



Universität der Bundeswehr München

Institut für
Flugsysteme

Notlandefeldauswahl und Anflugplanung mit elektro-optischer Sensorunterstützung für Kleinflugzeuge

David Nospes

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik der Universität der
Bundeswehr München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

angenommenen Dissertation.

Gutachter:

1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Stütz
2. Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel

Diese Dissertation wurde am 09.10.2025 bei der Universität der Bundeswehr München eingereicht
und durch die Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik am 30.01.2026 angenommen. Die
mündliche Prüfung fand am 06.02.2026 statt.

Danksagung

Diese Arbeit ist im Verlauf meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter an der Professur für Luftfahrttechnik am Institut für Flugsysteme der Universität der Bundeswehr München entstanden. In dieser Zeit haben mich viele Menschen unterstützt und damit diese Arbeit überhaupt möglich gemacht.

An erster Stelle möchte ich deshalb meinem Doktorvater Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Stütz danken, der mir diese Möglichkeit gegeben, mich über die gesamte Zeit an der Professur motiviert und mit seiner Expertise unterstützt hat.

Des Weiteren möchte ich Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel für das Interesse an meiner Arbeit und für seine Tätigkeit als Gutachter, sowie Univ.-Prof. Mag. Dr. habil. Thomas Pany für die Übernahme der Leitung der Promotionskommission danken.

Besonders bedanken möchte ich mich auch bei meiner Frau Maggie für ihre endlose Unterstützung und ihre Geduld, mit der sie mich über die komplette Zeit begleitet hat und mir geholfen hat auch schwierige Zeiten zu überwinden.

Außerdem möchte ich mich auch bei meinen engsten Kollegen und Freunden Tobi und Linda bedanken, die mich in schwierigen Phasen immer aufgemuntert haben, mit denen ich viele gute Erinnerungen Teile und viele inspirierende technischen Diskussionen hatte.

Abschließend gilt mein Dank auch meiner Familie, die mir immer den Rücken frei gehalten, mich unterstützt und mir die Grundlage geschaffen hat überhaupt an diesen Punkt zu kommen, und allen Kollegen und Studenten für die gemeinsame Arbeit, vor allem auch hinsichtlich des Aufbaus des Simulators und der Flugversuche.

David Nospes
Februar 2026

Zusammenfassung

Der Umgang mit Gefahren während des Fluges spielt für die Flugsicherheit in der *Allgemeinen Luftfahrt* eine wesentliche Rolle. Das Spektrum von Notlagen ist vielfältig, und jede erfordert eine situationspezifische Reaktion. So erzwingen z. B. Motorausfälle rasche, verlässliche Entscheidungen über geeignete Notlandeplätze und sichere Anflugpfade, vor allem in unstrukturiertem Gelände. Diese Arbeit beschäftigt sich mit der maschinellen Unterstützung bei solchen Entscheidungen sowie der Automatisierung von Notlandeprozessen für Kleinflugzeuge. Der Fokus liegt dabei auf der risikofaktorbasierten Bewertung von Notlandefeldern, der Modellierung sensorbasierter Hinderniserkennungsleistung und der beobachtbarkeitsoptimierten Pfadplanung. Das erstellte Konzept wird von konzeptuellen Vorüberlegungen für die ganzheitliche Notlandeplatzauswahl bis zur szenariospezifischen Notlandefeldbewertung bei Motorausfall beschrieben. Diese Bewertung erfolgt anhand eines Landeerfolgsindex, der basierend auf *Analytic-Hierarchy-Process (AHP)* aus einer Vielzahl notlanderelevanter Parameter bestimmt wird. Sie basiert unter anderem auf hybriden Anflugpfaden, die anhand der Kombination einer Bewegungsplanung mit dem *Bellman-Ford-Algorithmus* über Positionen mit erhöhter Sensorleistung und *Dubins*-basierten Flugpfadanteilen erstellt werden. Die Vorhersage dieser Sensorleistung wird mit Klassifikatoren auf Parameter elektro-optischer Sensorik durchgeführt. Die Analyse der entstandenen Modelle hinsichtlich der Wichtigkeit einzelner Merkmale erfolgt mit *Permutation-Feature-Importance (PFI)*. Der Evaluierungsprozess umfasst eine Expertenbefragung, Realfluganteile und Flugpfadvergleiche. Ersteres wird für die Risikoanalyse verschiedener Faktoren der Notlandefeldbewertung durchgeführt. Diese liefert für die Umsetzung des Bewertungsmodells geeignete Daten. Die Evaluierung der Sensorleistungsmodelle erfolgt durch Realflugversuche. Diese zeigen erste solide Ergebnisse auf dem erstellten Datensatz, mit deren größter Beeinflussung durch die *Ground-Sample-Distance (GSD)*. Der Erhalt von Landeoptionen entlang des Flugpfades wird abschließend anhand von Flugpfadvergleichen bewertet. Die Ergebnisse zeigen hier eine klare Verbesserung der sensorleistungsmodellbasierten Beobachtbarkeit der Notlandefelder und des Erhalts von Landealternativen, bei ähnlicher resultierender mittlerer Notlandefeldbewertung. Aufbauende Arbeiten könnten die hier bearbeiteten Themen zusätzlich weiter vertiefen.

Abstract

Dealing with in-flight hazards plays a crucial role in flight safety for *General Aviation*. The distress spectrum is diverse, and each requires a situation specific response. For example engine failures require rapid, reliable decisions about suitable emergency landing sites and safe approach paths, especially in unstructured terrain. This work addresses automated decision support as well as automation of emergency landing processes for light aircraft with the focus on risk-based assessment of emergency landing fields, modeling of sensor-based obstacle detection performance and path planning optimized on observability. The proposed concept is described from conceptual considerations for holistic emergency landing site selection to the scenario specific emergency landing field assessment in the event of an engine failure. This assessment is based on a landing success index, determined based on the *Analytic Hierarchy Process (AHP)* from a variety of parameters relevant to emergency landings. It is based, among other things, on hybrid approach paths created by combining motion planning using the *Bellman Ford* algorithm over positions with increased sensor performance and *Dubins*-based flight-path segments. Prediction of this sensor performance is carried out with classifiers using electro-optical sensor parameters. The importance of individual features in the resulting models is analyzed with *Permutation Feature Importance (PFI)*. The evaluation process comprises an expert survey, real-flight components, and flight-path comparisons. The former is conducted to perform a risk analysis of various factors in the landing-site rating and provides suitable data for implementing the assessment model. The sensor performance models are evaluated through flight campaigns. These show initial robust results for the created dataset, with the *Ground Sample Distance (GSD)* having the greatest influence. The preservation of landing options along the flight-path is finally evaluated using flight-path comparisons. The results show a clear improvement in the sensorperformance-based observability of emergency landing fields and the preservation of landing alternatives, with a similar resulting average emergency landing field rating. Subsequent work could further explore and deepen the topics adressed in this work.

Inhaltsverzeichnis

| | |
|--|-------------|
| Abbildungsverzeichnis | xiii |
| Tabellenverzeichnis | xvii |
| Algorithmenverzeichnis | xix |
| Abkürzungsverzeichnis | xxi |
| 1 Einleitung | 1 |
| 1.1 Motivation | 1 |
| 1.2 Anwendungsfall | 2 |
| 1.3 High-Level-Anforderungen | 3 |
| 1.4 Aufbau der Arbeit | 3 |
| 2 Hintergrund | 5 |
| 2.1 Kleinflugzeuge | 5 |
| 2.1.1 Gefahrenquellen während der Flugdurchführung | 6 |
| 2.1.2 Arten der ungeplanten Landung | 7 |
| 2.1.3 Notlandesysteme | 8 |
| 2.2 Auswahl von Notlandefeldern | 8 |
| 2.2.1 Vorgehen im Notlandefall | 9 |
| 2.2.2 Anflugverfahren für die Notlandung | 9 |
| 2.2.3 Landefelddefinition & -eigenschaften | 10 |
| 2.2.4 Risikobeurteilung & Notlandefeldauswahl | 11 |
| 3 Stand der Forschung | 13 |
| 3.1 Notlandefeldbewertung | 13 |
| 3.2 Sensorleistungsmodellierung | 16 |
| 3.3 Flugpfadplanung zum Optionserhalt | 17 |
| 3.4 Forschungslücken | 19 |

| | | |
|----------|--|-----------|
| 4 | Konzept & Systemdesign | 23 |
| 4.1 | Konzeptuelle Vorüberlegungen | 23 |
| 4.1.1 | Funktionale Anforderungen | 24 |
| 4.1.2 | Sensortypauswahl | 24 |
| 4.2 | Top-Level-Konzept | 27 |
| 4.2.1 | Erstellung der Notlandeplatzdatenbank | 27 |
| 4.2.2 | Notlandeplatzauswahl | 29 |
| 4.2.3 | Flugpfadplanung & Hindernisdetektion | 31 |
| 4.3 | Definition des Referenzszenarios | 32 |
| 4.4 | Feinkonzept | 34 |
| 4.5 | Funktionales Design | 37 |
| 4.5.1 | Notlandefeldbewertung | 37 |
| 4.5.2 | Sensorleistungsmodell | 42 |
| 4.5.3 | Flugpfadplanung zum Optionserhalt | 45 |
| 4.6 | Methodenauswahl | 47 |
| 4.6.1 | Notlandefeldbewertung | 47 |
| 4.6.2 | Kamerabasierte Hindernisdetektion | 50 |
| 4.6.3 | Sensorleistungsmodellierung | 51 |
| 4.6.4 | Evaluierungsmetriken | 53 |
| 4.6.5 | Bestimmung der Merkmalswichtigkeit | 55 |
| 4.6.6 | Flugpfadplanung | 56 |
| 4.7 | Konzeptbewertung | 59 |
| 5 | Implementierung | 63 |
| 5.1 | Prototypischer Demonstrator des Feinkonzepts | 63 |
| 5.1.1 | Hardware | 64 |
| 5.1.2 | Softwarearchitektur & -beschreibung | 64 |
| 5.1.3 | Darstellung der Visualisierung | 67 |
| 5.2 | Umsetzung der Methoden | 70 |
| 5.2.1 | Notlandefeldbewertung | 70 |
| 5.2.2 | Sensorleistungsmodell | 77 |
| 5.2.3 | Flugpfadplanung zum Optionserhalt | 79 |
| 6 | Design, Durchführung und Auswertung der Experimente | 87 |
| 6.1 | Forschungsfragen | 87 |

| | | |
|----------|--|------------|
| 6.2 | Expertenbefragung Notlandefeldbewertung | 89 |
| 6.2.1 | Experimentalkonzept | 89 |
| 6.2.2 | Befragungsdurchführung | 93 |
| 6.2.3 | Befragungsauswertung hinsichtlich des Gesamtrettungssystems | 93 |
| 6.2.4 | Befragungsauswertung hinsichtlich der Notlandefeldbewertung | 95 |
| 6.2.5 | Befragungsauswertung hinsichtlich Verbesserungsmöglichkeiten des Modells | 105 |
| 6.3 | Realflugexperiment Sensorleistungsmodell | 106 |
| 6.3.1 | Experimentalkonzept | 106 |
| 6.3.2 | Datensatzerstellung | 107 |
| 6.3.3 | Objektdetektor-Training | 108 |
| 6.3.4 | Datensatzanpassung | 112 |
| 6.3.5 | Anlernen des Sensorleistungsmodells | 112 |
| 6.3.6 | Auswertung der Ergebnisse | 114 |
| 6.4 | Experiment zum Optionserhalt | 119 |
| 6.4.1 | Experimentalkonzept | 120 |
| 6.4.2 | Durchführung der Experimente | 121 |
| 6.4.3 | Auswertung der Ergebnisse | 126 |
| 6.5 | Diskussion der Forschungsergebnisse hinsichtlich der Forschungsfragen | 137 |
| 7 | Zusammenfassung & Ausblick | 139 |
| 7.1 | Wissenschaftliche Beiträge | 139 |
| 7.2 | Zusammenfassung | 140 |
| 7.3 | Ausblick | 141 |
| | Literatur | 143 |
| | A Pilotenbefragung | 159 |
| | B Zusätzliche Visualisierung der Entscheidungsgrenze von Naive-Bayes | 173 |

Abbildungsverzeichnis

| | | |
|-----|---|----|
| 2.1 | Eine schematische Darstellung der in dieser Arbeit getroffenen Unterscheidung zwischen Notlandeplatz, Notlandezone und Notlandefeld. | 10 |
| 4.1 | Das <i>Top-Level</i> -Konzept der automatisierten Notlandeplatzauswahl und der Anflugsplanung für ein Kleinflugzeug bestehend aus der Notlandeplatzkatalogerstellung vor dem Flug sowie der Notlandeplatzauswahl, der Flugpfadplanung und der Hindernisdetektion während des Fluges. | 28 |
| 4.2 | Eine Darstellung der Kombination von <i>Coverage-Path-Planning</i> und Sensorpfadplanung zur Beobachtung einer Reihe von Notlandezeiten mit Ackern und Grünflächen. | 33 |
| 4.3 | Das Flussdiagramm für den Ablauf einer Notlandung mit dem dafür vorgeschlagenen Teilsystem. | 36 |
| 4.4 | Das Feinkonzept für die Teilsystemarchitektur des automatisierten Notlandesystems für ein Kleinflugzeug. | 38 |
| 4.5 | Das Konzept der Landefeldbewertung zur Aufstellung einer Landefeldreihenfolge. Die Bewertung erfolgt anhand der vier Risikokategorien eingeteilt in die unterschiedlichen Notlandephase zuerst für die einzelnen Risikofaktoren (türkis), welche anschließend zu Erfolgsindizes für die Risikokategorien (rot) und abschließend zu einem Gesamterfolgsindex (grün) fusioniert werden. | 43 |
| 4.6 | Das Sensorleistungsmodell für die Vorhersage der Detektionsleistung eines Hindernisdetektors für die Landung auf einem Notlandefeld mit direkt merkmalsverändernden Parametern in orange, indirekt merkmalsverändernden Parametern in blau und merkmalsunterdrückenden Parametern in grün. | 46 |
| 5.1 | Die High-Level-Abstraktion der Softwarearchitektur des prototypischen Demonstrators. | 68 |

Abbildungsverzeichnis

| | | |
|-----|--|-----|
| 5.2 | Die Darstellung der Visualisierung des prototypischen Demonstrators mit der Bewertung der Notlandefelder (oben), der Sensorsimulation (unten rechts) und des visualisierten Flugpfads sowie der Notlandefelder in Form von schwarzen Rechtecken in der aktuellen Flugumgebung (mittig). | 69 |
| 6.1 | Beispielbilder potenzieller Notlandemöglichkeiten und von deren Umgebung mit und ohne Hindernisse, die während der Realflugexperimente aufgenommen wurden. | 108 |
| 6.2 | Die Darstellung der Parameterübersicht nach dem Sampling des Bildmaterials. Auf der x-Achse ist der Depressionswinkel des Sensors, auf der Y-Achse der FoV der Kamera und auf der z-Achse die Distanz des Sensors zum potenziellen Notlandefeld. Weiterhin besitzen grüne Datenpunkte eine Sichtlinie vom Bildmittelpunkt zum Notlandefeld. Kleinere Punkte besitzen geringere Werte für die GSD und größere Punkte höhere. Hier liegen die kleinsten Werte bei 0,0068 und die größten Werte bei 0,98 Metern pro Pixel | 109 |
| 6.3 | Die Darstellung des Trainingsverlauf von <i>YOLOv11</i> auf den Hindernisdatensatz. | 111 |
| 6.4 | Die Darstellung des <i>F1-Scores</i> abhängig von dem <i>Confidence</i> -Schwellenwert des resultierenden <i>YOLOv11</i> Modells. | 111 |
| 6.5 | Eine Übersicht über den Ablauf des Samplings zur Datensatzerstellung für die Leistungsmodellierung aus allen Daten der einzelnen Aufnahmetagen. | 113 |
| 6.6 | Die Darstellung der bestimmten Wichtigkeiten der Klassifizierer durch PFI. Von links oben nach rechts unten abgebildet sind KNN, lineare SVM, Naive-Bayes, MLP, Random-Forest und logistische Regression. Auf der x-Achse befinden sich die Wichtigkeitsscore, welche die Abnahme der Genauigkeit bei Veränderung des Merkmals anzeigen. | 116 |
| 6.7 | Die Darstellung der Entscheidungsgrenze der wichtigsten drei Features je Klassifizierer: von links oben nach rechts unten KNN, lineare SVM, Naive-Bayes, MLP, Random Forrest und logistische Regression. | 117 |
| 6.8 | Ein beispielhaftes Sampling der Sensorleistung auf unterschiedlichen Höhen von 200m bis 700m AGL in 100m Höhenschritten von links oben nach rechts unten. Helle Bereiche sind Bereiche mit geringer Sensorleistung. Dementsprechend sind von dort nur wenige oder keine Notlandefelder überprüfbar. Grüne Bereiche haben eine größere Anzahl an überprüfbaren Notlandefeldern. Je dunkelgrüner der Bereich desto höher die erwartete Sensorleistung. | 119 |

| | | |
|------|---|-----|
| 6.9 | Die Differenzen der Sensorleistungen im Vergleich zu 200m AGL in 100m Höhengritten von links oben nach rechts unten. Helle Gegenden besitzen keinen Unterschied in der vorhergesagten Sensorleistung abhängig von der Höhe und dunklere Bereiche einen größeren Unterschied. | 120 |
| 6.10 | Ein Überblick über das gewählte Gebiet für die Experimente im Raum München mit den dort verfügbaren 3388 Notlandefeldern dargestellt als schwarze Rechtecke. Wälder sind hier dunkelgrün, Gewässer blau, Äcker braungelb und Wiesen hellgrün dargestellt. | 122 |
| 6.11 | Die Darstellung der unterschiedlichen Flugpfadvarianten in zweidimensionaler Ansicht. Hellere Abschnitte der Flugpfade stehen für Bereiche mit einer geringeren Anzahl beobachtbarer Notlandefelder. Dargestellt sind der auf dem Sensorleistungsmodell basierte Anflug mit 180° Anflugverfahren in Rotstufen, mit 90° Anflugverfahren in Orangestufen, mit Endanflug in Lilastufen und mit Direktanflug in Blaustufen. Die Dubins-basierten Standardanflüge sind in Graustufen dargestellt. Die anfliegbaren Notlandefelder sind als schwarz umrandete Rechtecke dargestellt. Im Hintergrund ist das Sensorleistungsraster auf ca. 500 Metern AGL dargestellt. | 124 |
| 6.12 | Einige Beispiele der Flugpfadplanung zum geplanten Notlandefeld durch Positionen erhöhter Sensorleistung (dunkelgrün) basierend auf dem <i>Naive-Bayes</i> -Modell. | 125 |
| 6.13 | Eine Abbildung der Anzahl nach Sensorleistungsmodell beobachtbarer Notlandefelder abhängig von der Höhe mit den unterschiedlichen Flugpfadvarianten. Dargestellt sind die sensorleistungsbasierten Anflüge mit 180° Anflugverfahren in grau, mit 90° Anflugverfahren in lila, mit Endanflug in blau und mit Direktanflug in grün. Die Dubins-basierten Anflüge mit Platzrunde auf kurzer sowie auf langer Strecke sind in orange und rot dargestellt. | 129 |
| 6.14 | Eine Abbildung der Anzahl der erreichbaren Notlandefelder abhängig von der Höhe mit den unterschiedlichen Flugpfadvarianten. Dargestellt sind die sensorleistungsbasierten Anflüge mit 180° Anflugverfahren in grau, mit 90° Anflugverfahren in lila, mit Endanflug in blau und mit Direktanflug in grün. Die Dubins-basierten Anflüge mit Platzrunde auf kurzer sowie auf langer Strecke sind in orange und rot dargestellt. | 132 |

Abbildungsverzeichnis

- 6.15 Eine Abbildung der Anzahl der beobachtbaren und erreichbaren Notlandefelder abhängig von der Höhe mit den unterschiedlichen Flugpfadvarianten. Dargestellt sind die sensorleistungsbasierten Anflüge mit 180° Anflugverfahren in grau, mit 90° Anflugverfahren in lila, mit Endanflug in blau und mit Direktanflug in grün. Die Dubins-basierten Anflüge mit Platzrunde auf kurzer sowie auf langer Strecke sind in orange und rot dargestellt. 134
- 6.16 Eine Abbildung des Durchschnitts der Bewertung der besten 5 erreichbaren Notlandefelder abhängig von der Höhe mit den unterschiedlichen Flugpfadvarianten. Dargestellt sind die sensorleistungsbasierten Anflüge mit 180° Anflugverfahren in grau, mit 90° Anflugverfahren in lila, mit Endanflug in blau und mit Direktanflug in grün. Die Dubins-basierten Anflüge mit Platzrunde auf kurzer sowie auf langer Strecke sind in orange und rot dargestellt. 136
- B.1 Die Darstellung der Entscheidungsgrenze des Naive-Bayes-Klassifikators über den Depressionswinkel, die GSD und den FoV. 173

Tabellenverzeichnis

| | | |
|-----|--|-----|
| 2.1 | Die Einteilung von kleineren Flugzeugen nach maximaler Abflugmasse und Personenanzahl [13]. | 6 |
| 2.2 | Eine Übersicht über mögliche Gefahren, die während eines Fluges auftreten können [12]. | 7 |
| 3.1 | Ein Überblick über relevante Forschungsarbeiten zur Notlandeplatzbewertung. . | 15 |
| 3.2 | Ein Überblick über relevante Forschungsarbeiten zur Sensorleistungsmodellierung. | 17 |
| 3.3 | Ein Überblick über relevante Forschungsarbeiten zur Flugfadplanung mit dem Hintergrund des Erhalts von Optionen während des Sinkflugs. | 20 |
| 4.1 | Die Matrix für die Klassifizierung der Notlagen und die Landeplatztypauswahl abhängig von den Notlagencharakteristiken. | 31 |
| 5.1 | Die verwendeten Hardwarekomponenten & die verwendete Systemsoftware für den prototypischen Demonstrator. | 64 |
| 6.1 | Eine Übersicht über Anzahl an Piloten der Befragung sowie über ihre Flugerfahrung. | 93 |
| 6.2 | Der Vergleich der generellen Risikovermutung für eine konventionelle Notlandung gegenüber der Verwendung des ballistischen Gesamttrettungssystems. | 94 |
| 6.3 | Eine Übersicht über die resultierende Erfolgsindizes $I_{\mu_{FA}}$ und deren Unsicherheiten $I_{\sigma_{FA}}$ für den Flug zur näheren Notlandefeldumgebung. | 99 |
| 6.4 | Eine Übersicht über die resultierende Erfolgsindizes $I_{\mu_{FA}}$ und deren Unsicherheiten $I_{\sigma_{FA}}$ für den Flug in der näheren Notlandefeldumgebung. | 100 |
| 6.5 | Eine Übersicht über die resultierende Erfolgsindizes $I_{\mu_{FA}}$ und deren Unsicherheiten $I_{\sigma_{FA}}$ für den Lande- und Abbremsvorgang. | 101 |
| 6.6 | Eine Übersicht über die resultierende Erfolgsindizes $I_{\mu_{FA}}$ und deren Unsicherheiten $I_{\sigma_{FA}}$ für den Bergungsvorgang. | 102 |
| 6.7 | Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Risikofaktoren des Fluges zur näheren Notlandefeldumgebung. | 104 |

Tabellenverzeichnis

| | | |
|------|---|-----|
| 6.8 | Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Risikofaktoren während des Fluges in der näheren Notlandefeldumgebung. | 104 |
| 6.9 | Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Risikofaktoren während der Landung. | 104 |
| 6.10 | Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Risikofaktoren während der Bergung. | 104 |
| 6.11 | Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Phasen der Notlandung. | 105 |
| 6.12 | Eine Übersicht über die entstandenen Kritikpunkte am Notlandefeldbewertungsmodell. | 105 |
| 6.13 | Die Genauigkeit, die Präzision, der Recall und der F1-Score dargestellt für die Klassifikationsvorhersage des Sensorleistungsmodell. | 118 |
| 6.14 | Eine Übersicht über einige Parametervariationsmöglichkeiten für die geometrische Flugpfadplanung in den Experimenten. | 121 |
| 6.15 | Eine Übersicht über die variierten Parameter und ihre Wertebereiche über den Verlauf des Experiments. | 123 |
| 6.16 | Eine Übersicht über den Mittelwert der Anzahl beobachtbarer Notlandefelder auf verschiedenen Höhen AGL und aufsummiert über alle Höhen. | 128 |
| 6.17 | Eine Übersicht über den Mittelwert der Anzahl erreichbaren Notlandefeldalternativen auf verschiedenen Höhen AGL und aufsummiert über alle Höhen. | 131 |
| 6.18 | Eine Übersicht über den Mittelwert der Anzahl erreichbaren und beobachtbaren Notlandefeldalternativen auf verschiedenen Höhen AGL und aufsummiert über alle Höhen. | 133 |
| 6.19 | Eine Übersicht über den Mittelwert der Bewertung der bis zu fünf bestbewerteten, erreichbaren Notlandefelder auf verschiedenen Höhen AGL und gemittelt über alle Höhen. Sollten weniger als fünf Notlandefelder auf einer Höhe zur Verfügung stehen, wird nur über die vorhandene Anzahl gemittelt. | 135 |

Algorithmenverzeichnis

| | | |
|---|--|----|
| 1 | Geometrische Flugfadplanungsheuristik basierend auf Sensorleistungsrastern . | 82 |
| 2 | Sensorleistungsbasierte Bestimmung von Flugfadteilen | 83 |
| 3 | Dubinsbasierte Anflugerstellung | 84 |
| 4 | Berechnung von Verzögerungskurven | 85 |

Abkürzungsverzeichnis

| | |
|-------------|---|
| ACO | Ant-Colony-Optimization |
| AGL | Above-Ground-Level |
| AHP | Analytic-Hierarchy-Process |
| ALE | Accumulated-Local-Effects |
| ANP | Analytic-Network-Process |
| ARC | Abnormaler Kontakt mit der Landebahn |
| ATC | Air-Traffic-Control |
| AUC | Area-Under-Curve |
| BFU | Bundesstelle für Flugunfalluntersuchungen |
| CDB | Common-Database |
| CFIT | Kontrollierter Flug ins Gelände |
| CNN | Convolutional-Neural-Network |
| CPL | Commercial-Pilot-License |
| CPT | Conditional-Probability-Table |
| DDS | Data-Distribution-Service |
| EASA | European Union Aviation Safety Agency |
| ECEF | Earth-centered, Earth-fixed |
| FAA | Federal Aviation Administration |
| FEI | Faktorerfolgsindex |

Abkürzungsverzeichnis

FF Forschungsfrage

FL Forschungslücke

FMS Flight-Management-System

FoV Field-Of-View

FUEL Kraftstoffbezogen Vorkommnisse

FZ Forschungsziel

GA Genetische Algorithmen

GAJSC General Aviation Joint Steering Committee

GSD Ground-Sample-Distance

HLR High-Level-Requirement

HOG Histograms-of-Oriented-Gradients

ICAO International Civil Aviation Organization

IMA Integrated-Modular-Avionics

IOU Intersection-Over-Union

KNN K-Nearest-Neighbors

LALT Tiefflugbetrieb

LAPL Light-Aircraft-Pilot-License

LOC-I Kontrollverlust während des Fluges

LOCO Leave-One-Covariate-Out

MAC Kollision in der Luft

MACBETH Measuring-Attractiveness-by-a-Categorical-Based-Evaluation-Technique

MAP Mean-Average-Precision

MCDA Multi-Criteria-Decision-Analysis

MED Medizinische Ereignisse

MLP Multi-Layer-Perceptron

MTOW Maximale Abflugmasse

NED north, east, down

NEI Notlandeersindex

NGT Nominal-Group-Technique

ORB Oriented-FAST-and-Rotated-BRIEF

PEI Phasenerfolgsindex

PFI Permutation-Feature-Importance

PPL Private-Pilot-License

PRM Probabilistic-Roadmap

RE Landebahnüberschreitung

ROC Receiver-Operating-Characteristic

RPN Region-Proposal-Network

RRT Rapidly-Exploring-Random-Tree

SCF-NP/PP System-/Komponentenausfall oder Fehlfunktion

SCF-PP Motorausfall

SPL Sailplane-Pilot-License

SPL-TMG Sailplane-Pilot-License mit Touring-Motor-Glider-Berechtigung

SVM Support-Vector-Machine

SWaP-C Size, Weight, Power and Cost

TOPSIS Technique-for-Order-Preference-by-Similarity-to-Ideal-Solution

TSP Traveling-Salesman-Problem

Abkürzungsverzeichnis

UAV Unmanned-Aerial-Vehicle

VFH Viewpoint Feature Histogram

VFR Visual-Flight-Rules

VNAV Vertical-Navigation-Planning

YOLO You-Only-Look-Once

1 Einleitung

Die Verbesserung der Flugsicherheit in der *Allgemeinen Luftfahrt* ist aufgrund der Häufigkeit tödlicher Unfälle von großer Relevanz. Dies spiegelt sich auch in ihrem hohen Stellenwert hinsichtlich der Förderung von Maßnahmen zur Risikosensibilisierung in deutschen Luftverkehrssicherheitsprogrammen [1] wider. Die Anzahl dieser Unfälle beläuft sich im Durchschnitt auf 1,4 pro 100 000 Starts bei Ultraleichtflugzeugen im Zeitraum von 2000 bis 2019 [2] und auf 0,63 pro 100 000 Starts bei Kleinflugzeugen im Zeitraum von 2019 bis 2021 [3]. Besonders kritisch sind Notlagen, in denen innerhalb kurzer Zeit über das geeignete Notverfahren entschieden werden muss. Die Fähigkeit, in diesen Situationen die richtigen Entscheidungen zu treffen, kann den Unterschied zwischen Erfolg und Misserfolg der Notlandung ausmachen. Ein wesentlicher Faktor dabei ist die rechtzeitige Identifizierung eines geeigneten Notlandefeldes sowie die Planung eines sicheren Anflugpfades. Vorhandene Verfahren für Landungen in unstrukturiertem Gelände hängen stark von der Erfahrung und den Fähigkeiten des Piloten ab. Komplexe und potenziell lebensbedrohliche Situationen, wie sie in Notfällen auftreten, können Piloten jedoch an ihre Grenzen bringen und überfordern [4, 5]. Ausführliche Vorbereitung kann jedoch dazu beitragen dieses Risiko zu verringern [6]. Dieser Hintergrund motiviert den Einsatz moderner Sensortechnologien und Computersysteme zur Unterstützung und Automatisierung der Suche nach passenden, hindernisfreien Notlandefeldern sowie der Planung geeigneter Anflugpfade. Diese Arbeit befasst sich mit Bausteinen eines solchen Systems zur Automatisierung von Notlandungen für Kleinflugzeuge. Dabei liegt der Schwerpunkt auf der Bewertung von Notlandefeldern sowie auf der Flugpfadgenerierung zum Erhalt dieser Optionen während des Abstiegs basierend auf einem Sensorleistungsmodell.

1.1 Motivation

Trotz vielseitiger Bemühungen, die Flugsicherheit in der *Allgemeinen Luftfahrt* durch Sicherheitsausstattung wie beispielsweise ballistische Gesamttrettungssysteme zu erhöhen, besteht weiteres Potenzial die Häufigkeit und Schwere von Unfällen zu reduzieren. Gleichzeitig unterliegen kleinere Flugzeugkategorien geringeren Zulassungs- und Prüfungsvorschriften [7, 8] sowie deren Piloten reduzierten medizinischen Anforderungen [9]. Des Weiteren ist die theoretische und

1 Einleitung

praktische Flugausbildung weniger umfangreich [10, 11]. In Kombination kann dies für ein erhöhtes Risiko sorgen und den Faktor Mensch als Fehlerquelle für mögliche Unfälle entsprechend erhöhen. Betrachtet man Unfallstudien der *Bundesstelle für Flugunfalluntersuchungen (BFU)*, des *General Aviation Joint Steering Committee (GAJSC)* sowie der *European Union Aviation Safety Agency (EASA)* werden im Bereich der Klein- und Ultraleichtflugzeuge die größten Risiken (mit nach Reihenfolge sinkender Relevanz) in folgenden Bereichen hervorgehoben:

- *Kontrollverlust während des Fluges (LOC-I), Tiefflugbetrieb (LALT), Medizinische Ereignisse (MED), System-/Komponentenausfall oder Fehlfunktion (SCF-NP/PP)* [2].
- *LOC-I, Kontrollierter Flug ins Gelände (CFIT), Motorausfall (SCF-PP), Kraftstoffbezogen Vorkommnisse (FUEL)* [12].
- *Abnormaler Kontakt mit der Landebahn (ARC), Kollision in der Luft (MAC), SCF-PP, LOC-I* [3].

Einige Untersuchungsabschnitte betrachten den Spezialfall von gemeldeten Unfällen mit Kleinflugzeugen bei Verwendung des ballistischen Gesamtrettungssystems. Hier traten in einigen Fällen von durch den Piloten gesteuerter Rettungssystemauslösung Komplikationen auf [2]. Solche Sicherheitssysteme sorgen demnach grundsätzlich für eine Verbesserung der Flugsicherheit, stellen jedoch noch keine Garantie für eine problemlose Landung dar. Vor diesem Hintergrund könnte ein System für eine automatisierte, gesteuerte Notlandung in unstrukturiertem Gelände eine Ergänzung für Luftfahrzeuge mit und eine Alternative für Luftfahrzeuge ohne ballistisches Gesamtrettungssystem darstellen und damit einen weiteren Beitrag zur Verbesserung der Flugsicherheit leisten.

1.2 Anwendungsfall

Der Fokus dieser Arbeit liegt auf einem Teilgebiet der beschriebenen Risiken: dem Ausfall des Antriebsmotors. Es werden demnach Situationen, die mit einer verringerten Motorleistung beginnen, betrachtet. Daraus folgt, dass das Luftfahrzeug nicht mehr in der Lage ist die Höhe zu halten, sondern nur noch innerhalb eines bestimmten Sinkwinkelbereichs operieren kann. Dieser kann bei vollständigem Triebwerksausfall bzw. Treibstoffmangel auf reines Gleiten reduziert sein. In beiden Fällen ist es wichtig einen erreichbaren, geeigneten Platz auszuwählen und eine Anflugplanung dorthin vorzunehmen. Um eine korrekte Auswahl vorzunehmen und die Hindernisfreiheit zu gewährleisten ist zudem eine Überprüfung der Hindernisfreiheit mittels On-Bordsensorik sinnvoll. Diese Landeplatzauswahl und Anflugplanung könnte dann dem Piloten

unterstützend zur Verfügung gestellt werden. Im Folgenden wird nun ein solches System konzipiert und untersucht werden.

1.3 High-Level-Anforderungen

Auf Basis des vorgestellten Anwendungsfalls lassen sich die *High-Level-Requirements (HLRs)* an das System festlegen. Das System soll

- **HLR1:** Notlandefelder automatisiert auswählen und diese während des Anflugs mit elektro-optischen Sensoren auf Hindernisfreiheit überprüfen.
- **HLR2:** eine automatische Anflugplanung durchführen und bei Detektion eines Hindernisses eine Umplanung zu einem anderen Notlandefeld ausführen.
- **HLR3:** die Beobachtbarkeit der aktuell möglichen Notlandeooptionen in der Anflugplanung berücksichtigen um die Wahrscheinlichkeit einer solchen Hindernisdetektion zu optimieren.

Diese Systemanforderung sollen den konzeptuellen Rahmen für diese Arbeit liefern.

1.4 Aufbau der Arbeit

Die vorgestellten Systemanforderungen dienen als Grundlage für die weitere Betrachtung der Notlandefeldauswahl und Anflugplanung mit EO-Sensorunterstützung für Kleinflugzeuge. Um die konzeptionelle Umsetzung besser einordnen zu können, werden im ersten Schritt in Kapitel 2 aus den vorgestellten HLRs funktionale Schwerpunkte abgeleitet, und zu diesen einige Hintergrundinformationen gegeben. In diesem Zusammenhang werden Informationen zu Kleinflugzeugen, der Notlandethematik sowie der im Praxiseinsatz angewendeten Notlandesysteme gegeben. Außerdem werden grundsätzliche Vorgehensweisen von Piloten zur Auswahl von Notlandefeldern und Anflugverfahren angeschnitten.

In Kapitel 3 wird anschließend einen Überblick über vorhandene Forschungsarbeiten gegeben. Darunter zählen die Darstellung und Erläuterung relevanter Literatur hinsichtlich der Bewertung von Landeplätzen, der Vorhersage von Detektionsleistungen anhand von Sensorleistungsmodellen in verschiedenen Kontexten sowie der Pfadplanung von Luftfahrzeugen. Darauf aufbauend werden Bereiche mit Potenzial für Forschungsbeiträge herauskristallisiert und Forschungslücken definiert.

1 Einleitung

Kapitel 4 stellt zuerst einige konzeptuelle Vorüberlegungen hinsichtlich funktionaler Anforderungen und einer für die Hindernisdetektion geeigneten Auswahl von Sensorik vor. Dies wird gefolgt von der Darstellung des *Top-Level*-Konzepts und der Definition des Referenzszenarios. Darauf basierend werden anschließend ein Feinkonzept für einen Ausschnitt dieses *Top-Level*-Konzepts abgeleitet und das funktionale Design der funktionalen Schwerpunkte vorgestellt. Anschließend erfolgt eine Vorstellung und Auswahl von Methoden für diese. Eine Bewertung des Konzepts hinsichtlich vorhandener Schwächen schließt dieses Kapitel ab.

In Kapitel 5 erfolgt die Erläuterung der Implementierung des Systems in zwei Teilen. Im ersten Teil wird die Umsetzung des Feinkonzepts in Form eines prototypischen Demonstrators vorgestellt. Dies beinhaltet die Beschreibung der Softwarearchitektur, der verwendeten Frameworks und Programme sowie des Kommunikationskonzepts zum Datenaustausch zwischen verschiedenen Teilsystemen des Demonstrators. Im zweiten Teil folgt die Erläuterung der mathematischen und softwareseitigen Umsetzung des Konzepts für die Forschungsschwerpunkte.

Kapitel 6 rekapituliert die Forschungslücken und formuliert spezifische Forschungsfragen, welche durch unterschiedliche Methoden der Datenerhebung beantwortet werden sollen. Zur Beantwortung der Fragen werden Experimentalkonzepte aufgestellt, die die Art und Weise der Evaluierung für jede Forschungsfrage definieren. Darauf folgt die Vorstellung der Experimente sowie die Auswertung und Diskussion ihrer Ergebnisse.

Abschließend fasst Kapitel 7 die Forschungsarbeit sowie ihre wichtigsten Beiträge zusammen und gibt einen Ausblick auf Erweiterungs- und Verbesserungsmöglichkeiten des vorgestellten Systems hinsichtlich möglicher zukünftiger Forschungsbeiträge.

2 Hintergrund

Aus den Systemanforderungen in Kapitel 1 lassen sich funktionale Schwerpunkte ableiten, welche dazu dienen die konzeptuelle Umsetzung etwas einzugrenzen und die Systemanforderungen etwas zu konkretisieren. Für diese Arbeit sind deshalb folgende Schwerpunkte entstanden:

- **Notlandefeldbewertung:** Bestimmt, welcher Landeplatz basierend auf der aktuellen Bewertungsfaktorausprägung am besten für die Notlandung geeignet ist. Eine Neubewertung der Parameter erfolgt während des Anflugs auf das Notlandefeld durchgehend, unter Berücksichtigung aktualisierter Informationen über mögliche Hindernisse.
- **Sensorleistungsmodell:** Bestimmt anhand eines Sensorparameterkontexts, ob vorgegebene Hindernisse in den Sensordaten durch einen Hindernisdetektor erkannt werden. So lassen sich Vorhersagen über den Erfolg von Hindernisdetektoren an möglichen Durchflugpositionen geben.
- **Flugfadplanung zum Optionserhalt:** Optimiert räumlich basierend auf einem planerischen Ansatz die Beobachtbarkeit von möglichst vielen Notlandefeldern zum Erhalt von Notlandeooptionen während des Sinkvorgangs.

Um die konzeptuelle Umsetzung der *HLR* in den Luftfahrtkontext einordnen zu können, werden im Folgenden einige Hintergrundinformationen gegeben. Dafür werden zuerst relevante Informationen zu Kleinflugzeugen dargestellt, gefolgt von der Aufarbeitung notlanderelevanter Faktoren sowie grundsätzlicher Vorgehensweisen von Piloten. In diesem Kontext wird zunächst ein kurzer Einblick in das Thema Kleinflugzeuge und bestehende Notlandesysteme gegeben. Anschließend wird auf die Auswahl von Notlandefeldern in unstrukturiertem Gelände durch Piloten eingegangen.

2.1 Kleinflugzeuge

Die Definition von Kleinflugzeugen unterscheidet sich in der Allgemeinen Luftfahrt je nach Land und Luftfahrtorganisation. Sie basiert auf grundlegenden Flugzeugcharakteristiken wie der

2 Hintergrund

maximalen Abflugmasse (*MTOW*), auf die sich im Folgenden bezogen wird. Von der *Federal Aviation Administration (FAA)* werden kleine Flugzeuge in verschiedene Unterkategorien, wie in Tabelle 2.1 dargestellt, eingeteilt. Diese beispielhafte Unterteilung bezieht sich nur auf das Gewicht und die Personenanzahl. Für die genaue Einteilung sind allerdings noch weitere Faktoren relevant, die in [13] nachgelesen werden können. Der Fokus dieser Arbeit liegt grundsätzlich auf Luftfahrzeugen, die nach dieser Einteilung in die normale und die sehr leichten Kategorie fallen. Im Folgenden werden Notsituationen und deren Gefahrenquellen sowie bestehende kommerzielle Rettungssysteme näher beleuchtet.

Tabelle 2.1: Die Einteilung von kleineren Flugzeugen nach maximaler Abflugmasse und Personenanzahl [13].

| Flugzeugtyp | Maximale Abflugmasse in Pfund | Maximale Anzahl an Personen |
|--|-------------------------------|-----------------------------|
| <i>Commuter</i> -Kategorie | 19 000 | 21 |
| <i>Normal-, Utility & Acrobatic</i> -Kategorie | 12 500 | 11 |
| <i>Restricted</i> -Kategorie | 12 500 | Besatzung und Unterstützung |
| <i>Primary</i> -Kategorie | 2 700 | 4 |
| <i>Very-Light</i> -Kategorie | 1 654 | 2 |
| <i>Gliders & Sailplanes</i> | 1 654 | 2 |

2.1.1 Gefahrenquellen während der Flugdurchführung

Das Gefahrenpotenzial für Pilot und Luftfahrzeug ist vielfältig. Es lässt sich in vielen Fällen jedoch reduzieren. Hierzu zählen vom Piloten selbst induzierte Risiken wie beispielsweise Selbstüberschätzung, Stress, Medikation oder Alkoholkonsum. Andere Risiken betreffen das Luftfahrzeug, vor allem hinsichtlich flugleistungsrelevanter Bereiche, wie beispielsweise mangelnder Kraftstoff, Überladung, *Weight-and-Balance* und Ähnliches, aber auch ausrüstungsbedingte Probleme aufgrund von fehlender Redundanz oder beeinträchtigtem Equipment. Des Weiteren sind umgebungsbedingte Risiken relevant. Dies betrifft unter anderem Wetterphänomene wie Vereisung, Gewitter, Turbulenzen und Flugsichtverlust durch Nebel, dichte Wolkendecken oder eintretende Nacht, aber auch Geländeeigenschaften, Luftfahrthindernisse, Flugplatzausstattung und Landebahnverunreinigung. Zusätzlich können Luftraum- und *Air-Traffic-Control (ATC)*-bedingte Risiken sowie Gefahren durch andere Luftfahrzeuge auftreten [12]. Eine Übersicht über die verschiedenen Gefahrenquellen findet sich in Tabelle 2.2.

Tabelle 2.2: Eine Übersicht über mögliche Gefahren, die während eines Fluges auftreten können [12].

| Gefahrentyp | Gefahren |
|----------------------|---|
| Pilotabhängig | Unzureichende Qualifizierung Ungeübtheit Mangelnde Kompetenz Luftfahrtmedizinische Gründe Psychische Belastung |
| Luftfahrzeugabhängig | Verlust der Antriebsleistung Fehlende Ausstattung |
| Umgebungsabhängig | Wetter Gelände Flugplatzeinrichtung Mangelnde Verfügbarkeit von ATC Luftraum Andere Luftfahrzeuge Nachtflug |

2.1.2 Arten der ungeplanten Landung

Die beschriebenen Gefahrenquellen können zu unterschiedlichen Arten von ungeplanten Landungen führen. Nach [14] lassen sich diese in drei verschiedene Kategorien einteilen:

- **Notlandung:** Der Pilot sieht sich aufgrund einer akuten Notlage nicht in der Lage den Flug fortzusetzen, was eine sofortige Landung auf einem Flugplatz oder in unstrukturiertem Gelände zur Folge hat.
- **Sicherheitslandung:** Der Flug kann prinzipiell fortgesetzt werden. Aufgrund des Luftfahrzeugzustands, Umweltbedingungen oder der eigenen Verfassung hält der Pilot es jedoch für sicherer eine Landung in strukturiertem oder unstrukturiertem Gelände durchzuführen.
- **Notwasserung:** Eine Landung im Wasser. Dies kann sowohl aus Notwendigkeit als auch präventiv geschehen.

Sicherheitslandungen bergen im Normalfall das geringste Risiko, da mehr Zeit für Planung und Durchführung vorhanden ist. Wenn die Landung als zu riskant angesehen wird und die vorhandene Motorleistung noch zum Ausgleich möglicher Fehleinschätzungen ausreicht, kann hier noch durchgestartet und ein erneuter Landeanflug durchgeführt werden. Deutlich risikobehafteter ist die Notlandung. Diese Landungen müssen bei allen Ultraleicht- und bei manchen

2 Hintergrund

Kleinflugzeugen nicht zwangsläufig durch eine klassische, aerodynamisch getragene Landung durchgeführt werden, sondern es kann ein ballistisches Gesamttrettungssystem als Alternative in Betracht gezogen werden. Dieses kann beispielsweise im Fall eines katastrophalen Versagens der Flugzeugsysteme oder in ähnlichen Fällen, die höchstwahrscheinlich zum Tod des Piloten führen würden, ein Ausweg sein [14].

Da eine Notwasserung generell komplexere Anforderungen, vor allem bei höherem Wellengang, mit sich bringt [15], sollte auch hier das Gesamttrettungssystem in Betracht gezogen werden [16]. Für eine detaillierte Übersicht über viele mögliche Gefahren, deren Erkennung anhand der Luftfahrzeuginstrumente sowie einzuleitenden Maßnahmen sei auf [14] verwiesen. Der Fokus dieser Arbeit liegt auf der Notlandung in unstrukturiertem Gelände ohne Berücksichtigung der Notwasserung.

2.1.3 Notlandesysteme

Derzeit existierende technische Systeme, die im Falle einer anstehenden Notlandung unterstützen, lassen sich grundsätzlich in zwei Arten einteilen:

- **Ballistische Gesamttrettungssysteme:** Hierbei handelt es sich um einen runden, nicht lenkbaren Rettungsschirm, der durch eine pyrotechnische Ladung ausgestoßen wird. Dieser soll die Sinkgeschwindigkeit des Luftfahrzeugs auf eine für das Aufsetzen sichere Geschwindigkeit verringern. Die Auslösung dieses Systems muss durch den Piloten veranlasst werden [17].
- **Autonome Landesysteme:** Diese werden automatisch, wenn das System eine Flugunfähigkeit beim Piloten erkennt, oder manuell aktiviert. Sie führen dann eine Landung am nächstgelegenen, geeigneten Flugplatz durch [18].

