

# ERGEBNISSE DES ANDROMEDA-PROJEKTES - AUTOMATISCHE LUFTBILDGEWINNUNG MIT UNBEMANNTEN KLEINFLUGZEUGEN

Thomas Krüger, Claus-Sebastian Wilkens, Peter Vörsmann  
Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme - Technische Universität Braunschweig  
Hermann-Blenk-Str. 23, 38108 Braunschweig, Deutschland

Markus Reinhold, Peter Selsam, Bettina Böhm  
Lehrstuhl für Geoinformatik, Geohydrologie und Modellierung - Universität Jena  
Löbdergraben 32, 07737 Jena, Deutschland

## Zusammenfassung

**Das Ziel des ANDROMEDA-Projektes (Anwendung Drohnen-basierter Luftbilder, Mosaikierung, Entzerrung und Daten-Auswertung) war die Erstellung einer automatischen Prozesskette zur Aufnahme, Georeferenzierung und Auswertung von Luftbildern.** Dabei sollen die von einem vollautomatischen Kleinflugzeug aufgenommenen Luftbilder nur anhand der Lage- und Positionsinformationen des Flugzeuges, sowie der Parameter der verwendeten Kamera ohne die Zuhilfenahme von Passpunkten georeferenziert werden. Dieser Artikel stellt die Ergebnisse des Projektes unter dem Schwerpunkt der luftfahrttechnischen Anforderungen, insbesondere zu Flugregelung und integrierter Navigation, vor. Verwendet wurden das unbemannte Flugsystem Carolo P200 und das dazugehörige Autopilotensystem. Flugregelung und Bahnführung erlauben es, eine geplante Mission präzise abzufliegen und diese zu einem späteren Zeitpunkt genau zu reproduzieren. Gleichzeitig ermöglichen die Navigationsalgorithmen trotz preiswerter MEMS-Inertial-Sensoren über GPS-Stützung die dafür erforderliche genaue Positions- und Lagebestimmung des Flugsystems. Darüber hinaus sind präzise Positions- und Lageinformationen Grundvoraussetzung für die Entzerrung und Georeferenzierung der automatisch generierten Luftbilder und damit zentraler Bestandteil der Prozesskette.

## 1 Einleitung

Das Ergebnis des AMDROMEDA-Projektes ist eine automatische Prozesskette zur Luftbildgewinnung mit unbemannten Fluggeräten, die an Forst- und Vermessungsanwendungen erprobt wurde. Neben diesen Beispielen sind weitere Anwendungen derartiger Luftbilder denkbar, wie z.B. die Bewertung landwirtschaftlicher Flächen, die Überwachung und Dokumentation von Versorgungstrassen und Infrastruktur, Luftbildarchäologie oder die Planung großer Bauvorhaben. Der regelmäßige und vor allem kostengünstige Einsatz von un-

bemannten Flugsystemen unter Feldbedingungen erfordert neben einem leichten und zuverlässigen Autopilotensystem ebenso geringe Größe und Gewicht des Fluggerätes, um eine angemessene Handhabung zu ermöglichen. Gleichzeitig stellen die Digitalkamera als Nutzlast und die missionsbedingte Mindestflugzeit klare Anforderungen an den Systementwurf, da ein großer Teil des maximalen Abfluggewichtes für Antrieb und Nutzlast reserviert werden muss. An diesem Punkt wird auch deutlich, dass für eine längere Flugzeit nur ein Flächenflugzeug in Frage kommt, da ein kleiner Drehflügler die nötige Nutzlast nicht über eine ausreichende Zeit transportieren kann. Das Gewicht des Antriebes ist auch deswegen von Bedeutung, da das Flugzeug elektrisch betrieben wird. Dies ist der Fall, weil der Betrieb eines Verbrennungsmotors aufwändiger hinsichtlich der Betankung und auch deutlich lauter ist, was zu Einschränkungen der Fluggenehmigung besonders für Forst- und Agraranwendungen führen kann. Weiterhin müssen Flugzeugzelle und Tragfläche bei möglichst geringem Eigengewicht den relativ hohen Belastungen bei der Landung in unebenem Gelände standhalten.

Das Ergebnis dieser Abwägungen ist der Carolo P200 - ein Kleinflugzeug mit zwei Meter Spannweite und einem maximalen Abfluggewicht von 6 kg bei 1 kg Nutzlast (s. Abb. 1). Der P200 erreicht eine Flugzeit von über einer Stunde bei einer Reisegeschwindigkeit von 70-80 km/h und einer Steigleistung von 2000 Metern. Das Flugzeug ist aus Faserverbundwerkstoffen gefertigt, so dass bei geringem Gewicht trotzdem die nötige Steifigkeit erreicht werden kann. Um den Einsatz im Gelände möglichst einfach und unabhängig vom Untergrund zu gestalten, wird der P200 mit einem Gummiseil im Katapultverfahren gestartet. Die Landung erfolgt ohne Fahrwerk auf dem Rumpf rutschend, welcher hierfür speziell mit Kohlefaser verstärkt ist und so auch bei rauem Untergrund unbeschädigt bleibt. Für die automatische Aufnahme von Luftbildern kann das Fluggerät mit einer beliebigen Digitalkamera ausgerüstet werden, die an den Autopiloten angeschlossen wird. Die Kameraauslösung erfolgt in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit und der gewünschten Überlappung der Einzelbilder in definierten Zeitabständen.



Abbildung 1: Das unbemannte Kleinflugzeug CAROLO P200 im Landeanflug.

## 2 Flugregelung und Bahnführung

Der hohe Automatisierungsgrad, der nötig ist, um eine Luftbildmission automatisch durchzuführen, erfordert eine präzise Flugregelung. Die im P200 umgesetzte Strategie ist die klassische Kaskadenregelung, die in [1] beschrieben wird. Die Regelung des Flugzeugs ist dabei nach Längs- und Seitenbewegung getrennt, wobei jeder der beiden Regelkreise aus drei hintereinandergeschalteten Schleifen besteht: einem Dämpfer sowie einem Stabilisator und der äußersten Schleife der Bahnregelung.

