

Interner Bericht

DLR-IB-FT-BS-2024-51

Entwicklung eines Synthetic-Vision-basierten Landesystems für unbemannte Luftfahrzeuge

Masterarbeit

Tim Scheumer

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2024-51

Entwicklung eines Synthetic-Vision-basierten Landesystems für unbemannte Luftfahrzeuge

Tim Scheumer

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

94 Seiten
28 Abbildungen
14 Tabellen
37 Referenzen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge

Stufe der Zugänglichkeit: I, Allgemein zugänglich: Der Interne Bericht wird elektronisch ohne Einschränkungen in ELIB abgelegt.

Braunschweig, den 23.04.2024

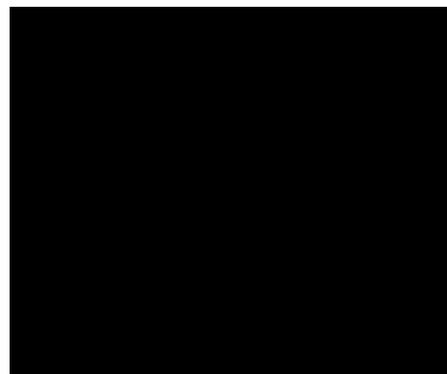
Unterschriften:

Institutsleitung: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag

Abteilungsleitung: Johann Dauer

Betreuer:in: Martin Laubner

Verfasser:in: Tim Scheumer



Masterarbeit

Entwicklung eines Synthetic-Vision-basierten Landesystems für unbemannte Luftfahrzeuge

Tim Scheumer

30. Januar 2024

Institut für Flugsystemtechnik des DLR e.V.
Prof. Dr.-Ing. Stefan Levedag

Matrikelnummer [REDACTED]
Zweitprüfer Prof. Dr.-Ing. Peter Hecker
Institut für Flugführung
Betreuer Martin Laubner, M.Sc.
Institut für Flugsystemtechnik des DLR e.V.
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

In Kooperation mit dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR e.V.)

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich, Tim Scheumer, geb. am 18.09.1997, an Eides statt, die vorliegende Masterarbeit selbstständig verfasst, sowie keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt zu haben und dass die Arbeit nicht bereits als Prüfungsarbeit vorgelegen hat. Zudem versichere ich, dass die eingereichte elektronische Version mit der gedruckten Version übereinstimmt.

Braunschweig, den 30. Januar 2024



Tim Scheumer

Kurzfassung

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt forscht an zukünftigen Konzepten der Fernführung unbemannter Luftfahrzeuge im Erprobungskontext. Im Rahmen dessen zeigen First-Person-View Ansätze Vorteile gegenüber klassischer Visual-Line-of-Sight Steuerung. Die First-Person-View Videosicht stellt allerdings eine kritische Fehlermöglichkeit dar. Die vorliegende Arbeit befasst sich mit der Entwicklung eines Synthetic-Vision-basierten Landesystems für unbemannte Luftfahrzeuge, welche als Rückfallmöglichkeit bei Ausfall der Videosicht fungieren kann. Darüber hinaus sollen in Zukunft mit Hilfe der synthetischen Sicht die Vorteile eines Head-Mounted Displays nutzbar gemacht werden. Die Darstellung der Höhe über Grund, während des Landeanflugs und der Landung, wird als besonders kritisch identifiziert, weshalb die Bestimmung und Visualisierung ebendieser fokussiert wird. Am geeignetsten für die Bestimmung der Höhe über Grund werden Filter-Ansätze basierend auf einem linearen Kalman-Filter identifiziert. Diese realisieren eine Fusion von Höhensensor Messdaten, anderen Zustandsdaten und einem digitalen Höhenmodell. Die Darstellung des Flugzustands im Synthetic-Vision-basierten Landesystem erfolgt mittels Drittanbieter-Visualisierungssoftware, wobei mit Annäherung an den Boden der Zustand mit realer Höhe über Grund visualisiert wird. Die Evaluation des Systems anhand einer Pilot-in-the-Loop Simulationsstudie zeigt eindeutig, dass eine Referenzierung der Höhe innerhalb der synthetischen Sicht in Bodennähe nicht auf Basis der realen Höhe über dem mittleren Meeresspiegel erfolgen sollte. Grund dafür sind Abweichungen zwischen realem Terrain und Umgebungsmodell der Visualisierung. Weitergehend zeigen sich bei Visualisierung der realen Höhe über Grund in Bodennähe Auffälligkeiten im Pilotenverhalten, die sich auch in subjektiven Aussagen der Piloten widerspiegeln. Unstimmigkeiten zwischen visualisiertem und realem Terrain führen zu einem sich unnatürlich anfühlenden Flugverhalten des visualisierten Luftfahrzeugs. Aus diesem Grund beschränkt sich der Einsatz des Synthetic-Vision-basierten Landesystems auf bekanntes, flaches Gelände, wie Einflugschneisen von Flughäfen und Flugplätzen. Im Flachen Terrain, bei Landung auf einer Landebahn erreicht das System gute Ergebnisse im Hinblick auf die Präzision beim Aufsetzen. Auch die subjektive Bewertung des Systems durch die Probanden fällt positiv aus.

Abstract

The German Aerospace Centre is researching future concepts for the remote guidance of unmanned aerial vehicles. In this context, first-person view approaches show advantages over classic visual-line-of-sight control. However, the video view represents a critical error possibility. This thesis deals with the development of a synthetic-vision-based landing system for unmanned aircraft, which can act as a fallback option if the video view is not available. In addition, the advantages of a head-mounted display are to be utilised in the future. The representation of the height above ground during the landing is identified as particularly critical. This is why the determination and visualization of the height above ground is focused on. Filter approaches based on a linear Kalman-Filter are identified as the most suitable for determining the height above ground. These implement a fusion of height sensor measurement data, other state data and a digital elevation model. The flight status is displayed using third-party visualization software. The real height above ground is displayed as it approaches the ground. The evaluation of the system using a pilot-in-the-loop simulation study shows that the altitude within the synthetic-vision should not be referenced on the basis of the real altitude above mean sea level. The reason for this are deviations between the real terrain and the terrain model of the visualization. Furthermore, anomalies in pilot behaviour are observed when flying close to the ground surface. These anomalies are also reflected in the subjective statements of the pilots. Inconsistencies between the visualised and the real terrain lead to an unnatural feeling in the flight behaviour of the visualised aircraft. For this reason, the use of the synthetic-vision-based landing system is limited to areas of known and flat terrain, such as airports. In flat terrain, when landing on a runway, the system achieves good results in terms of precision. The subjective evaluation of the system was also positive.

Aufgabenstellung

Im Rahmen der Masterarbeit soll ein System entwickelt und evaluiert werden, welches dem Fernpiloten eines unbemannten Luftfahrzeugs die Landung mittels eines Synthetic-Vision-Systems ermöglicht. Dazu kann eine Flugsimulationssoftware als Visualisierung eingesetzt werden, welche mit Live-Sensordaten des unbemannten Luftfahrzeugs zur Darstellung von Position und Lage gefüttert wird. Die besondere Herausforderung besteht in der korrekten Darstellung der Höhe über Grund, welche durch Sensorfehler korrumpiert ist. Darüber hinaus müssen mögliche Abweichungen zwischen der realen Welt und der künstlichen Umgebung berücksichtigt werden. Um hierfür eine möglichst geeignete Darstellung zu erhalten, müssen abhängig von der Flugphase (zum Beispiel Anflug, Abfangen, Aufsetzen) unterschiedliche Sensorquellen wie GPS, Barometer und Radarhöhenmesser verwendet bzw. fusioniert werden. Im Rahmen der Arbeit sollen ein oder mehrere geeignete Konzepte für die Datenfusion und die Visualisierung mittels Synthetic-Vision erarbeitet und implementiert werden. Anschließend soll eine Evaluation anhand von Simulationsstudien mit und ohne Pilot-in-the-Loop sowie optional in Flugversuchen durchgeführt werden.

Im Einzelnen sollen die folgenden Punkte behandelt werden:

- Beschreibung des Standes der Technik anhand einer Literaturrecherche
- Theoretische Aufarbeitung möglicher Lösungswege für die Datenfusion der Höhe über Grund im Landeanflug
- Theoretische Aufarbeitung möglicher Lösungswege für die Visualisierung von Position und Lage eines Luftfahrzeugs mittels Synthetic-Vision
- Implementierung einer oder mehrerer Ansätze in einer UAS-Simulationsumgebung
- Evaluierung des oder der gewählten Ansätze anhand von Simulationen mit und ohne Pilot-in-the-Loop
- Optional: Bewertung des umgesetzten Konzeptes anhand von Flugversuchen

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	VII
Tabellenverzeichnis	VIII
Symbolverzeichnis	IX
Abkürzungsverzeichnis	XI
1. Einleitung	1
1.1. Motivation	2
1.2. Vorgehensweise	3
2. Hintergrund	5
2.1. Höhenreferenzierung	5
2.2. Sensorsysteme für die Positionsbestimmung	6
2.2.1. Global Navigation Satellite System	6
2.2.2. Inertiale Messeinheit	7
2.2.3. Radarhöhenmesser und Höhensensoren	7
2.3. Digitale Höhenmodelle	8
2.4. Sensordatenverarbeitung	9
2.4.1. Filterung von Sensordaten	9
2.4.2. Dynamisches Modell	14
2.4.3. Messmodell	15
3. Stand der Technik	16
3.1. Synthetic-Vision-Systeme	16
3.2. Höhe über Grund Bestimmung	19
3.2.1. Radar Altitude Aiding Method	19
3.2.2. Integration von Radarhöhenmesser und GNSS und INS	20
4. Entwicklung eines SV-basierten Landesystems	22
4.1. Problembeschreibung	23
4.2. Systemarchitektur	27
4.3. Synthetische Sicht	28
4.4. Datenrate und Latenz	30
4.5. Höhe über Grund Schätzung	32
4.5.1. Least-Square-Fitting	34
4.5.2. Alpha-Beta Filter	36
4.5.3. Kalman-Filter	37
4.5.4. Vorverarbeitung von Messdaten	41

4.6.	Simulationsstudie zur Auswahl geeigneter Filterkonzepte	43
4.6.1.	Benchmarkszenario	43
4.6.2.	Durchführung der Simulationsstudie	45
4.6.3.	Ergebnisse der Simulationsstudie	47
4.6.4.	Auswahl geeigneter Filter	54
5.	Evaluation des SV-basierten Landesystems	56
5.1.	First-Person-View Ground-Control-Station	56
5.2.	Studiendesign der PITL-Studie	57
5.2.1.	Szenario der PITL-Studie	58
5.2.2.	Bewertungskriterien der PITL-Studie	60
5.3.	Durchführung	62
6.	Ergebnisse und Diskussion	65
6.1.	Subjektive Bewertungskriterien	65
6.2.	Objektive Bewertungskriterien	67
6.3.	Diskussion	78
6.4.	Fazit	81
7.	Zusammenfassung und Ausblick	83
	Literaturverzeichnis	86
	Danksagung	90
A.	Appendix	91
A.1.	Matritzen für Terrain-KF	91
A.2.	Filterparameter	92
A.3.	Ergebnisse der Simulationsstudie - Anflug mit Bodenunebenheiten . . .	93
A.4.	Finaler Anflug - Pilotenverhalten	94

Abbildungsverzeichnis

2.1. Visualisierung unterschiedlicher Höhenreferenzierungen	5
4.1. Vergleich reales Terrain und Umgebungsmodell	24
4.2. Aufgezeichnete Sensorfehler eines optischen Höhsensors	25
4.3. Einfluss der Lage auf die gemessene Schrägdistanz eines Höhsensors	26
4.4. Einfluss der Lage auf gemessene Schrägdistanz eines Höhsensors	27
4.5. Systemarchitektur des SV-basierten Landesystems	28
4.6. Höhenreferenzierung innerhalb der synthetischen Sicht	29
4.7. Architektur AGL-Ansatz	33
4.8. Architektur Terrain-Ansatz	34
4.9. Korrektur der Schrägdistanz bei großen Lagewinkeln	43
4.10. Szenarios der Simulationsstudie	44
4.11. Architektur Simulationsstudie	45
4.12. Simulationsstudie - Anflug und Ladung mit Sensorfehlern	48
4.13. Simulationsstudie - Anflug mit Bodenunebenheit	50
4.14. Simulationsstudie - Anflug mit Durchstarten	51
4.15. Einfluss der Latenz auf die Filterperformanz	53
4.16. Einfluss der Datenrate auf die Filterperformanz	54
5.1. First-Person-View Ground-Control-Station	57
5.2. Architektur PITL-Studie	58
5.3. Szenario der PITL-Studie	59
6.1. Gebäudeüberflug - visualisierte AMSL-Höhe	69
6.2. Gebäudeüberflug - Pilotenverhalten	70
6.3. Erster Geländefolgeflug - Verlauf der Terrain-Höhe	71
6.4. Erster Geländefolgeflug - Wahre Höhe über Grund	72
6.5. Geländefolgeflug - Pilotenverhalten	74
6.6. Endanflug - Visualisierte Höhe über Grund	75
6.7. Touchdown-Performanz	76
A.1. Endanflug - Visualisierte Höhe über Grund	94

Tabellenverzeichnis

4.1. Ergebnisse der Simulationsstudie - Anflug und Landung mit Sensorfehlern	49
4.2. Ergebnisse der Simulationsstudie - Anflug mit Durchstarten	52
5.1. AFFTC Workload-Skala [35]	60
5.2. Weitere subjektive Bewertungskriterien	61
5.3. Methoden für die Pilot-in-the-loop Studie	64
6.1. Ergebnisse der subjektiven Auswertung der PITL-Studie - Teil 1	66
6.2. Ergebnisse der subjektiven Auswertung der PITL-Studie - Teil 2	67
6.3. Weitere Ergebnisse der PITL-Studie	77
6.4. Vergleich MSE von Filter und Visualisierung < 40 m	78
A.1. Filterparameter für AGL-LSQ	92
A.2. Filterparameter für AGL-AB	92
A.3. Filterparameter für AGL-KF	92
A.4. Filterparameter für Terrain-KF	93
A.5. Ergebnisse der Simulationsstudie - Anflug mit Bodenunebenheit	93

Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole

Symbol	Einheit	Beschreibung
b	[m]	Bias
c	[-]	Koeffizient
h	[m]	Höhe
t	[s]	Zeit
u	[-]	Input
v	[-]	Messrauschen
v_g, v_b	[m]	Positionsvektor im geodätischen, körperfesten System
w	[-]	Prozessrauschen
x	[-]	Zustand
\hat{x}	[-]	Zustandsschätzung
\tilde{y}	[-]	Messresiduum
z	[-]	Messupdate
B	[-]	Control-Input-Matrix
F	[-]	Zustands-Transitions-Matrix
H	[-]	Observations-Matrix
H'	[-]	Least-Square Mapping-Matrix
I	[-]	Einheitsmatrix
J	[-]	Least-Square-Kostenfunktion
K	[-]	Kalman-Gain
P	[-]	Error-Kovarianz
Q	[-]	Prozess-Kovarianz
R	[-]	Mess-Kovarianz
R_x, R_y, R_z	[-]	Transformationsmatrix um x-, y-, und z-Achse
S	[-]	Risidual-Kovarianz

Griechische Symbole

Symbol	Einheit	Beschreibung
α, β	[-]	Filterparameter Alpha-Beta-Filter
γ	[-]	Gewichtungparameter
δ	[-]	Diskreter Joystick-Input
Δt	[s]	Zeitdifferenz
ϕ, θ, ψ	[rad]	Roll-, Nick- und Gierwinkel
Φ	[1/s]	Joystick-Input pro Zeit
σ	[-]	Varianz

Indizes

Index	Beschreibung
<i>AGL</i>	Bezogen auf Bodenlevel
<i>AMSL</i>	Bezogen auf mittleren Meeresspiegel
<i>DEM</i>	Basierend auf digitalem Höhenmodell
<i>F</i>	Vorausgehende Sensorfusion
<i>k</i>	Zeitschritt
<i>p</i>	Position
<i>prd</i>	Prädiktion
<i>R</i>	Realität
<i>S</i>	Höhensensor
<i>terr</i>	Terrain
<i>T</i>	Transponiert
<i>v</i>	Geschwindigkeit
<i>V</i>	Visualisierung

Akronyme

AB	Alpha-Beta
AFFTC	Air Force Flight Technical Center
AGL	Above Ground Level
ALAADy	Automated Low Altitude Air Delivery
AMSL	Above Mean Sea Level
BVLOS	Beyond Visual Line of Sight
CFIT	Controlled Flight into Terrain
COTS	Commercial of the Shelf
DEM	Digital Elevation Model
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
FPV	First-Person-View
FPV-GCS	First-Person-View Ground-Control-Station
FT	Feedthrough
GNSS	Global Navigation Satellite System
HMD	Head-Mounted Display
INS	Integrated Navigation System
KF	Kalman-Filter
LSQ	Least-Square
MAE	Mean Absolute Error
MSE	Mean Square Error
PITL	Pilot-in-the-Loop
RPAS	Remotely Piloted Aircraft System
SRTM	Shuttle Radar Topography Mission
SV	Synthetic-Vision
SVS	Synthetic-Vision-System
UAS	Unmanned Aerial System
VLOS	Visual Line of Sight

1. Einleitung

Die Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge des Insitut für Flugsystemtechnik im DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.) betreibt eine Reihe von unbemannten Luftfahrzeugen zu Forschungszwecken. Dabei kommen unterschiedliche Konfigurationen zum Einsatz, wie Flächenflugzeuge, Hubschrauber und auch Tragschrauber. Die Forschungsarbeit der Abteilung zielt darauf ab Konzepte zu erforschen, zu implementieren und im Flugversuch zu validieren. Nicht selten stellt hierbei der Flugversuch selbst einen Teil der Forschungsarbeit dar, um beispielsweise Daten zu generieren. Ein Forschungsbereich der Abteilung ist die Fernführung unbemannter Luftfahrzeuge beziehungsweise Remotely Piloted Aircraft System (RPAS) im Erprobungskontext. Das Ziel ist es, die Erprobung von Experimentalsystemen zu erleichtern und sicherer zu gestalten. In frühen Phasen der Validierung von neuen oder modifizierten Systemen muss häufig mit Unsicherheiten im System umgegangen werden. Beispielsweise sind Flugregler noch nicht getunt oder die zulässigen Flugbereiche noch nicht erprobt. Für diesen Fall wird als Flugmodus häufig der manuelle Flug als sicherste Option gewählt. Hierbei wird das Unmanned Aerial System (UAS) durch einen Sicherheitspiloten direkt gesteuert. Der Betrieb kann dabei in direkter Visual Line of Sight (VLOS) oder außerhalb dieser (Beyond Visual Line of Sight (BVLOS)) erfolgen. Der experimentelle VLOS-Betrieb von in der Regel kleineren UAS ist durch die Notwendigkeit das RPAS zu erkennen und dessen Lage einschätzen zu können, stark räumlich beschränkt. Gerade bei größeren UAS ist demnach der BVLOS-Betrieb vorzuziehen. In der Regel würden die hohen Fluggeschwindigkeiten dazu führen, dass sich das RPAS schnell aus der Sichtweite eines am Boden stationierten Sicherheitspiloten entfernt. Beim manuellen BVLOS-Betrieb kann hier auf die First-Person-View (FPV)-Methode zurückgegriffen werden. Hierbei nimmt der Fernpilot die Perspektive eines virtuellen Piloten an Board des UAS ein. Die Sicht wird in der Regel durch eine Kamera an Board des Luftfahrzeugs bereitgestellt.

Seit 2018 betreibt das DLR im Kontext von Automated Low Altitude Air Delivery (ALAADy) [1] einen 450 kg Tragschrauber als Demonstrator für den unbemannten Frachttransport. Bei ersten manuellen VLOS-Flügen des ALAADy-Demonstrators haben sich Probleme bei der visuellen Einschätzung der Lage des UAS durch den Sicherheitspiloten gezeigt. Vor allem Landeanflüge und Landungen mit Seitenwind

bereiteten Probleme [2]. Das DLR entwickelt eine Bodenkontrollstation zur Fernführung, im Folgenden auch First-Person-View Ground-Control-Station (FPV-GCS) [2] genannt, um den beschriebenen Phänomenen zu begegnen und das Konzept für den BVLOS-Betrieb zu befähigen. Die FPV-GCS ermöglicht einem Testpiloten die Lage des UAS und die Situation in jeder Flugphase besser einschätzen zu können, indem die Perspektive des Luftfahrzeugs auf einem Display dargestellt wird.

Der RPAS-Betrieb bei zunehmender Autonomie wird in der Literatur im Hinblick auf seinen Einfluss auf Human Factors kritisiert [3]. Im Vergleich zur bemannten Luftfahrt sei der Pilot aufgrund der nicht vorhandenen Gefahr für sich selbst weniger involviert. Gerade das plötzliche Eingreifen nach längeren Perioden ohne Aufgabe für den Piloten stelle ein Problem dar. Ein VLOS-Pilot vor Ort sei noch am ehesten im Geschehen involviert, gefolgt von einem RPAS-Piloten, der mittels FPV und digitalen Instrumentenanzeigen steuert. Die Problematik liege vor allem darin, wenn RPAS-Piloten nur dann eingreifen, wenn Fehlerfälle bei weitgehend autonomen Systemen auftreten. Eine Studie aus 2017 hat 152 Vorfälle und Unfälle mit RPAS untersucht [4]. Die im Durchschnitt häufigste Ursache für Vorfälle beziehungsweise Unfälle lag 2017 bei fehlerhaften oder versagenden Systemkomponenten, gefolgt von Human Factors. Wird gesondert der Anflug und die Landung betrachtet, zeigt sich ein anderes Bild. Hier haben Human Factors den größten Anteil. Die Ursache hierfür wird in einem verringerten Situationsbewusstsein vermutet. Hieraus lässt sich schließen, dass die Landung im Hinblick auf die geforderte Leistung des Piloten die kritischste Flugphase darstellt.

1.1. Motivation

Die Idee ist, in Zukunft das verringerte Situationsbewusstsein und die verschlechterte räumliche Wahrnehmung, während den Phasen des Landeanflugs und der Landung, durch die Verwendung eines Head-Mounted Displays (HMDs) zu verbessern. Dies ermöglicht dem Piloten, beispielsweise durch die Drehung des Kopfes einen größeren Sichtbereich abzudecken oder auch Entfernungen besser abzuschätzen. Eine Studie aus 2020 vergleicht den Einfluss eines HMDs und einer Projektion auf eine zylindrische Leinwand auf das Situationsbewusstsein [5]. Der Hintergrund der Studie ist die Verbesserung und die kostengünstige Gestaltung des Trainings von Löschflugzeug-Piloten. Das Feedback der Probanden gegenüber dem HMD fällt positiv aus. Das HMD ermögliche

eine höhere Präsenz im Szenario, einen verringerten Workload und ein verbessertes Situationsbewusstsein.

Eine einfache Kamera zur Realisierung der FPV-Videosicht liefert allerdings lediglich ein statisches nach vorne gerichtetes Bild, welches in Kombination mit einem HMD nur einen geringen Mehrwert liefert. Der Einsatz einer 360° Kamera oder einer drehbar gelagerten Kamera führen zu weiteren Problem wie einer mangelhaften Auflösung oder Synchronisationsproblemen zwischen Bewegungen des Kopfes und der Kamera. Eine künstliche Sicht, realisiert durch den Einsatz geeigneter Drittanbieter-Visualisierungssoftware, würde inhärent den Einsatz eines HMDs unterstützen. In zukünftigen Anwendungen wäre auch eine Fusion der realen Videosicht und der synthetischen Sicht denkbar. Hierbei würde die künstliche Sicht das Videobild zu den Rändern hinaus erweitern. Durch die Verwendung eines HMDs könnten dadurch die Vorteile beider Systeme kombiniert werden. Der Fernpilot eines Experimentalsystems hätte durch die FPV-Videosicht einen Eindruck über die tatsächliche Lage vor Ort. Die synthetische Sicht könnte das Situationsbewusstsein durch eine erhöhte Immersion, peripherer Blicke und die Fähigkeit, sich beispielsweise nach Landmarken umzuschauen, deutlich verbessern. Ein weiterer Aspekt, der bereits jetzt zu tragen kommt, ist die Kritikalität der FPV-Videosicht für den sicheren Betrieb des RPAS. Die FPV-Videosicht stellt in der Fernführung von schwer handhabbaren Experimentalsystemen einen Single Point of Failure dar. Ein reiner Instrumenten-Flug ist möglich, aber bereits für bekannte Systeme herausfordernd [2]. Beim Ausfall der FPV-Videosicht könnte ein Synthetic-Vision (SV)-basiertes Landesystem als Rückfallmöglichkeit fungieren und den Fernpiloten bei der sicheren Landung unterstützen.

1.2. Vorgehensweise

Im Rahmen der Arbeit werden zunächst in Abschnitt 2 relevante Hintergründe und Grundlagen für das bessere Verständnis der nachfolgenden Kapitel präsentiert. Darauf folgt eine Literaturrecherche zu bestehenden Synthetic-Vision-System (SVS) und früheren Ansätzen. Die Recherche in Abschnitt 3 wird weitergeführt mit möglichen Ansätzen zur Bestimmung der aktuellen Höhe über Grund. Auf Basis der Rechercheergebnisse erfolgt in Abschnitt 4 die Entwicklung eines SV-basierten Landesystems. Hierbei werden zunächst mögliche Probleme identifiziert und im Anschluss Lösungsansätze ausgearbeitet.

Ein Kernbestandteil des Abschnitts ist die Entwicklung von Filtern für die Bestimmung der Höhe über Grund. Besagte Filter werden im Rahmen einer Simulationsstudie evaluiert. Das Gesamtsystem in unterschiedlichen Varianten wird in Abschnitt 5 im Rahmen einer Pilot-in-the-Loop (PITL)-Studie evaluiert. Die Ergebnisse und eine Diskussion ebendiese finden sich in Abschnitt 6. Abschließend wird in Abschnitt 7 eine Zusammenfassung präsentiert und ein Ausblick gegeben.

2. Hintergrund

Im Folgenden werden einige Hintergründe und Grundlagen der darauffolgenden Arbeit dargelegt. Für ein besseres Verständnis ist es von Nöten, unterschiedliche Arten der Höhenreferenzierung, Höhenbestimmung und deren Eigenschaften zu kennen. Darüber hinaus wird auf einige Grundlagen der Sensordatenverarbeitung eingegangen, auf die im Verlauf der Arbeit Bezug genommen wird.

2.1. Höhenreferenzierung

Die Höhe eines Objektes kann auf unterschiedliche Referenzflächen bezogen sein, wie in Abbildung 2.1 dargestellt. Hierbei spielen die Referenzierungsmöglichkeiten Above Ground Level (AGL) und Above Mean Sea Level (AMSL) eine Rolle.

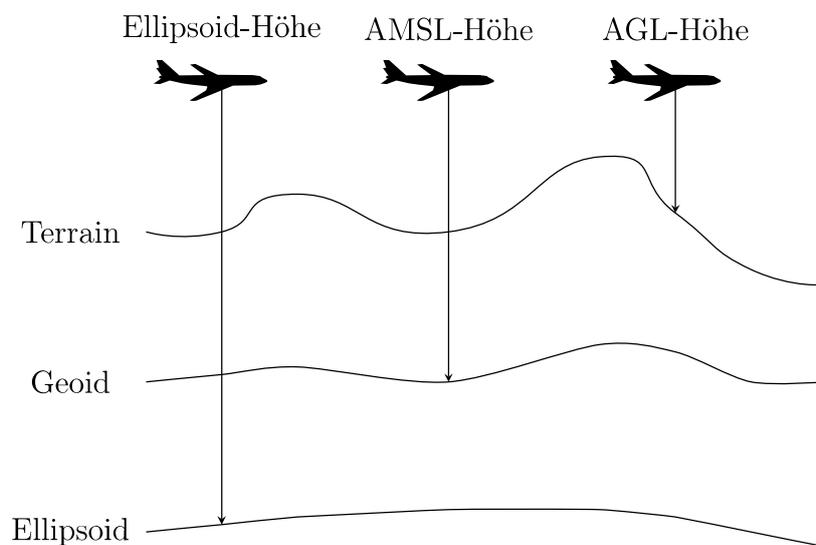


Abbildung 2.1.: Visualisierung unterschiedlicher Höhenreferenzierungen

Am natürlichsten erscheint es, die Höhe in Bezug auf den Erdboden anzugeben. Hierbei wird von der Höhe über Grund gesprochen, die im Folgenden auch als AGL-Höhe bezeichnet wird. Während die AGL-Höhe bei Start und Landung eine wichtige Rolle spielt, wird in den übrigen Flugphasen eine andere Referenz gewählt. Beim WGS 84 handelt es sich um ein geodätisches Referenzsystem. Die Basis des Systems ist ein Referenzellipsoid,

welcher die Erdoberfläche in einem mathematischen Modell grob annähert. Höhenangaben können also auf besagten Ellipsoid bezogen sein. Die meisten Global Navigation Satellite System (GNSS) verwenden den WGS 84 oder einen ähnlichen Ellipsoid aufgrund der einfachen mathematischen Handhabbarkeit. Höhenangaben bezogen auf den WGS 84 Ellipsoid sind allerdings wenig intuitiv, da dieser aufgrund seiner Einfachheit stark von der Erdoberfläche abweichen kann, sowohl positiv als auch negativ. Aus diesem Grund wird im allgemein für Positionsangaben beziehungsweise Höhenangaben ein weiteres mathematisches Modell verwendet, ein sogenannter Geoid. Dieser ist ein weitaus komplexerer mathematisch beschriebener Körper, der eine Äquipotentialfläche im Erdschwerefeld abbildet. Hierbei handelt es sich um den mittleren Meeresspiegel, der sich als Referenz für Höhenangaben besser eignet. Ein häufig verwendeter Geoid ist das Earth Gravitational Model 96. Die Höhe über Geoid wird auch als orthometrische Höhe bezeichnet. Im Folgenden wird die orthometrische Höhe auch AMSL-Höhe genannt. Der Unterschied zwischen Ellipsoid und Geoid wird als Undulation bezeichnet und kann mathematisch bestimmt oder aus Tabellen entnommen werden.

2.2. Sensorsysteme für die Positionsbestimmung

In der unbemannten Luftfahrt werden verschiedene Sensoren und Sensorsysteme für die eigene aktive Positionsbestimmung eines Luftfahrzeugs verwendet. Die unterschiedlichen Sensoren verfügen dabei über Charakteristiken, die für das jeweils verwendete Messprinzip typisch sind. Es werden in der Regel mehrere Sensoren verwendet, die potentiell redundante Informationen liefern. Das hat den Vorteil, dass beim Ausfall einzelner Sensoren oder Sensorsysteme wichtige Funktionen aufrechterhalten werden können. Darüber hinaus können die Vorteile von Sensoren mit unterschiedlichen Charakteristiken kombiniert werden.

2.2.1. Global Navigation Satellite System

Die Verwendung von GNSS stellt heutzutage in der bemannten und vor allem in der unbemannten Luftfahrt den Standard für die Positionsbestimmung dar. In dem Fall des Global Positioning Systems erfolgt die Lokalisierung im WGS 84 System, sprich mittels Längengrad, Breitengrad und Höhe über Ellipsoid, beziehungsweise Geoid. Ein Vorteil von GNSS ist, dass die Positionslösung über die Zeit nicht divergiert [6]. Allerdings ist die Genauigkeit, vor allem die vertikale Genauigkeit der Positionslösung beschränkt [6].

Darüber hinaus ist die Rate, mit der die Position bestimmt werden kann, eingeschränkt. Bei der Verwendung von beispielsweise des Global Positioning Systems wird eine Rate von etwa 1 Hz erreicht. Aus diesem Grund werden GNSS in der Regel in Kombination mit Inertialen Navigationssystemen verwendet.

2.2.2. Inertiale Messeinheit

Eine inertielle Messeinheit besteht aus mehreren Beschleunigungs- und Drehratensensoren. Mittels Integration werden fortlaufend Position, Geschwindigkeit und Lage bezogen auf einen initialen Zustand bestimmt. Durch Messungenauigkeiten, Fehler beim Integrieren und anderen Störfaktoren kommt es zum Drift und damit zum Divergieren der Lösungen für Position und Lage mit der Zeit [6]. Vorteile einer inertialen Messeinheit sind die hohen Messraten, die mit besagtem System erreicht werden können und die Unabhängigkeit von externen Faktoren. Häufig werden die Vorteile von GNSS und einer inertialen Messeinheit in einem integrierten System in Form einer Sensorfusion kombiniert. Hierbei wird in der Regel von einem Integrated Navigation System (INS) gesprochen.

2.2.3. Radarhöhenmesser und Höhensensoren

Radarhöhenmesser werden in der bemannten und unbemannten Luftfahrt zur Bestimmung der aktuellen Höhe über Grund verwendet. Das Prinzip basiert auf Zeitmessungen zwischen dem Aussenden und Empfangen von Radiowellen. Die Radiowellen werden über eine Antenne ausgesandt vom Boden reflektiert und über eine zweite Antenne empfangen. Über die Lichtgeschwindigkeit lässt sich die zurückgelegte Distanz und damit die AGL-Höhe bestimmen. Ein Radar verfügt über eine gewisse Strahlbreite, es wird also ein breiteres Gebiet unterhalb des Luftfahrzeugs abgedeckt. Bei der Verwendung der sogenannten Frequenzmodulation liefert ein Radar die durchschnittliche Höhe unterhalb des ausgeleuchteten Kegels. Die minimale Höhe ergibt sich bei der Verwendung der Pulsdauermodulation [7]. Die Genauigkeitsanforderung für Radarhöhenmesser, die in der kommerziellen Luftfahrt für Autoland-Systeme genutzt werden, liegt bei 1,5 ft beziehungsweise 2% der Höhe in einem Bereich zwischen -20 ft und 2500 ft, bei einem Nickwinkel $\leq 20^\circ$ und einem Rollwinkel $\leq 40^\circ$ [7]. Neben Radarhöhenmessern kommen vor allem in der unbemannten Luftfahrt optische Höhenmesser zum Einsatz. Bei optischen Höhenmessern handelt es sich um infrarot- oder laserbasierte Distanzsensoren. Diese funktionieren nach dem selben Prinzip der

Laufzeitmessung. Besagte Systeme kommen vermehrt bei kostengünstigen unbemannten Systemen zum Einsatz und zeichnen sich durch einen kleineren Bedarf von Bauraum und Leistung im Vergleich zu Radarhöhenmesser aus. Im Gegensatz zum Radarhöhenmesser wird hier allerdings nur ein kleiner Punkt unterhalb des Luftfahrzeugs angestrahlt. Hierdurch hat die Lage, primär der Nick- und der Rollwinkel, einen großen Einfluss auf das Messergebnis. Auch punktuelle Unebenheiten im Terrain oder Vegetation haben einen deutlich größeren Einfluss auf die ermittelte Höhe über Grund im Vergleich zu einem Radarhöhenmesser [6].

