

# ENTWURF UND VALIDIERUNG EINES PRÄZISIONSLANDESYSTEMS FÜR UNBEMANNTE TILTWING-FLUGGERÄTE

Y. Dobrev, M. Schütt, P. Hartmann, D. Moormann

Institut für Flugsystemdynamik, RWTH Aachen University, Deutschland

## Zusammenfassung

Innerhalb einer Forschungsflugkampagne im Winter 2015/16 hat die RWTH Aachen in Kooperation mit der Deutschen Post DHL Group unbemannte Flüge mit dem Tiltwing-Fluggerät Paketkopter 3.0 zwischen Reit im Winkl und der Winklmoosalm durchgeführt. Der Paketkopter wird seit 2013 in Forschungs- und Entwicklungsprojekten mit dem Ziel entwickelt, schwierig zu erreichende Regionen mit eiligen Gütern zu beliefern. Für den Flugbetrieb zwischen Reit im Winkl und der Winklmoosalm wurden zwei modifizierte Packstationen als Start- und Landeplatz gewählt. Dieser Beitrag beschreibt das für die Landung auf einer Packstation nötige Präzisionslandesystem. Vor dem Hintergrund der für dieses Szenario charakteristischen Anforderungen und Tiltwing-spezifischer Flugeigenschaften wird das entwickelte Navigations- und Regelungssystem vorgestellt. Die Beschreibung dieses Systems umfasst insbesondere die Erweiterung eines vorhandenen integrierten Navigationssystems um einen hochgenauen Real-Time-Kinematic-fähigen Global Navigation Satellite System (GNSS) Empfänger, sowie die nötige lokale Infrastruktur zur Bereitstellung von GNSS-Korrekturdaten. Hinsichtlich des Regelungssystems liegt der Fokus auf dem Umgang mit Störeinflüssen, welche in unmittelbarer Umgebung des Landeplatzes wirken. Dazu zählt vor allem die Windsituation, welche durch die bodennahe Grenzschicht und durch die Umströmung der Packstation maßgeblich beeinflusst wird. Zur Erhöhung der Betriebssicherheit wurden Maßnahmen für verschiedene Systemausfälle betrachtet, unter anderem das automatische Anfliegen von Ausweichlandeplätzen. Die Erprobung des entwickelten Gesamtsystems umfasst während der Testflugkampagne in Reit im Winkl über einhundert vollautomatische Präzisionslandungen.

## 1. EINLEITUNG

Im Rahmen des Forschungsprojekts „Paketkopter 3.0“ wurde vom Institut für Flugsystemdynamik der RWTH Aachen ein Flugsystem entwickelt, welches die automatisierte Belieferung von schwer erreichbaren Regionen mit eiligen Gütern ermöglicht. Als konkretes Szenario wurde die Strecke zwischen Reit im Winkl und der Winklmoosalm in den Bayerischen Alpen ausgewählt, wobei als Start- und Landepunkte zwei modifizierte Packstationen dienten. Dazu besaßen die Packstationen jeweils eine quadratische Landeplattform mit Abmessungen von 3x3 m sowie Systeme, die den vollautomatischen Be- und Entladeprozess (inklusive Batteriewechsel) des Fluggeräts ermöglichen. Der Abstand zwischen den Stationen betrug 8,3 km bei einer Höhendifferenz von ca. 500 m.

Um die Flugstrecke energieeffizient zu überwinden und gleichzeitig den Start- und Landevorgang von einer kompakten Plattform durchführen zu können wurde ein Flugsystem mit Tiltwing-Konfiguration ausgewählt. Durch die Möglichkeit den Tragflügel mitsamt Antrieb mit kippen vereint ein Tiltwing-Fluggerät (Kippflügler) Vertical Take-off and Landing (VTOL) Eigenschaften mit Energieeffizienz und Schnelligkeit im Reiseflug, die mit denen von Flächenflugzeugen vergleichbar sind. Weiterhin kann während des Schwebefluges der Wind durch das Kippen des Flügels kompensiert werden, so dass im Gegensatz zu einem Multikoptersystem eine Landung mit näherungsweise horizontalem Rumpf auch bei hohen Windgeschwindigkeiten möglich ist. Der bei dieser Flugkampagne verwendete „Paketkopter 3.0“ (BILD 1) weist eine Spannweite von 2 m bei einer maximalen Abflugmasse von 14 kg auf. Das Fluggerät kann eine Nutzlast von maximal 2 kg bei einer Reisefluggeschwindigkeit von 19 m/s transportieren [12]. Die Nutzlast wird in einem entnehmbaren

Nutzlastbehälter, der auch die Batterien enthält, untergebracht.



BILD 1. Paketkopter 3.0 im Anflug auf die Packstation

Die Flugmission besteht aus folgenden Phasen. Nach dem Abschluss des automatischen Beladeprozesses, wird der Tiltwing von einem Manipulator in den Wind gedreht und das Fluggerät hebt senkrecht ab. Auf den Startvorgang folgt ein Abflugmanöver, der den Übergang zum aerodynamisch getragenen Reiseflug einleitet. Der Abflug erfolgt auf einem vordefinierten geradlinigen Pfad, welcher unabhängig von der aktuellen Windrichtung ist [10]. Die weitere Flugstrecke führt entlang eines Tals hinauf zur Winklmoosalm (s. BILD 2). Diese Strecke wurde aus Sicherheitsgründen so geplant, dass der Überflug von bewohntem Gebiet und die Anzahl der Straßenüberquerungen minimiert werden. In der Nähe des Zielpunkts wird ein geradliniges Anflugmanöver durchgeführt, worauf die Landung wiederum im Schwebeflug folgt. Anschließend wird eine stationsgebundene Verschiebevorrichtung aktiviert, welche das Fluggerät passend zum Nutzlastbehältermanipulator ausrichtet und fixiert. Nach dem automatischen Nutzlastbehälterwechsel kann der Gesamtprozess erneut beginnen.

Entlang der Flugroute sind Ausweichlandeplätze vorgesehen, die bei Notfällen angefliegen werden können. Zwei der Ausweichlandeplätze befinden sich in unmittelbarer Nähe (40 m) der Packstationen und dienen auch als Landeplätze zu Wartungszwecken.

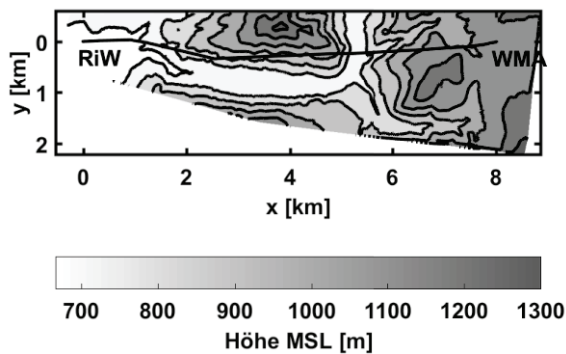


BILD 2. Topografische Karte der Mission (Geobasisdaten © Bayerische Vermessungsverwaltung)

Dieser Beitrag konzentriert sich auf die notwendigen Systeme, die den sicheren Start und die präzise Landung des Fluggeräts ermöglichen. Eine präzise vollautomatisierte Landung ist bei vielen Anwendungsszenarien erwünscht. Im konkreten Fall ist diese notwendig, um die Automatisierung des Be- und Entladeprozess zu ermöglichen. Eine erhöhte Landegenauigkeit führt zur Reduktion der notwendigen Landeplattformfläche sowie der Größe und Komplexität der bodenseitigen Infrastruktur zur automatischen Batterie- und Nutzlastwechsel. Die notwendigen Systeme konnten in einer 4,5x4,5 m großen Packstation untergebracht werden, welche durch ihre Kompaktheit auch in urbanen Gebieten eingesetzt werden kann.

