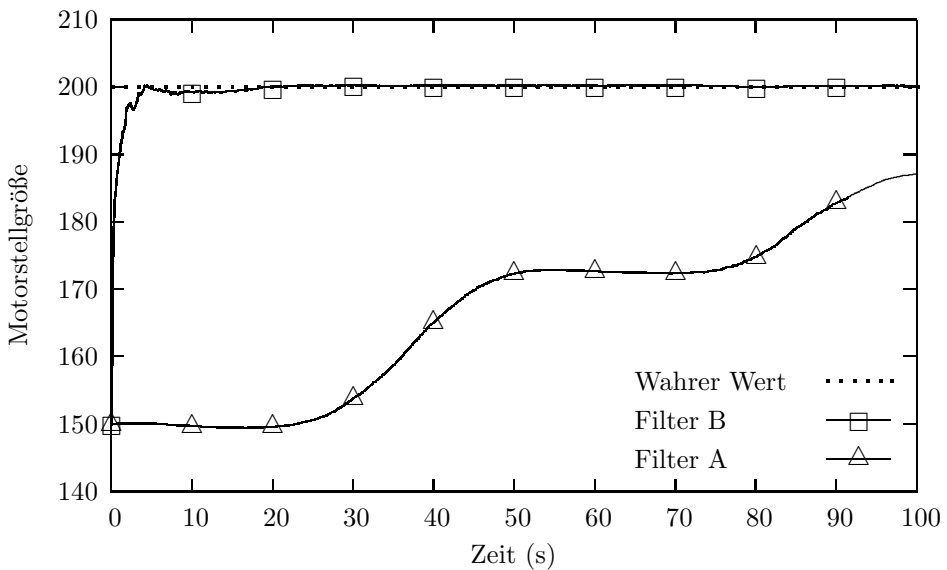


Abbildung 10.6: Schätzung der zum Schweben benötigten Motorstellgröße.

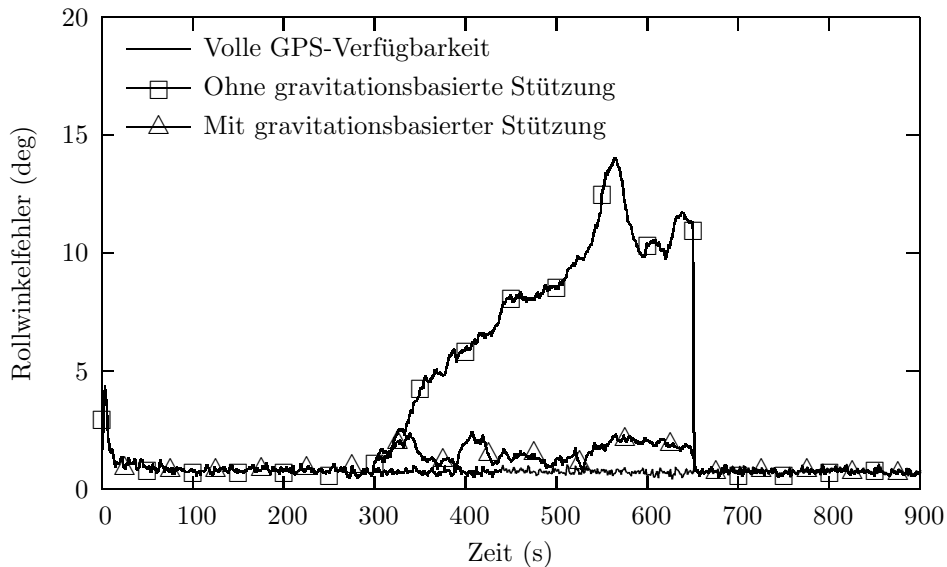


Abbildung 10.7: Mittlere Rollwinkelfehler bei fünfundzwanzig Simulationsläufen.