Erstere sind aufgrund ihrer Einfachheit günstiger und vergleichsweise unabhängig vom übrigen Flugzeugsystem. Nachteil ist die fehlende Steuerbarkeit, was wiederum zusätzliche Risiken mit sich bringen kann. Letztere ermöglichen präzise Landungen, erfordern jedoch die Erreichbarkeit von existierenden Flugplätzen.

2.2 Auswahl von Notlandefeldern

Für den Fall, dass keine Flugplätze erreichbar sind, müssen geeignete Notlandebahnen in unstrukturiertem Gelände ausgewählt werden. Die Auswahl dieser erfordert die Betrachtung

und Bewertung verschiedener Risiken für eine sichere Landung. Diese entstehen bereits mit Eintreten der Notsituation während des Anflugs auf das Notlandefeld, bestehen weiterhin bei der eigentlichen Landung und hängen zudem von der Verfügbarkeit zeitnaher Rettungsmaßnahmen in der Umgebung ab. Die damit verbundene Risikoabwägung erfolgt normalerweise durch den Piloten, der für solche Situationen ausgebildet sein sollte.

Im Folgenden wird zuerst das Vorgehen bei Landungen und Anflugverfahren in Notsituationen genauer betrachtet. Darauf folgt ein kurzer Überblick über die Grundlagen von Notlandefeldereigenschaften und -risiken sowie über die deren Auswirkung auf die Entscheidungsfindung durch Piloten.

2.2.1 Vorgehen im Notlandefall

Die Effektivität des Umgangs mit der Notsituation kann durch Strategien und Checklisten erhöht werden und damit die Sicherheit der Landung beeinflussen. Dabei spielen drei, nach sinkender Wichtigkeit aufgezählte Vorgänge die größte Rolle: Fluggeschwindigkeit kontrollieren, Notlandefeld bestimmen, Flugzeug für den Abstieg konfigurieren. Je nach Höhe bei Eintreten des Notfalls kann es hier zur Notwendigkeit der Vernachlässigung von weniger priorisierten Vorgängen kommen [6]. Weiterhin sollte, wenn möglich, zusätzlich ein Notruf abgesetzt, wenn vorhanden, Passagiere über die Situation aufgeklärt und vorbereitet sowie unmittelbar vor der das Flugzeug in die Landekonfigurationen überführt werden [19].

2.2.2 Anflugverfahren für die Notlandung

Für die Notlandung aufgrund eines Motorsausfalls existieren an die Standardplatzrunde angelehnte Anflugverfahren, die eine möglichst sichere Notlandung innerhalb der Leistungsgrenzen des Luftfahrzeugs auf einem Notlandeplatz der Wahl ermöglichen sollen. Das Grundprinzip hinter diesen ist das Überfliegen von verschiedenen Schlüsselpositionen, die unterschiedliche Phasen des Notlandevorgangs ein- beziehungsweise ausleiten. Im militärischen Kontext wird das entsprechende Anflugmuster auch als *Flameout-Pattern* bezeichnet. Dieses wird als 360°-Anflug durchgeführt, beginnend auf relativ großer Höhe über dem Notlandefeld am *High-Key*. Von dort erfolgt der Flug zum *Low-Key* im Gegenanflug, welcher die letzte Anflugposition vor der 180°-Kurve in den Endanflug auf die Notlandebahn ist und Querab zur Touchdown-Position liegen sollte [20, 21]. Dieses Prinzip findet in ähnlicher Ausführung ebenso im zivilen Kontext Anwendung [19, 22]. Diese Art von Anflug soll unter anderem für eine bessere Übersicht über die Ziellandebahn und ihre Umgebung sorgen.

Außerdem werden reduzierte Versionen des Anflugverfahrens beschrieben, bei denen kein vollständiges Abfliegen des Musters mehr möglich ist, sondern nur noch ein 180°- oder ein

2 Hintergrund

90°-Anflug über den *Base-Key* im Queranflug erfolgt [14], sowie weitere Varianten für simulierte Motorausfallübungen vorgeschlagen, welche sowohl einen Direktanflug [21] als auch das spiralförmige Abbauen von Höhe [14] beschreiben.

2.2.3 Landefelddefinition & -eigenschaften

Im Kontext dieser Arbeit sollen drei verschiedene Arten von Landemöglichkeiten definiert werden: *Notlandeplätze*, *Notlandezone* und *Notlandefelder*. Erstere werden als Überbegriff für Notlandemöglichkeiten verwendet und beinhalten alle möglichen, für die Notlandung geeigneten Orte inklusive Flughäfen, Flugplätze, Behelfslandebahnen und, mit besonderem Fokus, landbare Flächen in unstrukturiertem Gelände. Die Notlandezone bezieht sich auf größere, für die Landung geeignete Acker- und Wiesenflächen in unstrukturiertem Gelände von beliebiger Form. Notlandefelder wiederum sind landebahnähnliche Abschnitte innerhalb von Notlandezone. Von diesen können sich mehrere innerhalb einer Notlandezone befinden. Ein Beispiel für die Unterscheidung ist in Abbildung 2.1 dargestellt.

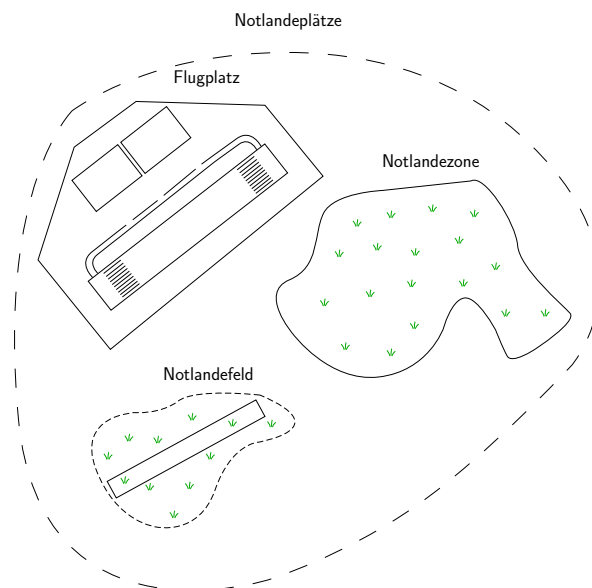


Abbildung 2.1: Eine schematische Darstellung der in dieser Arbeit getroffenen Unterscheidung zwischen Notlandeplatz, Notlandezone und Notlandefeld.

Das Risiko der Landung auf solchen Notlandefeldern wird maßgeblich durch deren Eigenschaften bestimmt. Die in diesem Zusammenhang vorhandene Anzahl relevanter Faktoren ist groß

und hängt sowohl von Form, Oberflächenzustand und -typ, Steigung und Länge der möglichen Notlandezone selbst, als auch von der Hindernisfreiheit hinsichtlich möglicher Objekte und des Geländeprofiles, von Kommunikationsmöglichkeiten vor Ort sowie von Sichtbedingungen ab [22]. Weitere Faktoren mit Gefährdungspotenzial sind der Windeinfluss am Notlandefeld und der Bewuchs. So kann Rückenwind zu einer wesentlich größeren benötigten Landestrecke führen, wohingegen Gegenwind diese verringert. Hohes Gras, Bäume und kultivierte Felder können für Landungen mit möglichst geringer Geschwindigkeit genutzt werden, um die Energie der Landung, unter Inkaufnahme möglicher Beschädigung von entbehrlichen Flugzeugstrukturen, aufzunehmen und das Luftfahrzeug früher zum Stillstand bringen [14].

2.2.4 Risikobeurteilung & Notlandefeldauswahl

Sind die einzelnen Risikofaktoren für eine Notlandung bekannt, sollten sie vom Piloten hinsichtlich der Wahrscheinlichkeit ihres Auftretens und des Schweregrads für eine sichere Landung bewertet werden. Diese Entscheidungsfindung sollte vor allem bei geringerer Flugerfahrung wiederholt und unter Berücksichtigung folgender drei Punkte durchgeführt werden: *Wahrnehmen*, *Verarbeiten* und *Ausführen*. *Wahrnehmen* behandelt dabei die Risikowahrnehmung, *Verarbeiten* das In-Betracht-Ziehen sowie Abwägen von Optionen und *Ausführen* die Umsetzung der Entscheidung [12]. Entsprechend sollte an erster Stelle nach Auftreten der Notlage die generelle Gegend abhängig von der Höhe über Grund und der Fluggeschwindigkeit für die Notlandung ausgewählt werden, da die Geländeeinschätzung aus der Luft leicht fehlerhaft sein kann. Während des Sinkflugs sollte die Auswahl der dort vorhandenen Notlandefelder immer weiter eingeschränkt werden. Jedoch sollte eine Umplanung nach der Entscheidung für ein Notlandefeld nicht zu häufig erfolgen [14, 22].

Die Bewertung während des Sinkvorgangs sollte maßgeblich durch die Faktoren Windrichtung und Geschwindigkeit, Größe und Neigung der Landebahn sowie Hindernisse im Endanflug bestimmt sein. Da hier häufig Kompromisse eingegangen werden müssen, sollte eine Notlandeoption mit einer Kombination dieser, inklusive etwas Spielraum für Fehler beim Anflug, ausgewählt werden [14]. Die Gewichtung aller Faktoren selbst ist aufgrund der Anzahl und Komplexität keine triviale Entscheidung und kann je nach individueller Situation und Erfahrung der Piloten variieren. Als grundsätzliche Regel sollten Landungen gegen den Wind und in unebenem Gelände bergauf erfolgen, um die Aufsetzgeschwindigkeit schneller abzubauen. Bei notwendigem Anflug über Hindernisse sollte dieser für die Verfügbarkeit einer längeren Landebahn über die kleineren Hindernisse erfolgen. Sollte nur eine Seitenwindlandung möglich sein, wird der *Base-Leg* in Richtung des Gegenwinds gelegt, um die Geschwindigkeit über Grund nicht zu erhöhen. Des

2 Hintergrund

Weiteren sollten Eigenschaften wie Ackerfurchen über die Windrichtung gestellt werden und eine Notlandung parallel zu diesen mit Seitenwind einer Landung orthogonal zu diesen mit Gegenwind vorgezogen werden. Weiteres Gefahrenpotenzial liefern dunkle Grasbereiche, die auf erhöhte Bodennässe hindeuten [6].

3 Stand der Forschung

Die Forschung im Bereich der automatisierten Auswahl von Notlandefeldern und der automatischen Planung von Anflügen zu diesen für Kleinflugzeuge ist Teil eines breiteren Kontexts autonomer Systeme. Sie stützt sich auf zahlreiche Disziplinen der Flugwissenschaften, bedient sich aber zusätzlich an Methoden aus den Bereichen der Informatik, Mathematik und Sensortechnik. Zudem bestehen Parallelen zu verwandten Forschungsfeldern, wie der Forschung an *Unmanned-Aerial-Vehicles (UAVs)* bzw. Drohnen. Hinsichtlich der in Kapitel 2 definierten funktionalen Schwerpunkte adressieren bisherige Arbeiten Teilaspekte dieser Problemstellungen häufig isoliert oder in anderen Kontexten. Darunter zählen unter anderem die Bewertung von Notlandefeldern und die Erstellung von Anflugpfaden mit Fokus auf Windeinfluss, die Modellierung der Sensorleistung für die Detektion von für die Notlandung irrelevanten Hindernissen oder etwa die Pfadplanung zur Hindernisvermeidung. Dieses Kapitel gibt in den folgenden Unterkapiteln einen Überblick über relevante Forschung der letzten Jahre hinsichtlich der Forschungsschwerpunkte, mit dem Ziel Forschungslücken aufzudecken und auszuformulieren.

3.1 Notlandefeldbewertung

In den vergangenen Jahren wurden bereits verschiedene Methoden und Techniken entwickelt, um geeignete Notlandefelder für Starrflügler maschinell zu bestimmen. Relevante Forschungsarbeiten der letzten Jahre beschäftigen sich unter anderem mit der multikriteriellen Bewertung von Landeplätzen für bemannte Luftfahrzeuge und *UAVs*. Diese werden im Folgenden kurz vorgestellt und hinsichtlich ihrer Forschungsschwerpunkte verglichen. Ein detaillierter Methodenvergleich zur Auswahl eines geeigneten Ansatzes für die Notlandefeldbewertung in dieser Arbeit folgt in Kapitel 4.6.1.

In [23] wird beispielsweise die Bewertung von Flugplätzen basierend auf Wahrscheinlichkeiten, für Flug-, Anflug-, Landebahn- und Flugplatzrisiken, hinsichtlich der Gefahr der Landung für Insassen und Unbeteiligte vorgestellt. Andere Arbeiten ziehen zusätzlich die Auswahl von Notlandefeldern in Betracht. In [24] werden Notlandefelder anhand der Ebenheit des Geländes, des Oberflächentyps, der Größe und der Anflugfreiheit bestimmt. Unterschiedliche Landeplatz-

3 Stand der Forschung

typen werden nach Eigenschaften kategorisiert und nach Notlage ausgewählt. Diese werden dann abhängig von der Distanz zum Landeplatz, den örtlichen Wetterbedingungen und den Landebahnverunreinigungen bewertet. Des Weiteren existieren einige Arbeiten, die sich explizit auf die Landung in unstrukturiertem Gelände und die multikriterielle Bewertung von Notlandemöglichkeiten spezialisieren. Darunter zählen die Bewertung anhand von Größe und Höhenvarianz des Notlandefeldes basierend auf digitalen Höhenmodellen [25], die Bewertung mit einem *Bayes'schen Netz* unter Berücksichtigung des Risikos der Erreichbarkeit, für die zivile Bevölkerung und verschiedener Parameter betreffend der Sicherheit der Landung [26], die Bewertung anhand der Distanz zur Notlandebahn sowie dem Risiko der Landung auf der Landebahn selbst [27] und der Bewertung und Gewichtung von Personenschaden, Sachschaden, Luftfahrzeugschaden und Risiken im Landebereich [28]. Weiterhin wird in [29] die Landefeldauswahl basierend auf der Minimierung des Risikos für Personen am Boden untersucht. Einige Arbeiten beschäftigen sich außerdem mit der Verwendung von Kamerasystemen für Notlandungen in unstrukturiertem Gelände. In [30] wird beispielsweise die Identifizierung von Notlandeplätzen anhand von elektro-optischen Kameraaufnahmen durch Unebenheitsanalyse und Bildsegmentierung vorgenommen. Zusätzlich wird in [31] die Notlandeplatzsuche anhand von Farb- und Höhenbildern in Kombination mit einer Bewertung anhand der Farbhomogenität, der Dichte menschengemachter Strukturen in und um die Umgebung des Platzes, der Höhenunterschiede sowie des Oberflächentyps vorgestellt. Eine Übersicht über die hier vorgestellten Arbeiten und ihre Merkmale hinsichtlich der Aufstellung einer Notlandeplatzreihenfolge ist in Tabelle 3.1 gegeben.

In der bestehenden Literatur wurden keine Informationen zu vorhandenen Datensätzen zur Bewertung von Notlandefeldern basierend auf mehreren Parametern gefunden. Die Erstellung dieser ist äußerst aufwendig und kostspielig. Aus diesem Grund wird die Auswahl und Gewichtung von Parametern häufig durch Expertensysteme durchgeführt. Allerdings treffen existierende Arbeiten nur eingeschränkt Aussagen über die Art und Weise der Durchführung einer Expertenbefragung für solche Systeme sowie über die Anzahl und Erfahrung der unterstützenden Experten. Des Weiteren ist die Zahl der verwendeten Parameter für die Modellierung des Landerisikos in vielen Fällen stark reduziert. Sensorsysteme zur Hindernisdetektion und der mögliche Einsatz von ballistischen Gesamttrettungssystemen werden ebenfalls nicht betrachtet. Das Aufstellen eines Konzepts inklusive Berücksichtigung des ballistischen Gesamttrettungssystems sowie die Untersuchung eines Ansatzes für ein automatisiertes Auswahlsystem von Notlandefeldern für Kleinflugzeuge mit einer großen Anzahl von Parametern inklusive Parametervalidierung und Gewichtungsbestimmung durch eine Expertenbefragung, wurden in diesem Kontext noch nicht untersucht und bieten Raum diese Forschungslücken zu füllen.

Tabelle 3.1: Ein Überblick über relevante Forschungsarbeiten zur Notlandeplatzbewertung.

| Kriterium | Bearbeitet in | Fokus auf |
|----------------------------------|--|--|
| Luftfahrzeug | [23], [24], [26], [27], [29], [30] [25], [28], [31] | Flugzeuge Starrflügler-UAVs |
| Notlandesysteme | [23], [24], [25], [26], [27], [28], [29], [30], [31] - | Konventionelle Landung Gesamtrettungssystem |
| Bewertete Notlandeplätze | [23], [24], [27] [24], [31] [25], [26], [28], [29], [30] | Flugplätze Notlandefelder Notlandezonen |
| Parameterzahl Bewertung | [25], [29], [30] [23], [24], [27], [28], [31] [26] | = 1 ≤ 5 ≤ 10 |
| Berücksichtigte Risiken | [23], [24], [25], [26], [27] [23], [24], [26], [27] [23], [26] [26], [28], [29], [31] [23], [24], [26], [27], [28], [30], [31] [23], [27] - | Durchführbarkeit des Anflugs Meteorologie Steuerbarkeit Notlandeplatzumgebung Landebahneigenschaften Infrastruktur Sensorbasierte Hindernisüberprüfung |
| Verwendete Methodik | [23], [26] [27], [28], [31] [24], [30] | Probabilistisch Gewichtung Sortierung |
| Verwendung bildgebender Sensorik | [30] | Elektro-optische Sensorik für die Notlandezonenerkennung |
| Expertenbefragung | [23], [24] [30] | Unterstützung durch einen Piloten zur Bestimmung der Merkmalsrelevanz Ground-Truth-Bestimmung für Regionen in Bildern durch zwei Piloten |

3.2 Sensorleistungsmodellierung

Die Vorhersage der Detektionsleistung in Abhängigkeit von Sensorik und umgebungsspezifischen Parametern ist ein entscheidender Aspekt für die Planung eines Anflugpfades mit dem Ziel der Maximierung der Beobachtbarkeit von Notlandefeldern im kritischen Fall eines Motorversagens. Das Prinzip der Sensorleistungsmodellierung findet ordinär in anderen Bereichen ihre Anwendung. Darunter zählen vorwiegend luftgestützte Aufklärungs- und Überwachungssysteme. Hier trägt es dazu bei die Aufklärungsleistung von Sensorsystemen zu optimieren und ihre Zuverlässigkeit zu erhöhen. In diesem Kontext kam es hinsichtlich der Modellierung und Vorhersage der Sensorleistung zu einigen relevanten Veröffentlichungen. Diese werden im Folgenden kurz vorgestellt und hinsichtlich ihrer Forschungsschwerpunkte verglichen. Ein detaillierter Methodenvergleich zur Auswahl einer geeigneten Methodik für die Objektdetektion sowie die Sensorleistungsmodellierung in dieser Arbeit folgt in den Kapiteln 4.6.1 und 4.6.3.

Eine *Optimal-Control*-basierte Methode zur 2D-Flugbahnoptimierung für UAVs zur Maximierung der Objektdetektionsleistung während des Fluges wird in [32] präsentiert. Die dafür verwendeten Sensorleistungsmodelle nutzen Informationen über ausgewählte Umgebungs-, Sensor- und Luftfahrzeugzustände zur Vorhersage der Detektionsleistung moderner Objektdetektoren. In [33] wird die Verwendung von Sensorleistungsmodellen zur Vorhersage der Objektdetektionswahrscheinlichkeit basierend auf Umgebungs-, Sensor- und Luftfahrzeugparametern vorgestellt. Darauf aufbauend erfolgt eine Sensoreinsatzplanung für *Multi-Target-Tracking*-Aufgaben zur Maximierung der aktiven Sensoreinsatzzeit und damit zur Erhöhung der Effizienz von Überwachungssystemen. Weiterhin werden in [34] auf Umgebungszuständen basierende Leistungsmodelle verwendet um eine Aussage zu der besten Detektionsalgorithmus- und Sensorkombination für ein UAV zu treffen. Dafür werden auf *Bayes'schen Netzen* aufgebaute Leistungsmodelle für jede mögliche Kombination aus Detektionsalgorithmus, Sensortyp und Umgebungsparametersatz erstellt und ausgewertet. Ein ähnliches Konzept wird in [35] unter Verwendung von *Neuronalen Netzen* und *Fuzzy-Inferenz* vorgestellt. In [36] wird im Gegensatz dazu ein Leistungsmodell zur Vorhersage der Detektionsleistung einzelner Sensorbänder einer multispektralen Kamera zur Detektion von Tarnmaterial unter Einfluss verschiedener Umgebungsbedingungen präsentiert. Hierfür wird eine neue Sichtbarkeitsmetrik für getarnte Gegenstände definiert. Basierend auf dieser werden anschließend verschiedene *Machine-Learning*-Modelle auf einen Datensatz mit multispektralen Aufnahmen trainiert. Eine Übersicht über die hier vorgestellten Arbeiten und ihre Merkmale hinsichtlich Sensorleistungsmodellierung ist in Tabelle 3.2 gegeben.

Tabelle 3.2: Ein Überblick über relevante Forschungsarbeiten zur Sensorleistungsmodellierung.

| Kriterium | Bearbeitet in | Fokus auf |
|---------------------|--|--------------------------------------|
| Verwendete Sensorik | [32], [33], [34], [35] [36] [34], [35] | RGB Multispektral LWIR |
| Anwendungsgebiet | [32], [33], [34], [35] [36] | Objektdetektion Anomaliedetektion |
| Methodik | [33], [34], [35] [32], [36] | Klassifizierung Regression |
| Diskretisierung | [32], [33], [34], [35] [33], [34], [35] | Input Output |
| Experimentaldesign | [33], [34], [35], [36] [32], [35] | Realflug Simulation |

Die Untersuchung der Leistungsvorhersage von Objektdetektoren im Kontext der Überprüfung von Notlandefeldern auf luftfahrtrelevante Hindernisse wurde bisher noch nicht untersucht und bieten auch hier Raum diese Lücken mit eigener Forschung zu verkleinern. Hier spielen vor allen Dingen auch die Erstellung eines Datensatzes mit elektro-optischen Bilddaten und zugehörigen, kontinuierlichen Metadaten anhand entsprechender Realflugexperimente eine Rolle.

3.3 Flugfadplanung zum Optionserhalt

Im Falle eines Motorausfalls ist die Planung eines geeigneten Anflugs von entscheidender Bedeutung, um eine erfolgreiche Notlandung zu ermöglichen und die Überlebenschance der Insassen zu erhöhen. Ein kritischer Aspekt hierbei ist die Auswahl eines hindernisfreien Notlandefelds. Deren Beobachtbarkeit während des Anflugs ist dabei ein entscheidender Faktor um die Anzahl geeigneter Notlandefelder hochzuhalten und potenzielle Ausweichoptionen zu erhalten. Zusätzlich kann diese zu einem frühzeitigen Ausschluss von Notlandefeldern beitragen und damit rechtzeitige Entscheidungen für Notlandeanalternativen oder das Gesamtrettungssystem begünstigen. In Kurzzusammenfassung bedeutet Optionserhalt also die räumliche Optimierung der Beobachtbarkeit von möglichst vielen Notlandefeldern zum Erhalt von Notlandeooptionen während des Sinkvorgangs.

Eine Bewegungsplanung für eine solche Optimierung kann planerisch, basierend auf bekanntem Wissen über die Umgebung, aber auch reaktiv, mit Änderung des Flugpfades basierend auf

3 Stand der Forschung

lokalen Sensordaten in dynamischen Umgebungen erfolgen [37]. Grundsätzlich wäre im Fall der Beobachtbarkeit im Zusammenspiel mit der Hindernisdetektion beides notwendig. Zuerst müsste ein initialer Flugpfad geplant werden und während des Notabstiegs reaktiv basierend auf den Sensorinformationen um- oder neu geplant werden. Diese Arbeit konzentriert sich auf den planerischen Aspekt, weshalb reaktive Methoden im Folgenden nicht näher betrachtet werden.

Die Bewegungsplanung an sich beschreibt die Bewegungsausführung inklusive Kollisionsvermeidung unter Berücksichtigung von Randbedingungen bezüglich der ausführbaren Bewegung [38, 39]. Davon lassen sich prinzipiell die Pfadplanung und die Trajektorienplanung abgrenzen, die jedoch teilweise in der Literatur gemeinsam betrachtet werden [40, 38]. Grundsätzlich besteht jedoch die Möglichkeit die Pfadplanung als rein räumliche Betrachtung in Form einer Reihe von Posen, also die Kombination von Positionen mit Fluglagen, ohne zeitliche Festlegung anzusehen [39, 41, 42]. Die Trajektorienplanung hingegen betrachtet demnach diese Posen unter Berücksichtigung des zeitlichen Verlaufs und kann damit als eine Kombination des geometrischen Pfades mit einer zeitlichen Komponente [39, 38].

In dieser Arbeit wird nach der oben genannten Definition eine Pfadplanung angestrebt. Da zu diesem Thema im Zusammenhang mit dem beobachtbarkeitsbasierten Optionserhalt bisher wenig Forschung betrieben wurde, werden im Folgenden verwandte Arbeiten aus der Bewegungsplanung, der Pfadplanung und der Trajektorienplanung vorgestellt, die zusätzliche Informationen über Hindernisse, Sensorleistungen oder andere Beiträge mit Einfluss auf den Flugpfad berücksichtigen. Diese werden im Folgenden kurz vorgestellt und hinsichtlich ihrer Forschungsschwerpunkte verglichen. Ein grundsätzlicher Methodenvergleich zur Auswahl einer geeigneten Methodik für den Optionserhalt ist in Kapitel 4.6.1 dargestellt.

Im Bereich Bewegungs- und Pfadplanung für Starrflügler kam es in den letzten Jahren zu vielen Veröffentlichungen. Einige davon legen ihren Schwerpunkt auf Beobachtungs- und Kollisionsvermeidungsaufgaben, wieder andere konzentrieren sich auf die geometrische Planung von glatten Flugpfaden unter Gleitbedingungen. Hinsichtlich ersterem ist unter anderem die Methode in [32] zur 2D-Trajektorienoptimierung über ein Sensorleistungsraster mit nichtlinearer *Model-Predictive-Control* relevant. Des Weiteren wird in [29] eine Methode zum Erstellen eines Flugpfades basierend auf dem Risiko für die Bevölkerung vorgestellt. Für die Bewegungsplanung unter Berücksichtigung von Hindernissen sind *Rapidly-Exploring-Random-Tree (RRT)*-basierte Ansätze weit verbreitet. Sie finden sich beispielsweise in [43] in Form einer 2D-*RRT*-Variante unter Verwendung von Bewegungsprimitiven sowie in [27] anhand einer *RRT**-Implementierung

auf Grundlage eines Höhenrasters zur Vermeidung von Einflug in das Gelände wieder. In [44] erfolgt zusätzlich der Vergleich verschiedener *RRT*-Planer auf unterschiedlichen 3D-Karten. Außerdem wird in [45] ein Framework zur Generierung von Flugverfahren basierend auf einer Flugpfadplanung mit *RRT** in Kombination mit *Dubins*-Kurven zur Hindernisvermeidung unter Berücksichtigung der Flugperformance und von Wetterbedingungen vorgeschlagen. Die Einbindung von *Dubins*-Kurven für die geometrische Flugpfadplanung ist ebenfalls weit verbreitet. In [28] wird die Erstellung *Dubins*-basierter Gleitpfade unter Berücksichtigung von Trimmbedingungen und in [46] die lokale Optimierung von 3D-*Dubins*-Flugpfaden mit Kurven- und Pitchvorgaben präsentiert. Eine weitere Arbeit hinsichtlich der Flugpfadplanung unter Verwendung von Heuristiken in Kombination mit *Dubins*-Kurven findet sich in [47]. Die Erstellung der Notfallpfade erfolgt hier unter Berücksichtigung der Luftfahrzeug-Charakteristiken anhand eines *Dubins-Simulated-Annealing*. Eine Flugpfadplanung basierend auf dem *Theta**-Algorithmus mit flugleistungsmodellbasierten *Klothoiden* zur Verbindung der diskreten Positionen unter Berücksichtigung von Hindernissen wird in [48] vorgestellt. Andere Ansätze stellen die Erstellung von Gleitpfaden mit minimalem Höhenverlust unter Berücksichtigung von Windbedingungen [26] und mit Fokus auf den Abbau überschüssiger Höhe unter Verwendung von kinematischen Ketten mit Wind- und Luftdichteinfluss [49] vor. Eine Übersicht über die hier vorgestellten Arbeiten und ihre Merkmale hinsichtlich der Flugpfadplanung ist in Tabelle 3.3 gegeben.

Die Bewegungs- und Pfadplanung bei Motorausfällen unter Berücksichtigung von Wetterbedingungen und Geländemodellen wurde wie vorgestellt bereits in einem breiten Umfeld untersucht. Die 3D-Flugpfadplanung hinsichtlich des Erhalts von Notlandeooptionen mit Gleitwinkeleinschränkungen basierend auf Detektionsleistungsvorhersagen mit Sensorleistungsmodellen wurde bisher jedoch wenig erforscht. Vor diesem Hintergrund befinden sich hier die abschließenden, zu untersuchenden Lücken für die eigene Forschung.

3.4 Forschungslücken

Ausgehend von den Untersuchungen zum Stand der Forschung ist ersichtlich, dass die Bewertung von Notlandefeldern, die Erstellung von Anflugpfaden sowie die Sensorleistungsmodellierung keine neuen Themen sind und bereits mit unterschiedlichen Schwerpunkten bearbeitet wurden. Im den vorherigen Unterkapiteln wurden Forschungslücken (*FL*) zu den funktionalen Schwerpunkten dieser Arbeit herausgearbeitet. Diese sollen im Folgenden zusammengefasst und genau spezifiziert werden. Im konkreten soll sich diese Arbeit auf

3 Stand der Forschung

Tabelle 3.3: Ein Überblick über relevante Forschungsarbeiten zur Flugpfadplanung mit dem Hintergrund des Erhalts von Optionen während des Sinkflugs.

| Kriterium | Bearbeitet in | Fokus auf |
|---------------------------|--|---|
| Betrachtetes Luftfahrzeug | [26], [27], [29], [43], [45], [47], [49] | Bemanntes Luftfahrzeug |
| | [32], [44], [46], [48] | Starrflügler-UAV |
| Pfadplanungstyp | [26], [27], [29], [43], [44], [45], [46], [47], [48], [49] | Geometrisch |
| | [32] | Optimal-Control |
| Bewegungsplanungstyp | [27], [43], [44], [45] | Samplingbasiert |
| | [48] [29], [47] | Graphbasiert Optimierungsbasiert |
| Bewegungsmodell | [26], [27], [29], [45], [46], [47], [48], [49] | Kinematisch |
| | [32], [43] | Kinodynamisch |
| Nebenbedingung | [32] | Detektionsleistung |
| | [47], [48] | Hindernisse |
| | [27], [29], [43], [44], [45], [49] | Gelände |
| | [26], [47], [49] [29] | Meteorologische Einflüsse Risiko für die Bevölkerung |
| Planungsdimensionen | [32], [43], [48] | 2D |
| | [26], [27], [28], [29], [44], [45], [46], [47], [49] | 3D |

- **FL1:** die Notlandefeldbewertung anhand einer großen Anzahl von Parametern, einschließlich der Einschätzung der Beobachtbarkeit über ein Sensorleistungsmodell
- **FL2:** die Berücksichtigung mehrerer Rettungssystemoptionen, einschließlich des ballistischen Gesamtrrettungssystems
- **FL3:** die Validierung der Notlandefeldbewertung anhand von Expertenwissen.
- **FL4:** die Sensorleistungsmodellierung hinsichtlich kleinflugzeugrelevanter Landehindernisse und Sensorik
- **FL5:** die Erstellung von annotierten Detektions- und Sensorleistungsdatensätzen für Notlandesituationen von Kleinflugzeugen anhand von systematisch durchgeführten Realflugversuchen zur Validierung entsprechender Leistungsmodelle
- **FL6:** die Untersuchung des Einflusses von Sensorparametern auf die Leistungsfähigkeit des Modells
- **FL7:** die Anflugpfadplanung mit Fokus auf die Beobachtbarkeit von Notlandefeldern anhand eines Sensorleistungsmodells
- **FL8:** die Auswertung der Anflugpfadplanung hinsichtlich des Erhalts von Notlandefeldern während des Sinkflugs

konzentrieren.

4 Konzept & Systemdesign

Basierend auf den *Forschungslücken* werden im Folgenden das Konzept und das Systemdesign dieser Arbeit vorgestellt. Dafür werden zuerst einige konzeptuelle Vorüberlegungen dargestellt. Dazu zählen die Erläuterung des Gesamtkontexts, in dem diese Arbeit entstanden ist, sowie die Definition von funktionalen Anforderungen und eine Auswahl geeigneter Sensorik. Anschließend wird das Top-Level-Konzept definiert und das für die weitere Forschungsarbeit betrachtete Notfallszenario vorgestellt. Diese werden dann als Grundlage zur Auswahl eines Sensortyps verwendet. Danach erfolgt die Vorstellung des Feinkonzepts und des funktionalen Designs, die Methodenauswahl sowie die abschließende Konzeptbewertung.

4.1 Konzeptuelle Vorüberlegungen

Im Folgenden wird näher auf einige Vorüberlegungen des Notlandeplatzauswahlsystems für Kleinflugzeuge eingegangen. Diese entstanden während der Arbeiten in dem durch das *Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie* geförderte Vorhaben *UL-LL-Fluggerät MORFOIS mit integriertem Notfallassistenzsystem REALIST (aiRcraft Emergency hAndLIing SysTem)*, kurz *MOREALIS*. Dieses Forschungsvorhaben adressiert das Problem der Verbesserung der Flugsicherheit in der *Allgemeinen Luftfahrt* im Bereich der Ultraleichtflugzeuge, welche, wie in Kapitel 1.1 beschrieben, geringere medizinische Anforderungen und Zulassungsvorschriften haben. Des Weiteren berücksichtigt es das Restrisiko der Nutzung ballistischer Gesamttretungssysteme aufgrund von medizinischen und kognitiven Problemen des Piloten sowie deren unkontrolliertes Sinken. Dafür erfolgt die Überwachung der Gesundheit des Piloten sowie des Flugzeugzustands und daraus resultierend die potenzielle Einleitung einer automatisierten Notlandung [50].

Der Fokus der eigenen Arbeit in diesem Vorhaben lag auf der Realisierung einer notsituations-spezifischen Auswahl von Flugplätzen und Notlandefeldern sowie die Einschätzung von deren Überprüfbarkeit hinsichtlich potenzieller Hindernisse mit Sensorleistungsmodellen für eine durchzuführende Hindernisdetektion. Aus diesem Grund sind diese im folgenden geschilderten konzeptuellen Vorüberlegungen im Vergleich zum Feinkonzept dieser Arbeit sehr breit angelegt

und geben einen Überblick über ganzheitliche Vorüberlegungen für ein Notlandesystem unter Berücksichtigung von Landungen in unstrukturiertem Gelände auf einer High-Level-Ebene.

4.1.1 Funktionale Anforderungen

Hinsichtlich des beschriebenen Referenzszenarios und den in Kapitel 1.3 dargestellten *HLRs* werden im Folgenden detaillierte funktionale Anforderungen an das System zur Notlandefeldauswahl abgeleitet. Diese beschreiben spezifische Anforderungen an die Systemfunktionen und -aufgaben. Das System soll folgende Funktionalitäten bereitstellen:

- **Landefeldbewertung:** Als eine seiner wesentlichen Aufgaben soll das System in der Lage sein, Landeplätze aus Landeplatzdatenbanken basierend auf aus statischen Geodaten und aus aktuellen Sensordaten abgeleiteten Informationen zu bewerten und für eine Notlandung auszuwählen.
- **Hindernisdetektion:** Des Weiteren soll das System nicht nur relevante Hindernisse mit einem elektro-optischen Sensor detektieren können, sondern auch in der Lage sein die Fähigkeit zur Hindernisdetektion der Sensor-Algorithm-Kombination an zukünftigen Überflugpositionen zu prognostizieren.
- **Flugfadplanung:** Anhand der erwarteten Sensorleistungen zu vorhandenen Notlandefeldern soll das System einen Flugpfad planen können, der für eine möglichst große Anzahl beobachtbarer Notlandefelder während des Anflugs sorgt.
- **Automatisierung:** Das System soll, im Fall der Flugunfähigkeit des Piloten, alle Funktionen automatisiert und ohne menschlichen Beitrag durchführen können.

4.1.2 Sensortypauswahl

Um geeignete Notlandeplätze, wie in den *HLR* in Kapitel 1 gefordert, auf aktuelle, nicht kartierte Hindernisse zu überprüfen, muss entsprechende Sensorik an Bord des Luftfahrzeugs eingesetzt werden. Die Art dieser und ihre verwendete Gesamtanzahl sind ausschlaggebend für die darauf aufbauende Sensorleistungsmodellierung zur Planung von Flugpfaden mit möglichst großer Detektionswahrscheinlichkeit für Hindernisse. Grundsätzlich stehen eine Auswahl verschiedener Sensortypen und korrespondierende Datenverarbeitungsverfahren zur Verfügung. Die Anwendbarkeit dieser wird durch *Size, Weight, Power and Cost (SWaP-C)*-Anforderungen moderner Avionikarchitekturen eingeschränkt [51], die bei Klein- und Ultraleichtflugzeugen besonders restriktiv sind. Grundsätzlich stehen für die Notlandefeldüberprüfung passive und

aktive Sensoren zur Auswahl.

Passive Sensoren erzeugen eine digitale Repräsentation der Umgebung ohne selbst Energie auszusenden. Elektromagnetische Strahlung bestimmter Wellenlängenbereiche wird über den inneren photoelektrischen Effekt in ein elektrisches Signal umgewandelt [52]. Dies geschieht über den Bildsensor, der in ein Raster von Pixeln aufgeteilt wird. Diese integrieren während der Belichtungszeit Photonen, konvertieren die Menge in ein elektrisches Signal und digitalisieren es [53]. Aktive Sensoren, wie *RADAR*-Sensoren, senden dagegen Energie, z.B. in Form von elektromagnetischen Wellen, aus. Diese wird von der Umgebung reflektiert, vom Sensor wieder aufgenommen und durch Laufzeitmessung oder Signalauswertung in digitale Daten umgewandelt [54].

Unterschiedliche passive und aktive Sensoren weisen sowohl innerhalb der eigenen Kategorie als auch zwischen den unterschiedlichen Kategorien Unterschiede hinsichtlich ihrer Charakteristiken auf. Dies qualifiziert sie in individuellem Maß für den hier spezifizierten Anwendungsfall, vor allem hinsichtlich des *SWaP-C*-Prinzips. Nachfolgend werden die Kurzbeschreibungen der Grundprinzipien sowie sensorspezifischer Charakteristiken betrachtet. Dies geschieht auch mit Blick auf Charakteristiken aus verwandten Anwendungsbereichen, wie dem autonomen Fahren:

- **Elektro-optisch:** Elektro-optische Farbbildkameras gehören zur passiven Sensorik [53]. Sie besitzen typischerweise drei breite Bänder im Bereich $0,38 \mu\text{m}$ bis $0,78 \mu\text{m}$ [55], sind leichter, günstiger [56] und besitzen eine geringere Größe als Multi- und Hyperspektralkameras [57]. Ihre Einsatzdistanz ist grundsätzlich linsenabhängig. Dies ermöglicht prinzipiell höhere Abstände für eine effektive Datenverarbeitung. Berichtet werden im Bereich des autonomen Fahrens ca. 250 m [58] und im Bereich von *Sense-And-Avoid* 20 km Detektionsreichweite [57]. Aufgrund der geringeren Datenmenge durch die Erstellung von drei Bändern mit einem Sensor ist grundsätzlich eine höhere Abtastfrequenz möglich als bei multi- und hyperspektralen Sensoren. Als passive Sensorik werden elektro-optische Kameras durch Lichtverhältnisse und Wetterbedingungen beeinflusst. Insgesamt besitzt diese Art von Sensorik außerdem eine hohe Auflösung und Genauigkeit [57].
- **Infrarot:** Auch Infrarot-Sensoren gehören zur passiven Sensorik [52]. Hier existieren verschiedene Sensorarten mit unterschiedlichen genutzten Wellenlängenbereichen. Dazu zählen Nahinfrarot mit $0,7 \mu\text{m}$ bis $1,1 \mu\text{m}$, Kurzwelleninfrarot mit $1,1 \mu\text{m}$ bis $3,0 \mu\text{m}$, Mittelwelleninfrarot mit $3,0 \mu\text{m}$ bis $5 \mu\text{m}$ und Langwelleninfrarot mit $5 \mu\text{m}$ bis $11 \mu\text{m}$ [52]. Je nach Qualitätsanforderung und Bauweise können sie leichter oder schwerer sein, mit berichteten Gewichten von 0,9 g bis 4,54 kg [59] und von 39 g bis 588 g [57].

4 Konzept & Systemdesign

Ihre Leistungsaufnahme kann sich zwischen 0,15 W und 28 W bewegen [59]. Insgesamt haben Infrarot-Sensoren eine eher geringe Größe [57]. Im Verhältnis zu anderer Sensorik sind ihre Kosten eher gering. Des Weiteren ist ihre Einsatzdistanz prinzipiell abhängig von der Umgebung und dem verwendeten System [57]. Zu solchen Einflüssen zählt zum Beispiel eine Veränderung des Bildkontrasts aufgrund sonneneinstrahlungsbasierter Temperaturerhöhung [52, 57]. Ihre Abtastfrequenz wird zwischen 8,7 und 60 Bildern pro Sekunde berichtet [59]. Insgesamt haben Infrarot-Sensoren eine eher niedrige Auflösung und Genauigkeit [57].

- **LiDAR:** *LiDAR*-Sensoren bilden die Umgebung durch Aussenden und Wiederaufnahmen von Laserstrahlen in bestimmten Wellenlängenbereichen ab [60]. Damit gehören sie zur aktiven Sensorik [61]. Die häufigsten berichteten Wellenlängenbereiche sind 1550 nm, 1064 nm, 532 nm [60, 62] und 900 nm bis 1100 nm [63]. Hinsichtlich ihres Gewichts sind *LiDAR*-Systeme eher schwerer, mit 0,59 kg bis 3,5 kg [57]. Eine Beispielanwendung mit 800 g wird in [64] präsentiert. Insgesamt sind sie außerdem größer und teurer [57], besitzen sehr hohe Abtastfrequenzen [63] und eine größere Einsatzdistanz. Hier werden 200 m im Bereich des autonomen Fahrens [58], Bereiche von 100 m bis 340 m [57] bzw. 150 m bis 6000 m [62] und im Bereich des *Sense-And-Avoid* 15 km [57] berichtet. Die Auflösung von *LiDAR*-Sensoren kann sich im Dezimeter-, Zentimeter- oder auch Millimeterbereich befinden [63]. Andere Quellen geben außerdem eine Auflösung von 1 cm bis 3 cm [57] oder 1 bis 60 Punkte pro m² an [62]. Aufgrund ihrer Funktionsweise werden *LiDAR*-Sensoren nicht durch Veränderung der Lichtbedingungen beeinflusst [61], jedoch durch ungünstige Wetterbedingungen [57].
- **RADAR:** *RADAR*-Sensoren senden elektromagnetische Wellen aus. Diese werden von der Umgebung reflektiert und vom Sensor aufgenommen. Anhand der Laufzeit der Reflexionen wird die Distanz des Auftreffens sowie aus Frequenzverschiebung die relative Geschwindigkeit des Auftreffpunktes berechnet. Damit gehören sie zu den aktiven Sensoren. Übliche Frequenzbereiche in der Automobilindustrie sind 24 bis 24,5 GHz und 76 bis 77 GHz [54]. Ihr Gewicht wird beispielsweise für *mini-SARs* im Bereich von 0,4 kg bis 6 kg angegeben [65]. Ein Beispiel für eine Anwendung eines *RADAR*-Sensors für *UAVs* mit einem Gewicht von 600 g und den Dimensionen 6,9 cm × 8,2 cm × 8,7 cm wird in [65] vorgestellt. Allgemein sind *RADAR*-Sensoren eher klein [57]. Ihre Einsatzdistanz beträgt im Bereich des autonomen Fahrens 5 m bis 200 m [58] und wird sonst auf weniger als 250 m [57] oder maximal 1000 m [65] festgelegt. Für den Bereich *Sense-And-Avoid* wird hier eine Einsatzdistanz von 35 km angegeben. Hinsichtlich Kosten liegen sie im Mittelfeld

[57]. Sie sind extrem robust gegenüber Umgebungseinflüssen wie Wetterbedingungen, Lichtverhältnissen und Verschmutzungen [54, 57]. Im Vergleich zu anderer Sensorik besitzen sie dafür eher eine mittlere Auflösung [57]. Hier werden unter anderem *GSDs* von 4,5 cm berichtet [65].

Aufgrund des *SWaP-C*-Prinzips und der damit verbundenen Einsatzfähigkeit im Zusammenhang mit Ultraleichtflugzeugen fällt die Wahl auf elektro-optische Farbkameras. Diese sind kleiner, leichter und günstiger als andere Sensoren bei vergleichsweise hoher Sensorauflösung, im Gegensatz zu zum Beispiel Infrarotsensoren, und Abtastfrequenz, was den zusätzlichen Einsatz eines leichtgewichtigen Gimbals ermöglicht und damit die Fähigkeit des Systems zur effektiven Hindernisdetektion erhöht. Die Möglichkeit zur Datenaufnahme über verschiedene Distanzbereiche aufgrund von Kameras mit breiten *Field-Of-View (FoV)*-Bereichen ist hier ebenfalls hilfreich. Weiterhin ermöglicht die vergleichsweise geringe Datenmenge eine schnelle Datenverarbeitung und Hindernisdetektion. Dies wird durch das immense öffentliche Interesse an der Weiterentwicklung von Algorithmen zur Objektdetektion auf Farbbilder weiter unterstützt.

4.2 Top-Level-Konzept

Das Top-Level-Konzept orientiert sich an Vorgehensweisen und Verfahren aus dem Sichtflugbereich. Piloten von Kleinflugzeugen sind vor dem Flug verpflichtet eine Flugvorbereitung durchzuführen, um einen sicheren und reibungslosen Ablauf des Fluges zu gewährleisten [66]. Angelehnt daran können Teile der Notlandeplatzauswahl bereits vor dem Flug durchgeführt werden und ein Katalog, im Folgenden auch Datenbank genannt, an potenziellen Notlandefeldern generiert werden. Während des Fluges soll dieser nur noch bewertet werden. Das *Top-Level-Konzept* dafür ist in Abbildung 4.1 dargestellt. Pfeile indizieren hier einen direkten Datenaustausch zwischen den einzelnen Modulen. Unterbrochene Pfeile stehen für einen indirekten Datenaustausch zwischen den Modulen. Dies ist der Fall, wenn Module während des Fluges auf Datenbanken zugreifen, die vor dem Flug erstellt wurden.