In der äußersten Bahnregelungsschleife sind klassische Autopilotenfunktionen implementiert, also die Regelung der Fluggeschwindigkeit  $V$ , der Höhe  $H$  und des Bahnazimuts  $\chi$ . Der P200 verfügt neben dem Schub nur über zwei Stellorgane für die Regelung im Normalbetrieb: Höhenruder und Querruder - auf ein Seitenruder wurde zwecks einfacherer Bauweise verzichtet. Eine wichtige Erweiterung der Bahnführung besteht in den kommandierten Werten  $V_{soll}$ ,  $H_{soll}$  und  $\chi_{soll}$ . Häufig wird zur Berechnung dieser Sollgrößen ein Navigationsansatz mit einzelnen Wegpunkten gewählt, die mit einer bestimmten Geschwindigkeit und Höhe angeflogen werden sollen. Aus Position und Orientierung des Flugzeuges gegenüber dem anzufliegenden Wegpunkt wird dann eine Sollbahn ermittelt. Im Gegensatz dazu ist die Bahnführung des P200 über kubische Bézier-Splines realisiert [2]. Diese parametrisch modellierten Kurven bieten die Möglichkeit, die Bahn eines Flugzeugs bei geringem Rechenaufwand in Echtzeit lediglich über Stützpunkte zu definieren. Eine Flugzeugmission besteht in der Regel aus einer Vielzahl aneinander gereihter Kurvenstücke. Ein einfaches Beispiel einer solchen Splinekurve ist in Abb. 2 dargestellt. Diese Splines sind durch vier Punkte im geodätischen Koordinatensystem bestimmt ( $P_0$  bis  $P_3$ ) und können berechnet werden durch:

$$x(t) = a_3 \cdot t^3 + a_2 \cdot t^2 + a_1 \cdot t + x_0, \quad (1)$$

$$y(t) = b_3 \cdot t^3 + b_2 \cdot t^2 + b_1 \cdot t + y_0, \quad (2)$$

wobei der Laufparameter  $t$ ,  $(0 \leq t \leq 1)$  die Position auf dem Kurvenstück festlegt. Es gilt  $a_1 = 3(x_1 - x_0)$ ,  $a_2 = 3(x_0 -$

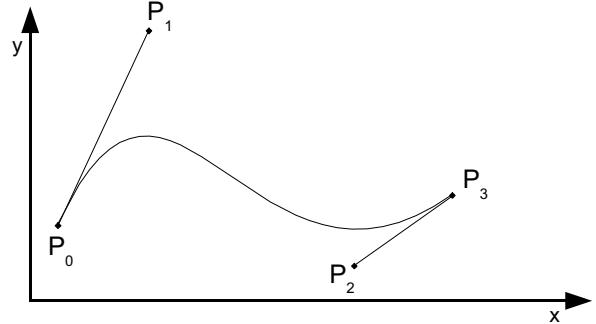


Abbildung 2: Beispiel einer Splinekurve.

$2x_1 + x_2)$  und  $a_3 = -x_0 + 3x_1 - 3x_2 + x_3$ ; die Koeffizienten  $b_1$  bis  $b_3$  aus (2) werden nach gleicher Vorschrift mit  $y_0-y_3$  berechnet. Aus dieser Bahnführung ergeben sich zwei Vorteile: Zum einen kann zu jedem Zeitschritt die laterale Abweichung von der Zielbahn gemessen werden. Damit erhält man eine zusätzliche Fehlergröße, die sich in die äußerste Schleife des Regelkreises einbinden lässt und durch ihre ständige Minimierung eine sehr hohe Bahnführungsgenauigkeit erlaubt. Zum anderen kann die benötigte Querlage in einer Kurve vorab bestimmt werden, da der Hängewinkel von Fluggeschwindigkeit  $V$  und Kurvenradius  $R_K$  abhängt:

$$\tan \Phi = \frac{V^2}{g \cdot R_K} \quad (3)$$

Über die beiden Polynome  $x(t)$  und  $y(t)$ , die den Spline definieren, kann man wiederum die Krümmung  $\kappa$  berechnen, die ihrerseits dem umgekehrten Kurvenradius  $R_K^{-1}$  entspricht.

$$R_K^{-1} = \kappa = \frac{x'y'' - x''y'}{(x'^2 + y'^2)^{\frac{3}{2}}} \quad (4)$$

Mit diesen Beziehungen kann ein vorgesteuerter Hängewinkel  $\phi_{vor}$  berechnet werden, der von der lokalen Krümmung  $\kappa(t)$  abhängt und als zusätzliche Größe in den Regelungsprozess einbezogen wird.

$$\Phi_{vor} = \arctan \frac{V^2 \cdot \kappa(t)}{g} \quad (5)$$

Dieses Bahnregelungskonzept ermöglicht das präzise Einhalten einer vorgegebenen Bahn, was für Messflüge wie das Aufnehmen von Luftbildern eine wichtige Voraussetzung darstellt. Zum einen kann die für die spätere Mosaikierung nötige Überlappung der Luftbilder sichergestellt werden. Zum anderen werden die Lagewinkel des Flugzeugs sehr gut stabilisiert, so dass z.B. keine großen Verzerrungen in den Luftbildern auf Grund von zu großer Schräglage entstehen.

## 3 Integrierte Navigation

Zur Miniaturisierung der Avioniksysteme und zur Reduzierung der Kosten bieten sich nicht zuletzt MEMS-Sensoren (MEMS - Micro Electro Mechanical System) an. Der im

ANDROMEDA-Projekt verwendete Autopilot ist das MINC-System (Miniature Integrated Navigation and Control) der Firma Mavionics (s. Abb. 3). Neben dem Flugregelungs- und Navigationsrechner verfügt das System über eine Inertialmesseinheit (IMU), sowie Sensoren für barometrischen und dynanischen Druck, bei einem Gewicht von 45 g inklusive GPS-Empfänger [3].