10.3.5 Ergebnisse der Gesamtsystems simulation

Die Leistungsfähigkeit des integrierten VTOL-MAV-Navigationssystems wurde in numerischen Simulationen analysiert. Hierzu wurden einige Wegpunkte vorgegeben, die unter Verwendung einer geeigneten Flugführungsalgorithmik nacheinander angeflogen wurden. Die von den Flugregelungsalgorithmen benötigten Navigationsinformationen wurden dabei von dem integrierten Navigationssystem zur Verfügung gestellt. Die vom Navigationssystem verarbeiteten, synthetischen Navigationssensordaten wurden anhand von Fehlermodellen generiert, die den im Fluggerät vorhandenen Sensoren nachempfunden waren.

Die über fünfundzwanzig Simulationsläufe gemittelten Roll- und Pitchwinkelfehler sind für verschiedene Szenarien in Abb. 10.7 und Abb. 10.8 zu sehen. Es ist zu erkennen, dass bei kontinuierlicher GPS-Verfügbarkeit nach einer kurzen Konvergenzphase des Filters Lageinformationen gleichbleibender Qualität resultieren.

Zusätzlich sind noch die Lagefehler dargestellt die resultieren, wenn im Zeitraum von dreihundert bis sechshundertfünfzig Sekunden keine GPS-Informationen verarbeitet werden können. Bei einer Überbrückung des GPS-Ausfalls durch rein inertielle Navigation wachsen die Lagefehler kontinuierlich an. Hierbei ist es nur eine Frage der Zeit, wann keine sinnvolle Stabilisierung des Fluggeräts mehr möglich ist. Wird jedoch während des GPS-Ausfalls auf das Lagefilter umgeschaltet, das die beschriebene, gravitationsvektorbasierte Stützung verwendet, kann eine Lagegenauigkeit aufrechterhalten werden, die zwar schlechter ist als bei GPS-Verfügbarkeit, aber zur Stabilisierung des Fluggeräts immer noch ausreicht. Vor allem bei den Rollwinkelfehlern ist der Einfluss

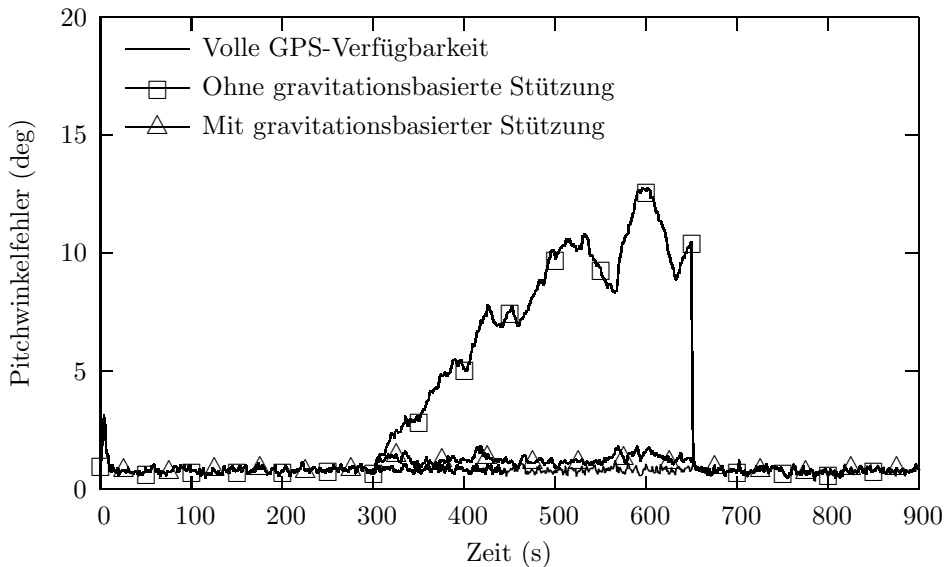


Abbildung 10.8: Mittlere Pitchwinkelfehler bei fünfundzwanzig Simulationsläufen.

der Trajektorien­dynamik zu erkennen, dieser ist jedoch nicht ausreichend, um die Funktionsfähigkeit des Gesamtsystems zu gefährden.