2.3. Digitale Höhenmodelle

Bei einem digitalen Höhenmodell, oder auch Digital Elevation Model (DEM), handelt es sich um eine Datenbank in der Höhendaten des Terrains eines bestimmten geographischen Gebiets gespeichert sind. Die Höheninformationen liegen in Form diskreter Pixel vor. Ein Pixel entspricht hierbei dem Längengrad, Breitengrad und der zugehörigen Terrainhöhe. Die Auflösung von DEMs kann sich sowohl in lateraler, als auch in vertikaler Richtung unterscheiden. Geringe Auflösungen in lateraler Richtung, beispielsweise 30 m, haben den Vorteil eines geringeren Speicherbedarfes pro abgedeckte Fläche. Nachteilig ist, dass mit einer gröberen Auflösung auch eine verringerte Genauigkeit der Höheninformation einhergeht. Interpolation kann hier Abhilfe schaffen. Gerade bei hügeligem Gelände ist aber kein genaues Folgen des Terrains möglich. Die vertikale Auflösung eines DEMs hängt unter anderem von der Methodik der Datengewinnung ab. Ein satellitenbasiertes Radar, wie es beispielsweise bei den Shuttle Radar Topography Mission (SRTM) Daten zum Einsatz gekommen ist, erreicht geringere vertikale Auflösungen als beispielsweise ein Light Detection and Ranging basiertes System. Die im Jahre 2000 in Kooperation mit dem DLR aufgezeichneten SRTM-Daten sind frei verfügbar und erreichen bei einer horizontalen Auflösung von 30 m eine vertikale Genauigkeit von 6 m [8]. Es gibt verschiedene Anbieter von DEMs, die auf Light Detection and Ranging Systeme basieren. Das Landesamt für Vermessung und Geoinformation Sachsen-Anhalt stellt DEMs unterschiedlicher Gitterauflösung zwischen 2 m und 100 m kostenlos zur Verfügung. Bei einer Auflösung von 5 m werden vertikale Genauigkeiten zwischen 0,35 m und 1,10 m je nach Vegetation und Geländeneigung erreicht. Unterschiedliche Messprinzipien können zu unterschiedlichen Ergebnissen führen. Während ein Radar Vegetation und teilweise obere Bodenschichten durchdringt, werden diese von optischen Systemen detektiert [9].

2.4. Sensordatenverarbeitung

Sensoren messen den Zustand eines Systems, direkt oder indirekt. Verändert sich der Zustand eines Systems, verändert sich auch das Messergebnis. Andersherum kann bei einer Veränderung des Messergebnisses allerdings nicht genau gesagt werden, ob sich auch der Zustand des Systems verändert hat. Grund dafür ist sogenanntes Messrauschen, welches die Messergebnisse korrumpiert. Beim sogenannten Estimation-Problem ist es das Ziel, zu einem gewissen Zeitpunkt möglichst viel Informationen aus einem Signal zu gewinnen. Estimation lässt sich unterteilen in die Teilbereiche Filtering, Smoothing und Prediction [10, S. 8]. Smoothing findet statt, wenn bereits alle Daten zur Verfügung stehen. Für einen bestimmten Zeitpunkt t_1 sind also vergangene und zukünftige Messwerte bekannt. Filtering beziehungsweise das Filtern von Sensordaten findet in Echtzeit statt. Zu einem Zeitpunkt t_2 sind also vergangene Informationen verfügbar, nicht aber zukünftige. Das Feld der Prediction beziehungsweise Prädiktion versucht ausgehend von dem aktuellen Zeitpunkt t_2 einen zukünftigen Zustand t_3 vorherzusagen.

2.4.1. Filterung von Sensordaten

Beim Filtern geht es darum, einen gewünschten Teil und einen unerwünschten Teil voneinander zu trennen. Der gewünschte Teil entspricht dem tatsächlichen Signal. Der unerwünschte Teil umfasst Messfehler, wie beispielsweise Messrauschen. Dies geschieht beispielsweise mit Hilfe eines Low-Pass-Filters der nur Frequenzanteile mit geringer Frequenz passieren lässt und hochfrequenten rauschen herausfiltert [11]. Es wird zwischen analogen und digitalen Filtern unterschieden. Ein analoger Filter ist in elektronischen Bauteilen umgesetzt und filtert ein analoges Signal. Ein digitaler Filter ist in Software umgesetzt und führt mathematische Operationen durch [11]. Ein Filter, dessen Output eine lineare Funktion des Inputs ist, wird als linearer Filter bezeichnet [11]. Lineare digitale Filter lassen sich in Finite-Impulse-Response und Infinite-Impulse-Response klassifizieren. Ein Finite-Impulse-Response-Filter nutzt ausschließlich den aktuellen und gegebenenfalls eine finite Anzahl vergangener Inputs des Filters. Sie sind in der Regel einfach zu Implementieren und zeichnen sich durch eine größere inhärente Stabilität im Vergleich zu Infinite-Impulse-Response-Filtern aus [12]. Ein einfaches Beispiel für einen Finite-Impulse-Response-Filter ist der sogenannte Moving-Average-Filter [11]. Der Output des Moving-Average-Filters basiert auf einer Mittelwertbildung eines festgelegten Fensters vergangener Inputdaten. Sensordaten außerhalb des Auswertungsfensters werden

nicht berücksichtigt. Infinite-Impulse-Response-Filter sind rekursive Filter. Der Output wird also zum Input des Filters zurückgeführt, wie es beispielsweise beim Kalman-Filter der Fall ist. Dadurch ergibt sich ein potentiell schwingfähiges System dessen Stabilität sichergestellt werden muss.

Least-Square-Methode

Ziel der Least-Square (LSQ)-Methode [10, S. 101-104] ist es, die quadrierten Residuen bezüglich eines Modells zu minimieren. Ein Vorteil von quadrierten Residuen zu einfachen Residuen ist, dass große Abweichungen stärker gewichtet werden. Darüber hinaus haben quadrierte Residuen den mathematische Vorteil, dass die sich ergebende Kostenfunktion kontinuierliche Ableitungen hat [10, S. 102]. Bei der Least-Square-Regression beziehungsweise Data-Fitting sind die Koeffizienten des vorliegenden Modells die zu bestimmenden n Parameter \mathbf{x} . Die diskreten Messungen z_i sind eine lineare Funktion aus ebendiesen Koeffizienten und dem Messrauschen v_i , entsprechend Gleichung 2.1 [10, S. 102].

$$z_i = \mathbf{h}_i \mathbf{c} + v_i \quad (2.1)$$

Der Zeilenvektor \mathbf{h}_i enthält das Mapping zwischen der Messung z_i und den Koeffizienten \mathbf{c} . Für m diskrete Messungen ergibt sich die $m \times n$ Matrix \mathbf{H}' und in Matritzenschreibweise die Gleichung 2.2 [10, S. 102].

$$\mathbf{z} = \mathbf{H}' \mathbf{c} + \mathbf{v} \quad (2.2)$$

Die Least-Square Kostenfunktion ist entsprechend Gleichung 2.3 [10, S. 103] definiert.

$$J = \frac{1}{2} (\mathbf{z} - \mathbf{H}' \hat{\mathbf{c}})^T (\mathbf{z} - \mathbf{H}' \hat{\mathbf{c}}) \quad (2.3)$$

Bei $\hat{\mathbf{c}}$ handelt es sich um die geschätzten Werte für \mathbf{c} . Die Kostenfunktion entspricht dem Square-Error, den es zu minimieren gilt. Die zu Null gesetzte partielle Ableitung

$$\frac{\partial J}{\partial \hat{\mathbf{c}}} = 0 \quad (2.4)$$

ergibt sich zu Gleichung 2.5 [10, S. 104].

$$(\mathbf{H}'^T \mathbf{H}') \hat{\mathbf{c}} = \mathbf{H}'^T \mathbf{z} \quad (2.5)$$

Zur Lösung können numerische Lösungsmethoden wie das Gaußsche Eliminationsverfahren oder Cholesky Zerlegung angewendet werden. Für den Fall, dass $\mathbf{H}'^T \mathbf{H}'$ vom Rang n ist, kann Gleichung 2.5 explizit durch invertieren entsprechend Gleichung 2.6 [10, S. 104] gelöst werden.

$$\hat{\mathbf{c}} = (\mathbf{H}'^T \mathbf{H}')^{-1} \mathbf{H}'^T \mathbf{z} \quad (2.6)$$

Die Methode kann nicht unterscheiden, ob ein Trend in den gemessenen Werten durch eine Veränderung des wahren Wertes oder durch Sensorrauschen hervorgerufen wird [10, S. 108]. Unter der Voraussetzung, dass die Messfehler zufällig sind, führt eine größere Menge von Messpunkten zu genaueren Ergebnissen in $\hat{\mathbf{c}}$ [10, S. 108].

α - β -Filter

Der α - β - beziehungsweise Alpha-Beta (AB)-Filter ist ein einfacher Filter, der häufig für Tracking Anwendungen eingesetzt wird [13, 14, 15]. In seiner Standardvariante sind Positionsmessungen die einzigen Inputs des Filters [13]. Der Filter kann allerdings erweitert werden, sodass Positions- und Geschwindigkeitsmessungen für die Positionsschätzung verwendet werden [14, 15]. Der Filter zeichnet sich durch seine Einfachheit in der Implementierung und Effizienz bei der Berechnung aus. Das zugrundeliegende Modell des α - β -Filters sind die newtonschen Bewegungsgleichungen. Der α - β -Filter geht in der Zwischenzeit zweier Messupdates von einer konstanten Geschwindigkeit aus. Die Filterparameter α und β führen eine Gewichtung zwischen Modell und Messresiduen durch, wobei α sich auf das Positions-Update und β sich auf das Geschwindigkeits-Update bezieht. Mit den Gleichungen 2.7 und 2.8 werden Vorhersagen auf Basis der Annahme konstanter Geschwindigkeit getroffen, die mit den Gleichungen 2.9 und 2.10 korrigiert werden [14]. \hat{x}_{prd} und $\hat{\dot{x}}_{prd}$ entsprechen hierbei der Prädiktion der Position beziehungsweise Geschwindigkeit. \hat{x}_k und $\hat{\dot{x}}_k$ entsprechen der Schätzung für Position beziehungsweise Geschwindigkeit nach einem Messupdate z_{p_k} der Position des jeweiligen Zeitschritts k . Δt entspricht der vergangenen Zeit seit dem letzten Messupdate. Sollen neben Positionsmessungen weitergehend Geschwindigkeitsmessungen in der Zustandsschätzung berücksichtigt werden, wird das Update der Geschwindigkeit anhand der Gleichung 2.11 [14] bestimmt. Hier entspricht z_{v_k} einem Messupdate der Geschwindigkeit.

$$\hat{x}_{prd} = \hat{x}_{k-1} + \Delta t \hat{\dot{x}}_{k-1} \quad (2.7)$$

$$\hat{x}_{prd} = \hat{x}_{k-1} \quad (2.8)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{prd} + \alpha(z_{p_k} - \hat{x}_{prd}) \quad (2.9)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{prd} + \frac{\beta}{\Delta t}(z_{p_k} - \hat{x}_{prd}) \quad (2.10)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{prd} + \beta(z_{v_k} - \hat{x}_{prd}) \quad (2.11)$$

Kalman-Filter

Der Kalman-Filter (KF) unterscheidet sich von der LSQ-Methode durch die Möglichkeit, das zugrundeliegende dynamische Modell durch sogenanntes Prozessrauschen zu erweitern [10, S. 11]. Im Gegensatz zur LSQ-Methode liegt dem Kalman-Filter ein bayesscher Ansatz [16] zu Grunde. Das bedeutet, dass der wahre Zustandsvektor \mathbf{x} als Zufallsvariable angenommen wird und über Mittelwert und Kovarianz definiert wird [10, S. 115]. Zum Zeitpunkt einer Schätzung stehen dadurch sogenannte a priori Informationen, in Form von vorangegangenem Mittelwert und Kovarianz, zur Verfügung. Unter Verwendung des Satz von Bayes kann die Gleichung der bayesschen Least-Square-Estimation abgeleitet werden, die der Kalman-Filter Update-Gleichung entspricht [10, S. 120].

Der Kalman-Filter basiert auf folgendem diskreten Zustandsmodell [17]:

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{F}_k \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_k + \mathbf{w}_k \quad (2.12)$$

Der wahre Zustand \mathbf{x}_k leitet sich aus dem Zustand des vorherigen Zeitschrittes \mathbf{x}_{k-1} , dem Input \mathbf{u}_k zum Zeitpunkt k und dem Prozessrauschen \mathbf{w}_k ab. Das Prozessrauschen wird angenommen als Normalverteilt, mit einem Mittelwert von Null und einer Kovarianz von Q_k : $\mathbf{w}_k \sim \mathcal{N}(0, Q_k)$. Das State-Transition-Modell \mathbf{F}_k beschreibt, wie sich der Zustandsvektor innerhalb eines Zeitschrittes entwickelt. Bei \mathbf{B}_k handelt es sich um das Control-Input-Modell, welches beschreibt, wie sich bestimmte Inputs auf den Zustand des Systems auswirken. Besagter Zustand korrumpiert durch das Messrauschen \mathbf{v}_k wird gemessen, was durch folgende Gleichung [17] widergespiegelt wird:

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (2.13)$$

Das Messrauschen wird angenommen als Normalverteilt, mit einem Mittelwert von Null und einer Kovarianz von R_k : $\mathbf{v}_k \sim \mathcal{N}(0, R_k)$. Bei \mathbf{H}_k handelt es sich um das Observation-Modell, welches definiert, wie Zustand \mathbf{x}_k und Messung \mathbf{z}_k zusammenhängen.

Standardmäßig wird der Kalman-Filter in die zwei Schritte Prediction (Gleichung 2.14 und 2.15) und Update (Gleichung 2.16 - 2.20) [17] unterteilt. Die Nachfolgenden Gleichungen des Kalman-Filters nutzen bayessche Notation. Der Ausdruck $\hat{\mathbf{x}}_{a|b}$ entspricht hierbei beispielsweise einer Schätzung von \mathbf{x} zum Zeitpunkt a unter Berücksichtigung aller Messungen bis zum und inklusive des Zeitpunktes b [16]. Die a priori Schätzung von $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$ beinhaltet damit die aktuellste Messung nicht, sondern propagiert die letzte Zustandsschätzung $\hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1}$ in die Gegenwart:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_k \quad (2.14)$$

Gleiches passiert mit der Error-Kovarianz des vorherigen Zeitschrittes $\mathbf{P}_{k-1|k-1}$. Durch addieren der Prozess-Kovarianz-Matrix \mathbf{Q}_k vergrößert sich die a priori Zustands-Kovarianz in $\mathbf{P}_{k|k-1}$:

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1|k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k \quad (2.15)$$

A priori Zustand und Kovarianz werden im Update-Schritt verwendet und bilden in Kombination einer Messung den a posteriori Zustand $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}$ und Kovarianz $\mathbf{P}_{k|k}$:

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \quad (2.16)$$

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \quad (2.17)$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{S}_k^{-1} \quad (2.18)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k \tilde{\mathbf{y}}_k \quad (2.19)$$

$$\mathbf{P}_{k|k} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1} \quad (2.20)$$

Bei $\tilde{\mathbf{y}}_k$ handelt es sich um Messresiduen, also der Differenz zwischen Messwerten und der a priori Schätzung des Filters. \mathbf{S}_k ist die Residual-Kovarianz und ein Maß für die Unsicherheiten im System. Bei \mathbf{K}_k handelt es sich um den optimalen Kalman-Gain, der eine Gewichtung zwischen Prediction und Messresiduen vornimmt. In Abhängigkeit des Kalman-Gains werden a posteriori Zustand $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}$ und Kovarianz $\mathbf{P}_{k|k}$ berechnet. Für den Fall, dass der Kalman-Gain nicht optimal ist, lässt sich die a posteriori Zustandskovarianz $\mathbf{P}_{k|k}$ mittels Joseph-Form bestimmen [17]:

$$\mathbf{P}_{k|k} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \quad (2.21)$$

Der beschriebene Kalman-Filter liefert optimale Zustandsschätzungen mit minimalen mittleren quadratischen Fehlern. Die Voraussetzung dafür sind, dass es sich um ein lineares System handelt und das gaußverteilte Prozess- und Messrauschen bekannt sind und jeweils einen Mittelwert von Null besitzen [17]. Die Voraussetzungen werden in realen Systemen allerdings nur selten erreicht. Systeme sind häufig nichtlinear, können aber durch lineare Systeme approximiert werden [17]. Das Systemverhalten und Prozess- und Messrauschen sind häufig nicht vollständig bekannt. Darüber hinaus ist Rauschen in der Realität nicht immer gaußverteilt. Sensoren können neben einem Messrauschen weitere Sensorfehler aufweisen, wie beispielsweise einen Bias [17]. Die genannten Einflussfaktoren können die Performanz eines einfachen linearen Kalman-Filters degradieren.

2.4.2. Dynamisches Modell

Sowohl die Least-Square-Methode, als auch der Kalman-Filter verwenden ein dynamisches Modell, welches das zu betrachtende System annähernd beschreiben soll. Modelle können beispielsweise Polynome, Differentialgleichungen oder stochastische Prozesse sein [10, S. 13, 14]. Bei der Verwendung von Polynomen wird auch von Curve-Fitting gesprochen. Bei sogenannten Regressionsmodellen werden Koeffizienten eines beispielsweise linearen oder quadratischen Modells gesucht, welche die Messwerte möglichst gut abbilden. Besagte Modelle basieren nicht auf physikalischen Prinzipien, sondern auf der Korrelation zwischen dem Input und Output eines Systems. Die gesuchten Koeffizienten resultieren aus einer Minimierung der ungewichteten Summe der quadratischen Residuen [10, S. 42, 43]. Häufig werden Modelle allerdings aus physikalischen Prinzipien

abgeleitet. Hierbei wird das bekannte, deterministische Systemverhalten modelliert [10, S. 25-28]. Unbekannte, undeterministische Phänomene können über zufällige Prozesse wie einen Random-Walk-Prozess berücksichtigt werden. Hierbei wird die Geschwindigkeit, beziehungsweise die höchste betrachtete Ableitung des Systems als weißes Rauschen modelliert [10, S. 31, 32]. Beispielsweise beim Tracking von Objekten gibt es eine große Anzahl potentiell unbekannter Einflussgrößen, die schwer zu modellieren sind oder einen zufälligen Charakter aufweisen. Beim Tracking wird häufig das Modell einer linearen gleichförmigen Bewegung mit konstanter Geschwindigkeit angenommen [10, S. 27]. Beispielsweise Flächenflugzeuge bewegen sich einen Großteil der Zeit mit annähernd konstanter Geschwindigkeit in gleichbleibender Richtung. Um ein Divergieren des Filters bei einem Manöver des zu trackenden Objektes zu verhindern, kann die Beschleunigung als weißes Rauschen modelliert werden. Eine weitere Möglichkeit wäre es, ein Manöver zu detektieren und das zugrundeliegende dynamische Modell anzupassen, beispielsweise von einem Modell konstanter Geschwindigkeit zu einem Modell konstanter Beschleunigung. Hierbei wird von adaptiven Filtern gesprochen.

2.4.3. Messmodell

Ein Messmodell beschreibt den physikalischen Zusammenhang zwischen gemessenen Größen und zu bestimmenden Zustandsvariablen [10, S. 58]. Messmodelle sind in der Regel einfacher zu bestimmen als dynamische Modelle, da die physikalischen Prinzipien klar sind. Messungen und Zustände können linear oder auch nichtlinear zusammenhängen. Ein Messrauschen kann durch weißes Rauschen modelliert werden [10, S. 59]. Sensoren verfügen darüber hinaus häufig über einen Bias, der durch äußere Einflüsse variieren kann und einen starken Einfluss auf das Ergebnis des Estimators haben kann. Um dem entgegenzuwirken sollten Sensoren kalibriert werden, oder Sensorbias als Zustandsgröße mitgeschätzt werden [10, S. 60]. Die Varianz des Messrauschens kann bestimmt werden, indem die Varianz der Messdaten bezogen auf eine geglättete Lösung untersucht wird [10, S. 60]. Darüber hinaus können für eine Einschätzung der Varianz Herstellerangaben verwendet werden.

3. Stand der Technik

Im folgenden Abschnitt wird auf bestehende und frühere Ansätze für SVS eingegangen. Die Recherche soll als Ausgangspunkt für die Entwicklung eines SV-basierten Landesystems für unbemannte Luftfahrzeuge im experimentellen Kontext dienen. Im Anschluss daran erfolgt eine Recherche zu Möglichkeiten der Bestimmung der Höhe über Grund unter Verwendung verschiedener Informationsquellen.

3.1. Synthetic-Vision-Systeme

Schlechte Sichtbedingungen sind seit den Anfängen der Luftfahrt ein Problem. Anfänglich waren Piloten primär auf die Informationen weniger Instrumente und der Sicht aus dem Fenster angewiesen. Aus diesem Grund werden bemannte Luftfahrzeuge heutzutage gerade beim Endanflug und der Landung häufig von Assistenzsystemen unterstützt. Ein System zur Unterstützung ist das sogenannte Instrument Landing System, welches laterale und vertikale Führung bietet. Der Pilot nutzt besagte Führung bis zu einer definierten Entscheidungshöhe. Ab dieser Höhe muss der Pilot dazu in der Lage sein, das Luftfahrzeug basierend auf visueller Informationen zu landen. Der Landeanflug mittels Instrument Landing System wird häufig als eine schwierige Aufgabe empfunden [18]. Darüber hinaus sind die benötigten bodengebundenen Systeme teuer und nicht an allen Flughäfen zu finden [19, 20]. Weitergehend werden nur Landeanflüge unterstützt und keine anderen relevanten Operationen, wie Taxiing oder Takeoff.

Aus besagten Gründen wurden bereits in den 1990er Jahren der Einsatz sogenannter Enhanced Vision Systems und SVS erforscht [18, 19]. Bei Enhanced Vision Systems wird die reale Sicht durch die Verwendung eines Head-Up-Displays um zusätzliche Informationen und relevante Strukturen augmentiert. Besagte Informationen können beispielsweise Hindernisse, Taxiways oder Flugkorridore sein. Die benötigten Informationen stammen aus Datenbanken, anderen Assistenzsystemen oder von Wetter durchdringenden Sensoren [18, 20]. SVS zielen darauf ab, die externe Sicht aus einem Cockpit heraus künstlich zu erzeugen. Dies geschieht unter der Verwendung von Lage und Positionsdaten des Luftfahrzeugs und zusätzlichen Informationen des umliegenden Terrains, Hindernissen und anderen relevanten Aspekten [21, 20].

Die NASA entwickelte in ihrem SVS-Projekt sowohl Enhanced Vision Systems als auch SVS für kommerzielle und Geschäftsreiseflugzeuge und führte Vergleichsstudien durch [21, 22]. Die angezeigte Visualisierung von NASAs SVS Konzept wird in Echtzeit generiert aus Terrain-, Flughafen- und Hindernis-Datenbanken in Kombination mit präzisen differentiellen GNSS Positionsdaten und INS Sensordaten. Zusätzlich können Verkehrsinformationen auf Basis von Automatic Dependent Surveillance - Broadcast und Traffic Information Services - Broadcast in das System integriert werden. In Flugtests wurde die Performanz, Workload und das Situationsbewusstsein von Piloten während manuell geflogener Landeanflüge mit und ohne SVS untersucht. Es konnte keine signifikanter Einfluss auf die Performanz der Piloten nachgewiesen werden. Das SVS, sowohl in der Head-Up, als auch Head-Down Konfiguration erreichte allerdings die besten Ergebnisse im Hinblick auf das Situationsbewusstsein und Workload. Die Head-Up Konfiguration wurde dennoch gegenüber der Head-Down Konfiguration bevorzugt, da dieses als weniger überladen empfunden wurde. Darüber hinaus gaben Piloten an, dass gerade für den finalen Endanflug neben dem SVS eine Möglichkeit bestehen muss, die Integrität der synthetischen Sicht zu verifizieren. Die Autoren werten dies damit, dass eine Kombination aus Enhanced Vision System und SVS die beste Lösung sei.

In [20] wird eine integrierte Lösung aus Enhanced Vision System und SVS für Transportflugzeuge untersucht. Bei einer Verwendung von präzisen Terrainbanken und Navigationslösungen ist das Landen eines Luftfahrzeugs mittels SVS möglich, es fehlt allerdings bei schlechten Sichtbedingungen die Möglichkeit der Verifikation durch den Piloten. Aus diesem Grund kommt zusätzlich wetterdurchdringende Sensorik zum Einsatz, mithilfe der relevante Strukturen und Hindernisse erkannt werden können.

Der Nutzen von SVS ist, dass unabhängig von Sichtbedingungen, beispielsweise bei schlechtem Wetter geflogen werden kann. Darüber hinaus werden neben dem Landeanflug auch Taxiing und der Start unterstützt [19]. SVS haben durch ein verbessertes Bewusstsein für die Umgebung das Potential sogenannte Controlled Flight into Terrain (CFIT) Vorfälle zu vermeiden [21].

Das Verwenden von synthetischer Sicht bietet sich nicht nur für den Einsatz im realen Cockpit an. In [23] wird der Einsatz eines SVS in einer Kontrollstation für UAS

untersucht. In [24] wird der Nutzen von synthetischer Sicht in Hinblick auf den Einsatz eines RPAS im unkontrollierten Luftraum untersucht. Für gewöhnlich nutzen Piloten für das Fernführen von UAS eine Videoansicht, basierend auf Kameras angebracht am Luftfahrzeug. Anhand der Videosicht kann die reale Lage vor Ort verifiziert werden, beispielsweise ob die Landebahn frei ist, oder sich andere Luftfahrzeuge im Luftraum befinden. Das Videobild verfügt allerdings über ein eingeschränktes Field-of-View und ist von einer Vielzahl äußerer Faktoren abhängig. Es kann zur Degradation des Videodatenlinks kommen [24]. Umweltbedingungen, wie Staub, Wetter, ein ungünstiger Sonnenstand oder die Abwesenheit von natürlichen Lichtquellen in der Nacht, können dazu führen, dass das Videobild degradiert und zum Führen eines Luftfahrzeugs unbrauchbar wird. Darüber hinaus führen stark überladene Szenarien, wie beispielsweise in urbanen Gebieten zu einem unübersichtlichen Bild [23]. Das in [23] beschriebene SVS umfasst eine Kombination aus synthetischer Echtzeit-Visualisierung und einem Videobild. Die synthetische Sicht beinhaltet Geländeinformationen, relevante Missionsinformationen und Orientierungspunkte auf Basis der aktuellen Position und Lage. Die Arbeit beschreibt unterschiedliche Konzepte für die Kombination der synthetischen und realen Videosicht, um die Vorteile beider Systeme nutzen zu können. Die Verwendung von separaten Displays reduziert die Überladung einzelner Displays mit einer Vielzahl von Informationen, führt aber zu einem Anstieg der Scanzeit, da der Pilot häufig zwischen den relevanten Displays wechselt. Bei einer Überlagerung der synthetischen und videobasierten Sicht kann ein Head-Up, Head-Down oder HMD zum Einsatz kommen. Beim Picture-in-Picture Konzept wird die zentrale Videosicht durch synthetische Elemente nach außen hin erweitert, um ein größeres Field-of-View zu erreichen.

Das SVS in [24] visualisiert die Position und Lage des Luftfahrzeugs unter Verwendung von Google Maps und Google Earth. Darüber hinaus werden Trajektorien- und Luftverkehrsinformationen in das System integriert. Dem Piloten wird eine egozentrische Sicht aus einem virtuellen Cockpit, eine exozentrische Sicht und eine zenithale Sicht bereitgestellt. Die exozentrische Sicht zeigt das ferngeführte UAS in einer Draufsicht von schräg hinten. Die zenithale Sicht zeigt die Position des Luftfahrzeugs auf einer 2D Karte. Das System ist in der Lage zwischen einer Videosicht und der synthetischen Sicht zu wechseln. Das vorgestellte SVS Konzept besitzt das Potential das Situationsbewusstsein des Piloten zu verbessern. Der beschriebene Demonstrator muss allerdings anhand realer Szenarien näher untersucht werden. Darüber hinaus wird vorgeschlagen zusätzliche

Informationen, wie Sensordaten eines Höhenmessers, zur Validierung der erzeugten Visualisierung zu verwenden.

Mithilfe von Flugsimulator-Software lässt sich der Zustand eines Luftfahrzeugs mit zunehmender Detailgetreue im dreidimensionalen Raum darstellen. Dieser Umstand wird sich beispielsweise für die Echtzeit Visualisierung eines UAS in [25] zu nutze gemacht. Die künstliche Sicht soll das Führen des Luftfahrzeugs außerhalb der Sichtweite erleichtern. Das System umfasst eine Softwareschnittstelle zu einem kommerziellen Flugsimulator, ein 3D Modell des jeweiligen UAS und ein zusätzliches Instrumenten Panel. Darüber hinaus werden detaillierte Terraindaten in Form von DEMs verwendet.

3.2. Höhe über Grund Bestimmung

Ein zentrales Element des in dieser Arbeit behandelten Problems ist die korrekte Darstellung der AGL-Höhe. Dafür ist zuvor eine Bestimmung ebendieser notwendig. Einzelne Sensoren sind für diese Aufgabe mitunter nicht ausreichend. Die Ergebnisse eines Höhensensor in Form eines Abstandssensors alleine werden durch die Lage des Luftfahrzeugs und die Bodenbeschaffenheit beeinflusst [6]. Darüber hinaus ist der Messbereich beschränkt. GNSS liefert eine Positionslösung, die nicht driftet. Die vertikale Genauigkeit und die Datenrate sind allerdings nicht ausreichend [6]. Eine inertielle Messeinheit liefert über kurze Zeitperioden genaue Positionsschätzungen mit einer hohen Datenrate, neigt mit der Zeit aber zum Driften [6]. Die Lösung liegt in der Kombination mehrerer Informationsquellen in Form einer Sensorfusion.

3.2.1. Radar Altitude Aiding Method

Die Radar Altitude Aiding Method [26] sollen die Genauigkeit, Integrität und Kontinuität der GNSS-Position verbessern, um die Anforderungen eines UAS-Autolandingsystems zu erfüllen. Dafür wird eine zusätzliche Entfernungsmessung in den GNSS-Gleichungen berücksichtigt, welche auf einer Höhenmessung eines Radars in Kombination mit einer Datenbankabfrage der Terrain Höhe basiert. Das Ziel der Methode ist es, unabhängig von bodengebundener Infrastruktur, Präzisionsanflüge nach Kategorie III zu ermöglichen. Anders als bei einer klassischen GNSS-basierten Positionsbestimmung, bei der alle Pseudoranges zu Satelliten oberhalb des Horizontes bestimmt werden, wird hier eine weitere Entfernungsmessung in entgegengesetzter vertikaler Richtung bei der

Berechnung berücksichtigt. Die Kombination aus Radarhöhenmessung und Terrain Höhe aus einem DEM ergibt die Höhe des Luftfahrzeugs über dem WGS 84 Ellipsoiden. Besagte Information wird bei der Bestimmung einer GNSS-Position berücksichtigt. Die Geometrie ist im Vergleich zum klassischen GNSS-System verbessert, da nicht nur Entfernungsmessungen zu Satelliten oberhalb sondern auch eine Messung zu einem künstlichen Satelliten unterhalb des Luftfahrzeugs berücksichtigt wird. Hierdurch verbessert sich vor allem die laterale Genauigkeit des Systems. Eine Evaluation der Performanz durch eine Simulation und Flugtestdaten zeigen, dass durch Verwendung der Radar Altitude Aiding Methode teilweise die Navigationsanforderungen eines Anflugs mittels Ground Based Augmentation Landing System der Kategorie D erfüllt werden können. In allen getesteten Fällen führt die Methode zu einer Verringerung des horizontalen und vertikalen Navigation System Errors und der jeweiligen Protection Limits. Eine maßgebliche Rolle spielt die Genauigkeit der Terraindaten. Die Verwendung einer ungenauen Datenbank führt zu keiner Verbesserung während die Verwendung von Light Detection and Ranging basierten Terraindaten zu genaueren Positionsbestimmungen führt. Der gleiche Ansatz wird auch in [9] untersucht mit dem Ergebnis, dass ein Überflug über unwegsames Gelände wie Vegetation einen merkbaren Einfluss auf die ermittelte Höhe hat.

3.2.2. Integration von Radarhöhenmesser und GNSS und INS

In [27] wird die Integration eines Commercial of the Shelf (COTS) INS und eines Radarhöhenmessers beschrieben. Das Navigationssystem soll genaue Höhendaten für das automatische Starten und Landen eines Kipprotor UAS liefern. Die Performanz des Radarhöhenmessers für sich genommen reicht für diese Aufgabe nicht aus. Die gemessene Höhe über Grund wird durch die sich ändernde Lage des UAS und nicht homogene Oberflächenbeschaffenheiten degradiert. Für die einfache Implementierung und Integration wird ein integriertes System aus GNSS und inertialer Messeinheit verwendet, welches die Höhe des Luftfahrzeugs über dem WGS 84 Ellipsoiden liefert. Der Höhenmesser liefert die AGL-Höhe im Bereich von 0,2 bis 100 m mit einer Frequenz von 10 Hz und einer Auflösung von 0,02 m. Das INS verfügt über eine vertikale Positionsgenauigkeit von 25 m. Für die Integration wird ein Kalman-Filter ausgelegt, der die Höhendaten des INS und des Radarhöhenmessers fusioniert. Da die Integration von GNSS und inertialer Messeinheit des COTS Systems auch mittels Kalman-Filter realisiert wird, ergibt sich eine für die Filterung nicht optimale kaskadierte Konfiguration. Dies wird

für eine einfache Implementierung in Kauf genommen. Der Offset zwischen der AGL-Höhe des Radarhöhenmessers und der Ellipsoid-Höhe des INS wird als Random-Walk-Prozess modelliert. Der Offset entspricht in etwa der Terrain-Höhe, wobei angenommen wird, dass sich diese in der Nähe der Start- und Landezone nur langsam ändert. Das Messrauschen des INS wird mit einem Mittelwert von Null und konstanter Varianz modelliert. Für die Varianz des Radarhöhenmessers wird dagegen angenommen, dass diese sich mit der Höhe über Grund verändert. Einzelne fehlerhafte Messungen des Höhenmessers werden mittels Residual-Test detektiert und verworfen. Die Ergebnisse zeigen, dass das integrierte Navigationssystem dazu in der Lage ist, kurz andauernde fehlerhafte Messungen des Radarhöhenmessers (10 m Fehler für 0,2 s) zu unterdrücken. Der Drift des INS kann in Tests von 3 m auf 1 m reduziert werden. Der eingeschränkte Messbereich des Radarhöhenmessers wird berücksichtigt, indem der Offset zwischen AGL-Höhe und Ellipsoid-Höhe oberhalb einer AGL-Höhe von 90 m konstant gehalten wird. Erreicht das UAS im Sinkflug eine AGL-Höhe unterhalb von 85 m, werden Offset und Kovarianzen des Filters zurückgesetzt. Dies ermöglicht einen Höhenunterschied des Terrains bei Start und Landung.