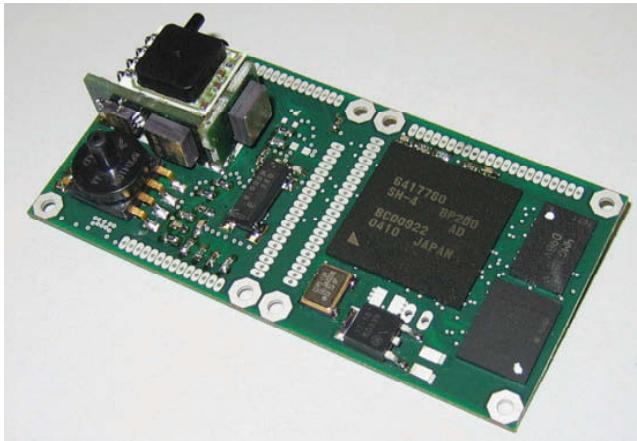


Abbildung 3: Das MINC-Autopilotensystem.

Die Sensoren zur Messung von Beschleunigungen und Drehraten arbeiten mit einer Frequenz von 100 Hz, leiden aber unter stark driftenden Messungen. Zur Kompensation dieses Nachteils werden langzeitstabile Messungen eines Einfrequenz (L1) GPS-Empfängers genutzt. Auf diese Weise können Position, Geschwindigkeit und Lage mit der Messfrequenz der IMU bei einer besseren Genauigkeit als bei einem einzelnen GPS-Empfänger ermittelt werden. Es existieren verschiedene Konzepte zur Fusion von Sensordaten wie von IMU- und GPS-Messungen, siehe [4].

Um eine Navigationslösung auch beim Empfang weniger als vier GPS-Satelliten zu gewährleisten ist ein *Tightly Coupled Closed-Loop*-Verfahren implementiert worden, bei dem die GPS-Rohdaten mit den Messungen der Inertialsensoren fusioniert werden. Das heißt, dass Messungen für Pseudorange  $\rho$ , Deltarange  $\dot{\rho}$  und Trägerphase  $\phi$  direkt für den Stützungsprozess verwendet werden. Auf diese Weise haben bereits Messungen von ein oder zwei Satelliten einen positiven Effekt auf die Qualität der Navigationslösung. *Closed-Loop* bedeutet, dass die korrigierte Navigationslösung der IMU zum Navigationsfilter zurück geführt wird, um die GPS-Messungen zu korrigieren und dass Daten des Navigationsfilters genutzt werden, um Beschleunigungs- und Drehratensensorfehler zu korrigieren. Der prinzipielle Ablauf ist in Abb. 4 dargestellt.

Das Kalman-Filter [5] hat sich zu einem Standardverfahren für die Aufgabe der Datenfusion von Inertial- und Satelliten-navigation entwickelt. Die hier angewendeten Navigations-algorithmen basieren auf einem diskreten, linearen, *Closed-Loop*, *Tightly Coupled Error-State-Kalman-Filter* [6]. Ein *Error-State-Kalman-Filter* schätzt die Abweichungen bzw. die Fehler des Systems. Dadurch ist es möglich, Schätzun-gen zu einem nicht-linearen System mit Hilfe eines li-nearen Kalman-Filters durchzuführen. Der genutzte Fehler-

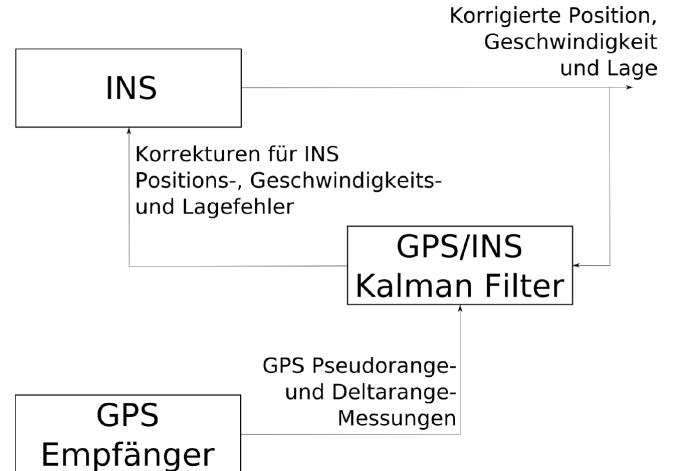


Abbildung 4: Tightly Coupled Closed-Loop System.

zustandsvektor  $\vec{x}$  besteht aus 17 Zuständen für die Fehler in Position, Geschwindigkeit, Lage, Drehratensor-Bias, Beschleunigungssensor-Bias, GPS-Empfängeruhrenfehler und GPS-Empfängeruhrendrift. Fehlerzustände sind mit  $\delta$  gekennzeichnet.

$$\vec{x} = \begin{pmatrix} \delta \vec{r}_g^{gb} & \dots & \text{Positionsfehler} \\ \delta \vec{v}_g^{gb} & \dots & \text{Geschwindigkeitsfehler} \\ \delta \vec{\phi}^{gb} & \dots & \text{Lagefehler} \\ \delta \vec{\omega}_b & \dots & \text{Fehler im Drehratensor-Bias} \\ \delta \vec{a}_b & \dots & \text{Fehler im Beschleunigungssensor-Bias} \\ \delta(c \cdot \Delta t) & \dots & \text{Fehler im GPS-Empfängeruhrenfehler} \\ \delta(c \cdot \Delta i) & \dots & \text{Fehler in GPS-Empfängeruhrendrift} \end{pmatrix} \quad (6)$$