4.2.1 Erstellung der Notlandeplatzdatenbank

Die **vor dem Flug** erstellten Notlandeplatzdatenbanken sollen Informationen über Notlandebahnen auf Äckern oder Grünflächen inklusive deren umliegende Freiflächen, über Flugplätze sowie über Anflug- und Bodenhindernisse enthalten. Die Gewinnung dieser Informationen soll anhand der Fusion von *GIS*-Daten erfolgen. Die Aktualisierung dieser sollte zum Zeitpunkt

4 Konzept & Systemdesign

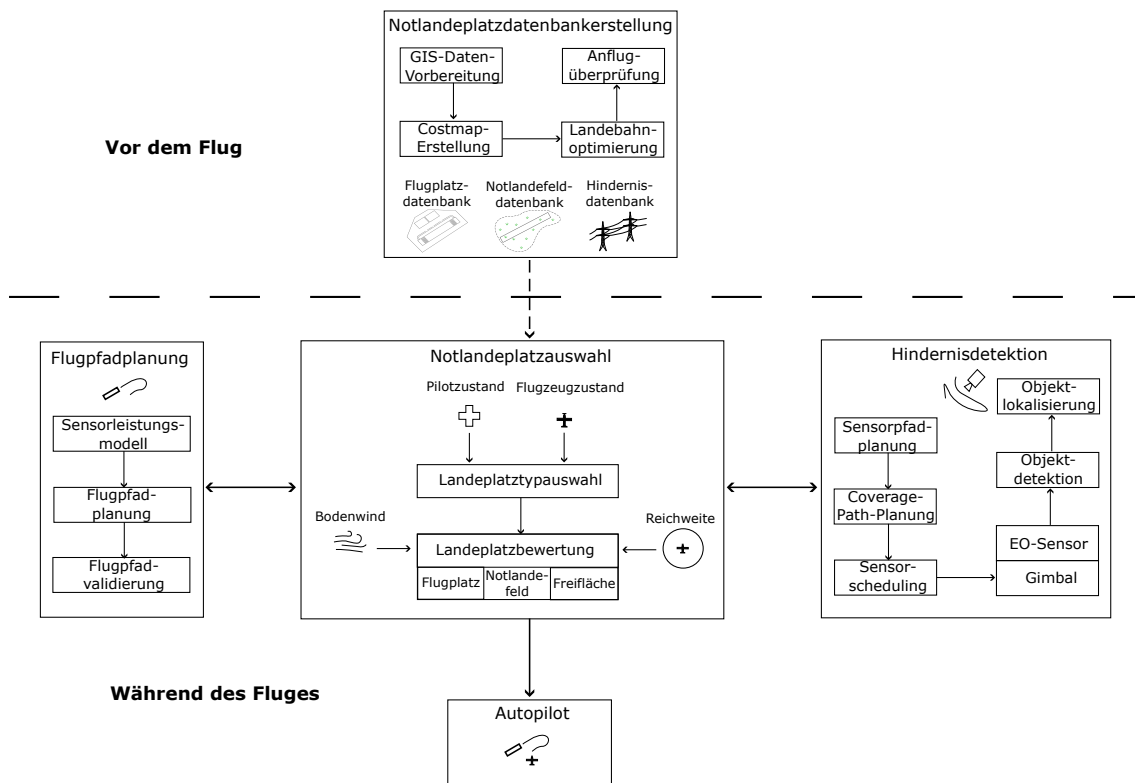


Abbildung 4.1: Das *Top-Level*-Konzept der automatisierten Notlandeplatzauswahl und der Anflugsplanung für ein Kleinflugzeug bestehend aus der Notlandeplatzkatalogerstellung vor dem Flug sowie der Notlandeplatzauswahl, der Flugpfadplanung und der Hindernisdetektion während des Fluges.

vorhandener Änderungen der zugrunde liegenden Daten erfolgen. Folgende unterschiedliche Datentypen sollen verwendet werden:

- **Daten zur Landnutzung:** Diese beinhalten Informationen in Form von Polygonen über die Nutzung von Flächen und besitzen damit Relevanz für die Definition von möglichen Frei- und Hindernisflächen. Des Weiteren beinhalten sie Punkt- und Linieninformationen über verschiedene Arten von Hindernissen wie Stromleitungen.
- **Digitale Oberflächenmodelle:** Sie liefern Informationen über die Elevation des Geländes inklusive Bebauung und Bewuchs.
- **Digitale Orthophotos:** Sie bestehen aus Mehrkanal-Rasterdaten mit Informationen über *RGB*- und *NIR*-Merkmale des aufgenommenen Geländes.

Für die Erstellung einer Notlandefelddatenbank, im Folgenden auch Notlandefeldkatalog genannt, vor dem Flug basierend auf *GIS*-Daten wurde ein Verfahren entwickelt. Dieses erstellt rasterförmige *Costmaps* aus den verschiedenen *GIS*-Datentypen. Jeder Wert der *Costmap* steht für die lokale Eignung für eine Notlandung aufgrund des Geländes. Für die Bestimmung dieser Eignung werden verschiedene Faktoren wie der Abstand zu möglichen Hindernissen und die Unebenheit der näheren Umgebung in Betracht gezogen. Die Landebahnoptimierung auf die *Costmaps* erfolgt unter Verwendung der *Nelder-Mead*-Heuristik. Jedes gefundene Notlandefeld wird basierend auf dem Oberflächenmodell und den Vektordaten auf einen hindernisfreien Anflugbereich überprüft. Ist diese Bedingung erfüllt, wird es in den Notlandefeldkatalog aufgenommen. Abschließend werden relevante Informationen, wie die Steigung sowie der Abstand zu bewohntem Gebiet und zu Rettungsstationen, für die Bewertung der Notlandefelder während des Fluges bestimmt und aufgenommen. Der Ansatz ist in [67] detailliert beschrieben. Die Ergebnisse daraus werden als Grundlage für alle weiteren Arbeiten verwendet.

4.2.2 Notlandeplatzauswahl

Die pilot- und flugzeugzustandsabhängige Bewertung und Auswahl von Landeplätzen **während des Fluges** soll in zwei Teilschritten erfolgen:

1. **Landeplatztypauswahl:** Sie soll die für die Notlandung relevanten Landeplatztypen bestimmen. Dafür soll anhand von High-Level-Informationen über den Luftfahrzeug- und Pilotzustand eine Notfallkategorie ausgewählt werden. Diese ist bestimmten Landeplatztypen zugeordnet.

4 Konzept & Systemdesign

2. **Landeplatzbewertung:** Sie soll alle Landeoptionen der ausgewählten Notfallkategorie bewerten. Jeder Landeplatztyp wird dabei durch ein eigenes Bewertungsmodell mit typabhängigen Low-Level-Parametern bewertet.

Die Landeplatztypauswahl erwartet kategorisierte Informationen über den Pilot- und Flugzeugzustand, um eine Notfallklassifizierung durchführen zu können.

- **Flugzeugzustand:** funktionsfähig, eingeschränkt, kritisch, katastrophal
- **Flugfähigkeit des Piloten:** flugfähig, nicht flugfähig
- **Kognitiver Zustand des Piloten:** unterfordert, normal, überfordert

Des Weiteren werden fünf verschiedene Landeplatzkategorien definiert:

- **L1:** Nationale & internationale Flughäfen
- **L2:** Kleinere Flugplätze wie Ultraleichtfluggelände, Sonderlandeplätze, Privatflugplätze etc.
- **L3:** Behelfslandebahnen auf Straßen
- **L4:** Notlandefelder
- **L5:** Notlandezonen/Freiflächen

Kombinationen aus Flugzeug- und Pilotenzustand sollen klassifiziert und einer oder mehrerer dieser Landeplatzkategorien zugeordnet werden. Die Notlagencharakteristiken, ihre Zuordnungen zu bestimmten Notsituationen und die daraus resultierende Landeplatztypauswahl sind in Tabelle 4.1 dargestellt.

Auf die Landeplatztypauswahl soll die Landeplatzbewertung folgen. Dazu gehört in einem ersten Schritt das Aussortieren von Landeplätzen außerhalb der Restreichweite des Luftfahrzeugs, ohne validen Anflugpfad, mit durch die Sensorik gefundenen Hindernissen und mit situationsbedingt zu kurzen Landebahnen oder sicher belegtem Rückenwind. Anschließend soll die Bewertung der Flugplätze und Notlandefelder erfolgen. Aufgrund der erhöhten Sicherheit der Landung besitzen Landeplatztypen geringerer Nummerierung immer eine höhere Priorität als Landeplatztypen höherer Nummerierung, unabhängig vom resultierenden Score. Die Bewertung der verschiedenen Landeplatztypen selbst soll anhand von spezifisch ausgelegten Modellen mit einer Vielzahl von typabhängigen Parametern erfolgen. Das gesamte Konzept der Bewertung ist in [68] genauer erläutert.

Tabelle 4.1: Die Matrix für die Klassifizierung der Notlagen und die Landeplatztypauswahl abhängig von den Notlagencharakteristiken.

| Flugzeugzustand → Pilotzustand ↓ | Funktionsfähig | Problematisch | Kritisch | Katastrophal |
|-------------------------------------|------------------------------|---|--|---|
| Flugfähig | <i>Kein Notfall</i> L1-L4 | <i>Flugzeugzustand problematisch</i> L1-L3 | <i>Flugzeugzustand kritisch</i> L1-L4 | <i>Flugzeugzustand katastrophal</i> L5 |
| Überfordert | <i>Kognitiv</i> L1-L2 | | | |
| Flugunfähig | <i>Medizinisch</i> L1-L3 | | | |

4.2.3 Flugpfadplanung & Hindernisdetektion

Die Notlandeplatzauswahl soll, neben dem Zugriff auf die Notlandeplatzdatenbanken, von zwei weiteren, für die Notlandung essenziellen Modulen abhängig sein: der *Flugpfadplanung* und der *Hindernisdetektion*. Die Flugpfadplanung soll einen sicheren Flugpfad zum vorgegebenen Notlandefeld finden. Diese sollte so geplant werden, dass gängige Anflugverfahren weitgehend eingehalten werden und die Anzahl der auf Hindernisse überprüfbarer Landefelder während des Sinkvorgangs möglichst groß gehalten wird. Sie besteht aus drei unterschiedlichen Komponenten: dem Sensorleistungsmodell, der Flugpfadplanung und der Flugpfadvalidierung. Diese werden an dieser Stelle nicht genauer beschrieben, da sie im weiteren Verlauf dieser Arbeit in Kapitel 4.5.3 und 5.2.3 hinsichtlich ausgefallenem Motor ausführlich erläutert werden.

Die *Hindernisdetektion* soll die Erkennung von Hindernissen auf und um die Notlandefelder durchführen. Hier soll ein elektro-optisches Gimballsystem genutzt werden, um Notlandebahnen und Freiflächen auf potenzielle Hindernisse zu überprüfen. Eine Visualisierung des Prinzips ist in Abbildung 4.2 dargestellt. Das Modul soll aus einer Reihe unterschiedlicher Komponenten bestehen, die eine vollständige Untersuchung von mehreren Flächen ermöglichen:

1. **Sensorpfadplanung:** Die Sensorpfadplanung soll für die Erstellung einer Beobachtungsreihenfolge der Notlandeplätze sorgen. Die Positionen der Notlandeplätze sollen als gerichteter Graph interpretiert und mit Heuristiken zur Lösung des offenen *Traveling-Salesman-Problem (TSP)* gelöst werden. Die Gewichte der Kanten des Graphen sollen anhand der erwarteten Sensorleistung bei Beobachtung des Landeplatzes, der Relevanz des Landeplatzes für die Notlandung und dem Abstand des Landeplatzes zu anderen Landeplätzen berechnet werden. Das entwickelte Konzept ist im Detail in [69] beschrieben.
2. **Coverage-Path-Planning:** Eine erfolgreiche Hindernisdetektion ist in vielen Fällen von der *GSD* abhängig. Um eine geringe *GSD* mit steigender Höhe zu erreichen wird ein kleiner

4 Konzept & Systemdesign

FoV benötigt. Aufgrund der für die Landung notwendigen Größe der Landeplätze sind diese in der Regel nicht in einem Sensorbild zu erfassen. Deswegen wird eine *Coverage-Path-Planning* benötigt um die Fläche vollständig auf Hindernisse abzusuchen. Die Projektion eines einfachen *Creeping-Line*-Musters auf den Landeplatz soll dieses Problem lösen. Das entwickelte Konzept in Kombination mit der Sensorpfadplanung ist in [70] beschrieben.

3. **Sensor-Scheduling:** Das *Sensor-Scheduling* soll den Einsatz der Sensorik steuern und kommunizieren. Es soll bestimmen, wann der Sensor die Beobachtung von Notlandeplätzen beginnt oder abbricht und wann die Sensorpfadplanung reinitialisiert wird. Das Konzept zum *Sensor-Scheduling* wird in [69] beschrieben.
4. **Objektdetektion:** Die Objektdetektion soll für die Detektion von Hindernissen im Sensorbild verantwortlich sein. Dafür sollen moderne Hindernisdetektoren für Elektro-optische Bilder verwendet werden. Diese sollen die Positionen von Hindernissen im Pixelkoordinatensystem bestimmen.
5. **Objektlokalisierung:** Die Objektlokalisierung steht für die Georeferenzierung des im Pixelkoordinatensystem gefundenen Hindernisses. Dafür sollen vom Sensorkoordinatensystem ausgehende Strahlen durch die Pixelpositionen der *Bounding-Box* des Hindernisses auf das digitale Oberflächenmodell projiziert werden. Anhand der Stelle des Auftreffens soll die Geoposition des Hindernisses bestimmt werden. Das Konzept ist im Detail in [71] dargestellt.

Die Notlandeplatzauswahl, die Flugpfadplanung und die Hindernisdetektion sollen parallel laufen und kontinuierlich Daten an verknüpfte Module senden.

4.3 Definition des Referenzszenarios

Aufgrund des breiten Umfangs des *Top-Level*-Konzepts wird im folgenden ein Referenzszenario definiert. Dies dient dazu den Umfang auf ein Feinkonzeptes mit höherem Detailgrad einzuschränken.

Die gewählte Grundidee des Referenzszenarios basiert auf dem Ausfall einer Systemkomponente des Flugzeugsystems eines Kleinflugzeuges im Reiseflug. Damit einhergehend soll eine Gefährdung der Flugsicherheit vorliegen, was eine sofortige Notlandung erzwingt. Bei der ausgefallenen Komponente handelt es sich um den einzigen Motor des Luftfahrzeugs, also um den in allen drei Studien in Kapitel 1.1 erwähnten Risikofall *SCF-PP*. In diesem Fall ist die

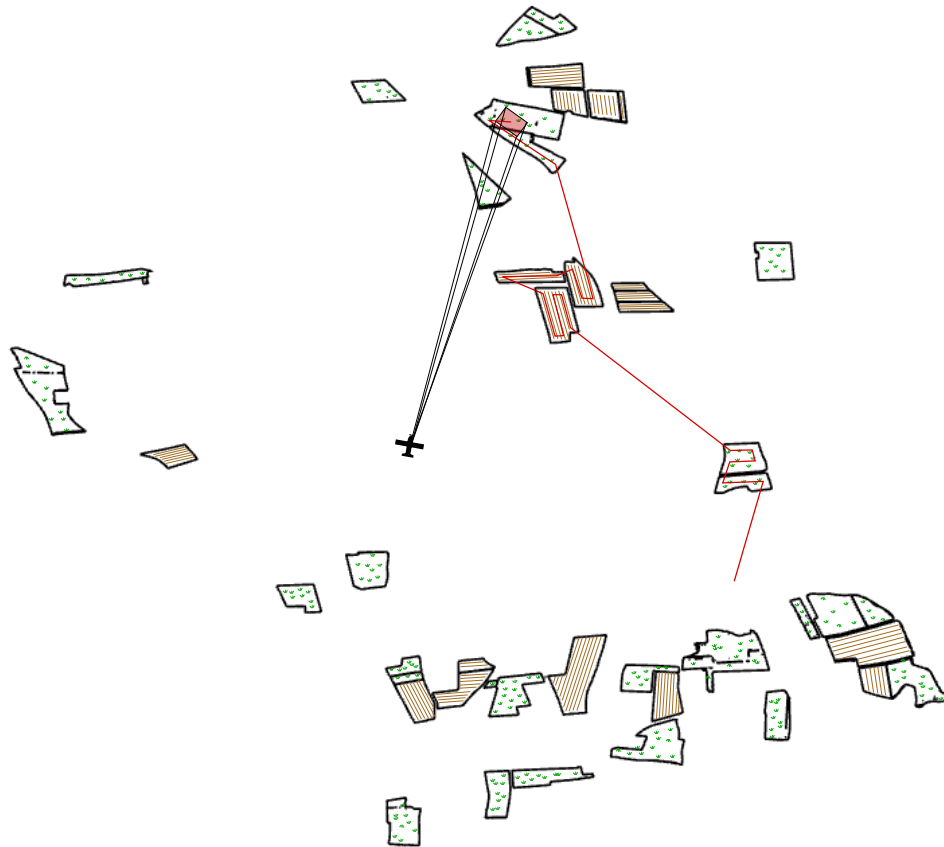


Abbildung 4.2: Eine Darstellung der Kombination von *Coverage-Path-Planning* und Sensorpfadplanung zur Beobachtung einer Reihe von Notlandezonen mit Ackern und Grünflächen.

4 Konzept & Systemdesign

Flugbahnplanung mit Fokus auf die Beobachtbarkeit von Notlandefeldern und den Erhalt von Optionen besonders wichtig, da hier kein Halten der Flughöhe mehr möglich ist. Die Flugzeugstruktur und alle weiteren Flugzeug- und Avioniksysteme sind intakt. Umgebungsbedingt sind keine Flugplätze vorhanden, weshalb im Folgenden nur die Suche nach Notlandefeldern berücksichtigt wird. Von diesen steht eine ausreichende Anzahl zur Verfügung. Es sind keine Wolken vorhanden, die einen Verlust der Erdsicht zur Folge hätten oder ein Ausweichen beim Anflug des Notlandefeldes notwendig machen würden. Prinzipiell hat der Pilot die Möglichkeit sich von dem System die am besten bewerteten Notlandefeldern inklusive Flugpfad als Hilfestellung anzeigen oder den kompletten Notlandevorgang automatisiert ablaufen zu lassen. Mögliche medizinische oder kognitive Probleme des Piloten werden im weiteren Verlauf als nicht gegeben angesehen.

Zusammenfassend werden also folgende funktionale Anteile des *Top-Level*-Konzepts nicht weiter detailliert.

- **Notlandeplatzdatenbankerstellung:** die Erstellung und Verwendung der Flugplatzdatenbank,
- **Notlandeplatzauswahl:** die Landeplatztypvorauswahl, die Flugplatzbewertung und die Bewertung von Freiflächen,
- **Flugpfadplanung:** die Flugpfadplanung für den Fall des funktionsfähigen Motors.

4.4 Feinkonzept

Basierend auf dem definierten Referenzszenario wird an dieser Stelle näher auf die funktionalen Schwerpunkte dieser Arbeit eingegangen. Dieses konzentriert sich auf die im Gesamtkonzept in Abbildung 4.1 dargestellten Anteile der Notlandefeldbewertung und der Flugpfadplanung bei Antriebsausfall inklusive Sensorleistungsmodellierung. Zwar sind sowohl die Notlandefeldüberprüfungsanteile als auch die Erstellung der Notlandefelddatenbank vor dem Flug Teil des Konzepts, werden im Folgenden aber aufgrund der ausführlichen Betrachtung in [67, 69, 70] nicht weiter beschrieben. Ausschließlich der Objektdetektionsanteil wird im Kontext der Datensatzerstellung zur Sensorleistungsmodellierung in dieser Arbeit in Kapitel 4.6.2 und 6.3.3 näher betrachtet werden.

Die Auswahl eines Notlandefeldes und dessen Anflugplanung lässt sich durch eine Abfolge von Arbeitsschritten darstellen. Diese sind im Ablaufdiagramm in Abbildung 4.3 dargestellt.

Die Suche nach möglichen Notlandefeldern soll mit Ausfall des Antriebs beginnen. Zur Vorauswahl sollen nur Optionen innerhalb der Gleitreichweite des Flugzeugs akzeptiert werden. Sind Notlandefelder vorhanden, soll im nächsten Schritt die Bestimmung der voraussichtlichen Detektionsleistung für eine Vielzahl von potenziellen Überflugspositionen erfolgen. Für diese Vorhersage der Beobachtbarkeit von einem oder mehreren Notlandefeldern sollen verschiedene Sensorparameter verwendet werden. Basierend auf diesen Annahmen soll eine geometrische Gleitpfadplanung erfolgen. Diese soll versuchen Positionen mit erhöhter Sensorleistung in unterschiedlichen Höhen durch einen geeigneten Gleitpfad zu verbinden. Notlandefelder ohne validen Gleitpfad sollen aussortiert werden. Wenn anfliegbare Optionen vorhanden sind, sollen diese vom Hindernisdetektionsmodul auf Hindernisse überprüft werden. Notlandefelder ohne Hindernisse sollen anschließend anhand einer Vielzahl von karten- und datenbankbasierten sowie aktuellen, sensorbasierten Parametern bewertet werden. Bei Änderung der bestbewerteten Option soll diese mit dem dazugehörigen Gleitpfad an den Autopiloten gesendet werden. Andernfalls soll der aktuelle Anflug fortgesetzt werden. Ist der Anflug auf das Notlandefeld zu diesem Zeitpunkt abgeschlossen, soll die Landung eingeleitet werden. Andernfalls sollen Flugzeugposition und Fluglage erneut abgefragt und der Vorgang mit der neuen Position wiederholt werden.

Auf modularer Ebene betrachtet ist die Kommunikation zwischen den einzelnen Teilsystemen etwas komplexer. Das grundsätzliche Zusammenspiel der verschiedenen Teilfunktionalitäten wurde in Abbildung 4.1 bereits grob dargestellt. Für das definierte Referenzszenario wird dieses Konzept im Folgenden in einem höheren Detailgrad ausgeführt. Eine Visualisierung seiner Teilfunktionalitäten ist in Abbildung 4.4 dargestellt. Pfeile zeigen hier einen direkten Datenaustausch zwischen verschiedenen Funktionsmodulen. Unterbrochene Pfeile indizieren einen indirekten Datenaustausch. In diesem Fall existiert keine direkte Kommunikation, sondern die Daten werden beispielsweise aus Datenbanken von der Festplatte geladen. Das trifft unter anderem auf Hindernis- und Geländedaten sowie auf Vorhersagemodelle bestimmter Funktionalitäten zu. Rechteckige Blöcke stehen für einzelne Funktionsblöcke des Konzeptes, Ellipsen für in Funktionsblöcke integrierte Modelle, Zylinder für Datenbanken und Kreise für Sensordaten. Gekoppelte Blöcke besitzen direkte Abhängigkeiten zueinander. Dies ist bei der Luftfahrzeug-Gimbal-Sensor-Kombination der Fall, da die Ausrichtung des Sensors von der Pose des Gimbals abhängt, die wiederum von Änderungen der Position und der Fluglage des Luftfahrzeugs betroffen ist.

Der Informationsfluss durch die Architektur soll durch zwei Schleifen erfolgen, deren zentrales Modul und gemeinsame Schnittstelle die Notlandefeldbewertung ist. Sie soll sowohl Informatio-

4 Konzept & Systemdesign

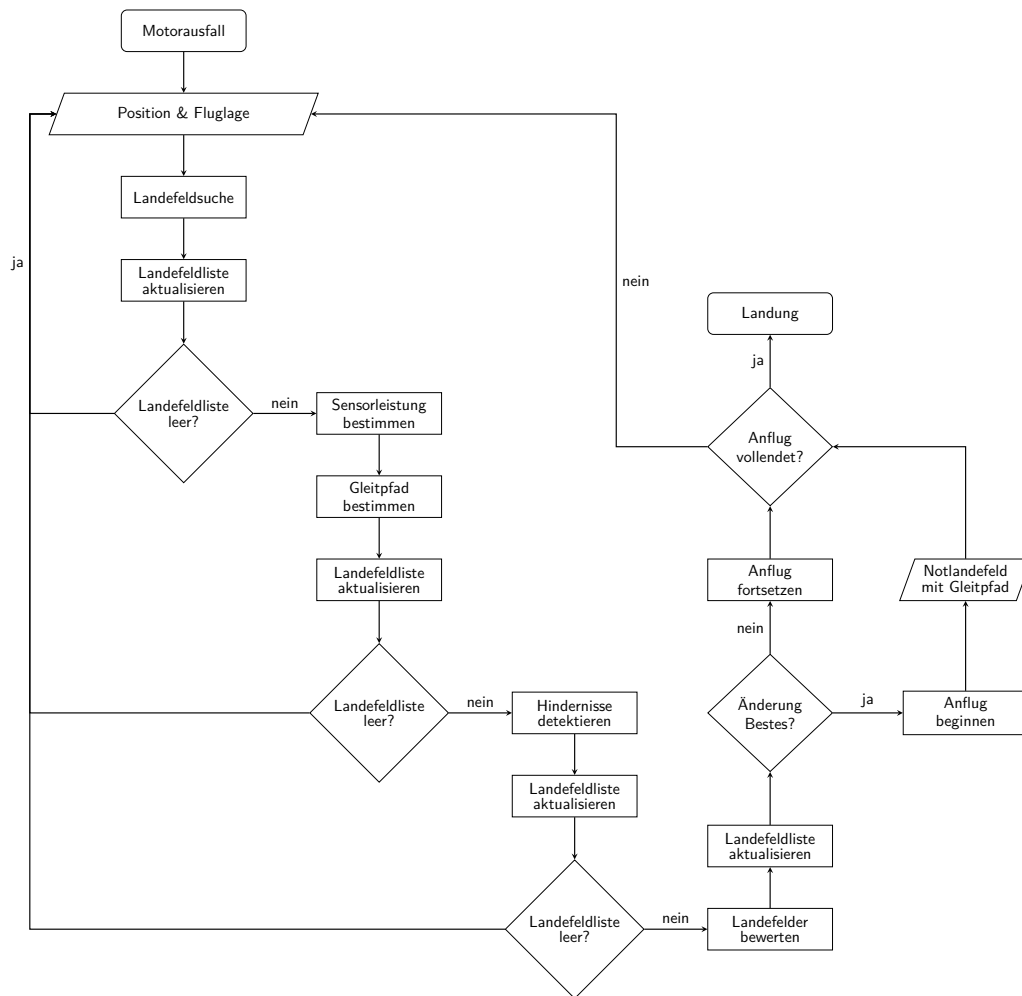


Abbildung 4.3: Das Flussdiagramm für den Ablauf einer Notlandung mit dem dafür vorgeschlagenen Teilsystem.

nen von beiden verarbeiten und ihre Ergebnisse an beide Schleifen liefern. Die äußere Schleife soll sich um den Anflug des Luftfahrzeugs auf das bestbewertete Notlandefeld drehen und ist für den planerischen Aspekt der beobachtbarkeitsorientierten Flugpfade zum Optionserhalt besonders relevant. Hier soll ein Zusammenspiel zwischen Notlandefeldbewertung, Gleitpfadplanung und Autopilot stattfinden. Anhand von Anflughindernisdaten und dem Landefeldkatalog sollen, basierend auf dem Sensorleistungsmodell, Gleitpfade durch Positionen mit erhöhter Sensorleistung geplant werden. Diese sollen anschließend an die Notlandefeldbewertung weitergegeben und dort für die Auswertung berücksichtigt werden. Die resultierende Notlandefeldreihenfolge soll inklusive Gleitpfad an den Autopiloten übergeben werden, der die Durchführung des Landeanflugs veranlassen soll. Die aktuelle Position und Fluglage des Luftfahrzeugs soll anschließend wieder an die Gleitpfadplanung und die Notlandefeldbewertung gegeben werden.

Die innere Schleife soll die Hindernisdetektion behandeln. Die bestbewerteten Notlandefelder sollen an die Sensorpfadplanung gegeben werden, welche eine Beobachtungsreihenfolge aufstellen soll. Diese soll anschließend an das *Coverage-Path-Planning* zur Erstellung von *Coverage-Paths* für jedes Notlandefeld weitergeleitet werden. Die Kombination aus *Coverage-Path* und Beobachtungsreihenfolge soll vom *Sensor-Scheduler* in Gimbal- und Sensorbefehle umgewandelt werden. Durch den Sensor sollen Informationen über potenzielle Hindernisse aufgenommen und in Farbbilddaten umgewandelt werden. Auf diese soll die Objektdetektion angewendet werden um Pixelpositionen von Hindernissen zu erhalten. Mit der Lokalisierung sollen diese Pixelpositionen in georeferenzierte 3D-Positionen transformiert werden, welche anschließend mit Informationen über die Notlandefeldgrenzen verglichen werden sollen. Relevante Hindernispositionen sollen abschließend an die Notlandefeldbewertung übergeben werden.

4.5 Funktionales Design

Aufbauend auf dem vorgestellten Feinkonzept behandelt das folgende Kapitel das Design der funktionalen Schwerpunkte *Notlandefeldbewertung*, *Sensorleistungsmodellierung* und *Planung von sensorleistungsbasierten Flugpfaden* zum Erhalt von Optionen. Aufgrund des angestrebten planerischen Vorgehens ist hier hauptsächlich die im vorherigen Kapitel beschriebene äußere Schleife des Feinkonzepts relevant.

4.5.1 Notlandefeldbewertung

Ziel der Notlandefeldbewertung ist das automatisierte Aufstellen einer Notlandefeldreihenfolge anhand eines Erfolgsindex für eine sichere Notlandung. Dieser Index ist hier eine dimensionslose Zahl, die durch Gewichtung von Faktoren für die Landung eine interpretierbare Kennzahl über

4 Konzept & Systemdesign

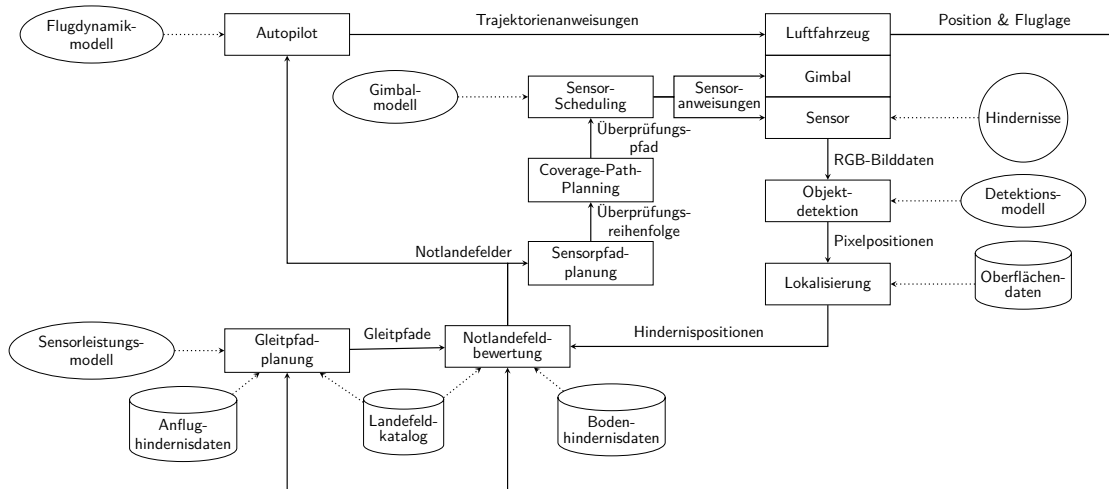


Abbildung 4.4: Das Feinkonzept für die Teilsystemarchitektur des automatisierten Notlandesystems für ein Kleinflugzeug.

die Einschätzung des Erfolgs einer Notlandung ergibt und unterschiedliche Notlandefeldern für eine Auswahl miteinander vergleichbar machen soll. Er spiegelt dabei eine Abschätzung über die erwartete Abweichung des Erfolgs im Vergleich zu einem idealen Notlandefeld wider. Dieser wird im Folgenden als *Notlandeeringindex (NEI)* bezeichnet. Er soll für die Aufstellung einer qualitativen Rangordnung verwendet werden und keine quantitative Bestimmung der absoluten Landesicherheit darstellen.

Die Berechnung des *NEI* basiert auf statischen Informationen zu Notlandefeldeigenschaften, welche sich bereits vor dem Flug aus *GIS*- und Notlandefeldern gewinnen lassen, sowie dynamischen, sensorabhängigen Daten, wie z. B. die akute Hindernissituation am Notlandefeld. Für diese Bewertungsfaktoren wird ein *Faktorerfolgsindex (FEI)* angenommen, der nach dem gleichen Prinzip wie der *NEI* definiert ist, sich jedoch nur auf einen isoliert betrachteten Faktor bezieht, anstelle des Gesamterfolgs. Die Grundidee zur Berechnung dieses Wertes besteht darin anhand seiner Ausprägung die Abweichung zu seiner Norm zu bestimmen und mit einem Faktor für die Unsicherheit über diese Schätzung zu kombinieren. In der Literatur in [12] wird hier stattdessen die Kombination mit einem Wert für die Wahrscheinlichkeit des Auftretens eines Faktors vorgeschlagen. Dies wird hier hingegen vernachlässigt, da aufgrund der Verwendung von Sensorik und Datenbanken keine vorhandene Unsicherheit hinsichtlich des Auftretens angenommen wird. Am Beispiel der Hindernisdetektion setzt dies perfekte Detektionen vom Objektdetektor voraus.

Die Berechnung des *NEI* erfolgt basierend auf einer Vielzahl solcher Kriterien. Zur Modellvereinfachung werden diese unterschiedlichen Faktoren als voneinander unabhängig angenommen.

Dies kann zu Abweichungen im Vergleich zu realen Entscheidungsprozessen von Piloten führen, da einige der verwendeten Faktoren in der Realität diese Bedingung nicht erfüllen. Außerdem erfolgt eine Einteilung der einfließenden Kriterien zur besseren Vergleichbarkeit und Bewertbarkeit, angelehnt an [23], in Risiken während unterschiedlicher Phasen der Notlandung. Dies soll die Modellentwicklung mit Unterstützung durch Expertenwissen von Piloten vereinfachen. Aus diesem Grund wird zusätzlich zum *NEI* und *FEI* der *Phasenerfolgsindex (PEI)* eingeführt. Dieser trifft Aussage über den erwarteten Erfolg der Landung im Vergleich zu einem Ideal unter Berücksichtigung einer spezifischen Notlandephase. Die für diesen Index berücksichtigten, unterschiedlichen Phasen der Notlandung zugeordneten Risikokategorien sind:

- **Risiken während des Fluges zur näheren Notlandefeldumgebung:** Dies beinhaltet alle Risikofaktoren, die während des Fluges von der aktuellen Luftfahrzeugposition bis zum Beginn des Anflugverfahrens in der näheren Notlandefeldumgebung auftreten können.
- **Risiken während des Fluges in der näheren Notlandefeldumgebung:** Hier werden alle Risikofaktoren, die während des Anflugverfahrens in der näheren Notlandefeldumgebung bis zum Aufsetzen des Luftfahrzeugs auftreten können, eingeschlossen.
- **Landerisiken:** Dies beinhaltet alle Risikofaktoren, die vom Aufsetzen des Luftfahrzeugs bis zu seinem Stillstand auftreten können.
- **Risiken betreffend der Bergungsphase:** Hier sind alle Risikofaktoren relevant, die nach dem Stillstand des Luftfahrzeugs während der Bergung auftreten.

Im Folgenden findet sich eine Auflistung und Beschreibung der nach Risikokategorie eingeordneten Parameter.

Risiken während des Fluges zur näheren Notlandefeldumgebung

- **Distanz:** Sie bestimmt den planaren, euklidischen Abstand des Notlandefeldes zur aktuellen Flugzeugposition. Eine im Verhältnis zur Höhe über Grund niedrige Distanz sorgt für eine höhere verbleibende Restflugzeit bei Ankunft am Notlandefeld. Das verschafft dem Sensorsystem mehr Zeit für die Hindernisüberprüfung und gibt dem Piloten mehr Spielraum für die endgültige Entscheidung hinsichtlich eines Notlandefeldes sowie für Fehler bei der Einschätzung von Flugleistung. Eine überschüssige Höhe erfordert jedoch auch das Einplanen von Verzögerungskurven.

4 Konzept & Systemdesign

- **Luftraumklassifizierung:** Sie trifft Aussage über die auf dem Flug zum Notlandefeld zu durchquerenden Lufträume. Relevant sind hier vor allem Gefahren durch erhöhtes Luftverkehrsaufkommen in kontrollierten und eingeschränkt nutzbaren Lufträumen.
- **Flugsicht:** Sie beschreibt ob die Flugsicht während des Fluges zur näheren Umgebung des Notlandefelds kurzfristig unterbrochen wird. Dies kann in Fällen auftreten, bei denen das Notlandefeld nur mit einem Durchflug durch eine Wolke/Wolkendecke erreicht werden kann.
- **Flugfadkomplexität:** Sie bestimmt die Komplexität des Flugpfads hinsichtlich Fliegbarkeit mit aktuellen Luftfahrzeugeinschränkungen. Zur Vereinfachung wird nur die Anzahl der benötigten Kurven als Maß für die Komplexität betrachtet. Diese haben einen direkten Einfluss auf die Gleiteigenschaften des Luftfahrzeugs. Entsprechend führt eine erhöhte Anzahl von Kurven zu einer höheren notwendigen Stallgeschwindigkeit, deren Nichteinhalten zu Auftriebsverlust mit starkem Absacken führen kann. Eine erhöhte Komplexität kann nach diesen Kriterien in Fällen mit notwendigem Ausweichen von Wolken oder Abbau von Höhe durch Verzögerungskurven auftreten.
- **Anzahl von Landealternativen:** Dies bezieht sich auf die Verfügbarkeit von mit der Sensorik beobachtbaren Notlandemöglichkeiten zu einem Zeitpunkt, an dem die Änderung des Zielnotlandefelds noch möglich ist. Auf diesem können sich nicht kartierte Hindernisse befinden, welche den Erhalt von Alternativmöglichkeiten sowie das Ausweichen auf diese während des Anflugs notwendig machen können.

Risiken während des Fluges in der näheren Notlandefeldumgebung

- **Anflughindernisse:** Diese treffen Aussage über die Anwesenheit von luftfahrtrelevanten Hindernissen, welche zu Kollisionen mit dem Luftfahrzeug führen oder anderweitige Gefährdungen des Luftfahrzeugs wie Turbulenzbildung und schlechtere Einsehbarkeit der Landefläche mit sich bringen können, im Bereich des Anflugpfads.
- **Anflugverfahren:** Es bestimmt die Art und Weise wie das Notlandefeld angefliegen wird. Hier spielen verschiedene Anflugmuster eine Rolle wie beispielsweise ein platzrundentypischer 180° Anflug oder ein Direktanflug.
- **Querlage:** Die geplante Querlage während des Kurvenfluges innerhalb des Anflugverfahrens.

- **Ausweichoption:** Hier wird die Existenz von Ausweichalternativen in Form von Freiflächen vor oder hinter dem angezielten Notlandefeld für den Fall eines ungeplanten "zu kurz/lang" kommens beschrieben.
- **Landefeldeinsicht:** Dies bezieht sich auf die Beobachtbarkeit des Notlandefelds während des Anflugverfahrens und damit auf die Fähigkeit des Systems mit der Sensorik mögliche Gefahren zu erkennen.

Risiken während der Landung

- **Hindernisse:** Hier wird Aussage über die Existenz von festen Hindernissen wie Heuballen und beweglichen Hindernissen wie Fahrzeugen oder Personen auf dem Notlandefeld oder in seiner näheren Umgebung getroffen.
- **Oberflächentyp:** Er beschreibt den Oberflächentyp des Notlandefelds.
- **Oberflächenbeschaffenheit:** Sie beschreibt die Veränderung der Oberflächenbeschaffenheit durch Temperatur oder Feuchtigkeit. Diese beeinflusst die Lande- und Abbremsseigenschaften des Luftfahrzeugs.
- **Ebenheit:** Dieser Parameter bezieht sich auf die Existenz von kleineren Unebenheiten wie Ackerfurchen im Gelände.
- **Querneigung:** Sie trifft Aussage über die vorhandene Querneigung auf dem Notlandefeld. Eine größere Querneigung erhöht die Schwierigkeit das Luftfahrzeug während der Landung stabil zu halten und begünstigt eine Kollision der Tragflächen mit dem Gelände.
- **Längsneigung:** Sie bestimmt die vorhandene Längsneigung oder -steigung auf dem Notlandefeld. Eine Steigung ergibt potenziell eine Verkürzung der benötigten Landestrecke, während ein Gefälle diese verlängert.
- **Seitenwind:** Der während der Notlandung am Notlandefeld vorhandene Seitenwind trägt ebenfalls zur Destabilisierung des Luftfahrzeugs während des Abbremsvorgangs bei.
- **Gegenwind:** Während der Notlandung am Notlandefeld vorhandener Gegenwind verringert die benötigte Landestrecke während Rückenwind diese deutlich verlängert.
- **Breite des Sicherheitsstreifens:** Sie beschreibt die Freifläche neben der Notlandebahn. Diese sorgt für zusätzlichen hindernisfreien Raum neben der Landebahn und dient als Pufferzone für mögliche seitliche Ausbrüche.

- **Landefeldlänge:** Die relative Länge der Landebahn bezieht sich auf die anhand der geplanten Aufsetzgeschwindigkeit berechneten Landestrecke im Verhältnis zur vorhandenen Notlandefeldlänge. Eine größere Landefeldlänge bietet mehr Spielraum für Anflugfehler und mehr Sicherheit gegen *Landebahnüberschreitung (RE)*.

Bergungsrisiken

- **Zeitspanne bis Rettungskräfte eintreffen:** Die benötigte Zeit bis Einsatzkräfte der Rettungsdienste am Notlandefeld eintreffen. Eine geringere Zeitspanne kann zu einer schnelleren Versorgung des Piloten und möglicher Passagiere beitragen.
- **Distanz zu bewohnten Gebäuden:** Sie beschreibt die Distanz des Notlandefelds zum nächsten bewohnten Gebiet. Eine geringere Distanz kann zu einer schnelleren Hilfeleistung durch Mitmenschen führen. Landungen in der näheren Umgebung von bewohntem Gebiet können jedoch auch eine erhöhte Kollisionsgefahr mit sich bringen.

Die Berechnung des NEI basierend auf den beschriebenen Risikofaktoren der unterschiedlichen Notlandephase erfolgt in drei Schritten. Zunächst wird anhand der Sensorik und der Datenbanken der FEI bestimmt, welcher den Gefährdungsbeitrag für die Landung sowie seinen Unsicherheitsfaktor beinhalten. Diese werden verrechnet und mit dem FEI anderer Faktoren der gleichen Notlandephase gewichtet, um einen notlandephasenspezifischen PEI zu erhalten. Dies geschieht für jede Notlandephase einzeln. Abschließend erfolgt die Gewichtung der PEI aller Notlandephasen zueinander, um den NEI für den gesamten Notlandevorgang zu erhalten. Eine grafische Darstellung des Modells und seiner Faktoren ist in Abbildung 4.5 dargestellt.

4.5.2 Sensorleistungsmodell

Ziel des Sensorleistungsmodells ist es, die Detektionsleistung einer Objektdetektor-Sensor-Kombination vorherzusagen. Anders ausgedrückt schätzt das Leistungsmodell einen Index für den Erfolg der Hindernisdetektion. Dieser Detektionsleistungsindex hat den Wert 1 wenn perfekte Detektionsvoraussetzungen erwartet werden und 0 bei anti-idealen Voraussetzungen. Unter Hindernisdetektion wird hier das Finden von potenziellen Gefahren für die Notlandung ohne Berücksichtigung von deren Klassifizierung betrachtet. Zur Abgrenzung findet im Folgenden die Gegenüberstellung zu verwandten Anwendungsbereichen statt [72, 73, 74, 75]:

- **Bildklassifizierung:** Einem Bild wird eine Kategorie zugeordnet.
- **Objektdetektion:** Es werden Bereiche mit Objekten im Bild gefunden.

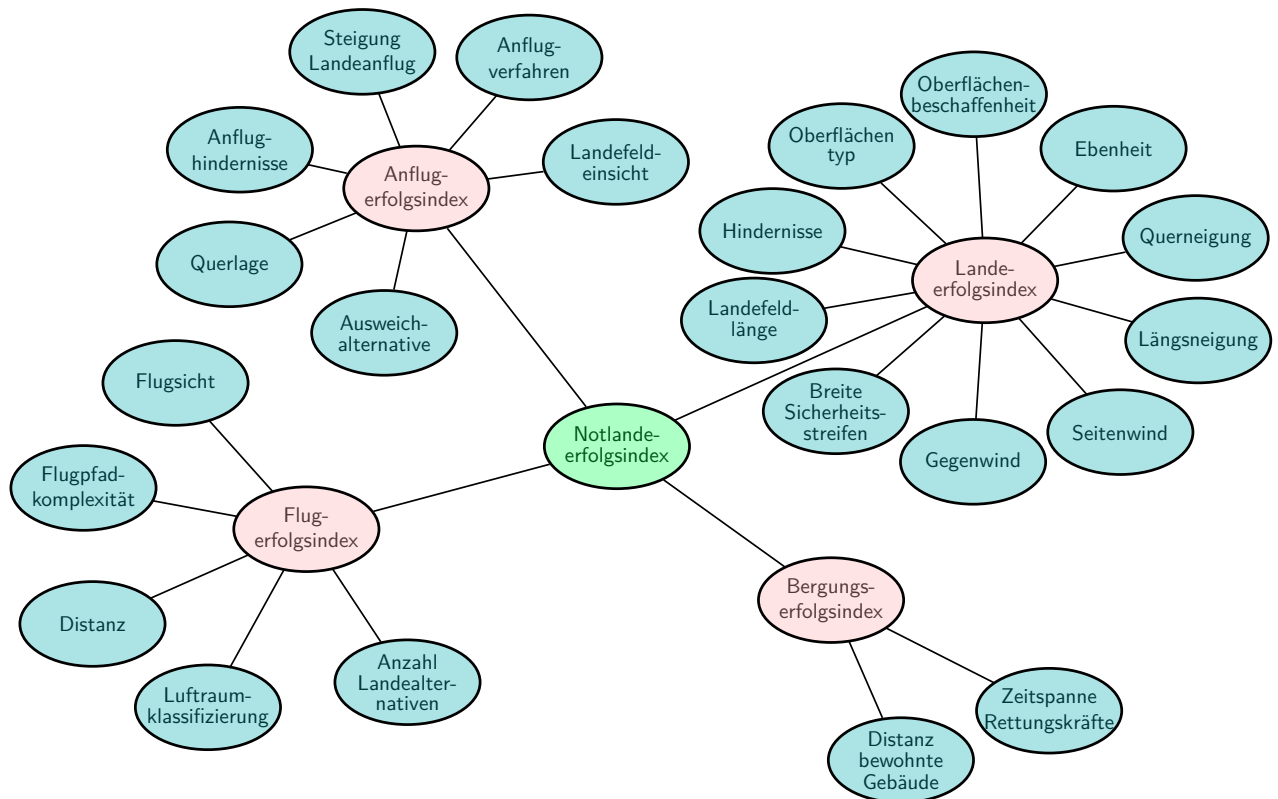


Abbildung 4.5: Das Konzept der Landefeldbewertung zur Aufstellung einer Landefeldreihenfolge. Die Bewertung erfolgt anhand der vier Risikokategorien eingeteilt in die unterschiedlichen Notlandephase zuerst für die einzelnen Risikofaktoren (türkis), welche anschließend zu Erfolgsindizes für die Risikokategorien (rot) und abschließend zu einem Gesamterfolgsindex (grün) fusioniert werden.