Eine Präzisionslandung wird durch die Zusammenarbeit von zwei Teilsystemen realisiert. Zum einen ist dies das Navigationssystem mit der Hauptaufgabe den Bewegungszustand des Fluggeräts zu bestimmen und zum anderen das Regelungssystem, welches das Fluggerät zum gewünschten Landepunkt führt. Das bodengebundene Verschiebesystem spielt ebenfalls eine wichtige Rolle in der gesamten Automatisierungskette. Diese kann allerdings getrennt vom Flugsystem betrachtet werden und steht deshalb nicht im Fokus dieses Beitrags.

Dieser Text ist folgendermaßen aufgebaut. In Kap. 2 wird die Konzeptionierung und Realisierung des verwendeten Navigationssystems erläutert. Das Tiltwingregelungssystem der Start- und Landeprozess werden anschließend in Kap. 3 vorgestellt. Schließlich wird in Kap. 4 anhand von Ergebnissen aus der Flugkampagne in Reit im Winkel die Performanz beider Systeme evaluiert.

## 2. NAVIGATION

Die wichtigste Aufgabe des Navigationssystems bezüglich einer Präzisionslandung ist die genaue Positionsbestimmung des Fluggeräts. Eine hohe absolute Genauigkeit ist vorteilhaft, allerdings ist die Positionsbestimmung relativ zum gewünschten Aufsetzpunkt von entscheidender Bedeutung. Während des Entwicklungsprozesses wurde eine gewünschte Genauigkeit<sup>1</sup> von weniger als 10 cm festge-

<sup>1</sup> Genauigkeitsangaben werden, wenn nicht anders gekennzeichnet, als Root Mean Square (RMS) angegeben.

legt, da eine gute Positionsbestimmung größere Toleranz gegenüber Störungen, zum Beispiel durch Windböen, im Endanflug zulässt. Dazu soll ein neuer Sensor ausgewählt und integriert werden, wobei als Grundlage ein für UAVs übliches Navigationssystem bestehend aus einer Inertial Measurement Unit (IMU), einem GNSS-Empfänger, einem Magnetfeldsensor und Barometer dient. Die gewählte Methode zur präzisen Positionsbestimmung muss Funktionsfähigkeit bei schlechten Wetterbedingungen (Schnee, Regen, Kälte) sowie bei Dunkelheit aufweisen, damit die Verfügbarkeit des Gesamtsystems nicht eingeschränkt wird. Weitere wichtige Anforderungen an das Navigationssystem sind niedriges Systemgewicht (flugerätseitig), geringer Energieverbrauch, Verzicht auf zusätzliche Infrastruktur und sehr hohe Ausfallsicherheit. Eine hohe Produktreife und gute Marktverfügbarkeit sind in Hinsicht auf die benötigten Integrations- und Testzeiten ebenfalls erwünscht.

### 2.1. Konzeptauswahl

Die meisten in der Literatur beschriebenen UAV-Landesysteme basieren auf zwei grundsätzlich verschiedenen Konzepten zur Positionsbestimmung des Fluggeräts relativ zum Landepunkt [8]. Zum einen werden unterschiedliche Methoden zur optischen Erkennung und Tracking von Fluggerät oder Landeplattform eingesetzt. Die verwendeten Systeme erlauben eine sehr genaue Positionsbestimmung, allerdings nur in einem durch die Kameraeigenschaften begrenzten Bereich. Im Gegensatz dazu ermöglichen GNSS-basierende Navigationsverfahren, unter der Annahme, dass genügend Satelliten sichtbar sind, eine globale Positionsbestimmung. Andere Sensoren, die eine präzise 3D-Positionierung erlauben, wie Radar [4] und Lidar [1], werden momentan nur noch bei speziellen Anwendungen eingesetzt und sind für das beschriebene Szenario auf Grund von hohem Systemgewicht und Kosten nicht geeignet.

Viele optische Verfahren nutzen Kamera-Marker-Systeme zur Berechnung von Position und Orientierung des Fluggeräts relativ zum Landeziel [16], [3], [15]. Solche Systeme, die im sichtbaren Bereich des Spektrums arbeiten, haben den Nachteil, dass diese bei schlechten Belichtungsverhältnissen, zum Beispiel nachts oder bei Verblendung durch die Sonne, nicht zuverlässig funktionieren und deswegen vor allem im Indoor-Bereich benutzt werden. Weitere Schwierigkeiten entstehen durch das begrenzte Sichtfeld der Kameras, sowie durch die eventuelle Verdeckung von Markern, zum Beispiel durch Flugzeugteile. In [14] wird ein Stereo-Infrarotkamera-System für autonome UAV-Landungen vorgestellt, welches auch bei Dunkelheit funktioniert, allerdings sind hier Störungen durch atmosphärische Einflüsse wie Schnee und Regen nicht ausgeschlossen. Das relativ schwere System benötigt viel Rechenleistung, weshalb es bodengebunden aufgebaut wird. Für den Fall, dass ein Fluggerät mehrere Landestationen anfliegen soll, führt dies zu erheblichen Kosten.

Auf Grund der genannten Defizite werden optische Systeme vor allem als Ersatz von GNSS in Gebieten ohne Empfang eingesetzt [14], [15]. Navigationssysteme die auf GNSS basieren, wurden bereits mehrfach bei autonomen UAV-Landungen erfolgreich angewendet [18], [7], [5]. Da die Genauigkeit der „Single Point Positioning“-Lösung für viele Anwendungen nicht ausreicht, wurden verschiedene Differential-GNSS (DGNSS) Verfahren entwickelt, welche mit Hilfe von Korrekturdaten von einer oder mehreren Referenzstationen mit bekannter Position die Fehlerquellen

len der GNSS-Positionsbestimmung verringern oder ausschließen und somit die Genauigkeit erhöhen [9]. Der folgende Text basiert auf den Ausführungen in [13].

DGNSS-Verfahren können nach verschiedenen Merkmalen kategorisiert werden. Hinsichtlich der Korrekturdatenverbreitungsquelle wird zwischen Space-Based Augmentation Systems (SBASs) und Ground Based Augmentation Systems (GBASs) unterschieden. SBASs (z.B. EGNOS in Europa und WAAS in den USA) nutzen geostationäre Satelliten, um Korrekturdaten mit großflächiger Gültigkeit direkt an den Empfänger auf der L1-Frequenz zu senden. Die Korrekturdaten, die Ephemeriden- und Satellitenuhrenfehler sowie Integritätsinformationen beinhalten, werden durch ein Netzwerk an Referenzstationen erzeugt und sind für den Endanwender kostenlos. Die mit SBAS und Standardempfängern erreichbare absolute horizontale Genauigkeit liegt im Bereich 1-3 m [6].

Geschichtlich sind GBASs als lokale Bodenreferenzstationen an Flughäfen entstanden, die eine präzise Navigation während Taxiing, Start, Anflug und Landung erlauben [13]. Dabei wurden die DGNSS-Korrekturdaten über Funk an das Flugzeug gesendet. Heutzutage existieren flächendeckende Referenzstationsnetzwerke (z.B. SAPOS in Deutschland [20], [6]), die hochpräzise Echtzeitpositionierung ermöglichen, wobei die Korrekturdaten über Mobilfunk oder internetbasiert vom bewegten GNSS-Empfänger (Rover) empfangen werden können. Weiterhin bieten viele Hersteller Empfänger an, die als Referenzstation aufgesetzt und so als eigenes lokales GBAS verwendet werden können. Hierzu ist ein zuverlässiger Datenlink zum Rover notwendig.