Dabei bezeichnen die Indizes  $g$  das geodätische,  $e$  das Earth-Centred Earth-Fixed (ECEF)-System und  $b$  das körperfe-sste Koordinatensystem. Die Werte für die Fehler in GPS-Empfängeruhrenfehler und -drift werden durch die Multipli-kation des Uhrenfehlers  $\Delta t$  und der Drift  $\Delta i$  mit der Lichtge-schwindigkeit  $c$  in Distanzen und Geschwindigkeiten trans-formiert. Das Kalman-Filter arbeitet in zwei Phasen - Prop-agation und Estimation. Die Propagation wird mit der Fre-quenz der IMU-Messung von 100 Hz durchgeführt. Par-allel zur Propagation wird die Navigationslösung aus den IMU-Messungen berechnet, welche mittels eines Strapdown-Algorithmus' [7] verarbeitet werden und die Berechnung von Navigationsdaten aus Messungen von körperfesten Inertial-sensoren erlaubt. Der Estimations-Prozess wird gestartet, so-bald neue GPS-Messungen empfangen werden. Während die-ses Updates werden die GPS-Messungen  $\vec{z}_k$ , welche zum Zeitpunkt  $t_k$  empfangen werden, verarbeitet. Dieser Vektor beinhaltet die Differenzen zwischen den geschätztem und den gemessenen Werten für Pseudorange, Deltarange und zeitlich differenzierte Trägerphase. Die Größe des Vektors ist propor-tional zur Anzahl der  $n$  empfangenen Satelliten.

$$\vec{z}_k = \begin{pmatrix} \hat{\rho}_{k,1} - \tilde{\rho}_{k,1} \\ \hat{\rho}_{k,1} - \tilde{\rho}_{k,1} \\ (\hat{\phi}_{k,1} - \hat{\phi}_{k-1,1}) \cdot \lambda_{L1} - ((\tilde{\phi}_{k,1} - \tilde{\phi}_{k-1,1}) \cdot \lambda_{L1}) \\ \vdots \\ \hat{\rho}_{k,i} - \tilde{\rho}_{k,i} \\ \hat{\rho}_{k,i} - \tilde{\rho}_{k,i} \\ (\hat{\phi}_{k,i} - \hat{\phi}_{k-1,i}) \cdot \lambda_{L1} - ((\tilde{\phi}_{k,i} - \tilde{\phi}_{k-1,i}) \cdot \lambda_{L1}) \\ \vdots \\ \hat{\rho}_{k,n} - \tilde{\rho}_{k,n} \\ \hat{\rho}_{k,n} - \tilde{\rho}_{k,n} \\ (\hat{\phi}_{k,n} - \hat{\phi}_{k-1,n}) \cdot \lambda_{L1} - ((\tilde{\phi}_{k,n} - \tilde{\phi}_{k-1,n}) \cdot \lambda_{L1}) \end{pmatrix} \quad (7)$$

Geschätzte Werte werden durch einen Zirkumflex, gemessene Werte durch eine Tilde gekennzeichnet. Die zeitlich von  $t_{k-1}$  bis  $t_k$  differenzierten Werte der Trägerphase werden mit der Wellenlänge der L1-Frequenz  $\lambda_{L1}$  multipliziert. Die Verwendung der zeitlich differenzierten Trägerphase hat gegenüber der reinen Trägerphasenmessung den entscheidenden Vorteil, dass es für diese nicht notwendig ist, die Phasenmehrdeutigkeiten zu lösen und dabei eine gute Stützinformation für die Geschwindigkeit zu erhalten. Die Verbindung zwischen Messung  $\vec{z}_k$  und Zustand  $\vec{x}_k$  wird über die so genannte Messmatrix  $\mathbf{H}_k$  hergestellt. Diese erlaubt die Berechnung eines geschätzten Messvektors aus dem geschätzten Zustandsvektor. Die Differenz zwischen geschätztem und tatsächlichem Messvektor definiert den Vektor der Residuen  $\vec{v}$ .

$$\vec{z}_k = \mathbf{H}_k \cdot \vec{x}_k + \vec{v} \quad (8)$$

Ein genauer Einblick in die Methodik der Kalman-Filterung und Ihre Anwendung in der Sensordatenfusion ist in [6] und [8] zu finden. Für die Generierung von großflächigen, Luftbildmosaiken ist es entscheidend, dass die zu den Einzelbildern gehörenden Positions- und Lagedaten die größtmögliche Genauigkeit erreichen. An Bord des Flugzeugs wird das zuvor beschriebene Kalman-Filter zur Sensordatenfusion verwendet. Dieser nutzt Informationen aller vorangegangenen Messungen, um eine präzise Navigationslösung zu erstellen. In der Verarbeitung der Bildinformationen nach einem Flug stehen aber für jeden Zeitpunkt die Messwerte vor und nach diesem Zeitpunkt zur Verfügung. Daher ist es möglich, nicht nur Daten vergangener sondern auch zukünftiger Messungen in die Sensordatenfusion einfließen zu lassen. Dieser Vorgang wird mit Hilfe einer so genannten *Rauch-Tung-Striebel (RTS) Smoothers* erreicht [9]. Die Anwendung des RTS-Smoothers erfolgt in zwei Schritten. Zunächst wird das Error-State-Kalman-Filter genutzt, das auch an Bord des Flugzeuges die Navigationslösung berechnet. Während des Ausführens dieses Filters werden allerdings Schätzwerte und Kovarianzmatrizen aufgezeichnet. Im zweiten Schritt werden diese Daten dann genutzt, um eine Art rückwärts laufendes Filter zu unterstützen. Die Verwendung eines solchen Smoothers hat neben höherer Genauigkeit weitere Vorteile. Zum einen benötigt ein Standard-Kalman-Filter zu Beginn eine gewisse Zeit um sich einzuschwingen. Dieser Effekt kann durch die Verwendung der zukünftigen Daten vermindert werden. Zusätzlich ist es möglich, GPS-Ausfälle auf diese Weise im Post-Processing besser zu überbrücken.