4 Konzept & Systemdesign

- **Objekterkennung:** Es werden Bereiche im Bild mit Objekten gefunden und die Objekten werden klassifiziert.
- **Objektidentifizierung:** Es werden Bereiche im Bild mit Objekten gefunden und jedem Objekt wird eine individuelle Instanz zugeordnet.

Ein Objekt gilt in diesem Anwendungsfall als erfolgreich detektiert, wenn es sich innerhalb einer mit dem Detektionsalgorithmus erkannten *Bounding-Box* befindet. Für eine sichere Notlandung müssen alle Hindernisse innerhalb eines Bildes von *Bounding-Boxen* erfasst sein. Gesucht werden hier Gefahren auf oder in der näheren Umgebung der Notlandefelder. Also feste und bewegliche Hindernisse am Boden, welche während des Lande- und Abbremsvorgangs zu Verletzungen des Piloten oder Beschädigung des Luftfahrzeugs führen können.

Die Grundidee des Leistungsmodells ist es, anhand von Sensorparametern zu lernen, unter welchen Bedingungen der Hindernisdetektor die maximale Leistung erbringt. Hinsichtlich der Notlandung soll deshalb vorhergesagt werden, unter welchen Bedingungen der Detektor perfekte Detektionsleistung erbringt. Damit sollen alle Hindernisse gefunden werden, um eine sichere Notlandung zu ermöglichen, jedoch auch Notlandefelder aufgrund von Fehldetektionen nicht unnötig ausgeschlossen werden. Ein mögliches Maß für die Leistung des Objektdetektors wäre der *Recall* der Hindernisdetektion. Dieser konzentriert sich jedoch nur auf das Finden von allen Hindernissen und vernachlässigt Fehldetektionen. Dies würde einen starken Fokus auf das Finden von allen Hindernissen und damit auf maximale Sicherheit der Landung legen. Allerdings würde es auch zu dem beschriebenen Problem des Ausschließens von geeigneten Notlandefeldern aufgrund der erhöhten Anzahl von *False-Positives* führen. Das kann vor allem in Situationen kritisch sein, in denen das Luftfahrzeug kein ballistisches Gesamtrettungssystem besitzt und die Anzahl an Notlandemöglichkeiten begrenzt ist. Deshalb ist der *F1-Score* ein besseres Maß für die Leistung des Hindernisdetektors, da er die Korrektheit der Hindernisvorhersagen in die Leistungsmodellierung integriert. Da perfekte Detektionen bei einem *F1-Score* von 1,0 erreicht werden, geht das Sensorleistungsmodell hier sogar noch einen Schritt weiter und versucht für jedes Sensorparameter-Bild-Paar herauszufinden ob alle Hindernisse korrekt vorhergesagt wurden und keine Falschmeldungen gemacht wurden. Es klassifiziert demnach ob basierend auf dem Parameterset ein *F1-Score* von 1,0 erreicht wurde oder nicht, anstelle der Durchführung einer Regression. Mögliche Sensorparameter für die Vorhersage der Sensorleistung im Anwendungsfall der Hindernisdetektion auf Notlandefeldern sind durch Einschränkungen der Sensorik, des Kartenmaterials und der Realisierbarkeit in Reallflugversuchen beschränkt. Der wesentliche Faktor für die Betrachtung eines Parameters ist sein Einfluss auf die Merkmale von Objekten im Sensorbild. Aus diesem Grund wurden folgende Faktoren als Parameter gewählt:

- **GSD:** Sie beeinflusst die Anzahl der Pixel, die ein mögliches Hindernis im Bild besitzt. Je größer die Anzahl der Pixel, desto einfacher ist die Erkennung von typspezifischen Merkmalen.
- **Depressionswinkel:** Er beeinflusst die vorhandenen, typspezifischen Merkmale durch Veränderung der Perspektive auf ein Objekt sowohl hinsichtlich ihrer Anzahl als auch hinsichtlich ihrer Ausprägung.
- **FoV & Distanz:** Sie beeinflussen gemeinsam die *GSD* und damit auch die Anzahl der vom Hindernis eingenommenen Pixel im Bild. Außerdem bestimmen sie direkt, wie viel Notlandefeldumgebung in ein Sensorbild aufgenommen werden kann und beeinflussen damit den notwendigen Aufwand für die vollständige Untersuchung des Notlandefelds.
- **Sichtlinie:** Sie betrachtet die Verdeckung von Merkmalen durch Gelände, Objekte auf diesem, das Luftfahrzeug selbst bei ungünstiger Fluglage sowie Wetterbedingungen wie Wolken.

Von diesen sind die *GSD* und der Depressionswinkel direkt merkmalsverändernd. Erstere verändert die Anzahl an Pixeln, mit der Objekte im Bild dargestellt werde. Zweiterer ändert den Blickwinkel auf ein Objekt und führt damit zu einer visuellen Änderung seiner Merkmale. Der Sichtlinien-Parameter hingegen ist merkmalsunterdrückend, da eine nicht vorhandene Sichtlinie zum Objekt Merkmale komplett vom Sensorbild verschwinden lässt. Im Gegensatz dazu haben der *FoV* und die Distanz nur einen indirekt merkmalsverändernden Einfluss. Sie sind damit potenziell redundant und könnten durch Untersuchungen hinsichtlich der resultierenden Leistung mit oder ohne sie ausgeschlossen werden. Andere Merkmale wie die Beleuchtung, Bewegungsunschärfe oder Bildrauschen, welche sich aufgrund der Komplexität der Berechnung für zukünftige Gimbal- und Luftfahrzeugpositionen sowie Sensoreinstellungen am ehesten probabilistisch modellieren lassen, wurden vernachlässigt. Eine grafische Darstellung des Modells ist in Abbildung 4.6 dargestellt.

4.5.3 Flugpfadplanung zum Optionserhalt

Ziel des Notlandeooptionserhalts ist es einen Flugpfad zum Notlandefeld zu planen und dabei die Anzahl sensorisch überprüfbarer Notlandefelder während des Höhenverlusts möglichst groß zu halten. So soll die Sicherheit der Landung in unstrukturiertem Gelände, durch die Verfügbarkeit von Ausweichoptionen bei Entdeckung von Hindernissen, gesteigert werden. Ein Durchflug durch möglichst viele Positionen hoher Sensorleistung ist dem direkten Anflug durch Gebiete geringerer Sensorleistung deswegen vorzuziehen. Das Sensorleistungsmodell ist als Maß für die

4 Konzept & Systemdesign

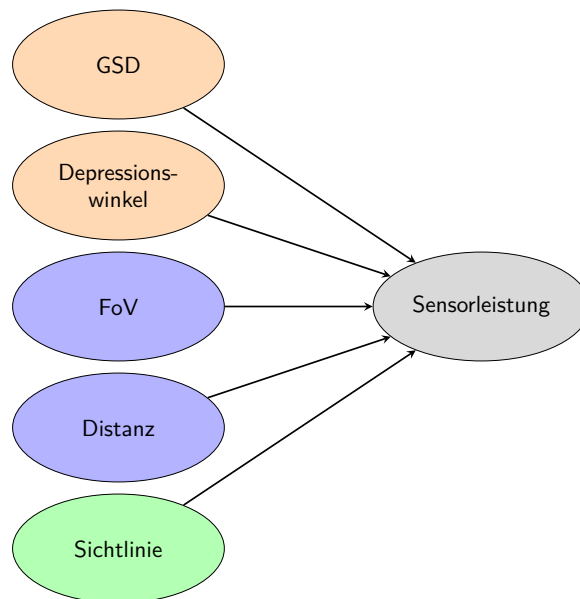


Abbildung 4.6: Das Sensorleistungsmodell für die Vorhersage der Detektionsleistung eines Hindernisdetektors für die Landung auf einem Notlandefeld mit direkt merkmalsverändernden Parametern in orange, indirekt merkmalsverändernden Parametern in blau und merkmalsunterdrückenden Parametern in grün.

sensorische Überprüfbarkeit von Notlandefeldern ein zentrales Element des Konzepts.

Die Flugpfadplanung ist außerdem ein wichtiger Bestandteil der Bewertung der Notlandefelder. Sind diese nicht erreichbar, ist keine sichere Notlandung möglich und sie müssen aussortiert werden. Da abhängig von Flughöhe und Landschaft viele Notlandefelder zur Auswahl stehen können, sollte die Berechnung der einzelnen Gleitpfade nur wenig Rechenzeit in Anspruch nehmen. Des Weiteren sollten Gleitwinkelgrenzen bei der Flugpfadplanung beachtet werden. Der Gleitpfad selbst besitzt zwei Teilstrecken:

- 1. das Anflugverfahren am Notlandefeld,
- 2. der Flug zur näheren Notlandefeldumgebung einschließlich Verzögerungskurven zum Abbau von Resthöhe.

Das Anflugverfahren vom Beginn des Fluges in der näheren Notlandefeldumgebung bis zum Aufsetzpunkt stellt den ersten Teil der Berechnung dar. Damit bestimmt es auch den Endpunkt für den Flug zur näheren Notlandefeldumgebung. Je nach Umsetzbarkeit des Gesamtpfades unter Verwendung von Anflugmustern setzt sich das Anflugverfahren aus einem kompletten, platzrundenähnlichen 180°-Anflug, einem 90°-Anflug oder einem Direktanflug zusammen. Die

Richtung des Anflugs wird abhängig von der erwarteten Sensorleistung in der näheren Notlandefeldumgebung rechts oder links herum gewählt. Der Flug von der aktuellen Flugzeugposition zum Startpunkt dieses Anflugverfahrens, je nach gewähltem Anflugverfahren z. B. der *Low-Key*, wird durch Positionen mit erhöhter Sensorleistung geplant. Je mehr dieser Positionen durchfliegen werden können, desto wahrscheinlicher ist der Erhalt einer größeren Anzahl an Notlandefeldern als Ausweichoptionen. Die Teilstrecken zwischen den Positionen erhöhter Sensorleistung werden geometrisch auf ihre Fliegbarkeit überprüft. Ist der flachste zulässige Gleitwinkel nicht haltbar, gilt das Notlandefeld als nicht anfliegbar. Erfordert die Situation einen steileren Gleitwinkel als zulässig, müssen Verzögerungskurven berechnet und in den Pfad integriert werden.

4.6 Methodenauswahl

Im Folgenden erfolgt eine kurze Vorstellung und Auswahl geeigneter Methoden für die Umsetzung der für die Forschungsschwerpunkte relevanten Funktionalitäten.

4.6.1 Notlandefeldbewertung

Für die maschinelle Bewertung von Notlandefeldern kommen grundsätzlich Methoden des maschinellen Lernens, aber zum Beispiel auch Ansätze aus Expertensystemen in Frage. Das Anlernen eines Bewertungsmodells erfordert jedoch die aufwendige und teure Erstellung eines Datensatzes mit den verschiedenen Ausprägungen der Kriterien und der dazugehörigen *Ground-Truth* in Form der Sicherheit der Landung. Aus diesem Grund werden im Folgenden Methoden aus dem Bereich der expertenbasierten Wissensgenerierung betrachtet. Bei diesen Methoden werden keine *Ground-Truth*-Daten erstellt, sondern die Parameter und ihre Kombination werden basierend auf der Einschätzung von Experten abgeleitet. Diese Kombination kann durch Gewichtung, probabilistische Betrachtung oder einfache Sortierung der unterschiedlichen Kriterien erfolgen.

Sortierung

Die Sortierung ist die einfachste Form der Bewertung anhand von verschiedenen Kriterien. Hier wird eine grundsätzliche Reihenfolge der Wichtigkeit der Kriterien bestimmt. Basierend auf dem wichtigsten Kriterium wird eine Auswahl getroffen. Sollten hier mehrere Optionen die gleiche Güte aufweisen wird das nächste Kriterium miteinbezogen. Dies wird so lange fortgeführt bis ein Favorit gefunden oder alle Kriterien durchlaufen wurden.

Rangfolgenaufstellung und Berechnung der Gewichte

Für die Aufstellung einer Rangfolge anhand einer Gewichtung der unterschiedlichen Kriterien zueinander kommen Methoden der *MCDA* in Frage. Diese versuchen die Entscheidungsfindung basierend auf mehreren, potenziell widersprüchlichen Kriterien zu ermöglichen. Hier existieren eine Vielzahl von Methoden. Einige darunter sind *AHP*, *Analytic-Network-Process (ANP)*, *Measuring-Attractiveness-by-a-Categorical-Based-Evaluation-Technique (MACBETH)* und *Technique-for-Order-Preference-by-Similarity-to-Ideal-Solution (TOPSIS)*. Die Auswahl einer geeigneten Methode hängt oft von der Art der Parametermodellierung ab. Des Weiteren unterscheiden sich die Methoden im Aufwand hinsichtlich der Erstellung der benötigten Input-Informationen sowie bezogen auf Aussagekraft des resultierenden Scores.

- **AHP:** *AHP* basiert auf der Grundidee der Problemstrukturierung in hierarchischer Form und eignet sich für eine verhältnismäßige Betrachtung von qualitativen, unabhängigen Parameterpaaren, um eine vollständige Rangordnung inklusive Score aufzustellen und um Kriteriengewichte zu berechnen. Dafür benötigt es paarweise Vergleiche der Kriterien, welche basierend auf Einschätzungen der Wichtigkeit dieser im Verhältnis zueinander beruhen. Die Einteilung kann beispielsweise in *gleich wichtig* bis *extrem viel wichtiger* erfolgen und in unterschiedliche Skalen ausgelegt werden, z.B. in der *Saaty-Skala*. Aus diesen Verhältniswerten wird eine Vergleichsmatrix aufgebaut [76]. Output ist die globale Reihenfolge der Alternativen und die lokalen Gewichte, welche anhand der Eigenvektoren der Vergleichsmatrix bestimmt werden. Durch eine Konsistenzprüfung kann außerdem ein Plausibilitätscheck der Paarvergleiche durchgeführt werden. Es unterstützt sowohl einen *Decision-Making-Mode* als auch einen *Ratings-Mode*, der sich für die Berechnung einer Bewertung für eine einzige Auswahlalternative im Vergleich zu seinem Ideal eignet [77].
- **ANP:** *ANP* eignet sich im Gegensatz dazu gut für paarweise Vergleiche von abhängigen Merkmalen durch Abbildung der Abhängigkeiten über Cluster [78]. Es ist damit eine Verallgemeinerung von *AHP* ohne strikte Hierarchie. Hier erfolgt der Aufbau einer Supermatrix durch paarweise Vergleiche innerhalb und zwischen Clustern inklusive Rückkopplung. Über deren Potenzierung wird die sogenannte *Limit-Supermatrix* gebildet, welche globale Prioritäten und Gewichte liefert. Auch hier ist wieder eine Konsistenzprüfung über einen Plausibilitätscheck möglich. Benötigt Cluster mit Abhängigkeiten [79].
- **MACBETH:** *MACBETH* konstruiert Intervall-Skalen aus paarweisen qualitativen Vergleichen [80]. Der Input ist hier eine Bewertungsmatrix aus paarweisen Vergleichen von Kriterien mit Leistungsniveaus in Form von verbalen Urteilen der Differenzen der Kriterienattraktivität, z.B. *schwach*, *stark*. Auch hier kann wieder eine Konsistenzprüfung

auf diese Matrix durchgeführt werden. Anhand von einer linearen Optimierung werden Attraktivitätsscores und Gewichte erzeugt. Dabei wird das Kriterium mit der geringsten Attraktivität auf den Wert 0 festgesetzt. Im Gegensatz zu *AHP* wird hier eine hohe Konsistenz der Daten benötigt [78].

- **TOPSIS:** *TOPSIS* nimmt eine Bewertung der Alternativen relativ zu den zwei Referenzpunkten ideal sowie anti-ideal vor und bestimmt die relative Distanz zu beiden Referenzen [81]. Im Vergleich zu *AHP* und *ANP* werden hier jedoch bereits Gewichte der Faktoren als Input benötigt, auf denen die normalisierten Bewertungsscores berechnet und anhand der Gewichte gewichtet werden. Darauf aufbauend erfolgt die Bestimmung des Abstands zum Ideal sowie der Koeffizienten für die relative Nähe jedes Kriteriums zum Ideal. Der finale Rang wird durch die relative Nähe zum Ideal bestimmt [78].

Probabilistische Verarbeitung

Probabilistische Methoden bieten sich für die explizite Modellierung von unsicherheitsbehafteten Problemen an. Neben der Annahme von Wahrscheinlichkeiten für Kriterien und der Verwendung von Wahrscheinlichkeitsrechnung für deren Fusion bieten sich hier auch *Bayes'sche Netze* an. Diese stellen einen gerichteten, azyklischen Graphen aus Knoten von Zufallsvariablen dar. Diese sind durch gerichtete Kanten verbunden, welche wiederum bedingte Wahrscheinlichkeiten repräsentieren. In Expertensystemen werden diese häufig diskretisiert und durch *Conditional-Probability-Tables (CPTs)* dargestellt. Diese definieren die Wahrscheinlichkeitsverteilungen der Variablen in Abhängigkeit von ihren Vorgängerknoten [82]. Ein Vorteil dieser Methode ist die Erklärbarkeit ihrer Ergebnisse aufgrund der grafisch darstellbaren Struktur und ihrer probabilistischen Natur [83]. Als Nachteil bringen sie, abhängig von der Anzahl der Kriterien und ihrer Ausprägungen innerhalb einer *CPT*, eine hohe Anzahl an notwendigen Kriterienvergleichen und Risikoeinschätzungen sowie ein sehr aufwendiges Befüllen der *CPTs* durch Experten mit sich.

Methodenauswahl

Basierend auf der Grundidee eine größere Anzahl von Kriterien für die Notlandefeldbewertung zu berücksichtigen, von denen jedes unterschiedliche Ausprägungen haben kann, kommen die probabilistischen *Bayesschen Netze* aufgrund der Größe der resultierenden *CPTs* nicht in Frage. Des Weiteren werden aufgrund der zu starken Vereinfachung reine Sortierverfahren ausgeschlossen. Entsprechend bleiben Methoden der *Multi-Criteria-Decision-Analysis (MCDA)* für die Berechnung der Gewichte der Kriterien sowie das Aufstellen einer Reihenfolge. Methoden,

die bereits Gewichte als Input benötigen oder eine erhöhte Anzahl an Parametern besitzen und damit erhöhten Aufwand für die Experten mit sich bringen, kommen hier nicht in Frage, da die Gewichte selbst gesucht und nicht bekannt sind. Da sich der benötigte Bewertungsaufwand für die Experten hier vergleichsweise gut reduzieren lässt wird *AHP* für die Berechnung der Gewichte ausgewählt. Des Weiteren bietet es Flexibilität hinsichtlich der Verwendung der Gewichte, da es sowohl für die Bewertung einzelner Optionen im Vergleich zu einem Ideal als auch zur Bewertung verschiedener Optionen verwendet werden kann. Ersteres wird auch als *Ratings-Mode* bezeichnet, und verwendet die gewichtete Summe der lokalen Prioritäten mit Werten im Bereich der reellen Zahlen zwischen 0 und 1, die in dieser Arbeit die Leistungsindizes der Faktoren widerspiegeln. Am Beispiel der Notlandefeldbewertung, abhängig von den Notlandephase sieht die Hierarchie hier wie folgt aus: Level 1 als übergeordnetes Ziel ist der *NEI*, auf Level 2 liegen die unterschiedlichen Kriterien in Form der verschiedenen Flugphasen zur Bestimmung des *NEI* und auf Level 3 befinden sich die unterschiedlichen Notlandeooptionen bzw. im *Ratings-Mode* nur eine Notlandeooption.

4.6.2 Kamerabasierte Hindernisdetektion

Die kamerabasierte Hindernisdetektion zielt darauf ab, Bereiche mit Hindernissen anhand von Bildmerkmalen zu finden. Verschiedene Definitionen von Merkmalen führen zu unterschiedlichen Ergebnissen hinsichtlich der Detektion von Objekten. Eine Einführung in den Bereich der Merkmalsrepräsentation ist in [84] gegeben. In der klassischen Bildverarbeitung geschieht dies über Merkmalsdeskriptoren. Dazu zählen beispielsweise im 2D-Bildverarbeitungsbereich der *Histograms-of-Oriented-Gradients (HOG)*-Deskriptor für die Personenerkennung [85] oder der *Oriented-FAST-and-Rotated-BRIEF (ORB)*-Deskriptor [86] und im 3D-Bildverarbeitungsbereich das *Viewpoint Feature Histogram (VFH)* [87]. In [75] findet sich ein ausführlicher Einstieg in das Thema Objektdetektion.

Moderne Objektdetektoren basieren auf *Convolutional-Neural-Networks (CNNs)* und *Deep-Learning*. Diese versuchen den Einfluss von Änderungen der Umgebungs- und Sensorparameter auf das Detektionsergebnis zu minimieren und damit die Fähigkeit zur Generalisierung zu maximieren. Zusammenfassungen der Fortschritte in diesem Bereich über die letzten Jahre sind in [88, 89, 90, 91] gegeben. Grundsätzlich lassen sich *CNNs* in zweistufige und einstufige Detektoren einteilen. Im Folgenden wird eine Auswahl von beiden kurz vorgestellt.

CNN-Objektdetektoren

Die *You-Only-Look-Once (YOLO)* Serie, welche auf der Arbeit von [92] basiert, gehört zu den einstufigen Ansätzen und sticht dabei durch ihre konsistente Weiterentwicklung im Bereich der

Echtzeit-Objektdetektion heraus [93, 94]. Konzeptionell wird das Bild in Zellen aufgeteilt und pro Bereich werden Wahrscheinlichkeiten für die Existenz von Objekten sowie deren *Bounding-Box*-Parameter geschätzt. Gegenüber früheren Versionen nutzt *YOLOv11* einen *Transformer-Backbone* für die Merkmalsextraktion und besitzt durch Adaption des Modelldesigns eine bessere Genauigkeit mit weniger Parametern sowie eine höhere Effizienz und Geschwindigkeit aufgrund von Anpassungen in der Architektur. Es existieren mehrere Varianten mit unterschiedlicher Modellgröße und Parameterzahl. Kleinere Modelle benötigen weniger Rechenleistung und verkürzen damit die Laufzeit, mit dem Nachteil der Verringerung der Präzision [95].

Bei den zweistufigen Objektdetektoren werden zwei Netze für die Detektion von Objekten verwendet. In einem ersten Schritt erfolgt die Merkmalsextraktion und die Vorhersage der *Bounding-Box*-Positionen über ein *Region-Proposal-Network (RPN)*. Basierend auf den in diesen Bereichen extrahierten Merkmalen erfolgt dann die Klassifikation der *Bounding-Box* und eine Regression der Offsets der *Bounding-Box*-Positionen zur Merkmalsverbesserung. Ein Beispiel für solch einen zweistufigen Objektdetektor ist *Cascade-R-CNN*, welches mehrere aufeinanderfolgende, auf verschiedene *Intersection-Over-Union (IOU)*-Schwellwerte spezialisierte Detektoren in der zweiten Stufe des Netzes als *Resampling*-Mechanismus verwendet und so die Gesamtdetektionsleistung im Vergleich zu Vorgängern erhöht [96].

Methodenauswahl

Mit Blick auf eine zukünftige Implementierung auf *Embedded-Systemen* und der Anwendung im Realflug sind echtzeitfähige Objektdetektoren sinnvoll. Aufgrund ihrer erhöhten Komplexität und der damit verbundenen notwendigen Rechenleistung werden zweistufige Ansätze damit als Möglichkeit ausgeschlossen. Einstufige Objektdetektoren sind effizienter und haben in den letzten Jahren eine erhöhte Aufmerksamkeit in der Forschung erfahren. Entsprechend sind sie für diesen Anwendungsfall die richtige Wahl. Ausgewählt wurde in diesem Bereich, aufgrund des großen allgemeinen Interesses, des breiten *Community-Supports*, der Unterstützung für viele Plattformen, der stabilen und viel getesteten Trainingspipeline mit einer großen Auswahl an Optionen zur Augmentierung der Daten, der Möglichkeit zur schnellen Einbindung eigener Daten und der Unterstützung von Hyperparameter-tuning, *YOLOv11*.

4.6.3 Sensorleistungsmodellierung

Das Thema der Sensorleistungsmodelle behandelt wie schon in Kapitel 3.2 vorgestellt den fähigkeitsbasierten Sensoreinsatz in unterschiedlichen Kontexten und Ausprägungen. Bezogen auf die Notlandefeldüberprüfung steht die Erfassung von Zusammenhängen zwischen Umgebungs- sowie Sensorparametern und der Detektionsleistung des Objektdetektors im Fokus. Dies zielt

darauf ab während des Fluges mit vorgegebenen Ausprägungen dieser Parameter die erwartete Leistung der Hinderniserkennung für zukünftige Überflugpositionen zu bestimmen und Gebiete mit einem hohen Beitrag zur Verbesserung der Sicherheit der Landung zu erkennen. Da die Sensorleistungsmodellierung in diesem Kontext hauptsächlich von Objektdetektionsmodellen sowie Umgebungs- und Sensorparametern abhängt, lassen sich größere Datensätze mit Detektionsleistungs-*Ground-Truth* erstellen, z.B. durch Verwendung von Simulationen oder Realflügen. Dies begünstigt die Untersuchung des Problems anhand von Machine-Learning-Ansätzen. Diese haben beispielsweise im *Computer-Vision*-Bereich bereits bewiesen, dass Sie deutlich bessere Ergebnisse liefern als "per Hand" erstellte Modelle, da sie in der Lage sind Muster zu lernen, die man als Mensch unter Umständen übersieht. Des Weiteren lassen sie sich einfach auf neue Daten anpassen, da das Modell nur weiter trainiert werden muss und die Logik an sich nicht verändert werden muss. Als Nachteil benötigen manche Modelle viele Trainingsdaten, um zufriedenstellende Ergebnisse zu liefern, können sich auf einen Datensatz überanpassen oder durch ungeeignete Balance der Datensatzmerkmale Schwierigkeit beim Training aufweisen. Im Folgenden werden einige *Machine-Learning*-Methoden vorgestellt.

Machine-Learning-Methoden

Die Vorhersage eines solchen Leistungsindex kann sowohl auf diskreten als auch auf kontinuierlichen Daten erfolgen. Gleiches gilt für den Leistungsindex selbst, der sowohl wertediskret als auch kontinuierlich sein kann. Entsprechend lässt sich das Problem anwendungsabhängig als Klassifikations- oder Regressionsproblem interpretieren. Für den vorliegenden Anwendungsfall wird die Klassifizierung von kontinuierlichen Input-Daten betrachtet. Somit kommen eine Vielzahl von Klassifikatoren in Frage. Eine Übersicht über einige der bekanntesten findet sich in [97]. Im Folgenden sind für diesen Anwendungsfall ausgewählte Klassifikatoren gelistet. Diese wurden gewählt um eine große Breite unterschiedlicher Grundprinzipien zu berücksichtigen. Sie unterscheiden sich unter anderem bezüglich ihrer Linearität, ihrer Komplexität, ihrer Generalisierungsfähigkeit, der benötigten Trainingsdatenmenge und Varianz und ihrer Robustheit gegen Ausreißer.

- ***K-Nearest-Neighbors (KNN)***: Für einen Testpunkt werden im Merkmalsraum die k nächsten Nachbarn des Trainingsdatensatzes über eine Distanzmetrik bestimmt. Die vorhergesagte Klasse entspricht der Mehrheit dieser Nachbarn [98].
- ***Lineare Support-Vector-Machine (SVM)***: Lernt eine *Hyperebene*, die den Abstand zu den nächsten Punkten beider Klassen im Trainingsdatensatz maximiert und so linear

maximal voneinander trennt. Die Koeffizienten der *Hyperebene* werden durch Optimierung der quadratischen *Hinge*-Kostenfunktion gelernt [99].

- **Naive-Bayes:** Auf Basis des *Bayes-Theorems* werden unter Annahme bedingter Unabhängigkeit der Merkmale [100] aus dem Trainingsdatensatz *a-priori*- und bedingte Wahrscheinlichkeiten für die Zugehörigkeit zu einer Klasse gelernt. Aus diesen ergeben sich die *a-posteriori*-Wahrscheinlichkeiten der Klassenzugehörigkeiten für Datenpunkte aus dem Testdatensatz [101].
- **Multi-Layer-Perceptron (MLP):** Ein *Künstliches Neuronales Netz* mit einer Eingabeschicht, einer oder mehreren versteckten Schichten und einer Ausgabeschicht bestehend aus Neuronen. Jedes Neuron innerhalb einer Schicht ist mit allen Neuronen der vorherigen und folgenden Schichten verbunden und besitzt eine Aktivierungsfunktion, welche dafür sorgt, dass sich das Ausgangssignal nur in einem bestimmten Wertebereich befindet, sowie ein Gewicht und einen Bias, welche das Eingangssignal verändern. Der Lernprozess und die Bestimmung des Fehlereinflusses der einzelnen Neuronen erfolgt über *Backpropagation* anhand des Trainingsdatensatzes [102].
- **Random-Forest:** Ein Ensemble aus Entscheidungsbäumen, die anhand von *Bootstrap*-Stichproben des Trainingsdatensatzes angelernet werden. Die Klassenvorhersage auf den Testdatensatz erfolgt durch Mehrheitsabstimmung der Bäume [103].
- **Logistische Regression:** Mappt eine lineare Kombination der Merkmale über die *Logit*-Funktion auf Klassenwahrscheinlichkeiten. Das Anlernen der Modellkoeffizienten auf dem Trainingsdatensatz erfolgt über eine *Maximum-Likelihood*-Schätzung [104].

Eine Auswahl eines Ansatzes aus diesen erfolgt an dieser Stelle nicht. Alle vorgestellten Ansätze werden in Betracht gezogen und hinsichtlich ihrer Eignung evaluiert.

4.6.4 Evaluierungsmetriken

Die Evaluierung des Leistungsindex kann über unterschiedliche Leistungsmetriken erfolgen. Diese können grundsätzlich grafische Darstellungen oder Einzelwerte sein. Ein Überblick über mehr als zehn verschiedene Metriken zur Evaluierung von Algorithmen im Bereich *Machine-Learning* ist in [105] gegeben.

Einzelwertmetriken

Einzelwertmetriken stellen die Leistungsfähigkeit eines Systems in einer Zahl kompakt dar. Dadurch ermöglichen sie sowohl den schnellen als auch den automatisierten Vergleich einer größeren Menge an Klassifikatoren. Einige häufig verwendete dieser Metriken sind:

- **Genauigkeit:** Ein Maß für die Korrektheit der Vorhersagen eines Klassifikators. Im Kontext der Sensorleistungsmodelle gibt sie das Verhältnis der für die Hindernisdetektion korrekt vorhergesagten Samples gegenüber der Gesamtzahl der Samples [106].
- **Präzision:** Das Verhältnis der als korrekt "für die Hindernisdetektion geeignet" eingeschätzten Samples zu allen "für die Hindernisdetektion geeignet" eingeschätzten Samples. Damit dient sie als Maß für die Zuverlässigkeit positiver Vorhersagen [106].
- **Recall:** Das Verhältnis der als korrekt "für die Hindernisdetektion geeignet" eingeschätzten Samples zu allen tatsächlich geeigneten Samples und damit ein Maß für das Übersehen von positiven Fällen [106].
- **F1-Score:** Der harmonische Mittelwert aus *Präzision* und *Recall*. Durch die Berücksichtigung beider Verhältnisse ist er ein Maß für die Fähigkeit des Klassifikators perfekte Klassifikationen durchzuführen [107].

Grafische Metriken

Grafische Darstellungen bieten sich prinzipiell aufgrund ihrer einfachen Interpretierbarkeit für die Auswertung an. Bekannte Beispiele für solche Metriken sind:

- **Precision-Recall-Kurve:** Sie stellt die Leistung eines Klassifikators durch Gegenüberstellung der *Präzision* und des *Recalls* an verschiedenen Schwellwerten dar [108].
- **Receiver-Operating-Characteristic (ROC)-Kurve:** Sie formuliert die Klassifikatorleistung durch eine Gegenüberstellung von *True-Positive-Rate* und *False-Positive-Rate* an verschiedenen Schwellwerten [109].

Grafische Metriken können jedoch bei binären Klassifikatoren und unausgewogenen Datensätzen irreführend bezüglich der Klassifikationsleistung sein, wie es für die *ROC-Kurve* in [110] demonstriert wird.

Methodenauswahl

Aufgrund der schnellen und möglichen automatisierten Vergleichbarkeit, sowie der potentiell missverständlichen Darstellung der Klassifikationsleistung bei binären Klassifikatoren und unausgewogenen Datensätzen der grafischen Metriken, wurden die aufgezeigten Einzelwertmetriken für den Vergleich der Sensorleistungsmodelle ausgewählt. Die Hauptmetrik für die Betrachtung ist der *F1-Score*, da er sowohl Präzision als auch *Recall* berücksichtigt.

4.6.5 Bestimmung der Merkmalswichtigkeit

Obwohl Klassifikatoren wie *Naive-Bayes* und KNN die Input-Merkmale für die Klassifizierung implizit gleich gewichten, können die Parameterverteilung des Datensatzes und vorhandene Abhängigkeiten zwischen den Parametern zu einem Bias hinsichtlich der Wichtigkeit bestimmter Merkmale führen. Um für jeden Klassifikator den Einfluss der verschiedenen Merkmale auf ein positives Klassifikationsergebnis zu bestimmen, ist eine Analyse der Merkmalswichtigkeit notwendig. Dafür kommen verschiedene modellspezifische und -agnostische Verfahren in Frage.

Modellspezifisch

- **Koeffizienten:** In linearen Modellen setzt sich der Zielwert aus einer Linearkombination der Merkmale zusammen. Die Modellkoeffizienten können also unter der Voraussetzung eines normalisierten Datensatzes einen Eindruck über die Wichtigkeit der Merkmale geben.
- **Interne Wichtigkeit:** Beim *Random-Forest*-Algorithmus lässt sich die Merkmalswichtigkeit auf einfachem Weg bestimmen. Dafür wird gezählt wie oft bestimmte Merkmale für die Entscheidungsfindung von den unterschiedlichen Bäumen der *Random-Forest* ausgewählt wurden. Vergleichsweise aufwendigere Methoden wie die *Gini-Importance* messen hingegen die Bedeutung eines Merkmals anhand des gewichteten Mittelwerts der Verringerung der *Knoten-Impurität*, also einer Verbesserung der knotenweisen Klassenisolierung anhand eines Merkmals, über alle Bäume [111].

Modellagnostisch

- **PFI:** Ein statistischer Ansatz zur Bewertung der Merkmalswichtigkeit ist *PFI*. Hier wird die Verschlechterung der Vorhersageleistung des trainierten Klassifikators durch zufälliges Permutieren einzelner Merkmale nach vorgeschriebenen Regeln gemessen. Ein geringer

4 Konzept & Systemdesign

Einfluss auf die Ergebnisse deutet statistisch gesehen auf eine geringe Relevanz des Merkmals hin [103].

- **Leave-One-Covariate-Out (LOCO):** Hier wird die Wichtigkeit eines Merkmals bestimmt, indem die Vorhersageleistung des Klassifikators mit seiner Vorhersageleistung ohne dieses Merkmal verglichen wird. Je stärker der Leistungsverlust, desto wichtiger ist entsprechend das Merkmal [112].

Methodenauswahl

Grundsätzlich kommen für die Wichtigkeitsbestimmung der Merkmale nur modellagnostische Verfahren in Frage, um eine gute Vergleichbarkeit zwischen den unterschiedlichen Methoden zu erhalten. Von den beiden vorgestellten wird im Folgenden *PFI* verwendet, da dieses unabhängig vom Training ist. Da kein Merkmal komplett entfernt wird, muss nicht wie bei *LOCO* für den Test jedes Merkmals ein neues Modell trainiert werden.

4.6.6 Flugfadplanung

Im Kontext dieser Arbeit wird der Flugfad als eine Reihe von Flugzeugpositionen und Fluglagen definiert, ohne zeitliche Spezifizierung von deren Erreichen, betrachtet. Die Flugfadplanung lässt sich anhand dieser Definition mit leistungsbasierten und geometrischen Ansätze durchführen. Im Folgenden werden beide Ansätze sowie einige Methoden aus ihren Bereichen kurz vorgestellt.

Optimal Control

Im Bereich der leistungsbasierten Ansätze kommen *Optimal-Control*-Ansätze zur Flugfad- und Trajektorienoptimierung zum Einsatz.

Bei diesen kann das Pfadplanungsproblem als Kostenfunktion aus einem Anteil für die Bewertung der kompletten Trajektorie und einem zur Bewertung des Endzustands bestehen. Des Weiteren besitzt die Optimierung verschiedene Nebenbedingungen wie Systemdynamik und Pfadeinschränkungen. Die Trajektorienoptimierung lässt sich grundsätzlich in direkte und indirekte Methoden unterteilen. Letztere sind prinzipiell genauer und liefern eine bessere Kostenschätzung als direkte Methoden aufgrund ihrer analytischen Betrachtung der Bedingungen [113]. Sie bringen aber auch einige Nachteile mit sich. So haben sie beispielsweise einen kleineren Konvergenzbereich, weshalb sie eine bessere Initialisierung benötigen [114] und die Initialisierung an sich ist komplizierter [115]. Ein Überblick über numerische Methoden zur Lösung solcher Optimierungsprobleme ist in [114] dargestellt.

- **Direkte Methoden:** Zu den direkten Methoden gehören beispielsweise *Direct-Collocation* und *Direct-Single-Shooting*. Sie diskretisieren die Trajektorienoptimierung zu einem nichtlinearen Programm und lösen dieses durch numerische Optimierung [113].
- **Indirekte Methoden:** Indirekte Methoden stellen die notwendigen und hinreichenden Optimalitätsbedingungen analytisch auf. Diese werden anschließend diskretisiert und numerisch gelöst [113].

Geometrische Methoden

Aufgrund der Suche nach einem diskreten Flugpfad bestehend aus einer variablen Anzahl von Positionen und Fluglagen, der die Sensorleistung und damit die Fähigkeit zur Hindernisdetektion maximiert, kommen unterschiedliche Methoden der Bewegungsplanung in Frage. Eine Einführung in das Thema gibt [40]. Des Weiteren gibt es einige Übersichten zu den dortigen Forschungsentwicklung der letzten Jahre für spezifische Anwendungsfälle. In [116, 117] wird beispielsweise eine Übersicht über Bewegungsplanung im artverwandten Bereich der UAVs gegeben. Zusätzlich findet sich in [118] eine Rekapitulation von samplingbasierten Bewegungsplanern. Dort werden Bewegungsplaner generell in vier verschiedene Kategorien eingeteilt: samplingbasiert, graphbasiert, optimierungsbasiert und potenzialfeldbasiert. Diese unterscheiden sich grundsätzlich wie folgt:

- **Samplingbasiert:** Diese Ansätze generieren zufällige Punkte im Zustandsraum und verbinden diese zu einem Graphen. Durch dieses einfache Prinzip sind sie auch in hohen Dimensionen effizient. Des Weiteren versprechen sie probabilistische Vollständigkeit, sind leicht erweiterbar und an verschiedene Optimierungsbedingungen anpassbar [119]. Beispiele für Algorithmen dieser Familie sind *RRT*, der inkrementell einen Bewegungsbaum aus kollisionsfreien Punkten durch zufallsbasierte Ausbreitung aufbaut um schnell in noch unerforschte Bereiche des Zustandsraums vorzudringen [120], und *Probabilistic-Roadmap (PRM)*, die zuerst kollisionsfreie Punkte im Zustandsraum zufällig generiert, diese verbindet und eine Pfadsuche auf dem entstandenen Graphen verwendet, [121].
- **Graphbasiert:** Graphbasierte Ansätze benötigen eine in Graph-Form strukturierte Darstellung der Umgebung um eine Pfadplanung durchzuführen. Sie sind in der Regel in der Lage die optimale Lösung für die gegebene Problemstellung zu finden, werden jedoch mit steigenden Dimensionen rechenintensiv [119]. Beispiele für diese Art Ansatz sind *Dijkstra*, der den kürzesten Pfad in einem Graphen durch iterative lokale Auswahl der kürzesten Kante vom Startknoten aus findet [122], *Bellman-Ford*, der den kürzesten

4 Konzept & Systemdesign

Pfad anhand dynamischer Programmierung in einem Graphen mit möglichen negativen Gewichten durch wiederholtes Prüfen aller Kanten findet [123], und A^* , der *Dijkstras* kürzeste Pfadsuche mit Heuristiken zur Beschleunigung des Suchvorgangs kombiniert [124].

- **Optimierungsbasiert:** Zu den globalen Optimierungsansätzen zählen verschiedene, in einer Vielzahl von Kontexten verwendeten Metaheuristiken, wie *Ant-Colony-Optimization (ACO)*, bei der das Verhalten von Ameisen auf die Pfadsuche durch Pheromonverstärkung guter Lösungen simuliert wird [125], und *Genetische Algorithmen (GA)*, die durch Selektion, Mutation und Kreuzung eines Pools von Lösungen diese iterativ verbessern [126]. Optimierungsbasierte Methoden sind jedoch sehr rechenintensiv und können sich in lokalen Optima verfangen [119].
- **Potenzialfeldbasiert:** Diese gehören zu den lokalen Optimierungsansätzen für Echtzeitbewegungsplanung mit entsprechendem Risiko für lokale Optima [119]. Sie modellieren Ziel und Hindernisse als Kräfte im Raum und suchen per Gradientenabstieg den Pfad zum Zielpunkt [127].

Solche Bewegungsplaner liefern in der Regel jedoch nicht fliegbare Flugpfade aufgrund der fehlenden Berücksichtigung eines kinematischen Modells. Die geometrische Glättung und die Festlegung von kinematischen Bedingungen für die Verbindung verschiedener Positionen kann über die Kombination mit Methoden zur Flugpfadglättung geschehen. Hier existieren einige Methoden, von denen ein Ausschnitt im Folgenden dargestellt ist:

- **Dubins:** Die Erstellung von glatten Flugpfaden mit *Dubins* für Starrflügler kann in zwei Schritten erfolgen. Zuerst erfolgt die Berechnung von *Dubins*-Kurven zwischen zwei Positionen mit *Heading* in 2D. Dabei wird eine Links-/Rechtskurve mit einer Gerade, gefolgt von einer weiteren Links-/Rechtskurve kombiniert und der kürzeste Pfad ausgewählt. Anschließend erfolgt die Bestimmung des Vertikalprofils durch Einteilung der Höhe in gering, mittel oder hoch und dem davon abhängigen Einfügen von Verzögerungsspiralen [128]. Dieses Verfahren eignet sich für die Pfadglättung zwischen zwei Positionen mit gegebener Fluglage aufgrund der festen Gleitwinkelvorgabe und der schnellen Berechnung.
- **Splines:** Die Erstellung eines glatten Flugpfads durch mehr als zwei Punkte lässt sich durch *Splines* erreichen. Eine Möglichkeit hierfür ist das Fitten einer *B-Spline*-Funktion vorgegebenen Grades durch eine Anzahl an Positionen. Dies ermöglicht auch die Optimierung innerhalb bestimmter Hüllkörpergrenzen und damit eine größere Flexibilität der Pfaderstellung hinsichtlich des Erzwingens des exakten Durchfliegens von Positionen [129].

Das Einbringen von Grenzwerten hinsichtlich der Kurvenkrümmung ist allerdings nicht trivial [130]. Grundsätzlich eignet sich dieses Verfahren besonders für die Pfadglättung durch mehrere Positionen.

Methodenauswahl

Da die Pfadplanung direkt in die Bewertung der Notlandefelder einfließt und die zeitliche Festlegung der Positionen des Pfades zweitrangig ist bzw. direkt durch den Autopiloten durchgeführt werden kann, wird die geometrische Pfadplanung der leistungsorientierten Optimierung in dieser Arbeit vorgezogen. Von diesen wird aufgrund der Berechnungsgeschwindigkeit und der festen Vorgabemöglichkeiten hinsichtlich Kurvenradius und Gleitwinkel ein *Dubins*-basierter Ansatz für die Flugpfadglättung ausgewählt. Für die Verbindung der Positionen mit erhöhter Sensorleistung wurden graphbasierte Verfahren aufgrund ihrer Geschwindigkeit, der Fähigkeit zur Erreichung optimaler Lösungen und der einfachen Möglichkeit zur Einbindung von diskreten Durchflugpositionen ausgewählt. Von den erwähnten Verfahren wird *Bellman-Ford* aufgrund seines Aufbaus auf dynamischer Programmierung und der damit verbundenen Anwendbarkeit auf Graphen mit negativen Gewichten verwendet.

4.7 Konzeptbewertung

Im Folgenden werden das entwickelte Feinkonzept sowie seine Module auf mögliche Schwachstellen untersucht, um Einschränkungen hinsichtlich einer technischen Realisierbarkeit aufzuzeigen und zu bewerten.

Grundsätzlich ist festzuhalten, dass die in diesem Kapitel definierten Systemanforderungen nicht als harte Anforderungen, sondern als roter Faden für die Systementwicklung zu verstehen sind. Für die Entwicklung über eine prototypische Anwendung hinaus müssten diese deutlich detaillierter und umfangreicher formuliert werden. Des Weiteren bezieht sich das Feinkonzept nur auf den entwicklungszenariospezifischen Anwendungsfall und enthält Vereinfachungen, die eine Ausklammerung einzelner Pilot- und Luftfahrzeugfaktoren bei Betrachtung der Notlandung erlauben. Reale Notsituationen mit einem Zusammenspiel von Pilot-, Luftfahrzeug- und Umgebungsbedingungen können deutlich komplexere Zusammenhänge mitbringen. Diese in realistischen Modellen abzubilden stellt eine große Herausforderung dar und würde über das Ziel dieser Arbeit hinausgehen.