Die bei GBASs angewendeten DGNSS-Verfahren lassen sich in codebasierte und trägerphasenbasierte Verfahren unterteilen, wobei praktisch alle Systeme beide Messungen einsetzen, so dass die Unterteilung nach dem Verwendungsgrad der einen oder anderen Technologie unternommen wird. Beim codebasierten Pseudorange-Differential-Algorithmus werden in der Referenzstation die Pseudoranges zu verschiedenen Satelliten gemessen und mit den Sollwerten, die sich aus der präzisen Kenntnis der Stationsposition ergeben, verglichen. Die Differenzen (Pseudorangefehler) werden dann an den Rover geschickt, der damit seine gemessene Pseudorange korrigiert. Die Gültigkeit der Korrekturdaten verringert sich mit der Länge der Baseline<sup>2</sup>, da die Satellitensignale verschiedene Wege durchlaufen und verschiedenen Fehlerquellen ausgesetzt sind. Da die Pseudorangefehler zeitlich variieren und die Korrekturdaten erst verzögert beim Rover ankommen, müssen Modelle zur Anpassung der Daten auf den Verfügbarkeitszeitpunkt angewendet werden. Damit wird es ebenfalls möglich temporäre Datenlinkausfälle zu überbrücken. Mit dem Pseudorange-Differential-Verfahren werden effektiv Satelliten- und Empfängeruhrenfehler, Ephemeridenfehler sowie troposphärische und ionosphärische Verzögerungen eliminiert, nicht aber Multipath- und Empfängerrauschfehler. Da Pseudorange-Messungen relativ stark rauschen, ist die erreichbare Genauigkeit (horizontal RMS) bei Baselines unterhalb 50 km im Bereich 0,5 m.

Eine Genauigkeit im cm-Bereich in Echtzeit lässt sich bei Anwendung von trägerphasenbasierte DGNSS-Verfahren,

wofür sich die Bezeichnung Real-Time-Kinematic (RTK) etabliert hat, erreichen. Dabei wird zunächst der Abstand zu einem Satelliten als eine Vielzahl der Trägerwellenlänge dargestellt, welche aus einem ganzzahligen Teil und einem Bruchteil besteht. Der GNSS-Empfänger kann sehr präzise und rauscharm den Bruchteil und die Änderung der Trägerphase bestimmen, nicht aber das ganzzahlige Teilstück, welches die Integer-Ambiguität genannt wird. Im Gegensatz zu Pseudorange-Differential-Verfahren, bei welchen von der Basisstation nur Korrekturdaten gesendet werden, finden hier Doppeldifferenzen (DD) Anwendung. Dazu wird zunächst die Differenz der Messungen zu zwei Satelliten auf der Basis gebildet und danach von der gleichen Differenz auf dem Rover subtrahiert. Auf dieser Weise werden für den Vektor zwischen Rover und Basis alle Fehler bis auf Multipath und Empfängerrauschen eliminiert. Die Doppeldifferenzen werden sowohl mit Pseudorange (Code) als auch mit Trägerphasenmessungen gebildet, wobei nur die Trägerphasen-DDs mit Ambiguität behaftet sind. Beide werden einem Kalman Filter zugeführt, wobei die genau messbare Änderung der Trägerphasen-DDs zur Propagation und die ambiguitätfreien aber verrauschten Code-DDs zur Estimation benutzt werden. Das Ergebnis ist eine geglättete Lösung der DDs, welche die Genauigkeit von ca. 1-2 m erreicht und zu einer ersten näherungsweise Bestimmung der Integer-Ambiguitäten (Floating Solution) benutzt wird. Anschließend können verschiedene Verfahren zur Berechnung der genauen Ambiguitäten (Fixed Solution) eingesetzt werden. Dabei trägt das gleichzeitige Tracking der L1- und L2-Frequenz durch die Möglichkeit der Bildung einer Wide-Lane-Metric entscheidend dazu bei den Prozess auf einer Zeitspanne von wenigen Sekunden zu beschleunigen. Die Genauigkeit der Relativposition zwischen Basis und Rover liegt im Bereich 1-2 cm mit einer Verschlechterung von ca. 1 cm/10 km bei längeren Baselines.

Ein weiteres Verfahren zur präzisen Positionierung im Subdezimeterbereich mittels GNSS ist Precise Point Positioning (PPP) [11]. Dabei werden keine Messdifferenzen zwischen Basis und Rover gebildet, so dass die Lösung global verfügbar ist. Das Verfahren beruht auf der Verwendung von hochgenauen Schätzungen der Satellitenpositions- und Uhrenfehler, die von externen Bodenstationsnetzwerken zur Verfügung gestellt werden. Der Empfang erfolgt über das Internet oder global verfügbare, kommerziell betriebene Satellitendienste, wie TerraStar, StarFire und OmniStar. Weitere präzise Modelle werden zur Korrektur unter anderem der Troposphärenverzögerung und der Erddeformation durch die Gezeiten eingesetzt, während Ionosphäreffekte durch die Benutzung von Zweifrequenzempfängern eliminiert werden können. Ein Kalman Filter schätzt die Position, den Empfängeruhrenfehler, die Troposphärenverzögerung und die Trägerphasenambiguitäten, wobei die Schätzung durch neue Messungen kontinuierlich verbessert wird. Dies führt zu Genauigkeiten im cm-Bereich, allerdings bei Konvergenzzeiten von ca. 30 min unter alleinigem Einsatz der GPS-Konstellation. Falls auch GLONASS-Satelliten benutzt werden, ist durch die Verfügbarkeit von zusätzlichen Messungen eine Reduzierung auf 10-20 min möglich [2].

Für den konkreten Anwendungsfall standen wegen der geforderten hohen Genauigkeit optische Verfahren, RTK und PPP als Optionen zur Positionsbestimmung zur Verfügung. Da optische Kaufösungen den Verfügbarkeitsanforderungen ohne Zusatzaufwand nicht genügen können und außerdem nur einen begrenzten räumlichen Bereich

<sup>2</sup> Der Abstand zwischen Basisstation und Rover.

abdecken können, wurden nur die GNSS-Lösungen weiter untersucht. Dabei hat PPP mit Korrekturdaten über Satellit den Vorteil, dass keine Basisstation und zusätzlicher Datenlink zum Fluggerät notwendig sind, allerdings erweisen sich die langen Initialisierungszeiten in der Praxis als nachteilig. Damit ist RTK als Positionierungsverfahren ausgewählt worden. Es bietet höchste Genauigkeit bei sehr niedrigem Zusatzgewicht sowie Energieverbrauch und wird von Wetter und Sichtbedingungen nicht beeinflusst. Die geografische Verfügbarkeit kann von lokal mit eigener Basisstation auf bundesweit (und mehr) bei Einsatz von Korrekturdaten von Referenzstationsnetzwerken erweitert werden. Voraussetzung ist ein Uplink zum Fluggerät, der wegen der Dynamik der Anwendung eine möglichst geringe Latenz aufweisen muss. RTK-fähige GNSS-Empfänger haben sich bereits als Standard in Bereichen, wie Geodäsie und Landwirtschaft etabliert und werden von einer Vielzahl an Herstellern und mit vielen Optionen in verschiedenen Preisklassen angeboten. Damit ist eine sehr gute Marktverfügbarkeit gegeben.