Flugversuch	Navigationsfilter	RTS-Postprocessing
Hängewinkel	0,4°	0,3°
Nickwinkel	0,4°	0,3°
Gierwinkel	0,9°	0,5°

Tabelle 1: Genauigkeit des Lagereferenzsystems

Um die Genauigkeit der Navigationsalgorithmen zu bestimmen, sind Flugversuche mit einem faser-optischen Kreiselsystem (Typ: iMAR iVRU-FC) als Referenz durchgeführt worden. Die Ergebnisse hierzu sind in Tab. 1 mit einer  $1\sigma$  Genauigkeit dargestellt. Zum einen ist ersichtlich, dass trotz ungenauer MEMS-Sensorik eine angemessene Genauigkeit erzielt werden kann. Zum andren ist die Nutzung des RTS-Algorithmus' sinnvoll, da die Fehler dadurch noch einmal deutlich reduziert werden können.

## 4 Automatisierte Missionsplanung

Die Bodenstationssoftware stellt die Schnittstelle zwischen automatischem Flugzeug und Bedienpersonal dar. Dies beinhaltet drei wesentliche Funktionen: die systematische Planung einer Mission im Vorfeld, die bidirektionale Kommunikation zwischen Flugzeug und Bodenstation, sowie die Überwachung des aktuellen Flugzustandes und Missionsstatus'. Dies spiegelt sich wider in den vier Hauptelementen der Benutzeroberfläche (s. Abb. 5):

- dem Missionsmanager (oben links), der das Anlegen neuer Projekte und das Zuordnen von Kartenmaterial und Flugplänen ermöglicht,
- der Karte (Bildmitte), in der der Flugplan der Mission dargestellt ist, welcher manuell oder automatisch generiert werden kann,
- den Missionseinstellungen (rechts), in denen alle Wegpunkte einer Mission mit zugehörigen Flughöhen und Flugstrecken dargestellt sind,
- dem Primary Flight Display (unten links), das den aktuellen Flugzustand liefert.

Dem Bediener werden die entscheidenden Informationen zur Mission am Bildschirm dargestellt, wobei er jederzeit die Möglichkeit hat, den Flugplan während der Mission zu aktualisieren. Darüber hinaus ist es mit dem Missionsmanager möglich, Projekte zu speichern und so zuvor geflogene Missionen in exakter Form zu reproduzieren. Dies kann besonders bei Arealen sehr zeitsparend sein, die in regelmäßigen Abständen beflogen werden müssen wie z.B. Pipelines. Als Grundlage für die Planung einer Mission können digitales Kartenmaterial oder bestehende Luft- sowie Satellitenbilder verwendet werden; hierzu müssen lediglich Referenzkoordinaten des Materials an die Bodenstation übergeben werden.