Neben diesen Vereinfachungen bringen unterschiedliche Teilaspekte und -funktionalitäten des Feinkonzepts zusätzliche Auswirkungen und Risiken für den Erfolg einer Notlandung mit sich. Diese sind auf modularer Ebene:

4 Konzept & Systemdesign

- **Sensorbezogen:** Rauschen, Bewegung oder Einstellungsänderungen der Algorithmik können die Datenqualität der durch die Sensorik gelieferten Daten beeinträchtigen. Ein Beispiel hierfür wäre Bewegungsunschärfe in elektro-optischen Bildern.
- **Modellbezogen:** Vereinfachungen in der Modellierung können zu Abweichungen der Ergebnisse gegenüber den Erwartungen führen.
- **Sensorfadplanung:** Sie bewertet die Notlandezonen ohne Berücksichtigung der Luftfahrzeugbewegung auf Basis der aktuellen Position und plant darauf aufbauend die Notlandezonenreihenfolge. Entsprechend steigt die Ungenauigkeit der Bewertung mit der Zeit seit Planungsabschluss. Eine regelmäßige Neuplanung kann diesen Effekt reduzieren.
- **Coverage-Path-Planning:** Die Planung erfolgt anhand der Annahme ebener Landeoptionen im *north, east, down (NED)*-Koordinatensystem. Dies kann zu kleinen Fehlern bezüglich der Annahme über das bereits aufgenommene Gelände führen. Eine bessere Repräsentation wäre die Projektion des *FoVs* auf das digitale Geländemodell. Durch Berücksichtigung eines Sicherheitsfaktors hinsichtlich des Abstands zwischen Sensor-Sweeps kann dieser Fehler mit geringem zeitlichen Mehraufwand dennoch verringert werden.
- **Sensor-Scheduling:** Gimbal Dynamik und Kommunikationslatenz haben Einfluss auf die Notlandefelduntersuchung. Zu hohe Pfadgeschwindigkeiten können zu Ungenauigkeiten und Fehlern bei der Pfadverfolgung führen. Dies kann durch geringere Geschwindigkeiten, mit dem Nachteil der größeren Untersuchungszeit für ein Notlandefeld, ausgeglichen werden.
- **Lokalisierung:** *Raytracing* auf ein *Terrain-Mesh* ermöglicht bei präziser Gimbalpose eine zuverlässige Aussage über die Distanz. Posenungenauigkeiten wirken sich stark auf die Ergebnisse aus. Zusätzlich begrenzen die Einschränkungen hinsichtlich Grafikkartenspeicher die Geländeauflösung und sorgen für Ungenauigkeit bei der Distanzermittlung.
- **Objektdetektion:** Für die Entwicklung der Hindernisdetektion ist die Verfügbarkeit von, für den speziellen Notlandeanwendungsfall, vortrainierten Objektdetektoren nicht wahrscheinlich und die Erstellung eines eigenen Datensatzes notwendig. Aufgrund der geplanten Nutzung moderner Detektoren ist eine große Datenmenge mit viel Parametervarianz notwendig um *Overfitting* auf Merkmalseigenschaften des Trainingsdatensatzes zu reduzieren. Die Erstellung und Ergänzung eines solchen Datensatzes durch Daten aus der Sensorsimulation ist, aufgrund des Unterschieds von Hindernismerkmalen in Simulation und Realität, im Kontext dieser Arbeit nur bedingt sinnvoll.

- **Notlandefeldbewertung:** Für die Bewertung von Notlandefeldern existiert keine direkte *Ground-Truth*, was die Verwendung von Modellen des überwachten Lernens verhindert. Des Weiteren werden realen Abhängigkeiten zwischen den einzelnen Parametern, durch die vereinfachte und gruppierte Parametermodellierung zur Bestimmung des Erfolgsindex der Landung, nicht optimal abgebildet.
- **Sensorleistungsmodell:** Auch hier existiert noch keine *Ground-Truth* zur Validierung. Außerdem ist die Leistungsmodellierung in der Simulation nur mit Abstrichen hinsichtlich Realismus möglich. Bei Realflugversuchen ist die Anzahl an nutzbaren Parametern, für die Vorhersage der Sensorleistung an zukünftigen Positionen, aufgrund der Limitierungen durch die Sensorik begrenzt. Dies erschwert das Erlernen von Beziehungen zwischen Parametern und Sensorleistung für komplexe Hindernisdetektoren.
- **Flugpfaderstellung:** Geometrische Ansätze können Pfade ausschließen, die alternative Verfahren unter Berücksichtigung detaillierter Flugmodelle zulassen würden und umgekehrt.

Im Zusammenhang der Konzeptbewertung wurden Risiken für das gesamte Feinkonzept und die Entwicklung des prototypischen Simulators aufgezählt. Die Implementierung und Evaluierung der inneren Schleife inklusive Sensorpfadplanung, *Coverage-Path-Planning* und *Sensor-Scheduling* stehen jedoch nicht im Fokus dieser Arbeit, sondern wurden in [68, 69, 70] ausführlich erläutert. Gleiches gilt für die Lokalisierung, welche in [71] detailliert wird. Des Weiteren dient der auf dieser Arbeit aufgebaute Autopilot lediglich als Mittel zur Evaluierung der entwickelten Teilsysteme. Vorhandene Abweichungen zu realem Luftfahrzeugverhalten durch Vereinfachungen im Flugdynamikmodell werden deshalb vernachlässigt.

Zusammengefasst handelt es sich bei dem geplanten Feinkonzept um ein System mit vielen unterschiedlichen Funktionalitäten. Sowohl das Konzept an sich, als auch die verschiedenen Teilfunktionalitäten bringen eigene Risikofaktoren und Fehlerpotenziale mit sich, welche in einigen Fällen durch einfache Möglichkeiten vermieden werden können. Dennoch eignet sich das Konzept aus diesem Grund in erster Linie für den Aufbau eines Experimentalprototypen und für die gezielte Validierung seiner Komponenten. Die meisten beschriebenen Risiken sind für die grundsätzliche Untersuchung der Forschungslücken dieser Arbeit nicht entscheidend und potenziell vernachlässigbar.

5 Implementierung

Die Implementierung der für die Forschungsschwerpunkte notwendigen Funktionen sowie eines prototypischen Demonstrators des vorgestellten, szenariobasierten Feinkonzepts erfolgt unter Einsatz unterschiedlicher Programmiersprachen, Frameworks und Tools. Diese werden zusammen mit den implementierten Funktionalitäten im weiteren Verlauf dieses Kapitels vorgestellt. Zunächst erfolgt die Beschreibung der Implementierung des prototypischen Demonstrators, gefolgt von den Implementierungen der für die Beantwortung der FL benötigten Funktionen.

5.1 Prototypischer Demonstrator des Feinkonzepts

Zur Demonstration der Umsetzbarkeit des Feinkonzepts sowie zur Entwicklung und zum Testen von einzelnen Modulen wurde ein prototypischer Demonstrator entwickelt. Dieser basiert hinsichtlich der Visualisierung und der Implementierung des Luftfahrzeugs sowie des Gimbal-systems auf [71]. Er erlaubt es dem Luftfahrzeug Steuerungsvorgaben für Höhe, *Heading* und Geschwindigkeit zu machen. Notfälle können zu jedem Zeitpunkt ausgelöst und dadurch ein sofortiger Sinkflug zum bestbewerteten Notlandefeld eingeleitet werden.

Die Wahl der Programmiersprachen für die Implementierung des Demonstrators spielt eine wesentliche Rolle. Unterschiedliche Modulfunktionalitäten stellen variierende Anforderungen an Laufzeit, Abstraktionsgrad und Verfügbarkeit öffentlicher Softwarebibliotheken. Ein weiterer, essenzieller Faktor ist die Anbindung an eine robuste, zuverlässige und echtzeitfähige Interprozesskommunikation mit Unterstützung unterschiedlicher Programmiersprachen. Aufgrund seiner weiten Verbreitung in der Robotik-Community, der Soft-Echtzeitfähigkeit durch die Unterstützung unterschiedlicher *Middleware* und der Möglichkeit für asynchrone Kommunikation über ein verteiltes System mit dem Fokus auf Modularität [131] wurde das Framework *ROS2* als Grundlage für die Softwarearchitektur verwendet. Es bietet Schnittstellen für *Python*, *C++* sowie *JavaScript* und ermöglicht damit den Einsatz zahlreicher Softwarebibliotheken. Des Weiteren stellt es die notwendigen Funktionalitäten für die zeitliche Synchronisation von gesendeten Daten. Die Kommunikation erfolgt über das *Publisher-Subscriber*-, das *Client-Server*- oder das *Action*-Prinzip und ermöglicht damit sowohl kontinuierliche als auch eventbasierte

5 Implementierung

Kommunikation.

Im Folgenden erfolgt die Beschreibung der verwendeten Hardware, der Softwarearchitektur, eine kurze Übersicht über die Implementierung der Module des Demonstrators sowie ein Überblick über seine Visualisierung.

5.1.1 Hardware

Für die Entwicklung unterschiedlicher Funktionalitäten mit und deren Demonstration anhand des prototypischen Demonstrators wurde ein *High-Performance-Desktop-Computer* verwendet. Dies war aufgrund der Simulation des elektro-optischen, bildgebenden Sensors und des damit zusammenhängenden *Renderings* des weitläufigen Geländes notwendig. Die Hardwarekomponenten sowie die verwendete Systemsoftware sind in Tabelle 5.1 dargestellt.

Tabelle 5.1: Die verwendeten Hardwarekomponenten & die verwendete Systemsoftware für den prototypischen Demonstrator.

| Komponententyp | Ausführung |
|-----------------|-------------------------|
| Prozessor | AMD Ryzen 9 3950X |
| Arbeitsspeicher | 128GB DDR4 |
| Grafikkarte | NVIDIA GeForce RTX 3090 |
| Festplatte | Micron 5300 MAX 960GB |
| Mainboard | ASUS Pro WS X570-ACE |
| Betriebssystem | Ubuntu 22.04.4 LTS |

5.1.2 Softwarearchitektur & -beschreibung

Auf High-Level-Ebene umfasst die entwickelte Software elf verschiedene Funktionsmodule, die abhängig von ihrer Funktionalität auf *Publisher-Subscriber*- oder auf *Client-Server*-Basis aufgebaut sind. Auf Low-Level-Ebene bestehen diese jeweils aus mindestens einem *Node*, der spezifische Aufgaben zur Erfüllung der Funktionalität des Moduls ausführt. Die Kommunikation zwischen den *Nodes* erfolgt über den *ROS2-Data-Distribution-Service (DDS)* mit dem darunter liegenden Datenbus. Des Weiteren gibt es drei Datenbereitstellungs-Module, die nicht an die *ROS2*-Schnittstelle angebunden sind. Diese bereiten Daten und Modelle vor und speichern diese für die Verwendung zur Laufzeit. Ein Überblick über die High-Level-Abstraktion der verteilten Softwarearchitektur des prototypischen Demonstrators sowie die verwendeten Programmiersprachen ist in Abbildung 5.1 dargestellt. Im Folgenden wird die Implementierung der Module näher beschrieben:

Datenbereitstellung

- **Terraindatenbereitstellung:** Stellt das Gelände-*Mesh* für die Lokalisierung bereit und besitzt eine Reihe von Funktionen zur Koordinatensystemtransformation, Bearbeitung und Typumwandlung von Geodaten. Als Input können digitale Gelände- oder Oberflächenmodelle verwendet werden. Für den Demonstrator kam ein digitales Oberflächenmodell mit 20 cm Bodenauflösung aus dem *Open-Data*-Bestand der *Bayerischen Vermessungsverwaltung* zum Einsatz. Dieses wird unter Verwendung von *GDAL* auf eine Auflösung von 10 m resampled und mit Hilfe von *TIN Terrain* zu einem *Mesh* rekonstruiert. Dieses wird mit der *Julia*-Bibliothek *Geodesy* in das *Earth-centered, Earth-fixed (ECEF)*-Koordinatensystem transformiert.
- **Landeplatzdatenbereitstellung:** Stellt Landeplatzinformationen bereit. Für den Demonstrator werden hier aus *GIS*-Daten Notlandezonen- und Notlandefeldinformationen erschlossen und im *Shapefile*-Format gespeichert. Die Implementierungsdetails hierfür sind in [67] im Detail beschrieben.
- **Modellbereitstellung:** Dieses Modul ist abstrakter Natur und für die Bereitstellung von verschiedenen Modellen für die Funktionsmodule verantwortlich. In erster Linie ist es ein Ablageort für erstellte und trainierte Modelle. Dazu zählen das kinematische Luftfahrzeug- und Gimbalmodell, deren Implementierungen in [71] detailliert sind, sowie das Objektdetektions- und Sensormodell, die im Forschungsschwerpunktanteil dieses Kapitels und in Kapitel 4.6 & 6.3 genauer beschrieben sind.

Nodes

- **Lokalisierung:** Ein *Node*, welcher sowohl Funktionalitäten des *Publisher-Subscriber*- als auch *Service*-Prinzips beinhaltet. Letztere bearbeitet eventbasierte Anfragen zur Sichtbarkeitsprüfung von Notlandefeldpositionen für Gimbalposen. Erstere dient der Georeferenzierung der Ergebnisse der kontinuierlich ablaufenden Objektdetektion mit der aktuellen Gimbalpose. Die Implementierungsdetails dafür sind in [71] beschrieben.
- **Notlandefeldbewertung:** Ein grundsätzlich nach dem *Publisher-Subscriber*-Prinzip aufgebauter *Node*, der kontinuierlich Notlandefeldbewertungen anhand aktueller Parameter durchführt. Für den Ausschluss von Notlandefeldern aufgrund von nicht planbaren Flugpfaden nutzt es den Flugpfadplanungs-Service. Eine detaillierte Beschreibung zu den Implementierungsdetails für die Notlandefeldbewertung findet sich im Forschungsschwerpunktanteil dieses Kapitels.

5 Implementierung

- **Flugfadplanung:** Ein *Service*, der nur auf Anfrage für bestimmte *Touchdown*-Positionen Gleitpfade plant. Startposition ist die zum Anfragezeitpunkt aktuelle Luftfahrzeugposition und Fluglage, welche über eine *Subscription* auf den Flugzeugzustand eingeholt wird. Eine detaillierte Beschreibung zu den Implementierungsdetails für die Flugfadplanung findet sich im Forschungsschwerpunktanteil dieses Kapitels.
- **Objektdetektion:** Überprüft das eingehende Sensorbild kontinuierlich auf mögliche Hindernisse und ist deshalb grundsätzlich als *Publisher-Subscriber-Node* implementiert. Im Demonstrator kommt kein trainierter Objektdetektor zum Einsatz, da das Anlernen eines solchen Detektors in der Simulation in diesem Kontext nur mit Kompromissen hinsichtlich Realismus der Objektmerkmale durchzuführen wäre. Stattdessen wird ein Sensorleistungsmodell verwendet, das anhand von Sensorparametern vorhersagt ob die durch die Groundtruth bekannten Hindernisse erkannt werden können. Dafür subscribed das Modul sowohl auf den Luftfahrzeugzustand als auch auf die Detektions-*Ground-Truth*. Unter Verwendung des Lokalisierungsservice für die Bestimmung der Sichtlinie wird die erwartete Sensorleistung berechnet. Bei positiver Sensorleistung wird die *Ground-Truth* als Objektdetektion übernommen. Die Implementierung der Sensorleistungsmodellierung wird im Detail im Forschungsschwerpunktanteil dieses Kapitels beschrieben.
- **Sensorpfadplanung:** Dieser *Service* agiert nur auf Anfrage des *Sensor-Schedulers*. Für die Planung der Beobachtungsreihenfolge besitzt er außerdem eine *Subscription* auf den Luftfahrzeugzustand und die aktuelle Landeplatzbewertung. Die Implementierung ist in [69] detailliert.
- **Coverage-Path-Planning:** Dieser Service reagiert auch ausschließlich auf *Sensor-Scheduler*-Anfragen. Für die Planung besteht außerdem eine *Subscription* auf den aktuellen Luftfahrzeugzustand. Implementierungsdetails dazu sind in [70] beschrieben.
- **Sensor-Scheduling:** Dies ist ein kontinuierlich laufender *Publisher-Subscriber-Node*, um schnell auf Änderungen der Landeplatzbewertung und der Flughöhe reagieren zu können, um die Notlandefeldbeobachtung anzupassen. Er nimmt Informationen zur aktuellen Landefeldbewertung auf und veranlasst bei einem Wechsel des bestbewerteten Notlandefeldes eine erneute Sensorpfadplanung und *Coverage-Path*-Erstellung. Des Weiteren wird höhen- und situationsbedingt der Sensorpfad nach einer bestimmten Anzahl überwachter Notlandefelder neu berechnet. Abschließend überwacht es anhand des Fortschritts der Bearbeitung der Beobachtungsreihenfolge sowie anhand der Projektion des Bildmittelpunktes auf das Gelände, welche Notlandefelder bereits überprüft wurden. Weitere Implementierungsdetails sind in [69] dargestellt.

5.1 Prototypischer Demonstrator des Feinkonzepts

- **Luftfahrzeug und Gimbal:** Dieser kontinuierlich laufende *Publisher-Subscriber-Node* erhält durchgehend Befehle hinsichtlich Sensorposen- und parameteränderung und passt den Luftfahrzeug- und Sensorzustand entsprechend an und published ihn. Details zur Implementierung der Gimbal- und Luftfahrzeugregelung sind in [71] beschrieben.
- **Autopilot:** Der als *Publisher-Subscriber-Node* aufgebaute Autopilot passt kontinuierlich und situationsbedingt die Befehle an das Luftfahrzeug an. Er empfängt Notlandefeldinformationen inklusive Anflugpfad zum *Touchdown*-Punkt und transformiert diese in das NED-Koordinatensystem. Des Weiteren überprüft er anhand des Abgleichs der Notlandefeldidentifizierungsnummer und der in dem Flugpfad enthaltenen Positionen, ob sich der Flugpfad oder das Ziellandefeld geändert hat. Bei einer Änderung wird diese an die Flugregelung weitergeleitet. Für den Geodatenabgleich werden *GeoPandas* und *Shapely* sowie für die Koordinatensystemtransformationen *PyMap3d* verwendet.
- **Sensorsimulation:** Sie generiert kontinuierlich elektro-optische Bilddaten vom Gelände und darauf vorhandenen Hindernissen basierend auf der Sensorpose, dem *FoV* und der Sensorauflösung. Sie basiert auf *Vega-Prime*, einer *C++*-Bibliothek von *Presagis*. Diese ermöglicht die Simulation von Sensoraufnahmen anhand von Geländedatenbanken im *Common-Database (CDB)*-Format. Hindernisse werden mit *Stage* von *Presagis* in die Sensorsimulation eingefügt. *Ground-Truth*-Informationen zu den Objekten im aktuellen Sensorbild werden anhand der Objekt-IDs gewonnen. Die Sensorsimulation ist nach dem *Publisher-Subscriber*-Prinzip aufgebaut, empfängt Informationen zum Luftfahrzeug- und Gimbalzustand und published das resultierende Sensorbild sowie *Ground-Truth*-Informationen über Hindernisse im Bild.
- **Visualisierung:** Dieser zur Algorithmenentwicklung gedachte *Publisher-Subscriber-Node* zeigt kontinuierlich Informationen über die Luftfahrzeugposition und seine Fluglage sowie die Gimbalpose, die aktuelle Landeplatzbewertung und deren Flugpfade, den Sensorfootprint, die Projektion des Bildmittelpunkts auf das Gelände und das Sensorbild. Des Weiteren ermöglicht er zu jeder Zeit die Vorgabe von Luftfahrzeug- und Gimbalbefehlen in Form von Höhe-Geschwindigkeit-*Heading*, Zielposition und *FoV*. Er basiert auf der *JavaScript*-Bibliothek *Svelte* und der Implementierung in [71].

5.1.3 Darstellung der Visualisierung

Die zur Algorithmenentwicklung erstellte Visualisierung des prototypischen Demonstrators zeigt eine Karte der Umgebung des Fluges. Auf dieser sind die aktuelle Position des Luftfahrzeugs

5 Implementierung

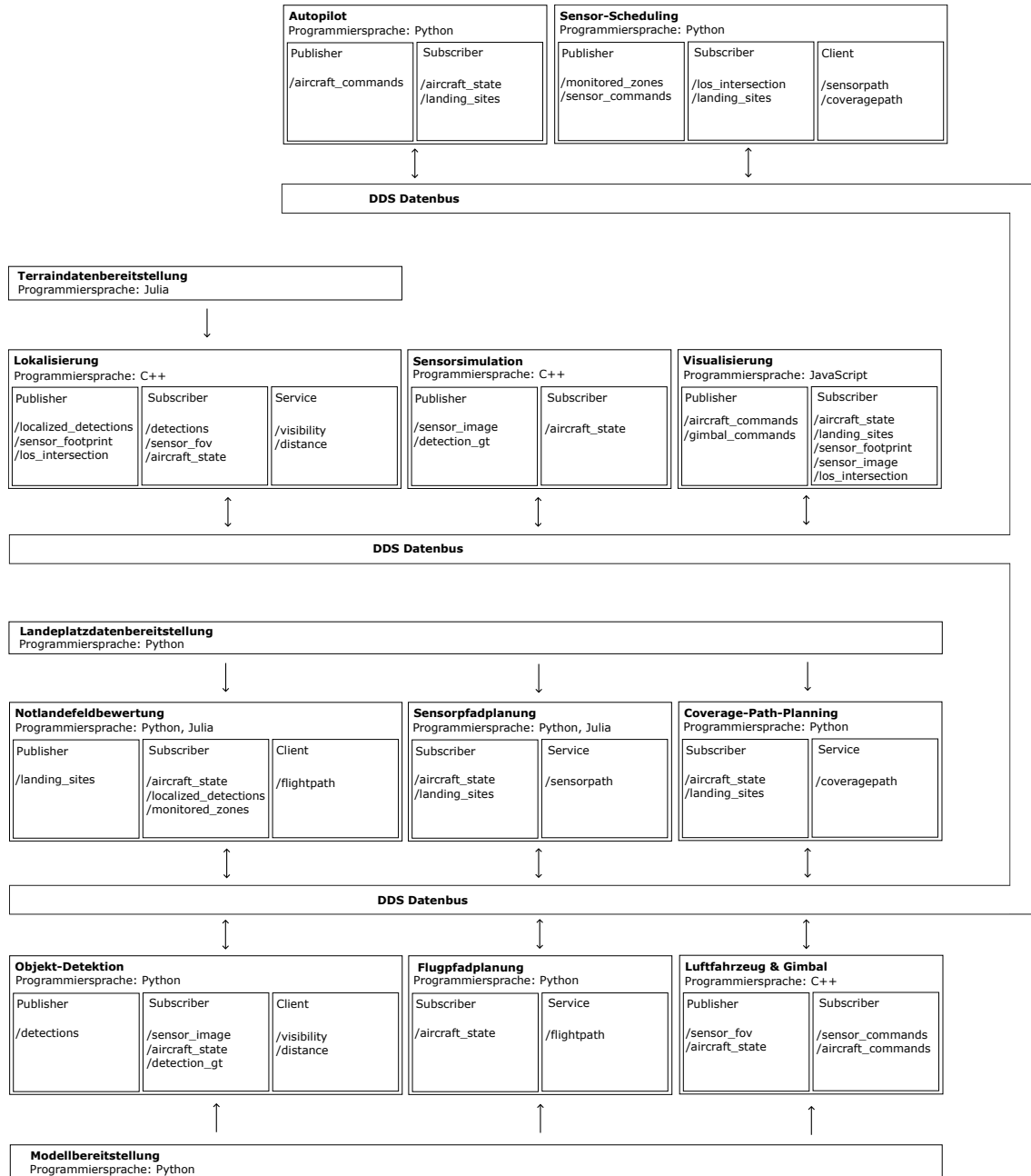


Abbildung 5.1: Die High-Level-Abstraktion der Softwarearchitektur des prototypischen Demonstrators.

5.1 Prototypischer Demonstrator des Feinkonzepts

inklusive seines *Headings*, die erwartete Restgleitreichweite in Form einer blauen Fläche sowie alle aktuell vorhandenen Notlandefeldoptionen in Form von grauen bis schwarzen Rechtecken abgebildet. Des Weiteren markiert ein violettes Trapez auf der Karte die Projektion des *FoVs* auf das Gelände. Vom Mittelpunkt dieses Kegels verläuft eine schwarze Linie, die den bisher zurückgelegten Sensorpfad darstellt. Bei Auftreten einer Notlage wird außerdem der geplante Flugpfad zum bestbewerteten Notlandefeld abgebildet. Dieser wechselt seine Farbe von grün zu rot bei Annäherung an den Boden. Oberhalb der Karte werden die Bewertungen für die aktuellen fünf besten Notlandefelder inklusive wichtiger Parameter angezeigt. Unter diesen befinden sich unter anderem die Distanz zum Notlandefeld, die sensorisch bestätigte Hindernisfreiheit, der Untergrundtyp sowie die Länge der Landebahn. In der rechten unteren Ecke befindet sich die Visualisierung des durch die Sensorsimulation generierten Kamerabildes. Eine Darstellung der Visualisierung mit Waldgebieten in dunkelgrün, Grünflächen in hellgrün, Äckern in gelb und Stadtgebieten in grau ist in Abbildung 5.2 dargestellt.

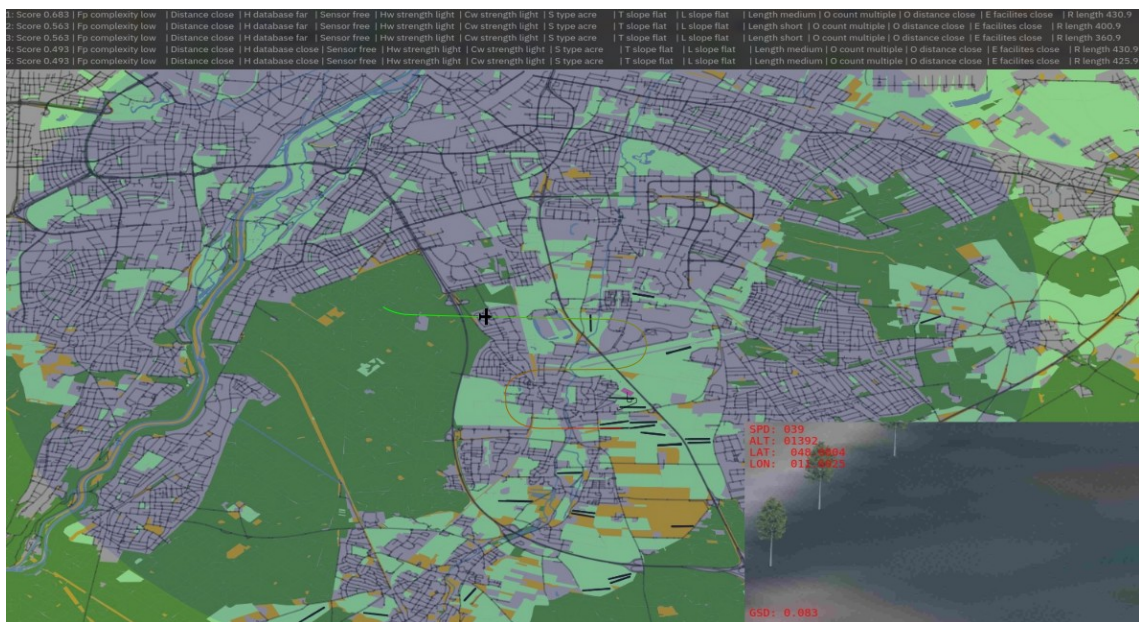


Abbildung 5.2: Die Darstellung der Visualisierung des prototypischen Demonstrators mit der Bewertung der Notlandefelder (oben), der Sensorsimulation (unten rechts) und des visualisierten Flugpfads sowie der Notlandefelder in Form von schwarzen Rechtecken in der aktuellen Flugumgebung (mittig).

5.2 Umsetzung der Methoden

Im Folgenden wird die Implementierung der entwickelten, FL-spezifischen Methoden dieser Arbeit vorgestellt. Diese wurden aufgrund der hohen Entwicklungseffizienz und der breiten Verfügbarkeit einer Vielzahl von Softwarebibliotheken in *Python* implementiert. Zunächst wird auf die Notlandefeldbewertung eingegangen, gefolgt von der Sensorleistungsmodellierung. Abschließend wird die Implementierung der Gleitpfadplanung aufgezeigt.

5.2.1 Notlandefeldbewertung

Die mathematische Umsetzung des in Kapitel 4.5.1 vorgestellten multikriteriellen Bewertungsmodells erfolgt wie beschrieben in Form der drei verschiedene Erfolgsindizes *NEI*, *PEI* und *FEI* im Wertebereich zwischen 0 und 1. Aus Implementierungssicht existieren für jeden Risikofaktor unterschiedliche Ausprägungen. Der Wert des *FEI* hängt hauptsächlich von der aufgetretenen Ausprägung des entsprechenden Faktors ab. Grundsätzlich besteht die Möglichkeit diese Ausprägungen in Teilen kontinuierlich zu betrachten. Hinsichtlich besserer Bewertbarkeit durch Experten werden diese Ausprägungen jedoch in feste Kategorien eingeteilt. Eine kurze Beschreibung der getroffenen Einteilung sowie der Eingrenzung hinsichtlich der Wertebereiche für die Implementierung ist im Folgenden dargestellt:

Risiken während des Fluges zur näheren Notlandefeldumgebung

- **Distanz:** Die Distanzbetrachtung ist anhand der verbleibenden Gleitreichweite implementiert. Diese wird nach [132] berechnet. Dabei wird betrachtet, ob sich das Notlandefeld innerhalb eines Teilbereichs der verbleibenden Gleitdistanz befindet. Folgende Kategorien wurden festgelegt:
 - kurz ← Notlandefeld innerhalb 1/3 der Gleitdistanz
 - mittel ← Notlandefeld innerhalb 2/3 der Gleitdistanz
 - lang ← Notlandefeld außerhalb 2/3 der Gleitdistanz

- **Luftraumklassifizierung:** Der während des Abflugs des Flugpfads durchquerte Luftraum lässt sich anhand von Überschneidungen mit Vektordaten der Luftraumstruktur in Deutschland, für Entwicklungszwecke beispielsweise von [133], bestimmen. An Lufträumen werden folgende Kategorien betrachtet:
 - nominal ← unkontrolliert (G)
 - kontrolliert ← kontrolliert (C/D)

restricted ← eingeschränkt nutzbar (ED-R)

prohibited/danger area ← nicht nutzbar

- **Flugsicht:** Die Berücksichtigung der Flugsicht erfordert eine Wolkenerkennung. Diese ist aufgrund der Komplexität der Aufgabe ein eigener Forschungsbereich und wird hier nicht näher betrachtet. Dennoch wären hier folgende Kategorien möglich:

nominal ← keine Unterbrechung der Flugsicht

kurzzeitig unterbrochen ← kurzzeitiger Verlust der Flugsicht aufgrund des Durchflugs durch eine Wolke

- **Flugpfadkomplexität:** Da die Anzahl an zusätzlichen Kurven zur Platzrunde hier ausschlaggebend ist, ist der Pfad mit der geringsten Komplexität ein *Dubins*-Pfad. Das zusätzliche Einbinden von sensorleistungsmodellbasierten Überflugspositionen erhöht damit die Komplexität. Hier existieren folgende Kategorien:

nominal ← Direktanflug zur Platzrunde

hoch ← zusätzliche Einbindung von Überflugspositionen

- **Anzahl beobachtbarer Landealternativen:** Nahe Landealternativen sind im Notlandefeldkatalog als Information zum Notlandefeld enthalten. Anhand des Sensorleistungsmodells und des geplanten Flugpfads wird dann überprüft, ob diese voraussichtlich beobachtbar sind. Hier existieren folgende Kategorien:

nominal ← mehrere sind basierend auf dem Sensorleistungsmodell überprüfbar

eine ← eine ist basierend auf dem Sensorleistungsmodell überprüfbar

keine ← keine ist basierend auf dem Sensorleistungsmodell überprüfbar

Risiken während des Fluges in der näheren Notlandefeldumgebung

- **Anflughindernisse:** Beinhaltet luftfahrtrelevante Hindernisse, welche einem sicheren Anflug im Weg stehen könnten. Die Anflughinderniserkennung ist in der Landefeldkatalogerstellung in Form von *GIS*-Datenanalyse implementiert. Die Implementierung wird zur Vereinfachung auf einige wichtige Hindernisse reduziert:

nominal ← keine Anflughindernisse

Gebäude ← Wohngebäude, Industrieanlagen und weiteres

Baumreihen ← einzelne Bäume sowie Ansammlungen dieser

Strommasten und -leitungen ← Kleinere und größere bekannte Stromleitungen

Windräder ← kleinere und größere bekannte Windräder

5 Implementierung

- **Anflugverfahren:** Das geplante Anflugmuster wird der Flugpfadplanung vorgegeben. Dieses orientiert sich an den in Kapitel 2.2.2 beschriebenen Verfahren. Deshalb werden folgende Kategorien festgelegt:
 - 180° ← besitzt wie die Platzrunde einen Gegen-, Quer- und Endanflug
 - 90° ← besitzt nur noch einen Quer- und Endanflug
 - Direktanflug ← ein Anflug direkt in den Endanflug oder zum Touchdown-Punkt
 - Spirale ← ein steiler spiralförmiger Anflug zum Notlandefeld um schnell Höhe abzubauen

- **Querlage:** Die geplante Querlage wird der Flugpfadplanung vorgegeben und ihr Maximum ist luftfahrzeugabhängig. Grundsätzlich ist es jedoch ratsam, vor allem in Notsituationen und in geringer Höhe aufgrund der höheren benötigten Überziehgeschwindigkeit, Kurven nicht zu steil zu fliegen. Grundsätzlich lassen sich *Bank*-Winkel ϕ in flach, mittel und steil einteilen [14]. Für diese Implementierung wurde das Ganze auf zwei Kategorien vereinfacht:
 - nominal (flach bis mittel) ← $\phi < 45^\circ$
 - steil ← $\phi \geq 45^\circ$

- **Ausweichoption:** Es kann hilfreich sein eine Ausweichoption in Form einer Freifläche vor oder hinter dem geplanten Notlandefeld [26] für den Fall eines "zu kurz" oder "zu lang kommens" beim Anflug. Die Information, ob solch eine Option verfügbar ist, sollte durch den Landefeldkatalog beantwortet werden. Für die Bewertung gibt es hier folgende Kategorien:
 - nominal ← es ist eine Freifläche davor und dahinter vorhanden
 - davor ← es ist eine Freifläche davor vorhanden
 - dahinter ← es ist eine Freifläche dahinter vorhanden
 - keine ← es ist keine Freifläche vorhanden

- **Landefeldeinsicht:** Die Landefeldeinsicht wird durch den geplanten Flugpfad bestimmt und durch ein *Raytracing* auf gerasterte Positionen des Landeplatzes auf einem Gelände-*Mesh* durchgeführt. Hier entstehen folgende Kategorien:
 - nominal ← während des Anflugs sind zu einem Zeitpunkt alle Rasterpunkte des Landeplatzes einsichtig
 - teilweise einsichtig ← während des Anfluges sind zu einem Zeitpunkt mindestens 50% der Rasterpunkte des Landeplatzes einsichtig

nicht einsichtig ← während des Anfluges sind weniger als 50% der Rasterpunkte des Landeplatzes einsichtig

Risiken während der Landung

- **Hindernisse:** Bei der Bewertung der detektierten Hindernisse wird grundsätzlich von drei unterschiedliche Hinderniskategorien ausgegangen. Allerdings wird in der Umsetzung der Implementierung in dieser Arbeit nicht hinsichtlich beweglich oder unbeweglich unterschieden:

nominal ← keine Hindernisse

unbewegliche Hindernisse ← Detektion von Hindernissen mit einer unbeweglichen Kategorie

bewegliche Hindernisse ← Detektion von Hindernissen mit einer beweglichen Kategorie

- **Oberflächentyp:** Die Einteilung der Oberflächentypen erfolgt basierend auf den Informationen in [14, 132]. Der grundsätzliche Flächentyp, Wiese oder Acker, eines Notlandefeldes ist durch den Notlandefeldkatalog bekannt. Die Art des Bewuchses, wie z.B. gelb für Raps oder der Zustand des Ackers muss durch Sensorik überprüft werden. Diese zusätzliche Überprüfung ist noch ein Forschungsbereich für sich und ist deshalb zwar konzeptionell betrachtet, jedoch nicht umgesetzt. Die Einteilung der Oberfläche ist wie folgt:

nominal(Asphalt) ← nicht im Landefeldkatalog enthalten

Wiese ← aus Vektordaten des Landefeldkatalogs

Acker (gepflügt) ← erfordert zusätzliche Bildklassifizierung

Acker (abgeerntet) ← Standardannahme für Vektordaten des Landefeldkatalogs

Acker (grün bewachsen) ← erfordert zusätzliche Bildklassifizierung

Acker (gelb bewachsen) ← erfordert zusätzliche Bildklassifizierung

- **Oberflächenbeschaffenheit:** Die Erkennung der Oberflächenbeschaffenheit bezüglich Temperatur und Feuchtigkeit wäre grundsätzlich über Vorhersagen vom numerischen Wettervorhersagemodell *Icon-D2* des *Deutschen Wetterdienstes* [134] möglich. Aufgrund dessen, dass Wettereigenschaften für den Demonstrator nicht simuliert werden, wurde dieser Punkt nicht implementiert. Die grundsätzliche Einteilung sieht wie folgt aus:

nominal (trocken) ← verfügbar über den Bodenfeuchte-Output *soil moisture*

gefrorene Wiese ← verfügbar über den Bodentemperatur- *soil temperature* und Boden-Eis-Anteil-Output *soil ice content*

aufgeweichte Wiese ← verfügbar über den Bodenfeuchte-Output *soil moisture*

5 Implementierung

gefrorener Acker \leftarrow verfügbar über den Bodentemperatur- *soil temperature* und
Boden-Eis-Anteil-Output *soil ice content*
aufgeweichter Acker \leftarrow verfügbar über den Bodenfeuchte-Output *soil moisture*

- **Ebenheit:** Da sich die Ebenheit hauptsächlich auf saisonale Unebenheit wie Ackerfurchen bezieht, ist hier eine Erkennung dieser mit der Sensorik notwendig. Das wäre beispielsweise über eine Anomalie-Detektion mit *Autoencodern*, welche gelernt haben wie ein Acker ohne Furchen aussieht. Da dies ein zusätzliches Forschungsgebiet ist, wird es für die Implementierung konzeptionell betrachtet aber nicht umgesetzt. Dennoch könnte die grundsätzliche Einteilung wie folgt aussehen:

nominal \leftarrow keine erkannten Unebenheiten
uneben \leftarrow Unebenheiten wurden entdeckt

- **Querneigung:** Die Querneigung der Landebahn ist für die Bewertung durch den Landefeldkatalog bekannt. Die maximal zulässige Querneigung für die Landung ist am Sonderlandeplatz *EDKF* aufgrund seiner partiell großen Querneigung t angelehnt [135]:

nominal $\leftarrow |t| \leq 2\%$
vorhanden $\leftarrow 2\% < |t| \leq 7,8\%$

- **Längsneigung:** Die Längsneigung der Landebahn ist für die Bewertung durch den Landefeldkatalog bekannt. Die maximal zulässige Längsneigung für die Landung ist am Flugplatz *LFLJ* aufgrund seiner partiell großen Längsneigung s angelehnt [136]:

nominal $\leftarrow 0\% \leq s \leq 1\%$
Gefälle $\leftarrow s < 0\%$
leichte Steigung $\leftarrow 1\% < s \leq 3\%$
hohe Steigung $\leftarrow 3\% < s \leq 18,5\%$

- **Seitenwind:** Die maximal zulässige Seitenwindkomponente ist am Betriebshandbuch für das Ultraleichtflugzeug *SD-1 Minisport TD SE-33* orientiert [137]. Da für die Bestimmung der Windgeschwindigkeiten Bodenwindvorhersagen vom numerischen Wettervorhersagemodell *Icon-D2* des *Deutschen Wetterdienstes* [134] verwendet werden und deren Genauigkeit beschränkt ist, ist der Nominalbereich der Windgeschwindigkeit w hier etwas größer gehalten:

nominal $\leftarrow |w| \leq 5 \text{ kn}$
stark $\leftarrow 5 \text{ kn} < |w| \leq 10 \text{ kn}$

- **Gegenwind:** Die maximal zulässige Gegenwindkomponente ist am Betriebshandbuch für das Ultraleichtflugzeug *SD-1 Minisport TD SE-33* orientiert [137]. Da für die Bestimmung der Windgeschwindigkeiten Bodenwindvorhersagen vom numerischen Wettervorhersagemodell *Icon-D2* des *Deutschen Wetterdienstes* [134] verwendet werden und deren Genauigkeit beschränkt ist, ist der Nominalbereich der Windgeschwindigkeit w hier etwas größer gehalten:

$$\text{nominal} \leftarrow 0 \leq w \leq 5 \text{ kn}$$

$$\text{Gegenwind} \leftarrow (5 \text{ kn} < w \leq 20 \text{ kn})$$

$$\text{Rückenwind} \leftarrow w < 0 \text{ kn})$$

- **Breite des Sicherheitsstreifens:** Die Breite des vorhandenen Sicherheitsstreifens ist durch den Landefeldkatalog bekannt. Die Einteilung der Breite des nach Möglichkeit vorhandenen Sicherheitsstreifens um das Notlandefeld ist anhand der Richtlinien der Deutschen Flugsicherung für Flugplätze im Sichtflugbetrieb [138] festgelegt. Auf dieser Grundlage ist die Breite des Sicherheitsstreifens b :

$$\text{nominal} \leftarrow b \geq 30 \text{ m}$$

$$\text{klein} \leftarrow b < 30 \text{ m}$$

Bergungsrisiken

- **Zeitspanne bis Rettungskräfte eintreffen:** Die Einteilung der Zeitspanne bis Rettungskräfte eintreffen ist an der Distanz zur Rettungsstation orientiert. Diese wird während der Landefeldkatalogerstellung bestimmt und ist so zur Laufzeit der Methode bekannt. Die hier gewählte Einteilung orientiert sich an der Luftrettung, da diese oft das schnellste Rettungsmittel ist [139]. Das schließt die Verwendung andere Rettungsoptionen jedoch nicht aus. Die Einteilung der Distanz d ist wie folgt gewählt:

$$\text{kurz} \leftarrow d < 30 \text{ km}$$

$$\text{mittel} \leftarrow 30 \text{ km} \leq d < 50 \text{ km}$$

$$\text{groß} \leftarrow 50 \text{ km} \leq d < 70 \text{ km}$$

$$\text{sehr groß} \leftarrow d \geq 70 \text{ km}$$

- **Distanz zu bewohnten Gebäuden:** Die Distanz zu bewohnten Gebäuden ist vergleichsweise einfach anhand von Vektordaten implementiert. Flächen wie Straßen und andere Äcker sind hier als Faktor betrachtet, der die Geschwindigkeit bis Hilfe vor Ort ist verlangsamt. Die Information kann dem Landefeldkatalog entnommen werden. Entsprechend ist die Einteilung wie folgt getroffen:

5 Implementierung

kurz ← unmittelbar neben der Fläche
mittel ← eine Fläche Abstand
lang ← größer als eine Fläche Abstand

Indexberechnung

Die Berechnung des *FEI*, der in Gleichungen im Folgenden als I_{FE} bezeichnet wird, erfolgt wie in Gleichung 5.1 für jeden Risikofaktor anhand seiner bestimmten, aktuellen Ausprägung und den dazugehörigen Werten hinsichtlich des Index für seinen Gefährdungsbeitrag $I_{\mu_{FA}}$ und hinsichtlich des dazugehörigen Index für die Unsicherheit dieses Wertes $I_{\sigma_{FA}}$.

$$I_{FE} = I_{\mu_{FA}} I_{\sigma_{FA}} \quad (5.1)$$

mit:

$I_{FE} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Index für den Erfolg der Notlandung aufgrund des erwarteten Risikoindex eines Faktors $I_{\mu_{FA}}$ und der Unsicherheit dieses Index für diesen Faktor $I_{\sigma_{FA}}$

$I_{\mu_{FA}} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Index für den Erfolg der Notlandung aufgrund des erwarteten Risikoindex eines Faktors $I_{\mu_{FA}}$

$I_{\sigma_{FA}} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Index für die erwartete Zuverlässigkeit (Unsicherheit) der Aussage des Risikobeitrags des Faktors

Aus allen *FEI* einer Notlandephase wird der *PEI*, in Gleichungen im Folgenden mit I_{PE} dargestellt, mit der gewichteten Summe wie in Gleichung 5.2 berechnet. Die Bestimmung der Gewichte erfolgt mit *AHP*.

$$I_{PE} = \sum_{i=1}^n w_{f_i} I_{FE_i} \quad (5.2)$$

mit:

$I_{PE} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Index für den Erfolg der Notlandung aufgrund der Notlandephase P

$w_{f_i} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Risikobeitragsgewichtung der Risikofaktoren
n Gesamtanzahl der Risikobeiträge

Abschließend erfolgt die Berechnung des *NEI*, im Folgenden als I_{NE} in Gleichungen definiert, durch Gewichtung der einzelnen Notlandephassen wie in Gleichung 5.3.

$$I_{NE} = \sum_{i=1}^p w_{n_i} I_{PE_i} \quad (5.3)$$

mit:

$I_{NE} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Index für den Erfolg der Notlandung

$w_{n_i} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Notlandephassengewichtung

p Gesamtanzahl an Notlandephassen

5.2.2 Sensorleistungsmodell

Um Informationen über die Zusammenhänge von Sensorparametern und erfolgreicher Hindernisdetektion zu gewinnen wird in dieser Arbeit auf Basis der in Kapitel 4.6 beschriebenen Methodenauswahl *YOLOv11* verwendet. Der Einsatz erfolgt hier entsprechend zum Generieren von Detektionsleistungen zur Erstellung eines Datensatzes für das Anlernen des Sensorleistungsmodells. Relevante Objekte sind lokale und saisonale, nicht im verwendeten Kartenmaterial enthaltene statische und bewegliche Objekte auf potenziellen Notlandefeldern. Eingegrenzt werden diese Objekttypen anhand von Beobachtungen aus Realflugversuchen auf Heuballen und Rinder.