4. Entwicklung eines SV-basierten Landesystems

Das zu entwickelnde Synthetic-Vision-basierte Landesystem soll die Fernführung unter anderem des ALAADy-Demonstrators und anderer Experimentalsysteme in Zukunft ergänzen und das Situationsbewusstsein der Piloten erhöhen. Darüber hinaus soll das System als Rückfallmöglichkeit fungieren, wenn die FPV-Videoansicht nicht zur Verfügung steht. Die Entwicklung im Rahmen dieser Arbeit erfolgt anhand eines skalierten Systems. Bei dem skalierten System handelt es sich um ein unbemanntes Flächenflugzeug. Das UAS verfügt über einen COTS Autopiloten der Firma Pixhawk. Darüber hinaus ist das System mit dem optischen Höhengsensor TF02-Pro der Firma Benewake ausgestattet. Die Idee hinter der Verwendung eines skalierten Szenarios ist, dass im Anschluss der Arbeit eine Demonstration einfach und mit geringem Risiko realisierbar ist. Die Ergebnisse können dann aufgrund der Verwendung von COTS Bauteilen als konservativ angenommen werden und auf andere Experimentalsysteme übertragen werden. Beispielsweise verfügt der ALAADy-Demonstrator über einen Radarhöhenmesser der Firma smartmicro, welcher deutlich leistungstärker als ein optischer Höhengsensor ist.

Die Literaturrecherche zeichnet eine dynamische Entwicklung im Bereich der SVS ab. In den Anfängen wurde die synthetische Sicht direkt aus bestehenden Datenbanken erzeugt [20, 21, 22, 23]. Mit fortschreitender Entwicklung kommen zunehmend Tools und Softwarelösungen von Drittanbietern für die Visualisierung zum Einsatz, wie beispielsweise Google Maps und Google Earth [24] oder Flugsimulator-Software [25], die wiederum auf Datenbanken basieren. Das Luftfahrzeug wird jeweils mittels Position und Lage in der synthetischen Welt platziert. Die Position entspricht hierbei in der Regel dem Längengrad, Breitengrad und der Höhe über dem Meeresspiegel. SVS verfügen über das Potential das Situationsbewusstsein der Piloten zu verbessern [21, 22, 24]. Darüber hinaus kann die Gefahr eines CFIT-Vorfalles gesenkt werden [21]. Ein allgemein nutzbares SVS bedarf einer Möglichkeit für den Piloten die gezeigte künstliche Szene zu validieren [20, 21, 22]. Der Einsatz von Flugsimulator-Software ist aufgrund der Einfachheit in der Implementierung und den vielfältigen Visualisierungsmöglichkeiten interessant [25].

Gerade die Möglichkeit der Verwendung von Virtuel-Reality-Technologie, in Kombination mit einem HMD, ist vielversprechend für die Verbesserung des Situationsbewusstsein eines Fernpiloten [2, 5]. Aus diesem Grund soll ein SV-basiertes Landesystem entwickelt und realisiert werden, welches die aktuelle Höhe über Grund korrekt darstellt. Die korrekte AGL-Höhe soll wie bei Autolandingsystemen auf Basis eines Höhenmessers bestimmt und mittels geeigneter Visualisierungssoftware, wie beispielsweise Flugsimulator-Software, visualisiert werden. Hierbei bietet sich die Radar Altitude Aiding Methode aus [26] für eine erste Implementierung nicht an, da für ausreichend gute Ergebnisse, Light Detection and Ranging basierte Terrain Daten benötigt werden, die nicht flächendeckend kostenlos zur Verfügung stehen. Die in [27] dargestellte Methode zur Integration eines COTS INS mit einem Radarhöhenmesser wird aufgrund der Einfachheit der Implementierung als vielversprechend angesehen. Darüber hinaus zeigt die Methode eine gewisse Fehlertoleranz. Neben dem Einsatz eines Kalman-Filters soll der Einsatz anderer Filtermethoden geprüft werden. Zusätzlich soll ein DEM als weitere Informationsquelle verwendet werden. Hierfür können die SRTM-Daten verwendet werden, welche frei verfügbar sind.

4.1. Problembeschreibung

Geeignete Visualisierungsprogramme für die Visualisierung des Flugzustands in der synthetischen Sicht verfügen über eine Software-Schnittstelle, über welche die Flugzustandsdaten in die Simulation eingespeist werden. Im idealen Fall werden die Positions- und Lagedaten eines GNSS und einer inertialen Messeinheit oder eines integrierten Systems über einen Datenlink zum Fernpiloten gesendet und mit Hilfe einer geeigneten Software visualisiert. Das würde allerdings nur ausreichend gute Ergebnisse liefern, wenn sowohl die Sensordaten ideal wären, als auch das von der Simulation verwendete Umgebungsmodell und die Positionierung innerhalb des Modells der Realität entsprechen würden. Sensordaten sind allerdings nicht ideal und dazu kommen potentiell der Übertragung geschuldete Phänomene, wie Latenz und eine begrenzte Datenrate. Darüber hinaus entsprechen die von Visualisierungsprogrammen verwendeten vereinfachten Umgebungsmodelle nicht der Realität. Die Abbildung 4.1 zeigt die GNSS-basierte AMSL-Höhe eines Rollversuchs des ALAADy-Demonstrators in blau. In orange ist dagegen das Umgebungsmodell einer Visualisierungssoftware für die entsprechende Position des Luftfahrzeugs aufgetragen. Trotz des verhältnismäßig ebenen

Geländes eines asphaltierten Rollfelds kommt es zu Höhenunterschieden von mehreren Metern. Darüber hinaus ist der Unterschied nicht konstant.

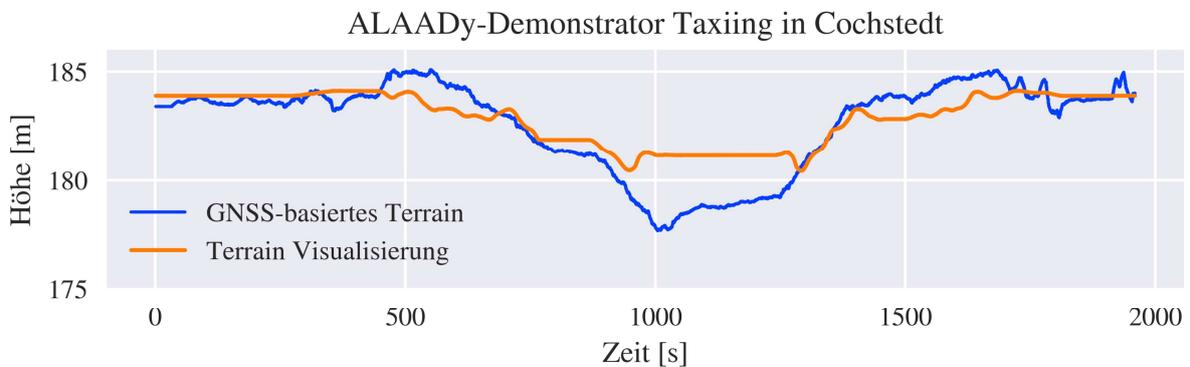


Abbildung 4.1.: Vergleich reales Terrain und Umgebungsmodell

Das beschriebene Phänomen führt dazu, dass das Luftfahrzeug in der künstlichen Sicht relativ zum Boden nicht korrekt platziert wird, was ein sicheres operieren in Bodennähe unmöglich macht. Ist die reale Höhe des Terrains im Vergleich zum Umgebungsmodell größer, führt dies zu einem Schweben innerhalb der künstlichen Sicht des sich in der Realität am Boden befindenden UAS. Ein derartiger Fehler in der künstlichen Sicht würde bei einem Landeanflug potentiell zu einem harten Aufsetzen führen, da der Abfangbogen zu spät eingeleitet wird. Der andere Fall, dass das Umgebungsmodell oberhalb des realen Terrains liegt, führt zu einem Eintauchen innerhalb der künstlichen Sicht des sich am Boden befindenden Luftfahrzeugs. Bei einem Landeanflug könnte ein derartiger Fehler dazu führen, dass der Fernpilot zu früh davon ausgeht, dass sich das Luftfahrzeug auf dem Boden befindet und den Abfangbogen zu früh einleitet. Befindet sich das UAS in der Realität noch in einigen Metern Höhe, könnte dies zu einem Strömungsabriss in geringer Höhe und damit zu einem harten Einschlag führen.

Gerade in Bodennähe sollte das visualisierte Luftfahrzeug innerhalb der synthetischen Sicht also korrekt gegenüber dem Erdboden referenziert sein. Geeignete Visualisierungssoftware bietet die Möglichkeit, die Höhe des Luftfahrzeugs über Grund zu spezifizieren entsprechend der realen AGL-Höhe. Hierdurch könnten Unterschiede zwischen realem Terrain und Umgebungsmodell der Visualisierung kompensiert werden. Die Information der realen Höhe über Grund wird hierbei durch ein oder mehrere Sensoren bereitgestellt.

Einfache Sensoren, wie beispielsweise der optische Höhsensor des skalierten Systems sind allerdings nicht perfekt und neigen zum Rauschen oder vereinzelt fehlerhaften Messwerten. Darüber hinaus ist die Oberfläche, die beispielsweise ein Radar abtastet, nicht homogen. In der Einfugschneise einer Landebahn können beispielsweise Bäume, Büsche, Zäune oder ähnliches zu Sprüngen in den gemessenen Höhendaten führen. Die Abbildung 4.2 zeigt exemplarisch einige Sensorfehler des optischen Höhsensors, welcher Bestandteil des skalierten Systems ist. Die Daten wurden in Flugversuchen aufgezeichnet. In blau sind jeweils die Messwerte des Höhsensors und in orange eine relative Höhe auf Basis der AMSL-Höhe dargestellt. Die relative AMSL-Höhe stellt die Höhendifferenz zur Höhe des Startplatzes dar.

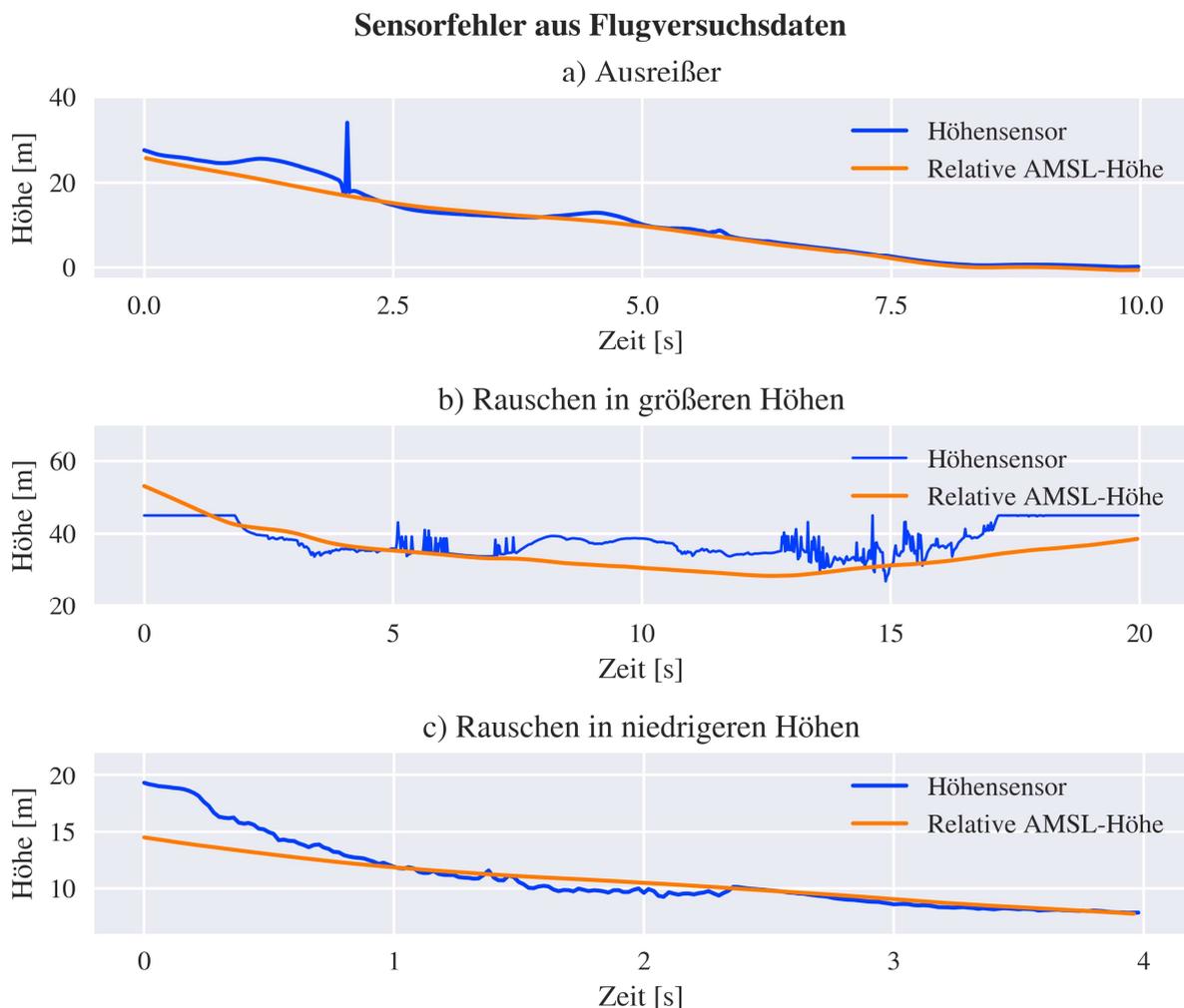


Abbildung 4.2.: Aufgezeichnete Sensorfehler eines optischen Höhsensors

Die Abbildung 4.2 (a) zeigt einen vereinzelt Ausreißer während eines Anflugs des UAS. Der Ausreißer weicht etwa 15 m von den umliegenden Messwerten ab. Weitergehend kommt es in Bereichen, die gerade so innerhalb der Reichweite des Höhengensors liegen, verstärkt zu verrauschten Messwerten, wie in Abbildung 4.2 (b) dargestellt. Das Rauschen weist teilweise eine Amplitude von bis zu 10 m auf. Auch in niedrigeren Höhen kommt es teilweise zu einem Rauschen in den Messwerten des Höhengensors. Besagtes Phänomen ist in Abbildung 4.2 (c) dargestellt. Hier zeigen sich deutlich geringere Amplituden unterhalb eines Meters.

Auch eine veränderte Lage des Luftfahrzeugs hat potentiell Einfluss auf die ermittelte Höhe über Grund, da Höhengensoren häufig lediglich die Schrägdistanz messen wie in Abbildung 4.3 dargestellt.

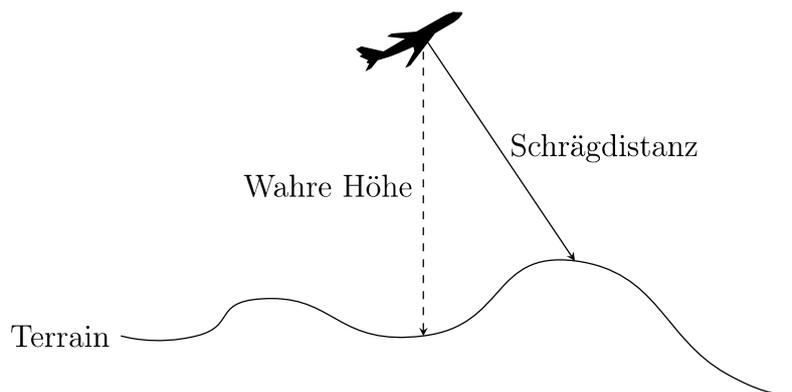


Abbildung 4.3.: Einfluss der Lage auf die gemessene Schrägdistanz eines Höhengensors

Lediglich bei einem Roll- und Nickwinkel von Null Grad misst ein einfacher optischer Höhengensor die tatsächliche derzeitige Höhe über Grund. Für alle anderen Fälle wird von der Schrägdistanz gesprochen. Diese ist abhängig vom umliegenden Terrain und der Lage des Luftfahrzeugs. Gerade große Lagewinkel können in einer signifikanten Abweichung zwischen gemessener Schrägdistanz und tatsächlicher Höhe über Grund resultieren. Die Abbildung 4.4 zeigt exemplarisch den Einfluss großer Lagewinkel auf die gemessene Schrägdistanz des optischen Höhengensors im skalierten System. Der Rollwinkel (blau) und der Nickwinkel (orange) sind im unteren Plot dargestellt. Der obere Plot zeigt in blau die Messwerte des Höhengensors und in orange die relative AMSL-Höhe bezüglich der Startplatzhöhe. Abschnitte großer Rollwinkel weisen einen Ausschlag in den Messwerten des Höhengensors auf. Der Vergleich zu der relativen AMSL-Höhe zeigt, dass

die Ausschläge nicht aus Manövern des Luftfahrzeugs resultieren. Im Vergleich dazu tritt besagtes Problem bei einem Radarhöhenmesser nicht oder nur in abgeschwächter Form auf. Aufgrund der Kegelförmigen Strahlausbreitung des Radars wird ein kreisförmiger Bereich ausgeleuchtet und beispielsweise der Mittelwert gebildet.

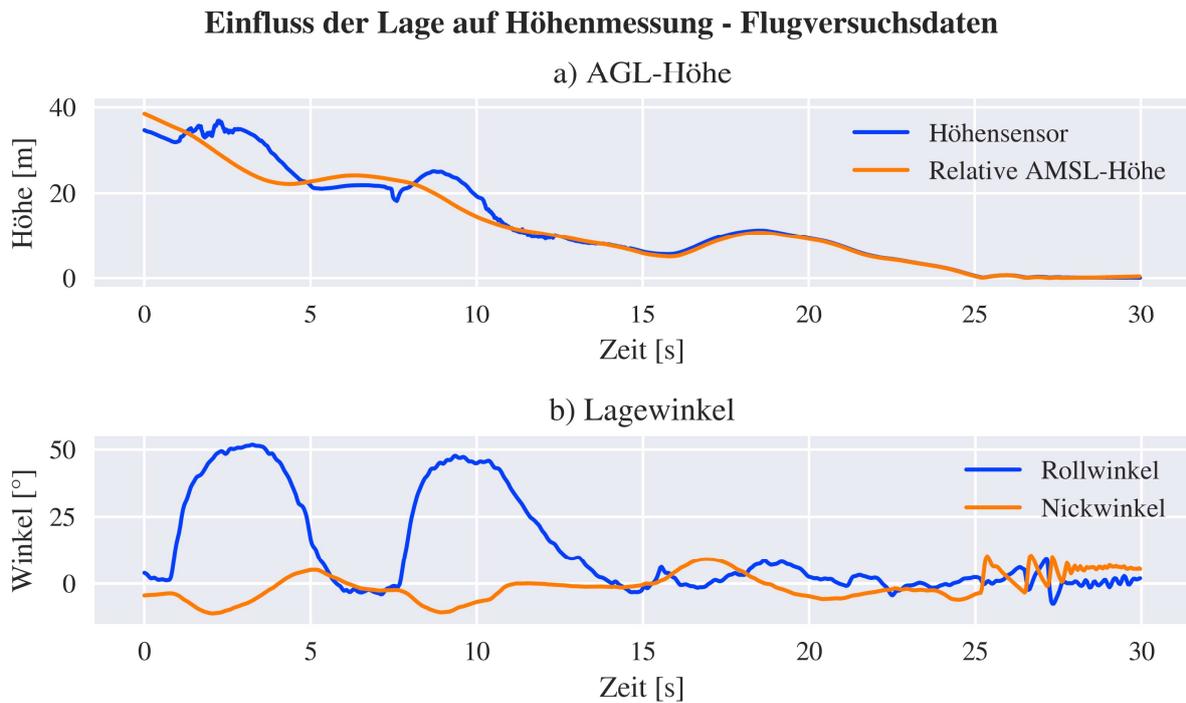


Abbildung 4.4.: Einfluss der Lage auf gemessene Schrägdistanz eines Höhenensors

Darüber hinaus verfügen sowohl optische Höhen Sensoren als auch Radarhöhenmesser über eine eingeschränkte Reichweite, wodurch in größeren Höhen andere Informationsquellen verwendet werden müssen. Die genannten Phänomene sollten möglichst nicht in der visualisierten AGL-Höhe des SV-basierten Landesystems auftreten, sodass die korrekte Höhe über Grund des Luftfahrzeugs ohne Rauschen oder Sprünge dargestellt wird. Gerade in Bodennähe ist es wichtig, dass der Pilot eine korrekte visuelle Darstellung der AGL-Höhe geliefert bekommt.

4.2. Systemarchitektur

Das zu entwickelnde Synthetic-Vision-basierte Landesystem erweitert die bestehende Architektur aus Luftfahrzeug und FPV-GCS. Im Normalfall steuert der Fernpilot das

UAS auf Basis einer FPV-Videosicht und dargestellter Sensordaten. Sowohl Videodaten, Sensor- beziehungsweise Zustandsdaten als auch die Inputdaten des Piloten werden über Funkstrecken zwischen dem Luftfahrzeug und der FPV-GCS übertragen. Die synthetische Sicht ergänzt im Normalfall oder ersetzt im Fehlerfall die FPV-Videosicht des Piloten, wie in Abbildung 4.5 dargestellt. Input des SV-basierten Landesystems sind die Sensor- beziehungsweise Zustandsdaten des UAS. Die Informationen werden verarbeitet und der Zustand des Luftfahrzeugs mittels einer geeigneten Visualisierung dargestellt.

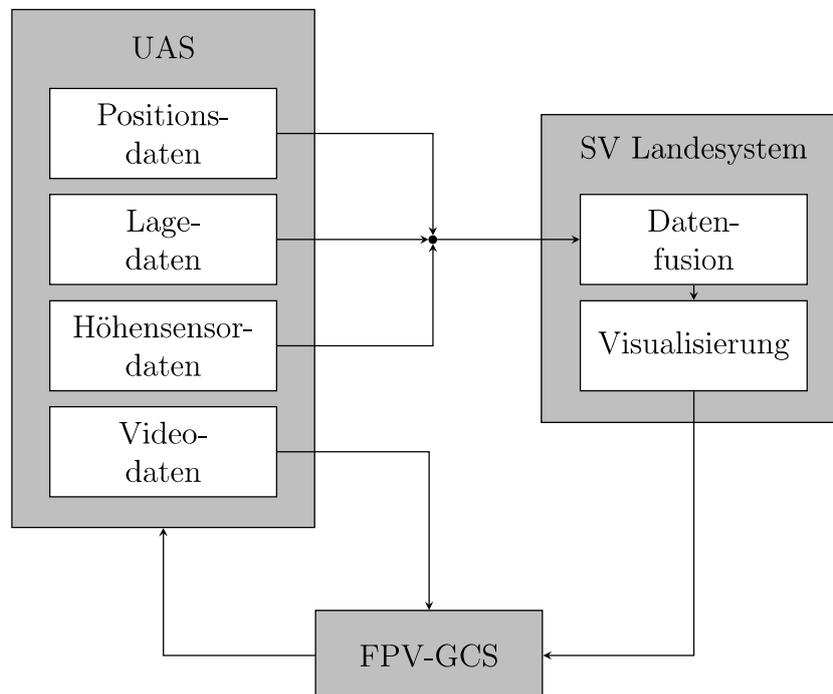


Abbildung 4.5.: Systemarchitektur des SV-basierten Landesystems

4.3. Synthetische Sicht

Geeignete Visualisierungsprogramme verfügen über eine Softwareschnittstelle, anhand der Zustandsdaten eines zu visualisierenden Luftfahrzeugs gesetzt werden können. Der einfachste Ansatz ist es hierbei die Positions- und Lagedaten zu verwenden. Die Position wird für gewöhnlich in WGS 84 Koordinaten angegeben, sprich Längengrad, Breitengrad und AMSL-Höhe. Die Lage des Luftfahrzeugs wird durch drei Eulerwinkel spezifiziert, sprich Roll-, Nick- und Gierwinkel. Wie in Abschnitt 4.1 beschrieben, müssten reale Welt und Umgebungsmodell der Visualisierung hierfür allerdings exakt übereinstimmen. Da

dies nicht der Fall ist, wird weitergehend die Information der AGL-Höhe benötigt, um den Abstand zum Boden in geringen Höhen korrekt darzustellen. Unter der Voraussetzung, dass das Visualisierungsprogramm die Möglichkeit bietet neben Positions- und Lagedaten auch eine Höhe über Grund als Zustand des zu visualisierenden Luftfahrzeugs zu setzen, beziehungsweise auf das Umgebungsmodell zuzugreifen, bietet sich die folgende Möglichkeit für die Positionierung des Luftfahrzeugs innerhalb der Visualisierung.

Das UAS wird innerhalb der Visualisierung zu jedem Zeitpunkt auf den mittleren Meeresspiegel referenziert, sowohl in Bodennähe, als auch in größerer Höhe. Das bedeutet, dass $h_{V_{AMSL}}$ gesetzt wird, um die Höhe des Luftfahrzeugs zu spezifizieren. Um in niedriger Höhe dennoch die Höhe über Grund korrekt darzustellen, ist es vonnöten auf das Umgebungsmodell zugreifen zu können. Abbildung 4.6 zeigt das Prinzip der Höhenreferenzierung. Der Index R bezieht sich hier auf reale Größen, der Index V auf Größen, wie sie in der Visualisierung vorkommen.

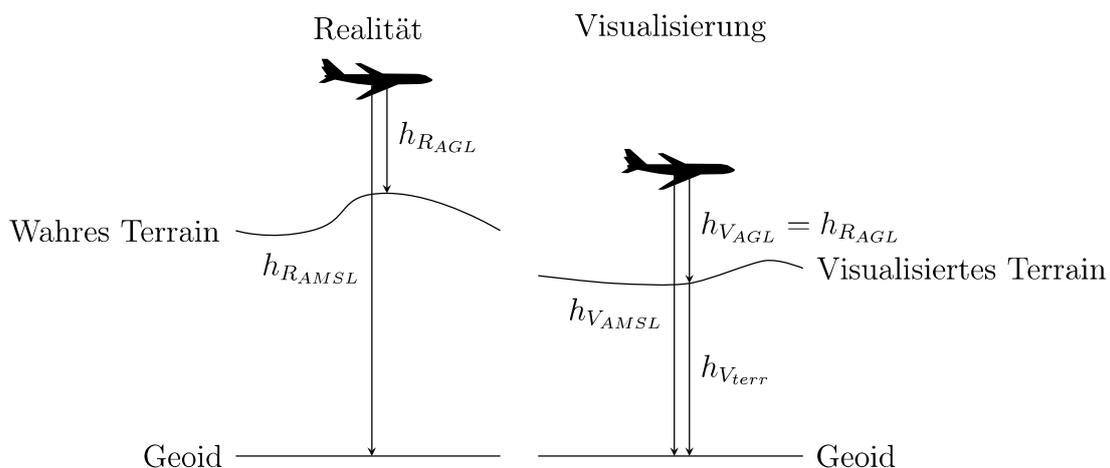


Abbildung 4.6.: Höhenreferenzierung innerhalb der synthetischen Sicht

In größeren Höhen wird das zu visualisierende Luftfahrzeug auf den mittleren Meeresspiegel entsprechend der tatsächlichen AMSL-Höhe referenziert, entsprechend Gleichung 4.1.

$$h_{V_{AMSL}} = h_{R_{AMSL}} \quad (4.1)$$

Es wird erwartet, dass der Unterschied zwischen realem Terrain und Umgebungsmodell für den Piloten hier unerheblich ist. Im Messbereich des Höhensensors, der im Fall des

skalierten Systems 40 m beträgt, kann die tatsächliche Höhe über Grund bestimmt werden. Die benötigte AMSL-Höhe innerhalb der Visualisierung zur Darstellung ebendieser Höhe über Grund kann mit Gleichung 4.2 bestimmt werden. Die reale Höhe über Grund addiert mit der Höhe des Terrains innerhalb der Visualisierung ergibt die benötigte AMSL-Höhe zur Darstellung der aktuellen realen AGL-Höhe innerhalb der Visualisierung.

$$h_{V_{AMSL}} = h_{R_{AGL}} + h_{V_{terr}} \quad (4.2)$$

Es kann hierbei beim Übergang zwischen Gleichung 4.1 und 4.2 zu einem Offset entsprechend des Unterschieds zwischen realem Terrain und Umgebungsmodell kommen. Dieser kann in einem Übergangsbereich mithilfe einer einfachen linearen Überblendung entsprechend Gleichung 4.3 ausgeglichen werden.

$$h_{V_{AMSL}} = \gamma_{AGL} \cdot (h_{R_{AGL}} + h_{V_{terr}}) + \gamma_{AMSL} \cdot h_{R_{AMSL}} \quad (4.3)$$

Die Summe der Gewichte γ_{AGL} und γ_{AMSL} ist immer eins. In einem Übergangsbereich verschiebt sich die Gewichtung linear von $\gamma_{AMSL} = 1$ oberhalb der oberen Grenzhöhe zu $\gamma_{AMSL} = 0$ unterhalb der unteren Grenzhöhe.

4.4. Datenrate und Latenz

Bezüglich der benötigten Bildwiederholrate sind in der Literatur unterschiedliche Informationen zu finden. Das SVS in [19], welches zu einem der früheren Systeme gehört, liefert eine Wiederholrate von 10 Hz. Der Grund für die niedrige Framerate ist die Verwendung eines Radars, welches mit entsprechend geringer Rate betrieben wird. In [24] wird eine Wiederholrate von mindestens 15 Hz für eine ruckelfreie Animation gefordert. Bei Datenraten unterhalb des geforderten Wertes wird interpoliert. Für die Teleoperation von UAS wird, wie in [28] beschrieben, eine Bildwiederholrate von mindestens 20 Hz benötigt. Die Framerate hat laut [29] einen Einfluss auf die Performanz des Nutzers in Hinblick auf die Reaktionszeit und Genauigkeit von Eingaben. Bei klassischen Displays stellen 10 Bilder pro Sekunde ein Minimum dar, um grundlegende Aufgaben wie das Tracken eines Objektes durchführen zu können. Die untere Grenze von 15 Bildern pro Sekunde werden bei komplexeren Aufgaben empfohlen. Darüber hinaus liefern höhere Bildwiederholraten von 30 Hz oder 60 Hz, eine noch bessere Nutzerperformanz in Hinblick auf die Reaktionszeit und Genauigkeit von Eingaben. Bei

der Verwendung von Virtual Reality und HMDs werden Bildwiederholraten von 120 bis 180 Hz empfohlen, wenn mit sich bewegenden Objekten gearbeitet wird. Die hohen Wiederholraten führen zu einer Reduzierung von sogenannter Simulator Sickness. Das zu entwickelnde Synthetic-Vision-basierte Landesystem wird zunächst nicht mit einem HMD getestet, weshalb 30 Hz zunächst als ausreichend eingeschätzt werden. Es sollte allerdings möglich sein, höhere Raten bei der Bestimmung der AGL-Höhe zu erreichen.

Die in Abschnitt 5.1 beschriebene FPV-GCS soll für das Fernführen unterschiedlicher unbemannter Luftfahrzeuge zum Einsatz kommen. Abhängig von der Leistungsfähigkeit der verwendeten Datenlinks, der zu übertragenden Datenmenge und der Entfernung zwischen Luftfahrzeug und Bodenkontrollstation werden unterschiedliche Datenraten erreicht. Der in [2] beschriebene Anwendungsfall der Fernführung des ALAADy-Demonstrators sieht beispielsweise eine Datenrate von 4 Hz vor, mit welcher die Zustandsdaten empfangen werden. Mittelgroße und kleinere Experimentalsysteme, wie auch das hier betrachtete skalierte System, verfügen in der Regel über COTS Telemetrie-Empfänger. Hier werden für gewöhnlich Datenraten im Bereich von 10 bis 15 Hz erreicht. Teilweise kommen auch leistungsstärkere WLAN basierte Datenlinks zum Einsatz. Hier können deutlich größere Datenraten erreicht werden. Datenraten unter 30 Hz reichen allerdings nicht aus, um direkt eine ausreichend flüssige künstliche Sicht mit einer Bildwiederholrate von 30 Hz zu erzeugen. Darüber hinaus sind die empfangenen Zustands- und Sensordaten häufig mit einer gewissen Latenz behaftet. Latenzen ab etwa 300 ms können zu sogenannten Pilot Induced Oscillations führen [30] und sollten damit möglichst vermieden oder kompensiert werden.

Sowohl eine zu geringe Datenrate als auch Latenz können mit Hilfe von parallelen modellbasierten Simulationen kompensiert werden. In [31] werden verschiedene Ansätze für die Prädiktion des Zustandes eines ferngeführten unbemannten Luftfahrzeugs untersucht. Die besten Ergebnisse liefert der sogenannte Smith-Predictor. Dieser wurde für die Kompensation von Latenz innerhalb einer Regelschleife entwickelt. Beim Smith-Predictor werden zwei Schätzungen auf Basis des tatsächlichen System-Outputs parallel durchgeführt. Die erste Schätzung prädiziert den Systemzustand in die Gegenwart. Die zweite Schätzung ist entsprechend der erwarteten Latenz verzögert. Auch der Input ist mit der erwarteten Latenz beaufschlagt. Der Output beider Systeme wird mit dem Output eines Kalman-Filters kombiniert, was letztlich in der Prädiktion des

Systemzustandes resultiert. Der Smith-Predictor erzielt in [31] gute Ergebnisse bei der Kompensation einer Latenz von 200 ms bei 4 Hz beziehungsweise 400 ms bei 2 Hz. Es wird erwartet, dass mit modellbasierter Simulation wie in [31] oder vergleichbaren Ansätzen Latenzen ausreichend gut kompensiert werden können und ausreichend hohe Datenraten erreicht werden. Dies gilt allerdings primär für die gängigen Zustandsvariablen der Lage, Position und Geschwindigkeit, die in einem inertialen System referenziert sind. Die Änderung der Höhe über Grund lässt sich nicht durch ein einfaches Modell beschreiben, da der Verlauf des Geländes und der Vegetation unbekannt ist.

4.5. Höhe über Grund Schätzung

Im idealen Fall liefert der optische Höhengsensor die tatsächliche Höhe über Grund. Wie bereits erläutert, hat allerdings die Lage des Luftfahrzeugs einen Einfluss auf das Messergebnis. Darüber hinaus verfügt der Sensor über eine gewisse Ungenauigkeit beziehungsweise unterliegen einem Messrauschen, wie in Abbildung 4.2 deutlich ersichtlich. Weitergehend können vom Höhengsensor Hindernisse, wie Gebäude oder Vegetation erfasst werden und zu Sprüngen in den Messwerten führen, was in [9] beispielsweise der Fall ist. Außerdem liegen die gemessenen Höhen potentiell mit einer zu geringen Datenrate und mit einer Latenz verzögert vor, als dass eine flüssige Visualisierung möglich wäre. Es wird aufgrund des limitierenden Telemtrie-Modul des skalierten Systems angenommen, dass die Messwerte mit einer Rate von 15 Hz vorliegen. Gefordert wird eine Visualisierung mit 30 Hz. Zusätzlich weist die Übertragung eine Latenz auf, deren Höhe zum Zeitpunkt der Arbeit nicht determiniert ist.