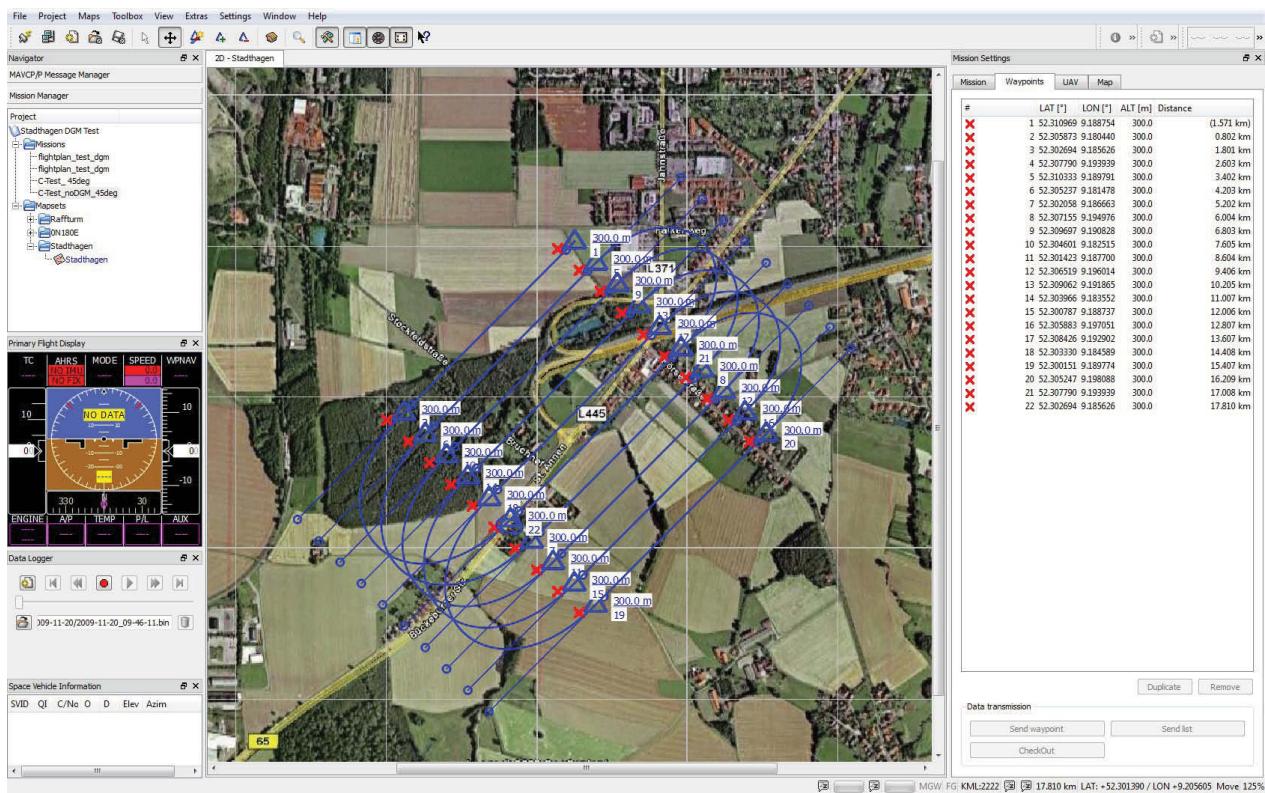


Abbildung 5: Bodenstationssoftware und Missionsplanung

Das Standardverfahren zur Planung einer Flugmission besteht darin, einen Flugplan an Hand von Splines zu definieren. Dazu werden die vier benötigten Punkte eines jeden Splines in der graphischen Benutzeroberfläche der Bodenstationssoftware platziert. Sollen Luftaufnahmen größerer Flächen erstellt werden, muss eine Vielzahl einzelner Splines definiert werden. Dieses soll durch Automatisierung des Prozesses vermieden werden. Die Standardbahn für Luftbildmissionen besteht aus einer Serie von geraden, parallelen Splines, welche durch Wendemanöver miteinander verbunden sind. Die Qualität der aufgenommenen Luftbilder kann hinsichtlich der Beleuchtungsverhältnisse dadurch verbessert werden, dass sie in die gleiche Richtung fliegend aufgenommen werden. Daher besteht die Flugbahn aus seitlich versetzten Schleifen, wie in Abb. 5 erkennbar.

Die Flugbahn wird aus den vorgegebenen Eckpunkten eines Polygons, welches die zu fotografierende Fläche definiert, automatisch generiert. Dabei wird ein Rechteck bestimmt, das das Befliegungsgebiet mit der kleinstmöglichen Fläche einschließt. Unter Berücksichtigung extrinsischer Einflüsse wie Kameraparameter oder die gewünschte Überlappung der einzelnen Aufnahmen können anschließend sowohl der Abstand zwischen den geraden Splinebahnen, als auch die Flughöhe bestimmt werden. Da Luftbilder, die während eines Wendemanövers mit signifikanten Hängewinkeln aufgenommen werden, auf Grund ihrer größeren Verzerrung nicht sinnvoll prozessierbar sind, soll schon bei der Missionsplanung die Zahl der Wendemanöver so gering wie möglich gehalten werden. Aus diesem Grund werden die geraden Teilstücke der Flugbahn parallel zur längeren Kante des Rechtecks positioniert. Sofern ein digitales Geländehöhenmodell (DGM)

zur Verfügung steht, wird dieses in der Höhenbestimmung der einzelnen Splinekurven berücksichtigt. Dazu wird die größte Erhebung unterhalb des jeweiligen Splines genutzt, um von ihr ausgehend, die Flughöhe festzulegen. Schließlich wird die geplante Trajektorie in der grafischen Benutzeroberfläche der Bodenstationssoftware dargestellt, wobei es weiterhin möglich ist, Wegpunkte manuell zu verändern und Änderungen in der Mission zum Flugzeug zu übertragen.

In Abb. 6 ist die Mission, dessen Aufnahmen in Abb. 8 zu einem Mosaik zusammengefügt sind, hinsichtlich Flugbahn und Überlappung der Einzelbilder dargestellt. Gut erkennbar sind die parallelen Flugbahnen und die Wendekreise, die außerhalb des Befliegungsareals liegen. Deutlich wird auch, dass die meisten Bilder, die in den Kurven aufgenommen wurden, wegen zu großer Hängewinkel nicht prozessiert worden sind. Die Missionsplanung auf Spline-Basis ermöglicht, dass die für die Mosaikierung und Bildauswertung notwendige Überlappung im Einsatz sichergestellt werden kann, so dass das Areal geschlossen abgebildet ist. Die sehr unregelmäßige Flugbahn im Zentrum der Abbildung ergibt sich aus der Startphase Flugzeuges, da zunächst der Pilot steuert, bevor auf automatischen Betrieb umgeschaltet wird.

## 5 Bildauswertung

Da nach einer Befliegung Bilddaten in Form von vielen Einzelbildern vorliegen, die mit Positions- und Lagedaten referenziert sind, müssen automatisch einige hundert bis einige tausend Bilder zu einer harmonischen, fugenlosen Fläche zusammengesetzt werden. Dies geschieht in zwei Schritten,

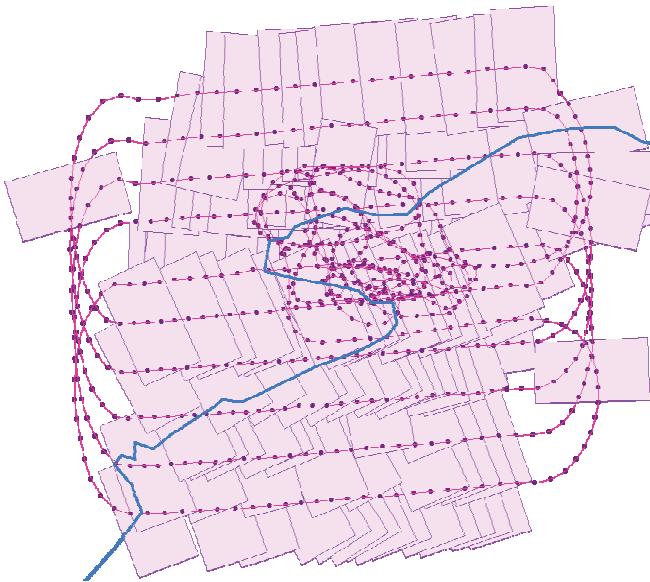


Abbildung 6: Flugbahn und Rahmen der Einzelbilder; die Punkte auf der Flugbahn markieren Auslösezeitpunkte der Kamera.

da die Einzelbilder zunächst orthorektifiziert werden müssen. Dabei werden die intrinsischen (Kamera) und extrinsischen Parameter (Bahndaten, Fluglage) eliminiert, ein DGM integriert und damit alle Pixel in Realweltkoordinaten übertragen. Dieser Prozess erfordert einige Koordinatentransformationen, da das DGM und die extrinsischen Parameter nicht im gleichen Kordinatensystem vorliegen. Digitale Geländemodelle sind in Deutschland häufig in Gauß-Krüger Koordinaten gegeben, wobei dies nicht zwangsläufig das Zeilkoordinatensystem ist, in dem die Bilder entzerrt werden sollen. Dies kann z.B. das UTM-Koordinatensystem sein, so dass nicht nur die Koordinaten transformiert werden müssen, sondern auch die Umrechnung der unterschiedlichen Bezugsellipsoide erforderlich ist. Mit Hilfe geeigneter Bibliotheken lassen sich auch die geographischen Koordinaten der Inertialplattform in jedes Zielkoordinatensystem transformieren.