Zur Vorhersage des in Kapitel 4.5.2 beschriebenen Detektionsleistungsindex werden sechs verschiedene *Machine-Learning*-Modelle aus dem Bereich des überwachten Lernens ausgewählt. Diese sollen lernen, unter welchen Bedingungen perfekte Detektionsleistungen erbracht werden. Anders formuliert bedeutet das, es soll klassifiziert werden, unter welchen Parameterbedingungen der *F1-Score* der Detektionen 1 unter welchen Parameterbedingungen er kleiner als 1 ist. Zum Lösen des Klassifizierungsproblems wurden, wie ebenfalls in Kapitel 4.6 dargelegt, *KNN*-Verfahren, Lineare *SVMs*, *Naive-Bayes*, *MLPs*, *Random-Forests* und *logistische Regression* ausgewählt. Diese besitzen aufgrund ihrer unterschiedlichen Funktionsweise andere Eigenschaften bezüglich Modellkomplexität, Überanpassung und Fähigkeit zur Erfassung nicht-linearer Beziehungen. Die Verfahren sind in der öffentlich verfügbaren Bibliothek *scikit-learn* [140] implementiert und werden mit folgender Parametrisierung verwendet:

- **KNN:** Anzahl Neighbors: 3, Gewichtung: *uniform*, Algorithmus: automatisch

5 Implementierung

- **Lineare SVM:** Norm: L_2 , Kostenfunktion: Quadratische Hinge-Kostenfunktion, Stopp-teranz: $1e - 6$, Maximale Iterationen: 100000
- **Naive-Bayes:** Wahrscheinlichkeitsverteilung: *Gauß*
- **MLP:** Anzahl *Hidden-Layer*: 100, Lernrate: adaptiv, initiale Lernrate: 0,0001, Maximale Anzahl Iterationen: 100000, Solver: *Adam*, Aktivierungsfunktion: *ReLU*, Absplittung der Validerungsdaten: 10%, Stopp bei Anzahl an Iterationen ohne Verbesserung: 100
- **Random-Forest:** Anzahl Bäume im *Forest*: 100, Anzahl Merkmale für die Aufteilung: Wurzel der Merkmalsanzahl, Kostenkriterium: *Gini*
- **Logistische Regression:** Norm: L_2 , Solver: *L-BFGS*, *Cross-Validation*: 5-fach

Die unterschiedlichen Input-Parameter für das Modell berechnen sich wie folgt:

- **GSD:** Die Distanz zwischen benachbarten Pixeln des Bildes in cm. Berechnet sich aus dem *FoV*, der Distanz zum Zielpunkt und der Sensorauflösung nach [33] wie in Gleichung 5.4.
- **Depressionswinkel:** Der Winkel zwischen horizontaler Ebene und Sichtlinie. Berechnet sich wie in Gleichung 5.5.
- **FoV:** Der *FoV* des Sensors bei der Überwachung der Notlandefelder. Er wird aus den Metadaten des Sensorstreams gewonnen oder kann für die Beobachtung der Notlandefelder eingestellt werden.
- **Distanz:** Der euklidische Abstand in Metern zwischen der Sensorposition und dem Zielpunkt auf dem Notlandefeld, auf den der Sensor mit seinem Bildmittelpunkt ausgerichtet wird. Die Berechnung erfolgt wie in Gleichung 5.6.
- **Sichtlinie:** Wird hier ausschließlich durch ein *Raytracing* von der Sensorposition zum *Mesh* eines digitalen Oberflächenmodells durchgeführt. Das Ergebnis ist 1 wenn eine Sichtlinie zum Zielpunkt hergestellt werden konnte und 0 wenn die Sichtlinie unterbrochen wurde. Dadurch werden die theoretisch betrachteten, wetterbedingten Verdeckungen für die Auswertung vernachlässigt. Des Weiteren fließen Verdeckungen durch das Luftfahrzeugmodell selbst nicht mit ein.

$$GSD = 2 \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \frac{d}{W} \quad (5.4)$$

mit:

GSD GSD des Bildes

α FoV des Sensors bei der Bildaufnahme

d Distanz des Sensors zur Bildmittelpunktcoordinate

W Sensorauflösung

$$\beta = \arcsin\left(\frac{|p_{k_h} - p_{c_h}|}{d}\right) \quad (5.5)$$

mit:

β Depressionswinkel

p_{k_h} Höhe der Kamera

p_{c_h} Höhe des Zielpunktes

d Euklidische Distanz zum Zielpunkt

$$d = \|p_k - p_c\|_2 \quad (5.6)$$

mit:

d Euklidische Distanz zum Zielpunkt

p_k 3D-Kamerakoordinate

p_c 3D-Bildmittelpunktcoordinate

5.2.3 Flugfadplanung zum Optionserhalt

Die Umsetzung des in Kapitel 4.5.3 vorgestellten Notlandeooptionserhalts erfolgt über eine geometrische Flugfadplanung basierend auf festgelegten Gleitwinkelgrenzen, bestehend aus einem Anflugverfahren auf das Notlandefeld in der näheren Notlandefeldumgebung und einem Flug von der aktuellen Luftfahrzeugposition zum Beginn dieses Verfahrens, der je nach gewähltem Anflugverfahren z. B. der *Low-Key* sein kann. Letzteres wird als Bewegungsplanung basierend auf einem gerichteten Graphen modelliert, dessen Knoten 3D-Positionen mit erhöhter Sensorleistung darstellen. Kanten zwischen den Knoten sind geglättete Teilstrecken, deren Gewicht durch die Sensorleistung der Zielposition bestimmt wird. Die Fliegbarkeit dieser Teilstrecken wird geometrisch anhand von Gleitwinkelbereichen überprüft. Da der Schwerpunkt

5 Implementierung

in diesem Arbeitsteil auf der Untersuchung der Beobachtbarkeit und deren Auswirkung auf die Flugpfaderstellung liegt, wird davon ausgegangen, dass der Autopilot in der Lage ist diesen zu folgen. Die Möglichkeit des Abfliegens solcher *Dubins*-basierter Flugpfade wurde in der Literatur, zum Beispiel in [141], bereits demonstriert. Das Landeanflugverfahren umfasst bis zu drei Teilabschnitte: den Endanflug, den Queranflug und den Gegenanflug. Der Endanflug besitzt einen steileren Gleitwinkel als Quer- und Gegenanflug. Dies soll die verfügbare Landestrecke bei Überflug von potenziellen Hindernissen vergrößern. Des Weiteren soll dies eine geringere Anfluggeschwindigkeit kurz vor der Landung ermöglichen.

Das Bewegungsplanungsproblem wird als eine Variante des Shortest-Path-Problems auf einem gerichteten azyklischen Graphen formuliert. Es existieren mehrere Rasterhöhen $H = \{h_1 < h_2 < \dots < h_N\}$ mit $N = 18$. Jede Höhe h_l besitzt prinzipiell eine Menge von 35136 Rasterpositionen, welche anhand der nach [132] berechneten Gleitreichweite zwischen den unterschiedlichen Höhen und der Größe der Sensorleistungswerte auf eine festgelegte Anzahl von $M = 20$ Positionen $P_l = \{p_1, p_2, \dots, p_M\}$ mit $p_i = \{(x, y, h_l)\}$ für die Erstellung des Graphen reduziert wird. Als Input für die Erstellung wird eine Aufsetzposition p_t , eine Startposition des Luftfahrzeugs für die Pfadplanung p_s , ein dreidimensionales Raster mit Sensorleistungswerten $s_{p_{3d}}$, die minimal und maximal fliegbaren Gleitwinkel γ_{min} und γ_{max} , der ebenfalls nach [132] mit dem maximalen *Bank* berechnete minimal fliegbare Kurvenradius r_{min} sowie der maximal erlaubte *Bank* $\phi_{max} = 35^\circ$ selbst erwartet. Der gerichtete Graph $G = (V, E)$, bestehend aus den beschriebenen Knoten $V = \{p_t\} \cup \bigcup_{l=1}^N P_l \cup \{p_s\}$ und den Kanten $E = \{e(v_i, v_j) \in V \times V : h(v_i) < h(v_j), \text{dubins}_{3d}(v_j, v_i) = 1\}$ zum Verbinden dieser Knoten, wird auf dem dreidimensionalen Sensorleistungsraster aufgebaut. Jede dieser Kanten $e(v_i, v_j)$ besitzt einen Qualitätswert in Form der negierten Sensorleistung s_p basierend auf dem Wert des Sensorleistungsrasters an Knotenposition. Diese Negierung der positiven Sensorleistungsrasterwerte auf negative Werte $-\mathbb{N}_0$ wird durch f_{sp} dargestellt. $\text{dubins}_{3d}(v_j, v_i)$ berechnet und validiert die Gleitpfade von der höheren Position v_j zu der niedrigeren v_i . Der Aufbau des Graphen erfolgt jedoch von der Zielposition p_t am Notlandefeld von unten nach oben zur Startposition p_s . Aufgrund der geometrischen Fliegbarkeitsprüfung ist nicht jeder Knoten einer Höhe i zwangsläufig mit allen Knoten der folgenden oder weiter entfernten Höhen $j > i$ verbunden. Grundsätzlich wird aber für jeden Knoten der Höhe i versucht Kanten zu diesen zu bilden. Verbindungen innerhalb derselben Höhe oder zu vorherigen Höhen $i \leq j$ sind ausgeschlossen. Somit können in G keine Zyklen auftreten. Die Werte der Kanten werden durch den negierten Sensorleistungswert des Zielknotens bestimmt. Dies begünstigt prinzipiell Pfade mit einer höheren Anzahl an Knoten, zumindest solange unter den Sensorleistungen keine

extremen Maxima vorhanden sind. Auf der ersten und letzten Höhenebene des Graphen existiert nur ein Knoten: die Startposition p_s über dem letzten und die Endposition p_t unter dem ersten Höhengniveau des Sensorleistungsrasters. Das Ziel der graphbasierten Optimierung ist das Finden der Kantensequenz $T = \{v_0, \dots, v_s\}$ von $v_0 = p_t$ nach $v_s = p_s$, welche die Qualität und damit die negierte Sensorleistung über alle Kanten von der Start- zur Zielposition, wie in Gleichung 5.7 dargestellt, minimieren. Das oberste Level der Flugfadplanung ist in Algorithmus 1 abgebildet.

$$T^* = \arg \min_T \sum_{e(v_i, v_j) \in T} f_{sp}(e(v_i, v_j)) \quad (5.7)$$

Die Lösung des Optimierungsproblems erfolgt, wie in Kapitel 4.6 beschrieben, anhand des in der *NetworkX* [142] *Python*-Bibliothek implementierten *Bellman-Ford*-Algorithmus. Der Pseudocode für die Erstellung des graphbasierten Flugpfades ist in Algorithmus 2 dargestellt.

Die geometrische Flugfadplanung zwischen den Positionen mit erhöhter Sensorleistung erfolgt basierend auf dem in [143] implementierten *Dubins*-Verfahren. Der Prozess der Anflugerstellung ist in Algorithmus 3 dargestellt. Zunächst wird zwischen Start- und Zielposition der Teilstrecke mittels 2D-*Dubins*-Optimierung der kürzestmögliche Flugfad unter Verwendung des minimal möglichen Kurvenradius r_{min} erstellt. Anschließend erfolgt ein lineares Höhengsampling des 2D-Pfades zwischen der Start- und der Endhöhe um einen 3D-Pfad zu erhalten. Der Flugfad wird auf seine Gültigkeit bezogen auf den minimal und maximal fliegbaren Gleitwinkeln $\gamma_{min}/\gamma_{max}$ überprüft, indem der Gleitwinkel von jeder Position und seiner Folgeposition basierend auf der Flughöhendifferenz und der Differenz der horizontalen Strecke berechnet wird. Für den Fall von Kurvenflug wird davon ausgegangen, dass diese Werte unter Erhöhung der Gleitgeschwindigkeit weiterhin eingehalten werden können. Ist der Winkel des Flugpfades zu flach, dann ist das Erreichen der Zielposition nicht möglich. Es kann kein valider Flugfad erstellt werden und die Kante wird abgelehnt. Ist er zu steil muss Resthöhe über Verzögerungskurven abgebaut werden. Dazu wird der Flugfad anhand des Gleitwinkels des besten Gleiten neu gesampelt. Mit der neuen resultierenden Höhe werden anschließend Verzögerungskreise berechnet. In allen anderen Fällen kann der Flugfad verwendet werden.

Die Berechnung der Verzögerungskurven erfolgt wie in Algorithmus 4. Zunächst wird die abzubauenende Höhengdifferenz zwischen Start- und Endposition berechnet. Anschließend werden Verzögerungskurven mit unterschiedlichen Kurvenradien generiert. Begonnen wird mit kleinen *Bank*-Winkeln und daraus resultierend großen Kurvenradien. Dieser wird anschließend zur

5 Implementierung

Algorithm 1 Geometrische Flugpfadplanungsheuristik basierend auf Sensorleistungsrastern

Require: p_{td}
Require: p_0
Require: $s_{p_{3d}}$
Require: $i_{s_p} \leftarrow 0$
Require: γ_{min}
Require: γ_{max}
Require: r_{min}
Require: M

$P_f \leftarrow \text{create_final}(p_{td})$
 $P_{lb} \leftarrow \text{create_base}(P_f, \text{right_hand} = \text{False})$
 $P_{rb} \leftarrow \text{create_base}(P_f, \text{right_hand} = \text{True})$
 $P_{ldw} \leftarrow \text{create_downwind}(P_{lb}, \text{right_hand} = \text{False})$
 $P_{rdw} \leftarrow \text{create_downwind}(P_{rb}, \text{right_hand} = \text{True})$
 $P_{lc} \leftarrow \text{merge_paths}(P_{ldw}, P_{lb}, P_f)$
 $P_{rc} \leftarrow \text{merge_paths}(P_{rdw}, P_{rb}, P_f)$
 $s_{pl} \leftarrow \text{check_sensorperformance}(P_{lc})$
 $s_{pr} \leftarrow \text{check_sensorperformance}(P_{rc})$

if $s_{pl} \geq s_{pr}$ **then**
 $P_b \leftarrow P_{lb}$
 $P_{dw} \leftarrow P_{ldw}$

else
 $P_b \leftarrow P_{rb}$
 $P_{dw} \leftarrow P_{rdw}$

end if

$P_a \leftarrow \text{solve_dubins_graph}(P_{dw}[-1], p_0, s_{p_{3d}}, i_{s_p}, \gamma_{min}, \gamma_{max}, r_{min}, M)$

if $\text{len}(P_a) = 0$ **then**
 $P_a \leftarrow \text{solve_dubins_graph}(P_b[-1], p_0, s_{p_{3d}}, i_{s_p}, \gamma_{min}, \gamma_{max}, r_{min}, M)$

if $\text{len}(P_a) = 0$ **then**
 $P_a \leftarrow \text{solve_dubins_graph}(P_f[-1], p_0, s_{p_{3d}}, i_{s_p}, \gamma_{min}, \gamma_{max}, r_{min}, M)$

if $\text{len}(P_a) = 0$ **then**
 $P_a \leftarrow \text{solve_dubins_graph}(p_{td}, p_0, s_{p_{3d}}, i_{s_p}, \gamma_{min}, \gamma_{max}, r_{min}, M)$

else
 $P_a \leftarrow \text{merge_paths}(P_a, P_f)$

end if

else
 $P_a \leftarrow \text{merge_paths}(P_a, P_b, P_f)$

end if

else
 $P_a \leftarrow \text{merge_paths}(P_a, P_{dw}, P_b, P_f)$

end if

if $\text{len}(P_a) == 0$ **then**
 return []

end if
return P_a

Algorithm 2 Sensorleistungsbasierte Bestimmung von Flugpfadteilen

```

procedure SOLVE_DUBINS_GRAPH( $p_t, p_s, s_{p_{3d}}, \gamma_{min}, \gamma_{max}, r_{min}, M$ )
   $p_{s_p} \leftarrow []$ 
   $p_{s_p}[0] \leftarrow [(p_t, 0)]$ 
  for  $i = 0; i < \text{len}(s_{p_{3d}}); i++$  do
     $h \leftarrow \text{height}(s_{p_{3d}}[i])$ 
    if  $p_t > h$  then
      continue
    else
       $s_{p_{2d}} \leftarrow \text{select\_by\_endurance}(s_{p_{3d}}[i])$ 
       $s_{p_{maxima}} \leftarrow \text{select\_by\_sensorperformance}(s_{p_{2d}}, M)$ 
       $p_{temp} \leftarrow []$ 
      for all  $p_{sp_{max}} \in s_{p_{maxima}}$  do
         $p_{temp}[-1] \leftarrow (p_{sp_{max}}, f_{sp}(p_{sp_{max}}))$ 
      end for
       $p_{s_p}[i+1] \leftarrow p_{temp}$ 
    end if
  end for
   $p_{s_p}[\text{len}(s_{p_{3d}})] \leftarrow (p_s, 0)$ 
   $G = \text{create\_directed\_graph}()$ 
  for all  $(i, p_{l_{2d}}) \in p_{s_p}$  do
    for all  $p_l \in p_{l_{2d}}$  do
       $G.\text{add\_node}(p_l[0])$ 
      if  $i < \text{len}(p_{s_p})$  then
        for all  $p_{u_{2d}} \in p_{s_p}[i+1 : -1]$  do
          for all  $p_u \in p_{u_{2d}}$  do
             $P_{3d} \leftarrow \text{dubins}_{3d}(p_u, p_l, \gamma_{min}, \gamma_{max}, r_{min})$ 
            if  $\text{len}(P_{3d}) > 0$  then
               $G.\text{add\_edge}(p_l[0], p_u[0], p_u[1], P_{3d})$ 
            end if
          end for
        end for
      end if
    end for
  end for
   $P_{3d}, s_{p_{max}} \leftarrow \text{find\_best\_path}(G, p_t, p_s)$ 
  if  $s_{p_{max}} = NaN$  then
    return  $[]$ 
  else
    return  $P_{3d}$ 
  end if
end procedure

```

Algorithm 3 Dubinsbasierte Anflugerstellung

```

procedure DUBINS3d( $p_s, p_t, \gamma_{min}, \gamma_{max}, r_{min}$ )
   $P_{2d} \leftarrow \text{create\_dubins\_path}(p_s, p_t, r_{min})$ 
   $P_{3d} \leftarrow \text{linear\_sample\_path}(P_{2d}, p_s[2], p_t[2])$ 
   $is\_valid \leftarrow \text{check\_glide\_angle}(P_{3d}, \gamma_{min}, \gamma_{max})$ 
   $height\_reduction \leftarrow \text{False}$ 
  if  $is\_valid = 0$  then
    return []
  else if  $is\_valid = 1$  then
     $height\_reduction \leftarrow \text{True}$ 
  else
     $pass$ 
  end if
  if  $height\_reduction$  then
     $P_{3d} \leftarrow \text{adjust\_height\_by\_angle}(P_{3d}, \gamma_{max})$ 
     $P_{circles} \leftarrow \text{compute\_circles}(P_{3d}[-1], p_t, \gamma_{min}, \gamma_{max})$ 
    if  $\text{len}(P_{circles}) = 0$  then
      return []
    end if
     $P_{3d} \leftarrow \text{merge\_paths}(P_{3d}, P_{circles})$ 
  end if
  return  $P_{3d}$ 
end procedure

```

Berechnung des abzufliegenden Kreisumfangs verwendet. Unter Beachtung des zulässigen Gleitwinkels wird überprüft, ob die benötigte Höhe mit dem verwendeten *Bank*-Winkel abgebaut werden kann und wie viele Verzögerungskurven erforderlich sind. Ist der Abbau der Höhe so nicht möglich, wird der *Bank*-Winkel verkleinert und die Berechnungen erneut durchgeführt. Andernfalls erfolgt die Kreisbahnberechnung und das Sampling der benötigten Verzögerungskurven in unterschiedlichen Höhen.

Algorithm 4 Berechnung von Verzögerungskurven

```

procedure COMPUTE_CIRCLES( $p_s, p_t, \gamma_{min}, \gamma_{max}$ )
   $\Delta h \leftarrow p_s[2] - p_t[2]$ 
  for  $\phi_{diff} = 30; \phi_{diff} > 0; \phi_{diff} -= 2$  do
     $r_{min} \leftarrow \frac{v^2}{g \tan(\phi_{max} - \phi_{diff})}$ 
     $c \leftarrow 2\pi r_{min}$ 
     $n_{turns} \leftarrow -1$ 
    for  $i = 1; i \leq 20; i ++$  do
       $h_{max} \leftarrow c \tan(-\gamma_{min})i$ 
       $h_{min} \leftarrow c \tan(-\gamma_{max})i$ 
      if  $h_{min} > \Delta h$  then
        break
      end if
      if  $\Delta h < h_{max}$  and  $\Delta h > h_{min}$  then
         $n_{turns} \leftarrow i$ 
        break
      end if
    end for
    if  $n_{turns} = -1$  then
      continue
    end if
     $P_{2d} \leftarrow \text{create\_circle\_path}(p_t, p_t, r_{min})$ 
     $\Delta h_{turn} \leftarrow \frac{\Delta h}{n_{turns}}$ 
     $P_{3d}[] \leftarrow []$ 
    for  $i = 1; i \leq n_{turns}$  do
       $P_{3d}[i - 1] \leftarrow \text{linear\_sample\_path}(P_{2d}, p_s[2] - (i - 1)\Delta h_{turn}, p_s[2] - i\Delta h_{turn})$ 
    end for
    break
  end for
end procedure

```

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Im Folgenden werden die Experimente zu den Forschungsschwerpunkten im Detail vorgestellt. Zunächst werden Forschungsfragen (**FF**) formuliert, die als roter Faden für die Experimente zur Verkleinerung der in Kapitel 3.4 definierten Forschungslücken dienen sollen. Anschließend werden die Experimente beschrieben, die zur Beantwortung dieser Fragen untersucht werden. Abschließend erfolgt die Diskussion der Forschungsergebnisse im Kontext der Forschungsfragen.

6.1 Forschungsfragen

Basierend auf den in Kapitel 3.4 aufgestellten Forschungslücken **FL1** bis **FL9** lassen sich für die experimentelle Auswertung des Forschungsschwerpunktes folgende **FF** ableiten.

- **FL1 & FL3** → **FF1**: Welchen Einfluss könnten die, in Kapitel 5.2.1 beschriebenen, Ausprägungen der isoliert betrachteten Bewertungsfaktoren auf den, in Kapitel 4.5.1 vorgestellten, Erfolgsindex für eine Notlandung bei Motorausfall haben und welche relative Wichtigkeit besitzen sie im Verhältnis zueinander?
- **FL2 & FL3** → **FF2**: Unter welchen Bedingungen könnte ein Rettungssystem für eine konventionelle Notlandung einem ballistischen Gesamttrettungssystem vorgezogen werden?
- **FL4 & FL5** → **FF3**: Inwieweit ist das Sensorleistungsmodell in der Lage anhand von Sensorparametern die Detektionsleistung eines Objektdetektors vorherzusagen?
- **FL5 & FL6** → **FF4**: Welche Sensorparameter sind für die Detektionsleistungsvorhersage des Sensorleistungsmodells am wichtigsten?
- **FL7 & FL8** → **FF5**: Inwieweit beeinflusst die Gleitpfadplanung über Positionen mit erhöhter Sensorleistung die Beobachtbarkeit und den Erhalt von Notlandeooptionen und deren Bewertung während des Sinkflugs?

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Für die Beantwortung von **FF1** und **FF2** kommt prinzipiell sowohl simulative, realflugbasierte als auch befragungsbasierte Datenerhebung in Betracht. Die beiden ersteren beinhalten die Erstellung eines Datensatz, der die gewählten Input-Parameter auf eine *Ground-Truth*-Erfolgschance für die Notlandung abbildet. Bisher existiert ein derartiger Datensatz nicht. Die Erstellung eines solchen beinhaltet einige Herausforderungen hinsichtlich der Gewinnung von *Ground-Truth*-Daten. Anhand von Realflügen könnte man hier entweder Außenlandungen durchführen, um so *Ground-Truth*-Daten zu sammeln, was sowohl luftrechtlich problematisch wäre als auch erhebliche Risiken für den Testpiloten birgt. Auch in der Simulation wäre die Generierung von *Ground-Truth*-Daten nach diesem Prinzip grundsätzlich möglich mit vergleichsweise geringeren Kosten, da keine Realflüge durchgeführt werden würden. Allerdings ist hier der Aufwand hinsichtlich der Umweltmodellierung groß, der nötig wäre um Piloten während der *Monte-Carlo*-Durchläufe sinnvolle Landefeldauswahlen und Notlandungen zu ermöglichen. Des Weiteren wäre auch hier der Aufwand für die Piloten groß, was die Gewinnung von Teilnehmern für die Experimente erschweren würde. Daher soll eine Datenerhebung in Form von Online-Befragungen durchgeführt werden, um detaillierte Einblicke in ihre Entscheidungsmuster, Priorisierungen und Risikoeinschätzung in Notsituationen zu erhalten.

Die Forschungsfragen **FF3** und **FF4** lassen sich grundsätzlich ebenfalls durch simulations- oder realflugbasierte Datenerhebung beantworten. Auch hier existiert derzeit kein Datensatz mit *Ground-Truth*-Informationen zur Sensorleistung hinsichtlich der Detektion von relevanten Hindernissen für die Notlandung in unstrukturiertem Gelände mit Kleinflugzeugen, auf dem aufgebaut werden könnte. Eine Möglichkeit solche Daten zu erstellen wäre die Erhebung von Modellparametern und der dazugehörigen Detektions-*Ground-Truth* in der Simulation. Dies ist in diesem Kontext jedoch nur mit Kompromissen hinsichtlich Realismus der entstehenden Modelle möglich. Daher sollen Realflugversuche mit Kleinflugzeugen zur Erstellung und Validierung realistischer Sensorleistungsmodelle durchgeführt werden.

Die Durchführung einer größeren Anzahl an Realflugexperimenten, mit Fokus auf die Aufnahme von Notlandeanflugpfaden bei Motorausfall in unstrukturiertem Gelände, für **FF5** würde ebenfalls luftrechtliche Hürden besitzen. Für ein vollständige Abfliegen des Flugpfades wäre ein Unterschreiten der Mindestflughöhe notwendig, was wiederum Sicherheitsrisiken für den Piloten birgt. Deshalb konzentriert sich die Auswertung hier auf analytische Vergleiche der errechneten Flugpfade. Diese Berechnungen basieren auf den für die vorherigen **FF** gewonnenen Daten. So kann die Planung der Flugpfade mit einer Vielzahl von System- und Methodenparametern präzise sowie wiederholbar variiert und deren Einfluss auf die Ergebnisse der Methodik untersucht

werden.

Für die Untersuchung der implementierten Funktionalitäten werden somit unterschiedliche Methoden der Datenerhebung angewandt. Dazu zählen sowohl Befragungsstudien mit erfahrenen Piloten, Experimente mit Realflug-Setups und die auf diesen Daten aufbauende Auswertung der geplanten Flugpfade. Im Folgenden werden diese Experimente hinsichtlich der Forschungsschwerpunkte vorgestellt, durchgeführt und ausgewertet. Begonnen wird mit der Notlandefeldbewertung, gefolgt von der Sensorleistungsmodellierung und der Flugpfadplanung zum Optionserhalt. Jedes dieser Unterkapitel beginnt mit der Vorstellung des Experimentalkonzepts. Anschließend werden Durchführung und Auswertung der Versuche beschrieben.

6.2 Expertenbefragung Notlandefeldbewertung

Die experimentelle Untersuchung der Notlandefeldbewertung fokussiert sich auf die Bestimmung der Gewichte und Indizes für Ausprägungen der Faktoren und Notlandephase, welche für die Berechnung der in Kapitel 4.5.1 definierten und in Kapitel 5.2.1 berechneten Indizes *NEI*, *PEI* und *FEI* notwendig sind. Zu Beginn wird deshalb das dafür aufgestellte Experimentalkonzept vorgestellt, gefolgt von der Befragungsdurchführung und den Auswertungen hinsichtlich der Nutzung des ballistischen Gesamtrettungssystems, der Notlandefeldbewertung und des Verbesserungspotenzials der Umfrage.

6.2.1 Experimentalkonzept

Um die Forschungsfrage **FF1** hinsichtlich der Wichtigkeit verschiedener Faktoren, deren Ausprägungen und der Notlandephase zu beantworten soll das in Kapitel 4.5.1 erstellte Notlandefeldbewertungskonzept sowie dessen in Kapitel 5.2.1 vorgestellte Implementierung in Kurzform verständlich zusammengefasst und in ein Expertenbefragungsschema konvertiert werden, welches es diesen ermöglicht eine Bewertung und Gewichtung der verschiedenen Parameter vorzunehmen.

Auswahl der Befragungsvariante

Als Möglichkeit der Durchführung solcher Befragungen mit Experten, also im Kontext dieser Arbeit Piloten mit Flugerfahrung und der Fähigkeit mit besonderen Situationen wie Notlagen beim Fliegen umzugehen, können sowohl unstrukturierte als auch strukturierte Interviews hilfreich sein [144]. Neben solchen Interviews existieren noch einige weitere Methoden, um

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Expertenbefragungen durchzuführen. Diese lassen sich nach [145] in folgende Kategorien einteilen:

- **Umfrage:** Diese beinhaltet die Sammlung von Daten durch offene, geschlossene, oder semi-geschlossene Fragen.
- **Delphi:** Hier finden mehrere Umfragerunden mit Experten statt um zu einem Konsens zu kommen.
- **Workshops:** Workshops finden in Form von Gruppendiskussionen statt.
- **Szenarioentwicklung:** Dies ist eine Methode zur szenariospezifischen Modellvorhersageentwicklung mit dem Fokus auf spezifische Faktoren.
- **Interview gefolgt von einem Workshop:** Hier findet die persönliche Befragung von Experten gefolgt von einer Gruppendiskussion statt.
- **Experten und Bürgerbefragung:** Experten und Bürgerbefragungen kombinieren *Delphi*-Studien, Szenarios, Interviews und/oder Workshops und führen diese mithilfe von Personen mit und ohne Expertenwissen durch.

Um die Datenerhebung zu vereinfachen, die Teilnahmebereitschaft der Experten zu erhöhen und den Aufwand für die Datenanonymisierung zu verringern fiel die Entscheidung in dieser Arbeit auf eine Umfrage basierend auf einem Online-Umfragetool.

Auswahl der Umsetzungsmethodik

Für die Umsetzung der Umfrage gibt es verschiedene mögliche Methoden, wie die Einstellungsmessungen unter Verwendung von z.B. der *Likert-Skala* [146], dem *semantischen Differenzial* [147] oder der *Guttman-Skala* [148], und die Methoden der Wichtigkeitsschätzung, wie sie beispielsweise in den in Kapitel 4.6 beschriebenen *MCDA*-Methoden *AHP*, *ANP* und *MACBETH* enthalten sind. Zweitere eignen sich vor allem für die Bestimmung der Gewichte der unterschiedlichen Faktoren und Notlandephassen zueinander. Da für die Berechnung der Gewichte *AHP* gewählt wurde, ist hier die verhältnismäßige Betrachtung ihrer Wichtigkeit für die Notlandung notwendig. Dies wird umgesetzt, indem fünf verschiedene Wichtigkeitsstufen für den Vergleich wie folgt definiert werden: *geringster Risikobeitrag*, *geringer Risikobeitrag*, *mittlerer Risikobeitrag*, *hoher Risikobeitrag*, *höchster Risikobeitrag*. Diese Vergleiche erfolgen in Matrixform für alle miteinander zu vergleichenden Parameter und Notlandephassen auf einmal. Das macht die Bewertung der Wichtigkeit potenziell komplexer, verringert jedoch die Anzahl an

6.2 Expertenbefragung Notlandefeldbewertung

von den Experten auszufüllenden Fragen mit dem Hintergrund die Umfrage möglichst kurz zu halten. Die Übersetzung dieser in die von *AHP* benötigten paarweise Vergleiche und die Umwandlung in numerische Intervallwerte mit der *Saaty-Skala* ist im Auswertungsanteil zur Gewichtungsbestimmung beschrieben.

Die Bestimmung des Risikobeitrags verschiedener Faktorausprägungen im Vergleich zu einem Ideal mit dem Hintergrund von ihrer Indexbestimmung erfolgt ebenfalls in fünf, zu den Vergleichen ähnlichen, Kategorien: *kein Risikobeitrag*, *geringer Risikobeitrag*, *mittlerer Risikobeitrag*, *hoher Risikobeitrag*, *extremer Risikobeitrag*. Solche mehrstufigen Kategorisierungen sind für die Risikobewertung in der Luftfahrt verbreitet. So beschreibt die *FAA* in [12] eine Risikobewertung mit der Einteilung der Auswirkungen von Risiken in die vier Kategorien *Katastrophal*, *Kritisch*, *Gering* und *Vernachlässigbar* sowie die *International Civil Aviation Organization (ICAO)* in [149] in die fünf Kategorien *Katastrophal*, *Gefährlich*, *Groß*, *Gering*, *Vernachlässigbar*. Diese werden dort in Kombination mit der Auftrittshäufigkeit in einer Risikomatrix kombiniert, um die kategorisierte Risikohöhe zu erhalten. Allerdings können solche Matrizen wie in [150] beschrieben nicht ausreichend für die Risikobewertung sein. Im Gegensatz zu den Matrixlösungen zur Risikoeinschätzung wird in dieser Arbeit die Auftrittswahrscheinlichkeit von Risiken der Parameter nicht betrachtet, da die Ausprägung des Risikos als durch Sensorik und Datenbanken vorgegeben angenommen wird. Die Piloten sollen deshalb einschätzen welchen Risikobeitrag isoliert betrachtete Ausprägungen der Faktoren für eine Notlandung haben. Dies wurde auch hier wieder als Matrix-Fragetyp mit Single-Choice-Option für die Umfrage umgesetzt, um die Umfrage möglichst kurz zu halten. Die Übersetzung der Umfrageergebnisse in Indizes für die Faktorausprägungen ist im Auswertungsanteil zur Indexberechnung beschrieben.

Ein weiterer Anwendungsfall für solche Kategorisierungen wird in [151] vorgestellt. Hier erfolgt unter anderem die Verwendung von *Nominal-Group-Technique (NGT)*, welches sowohl stille Ideengenerierung als auch Diskussion und Abstimmung mit Experten enthält [152] und deshalb zu den Methoden im Bereich der Workshops gezählt werden kann, für die Klassifizierung des Einflusses von Parametern auf Performance-Charakteristiken für das Raumfahrzeugdesign. In diesem Fall erfolgt eine Kategorisierung auf einer Skala von 1 bis 5, mit der *Geringsten Signifikanz 5* und der *Höchsten Signifikanz 1*.

Alternative Möglichkeiten für die Befragung wie paarweise Vergleiche wurden aufgrund der daraus resultierenden Steigerung des Umfangs der Umfrage ausgeschlossen. Andere Skalen, wie die *Likert-Skala*, welche häufig genutzt wird, um Zustimmung zu einem Thema in eine Skala

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

abzufragen und zu in Intervalle zu übersetzen [153], wurden aufgrund des Hintergrunds der angestrebten Vergleiche und Risikoeinschätzungen ausgeschlossen. Auch hier würde sich durch die spezifische Vorgabe von Risikoeinschätzungen oder Prioritätsvorgaben und die Abfrage der Zustimmung zu diesen der Umfang der Umfrage deutlich erhöhen. Des Weiteren wurden kontinuierliche Bewertungen des Risikos beispielsweise in Form von Slidern als zu komplex angenommen.

Dieser mit Fokus auf die Umsetzbarkeit der Umfrageergebnisse in Indizes für die Faktorausprägungen und Gewichte für die Faktoren und die Notlandphasen konzipierte Anteil befindet sich in Fragenteil 2 der Umfrage.

Zur Beantwortung von Forschungsfrage **FF2** wurden außerdem einige grundsätzliche offene Fragen zum ballistischen Gesamttrettungssystem und dessen Anwendung gestellt, um den Piloten hier die Möglichkeit zu geben sich frei zu dem Thema zu äußern. Diese befinden sich in Fragenteil 1 der Umfrage.

Die Umsetzung des Notlandefeldbewertungsanteils in Indizes und Gewichte erfolgt also nach einem selbst entwickelten Schema, welches an bestehende Umfrageverfahren und Methoden zur Risikoanalyse angelehnt ist. Des Weiteren befindet sich in der Umfrage ein Feedback-Anteil, in welchem mögliches Verbesserungspotenzial des Bewertungssystems und der Risikofaktoren abgefragt wird. Der vollständige Fragenkatalog befindet sich zur Übersicht in Anhang A.

Auswahl der Auswertungsmethodik

Zur Bestimmung der Tendenzen und Uneinigkeit der Piloten hinsichtlich der Risikoeinschätzung wird aufgrund seiner Einfachheit und seiner guten Interpretierbarkeit der Mittelwert und die Standardabweichung verwendet. Alternative Maße für zentrale Tendenzen der Risikoeinschätzung und die Streuung zur Bestimmung der Unsicherheit dieser wären andere Metriken wie der Median anstelle des Mittelwertes und die Bestimmung der Streuung durch die in [154] zusammengefassten *Median-Absolute-Deviation* und *Mean-Absolute-Deviation*, oder die in [155] beschriebene *Gini's-Mean-Difference*. Diese sind vor allem bei Daten mit vielen Ausreißern robuster, allerdings fallen dadurch auch Extremfälle aus der Betrachtung heraus. In der hier vorhandenen Befragung sollen auch stark abweichende Meinungen hinsichtlich des Landerisikos berücksichtigt werden, selbst wenn sich dadurch der Index aufgrund der erhöhten Unsicherheit verringert bzw. der zentrale Tendenz der Risikoeinschätzung verschiebt.

6.2.2 Befragungsdurchführung

Die Durchführung der Online-Expertenumfrage erfolgte mit *SoSci Survey* [156] über einen Zeitraum von zwei Monaten. Zielgruppe der Untersuchung waren erfahrenen Piloten von Kleinflugzeugen. Eine Übersicht über die Anzahl der teilnehmenden Piloten sowie die vertretene Flugerfahrung hinsichtlich geflogener Flugstunden und Flugzeugtypen ist in Tabelle 6.1 dargestellt. Die hohe Standardabweichung hinsichtlich der Anzahl der geleisteten Flugstunden kommt zu Stande, da einige der Piloten überdurchschnittlich viel Flugerfahrung besitzen.

Tabelle 6.1: Eine Übersicht über Anzahl an Piloten der Befragung sowie über ihre Flugerfahrung.

| | |
|------------------------------------|-------------------------------------|
| Anzahl an Piloten | 21 |
| Luftfahrzeuglizenzen | <i>LAPL, SPL, SPL-TMG, PPL, CPL</i> |
| Mittelwert der Flugstunden | 802 |
| Standardabweichung der Flugstunden | 1124 |

6.2.3 Befragungsauswertung hinsichtlich des Gesamttrettungssystems

Zur Beantwortung von **FF2** hinsichtlich der Verwendung des Gesamttrettungssystems wurde in einem ersten Schritt eine Einschätzung nach dem durchschnittlichen Risiko seiner Verwendung und bei Durchführung einer konventionellen Notlandung abgefragt. Dies soll einen Überblick über das Vertrauen in solche Gesamttrettungssysteme geben und mit Aussagen und Erwartungen hinsichtlich geeigneter Zeitpunkte für eine Verwendung verglichen werden. Die Mittelwerte und Standardabweichungen der gewonnenen Risikoeinschätzungen sind in Tabelle 6.2 dargestellt. Diese wurden hier aufgrund ihrer einfachen Interpretierbarkeit für die Auswertung gewählt. Es existieren alternativen Maße, auf welche im folgenden Unterkapitel kurz eingegangen wird. Hier wird folgende Skala für das geschätzte Risiko gewählt:

- 1 → *kein Risiko*
- 2 → *geringes Risiko*
- 3 → *mittleres Risiko*
- 4 → *hohes Risiko*
- 5 → *extremes Risiko*

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Tabelle 6.2: Der Vergleich der generellen Risikovermutung für eine konventionelle Notlandung gegenüber der Verwendung des ballistischen Gesamtrittungssystems.

| Risikoeinschätzung | Mittelwert | Standardabweichung |
|------------------------------------|------------|--------------------|
| konventionelle Notlandung | 3,19 | 0,91 |
| ballistisches Gesamtrittungssystem | 3,0 | 0,53 |

Die hier gewählten Werte auf einer Skala von 1-5 sind für die Berechnung der Mittelwerte und Standardabweichungen notwendig um Unterschiede in den Tendenzen des mittleren geschätzten Risikos sowie der Streuung der Antworten der Experten aufzeigen zu können. Sie haben jedoch nicht den Anspruch eine Aussage über absolute Wertedifferenzen hinsichtlich des Risikos zu treffen, sondern sind so gehalten um einen Abstand von 1 zwischen den Risikoeinschätzungen für eine einfache Interpretierbarkeit zu erreichen. Alternativ hätte hier z. B. auf die *Saaty-Skala* in [157] mit Werten von 1-9 zurückgegriffen werden können. Dies hätte den Wertebereich verschoben und skaliert.

Bei Betrachtung der Ergebnisse fällt auf, dass sowohl für die konventionelle Notlandung als auch für die Verwendung des ballistischen Gesamtrittungssystems grundsätzlich ein mittleres Risiko angenommen wird. Das Risiko der konventionellen Notlandung wird insgesamt als minimal höher angenommen. Des Weiteren ist die Standardabweichung der Risikobewertung aufgrund der größeren Varianz der Risikoeinschätzungen hier höher. Das könnte auf die zum Teil großen Unterschiede der Flugerfahrung der teilnehmenden Piloten und auf die größere Komplexität der Durchführung einer solchen Landung zurückzuführen sein.

Im Zusammenhang mit diesen Daten ist interessant, dass 4 Piloten angaben das ballistischen Rettungssystem niemals nutzen zu wollen. Die restlichen 17 würden es nur unter besonderen Umständen verwenden. Diese sind zusammenfassend betrachtet:

- **notlandefeldbedingt (19 Piloten):** Das ist vor allem dann der Fall, wenn kein geeignetes Notlandefeld zur Verfügung steht, wie beispielsweise beim Flug im Gebirge, über großen Wäldern, über dicht besiedeltem Gelände oder anderen stark hindernisbelasteten Flächen. Andererseits spielt hier auch die Unsicherheit über möglichen, jahreszeitbedingten Bewuchs auf Notlandefeldern eine Rolle.
- **luftfahrzeugbedingt (6 Piloten):** Hier spielt vor allem der Verlust der Steuerbarkeit des Luftfahrzeugs eine Rolle. Andere Faktoren sind strukturelle Defekte sowie Luftfahrzeugbrand.

- **sichtbedingt (4 Piloten):** In diesem Fall ist der Verlust der Flugsicht der ausschlaggebende Faktor. Dies kann beispielsweise bei unbeabsichtigtem Nachtflug ohne Nachtflugberechtigung der Fall sein.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass der Hauptanwendungsfall für das ballistische Gesamttrettungssystem Situationen mit Umgebungsbedingungen, welche eine konventionelle Notlandung unmöglich machen, darstellt. Weitere wichtige Fälle betreffen Situationen mit strukturellen Beschädigungen sowie dem Verlust der Steuerbarkeit des Luftfahrzeugs und den Verlust der Flugsicht.

6.2.4 Befragungsauswertung hinsichtlich der Notlandefeldbewertung

Im Folgenden wird die Expertenbefragung hinsichtlich der Antworten bezüglich der erwarteten Risiken der unterschiedlichen, isoliert betrachteten Faktoren für eine Notlandung sowie für die Risiken der Faktoren im Vergleich zueinander betrachtet. Dafür wird zuerst die Erfolgsindexberechnung durchgeführt, gefolgt von der Bestimmung der Gewichte.

Umsetzung der Umfrage in Indizes

Die Übersetzung der Notlandefeldbewertung in die jeweiligen Indexwerte für eine erfolgreiche Notlandung, welche für die in Kapitel 5.2.1 definierte Bewertungsrechnung benötigt werden, erfolgt anhand der Umfrage im ersten Schritt für alle Ausprägungen der unterschiedlichen Faktoren einzeln. Das bedeutet, für jeden Faktor wird basierend auf der Antwort eines Piloten für jede Ausprägungsmöglichkeit ein Indexwert I_{FA} festgelegt. Ein Wert von 1 steht hier für eine hohe und ein Wert von 0 für eine niedrige Erfolgseinschätzung der Landung für die isolierte Betrachtung dieser einen Ausprägung des einen Faktors. Dementsprechend könnte man eine Faktorausprägung mit einem Wert von 1 mit einem Ideal und einen Wert von 0 mit einem Anti-Ideal hinsichtlich der Notlandung vergleichen, ähnlich zu der Vorgehensweise in *TOPSIS*. Werte zwischen 0 mit *extremen Risikobeitrag* und 1 mit *keinem Risikobeitrag* werden gleichmäßig aufgeteilt, wie es z. B. auch bei der *Saaty-Skala* durchgeführt wird. Die Festlegung der Werte sieht deshalb wie folgt aus:

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

$$\begin{aligned} I_{FA} = 1,00 &\rightarrow \text{kein Risikobeitrag} \\ I_{FA} = 0,75 &\rightarrow \text{geringer Risikobeitrag} \\ I_{FA} = 0,50 &\rightarrow \text{mittlerer Risikobeitrag} \\ I_{FA} = 0,25 &\rightarrow \text{hoher Risikobeitrag} \\ I_{FA} = 0,00 &\rightarrow \text{extremer Risikobeitrag} \end{aligned}$$

Als Beispiel könnte man hier die Landefeldeinsicht mit der idealen Ausprägung *vollständig einsichtig* und den zu bewertenden Faktorausprägungen *teilweise einsichtig* und *nicht einsichtig* nennen. Die Faktorausprägung Ideal, also *vollständig einsichtig*, erhält hier den Wert 1. Wenn ein Experte nun der Ausprägung *nicht einsichtig* einen *extremen Risikobeitrag* zuordnet, wird der Faktorindex für diese Ausprägung I_{FA_i} auf 0,0 gesetzt. Dies geschieht für alle Experten des gesamten Datensatzes. Der Mittelwert $I_{\mu_{FA}}$ über alle I_{FA_i} wird anschließend mit Gleichung 6.1 berechnet.

$$I_{\mu_{FA}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n I_{FA_i} \quad (6.1)$$

mit:

$I_{\mu_{FA}} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Mittelwert der Indizes für eine erfolgreiche Notlandung
 I_{FA_i} repräsentiert den Index für eine erfolgreiche Notlandung der aktuellen Risikobeitragschätzung für eine der verschiedenen Ausprägungsmöglichkeiten eines Faktors
 n ist die Anzahl der vorhandenen Risikobeitragsschätzungen für eine Ausprägungsmöglichkeit eines Faktors im Datensatz

Der Index für die Unsicherheit der Einschätzung des Risikobeitrags der Faktorausprägung durch die Experten wird anschließend anhand der Standardabweichung der Einzeleinschätzungen über den gesamten Datensatz wie in Gleichung 6.2 basierend auf der Populationsvarianz, da die Auslegung der Unsicherheit der Aussage genau für die hier teilnehmenden Experten geschehen soll, bestimmt. Die Grundidee hier ist, dass dieser Wert näher an 1,0 ist je ähnlicher die Piloten abgestimmt haben, da dann die Streuung der Werte kleiner ist und die Standardabweichung gegen 0,0 geht. Damit werden Ausprägungen bestraft bei denen große Uneinigkeit hinsichtlich der Bewertung vorhanden ist, indem dieser Faktor den *FEI* in diesen Fällen reduziert wird. Im Gegensatz dazu nähert sich dieser Indexwert an die 0,0 an, je größer die Streuung der

Aussagen der Experten ist, da sich hier die Standardabweichung an die 0,5 annähert. Da sich im Datensatz für I_{FA} grundsätzlich nur reelle Werte im Bereich zwischen 0,0 und 1,0 befinden ist die Varianz und damit die Standardabweichung grundsätzlich berechenbar. Damit kommen nur numerische Daten mit endlichem zweitem Moment vor. Die obere Grenze der Varianz lässt sich nach [158] berechnen und ergibt 0,25.

$$I_{\sigma_{FA}} = 1 - 2\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (I_{FA_i} - I_{\mu_{FA}})^2} \quad (6.2)$$

mit:

$I_{\sigma_{FA}} \in \{0 \leq p \leq 1\}$ Unsicherheitsindex basierend auf der Standardabweichung der Indizes für eine erfolgreiche Notlandung mit dem Wert 1 wenn alle Befragten sich bei der Wahl des Risikobeitrages einig sind und 0 wenn sie sich maximal uneinig sind

Der Vorteil an dem standardabweichungsbasierten Score ist die Einfachheit und die gute Interpretierbarkeit, sowie die mögliche Nutzung zur Skalierung durch die Bindung der Werte zwischen 0 und 1. Grundsätzlich wären aber auch hier die im Unterkapitel 6.2.1 beschriebenen Maße für zentrale Tendenzen sowie für die Streuung als alternativen möglich.

Betrachtung der Indizes

Die Ergebnisse $I_{\mu_{FA}}$ und $I_{\sigma_{FA}}$ für die erhobenen Daten für alle Ausprägungen der verschiedenen Faktoren sind in den folgenden Tabellen dargestellt: für die *Flugphase zur näheren Notlandefeldumgebung* in Tabelle 6.3, für den *Flug in der näheren Notlandefeldumgebung* in Tabelle 6.4, für den *Landevorgang* in Tabelle 6.5 und für den *Bergungsvorgang* in Tabelle 6.6.