Die genannten Phänomene machen es erforderlich einen geeigneten Filter auf die Messwerte des optischen Höhengsensors anzuwenden, beziehungsweise mehrere Informationsquellen in Form einer Sensorfusion zu kombinieren. Neben einer Filterung muss zusätzlich eine Propagation möglich sein, um eine mögliche Latenz zu kompensieren. Eine zu geringe Datenrate und Latenz der Position und Lage des Luftfahrzeugs können mit Hilfe von modellbasierter Prädiktion kompensiert werden, wie im vorherigen Abschnitt 4.4 erläutert. Die Höhe über Grund ist allerdings von der Bodenbeschaffenheit und etwaigen Hindernissen abhängig. Diese weisen einen stochastischen Charakter auf, was eine Prädiktion auf die gleiche Weise verhindert.

Als Input für den zu entwickelnden Filter steht neben den Messwerten des optischen Höhensensors die AMSL-Höhe zur Verfügung. Im Fall des skalierten Systems beinhaltet diese bereits mehrere Informationsquellen, wie GNSS oder Inertialmessungen. Aus diesem Grund ist die AMSL-Höhe weniger anfällig für Messfehler. Allerdings wird durch die AMSL-Höhe nicht der Verlauf des Terrains abgebildet. Gerade in Bereichen ohne starke Fluktuationen im Gelände kann die AMSL-Höhe aber dennoch als Informationsquelle für die Höhe über Grund genutzt werden. Bei gleichbleibendem Terrainlevel bildet sich ein Steigen oder Sinken des UAS gleichermaßen in AGL- und AMSL-Höhe ab. Die Verwendung eines DEMs in Kombination mit der AMSL-Höhe erlaubt eine Abschätzung der Höhe über Grund, wobei die Genauigkeit des Höhenmodells berücksichtigt werden muss. Darüber hinaus steht im Fall des skalierten Systems auch eine GNSS-basierte vertikale Geschwindigkeit zur Verfügung. Die vertikale Geschwindigkeit bezieht sich auf den mittleren Meeresspiegel, gilt bei gleichbleibendem Terrain aber auch für die Geschwindigkeit relativ zum Boden.

Die Messwerte eines Höhensensors bilden zwei Phänomene gleichzeitig ab. Bei absolut homogenem gleichbleibendem Gelände sind Variationen in der gemessenen AGL-Höhe direkt auf die Bewegung des Luftfahrzeugs zurückzuführen sofern die Lage und Messfehler vernachlässigt werden. Beim Überflug von inhomogenem Gelände bilden die Messwerte des Höhensensors sowohl die Dynamik des UAS, als auch des Terrains ab. Für die Verarbeitung der Sensordaten und Schätzung einer Höhe über Grund bieten sich zwei Ansätze. Es können beide Dynamiken kombiniert betrachtet und direkt eine Höhe über Grund bestimmt werden. Hierbei wird im Folgenden vom AGL-Ansatz gesprochen. Die Architektur des Ansatzes ist in Abbildung 4.7 dargestellt.

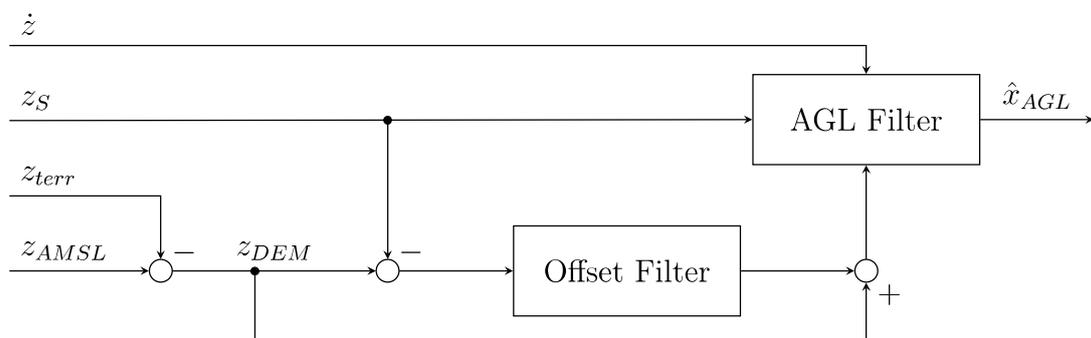


Abbildung 4.7.: Architektur AGL-Ansatz

Weitergehend können beide Systeme getrennt betrachtet werden. Die AGL-Höhe lässt sich auch beschreiben als eine Kombination aus Höhe des Luftfahrzeugs und Höhe des Terrains über dem Meeresspiegel:

$$h_{AGL} = h_{AMSL} - h_{terr} \quad (4.4)$$

Die AMSL-Höhe des Luftfahrzeugs ist gut bestimmbar, beziehungsweise liegt bereits in fusionierter Form vor, und lässt sich wie in Abschnitt 4.4 beschrieben präzisieren. Die Dynamik des Terrains ist in der Regel deutlich geringer als die des Luftfahrzeugs, wodurch sich das Problem vereinfacht. Bei bekannter AMSL-Höhe des Terrains h_{terr} und des Luftfahrzeugs h_{AMSL} lässt sich die AGL-Höhe des UAS einfach anhand Gleichung 4.4 bestimmen. Voraussetzung dabei ist, dass die AMSL-Höhe des UAS mit ausreichender Genauigkeit vorliegt. Besagter Ansatz wird im Folgenden als Terrain-Ansatz bezeichnet. Beide Ansätze werden als Tracking-Problem betrachtet. Ein genaues Modell und die Inputs des Systems sind aufgrund des sich potentiell verändernden Terrains jeweils nicht bekannt. Beide Ansätze sollen im Folgenden mit unterschiedlichen Filtermethoden genauer untersucht werden. Die schematische Architektur des Terrain-Ansatzes ist in Abbildung 4.8 dargestellt. Beide Ansätze werden in den folgenden Abschnitten genauer erläutert. Der Terrain-Ansatz wird ausschließlich anhand eines Kalman-Filters betrachtet, um einen Vergleich ziehen zu können und den Umfang der Arbeit zu beschränken.

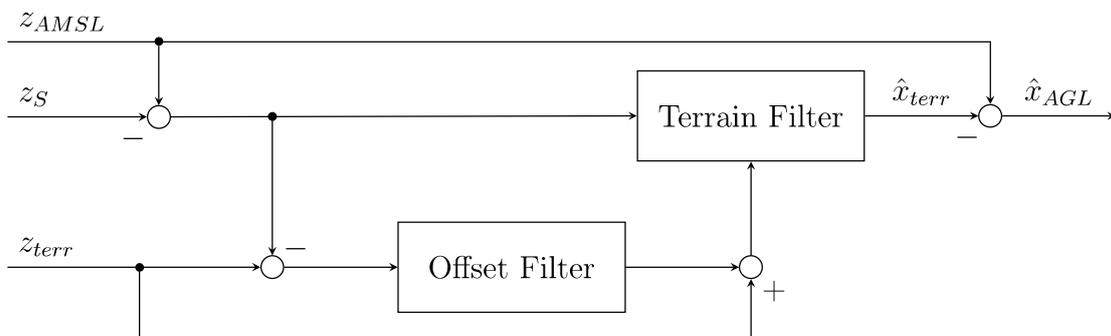


Abbildung 4.8.: Architektur Terrain-Ansatz

4.5.1. Least-Square-Fitting

Die Idee der LSQ-Regression ist die Minimierung der quadratischen Residuen bezüglich eines Modells. Das einfachste erdenkliche Modell ist ein konstantes Modell. Ein lineares

Modell wie es für Tracking-Probleme häufig verwendet wird [10, S. 27], geht von einer konstanten Steigung aus:

$$h = c_1 + c_2 \cdot t \quad (4.5)$$

Die Höhe h steht hier für die AGL-Höhe des UAS. In Abhängigkeit des gewählten Modells verändert sich die Anzahl n der zu bestimmenden Koeffizienten. Beim linearen Modell müssen $n = 2$ Koeffizienten bestimmt werden, entsprechend der Steigung und dem y-Achsenabschnitt. Da sich die Höhe über Grund beziehungsweise die Höhe des Terrains verändern, ist ein konstantes Modell nicht geeignet. Für ein lineares Modell entsprechend Gleichung 4.5 ergibt sich nach Gleichung 2.2:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_m \end{bmatrix}}_{\mathbf{z}} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & t_1 \\ 1 & t_2 \\ \vdots & \vdots \\ 1 & t_m \end{bmatrix}}_{\mathbf{H}'} \begin{bmatrix} c_1 & c_2 \end{bmatrix} + \mathbf{r} \quad (4.6)$$

Für den AGL-Ansatz entsprechen die z_i die jeweils gemessene Höhe über Grund Z_S aus Abbildung 4.7 und t_i die zugehörigen Zeitpunkte. Die Least-Square-Methode bietet eine einfache Möglichkeit Sensorfusion oder auch Sensor-Datenbankfusion durchzuführen. Bei der Bestimmung von \mathbf{H}' und \mathbf{z} können diverse Informationsquellen verwendet werden. Wie bereits erläutert, kann die Höhe über Grund zusätzlich über die AMSL-Höhe in Kombination mit einem DEM bestimmt werden. Diese DEM basierte Höhe über Grund wird in Abbildung 4.7 als z_{DEM} bezeichnet. Bei dem verwendeten DEM handelt es sich um SRTM-Daten, welche bei einer nahezu weltweiten Abdeckung frei verfügbar sind. Aufgrund des Alters der Daten, der Auflösung von einer Bogensekunde, was etwa 30m entspricht, und der verwendeten Messmethodik können zwischen den zwei unterschiedlich bestimmten AGL-Höhen Abweichungen auftreten. Dieser sogenannte Bias weist einen dynamischen Charakter auf und kann durch Verwendung eines zweiten Filters approximiert werden. Nach Abbildung 4.7 fließt z_{DEM} , um den besagten Bias korrigiert, als weiteres z_i in Gleichung 4.6 ein. Mit fortschreitender Zeit ohne Messwerte verliert der Bias allerdings an Aussagekraft, da sich dieser in der Zwischenzeit verändern haben kann. Aus diesem Grund konvergiert der Bias ohne Messwerte des Höhensensors gegen Null. Der LSQ-Filter verwendet keine Geschwindigkeitsmessung, weshalb \dot{z} in

Abbildung 4.7 ignoriert werden kann. Der Vorteil in der beschriebenen Architektur liegt darin, dass ein kurzzeitig nicht zur Verfügung stehender Höhengsensor hierdurch kompensiert werden kann. Darüber hinaus kann der Filter auch in Höhen außerhalb der Reichweite des Höhengsensors betrieben werden, indem lediglich ein Messupdate der DEM basierten Höhe über Grund erfolgt.

Voraussetzung für das explizite Lösen des Least-Square Problems durch Verwendung von Gleichung 2.6 ist, dass $\mathbf{H}'^T \mathbf{H}'$ vom Rang n ist. Da $\mathbf{H}'^T \mathbf{H}'$ eine quadratische Matrix ergibt, kann anhand der Determinante ein voller Rang bestätigt werden. Die Voraussetzung für die Lösbarkeit des Problems 4.6 ist also:

$$\det(\mathbf{H}'^T \mathbf{H}') \neq 0 \quad (4.7)$$

Die ermittelten Koeffizienten werden entsprechend des gewählten linearen Modells in Gleichung 4.5 eingesetzt und eine Höhe über Grund bestimmt. Besagter Filter wird im Folgenden als AGL-LSQ bezeichnet. Beim reinen Filtern entspricht t dem aktuellen Zeitpunkt. Für eine Propagation des aktuellen Zustandes wird t entsprechend eines Zeitpunktes in der Zukunft gewählt. Ein Tuning der Filter ist durch Variieren der Fenstergröße m möglich. Je größer das Fenster, desto mehr vergangene Messungen werden berücksichtigt. Dadurch ergibt sich ein geglätteter, aber auch potentiell verzögerter Output des Filters.

4.5.2. Alpha-Beta Filter

Wie in Abschnitt 2.4.1 bereits erläutert, ist der AB-Filter ein Trackingfilter, der auf einem einfachen newtonschen Modell beruht. Der Filter nimmt eine konstante Geschwindigkeit an. Beim AGL-Ansatz entsprechen die prädierte Position \hat{x}_{prd} und Geschwindigkeit $\hat{\dot{x}}_{prd}$ beziehungsweise die korrigierte Position \hat{x}_k und $\hat{\dot{x}}_k$ der AGL-Höhe und der Geschwindigkeit, mit der sich diese ändert. Bei z_{pk} handelt es sich um die Messwerte des Höhengsensors z_S beziehungsweise auf einem DEM basierende Höhenmessungen z_{DEM} . Für einen Filter erster Ordnung werden die Gleichungen 2.7 und 2.8 für die Prädiktion und die Gleichungen 2.9 und 2.10 für das Messupdate verwendet. Wird neben der Positionsmessung weitergehend eine GNSS basierte Geschwindigkeitsmessung der Höhenänderung \dot{z} verwendet, geht diese durch z_{vk} in die Berechnung mit ein. Für besagte Sensorfusion wird Gleichung 2.10 statt Gleichung 2.11 verwendet.

Wenn keine Messwerte des Höhengensors verfügbar sind, soll dennoch eine Abschätzung der Höhe über Grund erfolgen. Für den Fall, dass sich das Luftfahrzeug beispielsweise in Höhen außerhalb der Reichweite des Höhengensors befindet oder keine validen Messwerte geliefert werden, wird der AGL-Filter mit DEM basierten Höhenmessungen z_{DEM} gespeist. Um einen Sprung beim Übergang zu verhindern, wird ein weiterer Filter betrieben, der den dynamischen Bias zwischen beiden Ansätzen der Höhenbestimmung abschätzt und korrigiert. Der Bias lässt sich nur bestimmen, solange der Höhengensor valide Daten liefert. Sobald keine Messungen der Höhe über Grund mehr verfügbar sind, wird der Bias verwendet um die korrekte Höhe über Grund aufrecht zu erhalten. Mit fortschreitender Zeit ohne Messwerte verliert der Bias allerdings an Aussagekraft, da sich dieser in der Zwischenzeit verändert haben kann. Aus diesem Grund konvergiert der Bias ohne Messwerte des Höhengensors gegen Null. Der beschriebene Filter wird im Folgenden als AGL-AB bezeichnet.

4.5.3. Kalman-Filter

Die hier beschriebene Filtermethode orientiert sich an der in [27] verwendeten Methode. Bei Tracking Problemen wird für den Kalman-Filter in der Regel ein lineares newtonsches Modell verwendet [10, S. 27]. Abhängig von der Dynamik des zu beobachtenden Prozesses können Modelle nullter, erster, zweiter oder höherer Ordnung verwendet werden. Beim AGL-Ansatz soll die Höhe über Grund bestimmt werden. Diese weist einen dynamischen Charakter auf. Dennoch kann die Beschleunigung zwischen zwei Zeitschritten als Null angenommen werden. Aus diesem Grund wird für die zu bestimmende AGL-Höhe ein Modell erster Ordnung gewählt, wie es auch in [27] der Fall ist. Darüber hinaus ist der Bias zwischen DEM und Höhengensor basierter Höhe von Interesse, um die Datenbank als weitere Informationsquelle nutzen zu können. Besagter Bias ist nicht konstant, verfügt aber über eine geringe Dynamik. Aus diesem Grund wird für den Bias ein Modell nullter Ordnung verwendet und die erste Ableitung als Null angenommen werden. Hierbei spricht man von einem Random-Walk-Prozess [10, S. 31, 32]. Die Umsetzung hier erfolgt im Gegensatz zu [27] mit einem DEM, wodurch der approximierte Bias lediglich den Fehler des DEMs abbildet und nicht wie in [27] die Terrain-Höhe. Anders als in [27], wird der Bias außerhalb der Reichweite des Höhengensors nicht konstant gehalten, sondern konvergiert gegen Null. Die Annahmen für den AGL-Ansatz resultieren in den folgenden Zustandsvektor \mathbf{x} und die State-Transition-Matrix \mathbf{F} :

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} h_{AGL} \\ \dot{h}_{AGL} \\ b_{DEM} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

Es werden keine Inputs betrachtet, wodurch \mathbf{B} und \mathbf{u} aus Gleichung 2.14 verschwinden. Die Prozess-Kovarianz-Matrix \mathbf{Q} ermittelt sich mittels *piecewise constant white acceleration* [32] zu:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^4}{4} Q_{AGL} & \frac{\Delta t^3}{2} Q_{AGL} & 0 \\ \frac{\Delta t^3}{2} Q_{AGL} & \Delta t^2 Q_{AGL} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\Delta t^4}{4} Q_{DEM} \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

Q_{AGL} und Q_{DEM} entsprechen hierbei der erwarteten Varianz des betrachteten Prozesses und stellen ein Maß für die Unsicherheit dar. Δt entspricht der Zeit seit dem letzten Messupdate bis zu dem Zeitpunkt zu dem prädiziert werden soll. Die Prädiktion wird mit den Gleichungen 2.14 und 2.15 durchgeführt. Für die Bestimmung der AGL-Höhe mittels Kalman-Filter sollen entsprechend Abbildung 4.7 die Informationen des Höhensensor z_S , einer DEM basierten Höhe über Grund z_{DEM} und die Höhenänderungsgeschwindigkeit \dot{z} fusioniert werden. Anders als beim AGL-LSQ und AGL-AB ist die Bestimmung der AGL-Höhe und des Bias in einem Filter kombiniert. Daraus ergibt sich der Messvektor \mathbf{z} :

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} z_S \\ z_{DEM} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Das Observation-Modell \mathbf{H} transformiert die Zustände in das System, in dem die Messungen getätigt werden:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

Gemäß der Zeilen von \mathbf{H} von oben nach unten, misst der Höhengsensor direkt den Zustand h_{AGL} , ist die DEM basierte AGL-Höhe eine Kombination aus dem Zustand h_{AGL} und dem Bias b_{DEM} und fließt die Höhenänderungsgeschwindigkeit direkt in den Zustand \dot{h}_{AGL} ein. Sofern die drei Messungen nicht zu der gleichen Zeit verfügbar sind beziehungsweise unterschiedliche Datenraten aufweisen, können \mathbf{z} und \mathbf{H} aufgespaltet werden und unabhängig voneinander ein Messupdate durchgeführt werden. Bei der Bestimmung des a posteriori Zustands wird zusätzlich zur Messung die Varianz beziehungsweise Unsicherheit der jeweiligen Messung berücksichtigt. Dies geschieht anhand der Mess-Kovarianzmatrix \mathbf{R} :

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \sigma_S^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_F^2 + \sigma_{DEM}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_F^2 \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Bei σ_S^2 handelt es sich um die Varianz des Höhengsensors, die wie in [27] mit der Höhe zunimmt. Die DEM basierte AGL-Höhe beinhaltet sowohl die Unsicherheit des DEMs in Form von σ_{DEM}^2 als auch die Unsicherheit der AMSL-Höhe in Form von σ_F^2 . Die Höhenänderungsgeschwindigkeit umfasst lediglich die Unsicherheit der AMSL-Höhe. Anhand der Gleichungen 2.16 bis 2.19 und 2.21 werden der a posteriori Zustand $\hat{\mathbf{x}}$ und Kovarianz \mathbf{P} des jeweiligen Zeitschrittes bestimmt. Gleichung 2.21 wird anstatt 2.20 verwendet, da davon ausgegangen wird, dass der Kalman-Filter aufgrund von Nichtlinearitäten und nicht gaußverteilterm Prozess- und Messrauschen nicht optimal ist. Der beschriebene Filter implementiert den AGL-Ansatz und wird im Folgenden als AGL-KF bezeichnet.

Der zu schätzende Zustand \mathbf{x} beim Terrain-Ansatz umfasst sowohl die Terrain-Höhe über dem mittleren Meeresspiegel, die Höhe des Luftfahrzeugs über dem mittleren Meeresspiegel als auch den Bias des DEMs:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} h_{terr} \\ \dot{h}_{terr} \\ h_{AMSL} \\ \dot{h}_{AMSL} \\ b_{DEM} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

Es werden drei Messungen im Messvektor \mathbf{z} berücksichtigt. Neben den Messungen des Höhensensors z_S umfasst dieser die Terrain-Höhe entsprechend des DEMs z_{terr} und die aktuelle AMSL-Höhe des Luftfahrzeugs z_{AMSL} . Diese wird benötigt, um aus der AGL-Höhe des Höhensensors die Höhe des Terrains zu ermitteln. Es ergibt sich folgender Messvektor:

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} z_S \\ z_{terr} \\ z_{AMSL} \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Der Kalman-Filter, welcher den Terrain-Ansatz implementiert wird im Folgenden als Terrain-KF bezeichnet. Die verbleibenden Matrizen des Terrain-KF finden sich in Anhang A.1.

Aufgrund des bayesschen Ansatzes bietet ein Kalman-Filter mehr Möglichkeiten als die vorangegangenen Filtermethoden. Der Filter liefert jeweils eine Zustandsschätzung $\hat{\mathbf{x}}$ mit dazugehöriger Varianz σ^2 für jeden geschätzten Zustand. Diese befinden sich auf den Hauptdiagonalelementen der Kovarianzmatrix \mathbf{P} . Die Varianz ist ein Indiz dafür, wie viel Unsicherheit in der Schätzung des jeweiligen Zustandes liegt. Die Standardabweichung σ gibt die mögliche Streubreite an. Im optimalen Fall, bei der Betrachtung eines perfekt linearen Systems und gaußverteilterm Prozess- und Messrauschen liegt die Wahrscheinlichkeit, dass sich der wahre Zustand innerhalb einer Streubreite von 3σ befindet, bei 99,7%. Dieser Umstand kann sich bei sogenannten Residual-Tests wie auch in [6] oder [27] zu Nutze gemacht werden, um unplausible Messungen zu detektieren und herauszufiltern. Beim Residual-Testing wird jeweils überprüft, ob sich die Messresiduen aus Gleichung 2.16 innerhalb einer zulässigen Streubreite y_{valide} befinden. Besagte Streubreite, entsprechend Gleichung 4.16 ergibt sich aus der vom Kalman-Filter ermittelten Standardabweichung des Zustandes entsprechend \mathbf{P} und einem Gate-Faktor.

Sowohl beim AGL- als auch beim Terrain-Ansatz wird Residual-Testing im Hinblick auf die Messwerte des Höhensensors verwendet.

$$y_{valide} = \sigma \cdot GATE \quad (4.16)$$

Besteht ein Messwert den Residual-Test nicht, wird in diesem Fall das Vertrauen in die Messung verringert. Dies geschieht einfach, indem die Varianz des Höhensensors σ_S^2 in \mathbf{R} durch einen Faktor vergrößert wird. Dadurch wird verhindert, dass nach einem Sprung in den Messwerten des Höhensensors, beispielsweise durch das Überfliegen eines Waldrandes, die Messwerte dauerhaft ignoriert werden.

Weiterhin können mittels Residual-Testing Nichtlinearitäten wie beispielsweise Manöver detektiert werden und adaptive Filter-Ansätze realisiert werden [10, S. 449, 450]. Beim Adaptive-Filtering wird der eigentlich lineare Kalman-Filter so modifiziert, dass auch ein nichtlineares Manöver abgebildet werden kann. Die Detektion des Manöver erfolgt wie beim zuvor beschriebenen Residual-Testing, allerdings mit einem kleineren Gate. Das Adaptieren erfolgt durch eine Vergrößerung der Prozessvarianz Q_{AGL} in \mathbf{Q} , wodurch der Filter dynamische Manöver besser abbilden kann. Das Adaptive-Filtering kommt lediglich beim AGL-Filter zum Einsatz, da hier stark nichtlineare Manöver erwartet werden. Die Terrain-Höhe variiert nicht immer linear, obliegt aber gerade in der Nähe von Flughäfen und Flugplätzen eher geringen Schwankungen.

4.5.4. Vorverarbeitung von Messdaten

Bevor anhand der Messwerte des optischen Höhensensors und weiterer Informationsquellen eine Höhe über Grund ermittelt wird, findet eine Vorverarbeitung statt. Hier wird überprüft, ob sich die Messwerte des Höhensensors innerhalb des Messbereiches des Sensors befinden. Weitergehend wird die aktuelle Lage des UAS betrachtet. Wie bereits in Abschnitt 4.1 erläutert, hat die Lage einen Einfluss auf die gemessene Schrägdistanz. Bei sehr großen Roll- beziehungsweise Nickwinkeln größer als 30° kann nicht davon ausgegangen werden, dass der Höhensensor korrekte Werte liefert und die Messwerte werden verworfen. Auch kleinere Lagewinkel haben bereits einen Einfluss auf die gemessene Schrägdistanz. Bei der Annahme eines ebenen Geländes kann dieser Einfluss durch eine Koordinatentransformation berücksichtigt werden. Hierbei wird die Schrägdistanz \mathbf{v}_b im körperfesten Koordinatensystem auf die z-Achse im geodätischen

Systems von \mathbf{v}_g projiziert. Dies geschieht entsprechend den Gleichungen 4.17 bis 4.20 [33] mithilfe von drei Rotationsmatritzen.

$$\mathbf{R}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

$$\mathbf{R}_y = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

$$\mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

$$\mathbf{v}_g = \mathbf{R}_z \mathbf{R}_y \mathbf{R}_x \mathbf{v}_b \quad (4.20)$$

Der Einfluss der oben beschriebenen Korrektur der Schrägdistanz bei großen Lagewinkeln ist in Abbildung 4.9 dargestellt. Die Abbildung entspricht weitestgehend der Abbildung 4.4. Weitergehend ist allerdings im oberen Plot die auf Basis von Gleichung 4.20 korrigierte Schrägdistanz in grün dargestellt. Es zeigt sich, dass die lagebedingten starken Ausschläge mit dieser Methode korrigiert werden können.

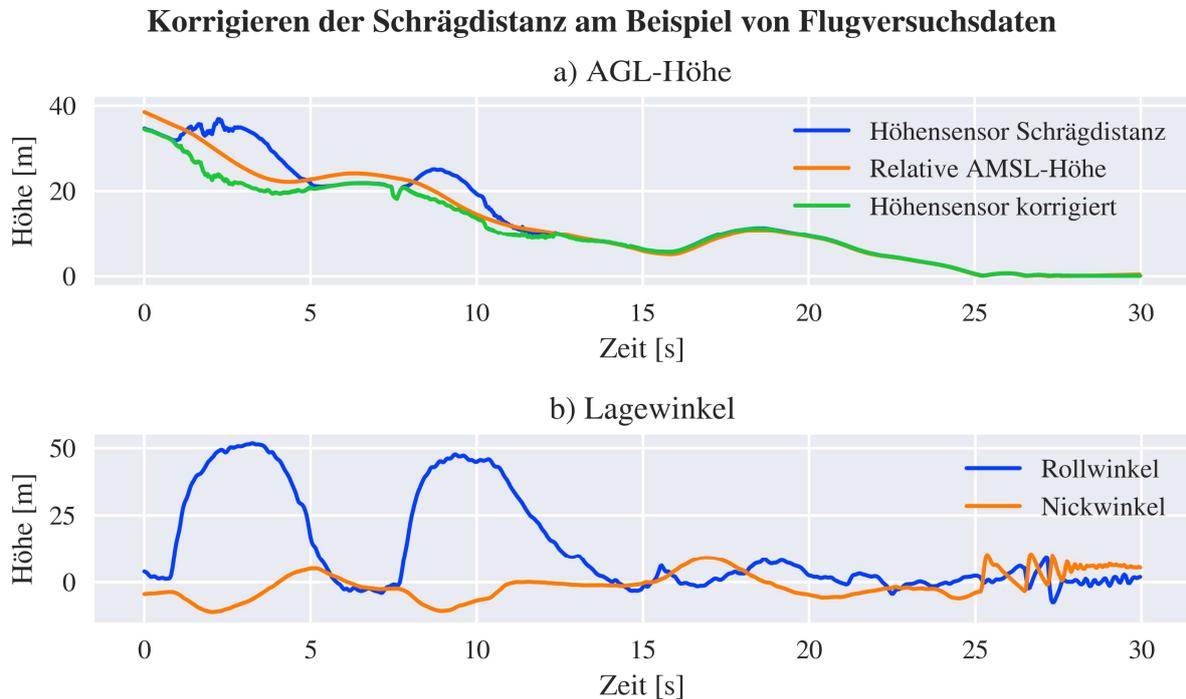


Abbildung 4.9.: Korrektur der Schrägdistanz bei großen Lagewinkeln

4.6. Simulationsstudie zur Auswahl geeigneter Filterkonzepte

Die Bestimmung der aktuellen Höhe über Grund des Luftfahrzeugs ist, wie in Abschnitt 4 bereits erläutert, von wichtiger Bedeutung für die Umsetzung des SV-basierten Landesystems. Die aktuelle AGL-Höhe muss gerade kurz vor und während einer Landung möglichst exakt in der Visualisierung dargestellt werden. Im vorangegangenen Abschnitt wurde eine Reihe von Ansätzen für die Bestimmung der aktuellen Höhe über Grund entwickelt, welche nun anhand einer Simulationsstudie evaluiert werden sollen. Darüber hinaus soll überprüft werden, ob der Terrain-Ansatz des Kalman-Filters, aufgrund des vereinfachten Problems, gegenüber dem AGL-Ansatz einen Vorteil bieten kann.

4.6.1. Benchmarkszenario

Für die Simulationsstudie wird ein Benchmarkszenario beziehungsweise Variationen davon verwendet, um die unterschiedlichen Filter miteinander zu vergleichen. Die

Szenarios orientieren sich an möglichen realen Bedingungen unter Verwendung des skalierten Systems zu Demonstrationszwecken. Bei dem Benchmarkszenario handelt es sich um einen Landeanflug inklusive Landung, was den zentralen und kritischsten Flugphasen entspricht, bei denen das SV-basierte Landesystem zum Einsatz kommen soll. Die wahren Zustandsdaten des wiedergegebenen Szenarios werden mit Sensorfehlern beaufschlagt. Weitergehend werden Phänomene und Umstände betrachtet, die beim Einsatz auftreten können. Ein vergleichbares Vorgehen wird in [34] bei der Evaluation eines auf einem Kalman-Filter basierenden Höhenmessers angewendet. Die Szenarios sind in Abbildung 4.10 dargestellt.

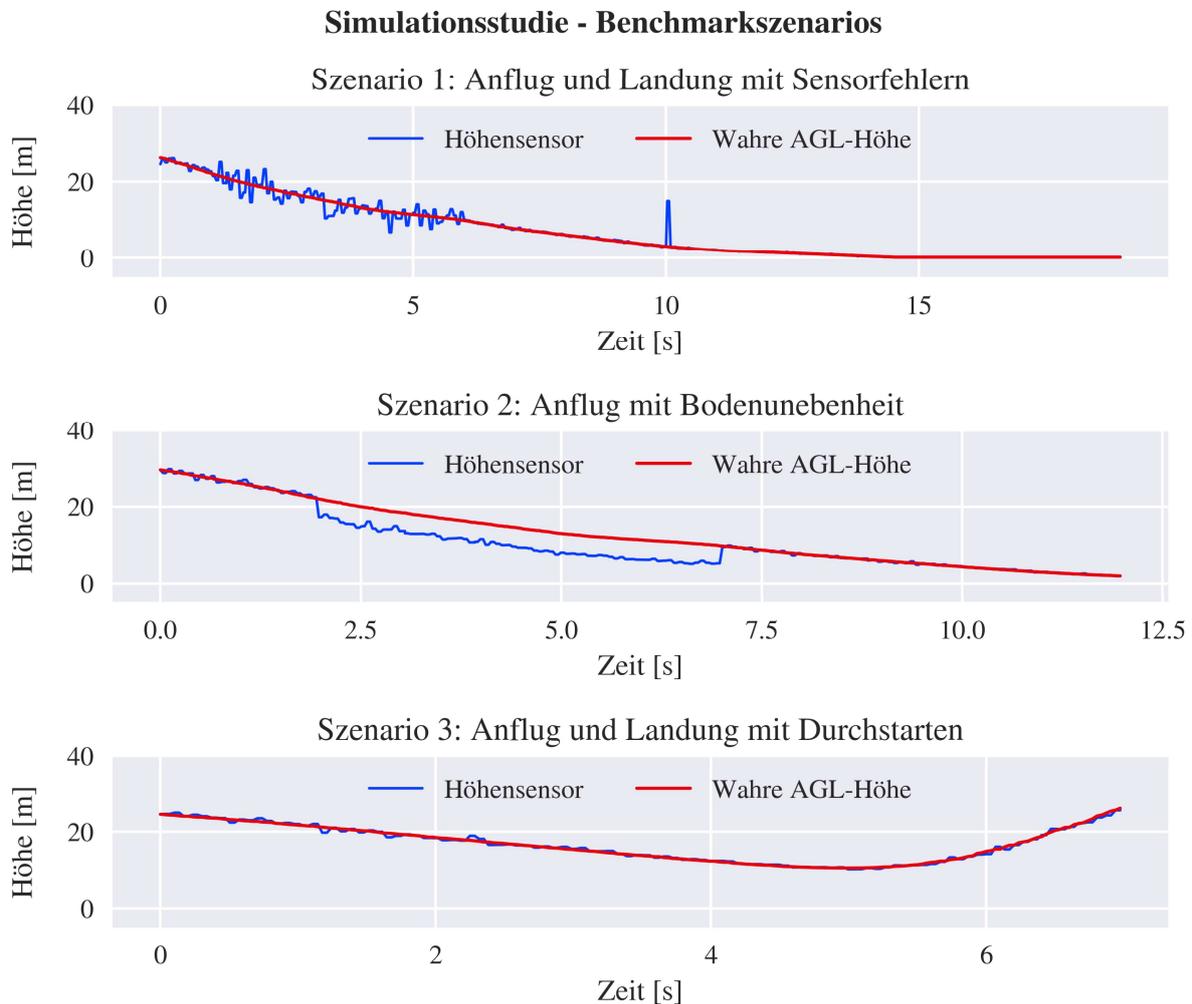


Abbildung 4.10.: Szenarios der Simulationsstudie

Die Messwerte des simulierten Höhensensors sind jeweils in blau und die simulierte wahre Höhe über Grund ist jeweils in rot dargestellt. Das erste Szenario ist ein standardmäßiger Anflug. Die Messwerte des Höhensensors werden mit einem Rauschen beaufschlagt, welches in größeren Höhen teilweise stärker ausfällt. Dieses Phänomen wurde in Flugversuchsdaten beobachtet, wie in Abschnitt 4.1 dargestellt. Weitergehend werden die wahren Sensordaten in geringer Höhe mit einem Ausreißer beaufschlagt. Vereinzelt Ausreißer können in den Sensordaten eines einfachen Höhensensors auftreten, wie in Abschnitt 4.1 aufgezeigt. Ein weiteres denkbare Phänomen, wie sich in [9] gezeigt hat, ist der Anflug über ein Hindernis, beispielsweise ein Waldrand oder Gebäude hinweg. Hierbei kann es zu einem Sprung in den Messungen des Höhensensors kommen, was im zweiten Szenario untersucht werden soll. Gerade bei Sprüngen in den Messwerten sollte es nicht zu einem Überschwingen, oder generell zu einem schwingenden Verhalten des verwendeten Filters kommen. Das dritte und letzte Szenario stellt einen Landeabbruch mit Durchstarten dar. Ein Landeabbruch ist immer im Rahmen des möglichen und entspricht einem hochdynamischen Manöver in Bodennähe. Hiermit soll untersucht werden, ob die Filtermethoden die geforderte Dynamik des Luftfahrzeugs abbilden können.