10.4 Experimentelle Verifikation

Die in den numerischen Simulationen mit synthetischen Sensordaten erzielten Ergebnisse konnten in Flugversuchen bestätigt werden. Dazu wurden das Lagefilter und das GPS/INS-Filter auf dem Mikrocontroller des VTOL-MAV implementiert. Hierbei ist eine effiziente Umsetzung der Algorithmen von entscheidender Bedeutung, da die zur Verfügung stehende Rechenleistung begrenzt ist. So ist die Kovarianzmatrix des Schätzfehlers beispielsweise eine symmetrische Matrix, d.h. es genügt, die obere Dreiecksmatrix zu berechnen. Dadurch werden zum Einen eine Vielzahl von Multiplikationen eingespart, zum Anderen wird dadurch die Symmetrie der Kovarianzmatrix sichergestellt, die bei vollständiger Berechnung aufgrund von Rundungsfehlern verloren gehen kann. Diese Vorgehensweise kann als Vorstufe eines Square-Root-Filters betrachtet werden, Square-Root-Filter sind mathematisch äquivalent zu einem gewöhnlichen Kalman-Filter, aber numerisch deutlich robuster. Bei diesen Filtern wird die Kovarianzmatrix in eine Dreiecksmatrix und in eine Diagonalmatrix zerlegt. Weiteres Einsparungspotential bietet die schwach besetzte Transitionsmatrix, da Multiplikationen mit Null nicht ausgeführt werden müssen.

Bei dem im Folgenden betrachteten Flugversuch wurde zu Testzwecken ausschließlich das Lagefilter verwendet. Damit beweist dieser Flugversuch, dass eine Stabilisierung

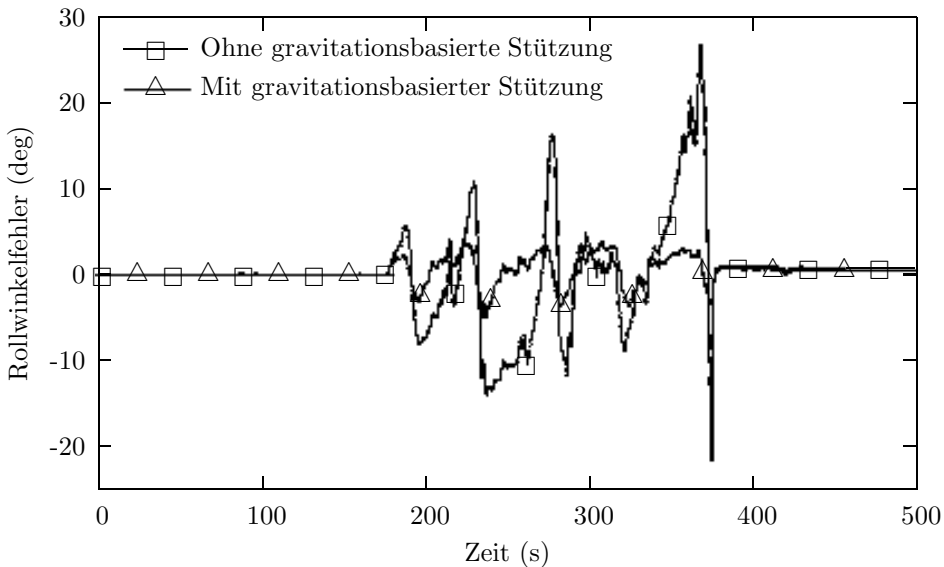


Abbildung 10.9: Veränderung der Rollwinkelschätzung bei einem GPS-Ausfall von 175 bis 375 Sekunden gegenüber der Rollwinkelschätzung mit kontinuierlicher GPS-Verfügbarkeit.

des Fluggeräts, wie aufgrund der numerischen Simulationen erwartet, auch ohne GPS-Messungen gelingt.