Bei Betrachtung von Tabelle 6.3 hinsichtlich der *Distanz zum Notlandefeld* fällt auf, dass kürzere Distanzen durchweg als günstiger für eine Notlandung bei Motorausfall eingeschätzt wurden. Die *kurze Distanz* erreicht nahezu einen geringen Risikobeitrag. Die mittlere Distanz schneidet etwas schlechter ab, mit einer minimal besseren Bewertung als mittlerer Risikobeitrag. Die *weite Distanz* ist im Verhältnis sehr schlecht bewertet mit einem hohen bis extremen Risikobeitrag. Die Varianz der Antworten bei den Ausprägungen der Distanz ist relativ klein, was zu einem relativ großen Vertrauenswürdigkeitswert führt. Hier sind sich die Piloten also über den geschätzten Risikobeitrag vergleichsweise einig. Im Gegensatz dazu ist dieser bei den Risikofaktoren *Luftraum*, *Flugsicht*, *Flugpfadkomplexität* und *Landealternativen* durchweg geringer, was auf eine deutlich größere Uneinigkeit über deren Risikobeitrag hindeutet. Beim

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Thema *Luftraum* fällt auf, dass hier generell der Risikobeitrag vergleichsweise gering geschätzt wird mit einem Erfolgsindex von 0,825 beim Durchqueren von *kontrolliertem Luftraum* und 0,738 beim Durchqueren von anderen Lufträumen. Deutlich anders sieht es bei der *Flugsicht*, der *Flugpfadkomplexität* und fehlenden Landealternativen aus. Hier ist ein wesentlich höherer Risikobeitrag angenommen worden mit Werten um die 0,4.

Die Erfolgsindizes hinsichtlich des *Fluges in der näheren Notlandefeldumgebung* in Tabelle 6.4 sind grundsätzlich kleiner verglichen mit den Werten in Tabelle 6.3. In dieser Notlandephase werden die vorhandenen Gefahren also insgesamt als größer eingeschätzt. Des Weiteren sind die Indizes bezüglich der Vertrauenswürdigkeit der Aussagen über die Faktoren relativ hoch. Die Piloten waren sich hier also durchweg, mit Ausnahme des *Bank-Winkels* des Anflugverfahrens, relativ einig. Die größten Gefahren werden hier insgesamt bei den Themen *Anflughindernisse*, *Bank des Anflugverfahrens*, *Ausweichoptionen* und *Landefeldeinsicht* gesehen. Bei den *Anflughindernissen* werden *Strommasten und -leitungen* als am gefährlichsten angesehen mit einem Wert von 0,238, gefolgt von *Windrädern* mit 0,375. Danach kommen erst *Bäume* und *Gebäude* mit einem nahezu verdoppelten Erfolgsindex verglichen mit *Strommasten*. Beim *Anflugverfahren* wird wenig überraschend der *platzrundenähnliche Standardanflug* mit 0,725 am besten bewertet, gefolgt von schrittweisen Abstufungen zu diesem in Form des *90°-Anflugs* und des *Direktanflugs*. Am schlechtesten bewertet wurde der *spiralförmige Anflug* mit nahezu halbiertem Wert verglichen mit dem Standardanflug. Hinsichtlich der *Ausweichoptionen in der näheren Notlandefeldumgebung* wird eine *Ausweichoption vor dem Notlandefeld* als deutlich sicherer angesehen wird als eine *dahinter*.

Die Risikobeiträge des *Landevorgangs* in Tabelle 6.5 besitzen in großen Teilen ebenfalls einen relativ großen Sicherheitsindex der Aussagen. Dies bedeutet, dass die Piloten sich hier im allgemeinen vergleichsweise einig waren. Die größten Risikobeiträge werden hier bei den Themen *Hindernisse*, *Oberflächentyp*, *Oberflächenbeschaffenheit*, *Ebenheit*, *Rückenwind*, *Längsneigung* und *Landefeldlänge* gesehen. Allerdings sind hier pro Faktor in vielen Fällen sowohl Ausprägungen mit großem Risiko als auch Ausprägungen mit geringem Risiko vorhanden. Beim Risikofaktor *Hindernisse* werden *beweglichen Hindernissen* ein hoher bis mittlerer Risikobeitrag zugeordnet. Dahingegen haben *feste Hindernisse* schon nur noch einen mittleren Risikobeitrag. Beim Thema *Oberflächentyp* für die Landung schneidet die *Wiese* am besten ab, gefolgt von *abgeernteten Ackern*. *Gepflügte* und *bewachsene Äcker* werden im Vergleich als deutlich gefährlicher eingestuft.

6.2 Expertenbefragung Notlandefeldbewertung

Bei Betrachtung der Risikofaktoren für den *Bergungsvorgang* in Tabelle 6.6 zeigen sich soweit keine überraschenden Ergebnisse hinsichtlich der Erfolgsschätzung einer Notlandung. Sowohl beim *Rettungsdienst* als auch bei *Hilfe durch ortsansässige Bewohner* sinkt das Sicherheitsgefühl mit steigender Distanz deutlich. Auffällig ist aber, dass die Unsicherheit der Aussagen mit steigender Distanz deutlich zunimmt. Je weiter entfernt mögliche Hilfe ist, desto weiter gehen die Einschätzungen über deren möglichen Einfluss auf die Sicherheit der Landung auseinander.

Tabelle 6.3: Eine Übersicht über die resultierende Erfolgsindizes $I_{\mu_{FA}}$ und deren Unsicherheiten $I_{\sigma_{FA}}$ für den Flug zur näheren Notlandefeldumgebung.

| Risikofaktorausprägung | $I_{\mu_{FA}}$ | $I_{\sigma_{FA}}$ |
|--------------------------------------|----------------|-------------------|
| Distanz zum Notlandefeld: kurz | 0,725 | 0,574 |
| Distanz zum Notlandefeld: mittel | 0,538 | 0,627 |
| Distanz zum Notlandefeld: lang | 0,163 | 0,594 |
| Luftraum: kontrolliert (C/D) | 0,825 | 0,568 |
| Luftraum: restricted (ED-R) | 0,738 | 0,427 |
| Luftraum: prohibited/danger area | 0,738 | 0,501 |
| Flugsicht: kurzzeitig unterbrochen | 0,4 | 0,477 |
| Flugpfadkomplexität: hoch | 0,413 | 0,48 |
| Landealternativen: keine Alternative | 0,425 | 0,413 |
| Landealternativen: eine Alternative | 0,638 | 0,556 |

Umsetzung der Umfrage in Gewichte

Die Bestimmung der Gewichte der Risikofaktoren sowie der Notlandephase für die Berechnung des Erfolgsindex für die Landung erfolgt anschließend mit der *AHP* Implementierung in [159]. Die hier angewendete Methodik von *AHP* für die Gewichtungsfindung entspricht dem in [77] beschriebenen *Rating-Mode* von *AHP*. Dessen Verwendung für die Gewichtungsfindung und die Nutzung dieser Gewichte in Kombination mit anderen Methoden ist nicht unüblich. So wurde beispielsweise in [160, 161] *AHP* für die Gewichtungsfindung verwendet, gefolgt von deren Anwendung mit *TOPSIS* auf eine Entscheidungsmatrix aus Messwerten zur Berechnung der Scores. In dieser Arbeit wird für die Gewichtungsfindung zuerst die Vergleichsmatrix aufgestellt. Diese enthält die paarweisen Vergleiche der Wichtigkeiten der unterschiedlichen Parameter und skaliert damit die erstellten Gewichte. Dafür wird die gruppenvergleichsbasierte Matrix der Umfrage in paarweise Vergleiche anhand der *Saaty-Skala* in [157] umformuliert. Das bedeutet

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Tabelle 6.4: Eine Übersicht über die resultierende Erfolgsindizes $I_{\mu_{FA}}$ und deren Unsicherheiten $I_{\sigma_{FA}}$ für den Flug in der näheren Notlandefeldumgebung.

| Risikofaktorausprägung | $I_{\mu_{FA}}$ | $I_{\sigma_{FA}}$ |
|---|----------------|-------------------|
| Anflughindernisse: Gebäude | 0,475 | 0,544 |
| Anflughindernisse: Baumreihen | 0,45 | 0,652 |
| Anflughindernisse: Strommasten und -leitungen | 0,238 | 0,620 |
| Anflughindernisse: Windräder | 0,375 | 0,5 |
| Anflugverfahren: 180° Anflug (Platzrunde) | 0,725 | 0,641 |
| Anflugverfahren: 90° Anflug | 0,663 | 0,665 |
| Anflugverfahren: spiralförmiger Anflug | 0,375 | 0,586 |
| Anflugverfahren: Direktanflug | 0,513 | 0,556 |
| Bank Anflugverfahren: steil | 0,325 | 0,484 |
| Notlandefeldumgebung: keine Ausweichoption | 0,275 | 0,544 |
| Notlandefeldumgebung: Ausweichoption davor | 0,6 | 0,623 |
| Notlandefeldumgebung: Ausweichoption dahinter | 0,488 | 0,587 |
| Landefeldeinsicht: teilweise einsichtig | 0,475 | 0,544 |
| Landefeldeinsicht: nicht einsichtig | 0,2 | 0,583 |

Faktoren mit dem gleichem durchschnittlichen Risikobeitrag in unserer Vergleichsmatrix erhalten für den paarweisen Vergleich den Wert 1. Bei unterschiedlichen Wichtigkeiten erhält der Faktor mit der geringeren Wichtigkeit den Wert 1. Pro Spalte die der Risikobeitrag im Verhältnis erhöht ist, erhöht sich dieser Wert für den wichtigeren bzw. risikobehafteteren Faktor um 2, sodass hier der Wertebereich von 1 bis 9 in der Vergleichsmatrix abgedeckt ist. Die relativen Gewichte werden in die entsprechenden Zeilen und Spalten eingetragen. Dies wäre hier bei maximalem Unterschied 9 für den wichtigeren Faktor und $1/9$ für den unwichtigeren. Anhand von der dadurch aufgestellten Matrix erfolgt die Bestimmung der Gewichte.

Betrachtung der Gewichte

Die Ergebnisse dieses Gewichtungsvorgangs sind für die Flugphase in Tabelle 6.7, für die Phase des Fluges in der näheren Landefeldumgebung in Tabelle 6.8, für die Landephase in Tabelle 6.9, für die Bergungsphase in Tabelle 6.10 und für die unterschiedlichen Notlandephase in Tabelle 6.11 zu finden. Bei allen berechneten Gewichten außer denen der Bergungsphase war der *Consistency-Ratio* kleiner als 0,1, was damit nach [157] in allen Fällen auf eine korrekt aufgebaute und logisch konsistente Verhältnismatrix für die Berechnung der Gewichte schließen lässt. Lediglich der direkte paarweise Vergleich der Risikofaktoren für die Bergung ist hier

Tabelle 6.5: Eine Übersicht über die resultierende Erfolgsindizes $I_{\mu_{FA}}$ und deren Unsicherheiten $I_{\sigma_{FA}}$ für den Lande- und Abbremsvorgang.

| Risikofaktorausprägung | $I_{\mu_{FA}}$ | $I_{\sigma_{FA}}$ |
|---|----------------------------------|-------------------------------------|
| Hindernisse: feste Hindernisse vorhanden | 0,5 | 0,462 |
| Hindernisse: bewegliche Hindernisse vorhanden | 0,325 | 0,599 |
| Oberflächentyp: Wiese | 0,713 | 0,594 |
| Oberflächentyp: Acker (gepflügt) | 0,413 | 0,506 |
| Oberflächentyp: Acker (abgeerntet) | 0,638 | 0,556 |
| Oberflächentyp: Acker (grün bewachsen, z.B. Mais) | 0,288 | 0,562 |
| Oberflächentyp: Acker (gelb bewachsen, z.B. Raps) | 0,313 | 0,545 |
| Oberflächenbeschaffenheit: gefrorene Wiese | 0,688 | 0,545 |
| Oberflächenbeschaffenheit: aufgeweichte Wiese | 0,463 | 0,455 |
| Oberflächenbeschaffenheit: gefrorener Acker | 0,475 | 0,49 |
| Oberflächenbeschaffenheit: aufgeweichter Acker | 0,25 | 0,592 |
| Ebenheit: uneben | 0,375 | 0,45 |
| Seitenwind: stark | 0,475 | 0,49 |
| Querneigung: vorhanden | 0,488 | 0,528 |
| Freiflächengröße: kleiner 30m | 0,55 | 0,652 |
| Gegenwind: Rückenwind | 0,325 | 0,538 |
| Gegenwind: Gegenwind | 0,688 | 0,681 |
| Längsneigung: Gefälle | 0,35 | 0,477 |
| Längsneigung: leichte Steigung | 0,7 | 0,692 |
| Längsneigung: hohe Steigung | 0,442 | 0,637 |
| Landefeldlänge: kurz | 0,338 | 0,533 |
| Landefeldlänge: mittel | 0,6 | 0,623 |
| Landefeldlänge: lang | 0,838 | 0,665 |

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Tabelle 6.6: Eine Übersicht über die resultierende Erfolgsindizes $I_{\mu_{FA}}$ und deren Unsicherheiten $I_{\sigma_{FA}}$ für den Bergungsvorgang.

| Risikofaktorausprägung | $I_{\mu_{FA}}$ | $I_{\sigma_{FA}}$ |
|---------------------------------------|----------------|-------------------|
| Rettungsdienst: kurze Zeitspanne | 0,8 | 0,652 |
| Rettungsdienst: mittlere Zeitspanne | 0,638 | 0,657 |
| Rettungsdienst: große Zeitspanne | 0,475 | 0,544 |
| Rettungsdienst: sehr große Zeitspanne | 0,325 | 0,37 |
| Bewohnte Gegend: kurze Distanz | 0,713 | 0,594 |
| Bewohnte Gegend: mittlere Distanz | 0,638 | 0,62 |
| Bewohnte Gegend: weite Distanz | 0,475 | 0,516 |

eine Ausnahme, da hier nur 2 Kriterien miteinander verglichen werden. Entsprechend ist die Bestimmung der Gewichte hier trivial. Die bestimmten Gewichte werden für die in Kapitel 5.2.1 beschriebene Verrechnung der AHP-externen Leistungsindizes, welche das Notlandefeld gegenüber einem idealen Notlandefeld vergleichen, verwendet um zu einem Gesamtscore zu kommen.

In Tabelle 6.7, mit den Gewichten der Risikofaktoren für den Flug zur näheren Notlandefeldumgebung, fällt auf, dass die *Distanz zum Notlandefeld* gefolgt von der *Flugsicht* die größte Wichtigkeit erhalten hat. An dritter Stelle kommen die *Flugpfadkomplexität* und die Verfügbarkeit von *Landalternativen*. Den Abschluss macht mit großem Abstand der durchflogene *Luftraum*. Damit ist die Erreichbarkeit des Notlandefeldes an erster Stelle, also Probleme die im schlimmsten Fall ebenso zu Unfällen der Kategorie *CFIT* führen kann, gefolgt von komplexeren und schwieriger zu bestimmende Parameter, welche die Gefahr des Kontrollverlusts über das Luftfahrzeug (*LOC-I*) oder der Kollision mit anderen Luftfahrzeugen bzw. mit dem Gelände (*CFIT*) betreffen. Hier lässt sich also zusammenfassend sagen, dass die Erreichbarkeit des Notlandefeldes das Hauptanliegen der Piloten ist, gefolgt von der unmittelbaren Gefährdung des Luftfahrzeugs durch Kontrollverlust.

Bei den Gewichtungen für den Flug in der näheren Notlandefeldumgebung in Tabelle 6.8 sieht es grundsätzlich ähnlich aus. Hier sind Optionen, welche Unfälle im Bereich *CFIT* oder Kollisionen mit Hindernissen verursachen können, oberste Priorität. Dazu zählen Ausweichoptionen für ein "zu kurz" oder "zu lang Kommen" sowie Anflughindernisse und die Landefeldeinsicht. Generell sind hindernisbezogene Parameter hier sehr hoch Gewichtet und besitzen über die Hälfte des Gesamtgewichts. Anschließend folgen der zu verwendende Bank, welcher die benötigte

6.2 Expertenbefragung Notlandefeldbewertung

Fluggeschwindigkeit um beim Anflug auf das Notlandefeld beeinflusst, und das Anflugverfahren, welches zusätzlich nochmal einen Einfluss auf die Beobachtbarkeit der Notlandebahn und damit auf das potenzielle Erkennen von Hindernissen für die Landung hat. Hier ist zusammenfassend die unmittelbare Gefährdung des Luftfahrzeugs durch Hindernisse an erster Stelle, gefolgt von der indirekten Gefährdung durch Gefahren die möglicherweise durch Fehleinschätzungen auftreten können, wie zum Beispiel das notwendige Ausweichen aufgrund von "zu kurz" oder "zu lang Kommen" bzw. einer möglicherweise zu großen Landegeschwindigkeit.

Die Gewichte der eigentlichen Landung in Tabelle 6.9 sind etwas komplexer. Hier haben viele Parameter eine ähnlich große Gewichtung. An erster Stelle steht hier die Landefeldlänge, gefolgt von Hindernissen sowie der Längsneigung und der Ebenheit. Damit stehen Parameter betreffend des Überschießens der Landebahn an erster und dritter Stelle. Parameter hinsichtlich Hindernissen in Form von Objekten oder Furchen stehen an zweiter und vierter Stelle. Darauf folgt der Gegenwind. An letzter Stelle steht die Querneigung. Ansonsten sind die restlichen Faktoren nahezu identisch. Es lässt sich also zusammenfassen, dass hier die größte Wichtigkeit auf das Überschießen der Landebahn und die Hindernissituation gelegt wurde. Darauf folgt erst der Freiraum um die Landebahn für ein mögliches Ausbrechen sowie der Gegenwind. Seitenverhältnisse, wetterbedingte Veränderungen der Landebahn sowie die Querneigung der Landebahn, welche in Extremfällen ein Aufsetzen des Flügels oder ein seitliches Ausbrechen begünstigen, wurde die geringste Priorität zugeordnet.

Die Werte der Gewichtung der Bergungsphase in Tabelle 6.10 sind dicht beieinander. Die Landung nahe bewohnter Gebäude ist etwas höher gewichtet als die schnelle Verfügbarkeit von Rettungskräften. Damit wird schnelle Hilfe durch Ortsansässige als professionelle Hilfe etwas höher geschätzt.

Die Gewichtung der unterschiedlichen Phasen der Notlandung an sich in Tabelle 6.11 zeigt, dass der Landevorgang als mit Abstand am gefährlichsten angesehen wird. Dies wird gefolgt vom Flug in der näheren Notlandefeldumgebung, der wiederum eine etwas höhere Priorität als der Flug zur näheren Notlandefeldumgebung hat. An letzter Stelle steht die Bergung. Diese hat im Vergleich zu den anderen drei Phasen erst einen Beitrag zur Risikominimierung nach der Landung selbst.

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Tabelle 6.7: Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Risikofaktoren des Fluges zur näheren Notlandefeldumgebung.

| Risikofaktor | Gewicht w_i |
|--------------------------|---------------|
| Distanz zum Notlandefeld | 0,383 |
| Luftraum | 0,050 |
| Flugsicht | 0,267 |
| Flugpfadkomplexität | 0,166 |
| Landealternativen | 0,134 |

Tabelle 6.8: Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Risikofaktoren während des Fluges in der näheren Notlandefeldumgebung.

| Risikofaktor | Gewicht w_i |
|-------------------------------------|---------------|
| Anflughindernisse | 0,268 |
| Anflugverfahren | 0,099 |
| Bank Anflugverfahren | 0,126 |
| Notlandefeldumgebung Ausweichoption | 0,184 |
| Landefeldeinsicht | 0,323 |

Tabelle 6.9: Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Risikofaktoren während der Landung.

| Risikofaktor | Gewicht w_i |
|---------------------------|---------------|
| Hindernisse | 0,163 |
| Oberflächentyp | 0,072 |
| Oberflächenbeschaffenheit | 0,078 |
| Ebenheit | 0,098 |
| Seitenwind | 0,078 |
| Querneigung | 0,059 |
| Freiflächengröße | 0,072 |
| Gegenwind | 0,091 |
| Längsneigung | 0,105 |
| Landefeldlänge | 0,184 |

Tabelle 6.10: Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Risikofaktoren während der Bergung.

| Risikofaktor | Gewicht w_i |
|-----------------|---------------|
| Rettungsdienst | 0,476 |
| Bewohnte Gegend | 0,524 |

Tabelle 6.11: Eine Übersicht über die resultierende Gewichtungen für die unterschiedlichen Phasen der Notlandung.

| Notlandephase | Gewicht w_i |
|--|---------------|
| Flug zur näheren Notlandefeldumgebung | 0,152 |
| Flug in der näheren Notlandefeldumgebung | 0,249 |
| Landevorgang | 0,504 |
| Bergung | 0,095 |

6.2.5 Befragungsauswertung hinsichtlich Verbesserungsmöglichkeiten des Modells

Insgesamt gab es nur vereinzelt Kritik an dem in der Umfrage präsentierten Modell hinsichtlich Assistenzfunktion bei konventionellen Notlandungen. Diese betraf die Themenbereiche *Vereinfachung für die Modellerstellung* und *Fehlende Parameter*. Im Detail wurden die Kritikpunkte in Tabelle 6.12 bei beiden Themenbereichen angemerkt.

Tabelle 6.12: Eine Übersicht über die entstandenen Kritikpunkte am Notlandefeldbewertungsmodell.

| Themenbereich | Kritikpunkte |
|---------------|---|
| Vereinfachung | <ul style="list-style-type: none"> ▪ Flugzeugmuster für die Parameterbetrachtung notwendig ▪ Parameter für Motorausfall nicht pauschal gewichtbar |
| Parameter | <ul style="list-style-type: none"> ▪ Kommunikation mit ATC für bspw. eine Positionsmeldung ▪ Aufsetzgeschwindigkeit |

Bezogen auf die verwendeten Modellparameter ergab die Expertenbefragung keine großen notwendigen Anpassungen. Ein erwähnter Punkt war die fehlende Betrachtung der Aufsetzgeschwindigkeit und der bei übermäßiger Geschwindigkeit der Landung entstehenden Gefahr zur Landefeldüberschreitung. Die geplante Aufsetzgeschwindigkeit wird im vorgeschlagenen Feinkonzept zur Berechnung der benötigten Landefeldlänge verwendet, und fließt dementsprechend bereits indirekt in den Parameter Landefeldlänge mit ein. Ein weiterer zur Verbesserung vorgeschlagener Punkt ist die Kommunikation mit ATC für eine Positionsmeldung. Diese hat keinen direkten Einfluss auf die Bewertung von Notlandefeldern, da sie hauptsächlich eine grundsätzliche Unterstützung der Bergungsmaßnahmen ist. Dennoch würde sie als zusätzliches Modul innerhalb des Gesamtsystems für die Notlandung durchaus einen Mehrwert bringen. Bezogen auf die grundsätzliche Vorgehensweise zur Modellbildung und Parameterbewertung wurde angemerkt, dass die Gewichtung von pauschalen und luftfahrzeugunabhängigen Para-

metern für den Motorausfall problematisch ist. Diese Vereinfachungen wurden getroffen um ein modulares, prototypisches System mit einer Vielzahl an Parametern entwickeln zu können. Die Kombination dieser treiben die Systemkomplexität sehr schnell in die Höhe, weshalb im Rahmen dieser Arbeit wie in Kapitel 5.2.1 beschrieben diese Vereinfachungen getroffen werden mussten.

6.3 Realflugexperiment Sensorleistungsmodell

Die experimentelle Untersuchung des Sensorleistungsmodells zielt auf die Bestimmung der Modelle zur Vorhersage des Detektionsleistungsindex in Abhängigkeit der in Kapitel 4.5.2 und 5.2.2 vorgestellten Sensorparameter ab. Zunächst wird das dafür entwickelte Experimentalkonzept vorgestellt, gefolgt von der Erläuterung des Prozesses zur Datensatzerstellung sowie zum Training des Objektdetektors für die Datensatzanpassung. Abschließend wird das Anlernen des Sensorleistungsmodells dargestellt und die resultierenden Ergebnisse werden ausgewertet.

6.3.1 Experimentalkonzept

Zur Beantwortung der Forschungsfragen **FF1** und **FF2** soll ein realistisches Sensorleistungsmodell hinsichtlich der Detektion von notlanderelevanten Hindernissen aufgestellt und ausgewertet werden. Dafür soll

- ein Realflugdatensatz aus elektro-optischen Bildern von Notlandefeldern mit Hindernissen aufgenommen werden.
- ein Hindernisdetektor für diese Hindernisse trainiert werden (siehe Kapitel 4.6.2) und damit ein Datensatz zur Detektionsleistung erstellt werden.
- ein Klassifikator zur Detektionsleistungsvorhersage, das Sensorleistungsmodell, gelernt werden (siehe Kapitel 4.6.3).
- die Leistungsvorhersage des Sensorleistungsmodells mit den *Ground-Truth*-Detektionsleistungen des Datensatzes anhand der *Genauigkeit*, der *Präzision*, des *Recalls* und des *F1-Scores* verglichen werden.
- getestet werden, inwieweit sich eine Veränderung einzelner Parameterwerte auf die Vorhersageergebnisse des Sensorleistungsmodells auswirkt, um eine Aussage über die Wichtigkeit einzelner Parameter für den Klassifizierungsprozess treffen zu können.

Die Erstellung des Realflugdatensatzes ist erforderlich, da das Anlernen und Auswerten von realistischen Sensorleistungsmodellen anhand von Bildern aus der Simulation aufgrund der vorhandenen *Reality-Gap* nur eingeschränkt möglich ist.

6.3.2 Datensatzerstellung

Für die Erstellung des Datensatzes wurden im Sommer 2024 Flugversuche an zwei Tagen im Süden Bayerns durchgeführt. Während der Flüge wurden potenzielle Notlandemöglichkeiten in einer Flughöhe von 1500 ft bis 1640 ft Above-Ground-Level (AGL) überflogen. Die Bildaufnahmen wurden mit einem *ISR-Gimbal* durchgeführt, der einen *STANAG-4609*-Videostream inklusive standardisierter Metadaten liefert. Die verwendete Flugversuchsplattform ist im Detail in [162] beschrieben. Die überflogenen Notlandemöglichkeiten und ihre nähere Umgebung wurden mit unterschiedlichen *FoVs*, Depressionswinkeln, Hindernisverdeckungen durch das Luftfahrzeug oder durch das vorhandene Gelände und Abständen zur Kamera auf Video aufgezeichnet. In Abbildung 6.1 sind beispielhafte Ausschnitte der Videoaufnahmen dargestellt.

Die entstandenen Videos wurden anschließend in Sequenzen mit und ohne Hindernissen aufgeteilt. Erstere wurden für die weitere Verarbeitung in Einzelbilder zerlegt. Um die Datenmenge zu reduzieren und dabei möglichst unterschiedliche Sensorparameter zu behalten wurde anhand von *k-Means-Clustering* der *z-Score*-normalisierten Sensorparameter eine Teilmenge von 903 Bildern ausgewählt. Aus den entstandenen 25 Clustern wurden jeweils 40 zufällige Sensorparameterkombinationen gezogen. Da nicht alle Cluster 40 Samples besitzen entstand so ein Bilddatensatz mit 903 Bildern. Des Weiteren wurde ein Anflug auf ein mögliches Notlandefeld mit vorhandenen Hindernissen simuliert und dieses während des Anfluges per Gimbal beobachtet. Der Flugpfad beinhaltet im ersten Schritt ein Sinken bei reduzierter Motorleistung zur einem platzrundenähnlichen 180°-Anflug mit direktem Übergang in den Gegenanflug, gefolgt von einem Queranflug auf das potenzielle Notlandefeld. Das entstandene Video wurde mit festen Zeitschritten zu 97 Bildern gesampelt und zum Datensatz hinzugefügt. Die resultierende Parameterverteilung aus den Überflügen ist in Abbildung 6.2 dargestellt.

Die so entstandene Datensatz mit 1000 Bildern wurden auf Heuballen und Rinder überprüft und manuell annotiert. Der resultierende Datensatz wurde in zwei Teile aufgeteilt. Der erste Teil beinhaltet 679 Bilder und ist für das Anlernen des Hindernisdetektors gedacht. Der zweite Teil beinhaltet 321 Bilder und wird für das Anlernen und die Validierung des Sensorleistungsmodells verwendet. Die Erstellung der *Ground-Truth* dafür wird im folgenden Unterkapitel *Datensatzanpassung* genauer erläutert. Die Entscheidung, den größeren Anteil für das Training des Hindernisdetektors zu verwenden, beruht auf der deutlich höheren Komplexität des Hinder-

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente



Abbildung 6.1: Beispielbilder potenzieller Notlandemöglichkeiten und von deren Umgebung mit und ohne Hindernisse, die während der Realflugexperimente aufgenommen wurden.

nisdetektionsmodells im Vergleich zum Sensorleistungsmodell.

6.3.3 Objektdetektor-Training

Die *Ground-Truth* des ersten Datensatzes mit 679 Bildern wurde für das Training des Objektdetektors verwendet. Der Datensatz wurde im Verhältnis 80%/20% für Training und Validierung aufgeteilt. Das Training erfolgte über 926 Epochen mit einer Input-Bildgröße von 1088 Pixeln und einer Lernrate von 0,01. Die *Batch*-Größe wurde so gewählt, dass 60% des *GPU*-Speichers der verwendeten *NVIDIA RTX 3090* ausgelastet wurden. Des Weiteren wurden ein *Weight-Decay* von 0,0005 und ein *Optimierer-Momentum* von 0,937 festgelegt. Als Trainingsbasis wurde ein auf den *COCO*-Datensatz vortrainiertes *YOLOv11x* verwendet. Die Auswahl des Optimierers erfolgt automatisch. Für die Datensatzaugmentierung werden *Mosaik-Datenerweiterung*, *HSV-Augmentierung*, *Bildverschiebung*, *Bildskalierung*, *vertikale Bildspiegelung* und *zufällige Bildausschnittslöschung* eingesetzt. Der Verlauf des Trainingsvorgangs anhand verschiedener Graphen ist in Abbildung 6.3 dargestellt. Auf der *x*-Achse ist die Epoche und auf der *y*-Achse sind verschiedene Metriken zur Bestimmung der Leistung des Hindernisdetektors zum aktuellen Zeitpunkt dargestellt. Bei den Metriken handelt es sich um fünf verschiedene Arten mit unterschiedlicher Aussagekraft:

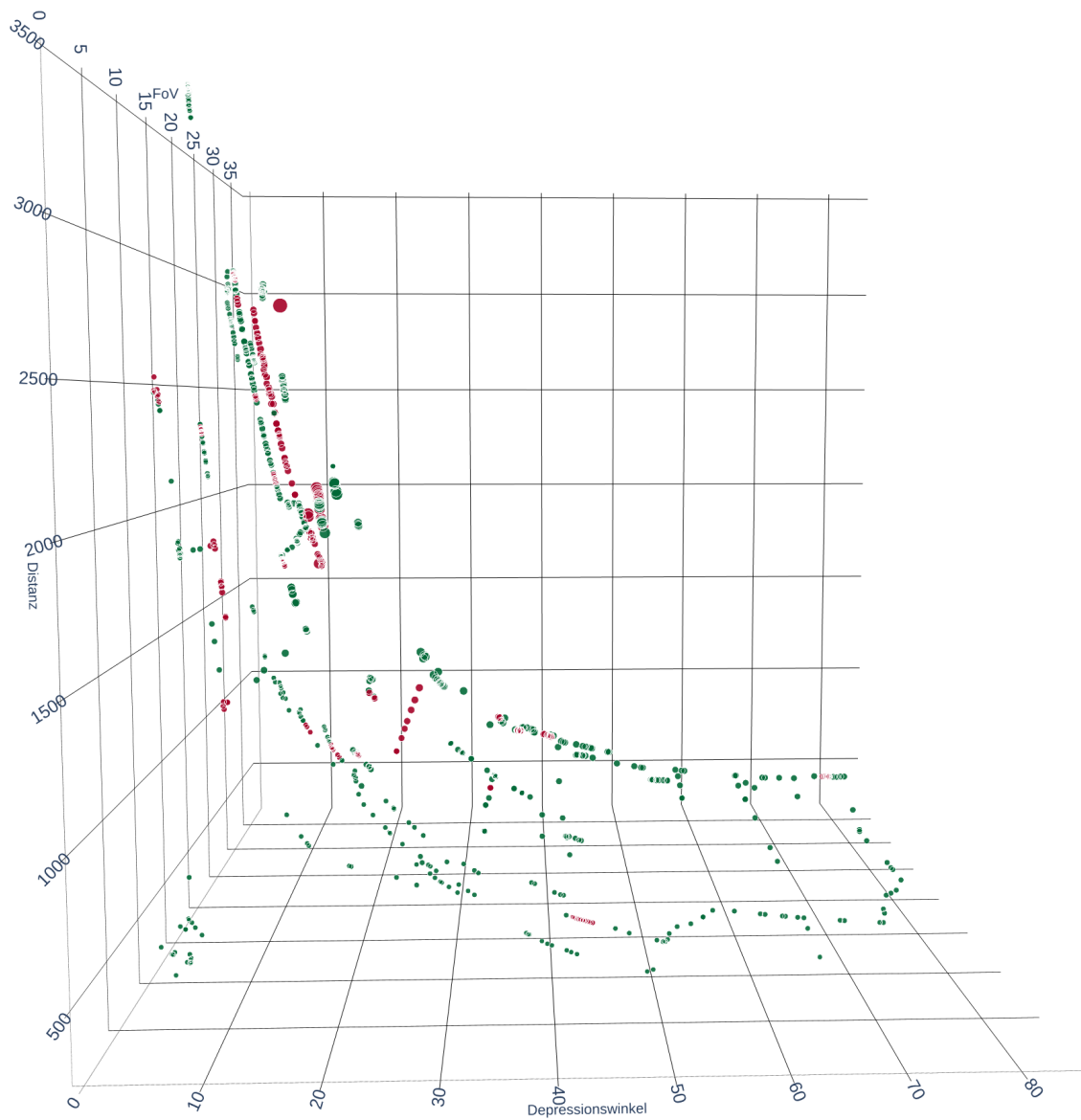


Abbildung 6.2: Die Darstellung der Parameterübersicht nach dem Sampling des Bildmaterials. Auf der x-Achse ist der Depressionswinkel des Sensors, auf der Y-Achse der FoV der Kamera und auf der z-Achse die Distanz des Sensors zum potenziellen Notlandefeld. Weiterhin besitzen grüne Datenpunkte eine Sichtlinie vom Bildmittelpunkt zum Notlandefeld. Kleinere Punkte besitzen geringere Werte für die GSD und größere Punkte höhere. Hier liegen die kleinsten Werte bei 0,0068 und die größten Werte bei 0,98 Metern pro Pixel

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

- **Training-Loss:** Das *Training-Loss* ist ein Maß für die Differenz zwischen den Vorhersagen der *Bounding-Boxen* und deren Klassifizierung mit der *Ground-Truth*. Je niedriger der *Training-Loss*-Wert desto besser ist der Detektor darin die *IoU* der *Bounding-Box* an den Wert 1 anzunähern und die Objektklasse korrekt vorherzusagen.
- **Validierungs-Loss:** Im Vergleich zum *Training-Loss* bezieht sich das *Validierungs-Loss* auf die Validierung des Objektdetektors. Die Beobachtung dieser Metrik ist wichtig um ein *Overfitten* des Hindernisdetektors auf den Trainingsdatensatz zu verhindern [163].
- **Präzision:** Die *Präzision* misst die Anzahl der richtig erkannten Objekte im Verhältnis zur Gesamtzahl der erkannten Objekte. Eine höhere *Präzision* bedeutet, dass das Netzwerk weniger falsch positive Erkennungen durchführt.
- **Recall:** Der *Recall* misst die Anzahl der richtig erkannten Objekte im Verhältnis zur Gesamtzahl der tatsächlichen Objekte. Ein höherer *Recall* bedeutet, dass das Netzwerk mehr richtige Objekte erkennt.
- **Mean-Average-Precision (MAP):** Die MAP berechnet die Fläche unter der *Precision-Recall*-Kurve für bestimmte *IoU*-Schwellwerte über mehrere Objektklassen. Je höher die *mAP* desto besser ist der Objektdetektor im Generieren von präzisen *Bounding-Boxen* mit korrekter Klassifizierung [164].

Training- und *Validierungs-Loss* verbessern sich den überwiegenden Teil der Trainingszeit bis sie schließlich stagnieren. Das *Training-Loss* verbessert sich im Vergleich zum Validierungs-Loss etwas stärker. Dies könnte aufgrund des verwendeten Datensatzes auf ein leichtes *Overfitten* auf den Trainingsdatensatz hinweisen. *MAP* sowie *Präzision* und *Recall* steigen über den Trainingsverlauf kontinuierlich an, was für ein erfolgreiches Lernen der Hindernisdetektion spricht. Der resultierende *Validierungs-mAP50-95* Wert von 0,628 deutet auf eine hohe Komplexität des Datensatzes hin. Dies legt nahe, dass für einen robusten Detektor für diesen Anwendungsfall ein deutlich größerer Datensatz benötigt wird.

Die *F1-Confidence*-Kurve stellt den F1-Score des Hindernisdetektors in Abhängigkeit der *Confidence*-Schwellenwerte dar. Sie ermöglicht es den optimalen Schwellenwert zur Maximierung des *F1-Scores* zu bestimmen. Dieser wird benötigt, da das folgende Detektionsleistungsmodell auf die Vorhersage des *F1-Scores* trainiert wird. Die *F1-Confidence*-Kurve ist in Abbildung 6.4 zu sehen.

6.3 Realflugexperiment Sensorleistungsmodell

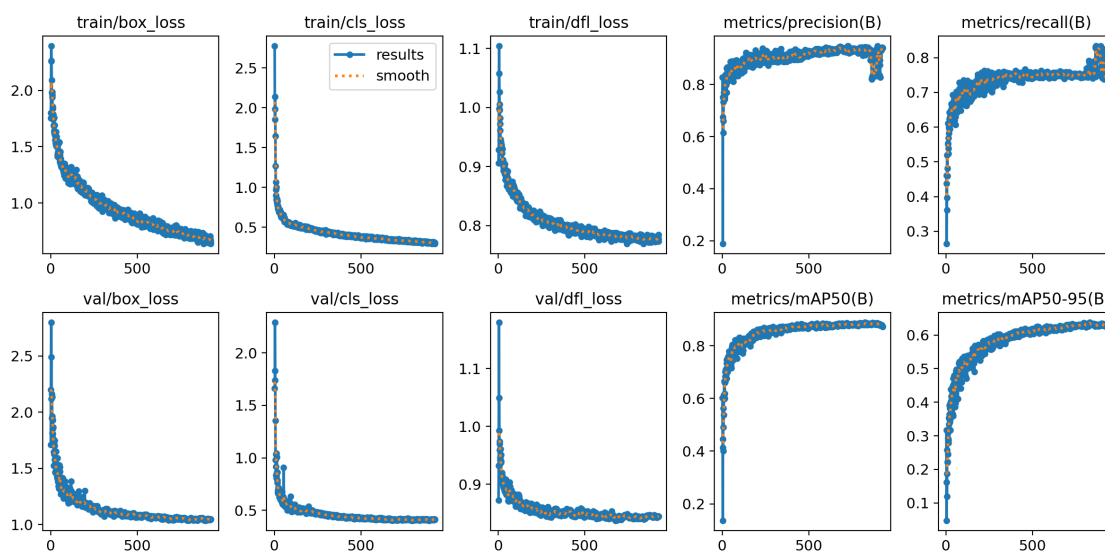


Abbildung 6.3: Die Darstellung des Trainingsverlauf von *YOLOv11* auf den Hindernisdatensatz.

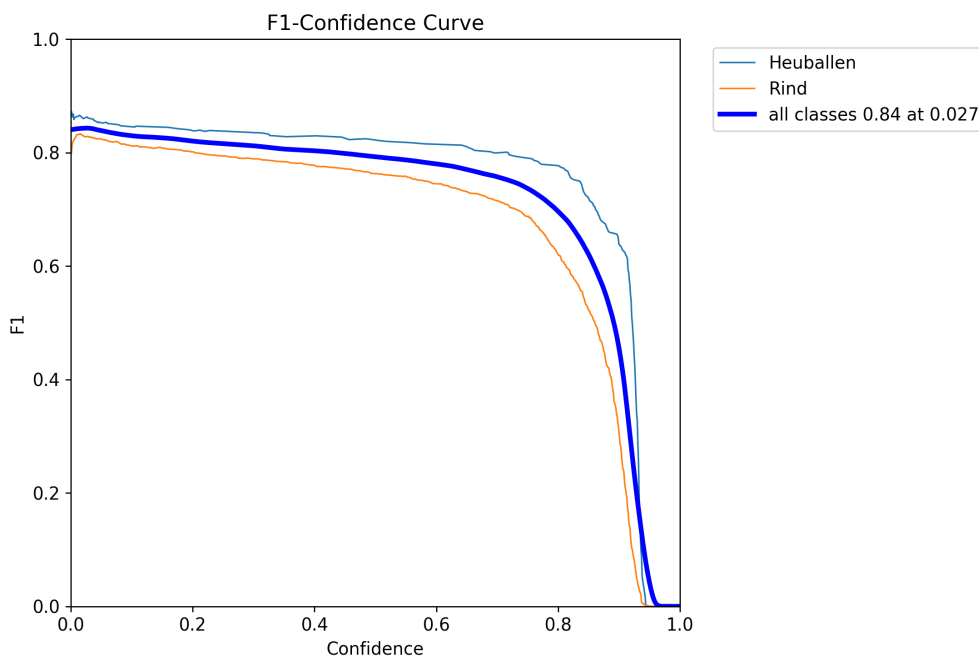


Abbildung 6.4: Die Darstellung des *F1-Scores* abhängig von dem *Confidence*-Schwellenwert des resultierenden *YOLOv11* Modells.

6.3.4 Datensatzanpassung

Als erster Schritt vor der eigentlichen Datensatzanpassung erfolgt hier die Erstellung der für das Training benötigten Metadaten. Dafür werden die vom Gimbal gelieferten Gimbal-Daten des Realflugexperiments über die Gimbal-Pose, der *FoV* und die reale Distanz zum Bildmittelpunkt basierend auf dem *Laser-Range-Finder* des Gimbals für jedes Bild des Datensatzes benötigt. Des Weiteren wird ein Oberflächenmodell in *Mesh*-Form der Umgebung benötigt, um das *Raycasting* ausführen zu können. Auf der Gimbal-Pose aufbauend wird anschließend der Depressionswinkel berechnet. Des Weiteren wird anhand der Gimbal-Pose die Position des Bildmittelpunktes auf dem Oberflächenmodell durch ein *Raycasting* abgeleitet. Anhand der entstandenen Differenz aus Distanzbestimmung durch den *Laser-Range-Finder* und Georeferenzierung auf dem Oberflächenmodell wird bestimmt, ob eine Sichtlinie zum Bildmittelpunkt vorhanden ist. Dies wird zusätzlich anhand einer Sichtprüfung der Bilder bestätigt. Abschließend wird basierend auf der oberflächenmodellbasierten Distanz die *GSD* berechnet.

Der trainierte Objektdetektor wird anschließend auf diese Kombination aus Metadaten und Bildern angewendet um die Leistungsmetrik für die Leistungsmodellierung zu gewinnen. Dafür wird jedes Bild des zweiten Datensatzes mit *YOLOv11* auf Hindernisse überprüft und der *F1-Score* von Detektionen und *Ground-Truth* als Leistungsmaß berechnet. Ein Hindernis gilt dann als gefunden, wenn eine *Bounding-Box* des Detektors mit der *Ground-Truth-Bounding-Box* überlappt. Des Weiteren wird die Objektdetektion klassenagnostisch durchgeführt. Der resultierende Datensatz für das Anlernen des Sensorleistungsmodells umfasst damit 321 Sensorparameter-Samples mit der dazugehörigen *F1-Score-Ground-Truth*. Diese werden in einen Trainingsdatensatz mit 258 Samples, mit dem Verhältnis 138-mal kleiner als 1,0 und 120-mal gleich 1,0, und einen Testdatensatz mit 63 Samples, mit dem Verhältnis 31 mal kleiner als 1,0 und 32-mal gleich 1,0, aufgeteilt. Der Gesamttablauf der Datensatzerstellung für das Sensorleistungsmodell ist in Abbildung 6.5 dargestellt, wobei der erste Schritt des Clusterings zur Aufteilung des Datensatzes in die Anteile für den größeren Hindernisdetektions- und den kleineren Sensorleistungsmodellierungsdatensatz dient.

6.3.5 Anlernen des Sensorleistungsmodells

Der Lernprozess der Leistungsmodelle beginnt mit dem Laden der Trainings- und Testdaten in Sensorparametermatrizen und *F1-Score*-Vektoren. Da keine Regression erfolgen soll, sondern wie in Kapitel 5.2.2 beschrieben eine Klassifizierung hinsichtlich perfekter Detektionen angestrebt wird, werden alle *F1-Scores* mit kleineren Werten als 1,0 auf 0,0 gesetzt. Des Weiteren werden die Daten für die *logistische Regression*, für die *lineare SVM* und für das *MLP min-max*

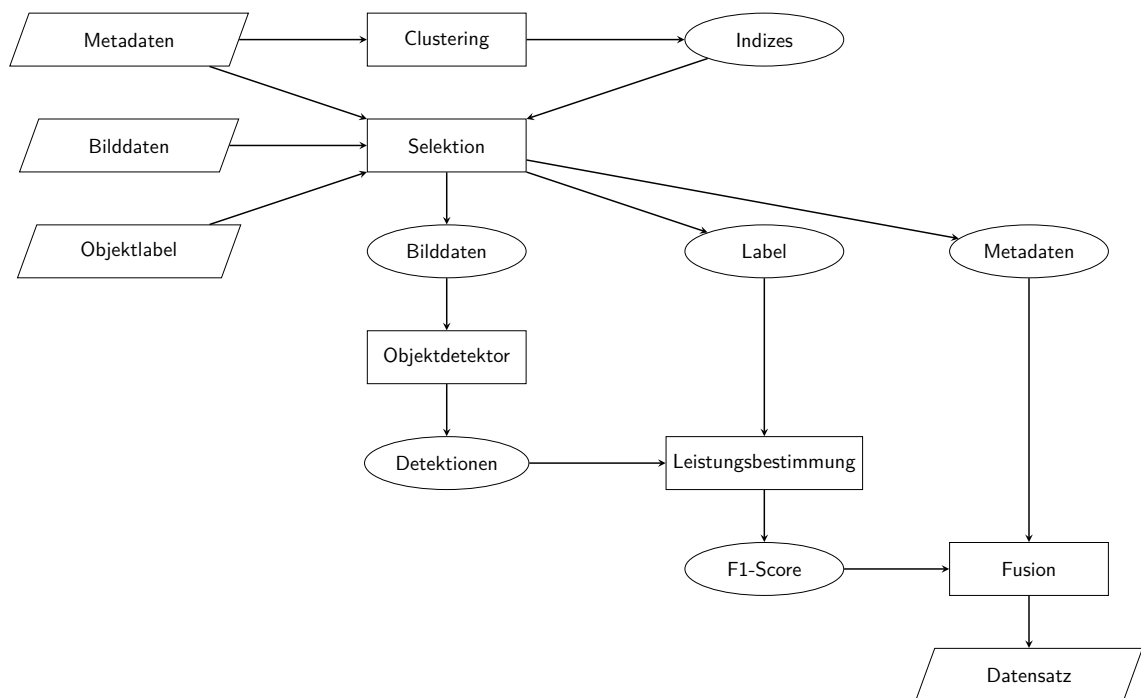


Abbildung 6.5: Eine Übersicht über den Ablauf des Samplings zur Datensatzerstellung für die Leistungsmodellierung aus allen Daten der einzelnen Aufnahmeinstanzen.

normalisiert. Anschließend werden alle sechs Klassifikatoren mit den in 5.2.2 beschriebenen Parametrisierungen anhand des Trainingsdatensatzes trainiert.