4.6.2. Durchführung der Simulationsstudie

In der Abbildung 4.11 ist dargestellt, wie während der Simulationsstudie die Messwerte als Input für die Filtermethoden erzeugt werden.

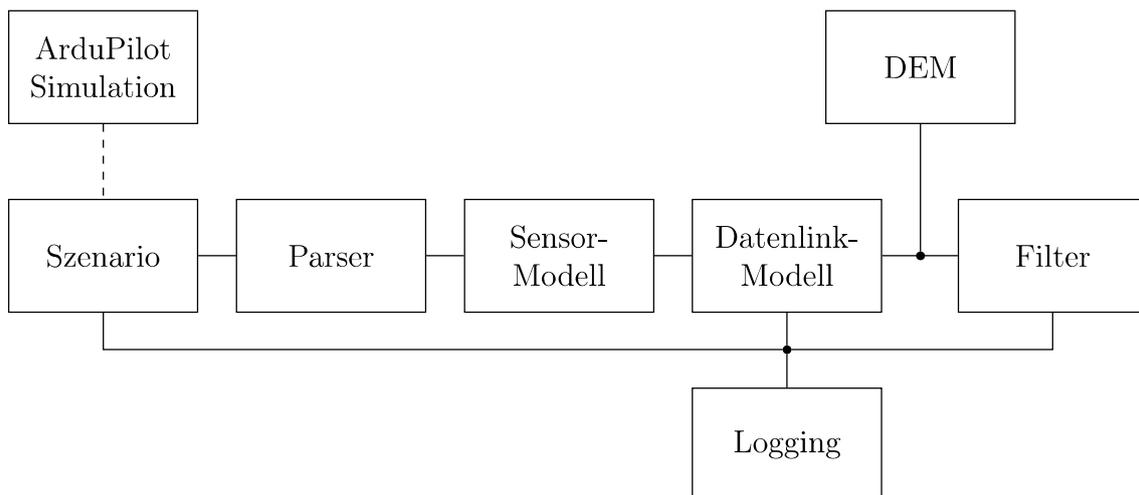


Abbildung 4.11.: Architektur Simulationsstudie

Ausgangspunkt der Benchmarkszenarios ist die Software-In-The-Loop-Simulation von ArduPilot. Bei dem UAS-Modell handelt es sich um ein einfaches Modell eines unbemannten Flächenflugzeugs, dessen Dynamik dem skalierten Systems ähnlich ist. Im Vorfeld der Simulationsstudie werden die Szenarios einmalig manuell erfolgen und relevante Zustandsdaten in einer Logging-Datei gespeichert. Hierbei handelt es sich um die wahre Position, Höhe über Grund und die wahre Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs. Die wahren Zustandsdaten sind mit einer Rate von etwa 50 Hz in einer Logging-Datei gespeichert. Mit Hilfe eines Parsers werden besagte Daten eingelesen und in Realzeit zur Verfügung gestellt. In einem Sensormodell werden die entsprechenden Sensormesswerte aus den wahren Zustandsdaten erzeugt. Die Messwerte des Höhensensors basieren auf der wahren Höhe über Grund. Die Reichweite des simulierten Höhensensors ist auf 40 m beschränkt, entsprechend der Reichweite des optischen Höhensensors des skalierten Systems. Auch in größeren Höhen liefert der Sensor eine Höhe von 40 m. Zusätzlich werden die Messwerte des Höhensensors unterhalb von 40 m mit einem Rauschen beaufschlagt, um die Messunsicherheit zu berücksichtigen. Die Genauigkeit des Höhensensors TF02-Pro des skalierten Systems ist mit 1 % angegeben. Im Rahmen einer konservativen Vorgehensweise wird dieser Wert verdoppelt. Demzufolge entspricht die Standardabweichung des Messrauschens 2 % der aktuellen Höhe plus 5 cm um kleinere Unebenheiten des Bodens abzubilden. Neben den Messwerten des Höhensensors wird weitergehend die wahre vertikale Geschwindigkeit mit einem Rauschen mit einer Standardabweichung von 0,2 m/s beaufschlagt. Der Hintergrund hierfür liegt darin, dass die in der Realität durch GNSS bestimmte vertikale Geschwindigkeit eher ungenau ist, wie Erfahrungen zeigen. Weitergehend werden im Sensormodell für das jeweilige Szenario die zusätzlichen Sensorfehler beaufschlagt. Hierbei handelt es sich um das verstärkte Rauschen, den Ausreißer und einen fünf Meter großer Offset zur Simulation einer Unebenheit im Gelände. Das Datenlink-Modell simuliert den Übertragungsweg und gibt die übertragenen Zustandsgrößen mit einer definierten Datenrate aus. Zunächst wird angenommen, dass der Übertragungsweg keine Latenz beinhaltet. Die AMSL-Höhe wird neben den Messwerten des Höhensensors als weitere Informationsquelle der AGL-Höhe verwendet. Dementsprechend wird diese im nächsten Schritt mit Hilfe eines DEMs in eine Höhe über Grund umgerechnet. Die simulierten empfangenen Sensor- beziehungsweise Zustandsdaten sind Input des jeweiligen Filters. Das Filter-Update erfolgt jeweils mit der entsprechenden Datenrate des Datenlink-Modells. Hierbei handelt es sich entsprechend des skalierten Demonstrationsszenarios um 15 Hz. Die Abfrage der Filter erfolgt mit

30 Hz, sodass eine Interpolation durch die Filter notwendig ist.

Bei den zu untersuchenden Filtern handelt es sich um die in Abschnitt 4.5 entwickelten Filter AGL-LSQ, AGL-AB, AGL-KF und Terrain-KF. Die verwendeten Filterparameter finden sich in Anhang A.2. Als Referenz wird zusätzlich untersucht, wie es sich verhalten würde, wenn die Messwerte ohne zusätzlichen Filter direkt verwendet werden würden. Dieser Fall wird im Folgenden als Feedthrough (FT)-Sensor bezeichnet. Da die aufaddierten Messfehler einen zufälligen Charakter aufweisen, durchläuft jeder Filter alle Szenarien 100 Mal. Für die Auswertung im Anschluss wird der Mean Absolute Error (MAE) und der Mean Square Error (MSE) der bestimmten AGL-Höhe gegenüber der wahren AGL-Höhe bestimmt. Die Mittelung erfolgt in beiden Fällen zunächst über den jeweiligen Durchgang und im Anschluss über alle Durchgänge hinweg pro Szenario und Filter.

4.6.3. Ergebnisse der Simulationsstudie

Das erste Szenario umfasst einen Anflug inklusive Landung entsprechend Abbildung 4.10. Die absoluten Fehler der einzelnen Durchgänge bei der Bestimmung der AGL-Höhe sind für jeden Filter in Abbildung 4.12 dargestellt. Die mittleren Fehler sind in Tabelle 4.1 aufgeführt. Wichtig zu beachten ist, dass die y-Achse der Grafik von FT-Sensor für die bessere Darstellung größer skaliert ist. Unter Berücksichtigung dessen zeigt sich, dass die größten Abweichungen gegenüber der wahren Höhe über Grund beim FT-Sensor auftreten. Die Sensorfehler wirken sich unmittelbar und in voller Höhe aus. Im Bereich des verstärkten Rauschens um 5 s zeigen sich beim FT-Sensor absolute Fehler bis etwa 5 m. Die übrigen Filter schaffen es das Rauschen deutlich zu reduzieren. Die maximalen Ausschläge liegen für AGL-LSQ und Terrain-KF etwas über 2 m und beim AGL-AB und AGL-KF leicht unter 2 m. Der Ausreißer bei etwa 11 s wird von den auf einen Kalman-Filter basierenden Filtern vollständig herausgefiltert. Dies ist möglich, da einzelne stark abweichende Messungen durch Residual-Tests abgefangen werden. Die stärkste Reaktion auf den Ausreißer neben der Referenz zeigt sich in 4.12 (c). Es kommt zu einem deutlichen Peak von über 2 m und zu einem leichten, abklingenden Schwingen beim AGL-LSQ. Auch AGL-AB zeigt einen etwas geringeren Peak, welcher ohne Schwingen abklingt. Im Hinblick auf die mittleren Fehler zeichnet sich für das erste Szenario die beste Performanz beim AGL-KF ab. Der MAE liegt hier bei 0,17 m und der MSE liegt bei 0,11 m². Die Tatsache, dass der MSE geringer ausfällt als der MAE zeigt, dass vor allem

kleine Abweichungen vorliegen. Die mittleren Fehler des Terrain-KF liegen leicht darüber. Es folgt der AGL-AB und dann der AGL-LSQ. Hier liegt der MAE bei 0,29m und der MSE bei $0,31\text{ m}^2$. Entsprechend liegen im Fall von AGL-LSQ vermehrt einzelne größere Abweichungen vor als im Vergleich zu den anderen Filtern. Die Referenz FT-Sensor weist wie erwartet die größten mittleren Fehler auf. Gerade der MSE liegt mit $1,37\text{ m}^2$ deutlich über den übrigen Filtern.

Simulationsstudie - Szenario 1: Anflug und Landung mit Sensorfehlern

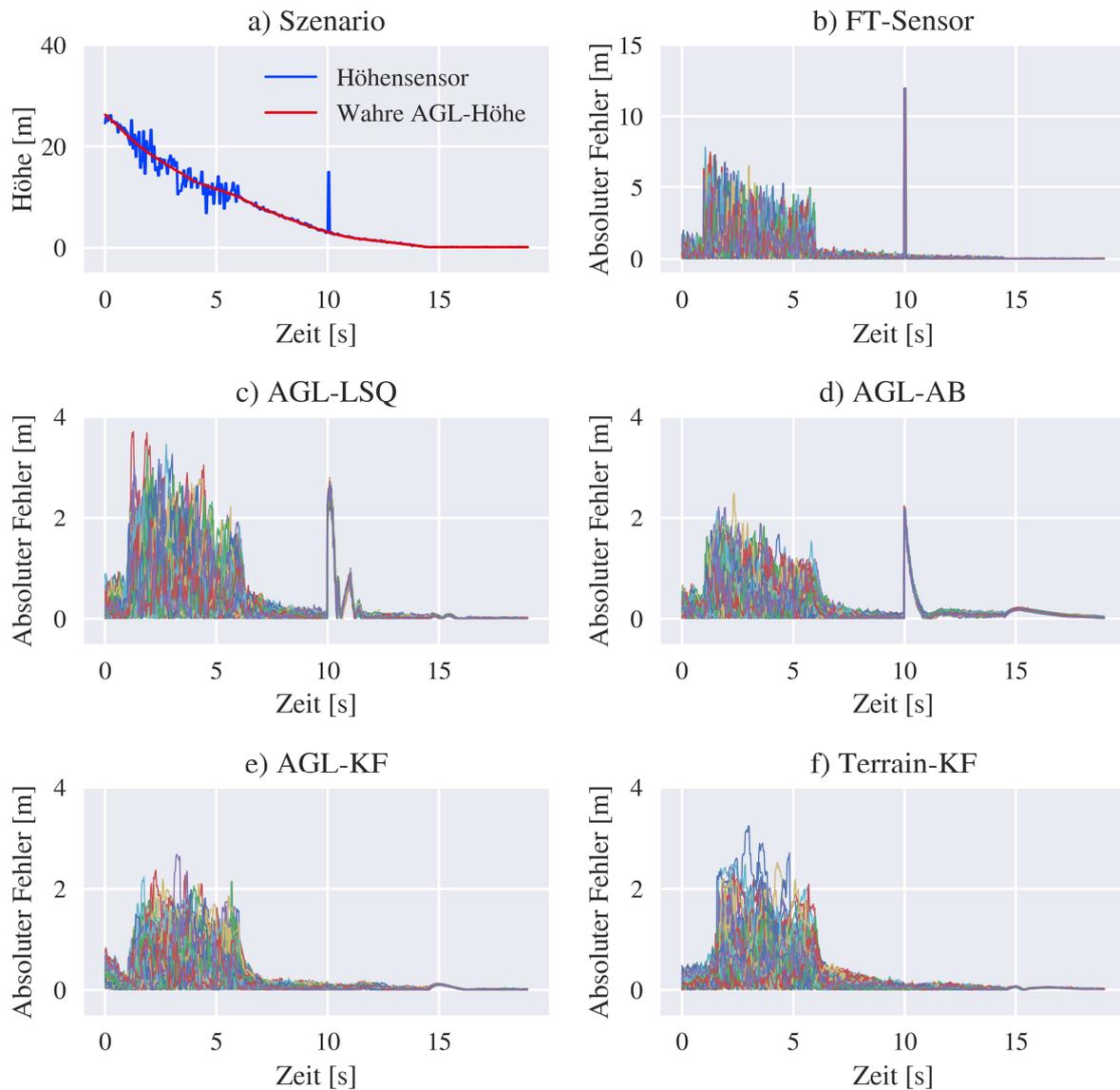


Abbildung 4.12.: Simulationsstudie - Anflug und Ladung mit Sensorfehlern

Tabelle 4.1.: Ergebnisse der Simulationsstudie - Anflug und Landung mit Sensorfehlern

Filter	MAE	MSE
FT-Sensor	0,48	1,37
AGL-LSQ	0,29	0,31
AGL-AB	0,22	0,14
AGL-KF	0,17	0,11
Terrain-KF	0,20	0,15

Das zweite Szenario betrachtet den Überflug eines Hindernisses, beispielsweise eines Gebäudes entsprechend Abbildung 4.10. Hierbei kommt es zu einem Sprung in der vom Höhengsensor gelieferten Abstandsmessung. Der Filter zur Bestimmung der Höhe über Grund sollte auf einen entsprechenden Sprung angemessen Reagieren. Zwangsweise kommt es hierbei zu einem Fehler bei der Bestimmung der Höhe über Grund, da der Filter nicht die Distanz zum Boden, sondern zu einem anderen Hindernis misst. Im Optimalfall folgt der Filter der neuen Gegebenheit schnell, ohne überzuschwingen. Die absoluten Fehler der einzelnen Durchgänge bei der Bestimmung der AGL-Höhe sind für jeden Filter in Abbildung 4.13 dargestellt. Das zwischen 2 und 7 s simulierte Gebäude zeigt sich in allen Plots mit einem Fehler von etwa 5 m. Im Fall des Filters FT-Sensor wird den auftretenden Sprüngen instantan gefolgt. Damit einher geht allerdings ein deutlich sichtbares Rauschen. Bei AGL-LSQ kommt es in Folge der Transienten zu einem leichten Überschwingen. Der Plot d in Abbildung 4.13 zeigt leicht geglättete Übergänge beim Überflug des simulierten Gebäudes für AGL-AB. Das hat allerdings zur Folge, dass der Einflussbereich des Hindernisses nach hinten raus um etwa eine Sekunde verschoben ist. Das Verhalten von AGL-KF zeigt ein schnelles Folgen der Sprünge in den Messwerten des Höhengsensors ohne Überschwingen. Der Terrain-KF dagegen weist ein deutliches Überschwingen zum Ende des simulierten Gebäudes hin auf. Für das zweite Szenario sind die mittleren Fehler aufgrund des systematischen Fehlers des Gebäudeüberflugs vergleichsweise alle hoch, wodurch die Vergleichbarkeit eingeschränkt ist. Der Vollständigkeit halber befinden sich die mittleren Fehler des zweiten Szenarios in Anhang A.3.

Simulationsstudie - Szenario 2: Anflug mit Bodenunebenheit

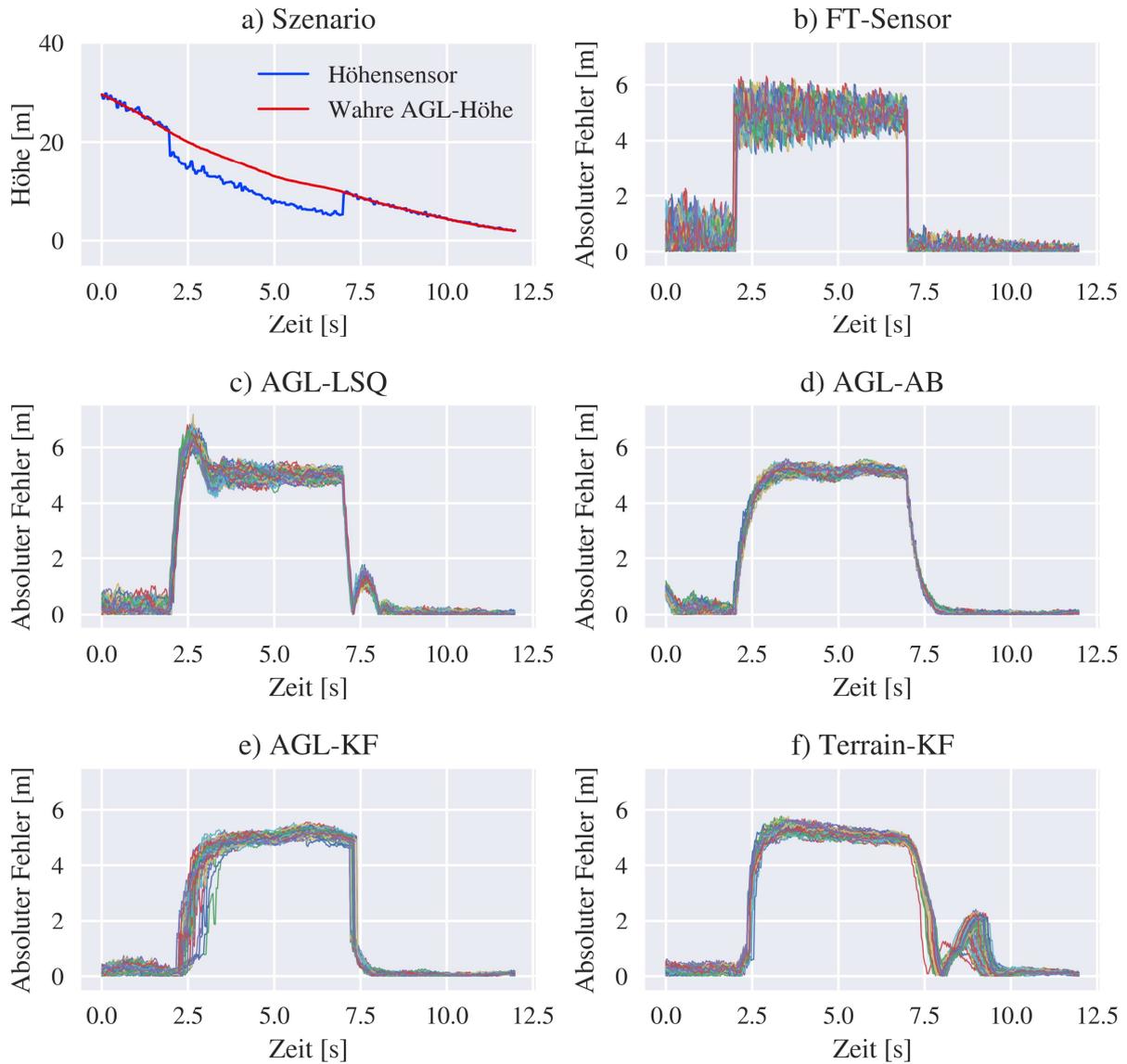


Abbildung 4.13.: Simulationsstudie - Anflug mit Bodenunebenheit

Das letzte Szenario nach Abbildung 4.10 entspricht einem Landeanflug mit Durchstarten, was ein stark nichtlineares Manöver darstellt. Die Fähigkeit, einem entsprechenden nichtlinearen Verhalten zu folgen, zeigt sich in dem absoluten Fehler gegenüber der wahren Höhe über Grund, wie er in Abbildung 4.14 für jeden Durchgang und Filter dargestellt ist. Die sich hierbei ergebenden mittleren Fehler sind in Tabelle 4.2 aufgeführt.

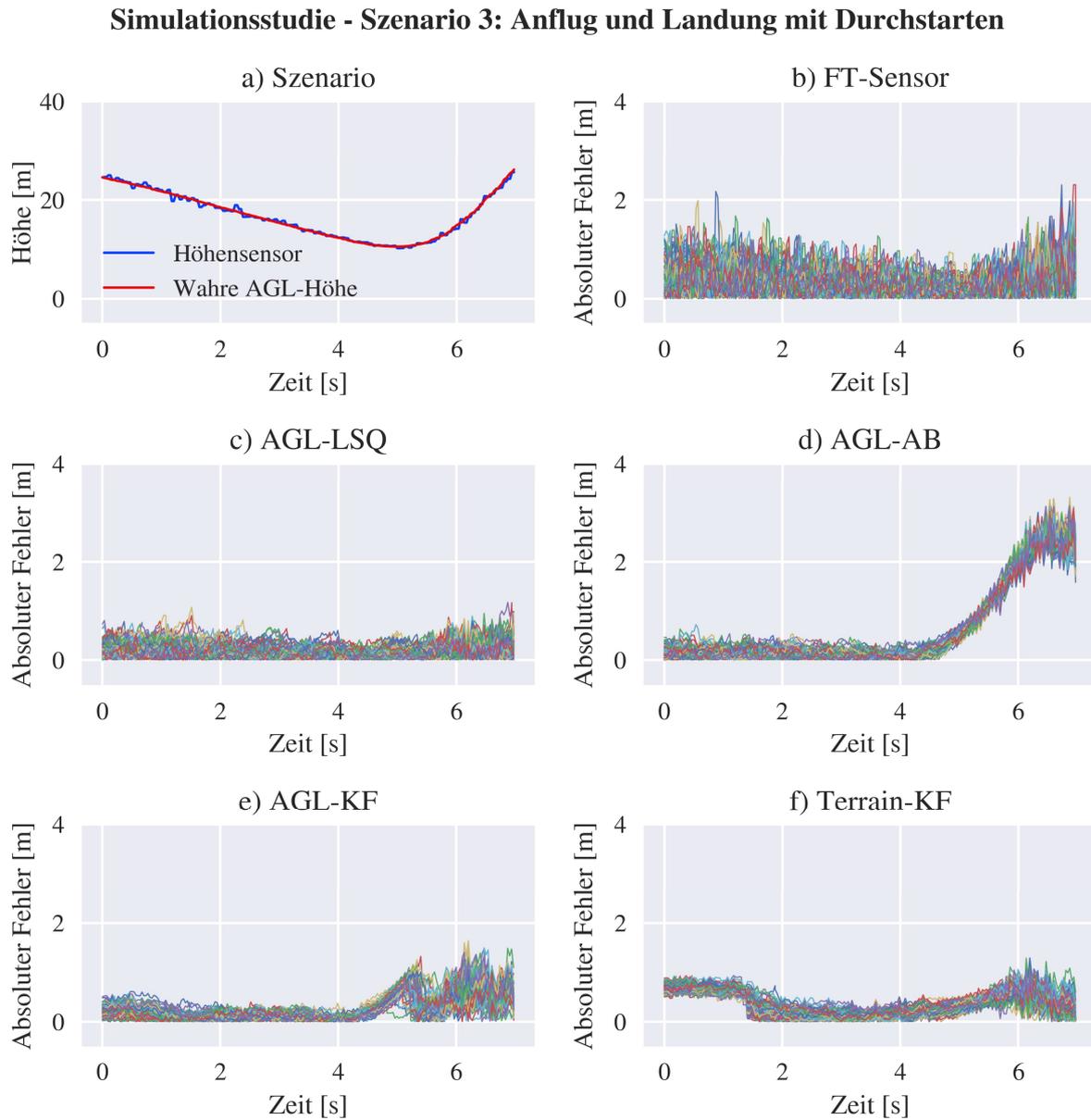


Abbildung 4.14.: Simulationsstudie - Anflug mit Durchstarten

Wenn die Messwerte wie beim FT-Sensor direkt verwendet werden, entsteht keine Verzögerung. Allerdings ist das Rauschen entsprechend groß. Ein gutes Folgeverhalten weist auch AGL-LSQ auf. Weitergehend wird das vorhandene Rauschen etwas reduziert. Größere Probleme der Dynamik zu folgen, zeichnen sich beim AGL-AB ab. Vom Beginn des Manövers an bei etwa 5,5s steigt der absolute Fehler an auf etwa 2m. Auch beim AGL-KF zeichnet sich zu Beginn des Manövers ab, dass der absolute Fehler ähnlich mit

fortschreitendem Manöver ansteigt. Durch das adaptive Verhalten des Kalman-Filters, ist dieser allerdings in der Lage, die ansteigenden Residuen zu erkennen und entsprechend gegenzusteuern. Auch der Terrain-KF hat bis auf leichte Abweichungen kaum Probleme dem dynamischen Manöver zu folgen. Allerdings zeigt Diagramm 4.14 (f) in den ersten Sekunden eine Abweichung von etwa 0,5 m an. Es wird vermutet, dass der Filter in größeren Höhen etwas ungenau ist. Die mittleren Fehler in Tabelle 4.2 zeichnen ein ähnliches Bild wie die oben genannten Plots ab. Die beste Performanz erzielt der AGL-LSQ mit einem MAE von 0,18 m und einem MSE von $0,05 \text{ m}^2$. Ähnlich gute Ergebnisse liefert der Filter AGL-KF. Eine leicht schlechtere Performanz als die Referenz (MAE: 0,33 m, MSE: $0,18 \text{ m}^2$) liefert der Terrain-KF, vermutlich allerdings aufgrund der anfänglichen Abweichung. Die Performanz des AGL-AB liegt nochmal deutlich darunter mit einem MAE von 0,61 m und einem MSE von $1,06 \text{ m}^2$.

Tabelle 4.2.: Ergebnisse der Simulationsstudie - Anflug mit Durchstarten

Filter	MAE	MSE
FT-Sensor	0,33	0,18
AGL-LSQ	0,18	0,05
AGL-AB	0,61	1,06
AGL-KF	0,27	0,14
Terrain-KF	0,36	0,19

In einem weiteren Versuch wird der Einfluss der Latenz und der Datenrate auf die Performanz der einzelnen Filter untersucht. Das zu Grunde liegende Szenario entspricht hierbei dem ersten Szenario aus Abbildung 4.10, allerdings ohne verstärktes Rauschen und Ausreißer. Es handelt sich also um einen standardmäßigen Anflug über flaches Gelände mit geringer Vegetation. Zunächst wird der Einfluss der Latenz untersucht, indem diese von 0 ms, über 250 ms auf 500 ms erhöht wird. Die Datenrate ist hierbei konstant und liegt bei 15 Hz. Es wird angenommen, dass die Latenz bekannt ist und entsprechend der Fähigkeiten der Filter eine Propagation vorgenommen wird. Der hierbei entstehende mittlere quadratische Fehler, gemittelt über 100 Durchläufe, ist in Abbildung 4.15 dargestellt. Der MSE auf der y-Achse ist aufgrund der besseren Darstellung logarithmisch skaliert. Anhand der Referenz FT-Sensor zeigt sich, dass der Fehler mit zunehmender Latenz ohne Kompensation deutlich ansteigt. Auch alle vier übrigen Filter zeigen einen zunehmenden MSE mit steigender Latenz. Der geringste Anstieg zeigt sich bei Terrain-KF mit $0,01 \text{ m}^2$ ohne Latenz und $0,03 \text{ m}^2$ bei 500 ms Latenz. Die drei verbleibenden Filter

AGL-LSQ, AGL-AB und AGL-KF schaffen es ähnlich gut, eine Latenz von 250 ms auszugleichen. Bei einer Latenz von 500 ms performen die letzteren beiden allerdings etwas besser. Der MSE liegt hier bei $0,14 \text{ m}^2$ und ist damit geringer im Vergleich zum AGL-LSQ mit $0,25 \text{ m}^2$.

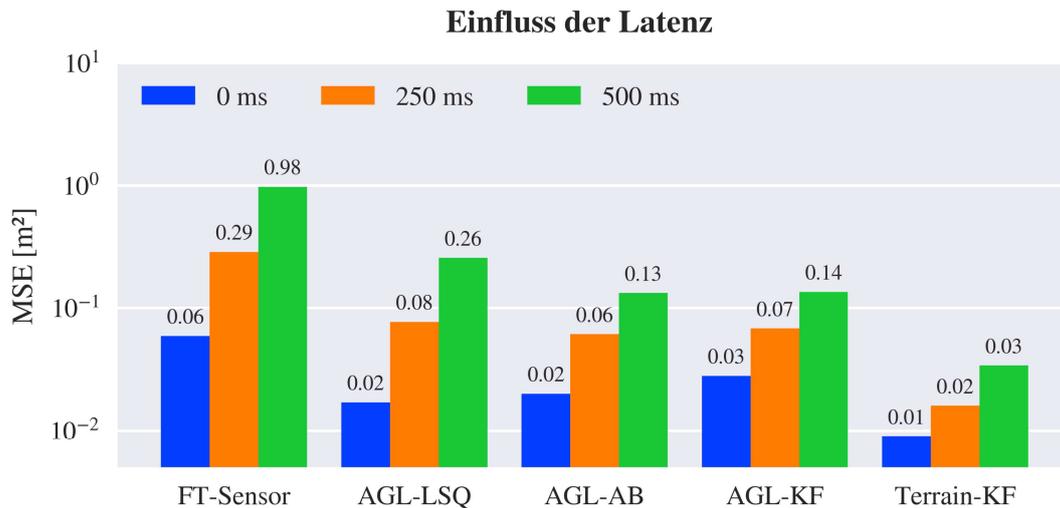


Abbildung 4.15.: Einfluss der Latenz auf die Filterperformanz

In gleicher Weise folgt eine Untersuchung hinsichtlich des Einflusses der Datenrate auf die Performanz der Filter. Es werden Datenraten von 15 Hz, 10 Hz und 5 Hz untersucht, wobei keine Latenz berücksichtigt wird. Der hierbei entstehende mittlere quadratische Fehler, gemittelt über 100 Durchläufe, ist in Abbildung 4.16 dargestellt. Der MSE auf der y-Achse ist auch hier aufgrund der besseren Darstellung logarithmisch skaliert. Eine geringere Datenrate hat auf den mittleren quadratischen Fehler der Referenz FT-Sensor kaum einen Einfluss. Das ergibt Sinn, da die stochastischen Fehler in Form von Messrauschen unabhängig von der Datenrate sind. Bei AGL-AB hingegen zeigt sich ein starker Einfluss der Datenrate. Mit geringerer Datenrate steigt der MSE von $0,02 \text{ m}^2$ auf $1,15 \text{ m}^2$ um mehrere Größenordnungen. Das ist ein Anzeichen dafür, dass der AGL-AB bei einer geringeren Datenrate nicht mehr in der Lage dazu ist, dem Verhalten des Luftfahrzeugs zu folgen. Die verbleibenden drei Filter AGL-LSQ, AGL-KF und Terrain-KF zeigen lediglich einen geringen Einfluss der Datenrate.

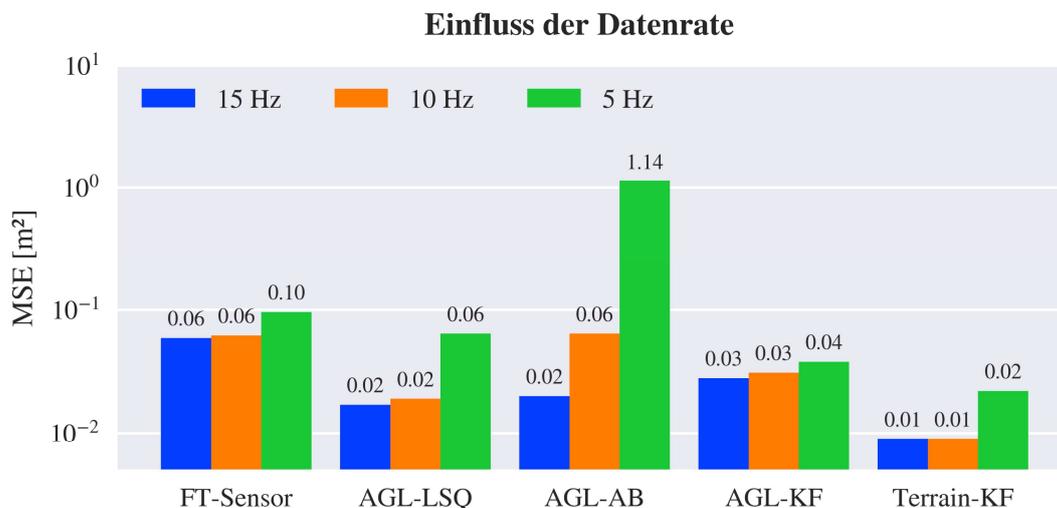


Abbildung 4.16.: Einfluss der Datenrate auf die Filterperformanz

4.6.4. Auswahl geeigneter Filter

Auf Basis der Ergebnisse der Simulationsstudie des vorangegangenen Abschnitts wird im Folgenden eine Auswahl getroffen der Filter, die sich für ein Synthetic-Vision-basiertes Landesystem für unbemannte Luftfahrzeuge eignen und damit Gegenstand der nachfolgenden PITL-Studie werden. Für den Anflug mit Sensorfehlern entsprechend dem ersten Szenario ergeben sich ähnliche Ergebnisse für die vier untersuchten Filter. Einzelne Ausreißer werden allerdings, sofern sie vorkommen, am Besten mittels Residual-Tests herausgefiltert. Das zeigt sich anhand der Verläufe für AGL-KF und Terrain-KF in Abbildung 4.12. Der bayessche Ansatz der Kalman-Filter ermöglicht eine effektive Implementierung von Residual-Tests. Die Reaktion der Filter auf abrupte Unebenheiten im Terrain, beispielsweise beim Überflug über Gebäude fällt entsprechend Abbildung 4.13 leicht unterschiedlich aus. Beim AGL-LSQ kommt es zu leichten Schwingungen in Folge der Transienten. Die Übergänge von AGL-AB und Terrain-KF sind etwas mehr geglättet. Der AGL-KF ist in der Lage, relativ abrupte Sprünge abzubilden, ohne ins Schwingen zu geraten. Die Fähigkeit der Abbildung dynamischer Manövern des Luftfahrzeugs zeigt sich anhand der Resultate für Szenario 3 in Abbildung 4.14. Gute Resultate zeigen sich für AGL-LSQ, AGL-KF und Terrain-KF. Lediglich AGL-AB ist nicht in der Lage, der Dynamik des Manövers zu folgen. Alle Filter sind in der Lage, Latenzen im Bereich bis 250 ms weitestgehend zu kompensieren, wobei Terrain-KF auch sehr gute Ergebnisse für 500 ms Latenz liefert. Im Hinblick auf den mittleren quadratischen Fehler weist AGL-LSQ

die deutlichste Abweichung bei einer Latenz von 500 ms auf. Alle Filter bis auf AGL-AB sind in der Lage, auch bei geringeren Datenraten von 10 Hz oder 5 Hz ausreichend gute Höhenschätzungen zu liefern.