Bevor die einzelnen Bilder entzerrt werden, entfernt ein Filteralgorithmus alle Aufnahmen, bei denen zu große Nick- und Hängewinkel aufgetreten sind, da dadurch zu starke perspektivische Verzerrungen entstehen. In Tab. 1 sind die Genauigkeiten für die Bestimmung der Lagewinkel gegeben. Trotz der für eine MEMS-Inertialplattform angemessenen Qualität der Daten ist ersichtlich, dass es nach der Rektifizierung zu Restfehlern beim Zusammenfügen des Mosaik es kommt. Die Genauigkeitssteigerung des RTS-Algorithmus reduziert die Fehler deutlich, allerdings können dennoch, je nach Flughöhe bei der Aufnahme, Fehler von einigen Metern entstehen. Ein Beispiel der auftretenden Restfehler ist in Abb. 7 sichtbar; diese sollen im weiteren Verlauf eliminiert werden.

Im zweiten Prozessschritt sollen die rektifizierten Einzelbilder automatisch zu einem Mosaik zusammengesetzt werden. Im privaten Bereich sind ähnliche Ansätze unter den Begriffen *image-stitching* bzw. Panorama-Programmen bekannt. Solche Verfahren identifizieren eine ausreichende Menge an



Abbildung 7: Restfehler nach Entzerrung

eindeutigen Merkmalen in sich überlappenden Bildbereichen, um die Einzelbilder an Hand dieser Information zusammenzusetzen. Um ein geographisches Mosaik aus vielen fehlerbehafteten Einzelbildern zu erzeugen, sind solche Verfahren nicht ausreichend, da hier eine Reihe zusätzlicher Anforderungen auftreten:

- Automatische, schnelle Prozessierung einer großen Menge von Bilddaten,
- Bewahren der geographischen Richtigkeit der Bilddaten, d.h. interne Korrektheit wie Längen- oder Winkeltreue sowie globale Lagegenauigkeit,
- Gleichbehandlung der Bilder, um sich akkumulierende, geographische Verschiebungen zu vermeiden,
- Nahtfreiheit und Helligkeitsausgleich nach der Mosaikierung.

Bei der so genannten *Feature-Detection* Methode werden Punkte im Bild berechnet, denen man eindeutige Merkmale zuweisen kann. Findet man dasselbe Feature in zwei sich überlappenden Bildern, kann die Position der Features einander zugeordnet werden, wobei im ANDROMEDA-Projekt die in [10] dargestellten *SIFT-Features* verwendet wurden. Sofern die Features aus den Bildern extrahiert sind, werden nur noch diese in der weiteren Verarbeitung verwendet. Dabei wird ein Vergleich sich überlappender Bilder durchgeführt und identifizierte Features mit Featurepunkten eines anderen Bildes in Übereinstimmung gebracht, respektive Korrespondenzen gebildet. Da die Anzahl der Features nach einem Matching noch sehr groß ist und Ausreißer sowie fehlerhafte Korrespondenzen enthalten können, wird eine Reduzierung der Feature-Korrespondenzen durch Nutzung des RANSAC-Algorithmus erreicht [11]. RANSAC ist ein gängiges Schätzverfahren im grafischen Bereich und reduziert die Menge der Paare deutlich. Die verbleibende Menge an Feature-Korrespondenzen stellt eine reduzierte und geeignete Menge an Paaren dar, um die Transformationsparameter zweier Bilder zu bestimmen. Die beschriebene Methode liefert für jedes Bild schließlich eine Transformationsvorschrift, die zur Erzeugung des Gesamtmosaiks verwendet wird. In

Abb. 8 ist das Ergebnis eines korrigierten Mosaikes dargestellt, da aus ca. 200 Einzelbildern besteht. Die Positionsgenauigkeit resultierender Mosaike liegt bei ca. 10 Metern. Die Befliegung wurde im Raum Gotha anlässlich der Sanierung eines mittelalterlichen Bewässerungskanals durchgeführt, der zur besseren Erkennbarkeit nachgezeichnet ist. Ist das korrigierte Gesamtmosaik erstellt können im weiteren Verlauf zusätzliche Bildinformationen automatisch gewonnen werden, wie das Zählen von Bäumen oder die Bestimmung unterschiedlicher Flächennutzungen.



Abbildung 8: Korrigiertes Mosaik

## 6 Befliegungen in der Praxis

Nicht zuletzt durch die Novelle der Luftverkehrsordnung im November 2009 sind Verschärfungen hinsichtlich des automatischen Betriebes von unbemannten Flugsystemen (UAS) eingetreten, die starken Einfluss auf die praktische und damit auch kommerzielle Umsetzung der Projektergebnisse haben. Prinzipiell ist der Betrieb eines UAS nur in Sichtweite eines Sicherheitspiloten am Boden gestattet, der in einer Gefahrensituation jederzeit eingreifen kann. Dadurch ist die erzielbare Flächenleistung pro Flug mehr durch die rechtlichen Randbedingungen als durch die Flugleistungen des Systems limitiert. Das heißt, dass zur Abdeckung einer größeren Fläche regelmäßige Wechsel der Start- und Landestellen erforderlich sind, was z.B. in Forstgebieten anspruchsvoll sein kann. Außerdem sind jegliche Befliegungen zur Gewinnung von Luftbildern oder anderen Messdaten genehmigungspflichtig. Dies erfordert eine gute Organisation im Vorfeld, da neben der Genehmigung auch geeignete Start- und Landeflächen identifiziert werden müssen, um möglichst viele Flüge an einem Tag zu gestatten. Dazu gehört auch, dass geschlossene bebauten Stadtgebiete oder z.B. Autobahnen nicht überflogen werden.