**2.2. Realisierung**

Um eine Abhängigkeit von externen Faktoren zu minimieren, wurde eine eigene Basisstation zur Bereitstellung von RTK-Daten aufgebaut. Diese besteht aus einem *NovAtel OEM617* (GPS/GLONASS, L1/L2) GNSS-Empfänger, der in eine GNSS-/Datenlinkeinheit integriert ist (s. BILD 3). Als Kommunikationsschnittstelle dient dabei ein Mini-PC. Die RTK-Basisstation wurde in die Packstation in Reit im Winkl integriert und durch zeitliche Mittelung 24 Stunden lang genau vermessen. Dafür wurde eine Choke-Ring-Antenne vom Typ *NovAtel GPS-702-GG* verwendet. Eine Basisstation war für die Abdeckung des gesamten Fluggebiets ausreichend, da die längste Baseline weniger als 10 km betrug. Zur Erfassung der aktuellen Windsituation wurde an der GNSS-/Datenlinkeinheit ein Ultraschallanemometer angeschlossen. Eine baugleiche GNSS-/Datenlinkeinheit allerdings ohne RTK-Basisstation wurde in die Packstation auf der Winklmoosalm eingebaut.

Ein sicherer und schneller Datenlink ist von essentieller Bedeutung für die Güte der erreichten RTK-Lösung. Latenzzeiten von mehr als 4 s führen zu einer wesentlichen Verschlechterung der Genauigkeit. Trotzdem ist die Reaktion auf Kommunikationsausfälle insofern gutmütig, dass zuerst die Lösung mit den verfügbaren Daten unter kontinuierlichem Verlust an Genauigkeit extrapoliert wird und nach bestimmter Zeit auf eine Lösung geringerer Güte, zum Beispiel Pseudorange-Differential, SBAS oder gar Single Point umgeschaltet wird. Ein weiterer wichtiger Punkt ist die für RTK-Daten notwendige Bandbreite. Unter der Annahme, dass Daten mit 1 Hz gesendet werden und ein RTCM 3.x Protokoll verwendet wird, kann diese mit 15 Bytes/s pro sichtbaren Satelliten angenähert werden.

Der Datenlink wurde zweifach redundant ausgelegt um höhere Sicherheit gegen Ausfälle zu erreichen. Dabei werden für die erste Kommunikationsstrecke Standard-mobilfunkmodems von *Sierra Wireless* und für die zweite IMST-LoRa-Funkmodule (868 MHz) eingesetzt. Die LoRa-Funkmodule haben eine Reichweite von 12 km, allerdings unter der Voraussetzung, dass direkter Sichtkontakt besteht. Da diese Voraussetzung in bergigem Gelände nicht erfüllt werden konnte, musste eine zusätzliche Kommunikationsstation in großer Höhe aufgebaut werden, die zusammen mit den Funkmodulen in den zwei Packstationen ein Netzwerk aufspannt. Dadurch hat das Fluggerät auf der ganzen Flugstrecke direkte Sicht- und damit auch

Kommunikationsverbindung zu mindestens einem Netzwerkknoten, der Daten zu allen anderen weiterleitet. Der Datenlink dient nicht nur der Übermittlung von RTK-Daten, sondern auch der Verbindung von Fluggerät und Ground Control Station (GCS). Der verantwortliche Operator bekommt darüber Telemetriedaten zur Flugüberwachung und kann dem Fluggerät Telekommandos übersenden. Der Aufbau des Kommunikationssystems wird detailliert in [19] behandelt.

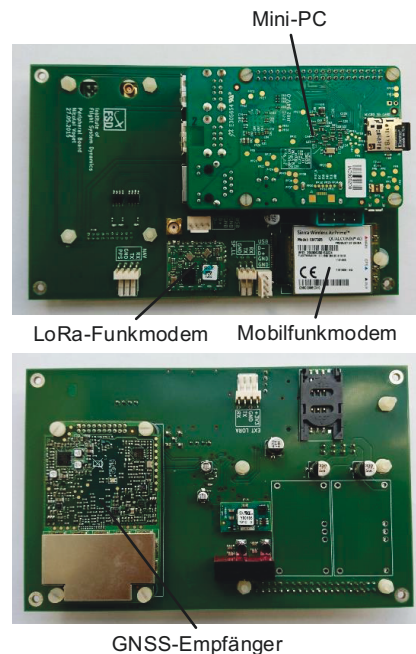
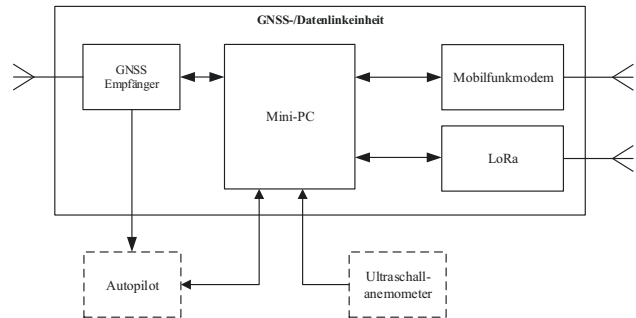


BILD 3. GNSS-/Datenlinkeinheit

Zur fluggeräteseitigen Realisierung des Präzisionsnavigationssystems wurde ein *NovAtel OEM617D* Empfänger eingesetzt. Durch den Anschluss von zwei GNSS-Antennen ist es damit möglich zusätzlich zur Position Lagewinkel zu messen. Bei UAVs bietet sich die Bestimmung des Azimutwinkels an, der sonst durch störungsfällige Erdmagnetfeldmessungen gestützt wird. Um das Systemgewicht gering zu halten, wurden aktiv verstärkte Helix-Antennen vom Hersteller *Maxtena* mit einer Masse von 24 g eingesetzt. Das omnidirektionale Strahlungsmuster sorgt hierbei für guten Empfang auch bei großen Lagewinkeln im Flug. Im Fluggerät wurde die gleiche GNSS- und Datenlinkeinheit, wie in den Packstationen eingebaut (s. BILD 3). Dies führt zu einer einfachen Austauschbarkeit der Einheiten, sowie zur Reduzierung des Design- und Fertigungsaufwands. Der Unterschied ist, dass es hier eine zusätzliche Schnittstelle zum Autopiloten gibt, wo-

rüber zum einen die GNSS-Positionsdaten und zum anderen Telemetriedaten übertragen werden.

Der Flugcomputer verfügt über eine Navigationseinheit, welches mit einer IMU, einem Magnetometer und einem Drucksensor ausgestattet ist. Ein Extended Kalman Filter, das als Loosely Coupled System aufgebaut ist, sorgt für die Datenfusion der verschiedenen Sensoren und gibt den Flugzustand des Fluggeräts aus. Ein zusätzliches Kalman Filter nutzt die GNSS-Höhenmessung um die aktuelle Druckhöhe zu stützen, so dass bei GNSS-Ausfall die Höhe über den Meeresspiegel weiterhin ohne Diskontinuitäten gemessen werden kann. Dies ist vor allem zur Überbrückung kurzzeitiger GNSS-Ausfälle sowie zur Einleitung von Notfallmanövern im Falle eines dauerhaften GNSS-Ausfalls nützlich.