Zusammenfassend liefert Terrain-KF die besten Ergebnisse. Hierbei sollte allerdings berücksichtigt werden, dass für besagten Filter die Voraussetzung für gute Ergebnisse bei der Bestimmung der AGL-Höhe eine akkurate und präzise AMSL-Höhe ist. Deren Bestimmung war nicht Teil der Simulationsstudie, sondern wurde vorausgesetzt und als korrekt angenommen. Weitere Untersuchungen müssen zeigen, ob die auf einer Sensorfusion basierte AMSL-Höhe beispielsweise in COTS Autopiloten ausreichend genau ist, um vergleichbare Ergebnisse bei der Bestimmung der AGL-Höhe zu erreichen. Aus diesem Grund wird weitergehend der AGL-KF für eine weitere Untersuchung im Rahmen der PITL-Studie ausgewählt. Beim AGL-AB hat sich gezeigt, dass der Filter nicht dazu in der Lage ist, dynamischen Manövern ausreichend schnell zu folgen. Auch AGL-LSQ wird als ungeeignet eingeschätzt, da der Filter vereinzelt in Folge von abrupten Sprüngen zum Überschwingen und anschließendem Ausschwingen neigt.

5. Evaluation des SV-basierten Landesystems

Die Bestimmung der Höhe über Grund ist notwendig für die korrekte Darstellung des Flugzustandes in Bodennähe, beispielsweise beim Landeanflug. Die vorangegangene Simulationsstudie hat gezeigt, dass unterschiedliche Ansätze und Methoden hier unterschiedlich auf bestimmte Phänomene wie Rauschen, Messfehler oder Sprünge aufgrund äußerer Einflüsse reagieren. Weitergehend gibt es unterschiedliche Möglichkeiten ebendiese AGL-Höhe in eine synthetische Sicht einfließen zu lassen. Nachdem die Filter zur Bestimmung der Höhe über Grund in einer Simulationsstudie evaluiert wurden, soll nun das Konzept des SV-basierten Landesystems, unter Verwendung kommerzieller Visualisierungssoftware, untersucht werden. Hierbei soll primär der Einfluss unterschiedlicher Methoden bei der Bestimmung der AGL-Höhe auf das subjektive Empfinden, das Verhalten und die Performanz der Piloten in einer Simulationsstudie untersucht werden.

5.1. First-Person-View Ground-Control-Station

Die FPV-GCS aus [2], dargestellt in Abbildung 5.1, wurde unter anderem für den Betrieb des ALAADy-Demonstrators entwickelt und ist Teil des zukünftigen Fernführungskonzeptes von unbemannten Experimentalsystemen der Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge im DLR. Die FPV-GCS wird während der PITL-Studie verwendet, um ein möglichst realistisches Szenario einer Fernführung zu kreieren. Die Eingabe des Piloten erfolgt primär durch einen Joystick, einen Schubhebel und Ruderpedale. Der Joystick befindet sich auf der rechten Seite. Der Schubhebel befindet sich auf der linken Seite. Darüber hinaus gibt es weitere Eingabemöglichkeiten, beispielsweise zum Trimmen, ein- und ausschalten des Autopiloten, Terminierung, Starten des UAS oder für die Übernahme der Kontrolle vom VLOS-Piloten, die für die PITL-Studie nicht zum Einsatz kommen.



Abbildung 5.1.: First-Person-View Ground-Control-Station

Die FPV-Videosicht wird im Normalfall auf einem 55 Zoll großen Display angezeigt. Neben der realen Ansicht zeigt ein zusätzliches Display (links) eine synthetische Sicht, welche durch Sensordaten gespeist wird. Auf dem mittleren Display wird das Primary Flight Display mit den wichtigsten Informationen über den Zustand des Luftfahrzeugs, wie Geschwindigkeit, Motordrehzahl, Lage oder Höhe angezeigt. Rechts daneben zeigt das Secondary Flight Display zusätzliche Informationen, wie die 2D-Position des UAS oder die aktuellen Eingabepositionen des Joysticks, Schubhebels und der Pedale an.

5.2. Studiendesign der PITL-Studie

Die grundlegende Architektur der PITL-Studie ist in Abbildung 5.2 dargestellt. Anders als bei der Simulationsstudie werden die Inputs des jeweiligen Filters jetzt mit Daten aus der ArduPilot Simulation gespeist. Die Position und Lage des Luftfahrzeugs werden hierbei mit einer Rate von 30 Hz durchgeschleift. Es wird erwartet, besagte Daten in Zukunft durch eine modellbasierte Simulation nach [31] bereitgestellt werden. Die Messungen des Höhensensors liegen entsprechend des skalierten Systems zur Demonstration mit einer Datenrate von 15 Hz vor. Die Simulation erhält die vom Piloten getätigten Eingaben der FPV-GCS. Der Pilot wiederum agiert auf Basis des SV-basierten Landesystems. Es wird keine Latenz betrachtet. Die Simulationsstudie in Abschnitt 4.6 hat gezeigt, dass

die verwendeten Filter grundlegend dazu in der Lage sind Latenzen zu kompensieren. Darüber hinaus ist aktuell nicht bekannt wie groß die Latenz des skalierten Systems ist.

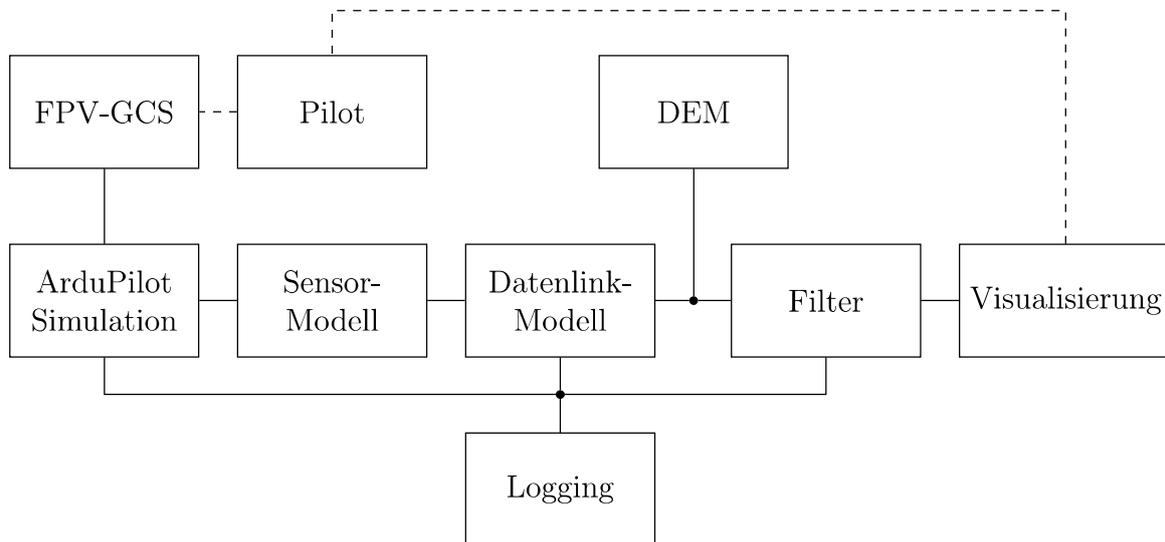


Abbildung 5.2.: Architektur PITL-Studie

5.2.1. Szenario der PITL-Studie

Bei dem Szenario der Pilotenstudie entsprechend Abbildung 5.3 handelt es sich um eine erweiterte Platzrunde am Flughafen Magdeburg-Cochstedt in Sachsen-Anhalt. Während des gesamten Fluges haben die Piloten neben der synthetischen Sicht nur ein Minimum an Informationen zur Verfügung. Für die PITL-Studie wird die synthetische Sicht auf dem großen Display der FPV-GCS angezeigt. Zusätzlich zeigt das mittlere der unteren drei Displays in einer zenithalen Draufsicht die 2D-Position des Luftfahrzeugs sowie das Szenario entsprechend Abbildung 5.3 an. Darüber hinaus werden die Airspeed in Kilometern pro Stunde und die Höhe über dem mittleren Meeresspiegel in Fuß angezeigt. Während der Platzrunde werden die Piloten dazu aufgefordert, abschnittsweise die Höhe über dem Grund zu halten und Anflüge durchzuführen. Die erweiterte Platzrunde umfasst markante Punkte, anhand derer das Verhalten der Piloten genauer untersucht werden soll.

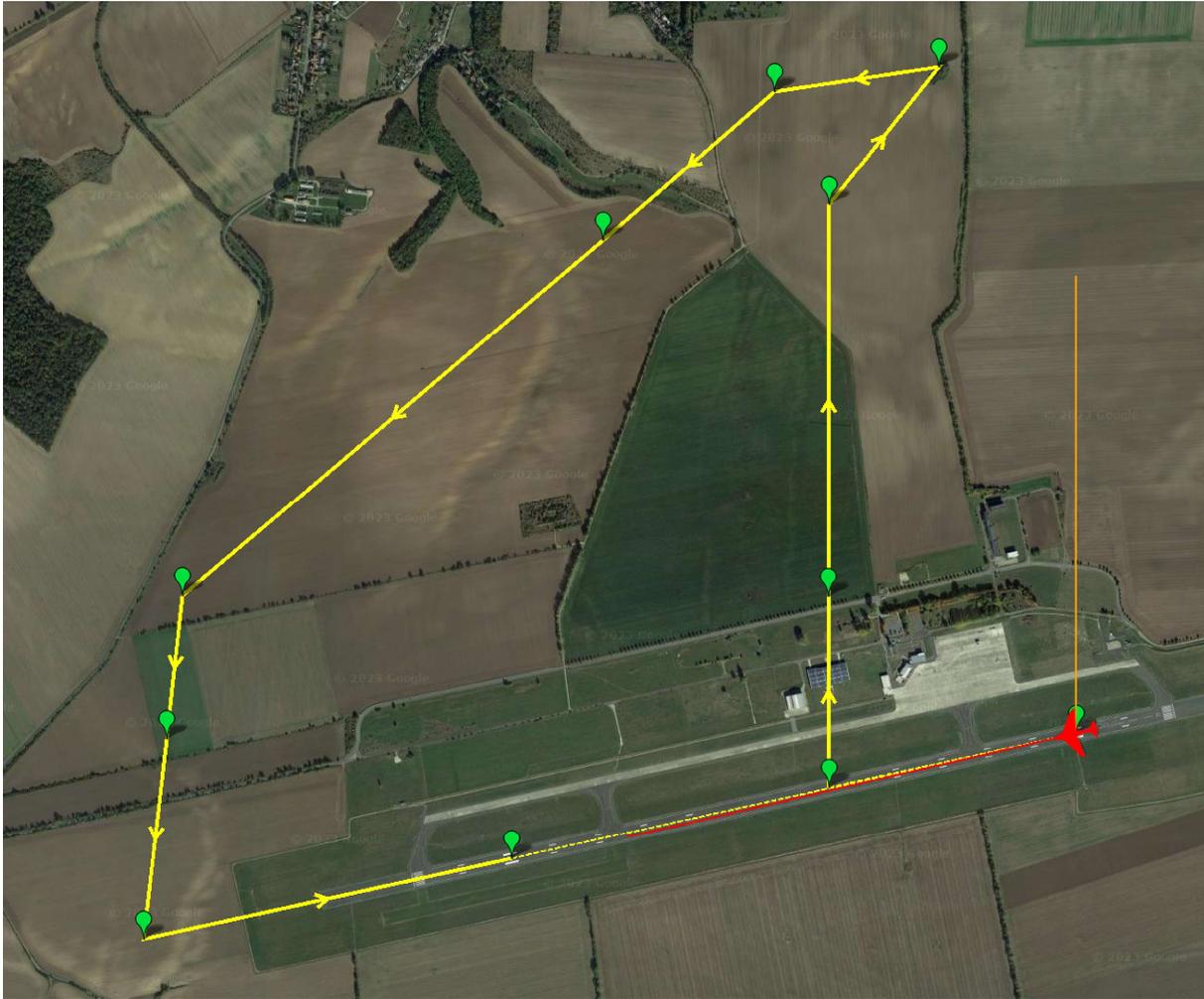


Abbildung 5.3.: Szenario der PITL-Studie

Das Szenario startet mit dem Überflug eines Gebäudes während eines Anflugs auf das Feld. Der Anflug schließt nicht mit einer Landung ab, sondern geht in einen Geländefolgeflug über. Besagter Geländefolgeflug findet über weitestgehend abschüssigem Gelände statt. Nach einem Steigflug, einer ausgedehnten Linkskurve und einem erneuten Anflug auf das Feld folgt ein zweiter Geländefolgeflug. Die Aufgabe während beider Geländefolgeflügen besteht darin, die aktuelle Höhe über Grund möglichst konstant zu halten. Die Piloten sind hierbei auf die optischen Reize aus der synthetischen Sicht angewiesen. Nach einem weiteren Steigflug und einer erneuten Linkskurve folgt der finale Anflug. Die Aufgabe hier besteht in einer möglichst präzisen Landung und in einem Aufsetzen mit möglichst geringer Sinkgeschwindigkeit.

5.2.2. Bewertungskriterien der PITL-Studie

Die Bewertung des Synthetic-Vision-basierten Landesystems für unbemannte Luftfahrzeuge soll sowohl auf der Basis von subjektiven Bewertungen durch die Piloten, als auch auf Basis von objektiven Bewertungskriterien erfolgen. Die subjektiven Bewertungskriterien werden mittels Fragebogen im Nachgang eines Durchgangs abgefragt. Die Fragebögen inklusive der Kriterien sind in englisch formuliert, da sowohl deutschsprachige, als auch englischsprachige Probanden teilnehmen sollen. Die subjektiven Bewertungskriterien umfassen die Einschätzung des Workloads mittels Air Force Flight Technical Center (AFFTC)-Workload-Skala [35] (Tabelle 5.1) und weiterer Kriterien (Tabelle 5.2). Die Workload-Skala und vergleichbare weitere Kriterien wurden auch zur Bewertung von SVS in [22] genutzt.

Tabelle 5.1.: AFFTC Workload-Skala [35]

Skala	Workload	Einschätzung
1	Nothing to do;	No System Demands
2	Light Activity;	Minimum Demands
3	Moderate Activity – Easy Managed;	Considerable Spare Time
4	Busy – Challenging but Manageable;	Adequate Time Available
5	Very Busy – Demanding to Manage;	Adequate Time Available
6	Extremely Busy – Very Difficult;	Non-Essential Tasks Postponed
7	Overloaded – System Unmanageable;	Essential Tasks Undone; Unsafe

Weitergehend wird die Performanz der Piloten anhand von objektiven Bewertungskriterien gemessen. Während des Geländeflugs wird untersucht, inwieweit die Piloten dazu in der Lage sind, eine Höhe über Grund zu halten. Dafür wird im Bereich des Geländeflugs die durchschnittliche AGL-Höhe und die mittlere quadratische Abweichung davon bestimmt. Besagtes Verfahren wird sowohl für die wahre Höhe über Grund, als auch für die visualisierte Höhe über Grund durchgeführt. Darüber hinaus soll das Pilotenverhalten untersucht werden.

Tabelle 5.2.: Weitere subjektive Bewertungskriterien

Kriterium	Skala
Overall handling qualities	1: not controllable : 10: great
Ability to observe the aircraft's state	1: almost impossible 2: difficult 3: okay 4: very well
Responsiveness to control inputs	1: very sluggish 2: sluggish 3: okay 4: very fast
Ability to determine the aircraft position with respect to the terrain (aus [22])	1: low : 7: high
Confidence in the synthetic-vision scene (terrain, obstacles, airport) (aus [22])	1: low : 7: high
My level of terrain following performance	1: low : 7: high
My level of touchdown performance	1: low : 7: high

Dies geschieht wie in [36] oder [37] anhand des sogenannten Duty Cycle und der Aggressiveness. Der Duty Cycle gemäß den Gleichungen 5.1 und 5.2 [36, 37] beschreibt den Zeitanteil in Prozent, in dem der Pilot den Stickinput tatsächlich verändert und damit seine Steueraufgabe ausführt. Hierbei entspricht t_i dem jeweiligen Zeitpunkt und δ_i dem aktuellen diskreten Eingabewert des Sticks zum jeweiligen Zeitschritt i . Die Schwelle wird hierbei so gewählt, dass die kleinstmögliche diskrete Änderung detektiert wird.

$$\text{Duty Cycle} = \frac{1}{t_n - t_2} \sum_{i=2}^n \Phi_i \quad (5.1)$$

$$\Phi_i = \begin{cases} 0, & \text{wenn } \left| \frac{\delta_i - \delta_{i-1}}{t_i - t_{i-1}} \right| < \text{Schwelle} \\ 1, & \text{ansonsten} \end{cases} \quad (5.2)$$

Die Aggressiveness nach Gleichung 5.3 [36, 37] stellt dar, in welcher Weise das Steuern des Luftfahrzeugs erfolgt. Eine hohe Aggressiveness zeigt starke Änderungen des Eingabewertes durch den Piloten an, während eine geringe Aggressiveness für im Mittel kleine Änderungen steht. Der Duty Cycle und die Aggressiveness werden ausschließlich für die Eingaben des Nick-Channels betrachtet.

$$\text{Aggressiveness} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=2}^n \left(\frac{\delta_i - \delta_{i-1}}{t_i - t_{i-1}} \right)^2} \quad (5.3)$$

Zum Abschluss eines Durchgangs wird die Performanz während der Landung anhand zweier Kriterien gemessen. Die Aufgabe der Piloten möglichst präzise und mit geringer Sinkgeschwindigkeit aufzusetzen kann einfach überprüft werden, indem die Sinkgeschwindigkeit beim Aufsetzen und die Abweichung zum Ziel-Aufsetzpunkt untersucht werden.

5.3. Durchführung

Die Piloten werden mit Anweisungen durch das Szenario geleitet. Der erste Anflug soll in einer Höhe von etwa 240 m über dem mittleren Meeresspiegel initiiert werden. Das Kommando für den Übergang in den ersten Geländefolgeflug erfolgt bei einer Höhe von etwa 10 m über dem Grund. Der zweite Anflug soll in einer Höhe von etwa 215 m AMSL initiiert werden. Das Kommando für den Übergang in den zweiten Geländefolgeflug erfolgt bei einer Höhe von etwa 20 m über Grund. Der finale Anflug soll aus einer Höhe von etwa 275 m über dem mittleren Meeresspiegel erfolgen.

Die Studie beginnt mit einer kurzen Einführung in das Szenario. Es wird erläutert, dass auf Basis einer synthetischen Sicht geflogen wird, die auf Telemetriedaten basiert. Weitergehend wird auf das Luftfahrzeug, die Airspeed und den Flight-Mode eingegangen, mit dem geflogen wird. Bei dem Luftfahrzeug handelt es sich um einen unbemannten

Flächenflieger mittlerer Größe. Die Airspeed sollte in einem Bereich von 60 bis 90 Kilometer pro Stunde gehalten werden. Bei dem Flight-Mode handelt es sich um den sogenannten Fly-by-wire-assisted Mode. Dieser ist ein Flight-Mode mit einfacher Handhabbarkeit, bei dem die Eingaben des Joysticks proportional in Sollwerte für Nick- und Rollwinkel übersetzt werden. Nach einer kurzen Vorstellung des Szenarios, fliegen die Probanden einen Trainingsflug in Form einer Platzrunde. Direkt im Anschluss beginnen die Flüge zur Datenaufzeichnung. Das Szenario wird sieben mal geflogen, jeweils mit einer anderen Methode zur Bestimmung der AGL-Höhe, beziehungsweise mit einer anderen Methode zur Höhenreferenzierung innerhalb der synthetischen Sicht. Insgesamt werden sechs unterschiedliche Methoden untersucht, die in Tabelle 5.3 aufgeführt sind. Je Proband finden sieben Durchgänge statt, wobei im ersten und sechsten Durchgang jeweils die Methode Referenz-Wahr verwendet wird, um gegebenenfalls einen Trainingseffekt abschätzen zu können. Hierbei wird die AGL-Höhe nicht durch einen Filter bestimmt, sondern der wahre Wert verwendet. Dieser ist allerdings nur innerhalb der Simulation bekannt. Die Höhenreferenzierung erfolgt hier gemäß Abschnitt 4.3, wobei die Überblendung zwischen 30 und 40 m stattfindet. Im siebten Durchgang wird jeweils die AMSL-basierte Methode verwendet. Hierbei wird die Höhe innerhalb der Visualisierung ausschließlich auf Basis der realen AMSL-Höhe referenziert. Beim Start wird ein etwaiger Offset bereinigt und das Luftfahrzeug auf dem Boden platziert. Die übrigen vier Methoden aus Tabelle 5.3 kommen jeweils in anderer Reihenfolge in den Durchgängen zwei bis fünf zum Einsatz. Die variierende Reihenfolge soll einen möglichen Trainingseffekt kompensieren. Alle Methoden bis auf die AGL-AMSL-basierte setzen auf eine Überblendung zwischen 30 und 40 m. Die AGL-AMSL-basierte Methode ist weitestgehend identisch mit der AGL-basierten Methode. Lediglich die Überblendung findet hier zwischen 4 und 30 m statt. Hiermit soll überprüft werden, inwieweit der Zeitpunkt der Überblendung für das Empfinden und die Performanz der Piloten eine Rolle spielt.

Tabelle 5.3.: Methoden für die Pilot-in-the-loop Studie

Methode	AGL-Bestimmung	Höhenreferenzierung	
Referenz-Wahr	Wahre AGL-Höhe	$h \geq 40$:	AMSL
		$30 < h < 40$:	Überblendung
		$h \leq 30$:	AGL
Referenz-FT	Sensordaten des Höhenmessers	$h \geq 40$:	AMSL
		$30 < h < 40$:	Überblendung
		$h \leq 30$:	AGL
AMSL-basiert	-	-	AMSL
AGL-basiert	Kalman-Filter (AGL)	$h \geq 40$:	AMSL
		$30 < h < 40$:	Überblendung
		$h \leq 30$:	AGL
AGL-AMSL-basiert	Kalman-Filter (AGL)	$h \geq 30$:	AMSL
		$4 < h < 30$:	Überblendung
		$h \leq 4$:	AGL
Terrain-basiert	Kalman-Filter (Terrain)	$h \geq 40$:	AMSL
		$30 < h < 40$:	Überblendung
		$h \leq 30$:	AGL

Insgesamt finden sieben Studien mit sieben unterschiedlichen Probanden statt. Die Probanden sind alle männlich in einem Alter zwischen 27 und 55 Jahren. Sechs der sieben Probanden verfügen über eine Pilotenlizenz, wobei vier davon über eine Sportpilotenlizenz, einer über eine kommerzielle Pilotenlizenz und einer über eine Leichtluftfahrzeuglizenz verfügt. Die Erfahrung der Piloten beläuft sich zwischen etwa 100 und 500 Flugstunden. Darüber hinaus verfügen sechs der sieben Probanden über den Fernpiloten-Kompetenznachweis A1/A2/A3.

6. Ergebnisse und Diskussion

Ein zentraler Aspekt der PITL-Studie ist die Untersuchung der subjektiven Bewertung der einzelnen Methoden durch die Piloten. Darauf folgt die Untersuchung der objektiven Kriterien aus Abschnitt 5.2.2. In beiden Fällen stellen die Ergebnisse hier aufgrund der geringen Probandenzahl lediglich eine Tendenz dar.

6.1. Subjektive Bewertungskriterien

Die durchschnittlichen Bewertungen der einzelnen Methoden sind in den Tabellen 6.1 und 6.2 aufgeführt. Die durchschnittliche Bewertung des Workloads zeigt einen kleinen Trainingseffekt. Hierfür werden die Methoden Referenz-Wahr-1 und Referenz-Wahr-2 verglichen. Diese stellen jeweils den ersten und vorletzten Flug eines Probanden dar, ohne den Einfluss von Sensorfehlern. Der erste Flug wird im Durchschnitt von den Piloten in Hinblick auf die AFFTC-Workload-Skala mit Moderate Activity bis Busy (3,50) bewertet, während die selbe Methode zum Ende hin der Studie eher zwischen Light Activity und Moderate Activity (2,86) liegt. Dieser Trend ist erwartbar, da die Piloten das Szenario und das System mit jedem Durchgang besser kennenlernen. Die Reihenfolge der übrigen Methoden ist bei jedem Probanden unterschiedlich. Im Optimalfall mittelt sich dadurch der Trainingseffekt bei diesen Methoden raus. Aufgrund der kleinen Stichprobe kann diese Annahme allerdings nur bedingt getroffen werden. Der größte Workload wird im Mittel für die Methode Referenz-FT angegeben und befindet sich mit 3,93 im Bereich Busy der AFFTC-Workload-Skala. Einige Piloten beschreiben das Springen und Rauschen in der Visualisierung als sehr störend, wenn die Sensordaten direkt ohne den Einsatz eines Filters verwendet werden. Mutmaßlich steigt der Workload für die Piloten an, da diese versuchen, durch genaues Beobachten der Visualisierung einen Trend in der Bewegung des Luftfahrzeugs zu erkennen. Eher etwas geringer fällt der Workload für die AMSL-basierte Methode (3,14) und die AGL-AMSL-basierte Methode (3,08) aus. Interessant ist, dass die AGL-basierte im Vergleich zur AGL-AMSL-basierten Methode einen im Mittel höheren Workload von 3,40 erreicht, bei gleicher zu Grunde liegender Filtermethode.

Die Bewertung der Handling Quality zeigt keinen nennenswerten Trainingseffekt,

wodurch mehr Vertrauen in die Daten gelegt werden kann. Die Methode Referenz-Wahr erreicht im Mittel etwa eine Handling Quality von 7,8. Die Handling Quality von Referenz-FT wird mit 6,21 als geringsten bewertet, vermutlich aufgrund der starken Sprünge in der visualisierten Höhe über Grund. Wie zuvor schneiden die AMSL-basierte und AGL-AMSL-basierte Methoden auch beim Kriterium der Handling Quality vergleichsweise gut ab. Die Handling Quality liegt in beiden Fällen im Bereich der Methode Referenz-Wahr.

Die Beobachtbarkeit des Zustands des Luftfahrzeugs zeigt wieder einen gewissen Trainings- oder in dem Fall Gewöhnungseffekt, da die Beobachtbarkeit von Referenz-Wahr-2 (3,43) etwas besser bewertet ist im Vergleich zu Referenz-Wahr-1 (2,93). Weitergehend sind die Unterschiede der übrigen Methoden eher gering. Die Beobachtbarkeit der Referenz-FT Methode ist mit 2,93 gleich bewertet, wie Referenz-Wahr-1. Das ist ein Indiz dafür, dass sich die Beobachtbarkeit des Zustandes im Allgemeinen nur wenig zwischen den einzelnen Methoden ändert.

Tabelle 6.1.: Ergebnisse der subjektiven Auswertung der PITL-Studie - Teil 1

Methode	Workload	Handling Quality	Beobachtbarkeit
Referenz-Wahr-1	3,50	7,71	2,93
Referenz-Wahr-2	2,86	7,86	3,43
Referenz-FT	3,93	6,21	2,93
AMSL-basiert	3,14	7,71	3,14
AGL-basiert	3,40	7,29	3,14
AGL-AMSL-basiert	3,08	7,83	3,25
Terrain-basiert	3,29	7,43	3,14

Das Reaktionsverhalten des Luftfahrzeugs auf Inputs wird im ersten Referenzdurchlauf (Referenz-Wahr-1) sogar im Mittel leicht besser bewertet als im zweiten Durchlauf (Referenz-Wahr-2). Derart geringe Unterschiede sind bei einer geringen Stichprobe allerdings wenig aussagekräftig. Gleiches gilt für die übrigen Methoden, die sich alle lediglich um kleine Beträge unterscheiden. Zusammenfassend lässt sich aber festhalten, dass das Reaktionsverhalten in allen Durchgängen im Schnitt als ausreichend schnell bis sehr schnell bewertet wurde. Da während der Pilotenstudie keine zusätzliche Latenz simuliert wurde, kann dementsprechend davon ausgegangen werden, dass keine der getesteten Methoden das von den Piloten wahrgenommene Reaktionsverhalten spürbar

verschlechtert.

Das Vertrauen in die SV-Szene liegt im Fall der Positiv-Referenz in beiden Fällen bei im Mittel 6,0 und ist damit relativ hoch bewertet. Das Vertrauen in das SVS ist für fast alle übrigen Methoden im Vergleich zur Referenz reduziert. Die Methode Referenz-FT weist mit 4,43 den geringsten Wert auf. Auch das Vertrauen fällt bei der AMSL-basierten Methode mit 5,0 geringer aus. In dem Fall treten allerdings keine Sprünge in der Visualisierung und auch keine Effekte in Bodennähe auf. Das reduzierte Vertrauen ist hier wahrscheinlich primär auf die Landung zurückzuführen, bei der die Probanden aufgrund einer Abweichung im Umgebungsmodell in den Boden der Visualisierung eingetaucht sind. Darüber hinaus ist es bei drei der Probanden zu Bodenberührungen gekommen, die nicht durch die synthetische Sicht angezeigt wurden, was das Vertrauen in das System stark reduzieren kann. Auf beide Phänomene wird im Folgenden noch näher eingegangen. Interessant ist, dass trotz der genannten Phänomene das Vertrauen in das SVS mit 5,0 weiterhin relativ hoch ausfällt. Das Vertrauen in die synthetische Sicht mit der AGL-AMSL-basierten Methode ist mit 6,0 genauso hoch wie das Vertrauen bei Verwendung von Referenz-Wahr.

Tabelle 6.2.: Ergebnisse der subjektiven Auswertung der PITL-Studie - Teil 2

Methode	Reaktionsverhalten	Vertrauen	Landeperformanz
Referenz-Wahr-1	3,43	6,00	6,14
Referenz-Wahr-2	3,29	6,00	5,79
Referenz-FT	3,21	4,43	4,14
AMSL-basiert	3,36	5,00	5,21
AGL-basiert	3,21	5,14	5,71
AGL-AMSL-basiert	3,17	6,00	5,33
Terrain-basiert	3,14	5,43	5,67

6.2. Objektive Bewertungskriterien

Bei den Abschnitten, die zur Bewertung der objektiven Kriterien genauer untersucht werden sollen, handelt es sich um den Überflug des Gebäudes, dem ersten Geländefolgeflug und dem finalen Landeanflug beziehungsweise der Landung. Die übrigen Passagen ergeben

keine weiteren Erkenntnisse. Bei dem Überflug über das Gebäude tritt in den Messwerten des Höhenmessers ein Sprung von 5 m auf. Der Höhenmesser misst also die Entfernung zum Dach des Gebäudes und nicht zum tatsächlichen Boden. Das Terrain innerhalb der Visualisierung ist gegenüber des wahren Geländers etwas höher referenziert und verfügt nicht über die Information des Gebäudes. Wird die durch den Höhenmesser gemessene Höhe als tatsächliche AGL-Höhe angenommen und stellt diese entsprechend in der Visualisierung dar, kommt es dadurch zu einem Sprung in der visualisierten Höhe. Die Abbildung 6.1 zeigt die visualisierten Flugpfade der Probanden beim Gebäudeüberflug. Bei der Verwendung der Methode Referenz-Wahr im jeweils ersten (6.1 (a)) und sechsten Durchgang (6.1 (b)) hat das Gebäude keinen Einfluss, da die besagte Methode die wahre AGL-Höhe verwendet, welche nur innerhalb der Simulation bekannt ist. Im Diagramm 6.1 (c) zeigt sich, bei Verwendung der Methode Referenz-FT, deutlich der Einfluss des vom Höhengsensor detektierten Gebäudes durch einen Sprung in der visualisierten Höhe. Weitergehend ist deutliches rauschen sichtbar. Wird innerhalb der Visualisierung ausschließlich auf Basis der Höhe über dem mittleren Meeresspiegel referenziert, wie bei der AMSL-basierten Methode in Diagramm 6.1 (d), ist kein Einfluss durch das Gebäude zu erkennen. Der Grund dafür liegt darin, dass die Messwerte des Höhengsensors in dem Fall nicht verwendet werden. In den Diagrammen 6.1 (e) und (g) zeigen sich Unterschiede der beiden verwendeten Filtermethoden. Die Terrain-basierte Methode weist einen deutlich geglätteteren Verlauf auf und es sind keine harten Sprünge mehr zu erkennen. Der Einfluss des Gebäudes wirkt sich hier allerdings deutlich länger auf die Visualisierung aus. Die AGL-AMSL-basierte Methode in Diagramm 6.1 (f) zeigt nur einen geringen Einfluss des Gebäudes auf die visualisierte Höhe des Luftfahrzeugs. Der Grund dafür liegt darin, dass der Bereich der Überblendung hier mit zwischen 4 und 30 m größer und niedriger gewählt ist. In allen Fällen, in denen der Einfluss des Gebäudes innerhalb der Visualisierung sichtbar ist, zeigt sich weitergehend, dass dieser Einfluss mit größer werdender Höhe geringer wird. Besagtes Phänomen liegt an der Überblendung zwischen AMSL- und AGL-Referenzierung.