Während dieses Flugversuchs wurden alle Navigationssensordaten, auch die des GPS-Empfängers, auf eine Speicherkarte aufgezeichnet. Somit konnten anschließend offline diese Sensordaten mit verschiedenen Navigationsalgorithmen verarbeitet werden. Absolute Aussagen bezüglich der vorliegenden Lagefehler können natürlich nicht getroffen werden, da eine ideale Referenz fehlt. Die Verschlechterung der Lagegenauigkeit bei GPS-Ausfall kann hingegen ermittelt werden. Dazu wurde zunächst unter Verwendung des GPS/INS-Filters die Navigationslösung berechnet, die sich bei einer kontinuierlichen GPS-Verfügbarkeit ergibt. Diese Navigationslösung wurde dann als näherungsweise Referenzlösung verwendet. Schließlich wurde in den Navigationssensordaten ein künstlicher GPS-Ausfall von 175 bis 375 Sekunden erzwungen. Die Veränderung der Roll- und Pitchwinkelschätzung gegenüber der näherungsweisen Referenzlösung ist sowohl für das mit gravitationsvektorbasierter Stützung arbeitende Lagefilter als auch für eine rein inertielle, ungestützte Überbrückung des GPS-Ausfalls in Abb. 10.9 und Abb. 10.10 dargestellt.

Es liegt nahe, diese Veränderung der Lagewinkel als zusätzliche Lagefehler zu interpretieren. Damit decken sich die anhand realer Flugversuchsdaten ermittelten Ergebnisse sehr gut mit den Simulationsergebnissen aus Abschnitt 10.3.5.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass ein integriertes Navigationssystem für ein VTOL-MAV resultiert, das unter allen zu erwartenden Szenarien Navigationsinforma-

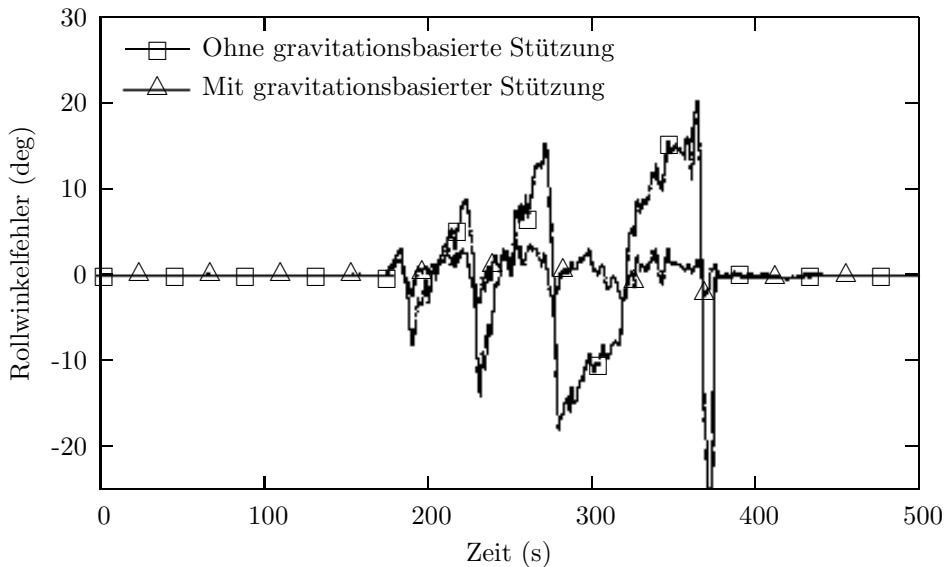


Abbildung 10.10: Veränderung der Pitchwinkelschätzung bei einem GPS-Ausfall von 175 bis 375 Sekunden gegenüber der Pitchwinkelschätzung mit kontinuierlicher GPS-Verfügbarkeit.

tionen liefern kann, die zur Lage- und Höhenregelung des Fluggeräts geeignet sind. Natürlich kann ein solches Navigationssystem auch bei anderen Anwendungen wie Flächenflüglern oder fahrbaren Robotern eingesetzt werden.

10.4.1 Kalibration der Beschleunigungsmesser

Im Endeffekt werden sowohl beim GPS/INS-Filter als auch bei dem Lagefilter die Roll- und Pitchwinkel durch die Beschleunigungssensordaten beeinflusst. Ein Beschleunigungsmesserbias ruft daher unmittelbar einen entsprechenden Lagefehler hervor. Da das GPS/INS-Filter durch die Verarbeitung von GPS-Messungen die Beschleunigungsmesserbiase sehr zügig schätzen kann, stellt dies bei GPS-Verfügbarkeit kein Problem dar. Stehen jedoch keine GPS-Informationen zur Verfügung, können die Beschleunigungsmesserbiase nicht geschätzt werden und die Roll- und Pitchwinkelschätzung des Lagefilters bleibt dauerhaft mit einem Offset behaftet. Aufgrund der Temperaturempfindlichkeit der MEMS-Sensoren sind aber zum Beispiel bei Zimmertemperatur bestimmte Kalibrationsparameter bei Kälte im Freien nicht mehr gültig, bei einem Temperatursprung von zwanzig Grad können sich die Beschleunigungsmesserbiase um 1 m/s^2 und mehr ändern. Daher ist es von Vorteil, über eine schnelle und einfache Möglichkeit zur Kalibration der Beschleunigungsmesser zu verfügen.