### 3. REGELUNGSSYSTEM

Zunächst werden einige allgemeine Anforderungen sowie Randbedingungen an das Regelungssystem hinsichtlich Start und Landung betrachtet. Neben der offensichtlichen Forderung der sicheren Durchführung, müssen Start und Landung schnell erfolgen, um möglichst wenig Zeit in der energetisch ineffizienten Schwebeflugphase zu verbringen. Gleichzeitig muss bei der Landung die vertikale Aufsetzgeschwindigkeit gering gehalten werden, damit die maximale mechanische Belastbarkeit des Landegestells nicht überschritten wird. Dafür wurde ein Wert von 0,5 m/s festgelegt. Die horizontale Aufsetzgeschwindigkeit ist ebenfalls möglichst gering zu halten, um ein Rutschen und/oder Kippen des Fluggeräts auf der Plattform zu verhindern. Hierbei spielt auch der Reibungskoeffizient der Paarung Landeplattform/Kufen eine wichtige Rolle, wobei gegensätzliche Anforderungen zu erfüllen sind. Einerseits ist eine hohe Haftreibung erwünscht, um eine Verschiebung des auf der Plattform ruhenden Tiltwings durch Windlasten zu verhindern. Andererseits muss das Verschiebesystem höhere Kräfte überwinden und darüber hinaus könnte das Fluggerät beim Landen mit seitlicher Geschwindigkeit kippen, so dass es zur Kollision zwischen Flügel und Landeplattform kommt. Durch eine geschickte Wahl des Reibpaares konnten beide Anforderungen erfüllt werden.

Ein Aspekt von großer Bedeutung für eine erfolgreiche Präzisionslandung ist der Umgang mit Anströmungsänderungen während des Landevorgangs. Diese werden nicht nur von Windböen verursacht, sondern auch von der bodennahen Grenzschicht, welche sich oberhalb der Landeplattform bildet, sowie von dem Bodeneffekt unmittelbar vor dem Aufsetzen. Der Regler muss in diesem Flugzustand auftretende Störungen schnell kompensieren.

Eine weitere Aufgabe des Landeregelungssystems ist es, das Aufsetzen des Fluggeräts zu detektieren, um automatisch das Ausschalten der Antriebe einzuleiten und das Entladesystem der Packstation zu aktivieren. Selbstverständlich ist hier für Sicherheit gegen ein falsches Auslösen des Ausschaltvorgangs zu sorgen.

#### 3.1. Überblick über die Tiltwing-Reglerstruktur

Für das vorgestellte Tiltwing-Fluggerät wurde ein Kaskadenregelungssystem entwickelt, welches den vollautomatischen Ablauf des in Kap. 1 beschriebenen Fluges ermöglicht (s. BILD 4). Der innerste Regelkreis ist der Geschwindigkeitsregelkreis, welcher auch die Lageregelung beinhaltet. Dieser hat die Aufgabe, den Flugzustand hinsichtlich der aerodynamischen Geschwindigkeit in longitu-

dinaler, lateraler und vertikaler Richtung sowie der Gierrate einzuhalten und ist immer aktiv. Darüber hinaus vedeckt der Geschwindigkeitsregler die komplexen flugmechanischen Änderungen, die mit dem Kippen des Flügels einhergehen, und stellt damit dem übergeordneten Bahnregler eine einheitliche Schnittstelle zum Fluggerät zur Verfügung. Der Bahnregler besteht aus drei separaten Reglerstrukturen, die in den verschiedenen Flugphasen aktiv sind. Im Schwebeflug erfolgt die Bahnregelung durch einen für niedrige Geschwindigkeiten ausgelegten Positionsregler, während im Reiseflug ein üblicher Wegpunktregler aktiv ist. Die Transition zwischen Flächen- und Schwebeflug und die damit verbundene Verzögerung oder Beschleunigung des Fluggeräts auf einer geraden Bahn wird vom Manöverregler realisiert. Einzelheiten zum Manöverregler werden in [10] vorgestellt. Die äußerste Schleife der Regelstruktur bildet der Missionsregler, der die Missionsdurchführung überwacht und zwischen den untergeordneten Bahnreglern umschaltet [17]. Der Fokus dieses Beitrags liegt auf dem Positionsregler, der vor allem bei Start und Landung eine wichtige Rolle spielt.

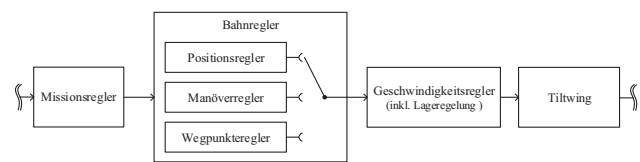


BILD 4. Aufbau der Tiltwing-Regelung (nach [10])

#### 3.2. Start- und Landeprozedur

Ein senkrechter Start ohne Verblasen eines Tiltwings wird durch die a priori Ausrichtung in den Wind und Kippen des Flügels zur Kompensation der Windgeschwindigkeit ermöglicht. Die Winddaten werden vom Ultraschallanemometer erfasst, so dass eine in der Packstation integrierte Mechanik das Fluggerät in den Wind dreht. Parallel kommandiert der Geschwindigkeitsregler eine dazu passende aerodynamische Vorwärtsgeschwindigkeit. Währenddessen ist der Tiltwing auf der Landeplattform arretiert, so dass eine Verschiebung durch Wind vermieden wird. Der Operator in der GCS kann danach die Fixierung wegfahren und das Startkommando erteilen, so dass das Fluggerät in einen senkrechten Steigflug mit konstanter Steigrate übergeht. Sobald eine Sicherheitshöhe erreicht ist, wird das Abflugmanöver eingeleitet.

Die Landeprozedur fängt mit dem Ende des Anflugmanövers an. Das Fluggerät ist dabei im Schwebeflug und bereits mit der Nase in den Wind gedreht. Zunächst wird ein definierter Punkt über der Landeplattformmitte angefliegen und von dort ein Sinkflug mit konstanter Sinkgeschwindigkeit eingeleitet. Währenddessen wird die Güte der Navigationslösung kontinuierlich überwacht, so dass bei Unterschreitung eines Genauigkeitsgrenzwerts, zum Beispiel bei längerem Ausfall der RTK-Korrekturdaten, sofort wieder auf Sicherheitshöhe gestiegen wird und ein Ausweichlandeplatz angefliegen werden kann. Das Ausschalten der Motoren kann grundsätzlich durch folgende Ereignisse ausgelöst werden:

- 1) Die Sinkgeschwindigkeitsänderung überschreitet einen bestimmten Wert. Dies passiert beim Aufsetzen und ist der Standardauslöser.
- 2) Das Fluggerät verweilt für mehr als 1 s in einem definierten Bereich über der Landeplattform. Dies

ist der Auslöser falls bei einem sehr sanften Aufsetzen Fall 1) nicht auftritt.

- Die Inertialgeschwindigkeit des Fluggeräts bleibt für eine längere Zeit gering. Dieser Auslöser ist nur bei Landung ohne RTK-Präzisionsnavigation auf einem Ausweichlandeplatz wirksam.

Für unvorhergesehene Notfälle können die Motoren stets durch den Operator in der GCS und einen Sicherheitspiloten ausgeschaltet werden.

### 3.3. Positionsregelung

Der Positionsregler übernimmt die Bahnregelung in der Horizontalebene im Schwebeflug. Dabei ist die kommandierte Position entweder fest oder wird langsam bewegt. Die Funktion des Positionsreglers ist in BILD 5 dargestellt.