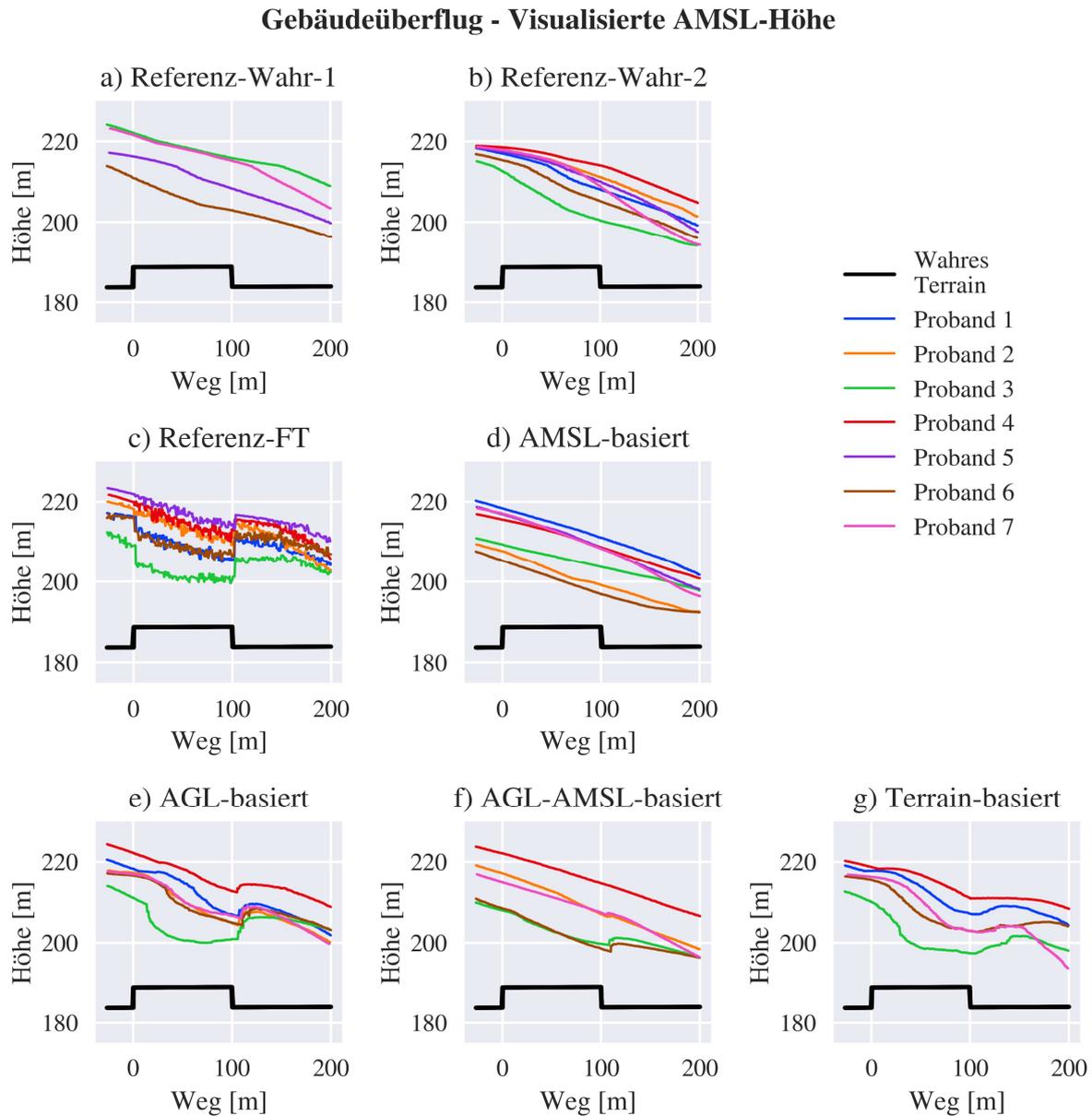


Abbildung 6.1.: Gebäudeüberflug - visualisierte AMSL-Höhe

Die Visualisierung wirkt sich direkt auf das Verhalten der Piloten aus, da diese weitestgehend die Visualisierung als Basis für das Führen des Luftfahrzeugs verwenden. In Abbildung 6.2 wird das Pilotenverhalten in Form der Aggressivness und dem Duty Cycle der unterschiedlichen Methoden vergleichend dargestellt. Es zeigen sich vor allem Unterschiede in der Aggressivität der Piloteneingaben. Methoden mit keinem oder einem geringen Einfluss des Gebäudes auf die Visualisierung, wie Referenz-Wahr-1,

Referenz-Wahr-2, AMSL-basiert oder AGL-AMSL-basiert, weisen eher eine geringe Aggressivness von im Mittel etwa $5 \frac{\%}{s}$ auf. Die übrigen Methoden, bei denen ein deutlicher Einfluss des Gebäudes in der Visualisierung sichtbar ist, führen im Mittel zu einer höheren Aggressivität bei den Piloteneingaben von etwa $10 \frac{\%}{s}$. Das liegt daran, dass die Piloten auf ruckartige Veränderungen der künstlichen Sicht häufig ruckartig reagieren.

Gebäudeüberflug - Pilotenverhalten

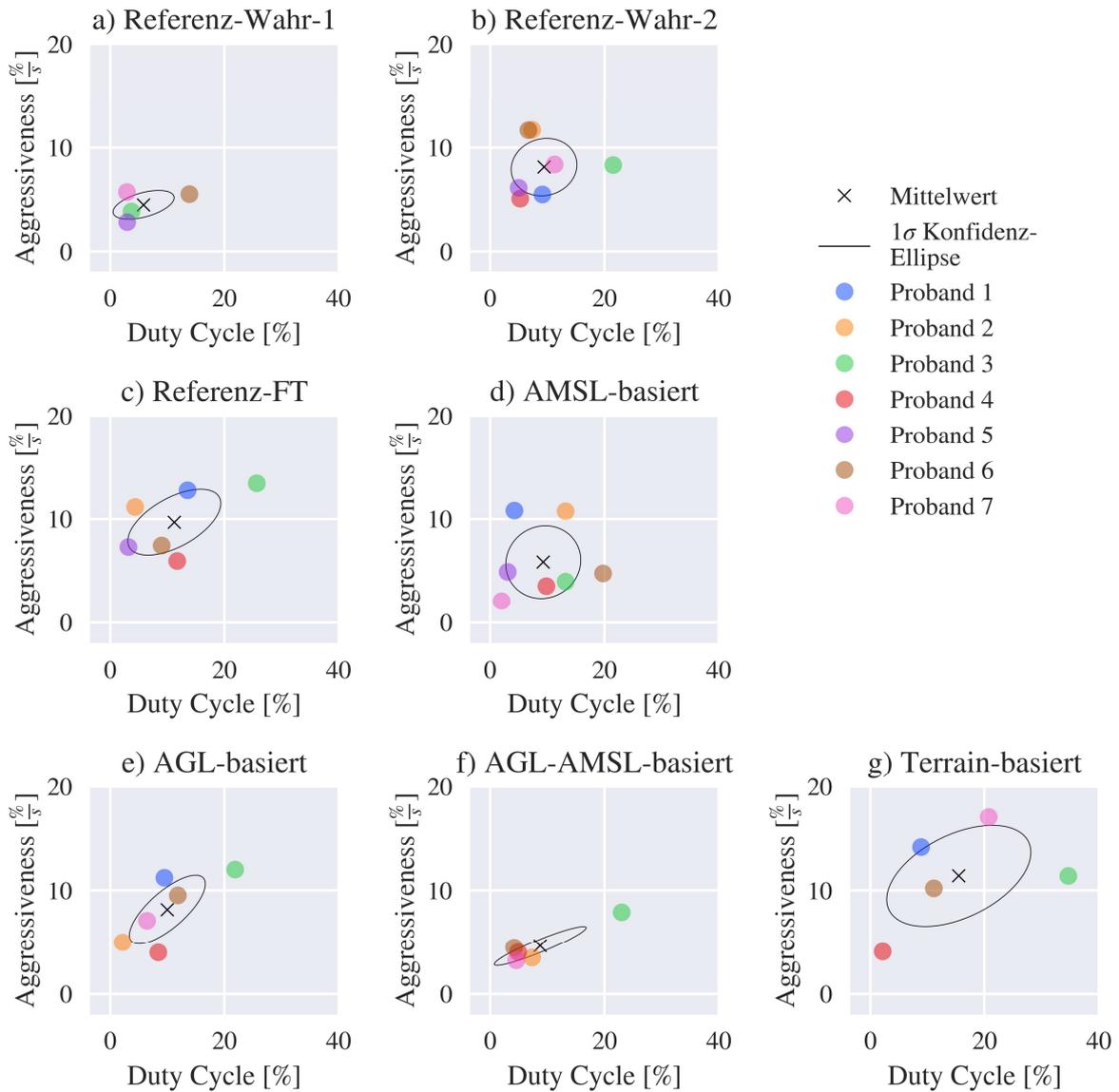


Abbildung 6.2.: Gebäudeüberflug - Pilotenverhalten

Auf den Überflug des Gebäudes folgt der Geländefolgeflug. Das wahre Terrain aus der Simulation und das Umgebungsmodell der Visualisierung stimmen nicht exakt überein, wie durch Abbildung 6.3 ersichtlich wird. Das abfallende wahre Terrain in blau wird durch ein Plateau unterbrochen, während das Umgebungsmodell der Visualisierung einem mit konstanter Steigung abfallendem Gelände (orange) entspricht. In beiden Fällen endet das abschüssige Gelände und geht über in ein leicht ansteigendes Gelände, wobei dieser Anstieg in dem Umgebungsmodell der Visualisierung etwas weniger stark ausfällt.

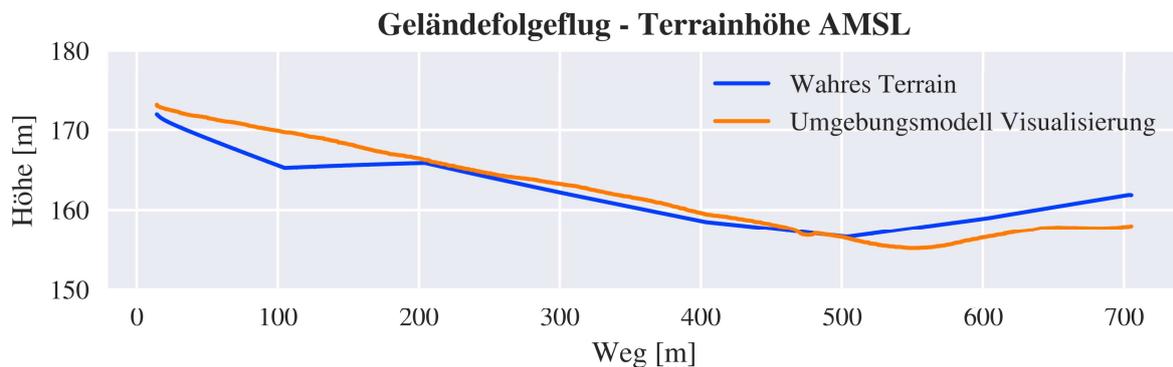


Abbildung 6.3.: Erster Geländefolgeflug - Verlauf der Terrain-Höhe

Die Piloten-Performanz während der Geländefolgeflüge lässt sich anhand der wahren AGL-Höhe des Luftfahrzeugs bewerten, welche während der gesamten Sequenz möglichst konstant sein sollte. Der Verlauf der wahren AGL-Höhe ist in Abbildung 6.4 für die unterschiedlichen Methoden vergleichend dargestellt. In allen Fällen zeigt sich zu Beginn der Sequenz ein kurzer Anstieg der AGL-Höhe. Diese resultiert aus dem Überflug des Plateaus im abschüssigen wahren Gelände. Da die Visualisierung keinerlei Hinweise auf ebendieses Plateau liefert, können die Piloten nicht antizipieren und rechtzeitig ein Manöver zum Folgen des Terrains initiieren. Ausgenommen der AMSL-basierten Methode in 6.4 (d) zeigen sich in allen Fällen ähnliche Verläufe der Geländefolgeflüge, sodass hier auf den ersten Blick kein Einfluss der Methoden auf die Performanz festgestellt werden kann. Lediglich die AMSL-basierte Methode in 6.4 (d) weist ein anders Bild auf. Hier nähern sich einige der Probanden immer weiter dem Boden an. Bei drei Probanden kommt es sogar zu einem CFIT. Der Grund hierfür liegt in dem unterschiedlichen Geländeverlauf in der Simulation und der Visualisierung und dem Umstand, dass die Höhe in der Visualisierung ausschließlich auf Basis der AMSL-Höhe referenziert wird. Das Luftfahrzeug befindet sich

innerhalb der Visualisierung einige Meter oberhalb des Bodens, während es sich in der simulierten Realität immer weiter dem Boden annähert.

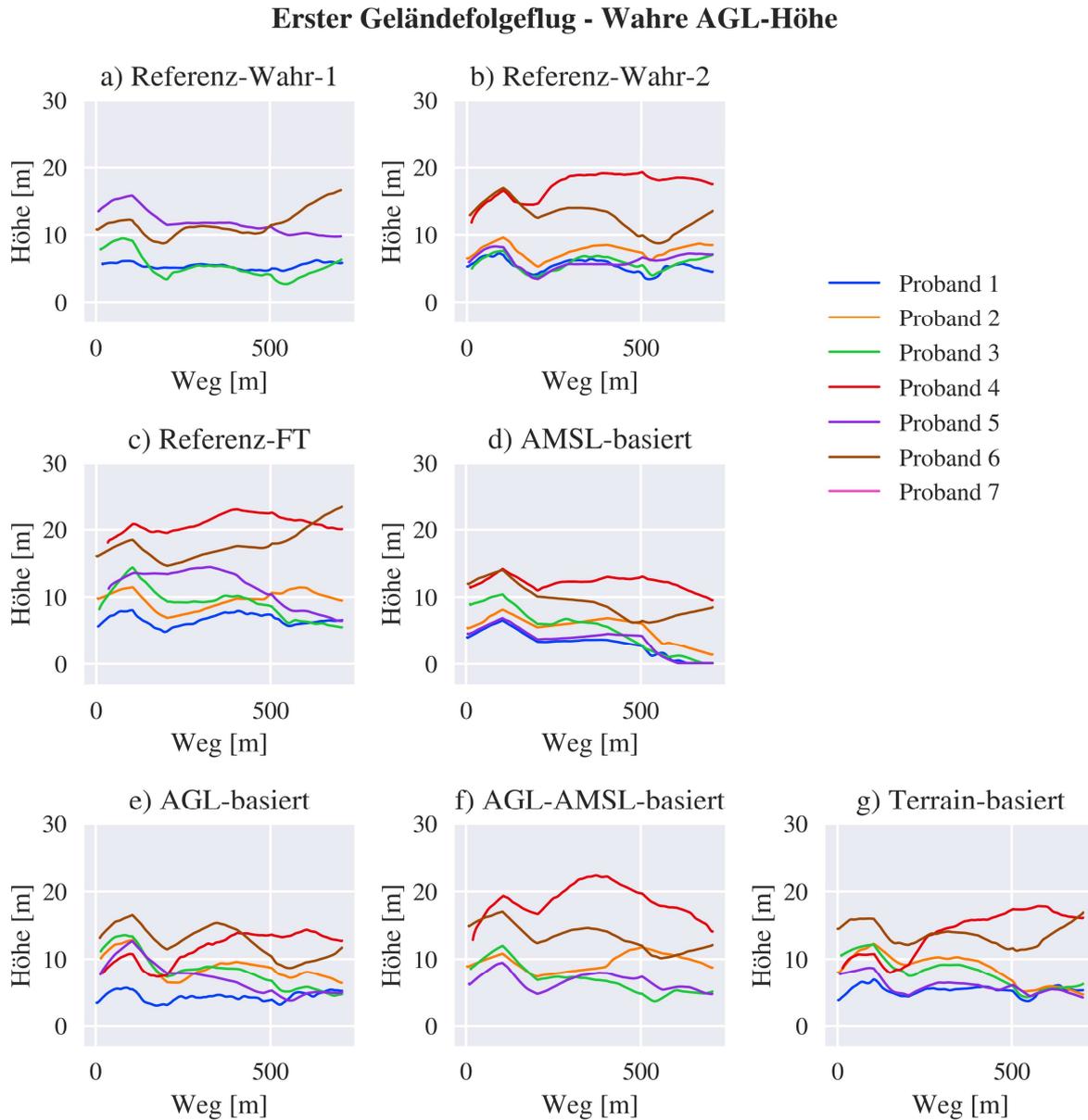


Abbildung 6.4.: Erster Geländefolgeflug - Wahre Höhe über Grund

Der mittlere quadratische Fehler der Geländefolge bezogen auf die wahre und visualisierte Höhe über Grund ist in Tabelle 6.3 aufgetragen. Der niedrigste Fehler bezogen auf die wahre AGL-Höhe zeigt sich bei der Referenz-Methode mit $2,52 \text{ m}^2$ im ersten und $2,05 \text{ m}^2$ im zweiten Durchlauf. Der größte Fehler zeigt sich mit $4,47 \text{ m}^2$ bei der AMSL-basierten

Methode. Die AGL-basierte und die Terrain-basierte Methode liegen allerdings nur leicht darunter. In der Mitte liegen die Methode Referenz-FT und die AGL-AMSL-basierte mit einem mittleren quadratischen Fehler von etwa $3,3 \text{ m}^2$. Im Hinblick auf die in Abbildung 6.4 dargestellte wahre Höhe über Grund lassen sich die eben genannten mittleren Fehler allerdings nur teilweise eindeutig nachvollziehen. Im Fall der AMSL-basierten Methode ist die Annäherung einiger Probanden an den Boden mit CFIT eine Erklärung für den größten mittleren Fehler beim Geländefolgeflug. Im Hinblick auf die Verläufe der übrigen Methoden lassen sich allerdings keine regelmäßigen Unterschiede entdecken. Die Vermutung legt Nahe, dass bei einer derart kleinen Stichprobe einzelne Ausreißer, wie Proband 6 in Plot 6.4 (g) zu den Unterschieden führen. Die mittleren quadratischen Fehler des Geländefolgeflugs bezogen auf die visualisierte AGL-Höhe zeigen ein deutlicheres Bild. Der Fehler der AMSL-basierten Methode liegt mit $1,18 \text{ m}^2$ deutlich unterhalb der anderen Methoden. Das Ergebnis erschließt sich, da die Probanden in dem Fall direkt dem Umgebungsmodell der Visualisierung folgen.

Das Pilotenverhalten während des ersten Geländefolgeflugs ist für die jeweilige Methode in Abbildung 6.5 dargestellt. In den meisten Fällen führen die Piloten das Luftfahrzeug bei einem Duty Cycle von im Mittel um die 20 % und mit einer Aggressivness von 5 bis $10 \frac{\%}{s}$. Lediglich bei der AMSL-basierten Methode liegt im Mittel ein sichtbar geringerer Duty Cycle von etwa 10 % und eine geringere Aggressivness von im Mittel $5 \frac{\%}{s}$ vor.

Geländefolgeflug - Pilotenverhalten

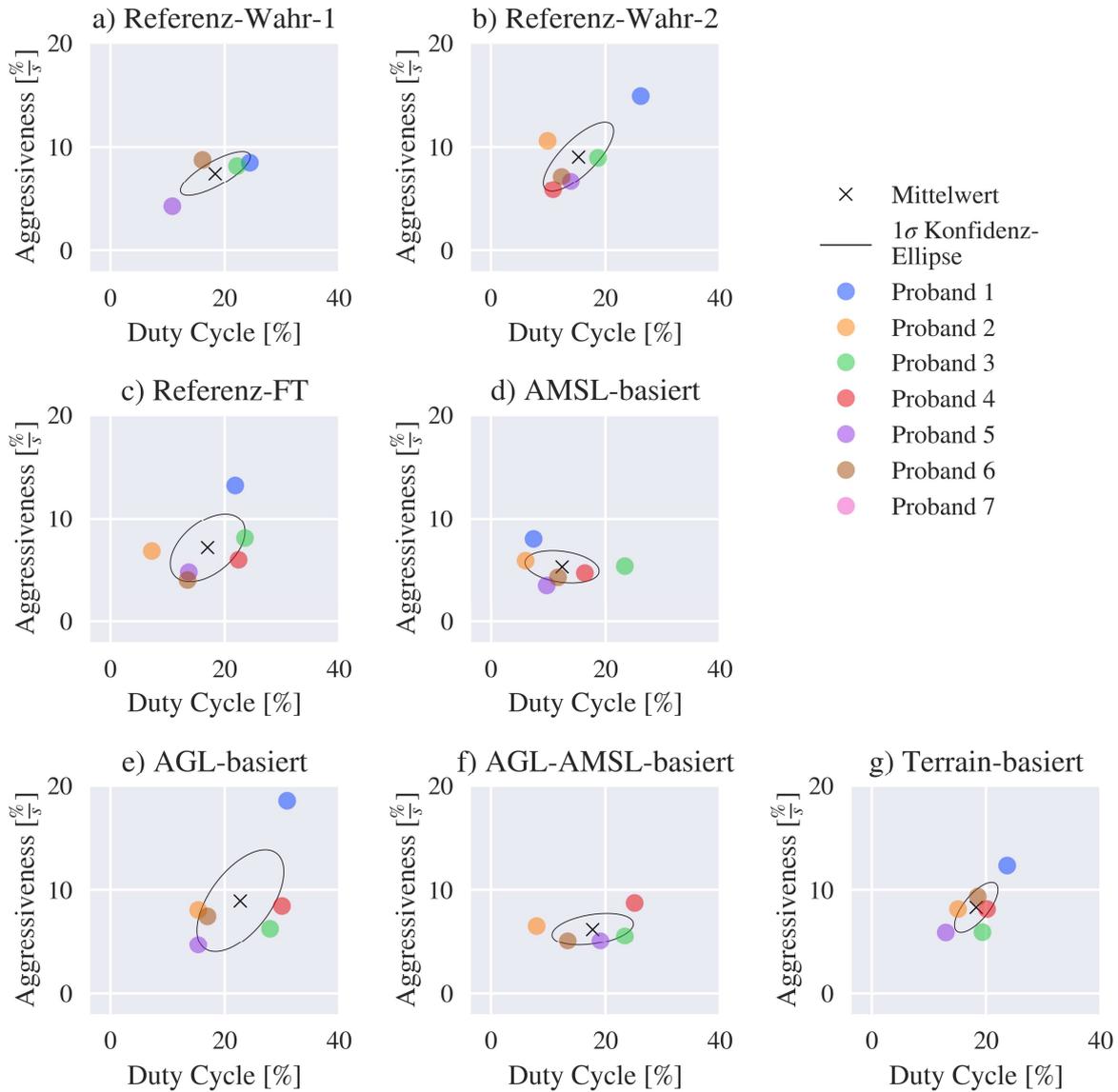


Abbildung 6.5.: Geländefolgeflug - Pilotenverhalten

Die Abbildung 6.6 stellt die visualisierte AMSL-Höhe des finalen Endanflugs bei Verwendung der jeweiligen Methode dar. Für alle Methoden, die einen Übergangsbereich von 30 - 40 m verwenden, zeigt sich dieser Übergangsbereich in Form eines Plateaus in besagter Höhe. Lediglich bei den Methoden basierend auf AGL-AMSL und ausschließlich AMSL zeigt sich kein dergleiches Plateau. Die AGL-AMSL-basierte Methode verwendet einen breiteren Übergangsbereich von 4 - 30 m und die AMSL-basierte Methode verfügt

über keinen Übergangsbereich, da ausschließlich auf Basis der AMSL-Höhe referenziert wird. Obwohl sich der Übergangsbereich in einigen Fällen in der Visualisierung abzeichnet, sind in den Piloteneingaben keine eindeutigen Hinweise auf entsprechende Reaktionen ersichtlich. Der Vollständigkeit halber befindet sich die Abbildung zum Pilotenverhalten während des finalen Anflugs in Anhang A.4.

Finaler Anflug - Visualisierte AMSL-Höhe

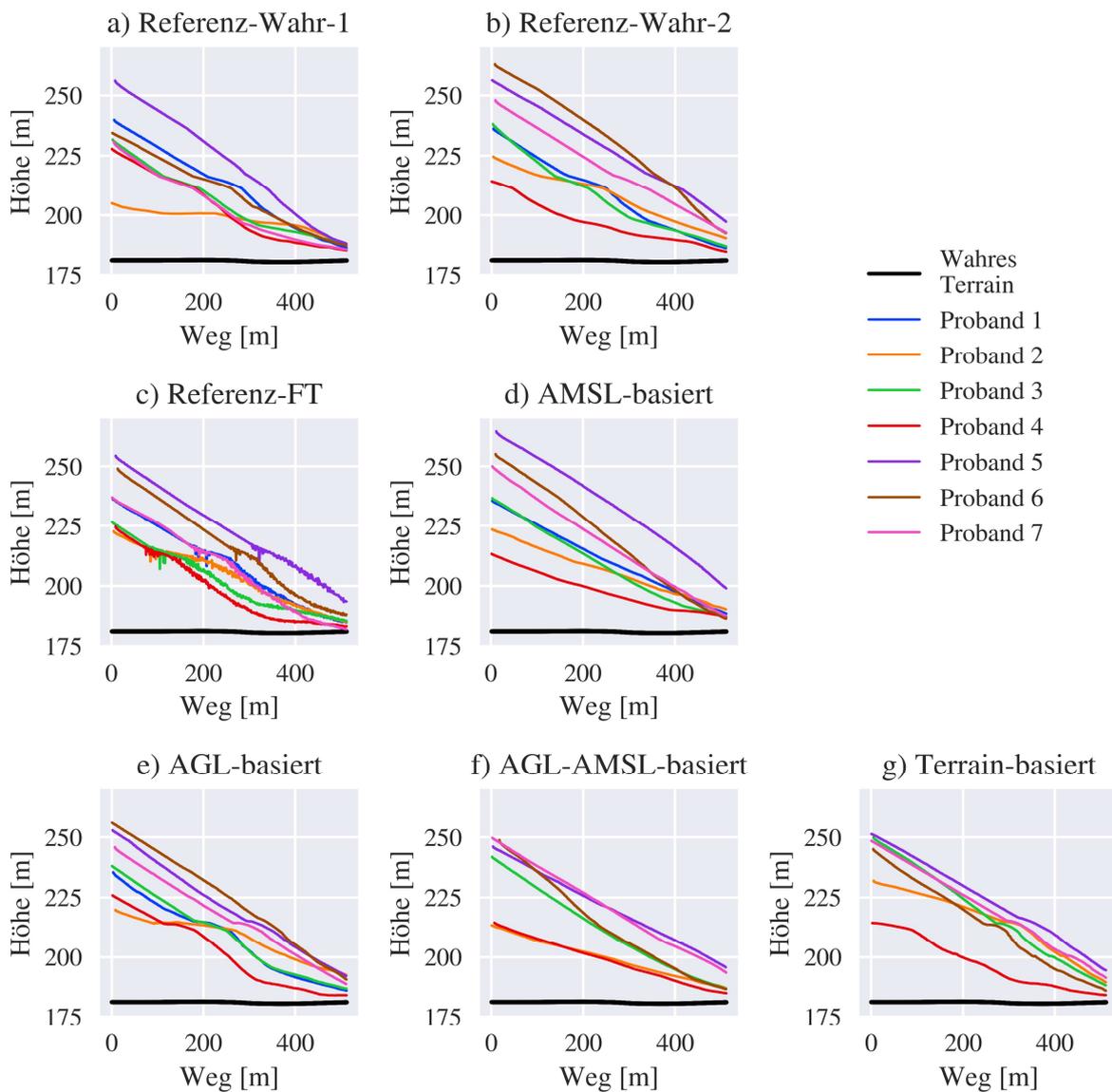


Abbildung 6.6.: Endanflug - Visualisierte Höhe über Grund

Abschließend ist in Abbildung 6.7 die Performanz beim Aufsetzen in Hinblick auf die Präzision bei Verwendung der jeweiligen Methoden dargestellt. Die Diagramme stellen jeweils die Abweichung vom Ziel-Aufsetzpunkt (rote Markierung) in Landebahnrichtung auf der x-Achse und orthogonal zur Landebahnrichtung auf der y-Achse dar. Weiterhin ist für die bessere Vergleichbarkeit in schwarz eine Bounding Box dargestellt, welche einer Abweichung von ± 25 m in x-Richtung und ± 5 m in y-Richtung entspricht.

Landung - Positionsabweichungen

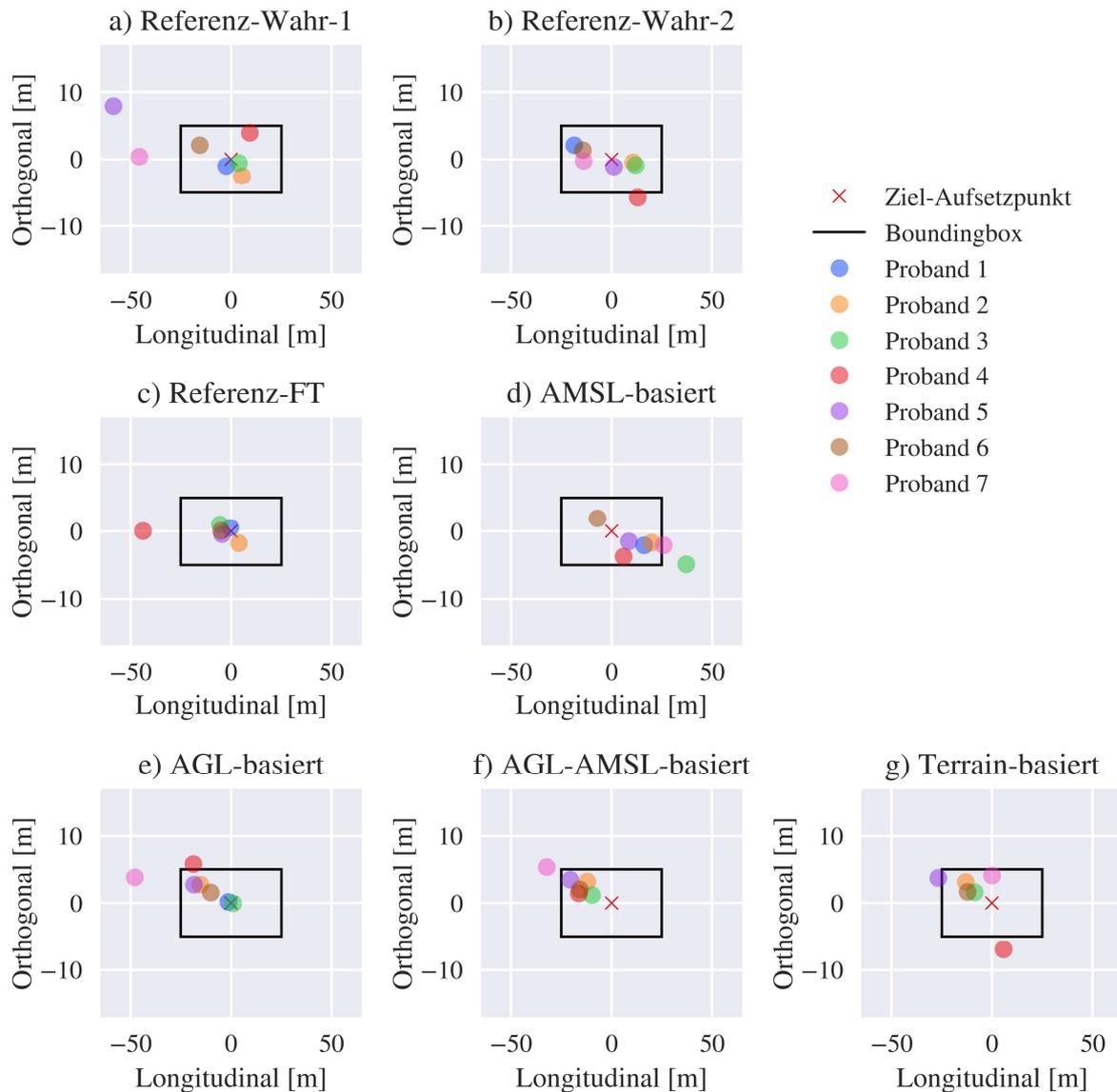


Abbildung 6.7.: Touchdown-Performanz

Grundsätzlich zeigen alle Methoden eine gute Touchdown-Performanz mit einzelnen Ausreißern. Die beste Performanz zeigt sich bei der Methode Referenz-FT. Das Ergebnis überrascht, da es bei ebendieser Methode zu einem starken Ruckeln in der Visualisierung aufgrund der simulierten Sensorfehler kommt. Möglicherweise haben die Sprünge in der synthetischen Sicht zu einem leicht erhöhten Level an Konzentration bei den Piloten geführt. Ein Zufall kann aufgrund der geringen Stichprobe allerdings nicht ausgeschlossen werden. Zusätzlich ist in Tabelle 6.3 die mittlere Sinkrate beim Aufsetzen für die jeweilige Methode aufgeführt. Hier zeigt sich vor allem ein Ausschlag bei der AMSL-basierten Methode, deren gemittelte Sinkgeschwindigkeit beim Aufsetzen mit 1,07 m/s deutlich oberhalb der übrigen Methoden liegt. Die Unterschiede der übrigen Methoden sind bei einer derart geringen Stichprobe zu gering, als dass hiervon weitere Schlussfolgerungen abgeleitet werden können.

Tabelle 6.3.: Weitere Ergebnisse der PITL-Studie

Methode	Geländefolge	Geländefolge	Sinkrate
	wahrer MSE [m ²]	visueller MSE [m ²]	Aufsetzen [$\frac{m}{s}$]
Referenz-Wahr-1	2,52	2,51	0,42
Referenz-Wahr-2	2,05	2,05	0,76
Referenz-FT	3,35	3,43	0,61
AMSL-basiert	4,47	1,18	1,07
AGL-basiert	4,39	4,12	0,58
AGL-AMSL-basiert	3,29	2,41	0,49
Terrain-basiert	4,09	4,17	0,39

In Tabelle 6.4 ist abschließend der mittlere quadratische Fehler des verwendeten Filters und der Visualisierung unterhalb einer Höhe von 40 m aufgetragen. Die Werte sind jeweils das Ergebnis einer Mittelung über alle Durchgänge und Probanden hinweg. Der MSE des Filters beschreibt hierbei wie akkurat die wahre AGL-Höhe geschätzt wurde und der MSE der Visualisierung beschreibt, wie akkurat diese dargestellt wurde. Die wahre Referenz verfügt logischerweise über keinen Fehler bei der Bestimmung. Bei der AMSL-basierten Methode wird keine Höhe über Grund bestimmt, weshalb hier kein Fehler ermittelt werden kann. Die einfach durchgereichten Sensordaten bei Referenz-FT erreichen im Mittel einen MSE von 1,49 m². Die drei verbleibenden Methoden sind in der Lage, diesen Fehler zu reduzieren. Die AGL-basierte Methode erreicht einen MSE von 0,69 m², die AGL-AMSL-basierte Methode von 0,65 m² und die Terrain-basierte Methode

von $0,81 \text{ m}^2$. Im Vergleich mit der Visualisierung zeigt sich, dass der mittlere quadratische Fehler im Vergleich zum Filter in der Regel zunimmt. Der Grund hierfür liegt darin, dass die ermittelte AGL-Höhe nicht immer eins zu eins an die Visualisierung weitergegeben wird. In Abhängigkeit der verwendeten Methode wird in einem größeren oder kleineren Übergangsbereich die AGL-Höhe zunehmend gewichtet. Hierdurch entstehen bei der Methode Referenz-Wahr ein MSE von $0,39 \text{ m}^2$ beziehungsweise $0,37 \text{ m}^2$. Lediglich die Methode Referenz-FT verfügt über keinen Übergangsbereich, weshalb Filter und Visualisierung in etwa den gleichen mittleren quadratischen Fehler aufweisen. Der größte MSE der Visualisierung zeigt sich mit $5,09 \text{ m}^2$ bei der AMSL-basierten Methode. Das heißt, die dargestellte Höhe entspricht hier am wenigsten der Realität. Auch der MSE der AGL-AMSL-basierten Methode fällt mit $2,65 \text{ m}^2$ höher aus, als der MSE der AGL-basierten Methode ($1,04 \text{ m}^2$) oder der Terrain-basierten Methode ($0,86 \text{ m}^2$).