## 7 Zusammenfassung

Im ANDROMEDA-Projekt wurde eine Prozesskette zur automatischen Referenzierung und Auswertung von Luftbildern, die mit unbemannten Flugsystemen aufgenommen werden, entwickelt und erprobt. Die Georeferenzierung der Einzelbilder erfolgt dabei ohne Zuhilfenahme von Passpunkten, lediglich auf Basis der Kameraparameter, DGM-Informationen und nicht zuletzt den Lage- und Positionsdaten des Fluggerätes. Da die Projektergebnisse auch kommerziell genutzt werden sollen, ist die Kosteneffizienz des Flugsystems bei gleichzeitiger Einhaltung der wissenschaftlichen Qualität von großer Bedeutung. Aus diesem Grunde wird ein preiswertes MEMS-Inertialsystem verwendet, dessen Navigationslösung durch Datenfusion mit einem *Tightly Coupled Closed-Loop Error-State-Kalman-Filter* deutlich verbessert wird. Dieses Verfahren liefert Lage- und Positionsdaten, deren Qualität die automatische Entzerrung und Georeferenzierung großer Bildmengen erlaubt. Gleichzeitig ermöglicht die splinebasierte Flugbahnführung nicht nur eine sehr präzise Bahnregelung, sondern auch eine automatisierte und flugweg-optimierte Missionsplanung, die die notwendige Abdeckung des zu befliegenden Areals garantiert.

Die Auswertung und Mosaikierung zeigt, dass die Restfehler nach der Bildentzerrung, bedingt durch die kleinen, aber vorhandenen Fehler in der Lagebestimmung, eliminiert werden können. Durch die Verwendung geeigneter *Feature-Detection* Verfahren können gleiche Merkmale in sich überlappenden Luftbildern erkannt und einander zugeordnet werden. Dies ermöglicht eine Korrektur des Mosaikes, bei dem sowohl die geographische Korrektheit der Bilddaten, wie z.B. die globale Lagegenauigkeit, als auch ein bruchkantenfreies Gesamtbild gewährleistet sind. Die resultierenden Mosaiken erlauben schließlich eine automatische Extraktion von Bildinformationen, wie der Flächennutzung oder dem Zählen von Bäumen in Forstgebieten. Damit wurde im ANDROMEDA-Projekt eine Prozesskette entwickelt, die eine automatische und kostengünstige Luftbildkartierung kleiner und mittlerer Flächen unter Verwendung unbemannter Flugsysteme ermöglicht. Die geplante Weiterentwicklung wird in besonderem Maße den zukünftigen rechtlichen Randbedingungen wie Zulassung und Betrieb von unbemannten Fluggeräten unter 150 kg Startgewicht im zivilen Luftraum Rechnung tragen.

### Projektkonsortium:

Am ANDROMEDA-Projekt waren folgende Partner beteiligt: die Thüringer Landesanstalt für Wald, Jagd und Fischerei, das Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme der Technischen Universität Braunschweig, der Lehrstuhl für Geoinformatik, Geohydrologie und Modellierung der Friedrich-Schiller-Universität Jena, sowie die Firmen H.G. Geo Data Solutions GmbH, Jena, Geodatik GmbH, Erfurt, Mavionics GmbH, Braunschweig und HHK Datentechnik GmbH, Braunschweig.

## Projektförderung:

Das ANDROMEDA-Projekt wurde zwischen 2007 und 2010 gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie im Rahmen des Programms „Förderung von innovativen Netzwerken“ (InnoNet).

## Literatur

- [1] R. Brockhaus. *Flugregelung*. Springer Verlag, ISBN 978-3-540-41890-0, Berlin, 2001.
- [2] H.-W. Schulz. *Ein rekonfigurierbares Bildverarbeitungssystem für unbemannte Kleinflugzeuge - Entwicklung eines bildgestützten Landeverfahrens*. PhD thesis, Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Technische Universität Braunschweig, 2008.
- [3] A. Heindorf, M. Buschmann, T. Martin, and P. Vörsmann. Advanced GPS/INS Integration for Autonomous Mini and Micro Aerial Vehicles and Scientific Payload Applications. *1st CEAS European Air and Space Conference*, September 2007. CEAS-2007-304.
- [4] J.L. Farrel and M. Barth. *The Global Positioning System and Inertial Navigation*. McGraw-Hill, New York, 2001.
- [5] R. E. Kálmán. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems. *Transactions of SME Journal of Basic Engineering*, 82(D):35–45, 1960.
- [6] S. Winkler. *Zur Sensordatenfusion für integrierte Navigationssysteme unbemannter Kleinflugzeuge*. PhD thesis, Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Technische Universität Braunschweig, 2007.
- [7] M. Kayton and W. R. Fried. *Avionics Navigation Systems, Second Edition*. John Wiley & Sons Inc., New York, 1997.
- [8] M. S. Grewal and A. P. Weill. *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*. John Wiley & Sons Inc., New York, 2001.
- [9] J. Wendel. *Integrierte Navigationssysteme - Sensordatenfusion, GPS und Inertiale Navigation*. Oldenbourg Verlag, München, 2007.
- [10] D. G. Lowe. Distinctive Image Features from Scale-Invariant Keypoints. *International Journal of Computer Vision*, 60(2):91–110, 2004.
- [11] M. A. Fischler and R. C. Bolles. Random Sample Consensus: A Paradigm for Model Fitting with Applications to Image Analysis and Automated Cartography. *Communication of the ACM*, 24(6):381–395, 1981.