In [34] wird ein Verfahren zur Kalibration von Zweiachs- und Dreiachs-Magnetometern vorgeschlagen. Das im Folgenden beschriebene Verfahren zur Kalibration der Beschleunigungsmessertriade ist diesem Verfahren sehr ähnlich.

Es wird ein deterministisches Beschleunigungsmessfehlermodell der Form

$$\begin{pmatrix} \tilde{f}_x \\ \tilde{f}_y \\ \tilde{f}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{s_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{s_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{s_z} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{pmatrix} \quad (10.55)$$

angenommen, die stochastischen Sensorfehler werden nicht betrachtet. Die gemessene specific force ist mit \tilde{f}_x , \tilde{f}_y , und \tilde{f}_z bezeichnet, die wahre specific force mit f_x , f_y und f_z . Bei s_x , s_y und s_z handelt es sich um Skalenfaktoren, b_x , b_y und b_z sind die Beschleunigungsmessbiase, diese Größen sollen bestimmt werden. Aufgelöst nach der wahren specific force ergibt sich

$$\begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} s_x & 0 & 0 \\ 0 & s_y & 0 \\ 0 & 0 & s_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \tilde{f}_x - b_x \\ \tilde{f}_y - b_y \\ \tilde{f}_z - b_z \end{pmatrix}. \quad (10.56)$$

Während der Kalibration soll das Fluggerät in verschiedene Lagen gebracht werden, so dass bei jedem Beschleunigungsmesser die Schwerebeschleunigung einkoppeln kann. Dabei wird eine Beschleunigung des Fluggerätes nach Möglichkeit vermieden. Somit kann ausgenutzt werden, dass die Quadratsumme der gemessenen specific force in den drei Raumrichtungen bei korrekt kalibrierten Sensoren gerade dem Quadrat der Schwerebeschleunigung entspricht:

$$\begin{aligned} g^2 &= f_x^2 + f_y^2 + f_z^2 \\ &= s_x^2(\tilde{f}_x - b_x)^2 + s_y^2(\tilde{f}_y - b_y)^2 + s_z^2(\tilde{f}_z - b_z)^2 \\ &= s_x^2(\tilde{f}_x^2 - 2\tilde{f}_x b_x + b_x^2) + s_y^2(\tilde{f}_y^2 - 2\tilde{f}_y b_y + b_y^2) \\ &\quad + s_z^2(\tilde{f}_z^2 - 2\tilde{f}_z b_z + b_z^2) \end{aligned} \quad (10.57)$$

Es lässt sich ein Zustandsvektor definieren, der Produkte der gesuchten Biase und Skalenfaktoren enthält, die dann linear mit dem Quadrat der Schwerebeschleunigung zusammenhängen:

$$g^2 = (\tilde{f}_x^2 - 2\tilde{f}_x \quad \tilde{f}_y^2 - 2\tilde{f}_y \quad \tilde{f}_z^2 - 2\tilde{f}_z \quad 1) \begin{pmatrix} s_x^2 \\ s_x^2 b_x \\ s_y^2 \\ s_y^2 b_y \\ s_z^2 \\ s_z^2 b_z \\ s_x^2 b_x^2 + s_y^2 b_y^2 + s_z^2 b_z^2 \end{pmatrix}. \quad (10.58)$$