Tabelle 6.4.: Vergleich MSE von Filter und Visualisierung $< 40 \text{ m}$

Methode	Filter MSE [m^2]	Visualisierung MSE [m^2]
Referenz-Wahr-1	0,00	0,39
Referenz-Wahr-2	0,00	0,37
Referenz-FT	1,49	1,42
AMSL-basiert	-	5,09
AGL-basiert	0,69	1,04
AGL-AMSL-basiert	0,65	2,65
Terrain-basiert	0,81	0,86

6.3. Diskussion

Im Folgenden sollen die Resultate der subjektiven und objektiven Bewertungskriterien noch einmal aufgefasst, in einen Kontext gebracht und diskutiert werden. Vorweggenommen zeigen die Ergebnisse der PITL-Studie das Bild auf, dass der Unterschied zwischen realem Terrain und Umgebungsmodell deutlich stärker zum Tragen kommen und von Piloten wahrgenommen werden, als im Vorhinein angenommen. Die Piloten sprechen in einigen Fällen davon, dass das Verhalten des Luftfahrzeugs unnatürlich wirke. Dieser Eindruck entsteht bei den Piloten vor allem in Abschnitten in denen im Tiefflug besonders unebene Passagen im Terrain überflogen werden. Alle

Methoden, bis auf die AMSL-basierte und die AGL-AMSL-basierte setzen auf eine Überblendung zwischen 30 und 40 m, sodass unterhalb von 30 m die aus den Sensordaten ermittelte Höhe über Grund direkt in die Visualisierung einfließt und die Höhe des Luftfahrzeugs entsprechend dargestellt wird. Das führt zu dem Phänomen, dass das UAS in bestimmten Situationen in der Visualisierung steigt oder sinkt, ohne ein vorheriges intendiertes Eingreifen durch den Piloten. Ein Beispiel hierfür stellt der Überflug einer Senke während des Geländefolgeflugs dar. Die Senke ist lediglich im simulierten wahren Terrain und nicht im Umgebungsmodell der Visualisierung vorhanden. Der Effekt hierbei ist, dass die AGL-Höhe des Luftfahrzeugs in der Realität aufgrund der Senke im Boden steigt, was sich aufgrund der zuvor erwähnten AGL-Referenzierung in niedriger Höhe direkt auf die Visualisierung überträgt. Das wirkt unnatürlich für den Piloten, da kleine Zustandsveränderungen des Luftfahrzeugs nicht immer mit entsprechenden vorherigen Steuereingaben korrelieren.

Mit dem zuvor beschriebenen Erklärungsansatz lassen sich viele Ergebnisse aus den Abschnitten 6.1 und 6.2 erklären. Die Handling Quality degradiert einerseits durch starke visuelle Effekte, aber höchstwahrscheinlich auch durch die genannten visuellen Effekte in Bodennähe. Das erklärt die tendenziell eher bessere Bewertungen der AMSL-basierten und AGL-AMSL-basierten Methode. Auch das leicht erhöhte Vertrauen in die AGL-AMSL-basierte Methode im Vergleich zu den anderen Methoden ist auf diese Weise erklärbar. Ein Systemverhalten, welches durch die Piloten nicht ersichtlich ist, führt in den Fällen der AGL-basierten und Terrain-basierten Methoden wahrscheinlich zu einem niedrigen Vertrauen in das System. Weitergehend erhöht sich damit im Niedrigflug potentiell der Workload des steuernden Piloten. Der Grund hierfür liegt darin, dass der Pilot die für ihn nicht zu antizipierenden visuellen Effekte in Bodennähe aussteuern muss. Der Workload bei Verwendung von Referenz-FT fällt im Mittel am höchsten aus. Neben den genannten visuellen Effekten treten hier zusätzlich starke Sprünge in der Visualisierung auf. Diese werden von den Probanden als störend empfunden. Aufgrund des gaußschen Charakters der künstlichen Sensorfehler ist ein kompensieren durch Abschätzung eines mittleren Flugpfades aber durchaus möglich. In der Realität tritt mögliches Rauschen nur selten so regelmäßig auf, wie in Abschnitt 4.1 ersichtlich. Dementsprechend sind die subjektiven Bewertungen der Piloten und die objektiven Ergebnisse der Methode Referenz-FT wahrscheinlich eher optimistisch. Weitergehend lässt sich der geringere Workload von der AMSL-basierten

und AGL-AMSL-basierten Methode durch weniger spürbare visuelle Effekte in Bodennähe erklären. Die AMSL-basierte Methode referenziert ausschließlich auf Basis der AMSL-Höhe, sodass mögliche Unstimmigkeiten zwischen realem Terrain und Umgebungsmodell nicht zum Tragen kommen. Bei der AGL-AMSL-basierten Methode ist der Übergangsbereich später und deutlich breiter, als beispielsweise bei der AGL-basierten, was in größeren Höhen zu einer stärkeren Gewichtung der AMSL-Höhe kommt. Das Pilotenverhalten während des Gebäudeüberflugs in Abbildung 6.2 oder bei dem Geländefolgeflug in Abbildung 6.5 erhärtet die Vermutung. Sowohl die AMSL-basierte als auch die AGL-AMSL-basierte Methode weisen beim Gebäudeüberflug im Mittel einen geringeren Duty-Cycle auf, was sinnvoll erscheint, da der Einfluss des Gebäudes hier nur wenig oder gar nicht in der Visualisierung sichtbar wird. Die verringerten Piloteneingaben zeigen sich auch während des Geländefolgeflugs, vor allem für die AMSL-basierte Methode. Auch hier sehen die Piloten keine visuellen Effekte in Bodennähe, die sie auszugleichen versuchen. Für die AGL-AMSL-basierte Methode liegt die Gewichtung aufgrund der geringen Höhe eher bei der AGL-Höhe, weshalb der Effekt hier nicht so deutlich zum Tragen kommt. Der Unterschied liegt allerdings darin, dass es während den Geländefolgeflügen mit der AMSL-basierten Methode zu drei CFIT gekommen ist. Bei keinem der anderen Methoden ist es zu einem vergleichbaren Vorfall gekommen, was die Aussage aus [21] untermauert, dass ein SVS dazu beiträgt CFIT-Vorfälle zu vermeiden.

Wird der Gebäudeüberflug und den Geländefolgeflug als Exempel genommen, lassen sich hieraus zwei Ergebnisse ableiten. Bei einem Überflug in ausreichend großer Höhe, wie im Falle des Gebäudeüberflugs, sollte der Geländeverlauf keinen direkten Einfluss auf die Höhe über Grund innerhalb der Visualisierung haben. Hindernisse können ohne Gefahr überflogen werden und es ist kein Eingreifen durch den Piloten notwendig. Dieses Gewünschte Verhalten wird durch die AMSL-basierte und AGL-AMSL-basierte Methode weitestgehend abgebildet. In geringeren Höhen, wie beispielsweise während des Geländefolgeflugs, sollte die Visualisierung möglichst die tatsächliche AGL-Höhe anzeigen. Hierdurch wird ein ungewolltes und unbeobachtbares Annähern des UAS an den Boden verhindert. Besagtes Verhalten wird durch die AGL-basierte, AGL-AMSL-basierte und Terrain-basierte Methode abgebildet. In dem Übergangsbereich zwischen ausreichend großen Höhen und niedrigen Höhen sollte mit geringer werdender Höhe die Gewichtung der AGL-Höhe zunehmen. Für die AGL-basierte und Terrain-basierte Methode ist

dieser Übergangsbereich mit 30 bis 40 m zu klein und zu hoch angesetzt, da hier viele visuelle Effekte in Bodennähe, aber auch in ausreichend großer Höhe für die Piloten sichtbar werden und damit zu einem unnatürlichen Handling-Gefühl beitragen. Weitergehend zeigen die betrachteten Methoden weitestgehend keinen oder lediglich einen vernachlässigbaren Einfluss auf die Performanz. Ein ähnliches Ergebnis zeigt sich in der Evaluation des SVS der NASA in [21, 22]. Abschließend sollte festgehalten werden, dass die Rahmenbedingungen der PITL-Studie nicht optimal waren. Für eine bessere Vergleichbarkeit sollte bei einer möglichen nächsten Studie ein kürzeres Szenario gewählt werden. Das Szenario sollte auf eine kürzere Platzrunde oder ausschließlich auf den Landeanflug und die Landung beschränkt sein. Das würde dazu führen, dass deutlich mehr Daten mit vergleichbarem Ausgangspunkt erzeugt werden könnten. Hierdurch könnte die Vergleichbarkeit und die statistische Aussagekraft der Daten verbessert werden.

6.4. Fazit

Wie eine PITL-Studie gezeigt hat, ermöglicht das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Synthetic-Vision-basierte Landesystem für unbemannte Luftfahrzeuge einem Piloten die Fernführung und Landung eines UAS ohne visuelle Unterstützung durch eine FPV-Videosicht. Im Mittel liefert die AGL-AMSL-basierte Methode die besten Ergebnisse. Die Methode implementiert einen Kalman-Filter, welcher auf Basis des AGL-Ansatzes die Höhe über Grund schätzt. Die Methode zeichnet sich allerdings vor allem durch den weiter gefassten und später beginnenden Übergangsbereich aus. Für die AGL-AMSL-basierte Methode beginnt die lineare Überblendung von einer AMSL-Referenz zu einer AGL-Referenz der Visualisierung in einer Höhe von 30 m und endet bei einer Höhe von 4 m über dem Boden. Der Flug über unebenes Terrain haben dem aktuellen System seine Grenzen aufgezeigt. Hierbei treten in Bodennähe visuelle Effekte auf, welche den Piloten bei der Wahrnehmung des Flugverhaltens irritieren. Die korrekte Darstellung der realen Höhe über Grund in Bodennähe ist ein notwendiges Kriterium für das Ermöglichen von präzisen und sicheren Landungen eines unbemannten Luftfahrzeugs unter Verwendung einer künstlichen Sicht. Das Problem kann durch die Verwendung einer Visualisierung mit möglichst realistischem und aktuellem Umgebungsmodell reduziert werden. Darüber hinaus können operationelle Einschränkungen beim Betrieb des Synthetic-Vision-basierten Landesystems etwaige visuelle Effekte in Bodennähe

minimieren. Das System sollte ausschließlich für Landungen in bekannten und flachen Umgebungen eingesetzt werden. In seiner jetzigen Entwicklungsstufe stellt das System lediglich eine Rückfallmöglichkeit im Fehlerfall der FPV-Videosicht dar. Für den allgemeinen Einsatz fehlt es einem Piloten an der Möglichkeit die künstlich erzeugte Situation zu validieren [20, 21, 22]. Darüber hinaus hat sich herausgestellt, dass neben einer korrekten Bestimmung der AGL-Höhe, die Art und Weise wie diese in der künstlichen Sicht zur Anzeige gebracht wird durchaus relevanter ist, als zunächst vermutet. Ein breiter Übergangsbereich hin zu einer AGL-Referenzierung ist einem kleinen Übergangsbereich in großer Höhe vorzuziehen. Es wird erwartet, dass weitere Nachforschungen hier zu einer Verbesserung des Systems im Hinblick auf das Pilotenempfinden führen würden.

7. Zusammenfassung und Ausblick

Die vorliegende Arbeit umfasste die Entwicklung und Evaluation eines Synthetic-Vision-basierten Landesystems für unbemannte Luftfahrzeuge. Hintergrund des Systems ist die Fernführung unbemannter Luftfahrzeuge im Erprobungskontext. Hierbei kann es aufgrund von Datenlinkproblemen oder schlechten Sichtbedingungen zu einem Ausfall der FPV-Videosicht kommen. Ziel des Synthetic-Vision-basierten Landesystems ist es, als Rückfallsystem zu fungieren, falls die FPV-Videosicht nicht verfügbar ist. Darüber hinaus soll das System den Einsatz eines HMDs ermöglichen. Hierdurch kann bei dem Piloten eine höhere Präsenz im Szenario, ein verringerter Workload und ein verbessertes Situationsbewusstsein erzeugt werden. Aufgrund der inhärenten Unterstützung eines HMDs, wurde sich für Drittanbieter-Visualisierungssoftware für die Realisierung der synthetischen Sicht entschieden. Die Referenzierung der Höhe innerhalb der Visualisierung erfolgt so, dass in niedriger Höhe die visualisierte AGL-Höhe der realen AGL-Höhe entspricht. Die Entwicklung erfolgte auf Basis eines skalierten Systems, anhand dessen zukünftig Evaluationen in Form von Flugversuchen durchgeführt werden. Bei der Entwicklung und Evaluation wurde sich auf die korrekte Bestimmung und Darstellung der Höhe über Grund konzentriert, da besagte Größe einen wichtigen Faktor für das Landen eines Luftfahrzeugs darstellt. Für die Bestimmung der AGL-Höhe war die Entwicklung eines geeigneten Filters notwendig. Sensordaten eines Höhensensors sind mit Messfehlern, wie Rauschen oder einzelnen Ausreißern behaftet. Darüber hinaus wirkt sich die Lage des Luftfahrzeugs auf die gemessene Schrägdistanz aus. Unebenheiten im Gelände, wie Gebäude oder Vegetation spiegeln sich in den Messwerten eines Höhensensors wieder und sollten nicht direkt in einer Visualisierung übernommen werden. Im Rahmen einer Simulationsstudie wurden vier Filter auf Basis der Least-Square-Methode, eines Alpha-Beta-Filters und eines Kalman-Filters verglichen. Alle Filter implementieren Sensorfusionen, bei denen Höhensensor Messdaten, andere Zustandsdaten und Informationen eines digitalen Höhenmodells fusioniert werden. Es wurden zwei Ansätze basierend auf einem Kalman-Filter implementiert. Ein Ansatz schätzt die Höhe über Grund direkt. Der zweite Ansatz schätzt die Terrain-Höhe, woraus sich mit der Höhe über dem mittleren Meeresspiegel erstere bestimmen lässt. Aufgrund ihrer Fähigkeit Rauschen und Ausreißer zu unterdrücken, wurden die Kalman-Filter basierenden Filter ausgewählt. Das Synthetic-Vision-basierte

Landesystem wurde im Rahmen einer PITL-Simulationsstudie evaluiert. Aufgabe der Probanden war es, ein Szenario zu fliegen, bei dem unter anderem ein Gebäudeüberflug und ein Geländefolgeflug simuliert wurde. Darüber hinaus wurde die Performanz bei der Landung und die subjektive Einschätzungen der Piloten untersucht. Es zeigte sich deutlich, dass eine Höhenreferenzierung innerhalb der künstlichen Sicht rein basierend auf der AMSL-Höhe nicht möglich ist. Der Grund hierfür sind Abweichungen zwischen dem realen Terrain und dem Umgebungsmodell der Visualisierung, sodass dem Piloten nicht die reale Höhe über Grund dargestellt wird. Weitergehend wurden drei Methoden untersucht, die auf einen Kalman-Filter basieren. Grundlegend zeigten die obengenannten Ansätze der direkten Bestimmung der AGL-Höhe und der indirekten Bestimmung über die Terrain-Höhe nur geringe Unterschiede. Es zeigten sich allerdings Unterschiede bei der Art der Überblendung, sprich ab welcher Höhe und über welche Breite das Gewicht für die AGL-Höhe bei der Visualisierung erhöht wird. Hierbei zeigten sich Vorteile im Hinblick auf das subjektive Empfinden und das Verhalten der Piloten, wenn die Überblendung eher später und über eine größere Breite erfolgt. Der Grund hierfür liegt in Unstimmigkeiten zwischen dem realen Terrain und dem Umgebungsmodell, welche sich bei einer AGL-Referenzierung für den Piloten unnatürlich auf die Visualisierung auswirken. Eine spätere Überblendung hin zur AGL-Referenzierung führt allerdings auch dazu, dass die Visualisierung gegenüber der realen AGL-Höhe im Mittel größere Fehler aufweist. Ein Einfluss auf die Performanz während des Landeanflugs und der Landung über ebenem Terrain konnte nicht festgestellt werden. Hieraus lässt sich schließen, dass das oben genannte Phänomen primär über unebenem Terrain auftritt. Es wird empfohlen, das System ausschließlich über bekanntem und flachem Terrain zu verwenden, wie beispielsweise Einflugschneisen von Flughäfen und Flugplätzen.

Als nächsten Schritt sollte das Synthetic-Vision-basierte Landesystem im Rahmen eines Flugversuches unter Verwendung des skalierten Systems weiter evaluiert werden. Dafür ist es notwendig, das bestehende System mit einer modellbasierten Prädiktion, wie beispielsweise in [31] zu erweitern. Der Hintergrund hierfür liegt darin, dass die Lage und geodätische Position des UAS mit ausreichend hoher Datenrate von mindestens 30 Hz und ausreichend geringer Latenz von ≤ 300 ms vorliegen müssen. Zusätzlich ist es notwendig, die Korrektur der Schrägdistanz auf Basis der vorherrschenden Lagewinkel in das System einzubinden. Anhand der Flugversuche sollte untersucht werden, wie sich ein Flug in Bodennähe, beispielsweise im Rahmen eines Endanfluges, für die

Piloten unter realen Bedingungen anfühlt und ob es auch hier zu den beschriebenen visuellen Effekten in Bodennähe kommt. Ist dies der Fall, sollte die Art, wie die Höhe über Grund in der Visualisierung gesetzt wird, überarbeitet werden. Denkbar wäre beispielsweise ein Ansatz, bei dem der vorherrschende Offset zwischen visualisierter und ermittelter Höhe über Grund kontinuierlich und in Abhängigkeit der Höhe mehr oder weniger aggressiv ausgeregelt wird. Weitergehend sollte anhand der Flugversuche untersucht werden, ob die benötigten Zustandsdaten der Position und AMSL-Höhe mit ausreichend hoher Genauigkeit durch den COTS Autopiloten bereitgestellt werden. Ist die Evaluation erfolgreich, kann mit der Anpassung des Systems zur Fernführung eines realen unbemannten Experimentalsystems, beispielsweise des ALAADy-Demonstrators begonnen werden. Hierfür ist ein Tuning des verwendeten Filters auf die Dynamik und Sensorik des jeweiligen Systems notwendig. Darüber hinaus müssen Konzepte für den Betrieb des Systems erarbeitet werden. Beispielsweise das Umschalten bei Ausfall der FPV-Videosicht stellt hier ein kritisches Unterfangen dar. Neben dem Einsatz als Rückfallmöglichkeit für die Videosicht sollte das Synthetic-Vision-basierte Landesystem weiter für den Einsatz mit einem HMD befähigt werden. Hierfür ist es notwendig, die Datenrate der Positions- und Lagezustandsdaten gegebenenfalls weiter zu erhöhen. Zusätzlich ist ein Konzept und die Umsetzung einer Fusion zwischen realer Videoansicht und künstlicher Sicht von Nöten. Hierfür stellt das Picture-in-Picture Konzept, wie in [23] vorgestellt, eine interessante Möglichkeit dar. Ferner stellt eine Untersuchung zum Einfluss des SV-basierten Landesystems auf das Situationsbewusstsein des Piloten eine interessante Forschungsmöglichkeit dar. Erwartet wird, dass das System dazu beitragen kann das Situationsbewusstsein, wie in [21, 22, 24] beschrieben, zu verbessern. Vor allem der Einsatz eines HMDs wird hier, aufgrund von Ergebnissen aus [5], als vielversprechend gesehen.

Literaturverzeichnis

- [1] J. C. Dauer. *Automated Low-Altitude Air Delivery*. Cham: Springer International Publishing, 2022. DOI: 10.1007/978-3-030-83144-8.
- [2] M. Laubner u. a. *A Remote Test Pilot Control Station for Unmanned Research Aircraft*. 2021. DOI: 10.25967/570296.
- [3] R. Clarke und L. Bennett Moses. „The regulation of civilian drones’ impacts on public safety“. In: *Computer Law & Security Review* 30.3 (2014), Seiten 263–285. DOI: 10.1016/j.clsr.2014.03.007.
- [4] G. Wild u. a. „A Post-Accident Analysis of Civil Remotely-Piloted Aircraft System Accidents and Incidents“. In: *Journal of Aerospace Technology and Management* 9.2 (2017), Seiten 157–168. DOI: 10.5028/jatm.v9i2.701.
- [5] R. M. S. Clifford u. a. „The Effects of Multi-sensory Aerial Firefighting Training in Virtual Reality on Situational Awareness, Workload, and Presence“. In: *2020 IEEE Conference on Virtual Reality and 3D User Interfaces Abstracts and Workshops (VRW)*. IEEE, 2020, Seiten 93–100. DOI: 10.1109/VRW50115.2020.00023.
- [6] K. Geng und N. A. Chulin. „Applications of Multi-height Sensors Data Fusion and Fault-tolerant Kalman Filter in Integrated Navigation System of UAV“. In: *Procedia Computer Science* 103 (2017), Seiten 231–238. DOI: 10.1016/j.procs.2017.01.090.
- [7] A. R. Videmsek. „Aircraft Based GPS Augmentation Using an On-Board RADAR Altimeter for Precision Approach and Landing of Unmanned Aircraft Systems“. Masterarbeit. Ohio: Russ Collage of Engineering and Technology, 2020.
- [8] M. Werner. „Shuttle Radar Topography Mission (SRTM) Mission Overview“. In: *Frequenz* 55.3-4 (2001), Seiten 75–79. DOI: 10.1515/FREQ.2001.55.3-4.75.
- [9] M. Felux und B. Braun. „Analysis of a GNSS/Radar Altimeter integration for improved touch-down performance in automatic landings“. In: *Proceedings of the 5th GNSS Vulnerabilities & Solutions Conference*. 2011.
- [10] B. P. Gibbs. *Advanced Kalman filtering, least-squares and modeling: A practical handbook*. Hoboken, NJ: Wiley, 2011. DOI: 10.1002/9780470890042.

- [11] H. Ma u. a. „Introduction to Kalman Filtering“. In: *Kalman Filtering and Information Fusion*. Herausgegeben von H. Ma u. a. Singapore: Springer Singapore, 2020, Seiten 3–9. DOI: 10.1007/978-981-15-0806-6_1.
- [12] M. Saber, M. E. Ghoneim und S. Kumar. „Survey on Design of Digital FIR Filters using Optimization Models“. In: *Journal of Artificial Intelligence and Metaheuristics* 2.1 (2022), Seiten 16–26. DOI: 10.54216/JAIM.020102.
- [13] D. Tenne und T. Singh. „Optimal design of alpha beta gamma filters“. In: *Proceedings of the 2000 American Control Conference. ACC (IEEE Cat. No.00CH36334)*. IEEE, 2000, 4348–4352 vol.6. DOI: 10.1109/ACC.2000.877043.
- [14] K. Saho. „Fundamental Properties and Optimal Gains of a Steady-State Velocity Measured α - β Tracking Filter“. In: *Advances in Remote Sensing* 03.02 (2014), Seiten 61–76. DOI: 10.4236/ars.2014.32006.
- [15] K. Saho und M. Masugi. „Performance analysis of α - β - γ -tracking filters using position and velocity measurements“. In: *EURASIP journal on advances in signal processing* 2015.1 (2015). DOI: 10.1186/s13634-015-0220-3.
- [16] H. Durrant-Whyte und T. C. Henderson. „Multisensor Data Fusion“. In: *Springer Handbook of Robotics*. Herausgegeben von B. Siciliano und O. Khatib. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2008, Seiten 585–610. DOI: 10.1007/978-3-540-30301-5_26.
- [17] H. Ma u. a. „Challenges in Kalman Filtering“. In: *Kalman Filtering and Information Fusion*. Herausgegeben von H. Ma u. a. Singapore: Springer Singapore, 2020, Seiten 11–18. DOI: 10.1007/978-981-15-0806-6_2.
- [18] D. C. Foyle, M. K. Kaiser und W. W. Johnson. „Visual Cues in Low-level Flight: Implications for Pilotage, Training, Simulation, and Enhanced/Synthetic Vision Systems“. In: *48th AHS International Annual Forum*. Herausgegeben von American Helicopter Society. Band Vol. 1. 1992, Seiten 253–260.
- [19] F. Sadjadi u. a. „Radar synthetic vision system for adverse weather aircraft landing“. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 35.1 (1999), Seiten 2–14. DOI: 10.1109/7.745676.
- [20] N. Kumar u. a. „Integrated Enhanced and Synthetic Vision System for Transport Aircraft“. In: *Defence Science Journal* 63.2 (2013), Seiten 157–163. DOI: 10.14429/dsj.63.4258.

- [21] L. J. Kramer u. a. *Enhanced Flight Vision Systems and Synthetic Vision Systems for NextGen Approach and Landing Operations: NASA/TP-2013-218054*. 2013.
- [22] J. J. Arthur III, L. J. Kramer und R. E. Bailey. „Flight test comparison between enhanced vision (FLIR) and synthetic vision systems“. In: *Enhanced and Synthetic Vision 2005*. Herausgegeben von J. G. Verly. SPIE Proceedings. SPIE, 2005, Seiten 25–36. DOI: 10.1117/12.604363.
- [23] G. L. Calhoun u. a. „Synthetic vision system for improving unmanned aerial vehicle operator situation awareness“. In: *Enhanced and Synthetic Vision 2005*. Herausgegeben von J. G. Verly. SPIE Proceedings. SPIE, 2005, Seiten 219–230. DOI: 10.1117/12.603421.
- [24] O. Torres u. a. „Synthetic vision for Remotely Piloted Aircraft in non-segregated airspace“. In: *2011 IEEE/AIAA 30th Digital Avionics Systems Conference*. IEEE, 2011, Seiten 5C4-1-5C4-8. DOI: 10.1109/DASC.2011.6096083.
- [25] E. R. Price und G. K. Egan. „Real-Time UAV Visualization Using a Flight Simulator“. In: *AIAC12*. Melbourne, Australien, 2007.
- [26] A. Videmsek und M. U. de Haag. „On-Board GPS Augmentation through RADAR Altimeter Aiding for Precision Approach and Landing of UAS“. In: *2020 European Navigation Conference (ENC)*. IEEE, 2020, Seiten 1–12. DOI: 10.23919/ENC48637.2020.9317481.
- [27] Cho u. a. „Altitude Integration of Radar Altimeter and GPS/INS for Automatic Takeoff and Landing of a UAV“. In: *2011 11th International Conference on Control, Automation and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE, 2011, Seiten 1429–1432.
- [28] A. Stornig u. a. „Video Quality and Latency for UAV Teleoperation over LTE: A Study with ns3“. In: *2021 IEEE 93rd Vehicular Technology Conference (VTC2021-Spring)*. IEEE, 2021, Seiten 1–7. DOI: 10.1109/VTC2021-Spring51267.2021.9448676.
- [29] J. Wang u. a. „Effect of Frame Rate on User Experience, Performance, and Simulator Sickness in Virtual Reality“. In: *IEEE transactions on visualization and computer graphics* PP (2023). DOI: 10.1109/TVCG.2023.3247057.
- [30] T. Mandal und Y. Gu. „Analysis of Pilot-Induced-Oscillation and Pilot Vehicle System Stability Using UAS Flight Experiments“. In: *Aerospace* 3.4 (2016), Seite 42. DOI: 10.3390/aerospace3040042.

- [31] O. Ostermann. „Evaluation of Model-based Real-time Latency Compensation for Unmanned Aircraft Remote Control“. Internship Report, Technische Universität Dresden. 2022.
- [32] L. Hong. „Discrete constant-velocity-equivalent multirate models for target tracking“. In: *Mathematical and Computer Modelling* 28.11 (1998), Seiten 7–18. DOI: 10.1016/S0895-7177(98)00161-7.
- [33] S. K. Paul u. a. „Object Detection and Pose Estimation from RGB and Depth Data for Real-Time, Adaptive Robotic Grasping“. In: *Advances in Computer Vision and Computational Biology*. Herausgegeben von H. R. Arabnia u. a. Transactions on Computational Science and Computational Intelligence. Cham: Springer International Publishing, 2021, Seiten 121–142. DOI: 10.1007/978-3-030-71051-4_10.
- [34] A. M. Contreras und C. Hajiyev. „Robust Kalman Filter-Based Fault-Tolerant Integrated Baro-Inertial-GPS Altimeter“. In: *Metrology and Measurement Systems* 26.4 (2019), Seiten 673–686. DOI: 10.24425/mms.2019.129586.
- [35] L. L. Ames und E. J. George. *Revision and verification of a seven-point workload estimation scale*. Herausgegeben von Air Force Flight Test Center. Kalifornien, 1993.
- [36] P. A. Hebbar und A. A. Pashilkar. „Pilot performance evaluation of simulated flight approach and landing manoeuvres using quantitative assessment tools“. In: *Sādhanā* 42.3 (2017), Seiten 405–415. DOI: 10.1007/s12046-017-0613-0.
- [37] E. van Weelden u. a. *Differentiating Workload using Pilot’s Stick Input in a Virtual Reality Flight Task*. 2023. DOI: 10.48550/arXiv.2309.09619.

Danksagung

Ich möchte mich sehr herzlich bei Herrn Martin Laubner für die freundliche, fachliche und persönliche Unterstützung bedanken.

Mein besonderer Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. S. Levedag, Institutsleiter des Institutes für Flugsystemtechnik am DLR Braunschweig, für die Betreuung dieser Arbeit.

Darüber hinaus möchte ich mich bei allen Mitarbeitern der Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge des Institut für Flugsystemtechnik bedanken.

Ferner danke ich meiner Familie und Freunden für die mentale Unterstützung während der Anfertigung dieser Arbeit.

A. Appendix

A.1. Matrizen für Terrain-KF

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{A.1})$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^4}{4} Q_{terr} & \frac{\Delta t^3}{2} Q_{terr} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\Delta t^3}{2} Q_{terr} & \Delta t^2 Q_{terr} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\Delta t^4}{4} Q_{AMSL} & \frac{\Delta t^3}{2} Q_{AMSL} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\Delta t^3}{2} Q_{AMSL} & \Delta t^2 Q_{AMSL} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\Delta t^4}{4} Q_{DEM} \end{bmatrix} \quad (\text{A.2})$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.3})$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \sigma_S^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{DEM}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_F^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A.4})$$

A.2. Filterparameter

Tabelle A.1.: Filterparameter für AGL-LSQ

Parameter	Wert
Fenstergröße AGL-Filter	15
Fenstergröße Offset-Filter	15

Tabelle A.2.: Filterparameter für AGL-AB

Parameter	Wert
AGL-Filter: α	0,18
AGL-Filter: β	0,05
Offset-Filter: α	0,2
Offset-Filter: β	0,05

Tabelle A.3.: Filterparameter für AGL-KF

Parameter	Wert
Q_{AGL}	2 m ²
Q_{DEM}	Höhenmesser verfügbar: 0,1 m ² Nicht verfügbar: 100 000 m ²
σ_S^2	0,4 m ²
σ_F^2	2 m ²
σ_{DEM}	5 m ²

Tabelle A.4.: Filterparameter für Terrain-KF

Parameter	Wert
Q_{terr}	0,5 m ²
Q_{AMSL}	50 m ²
Q_{DEM}	Höhensensor verfügbar: 0,1 m ² Nicht verfügbar: 100 000 m ²
σ_S^2	0,4 m ²
σ_F^2	0,1 m ²
σ_{DEM}	5 m ²

A.3. Ergebnisse der Simulationsstudie - Anflug mit Bodenunebenheiten

Tabelle A.5.: Ergebnisse der Simulationsstudie - Anflug mit Bodenunebenheit

Filter	MAE	MSE
FT-Sensor	2,19	10,32
AGL-LSQ	2,25	10,86
AGL-AB	2,18	10,29
AGL-KF	2,04	9,59
Terrain-KF	2,38	10,93

A.4. Finaler Anflug - Pilotenverhalten

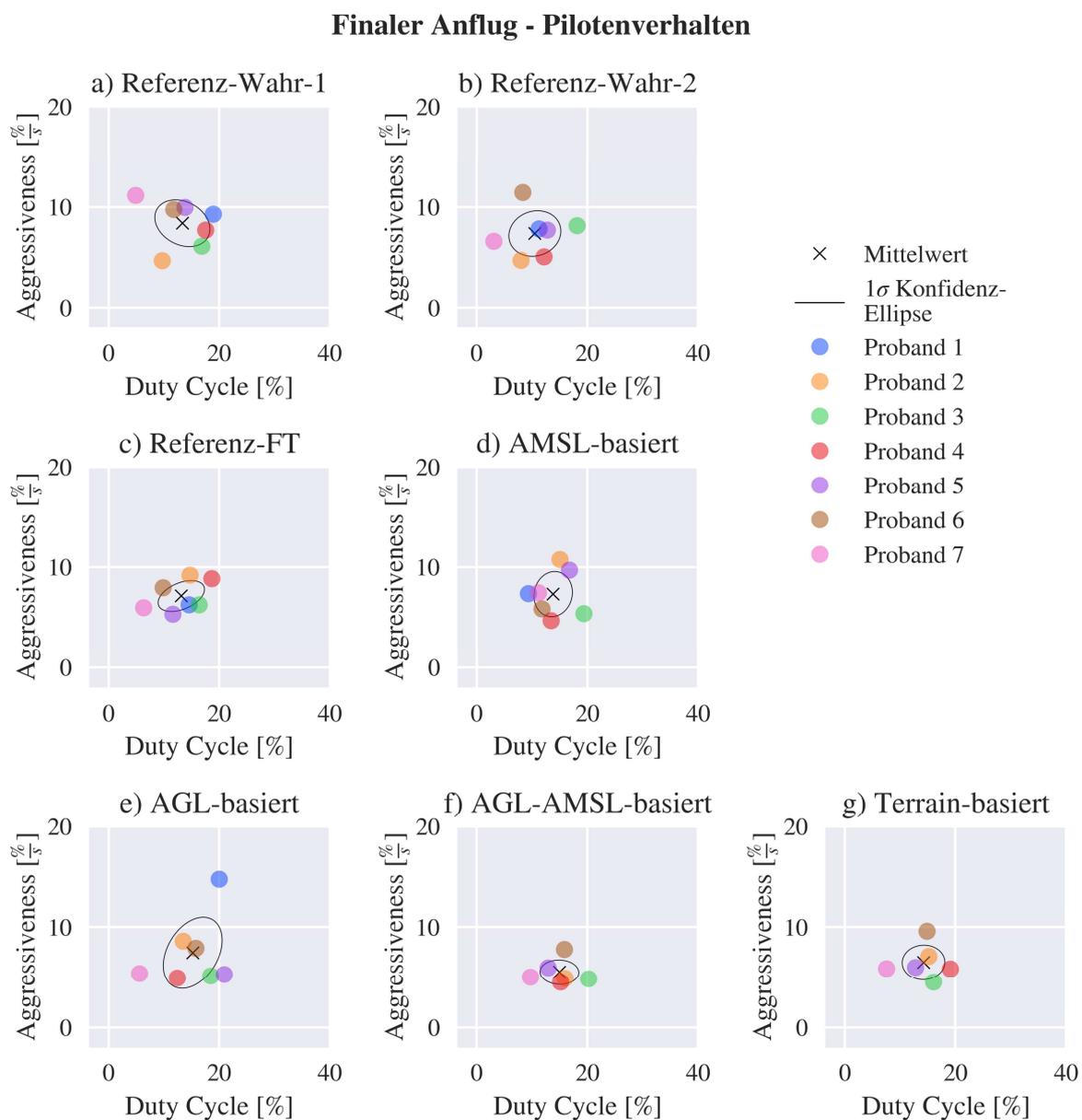


Abbildung A.1.: Endanflug - Visualisierte Höhe über Grund