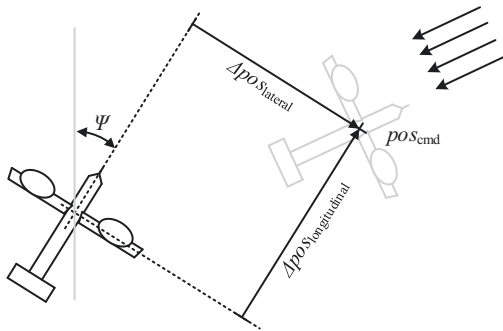


BILD 5. Funktionsprinzip des Positionsreglers (nach [10])

Ausgehend von der aktuellen Position ist das Fluggerät in die kommandierte Position zu überführen, wobei die Nase gleichzeitig in den Wind gedreht werden soll, so dass dieser durch die aerodynamische Vorwärtsgeschwindigkeit kompensiert werden kann. Dazu werden zunächst die Positions- und Geschwindigkeitsabweichungen bestimmt und in flugzeugfesten Koordinaten transformiert. Das Regelgesetz des Positionsreglers ist in BILD 6 dargestellt. Die longitudinale und die laterale Bewegung werden getrennt behandelt. Beide Regler besitzen PD-Anteile, welche auf die entsprechenden Lagewinkelkommandos (Nickwinkel  $\theta$  und Rollwinkel  $\phi$ ) zurückgeführt werden. Auf diese Weise können hochfrequente Regelabweichungen, die durch Böen verursacht werden, durch schnelle Lageänderungen ausgeglichen werden. Um niederfrequente Windänderungen zu kompensieren ist ein Integralteil notwendig, welcher ebenfalls, wie bei einer Multikopterregelung, auf die Lagewinkel zurückgeführt werden könnte. Dies ist allerdings bei einem Tiltwing nachteilig, da die angestellte Tragfläche einen großen Widerstand verursacht, welcher selbst bei niedrigen Windgeschwindigkeiten zu unerwünscht großen Lagewinkeln führen würde. Aus diesem Grund wird der Integralteil des Longitudinalpositionsreglers auf die kommandierte aerodynamische Vorwärtsgeschwindigkeit zurückgeführt, deren Änderung ein Kippen des Flügels bewirkt. Analog dazu wird eine Abweichung in lateraler Richtung auf die kommandierte Azimutänderungsrate zurückgeführt. Das beschriebene Regelgesetz hat zur Folge, dass das Fluggerät seine Vorwärtsgeschwindigkeit und Azimut so lange anpasst, bis es sich in den Wind ausgerichtet hat und diesen mit passender Vorwärtsgeschwindigkeit ausgleicht. Die kommandierte Position wirkt dabei wie eine „Senke“, so dass das Fluggerät immer davon angezogen wird. Da nur hochfrequente Störungen durch Lageänderungen kompensiert werden, können die Lagewinkel im Schwebeflug klein

gehalten werden, was bei der Durchführung von Start und Landung vorteilhaft ist.

Der beschriebene Regler besitzt zwei Einschränkungen. Erstens ist dieser nur bei geringer aerodynamischer Anströmung funktionsfähig. Bei höheren Geschwindigkeiten führt eine Nickwinkeländerung zur stärkeren Änderung der Auftriebs- als der Horizontalkraft, so dass eine Regelung der Vorwärtsbewegung damit ineffektiv wird. Zweitens liefert der Regler bei großem Abstand zwischen kommandierter und aktueller Position keine zufriedenstellende Ergebnisse. Um eine präzise Einhaltung der vorgegebenen Position zu gewährleisten wurden alle Reglerverstärkungen hoch eingestellt. Deswegen würde ein großer Abstand zur Sollposition zu einem schnellen Anstieg der Fluggeschwindigkeit und ein Verlassen der Flugbereichsgrenzen des Positionsreglers führen.

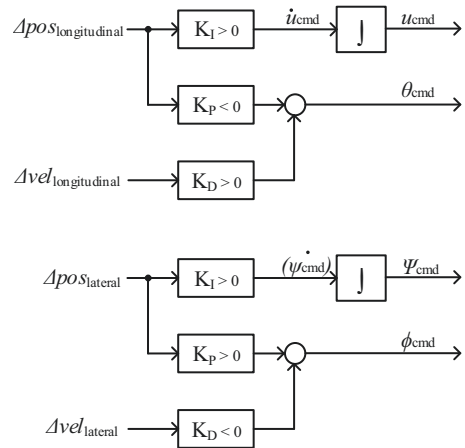


BILD 6. Regelgesetz des Positionsreglers (nach [10])

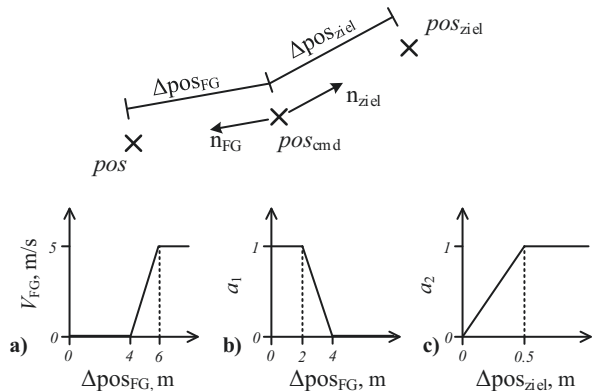


BILD 7. Vorfilter des Positionsreglers (nach [10])

Um solches Verhalten zu vermeiden wird die kommandierte Position in einem Vorfilter generiert. Dieser berechnet aus der vorgegebenen Zielposition  $pos_{ziel}$  passende Eingaben  $pos_{cmd}$  und  $vel_{cmd}$  für den Positionsregler, welche die beschriebenen Einschränkungen berücksichtigen. In BILD 7 (oben) ist eine beispielhafte Situation dargestellt. Die Zielposition  $pos_{ziel}$  ist weit entfernt von der aktuellen Position  $pos$ . Die vorgefilterte kommandierte Position  $pos_{cmd}$  ist weder mit der Fluggeräte- noch mit der Zielposition identisch. Der Vorfilter bewegt die kommandierte Position entsprechend (1).

$$(1) \vec{pos}_{cmd} = \int (\vec{n}_{FG} \cdot V_{FG} + \vec{n}_{ziel} \cdot a_1 \cdot a_2 \cdot V_{max}) dt$$

Die Vektoren  $\vec{n}_{FG}$  und  $\vec{n}_{ziel}$  sind die normalisierten Richtungsvektoren die von der kommandierten Position jeweils zum Fluggerät und zum Ziel zeigen. In BILD 7 (unten) sind die Abhängigkeiten für die Geschwindigkeit der kommandierten Position in Richtung Fluggerät  $V_{FG}$  sowie für die Parameter  $a_1$  und  $a_2$  dargestellt.  $V_{max}$  ist die maximale zulässige Geschwindigkeit im Schwebeflug.

Der Vorfilter bewirkt eine Bewegung der kommandierten Position mit variierenden Geschwindigkeiten entlang der Richtungsvektoren  $\vec{n}_{FG}$  und  $\vec{n}_{ziel}$ . Die Beträge der Geschwindigkeiten hängen von den Abständen  $\Delta pos_{FG}$  und  $\Delta pos_{ziel}$  ab. Sollte sich der Abstand zum Fluggerät stark vergrößern, wird die kommandierte Position rasch in Richtung Fluggerät verschoben (vgl. BILD 7a). Wenn wiederum der Abstand zum Fluggerät kleiner als 4 m wird, bewegt sich die kommandierte Position in Richtung des Ziels. Falls der Abstand unter 2 m sinkt, wird die Geschwindigkeit auf die maximale Schwebefluggeschwindigkeit erhöht (vgl. BILD 7b). Bei einer Annäherung von  $pos_{cmd}$  und  $pos_{ziel}$  wird die Annäherungsgeschwindigkeit linear verringert um den Bremsruck zu reduzieren (vgl. BILD 7c).