Fasst man das Quadrat der Schwerebeschleunigung als Pseudo-Messwert und die die Beschleunigungsmessungen enthaltende Matrix als Messmatrix auf und ergänzt noch einen Messrauschterm, so liegt mit Gleichung (10.58) ein lineares Messmodell in der bei einem Kalman-Filter üblichen Form vor. Diese Gleichung bildet damit die Grundlage eines Kalman-Filters zur Kalibration der Beschleunigungssensoren. Das Systemmodell kann sehr einfach gewählt werden, die Komponenten des Zustandsvektors können

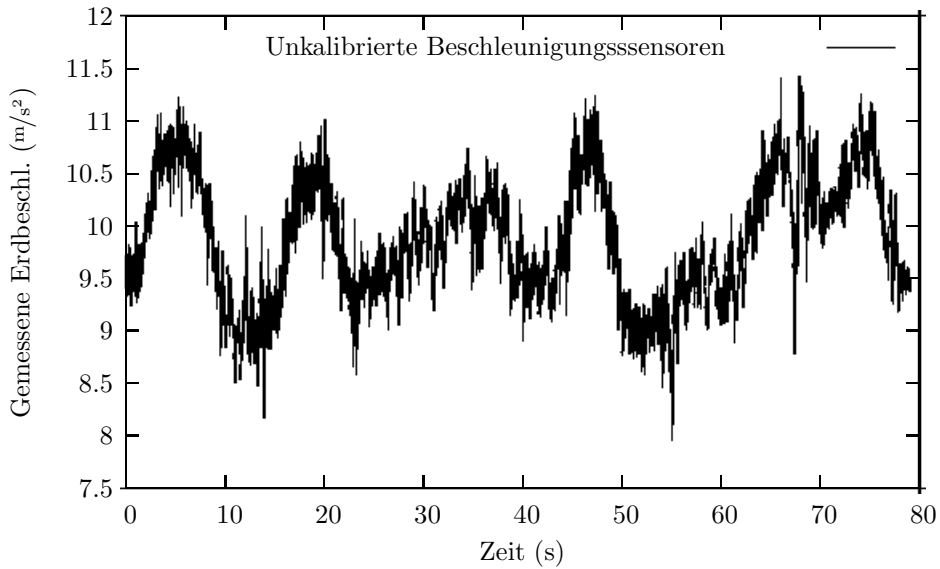


Abbildung 10.11: Schwerebeschleunigung bei Variation der Fluggerätlage, berechnet anhand der unkalibrierten Beschleunigungssensoren.

als konstant angenommen werden. Genau wie bei dem Filter zur Schätzung der zum Schweben benötigten Motorstellgröße wird hier durch die Schätzung von Produkten der interessierenden Größen die Nichtlinearität des Schätzproblems umgangen, die bei einer direkten Schätzung von Biasen und Skalenfaktoren zu massiven Problemen geführt hätte. Bezeichnet man die Komponenten des Zustandsvektors mit x_1 bis x_7 , so kann anhand der vom Kalman-Filter gelieferten Zustandsschätzung über die Gleichungen

$$\hat{s}_x = \sqrt{\hat{x}_1} \quad (10.59)$$

$$\hat{b}_x = \frac{\hat{x}_2}{\hat{x}_1} \quad (10.60)$$

$$\hat{s}_y = \sqrt{\hat{x}_3} \quad (10.61)$$

$$\hat{b}_y = \frac{\hat{x}_4}{\hat{x}_3} \quad (10.62)$$

$$\hat{s}_z = \sqrt{\hat{x}_5} \quad (10.63)$$

$$\hat{b}_z = \frac{\hat{x}_6}{\hat{x}_5} \quad (10.64)$$

auf die zu bestimmenden Skalenfaktoren und Biase geschlossen werden.