Die Verschiebung der kommandierten Position in Richtung des Fluggeräts erfolgt um großen und lange bestehenden Regeldifferenzen im Positionsregler entgegenzuwirken. Dies darf die Geschwindigkeit der Bewegung in Richtung des Ziels nicht beeinflussen. Deswegen gleicht die vom Vorfilter kommandierte Geschwindigkeit nicht der Ableitung der kommandierten Position, sondern besteht nur aus deren Anteil in Richtung des Ziels (2).

$$(2) \vec{vel}_{cmd} = \vec{n}_{ziel} \cdot a_1 \cdot a_2 \cdot V_{max}$$

### 3.4. Grenzschichtkorrektur

Über der Landeplattform bildet sich bei Überströmung eine Grenzschicht, welche wegen der Haftbedingung an der Oberfläche zu einem Gradienten der Anströmgeschwindigkeit während der Landung führt. Durch die vorgestellte Regelung dreht sich das Fluggerät immer in den Wind, so dass grundsätzlich nur sehr kleine Seitenwindkomponenten zu erwarten sind. Infolgedessen würde eine Vernachlässigung des Grenzschichteffekts zu einer Verschiebung des Aufsetzpunktes nach vorne führen. Grund dafür ist der reduzierte Widerstand bei der niedrigeren Anströmgeschwindigkeit nahe der Oberfläche der Plattform.

Um diesen Effekt zu kompensieren, wurde bei verschiedenen Windbedingungen die Abweichung des Aufsetzpunktes von dem gewünschten Landepunkt als Funktion der Windgeschwindigkeit bestimmt. Mit diesen Daten ist es im Sinne einer Vorsteuerung möglich den kommandierten Landepunkt so zu verändern, dass nach der Auswirkung des Grenzschichteffekts auf den gewünschten Landepunkt aufgesetzt wird. Dabei ist zu beachten, dass bei den Datenerfassungsflügen direkt auf dem Boden gelandet wurde, so dass der erfasste Grenzschichteffekt nicht identisch mit diesem bei einer Packstationslandung ist. Trotzdem konnte mit diesem Vorgehen eine erhebliche Verbesserung der Landegenauigkeit erreicht werden.

### 3.5. Höhenregelung

Die Höhenregelung im Schwebeflug ist als klassische Kaskadenregelung realisiert (BILD 8).

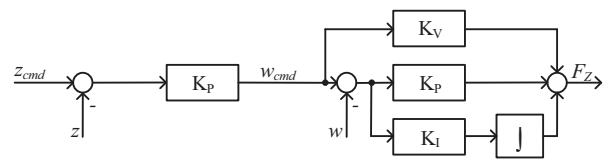


BILD 8. Höhenreglerstruktur

Die Vertikalgeschwindigkeit wird mit einem PI-Regler mit Vorsteuerung geregelt. Die Stellgröße dafür ist die kommandierte Vertikalkraft, welche je nach Flugzustand eine Veränderung des Schubs oder des Anstellwinkels verursacht. Der Höhenregler besteht aus einer einfachen P-Rückführung.

## 4. FLUGVERSUCHE

Mit dem vorgestellten System wurden innerhalb einer Kampagne in Reit im Winkl über einhundert Flüge absolviert. Weitere Testflüge fanden auf einem Testgelände in der Nähe von Aachen statt. Starts und Landungen wurden in Reit im Winkl von den Packstationen aber auch von den Ausweichlandeplätzen durchgeführt. Alle Landungen erfolgten auf der vorgesehenen Fläche mit Abmessungen 3x3 m.

In BILD 9 sind die Landepunktabweichungen der letzten 90 Flüge aus Aachen und Reit im Winkl in erdfesten Koordinaten dargestellt. Die Landungen wurden an verschiedenen Tagen bei Windgeschwindigkeiten bis zu 8 m/s durchgeführt. Die erreichte Landegenauigkeit ist in TAB 1 zusammengefasst. 95% der Aufsetzpunkte befinden sich in einem Umkreis mit Radius von 0,77 m um den Zielpunkt, was ungefähr der Hälfte des Landeplattformradius entspricht.

Damit das Verschiebesystem das Fluggerät erfassen kann, muss das ganze Landegestell auf der Plattform liegen. Um den realen Sicherheitsabstand zum Rand zu berechnen müssen deswegen auch die Landegestellabmessungen von 75x75 cm einbezogen werden. Damit befand sich bei der Landung mit der größten Abweichung der äußerste Punkt des Landegestells immer noch ca. 20 cm vom Plattformrand entfernt.

Bei der Interpretation der Daten in BILD 9 ist noch zu beachten, dass die Abweichungen aus der Differenz der Navigationsposition beim Aufsetzen und der Zielposition gebildet wurden. Die realen Abweichungen können wegen der Unsicherheit bei der Positionsbestimmung höher sein. Die mittlere Genauigkeit der Navigationslösung ist in TAB 2 dargestellt. Die Unsicherheit bei der Positionsbestimmung ist im Vergleich zu den erreichten Landepunktabweichungen sehr klein (<5%), so dass die Darstellung für diese Auswertung ausreichend genau ist.

Die beobachteten Abweichungen sind vor allem auf nicht kompensierte Störungen durch Windböen zurückzuführen. Eine hypothetische Verringerung der Güte der Navigationslösung, zum Beispiel durch Umstellung auf Pseudorange-Differential (Horizontal RMS ca. 0,5 m), würde zu einer Positionsbestimmungsgenauigkeit führen, welche in der Größenordnung der bei dem aktuellen Regelungssystem durch Wind verursachten Abweichungen liegt. Dies würde zu einer erheblichen Verschlechterung der realen Landeprecision führen, so dass ein Aufsetzen auf der Landeplattform nicht mehr garantiert werden kann und begründet die in Kap. 3.2 beschriebene Notfallprozedur bei einem RTK-Ausfall.

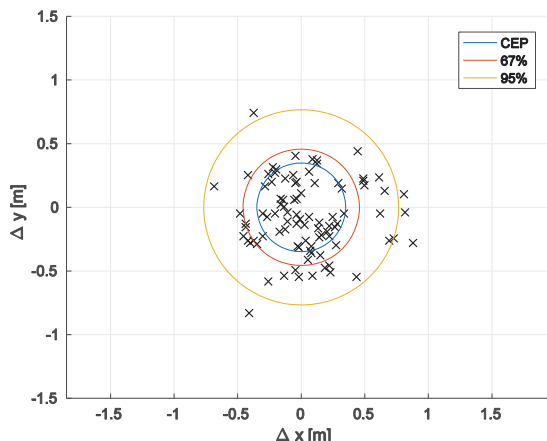


BILD 9. Landeabweichung vom Zielpunkt (erdfest)

Stichprobe: 90 Landungen	
CEP (50%)	0,35 m
67%	0,46 m
95 %	0,77 m
RMS <sub>2</sub>	0,44 m

TAB 1. Erreichte Landegenauigkeit

Horizontal RMS	0,021 m
Vertikal RMS	0,029 m

TAB 2. Gemittelte Genauigkeit der Navigationslösung mit RTK (wie vom GNSS-Empfänger ausgegeben)

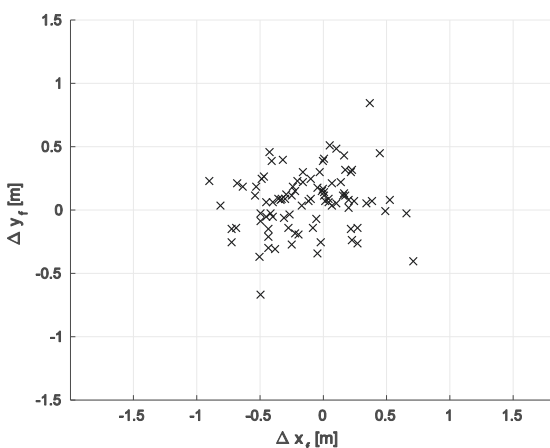


BILD 10. Landeabweichungen vom Zielpunkt (flugzeugfest)

Eine Transformation der Landeabweichungen ins flugzeugfeste Koordinatensystem führt auf die Darstellung in 0. Eine statistische Auswertung der absoluten Fehler in longitudinaler und in lateraler Richtung ist in TAB 3 zusammengefasst. Es wird ersichtlich, dass der gemittelte Fehler in longitudinaler Richtung um 53% höher ist als der in lateraler Richtung. Die Gründe dafür liegen in der ver-

einfachten Grenzschichtkorrektur (s. Kap. 3.4) sowie der relativ langsamen Positionsreglerreaktion auf Störungen durch Böen. Durch weitere Arbeiten in dieser Hinsicht ist eine zusätzliche Steigerung der Präzision möglich. Für den aktuellen Anwendungsfall war allerdings die erreichte Genauigkeit vollkommen ausreichend.

	$ \Delta x_f $	$ \Delta y_f $
Mittelwert	0,29 m	0,19 m
Standardabweichung	0,21 m	0,15 m
Minimum	0,0034 m	0,01 m
Maximum	0,9 m	0,85 m

TAB 3. Statistische Auswertung der flugzeugfesten Landeabweichungen

### 5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In diesem Beitrag wurde ein System zur präzisen Landung von Tiltwing-Fluggeräten vorgestellt. Die eingesetzte RTK-Technologie erlaubt eine Positionsbestimmung mit Genauigkeit im cm-Bereich bei sehr hoher Verfügbarkeit. Der vorgestellte Tiltwing-Positionsregler ist in der Lage Präzisionslandungen auch bei dynamischen Windbedingungen durchzuführen. Die Performanz des Gesamtsystems wurde während einer umfangreichen Testflugkampagne in Reit im Winkl mit dem Zweck der eiligen Güterlieferung nachgewiesen. Weitere Anwendungsgebiete des hier vorgestellten Präzisionslandesystems können Landungen auf engen ad-hoc Landeplätzen (zum Beispiel bei der Notversorgung von Opfern bei Naturkatastrophen) oder auf kleinen beweglichen Plattformen, wie zum Beispiel Schiffen oder Fahrzeugen, sein.

Zukünftige Arbeiten schließen eine weitere Steigerung der Landepräzision ein, welche zur Verkleinerung der notwendigen Landeplattformfläche führt. Dies soll unter anderem durch Verbesserung des Störverhaltens des Positionsreglers in longitudinaler Richtung erreicht werden.

### LITERATUR

[1] F. Amzajerjian, D. Pierrottet, L. Petway, G. Hines, V. Roback and R. Reisse. Lidar sensors for autonomous landing and hazard avoidance. In *AIAA Space Conference Proceedings*, 2013.

[2] C. Cai and Y. Gao. Modeling and assessment of combined GPS/GLONASS precise point positioning. *GPS solutions*, 17(2):223–236, 2013.

[3] S. M. Chaves, R. W. Wolcott and R. M. Eustice. NEEC Research: Toward GPS-denied landing of unmanned aerial vehicles on ships at sea. *Naval Engineers Journal*, 127(1):23–35, 2015.

[4] J. Cross, J. Schneider and P. Cariani. MMW radar enhanced vision systems: The Helicopter Autonomous Landing System (HALS) and Radar-Enhanced Vision System (REVS) are rotary and fixed wing enhanced flight vision systems that enable safe flight operations in degraded visual environments. In *SPIE Defense, Security, and Sensing*, pages 87370G–87370G. International Society for Optics and Photonics, 2013.



- [5] J. M. Daly, Y. Ma and S. L. Waslander. Coordinated landing of a quadrotor on a skid-steered ground vehicle in the presence of time delays. *Autonomous Robots*, 38(2):179–191, 2015.
- [6] H. Dodel and D. Häupler. *Satellitennavigation*. Springer, 2009.
- [7] T. Ford and M. Boloye. Helicopter ship board landing system, February 3 2015. US Patent 8,949,011.
- [8] A. Gautam, P. Sujit, and S. Saripalli. A survey of autonomous landing techniques for UAVs. In *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2014 International Conference on*, pages 1210–1218. IEEE, 2014.
- [9] M. S. Grewal, A. P. Andrews and C. G. Bartone. *Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation and Integration*. Wiley John + Sons, 2013.
- [10] P. Hartmann, M. Schütt and D. Moormann. Control of departure and approach maneuvers of tiltwing VTOL aircraft. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Grapevine, Texas*, 2017. (angenommen zur Veröffentlichung)
- [11] P. Héroux and J. Kouba. GPS precise point positioning using IGS orbit products. *Physics and Chemistry of the Earth, Part A: Solid Earth and Geodesy*, 26(6):573–578, 2001.
- [12] J. Holsten, P. Hartmann, M. Schütt, and D. Moormann. Automatische unbemannte Flüge außerhalb der Sichtweite zwischen zwei Packstationen mit einem Tiltwing-Fluggerät. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig Germany*, 2016.
- [13] E. D. Kaplan and C. J. Hegarty. *Understanding GPS*. Artech House Publishers, 2005.
- [14] W. Kong, D. Zhang, X. Wang, Z. Xian, and J. Zhang. Autonomous landing of an UAV with a ground-based actuated infrared stereo vision system. In *2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 2963–2970. IEEE, 2013.
- [15] S. Lange, N. Sunderhauf, and P. Protzel. A vision based onboard approach for landing and position control of an autonomous multirotor UAV in GPS-denied environments. In *Advanced Robotics, 2009. ICAR 2009. International Conference on*, pages 1–6. IEEE, 2009.
- [16] D. Lee, T. Ryan, and H. J. Kim. Autonomous landing of a VTOL UAV on a moving platform using image-based visual servoing. In *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on*, pages 971–976. IEEE, 2012.
- [17] M. Schütt, P. Hartmann, and D. Moormann. Mission controller design for fully automated operations of a tiltwing aircraft. In *Euro GNC - 4th CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation & Control*, 2017.(eingereicht zur Veröffentlichung)
- [18] R. Skulstad, C. L. Syversen, M. Merz, N. Sokolova, T. I. Fossen, and T. A. Johansen. Net recovery of UAV with single-frequency RTK GPS. In *2015 IEEE Aerospace Conference*, pages 1–10. IEEE, 2015.
- [19] N. Voget, F. Binz, and Y. Dobrev. Auslegung und Implementierung eines zuverlässigen Kommunikationsnetzes für den sicheren Betrieb unbemannter Fluggeräte außerhalb der Sichtweite. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig Germany*, 2016.
- [20] G. Westenberg and V. Wegener. SAPOS - GPS-Technologie für höchste Ansprüche. *Vermessung Brandenburg*, 10:24–30, 2005.