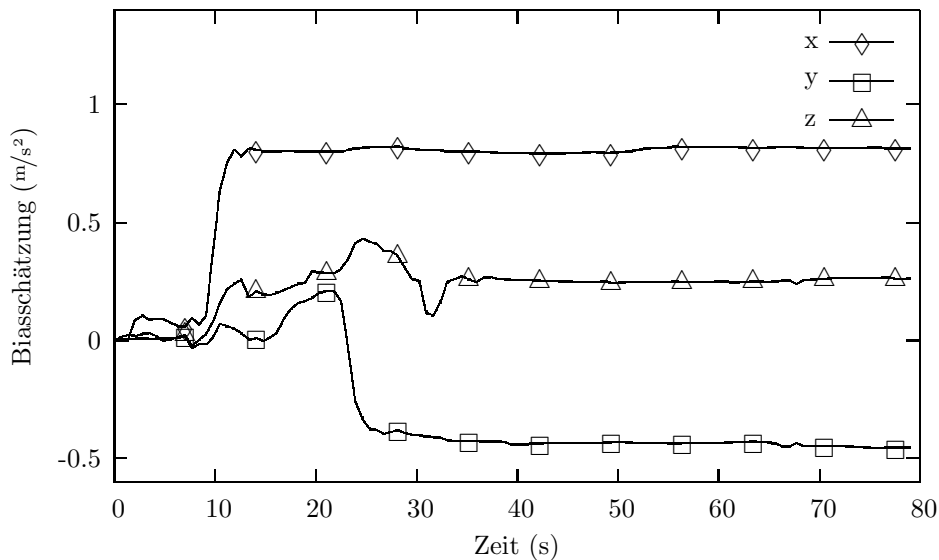


Abbildung 10.12: Geschätzte Beschleunigungsmesserbiase, ermittelt mit dem Kalibrationsfilter.

10.4.2 Ergebnisse

Das vorgeschlagene Verfahren zur Kalibration der Beschleunigungsmesser wurde experimentell auf seine Tauglichkeit getestet. Dazu wurden die Daten der unkalibrierten Beschleunigungssensoren aufgezeichnet, während das Fluggerät von Hand in verschiedene Lagen gebracht wurde, um ein Einkoppeln der Schwerebeschleunigung in die sensitiven Achsen der Beschleunigungsmesser zu ermöglichen.

Abb. 10.11 zeigt die Schwerebeschleunigung, die anhand der unkalibrierten Beschleunigungsmesser berechnet wurde. Man erkennt, dass die berechnete Schwerebeschleunigung teilweise deutlich von ihrem Nominalwert 9.81 m/s^2 abweicht. Da die Beschleunigungssensoren unterschiedliche Biase und Skalenfaktoren aufweisen, ist die berechnete Schwerebeschleunigung lageabhängig, was die Variation der berechneten Schwerebeschleunigung erklärt.

Anschließend wurden die Daten der unkalibrierten Beschleunigungssensoren dem auf Gl. (10.58) basierenden Kalibrationsfilter zur Verfügung gestellt. Abb. 10.12 zeigt exemplarisch die dabei geschätzten Beschleunigungsmesserbiase, die nach kurzer Zeit auf konstante Werte konvergieren.

Abb. 10.13 zeigt die Standardabweichungen der Komponenten des Zustandsvektors, die auch die Beschleunigungsmesserbiase enthalten. Offensichtlich ist die Konvergenz einer Biasschätzung auf einen konstanten Wert auch mit der Abnahme der zugehörigen Standardabweichung verbunden. Diese findet statt, sobald die Lage des Fluggeräts so

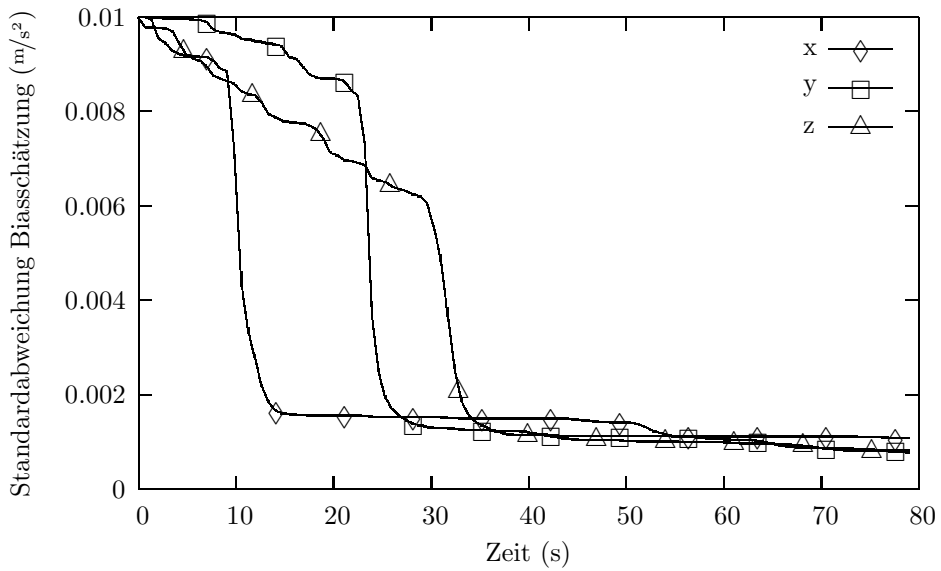


Abbildung 10.13: Standardabweichung der Komponenten des Zustandsvektors des Kalibrationsfilters, die auch die Beschleunigungsmesserbiase enthalten.

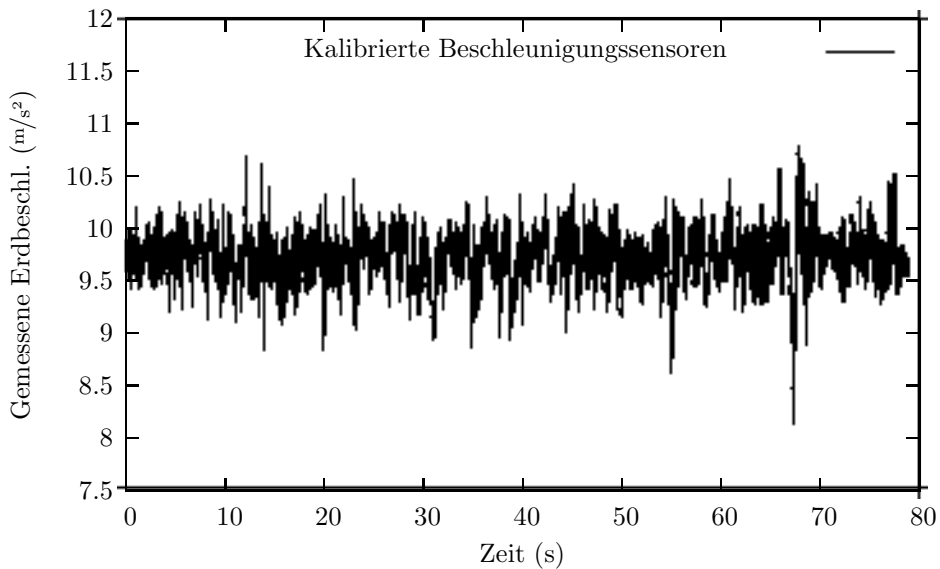


Abbildung 10.14: Schwerebeschleunigung bei Variation der Fluggerätlage, berechnet anhand der kalibrierten Beschleunigungssensoren.

variiert wurde, dass die Schwerebeschleunigung in die entsprechende Beschleunigungsmesserachse positiv und negativ eingekoppelt hat; ohne diese Einkopplung sind die Biase und Skalenfaktoren unbeobachtbar.

Die ermittelten Kalibrationsparameter wurden verifiziert, indem die während der Kalibrationsphase gemessenen Beschleunigungen mit Hilfe dieser Kalibrationsparameter korrigiert wurden. Die korrigierten Beschleunigungen wurden erneut zur Berechnung der Schwerebeschleunigung herangezogen, die so berechnete Schwerebeschleunigung ist in Abb. 10.14 zu sehen. Man erkennt, dass die berechnete Schwerebeschleunigung gut mit ihrem Nominalwert übereinstimmt, auch die bei den unkalibrierten Beschleunigungssensoren beobachteten, lagebedingten Variationen sind verschwunden.

Damit ist die Praxistauglichkeit dieses Verfahrens für eine schnelle, einfache Kalibration der Beschleunigungssensoren bewiesen. Üblicherweise wird zur Kalibration von Beschleunigungsmessern eine exakt horizontal ausgerichtete Fläche verwendet, diese wird hier nicht benötigt, da einige möglichst unbeschleunigte Dreh- und Schwenkbewegungen des Fluggeräts genügen.