6.3.6 Auswertung der Ergebnisse

Im Folgenden erfolgt die Auswertung der Ergebnisse. Dafür wird zuerst die Bestimmung der Merkmalswichtigkeit vorgestellt, gefolgt von der Auswertung der Klassifizierungsgüte und der Anwendung des resultierenden Sensorleistungsmodells für die Verwendung mit der Flugpfadplanung.

Bestimmung der Merkmalswichtigkeit

Zur Einschätzung der Merkmalswichtigkeit hinsichtlich der korrekten Leistungsvorhersage auf dem Testdatensatz wurde für jedes gelernte Modell die *PFI* berechnet. Die Ergebnisse dieser Berechnungen sind in Abbildung 6.6 dargestellt. Insgesamt zeigen die Klassifikatoren eine starke Tendenz sich auf einzelne Merkmale zu stützen, anstatt gleichmäßig verteilt auf Kombinationen von Merkmalen. Auffällig ist, dass die *GSD* bei nahezu allen Klassifikatoren Relevanz besitzt, bei fünf von sechs an erster Stelle steht und bei vier von sechs mit großem Abstand das wichtigste Merkmal ist. Ebenfalls größere Relevanz besitzt der *FoV*, mit der zweithöchsten Wichtigkeit bei drei von sechs Klassifikatoren, und die Distanz mit der höchsten Wichtigkeit bei einem von sechs Klassifikatoren. Damit sind die zusammenhängenden Faktoren *GSD*, *FoV* und *Distanz* mit Abstand die wichtigsten Faktoren für die Bewertung. *Sichtlinie* und *Depressionswinkel* weisen die geringste Wichtigkeit auf. Eine Auffälligkeit ist beim *MLP* zu sehen. Dort hat die Sichtlinie eine negative *PFI*. Dies könnte darauf hindeuten, dass das Modell dieses Merkmal in einer Art und Weise nutzt, die einem positiven Ergebnis eher schaden. Allerdings sind die Werteunterschiede hier generell so klein, dass es nicht so wirkt als ob hier große Unterschiede in der Merkmalswichtigkeit vorliegen würden.

Prinzipiell ist in dieser Analyse auch zu berücksichtigen, dass die *GSD* ein von der Distanz und dem *FoV* abhängiges Merkmal ist, weshalb es hier zu unrealistischen Kombinationen dieser durch *PFI* kommen kann. Des Weiteren kann es auch bei der Sichtlinie zu Inputs kommen, die so in der Realität nicht auftreten würden. Dennoch ist diese Betrachtung hilfreich hinsichtlich der Auswirkungen von Änderungen der Merkmale auf die Genauigkeit des Klassifikators.

Basierend auf den durch die *PFI* berechneten, wichtigsten Merkmalen der Klassifikatoren sind in Abbildung 6.7 deren Entscheidungsgrenzen dargestellt. Da hier nur drei Dimensionen in Kombination mit der resultierenden Detektionsleistung sinnvoll visualisiert werden können, wurde für die wichtigsten Faktoren ein gleichmäßig verteiltes Raster aus Datenpunkten definiert. Dies wurde hier beispielhaft mit dem Mittelwert, mit Ausnahme der Sichtlinie, der weniger

wichtigeren Faktoren kombiniert. Bei der Sichtlinie wurde vorhanden angegeben. In diesen Visualisierungen der Entscheidungsgrenzen fallen starke Unterschiede zwischen den Klassifikatoren auf. Die lineare *SVM*, der *Naive-Bayes*-Klassifikator, das *MLP* und die *logistische Regression* weisen erwartungsgemäß eine nahezu lineare Trennung der Entscheidungsräume auf. *KNN* und *Random-Forest* hingegen zeigen größere Nichtlinearitäten hinsichtlich deren Trennung. Insgesamt unterscheiden sich die Entscheidungsgrenzen bei ausnahmslos allen verwendeten Methoden deutlich. Direkte Vergleiche zwischen den einzelnen Klassifikatoren sind hier aber aufgrund der unterschiedlichen, für die Visualisierung verwendeten Merkmale nur schwer möglich. Diese sind nur beim *Naive-Bayes* und *MLP*, sowie bei der *linearen SVM* und beim *Random-Forest* gleich.

Auswertung der Klassifizierungsgüte

Die Klassifizierungsgüte der gelernten Modelle wurde zusätzlich anhand des Testdatensatzes hinsichtlich deren *Genauigkeit*, *Präzision*, *Recall* und *F1-Score* evaluiert. Die Ergebnisse dazu sind in Tabelle 6.13 dargestellt. *Naive-Bayes* und die *lineare SVM* zeigen hier insgesamt die besten Werte hinsichtlich des *F1-Scores* mit einem Wert um 0,79, dem hier größte Wichtigkeit für die Bewertung aufgrund der Kombination von *Präzision* und *Recall* zugewiesen wird. Die größte *Genauigkeit* der Klassifikation weist *Naive-Bayes* mit knapp 0,75 auf. *KNN* schneidet hinsichtlich des *F1-Scores* am schlechtesten ab. Dieser wird hier von dem geringen *Recall* von 0,59 herunter gezogen. Dies könnte daran liegen, dass dieses Modell ein vergleichsweise einfaches vorgehen hat und nach den nächsten, im Trainingsdatensatz existierenden Nachbarn sucht, die jedoch nicht zu denen im Testdatensatz passen. Außerdem schneidet das *MLP* ebenfalls vergleichsweise schlecht ab. Hier führt die niedrige Präzision von 0,55 zu einer schlechten Genauigkeit. Insgesamt neigt dieses Modell also dazu zu viele positive Einschätzungen vorzunehmen. Dies könnte hier im Gegensatz zu *KNN* an der größeren Anzahl an zu lernenden Parametern bei dem vorhandenen, kleinen Datensatz liegen. *Random-Forest* und *Logistische Regression* liegen im Mittelfeld. Dafür sind sie insgesamt am ausgewogensten mit *Genauigkeiten*, *Präzisionen*, *Recalls* und *F1-Scores* im Bereich um 0,73.

Insgesamt lässt sich zusammenfassen, dass die Sensorleistungsmodellierung in Form einer klassifizierten Detektionsleistungsvorhersage der Sensor-Algorithmen-Kombination auf den Datensatz erste solide Ergebnisse liefert, die auf deren grundsätzliche Fähigkeit zum Finden von Lücken in der Generalisierungsfähigkeit von Hindernisdetektoren hinsichtlich Sensor- und Umgebungsparametern schließen lassen. Der *F1-Score* von ca. 0,79 der *linearen SVM* und des *Naive-Bayes*-Klassifikators deutet auf erste solide Ergebnisse zur Vorhersage der Detektionsleistung hin. Diese beiden bieten insgesamt das beste Verhältnis aus *Genauigkeit* und *F1-Score*.

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

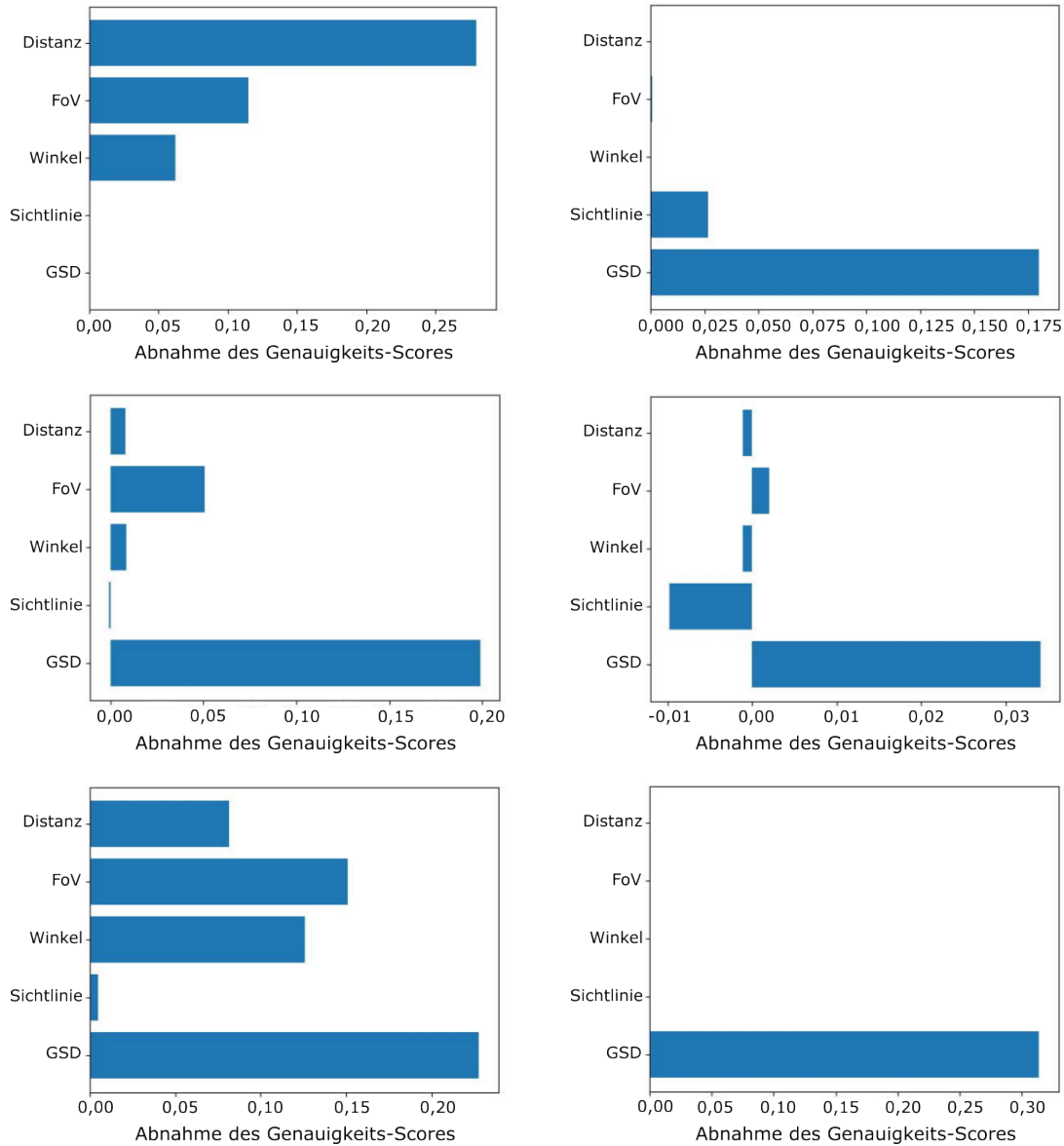


Abbildung 6.6: Die Darstellung der bestimmten Wichtigkeiten der Klassifizierer durch PFI. Von links oben nach rechts unten abgebildet sind KNN, lineare SVM, Naive-Bayes, MLP, Random-Forest und logistische Regression. Auf der x-Achse befinden sich die Wichtigkeitsscore, welche die Abnahme der Genauigkeit bei Veränderung des Merkmals anzeigen.

6.3 Realflugexperiment Sensorleistungsmodell

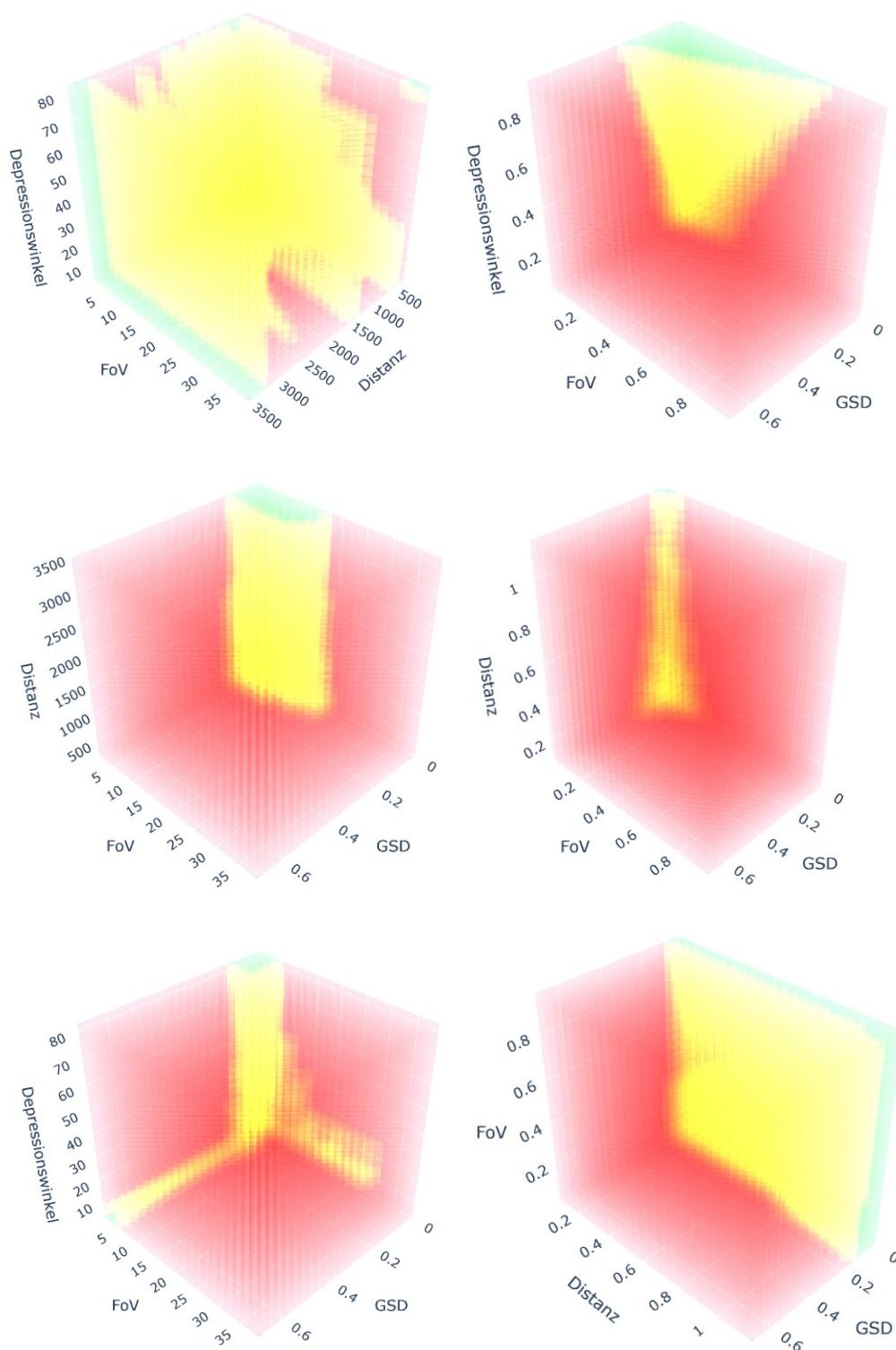


Abbildung 6.7: Die Darstellung der Entscheidungsgrenze der wichtigsten drei Features je Klassifizierer: von links oben nach rechts unten KNN, lineare SVM, Naive-Bayes, MLP, Random Forrest und logistische Regression.

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Aber auch *Random-Forest* und die *logistische Regression* schneiden nur etwas schlechter ab bei einem insgesamt ausgewogeneren Verhalten hinsichtlich der Vorhersage von *Genauigkeit*, *Präzision*, *Recall* und *F1-Score*. Um diese Annahme weiter zu bestätigen und datenhungrige Methoden wie das *MLP*, die allgemein dafür bekannt sind mit ausreichend Daten ausgezeichnete Ergebnisse zu liefern, ausführlich zu untersuchen sind aufbauende Arbeiten mit einem noch größeren Datensatz sinnvoll. Dadurch könnte auch getestet werden ob die derzeitigen Modelle, inklusive der Objektdetektionsmodelle, auf den Datensatz überangepasst sind.

Tabelle 6.13: Die Genauigkeit, die Präzision, der Recall und der F1-Score dargestellt für die Klassifikationsvorhersage des Sensorleistungsmodell.

| | Genauigkeit | Präzision | Recall | F1-Score |
|------------------------|--------------------|------------------|---------------|-----------------|
| Nearest-Neighbor | 0,7143 | 0,7917 | 0,5934 | 0,6786 |
| Lineare SVM | 0,7302 | 0,6531 | 1,0 | 0,7901 |
| Naive-Bayes | 0,7460 | 0,6818 | 0,9375 | 0,7895 |
| MLP | 0,5873 | 0,5517 | 1,0 | 0,7111 |
| Random-Forrest | 0,7302 | 0,7419 | 0,7188 | 0,7302 |
| Logistische Regression | 0,7302 | 0,7273 | 0,75 | 0,7385 |

Anwendung des Sensorleistungsmodells

Wie sich solch ein Leistungsmodell für die Detektionsleistungsvorhersage an einer Reihe von Positionen über unterschiedlichen Höhen verhält, ist beispielhaft für die *Naive-Bayes*-Variante in Abbildung 6.8 dargestellt. Dieses wurde aufgrund der höchsten Genauigkeit des Klassifikators kombiniert mit dem zweitgrößten *F1-Score*, der nur knapp hinter dem der *linearen SVM* liegt, ausgewählt. Ein weiterer Faktor für diese Entscheidung ist, dass es in der Lage ist nichtlineare Entscheidungsgrenzen abzubilden. Hier wird für jede Position auf einer Höhe über der durchschnittlichen Geländehöhe die Sensorleistungen zu allen Notlandezonen bestimmt. Im Detail wird ein Raster mit einer Auflösung von 10 m über diese gelegt und für jede Kombination von Notlandezonen- und Sensorleistungsposition die Beobachtbarkeit nach Sensorleistungsmodell klassifiziert. Dafür wird eine Sensorauflösung von 1080 Pixeln und ein *FoV* von 5° für die Berechnung der *GSD* als Input für das Sensorleistungsmodell verwendet. Die Sichtlinie, die Distanz und der Depressionswinkel wird durch das *Raytracing* bestimmt. So wird die Anzahl an Notlandezonen bestimmt, die vollständig auf Hindernisse überprüfbar sind. Dieser Wert spielt im Experiment im folgenden Kapitel hinsichtlich der Flugbahnplanung eine Rolle.

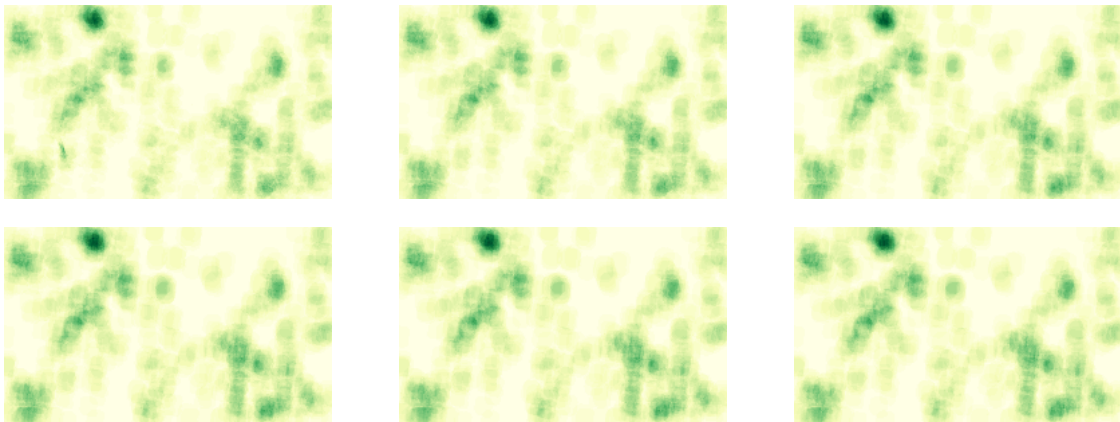


Abbildung 6.8: Ein beispielhaftes Sampling der Sensorleistung auf unterschiedlichen Höhen von 200m bis 700m AGL in 100m Höhengritten von links oben nach rechts unten. Helle Bereiche sind Bereiche mit geringer Sensorleistung. Dementsprechend sind von dort nur wenige oder keine Notlandefelder überprüfbar. Grüne Bereiche haben eine größere Anzahl an überprüfbaren Notlandefeldern. Je dunkelgrüner der Bereich desto höher die erwartete Sensorleistung.

Die Leistungsvorhersage an gleichen Positionen über verschiedene Höhen ist erwartungsgemäß ähnlich und besitzt nur geringe Unterschiede. Insgesamt fällt auf, dass die Detektionsleistung des Sensorleistungsmodells mit steigender Höhe leicht ansteigt. Wie an den Entscheidungsgrenzen in Abbildung 6.7 zu sehen ist, erwartet das Modell auch in großen Distanzen von 3500 m eine funktionierende Hindernisdetektion. Im Vergleich dazu gibt es im Datensatz keine Datenpunkte bei einer geringen Distanz von beispielsweise 200 m, was eine korrekte Vorhersage von der Sensorleistung in diesem Bereich unwahrscheinlich macht. Entsprechend könnte es hier auch zu häufigen fehlerhaften Einschätzungen inklusive *False-Negative*-Vorhersagen kommen. Um die Differenzen der Anzahl überprüfbarer Notlandeoptionen in verschiedene Höhen besser zu verdeutlichen, sind diese Unterschiede in Abbildung 6.9 dargestellt.

6.4 Experiment zum Optionserhalt

Die experimentelle Untersuchung der Flugpfadplanung zum Optionserhalt konzentriert sich auf die Validierung des Konzepts zur Planung von Flugpfaden mit erhöhter Sensorleistung hinsichtlich ihres Beitrags zum Erhalt von Notlandeoptionen. Damit liegt der Fokus dieses Experiments auf dem Verständnis der Effekte der Sensorleistung auf den Erhalt und der Beobachtbarkeit von Notlandeoptionen während des Abstiegs und nicht auf der Fliegarkeitsanalyse der geometrisch

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

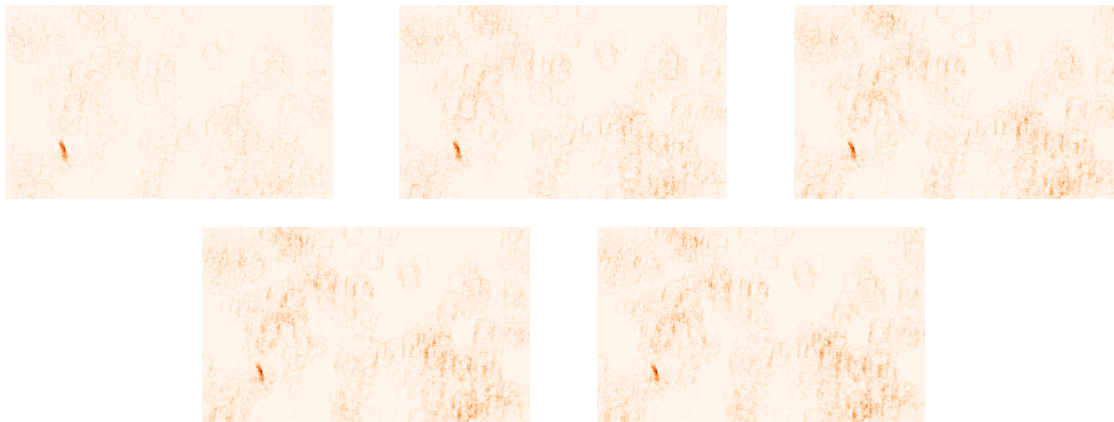


Abbildung 6.9: Die Differenzen der Sensorleistungen im Vergleich zu 200m AGL in 100m Höhengritten von links oben nach rechts unten. Helle Gegenden besitzen keinen Unterschied in der vorhergesagten Sensorleistung abhängig von der Höhe und dunklere Bereiche einen größeren Unterschied.

erstellten Flugpfade. Diese Auswertung verwendet das in den vorherigen Kapiteln beschriebene Notlandefeldbewertungssystem mit den durch die Expertenbefragung generierten Indizes und Gewichten sowie die dargestellten, auf dem *Naive-Bayes*-Sensorleistungsmodell basierenden Raster über beobachtbare Notlandezonen in Form des Sensorleistungsmodells. Das dafür aufgestellte Experimentalkonzept wird im Folgenden zunächst vorgestellt, gefolgt von der Beschreibung der Auswertungsdurchführung sowie der Ergebnisauswertung.

6.4.1 Experimentalkonzept

Die Beantwortung der Frage nach dem Einfluss von Positionen mit erhöhter Sensorleistung auf den Erhalt von Notlandeoptionen in Forschungsfrage **FF5** soll anhand von Vergleichen sensorleistungsbasierter und nicht sensorleistungsbasierter Flugpfade erfolgen. Diese Varianten werden hinsichtlich der Anzahl beobachtbarer Notlandefelder, der Anzahl verfügbarer Landealternativen und deren Bewertung während des Abstiegs verglichen. Die Ermittlung der Werte erfolgt in diskreten, von der Auflösung des Sensorleistungsrasters abhängigen Höhengritten. Dabei wird auf jeder vorhandenen Höhe des Sensorleistungsrasters die Flugpfadpose mit der kürzesten Distanz zum entsprechenden Sensorleistungspunkt im Raster gewählt, um die an diesem Punkt vollständig beobachtbaren Notlandezonen zu erhalten. Darauf aufbauend werden die innerhalb dieser Notlandezonen liegenden, vollständig einsichtigen Notlandefelder abgeleitet. Des Weiteren wird für jede dieser Posen das Bewertungsmodell, inklusive Überprüfung der Gleitdistanz zum Aussortieren nicht erreichbarer Notlandefelder, angewendet, um die Anzahl an

verfügbaren Notlandefelder sowie deren Bewertung zu erhalten. Dabei werden unterschiedliche Parametervariationen auf die Flugpfaderstellung angewendet. Grundsätzlich bietet sich hier eine Vielzahl von Parametern für die Variation an. Eine Liste dieser ist in Tabelle 6.14 dargestellt. Für die Auswertung werden über alle Parametervariationen für jede Sensorleistungsrasterhöhe Mittelwerte für jede Flugpfadvariante berechnet.

Tabelle 6.14: Eine Übersicht über einige Parametervariationsmöglichkeiten für die geometrische Flugfadplanung in den Experimenten.

| Parametertyp | Parameter |
|---------------------|--|
| Startbedingung | Latitude Longitude Heading Höhe Antriebszustand |
| Methodenspezifisch | Fluggeschwindigkeit Rollwinkel Gleitzahl/Gleitwinkel Anzahl Flugfadknoten |
| Datenbankspezifisch | Landeplatzkatalog Windvorhersage Geländedaten Sensorleistungsraster |
| Auswertung | Höhenschrittdichte |

6.4.2 Durchführung der Experimente

Für die Evaluierung der entwickelten Flugfadplanung wurden 788 Parameterkonfigurationen der in Tabelle 6.14 beschriebenen Startbedingungen zufällig gesampelt. Alle anderen Parameter wurden hinsichtlich der diskreten Überprüfungen der Flugfadpositionen statisch festgelegt, um einen direkten Vergleich zwischen der entwickelten Methodik und den nicht sensorleistungs-basierten Anflügen zu ermöglichen. Weitere bestehen hier aus *Dubins*-basierten Anflügen in Kombination mit einer Platzrunde. Der gewählte Parametersatz für die statischen und variierenden Parameter ist in Tabelle 6.15 dargestellt.

Für jede gesampelte Parameterkonfiguration wurden während der Versuchsdurchführung dann unterschiedliche *Dubins*-basierte Anflugpfade mit Platzrunden kombiniert sowie sensorleis-

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

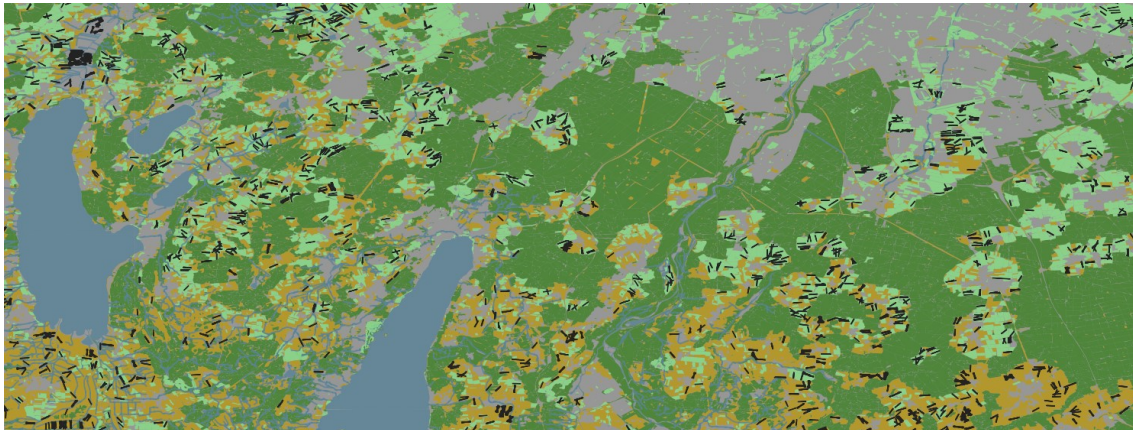


Abbildung 6.10: Ein Überblick über das gewählte Gebiet für die Experimente im Raum München mit den dort verfügbaren 3388 Notlandefeldern dargestellt als schwarze Rechtecke. Wälder sind hier dunkelgrün, Gewässer blau, Äcker braungelb und Wiesen hellgrün dargestellt.

tungsbasierte Flugpfade erstellt. Hinsichtlich ersterem wurden Anflüge mit Platzrunden in zwei verschiedenen Varianten betrachtet: ein Anflug inklusive Platzrunde auf der dem Luftfahrzeug zugewandten Seite des Notlandefeldes und einem entsprechend kürzeren Flugpfad und ein Anflug mit Platzrunde auf der dem Luftfahrzeug abgewandten Seite. Demgegenüber stehen die sensorleistungsmodellbasierten Anflüge in Kombination mit einer kompletten Platzrunde, einem 90°-Anflug ohne Gegenanflug, dem Anflug in den Endanflug und dem Direktanflug. Eine beispielhafte Übersicht über solche erstellten Flugpfade ist in Abbildung 6.11 dargestellt. Für diese Anflüge wurde anschließend über den Flugpfadverlauf basierend auf dem Sensorleistungsraster die Anzahl der gemäß Sensorleistungsmodell beobachtbaren sowie der durch die Gleitdistanz erreichbaren Notlandefelder, welche durch die Gleitreichweite basierend auf der im Betriebshandbuch für das Ultraleichtflugzeug *SD-1 Minisport TD SE-33* [137] definierten Gleitzahl von 13, bestimmt werden und deren Bewertung erfasst. Ein Beispiel für entstandene Flugpfade durch Positionen erhöhter Sensorleistung ist in Abbildung 6.12 zu sehen.

Das für die Experimente gewählte Gebiet befindet sich im Umkreis von *München*. Eine Darstellung von diesem inklusive der dort verfügbaren Notlandefelder ist in Abbildung 6.10 gegeben. Die Geländedaten, topographischen Daten und Orthophotos wurden aus dem Open-Data-Programm des *Landesamts für Digitalisierung, Breitband und Vermessung Bayern* und die Wettervorhersagedaten vom *Deutschen Wetterdienst* bezogen.

Tabelle 6.15: Eine Übersicht über die variierten Parameter und ihre Wertebereiche über den Verlauf des Experiments.

| | Parameter | Wertebereich |
|-----------------------|--------------------------------|---|
| Variierende Parameter | Latitude | 47,92715 - 48,08984 |
| | Longitude | 11,17708 - 11,63989 |
| | Heading | 0° - 359,9° |
| | Höhe | 1400m - 1800m MSL |
| Statische Parameter | Antriebszustand | Motorausfall |
| | Geplante Kurvengeschwindigkeit | 35m/s |
| | Maximaler Rollwinkel | 35° |
| | Gleitwinkel | 6,4° Endanflug, sonst 4,4° |
| | Maximale Anzahl Flugpfadknoten | 20 |
| | Landeplatzkatalog | München mit 3388 Notlandefeldern |
| | Windvorhersage | Bodenwind Icon-D2 |
| | Geländedaten | Oberflächenmodell 10m Minimum: 502 m Maximum: 757 m Mittelwert: 602 m Median: 590 m |
| | Sensorleistungsraster | Höhenschritte 50m Seitwärtsschritte 200m |
| | Auswertung | Diskrete Höhenschritte von 50m Minimale Höhe 100m Maximale Höhe 950m |

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

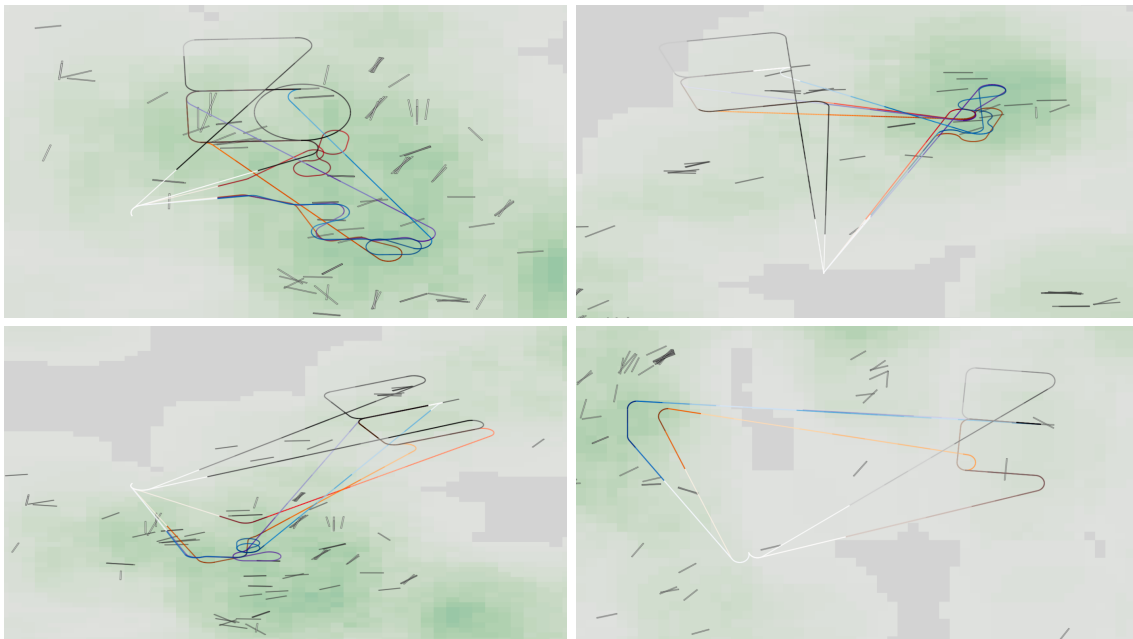


Abbildung 6.11: Die Darstellung der unterschiedlichen Flugpfadvarianten in zweidimensionaler Ansicht. Hellere Abschnitte der Flugpfade stehen für Bereiche mit einer geringeren Anzahl beobachtbarer Notlandefelder. Dargestellt sind der auf dem Sensorleistungsmodell basierte Anflug mit 180° Anflugverfahren in Rotstufen, mit 90° Anflugverfahren in Orangestufen, mit Endanflug in Lilastufen und mit Direktanflug in Blaustufen. Die Dubins-basierten Standardanflüge sind in Graustufen dargestellt. Die anfliegbaren Notlandefelder sind als schwarz umrandete Rechtecke dargestellt. Im Hintergrund ist das Sensorleistungsraster auf ca. 500 Metern AGl dargestellt.

6.4 Experiment zum Optionserhalt

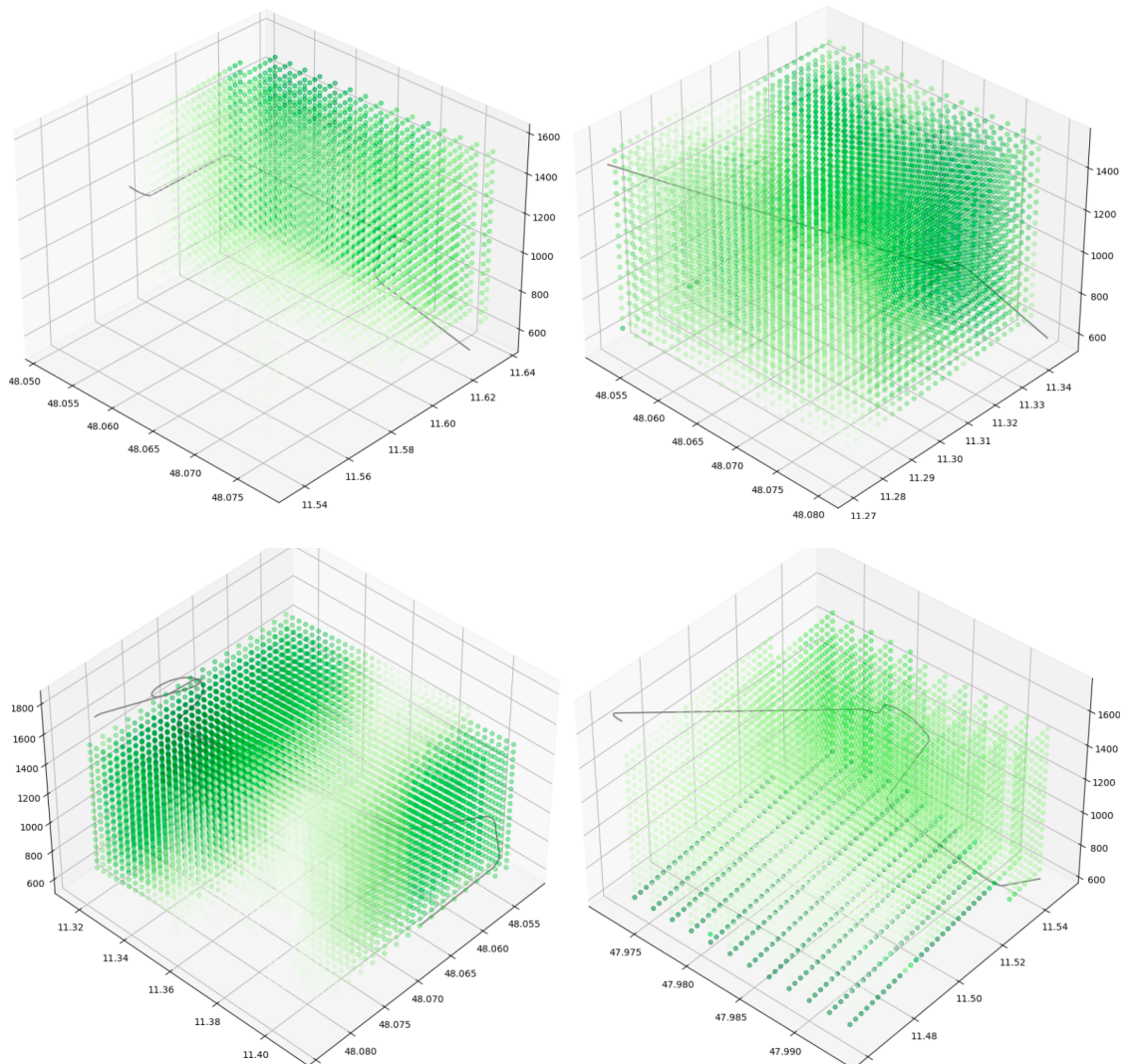


Abbildung 6.12: Einige Beispiele der Flugpfadplanung zum geplanten Notlandefeld durch Positionen erhöhter Sensorleistung (dunkelgrün) basierend auf dem *Naive-Bayes*-Modell.

6.4.3 Auswertung der Ergebnisse

Im Folgenden werden die Ergebnisse des Experiments im Detail betrachtet. Zuerst wird die flugpfadabhängige Anzahl der gemäß Sensorleistungsmodell auf Hindernisse überprüfbarer Notlandefelder analysiert. Dies wird gefolgt von der Betrachtung der flugpfadabhängigen Anzahl an erreichbaren Notlandefeldern deren Bewertungsverlauf bei abnehmender Höhe.

Beobachtbarkeit aller Notlandefelder

Zuerst erfolgt die Betrachtung der Mittelwerte der Anzahl beobachtbarer Notlandefelder über die verschiedenen Höhen, also dem Wert den der von der in Kapitel 5.2.3 beschriebenen Implementierung für die Flugpfadplanung verwendet wird um die Beobachtbarkeit über den Flugpfad zu erhöhen. Diese ist in Tabelle 6.16 und in Abbildung 6.13 dargestellt. Bei Betrachtung der Ergebnisse fällt der grundsätzliche Anstieg dieser für die sensorleistungsbasierten Modelle bis zu einer Höhe von ca. 600 m gefolgt von einer deutlichen Abnahme danach auf. Letzteres lässt sich durch die für die Beobachtung erforderliche *GSD* erklären, die mit zunehmender Höhe immer schwerer durch den Sensor erreicht werden kann. Im Bereich zwischen 100 m und 300 m sind Schwankungen im Leistungsverlauf erkennbar. Niedrige Distanzen sind im Trainingsdatensatz des Modells unterrepräsentiert. Dies könnte zu Unsicherheiten hinsichtlich der Bewertung in diesen Bereichen geführt haben und den zeitweisen Anstieg der Leistung unterhalb von ca. 300 m AGL erklären. Das lokale Maximum bei einer Distanz von ca. 550 bis 700 m lässt sich dadurch erklären, dass der *Naive-Bayes*-Klassifikators bei einem *FoV* von 5° , wie er für die Erstellung des Sensorleistungsrasters gewählt wurde, in Kombination mit einer Distanz von ca. 500 m bis zu einer Distanz von ca. 1500 m eine *GSD* von ca. 0,008 m/Pixel bis 0,12 m/Pixel erreicht. Dieser Bereich der Entscheidungsgrenze wird vom Sensorleistungsmodell, unter Annahme einer gegebenen Sichtlinie und eines geeigneten Depressionswinkel vollständig positiv klassifiziert. Diese Distanzen können auf einer Höhe von 550 m bis 700 m auch bei geringeren Depressionswinkeln vorkommen. Je höher die Höhe wird, desto größer wird die Distanz im allgemeinen und desto kleiner wird der verfügbare Depressionswinkelbereich, und entsprechend auch die Anzahl erfolgreich auf Hindernisse überprüfbarer Notlandefelder. Die größeren Abstände der sensorleistungsbasierten Modelle zu den rein *Dubins*-basierten Modellen lassen sich dadurch erklären, dass diese auf dem Weg zum Notlandefeld häufiger Bereiche mit geringerer Sensorleistung durchfliegen. Beispiele für solche Bereiche mit geringer Sensorleistung sind in Abbildung 6.12 auf der linken Seite zu sehen. Dennoch fällt grundsätzlich auf, dass die Anzahl der beobachtbaren Notlandefelder geringer ist als erwartet. Dies lässt sich durch das Problem der Anwendung von Modellen des maschinellen Lernens in Kombination mit Lücken im erstellten Datensatz erklären. Wie in Abbildung 6.1 zu sehen ist die Anzahl

an Datenpunkten im Bereich *NADIR*-nahen Bereich bei Depressionswinkeln von ca. 70° bis 90° , welcher sich am Rand der Verteilung befindet, gering. Dies begünstigt es Modelle zu lernen, die in diesem Bereich fehlerhafte Detektionsleistungen vorhersagen. Im diesem Fall von *Naive-Bayes* bedeutet dies, dass das Modell im Zusammenhang mit seiner Nichtlinearität gelernt hat in diesem Bereich eine negative Detektionsleistung vorherzusagen, auch wenn diese aufgrund der ausschlaggebenderen Faktoren wie der *GSD* eigentlich positiv sein sollte. Dies fällt auch in der Darstellung der Entscheidungsgrenzen, basierend auf den nach *PFI* wichtigsten Merkmalen in Abbildung 6.7 nicht auf. Erst bei Betrachtung der Abhängigkeiten in Kombination mit dem Depressionswinkel in Abbildung B.1 in Anhang B wird dies deutlich.

Bei der Gesamtsumme während des Abstiegs beobachtbarer Notlandfelder übertreffen alle Variationen des Sensorleistungsansatzes die Standardanflüge deutlich. Das ist nicht überraschend, da die Standardanflüge nicht auf die Sensorleistung optimiert sind sondern auf die Flugfadlänge. Unter den sensorleistungsbasierten Ansätzen schneidet der Direktanflug insgesamt auf nahezu allen Höhen am besten ab. An zweiter Stelle folgt der sensorleistungsmodellerte Anflug inklusive vollständiger Platzrunde. Am schwächsten performt die Variante in den Queranflug. Die hohe Leistung des Direktanflugs ist nicht überraschend, da der Methode hier mehr Höhe zur Verfügung steht, um Punkte mit erhöhter Sensorleistung in den Flugpfad einzuplanen. Allerdings beinhaltet diese Variante möglicherweise einen Kurvenflug auf den *Touchdown*-Punkt, was durch die dadurch erhöhte notwendige Stallgeschwindigkeit nicht optimal für die Sicherheit der Landung ist. Bei vorgegebenen Teilstrecken der Platzrunde steht der sensorleistungsbasierten Flugbahnplanung weniger Höhe zur Verfügung, was zur Einbindung von weniger optimalen Positionen geführt haben könnte. Entsprechend sinkt die Leistung im Vergleich zum Direktanflug schon mit Verwendung einer vorgegebenen Endanfluges und umso mehr bei Vorgabe bis zum Queranflug. Etwas überraschend ist deshalb die Leistungssteigerung bei Vorgabe eines vollständigen Platzrunde, wenngleich die Ausrichtung dieser auch sensorleistungsbasiert ist. Dies könnte darauf hindeuten, dass die diskrete Darstellung der Sensorleistung in einem dreidimensionalen Raster in Kombination mit der graphbasierten, geometrischen Flugpfadplanung hier aufgrund der deutlich geänderten Endposition und -höhe Positionen mit vergleichsweise höherer Sensorleistung auf anderen Höhen anfliegen kann, die mit der entwickelten Methode bei einem Anflug des End- oder Queranflugs nicht erreichbar sind.

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Tabelle 6.16: Eine Übersicht über den Mittelwert der Anzahl beobachtbarer Notlandefelder auf verschiedenen Höhen AGL und aufsummiert über alle Höhen.

| Ungefähre Höhe AGL | Platzrunde kurze Distanz | Platzrunde lange Distanz | Leistungsmodell Gegenanflug | Leistungsmodell Queranflug | Leistungsmodell Endanflug | Leistungsmodell Direktanflug |
|--------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------------------|----------------------------|---------------------------|------------------------------|
| 950m | 18 | 18 | 29 | 29 | 29 | 30 |
| 900m | 21 | 21 | 31 | 30 | 31 | 32 |
| 850m | 22 | 22 | 34 | 32 | 32 | 35 |
| 800m | 22 | 23 | 36 | 36 | 35 | 39 |
| 750m | 22 | 23 | 38 | 38 | 38 | 42 |
| 700m | 22 | 23 | 38 | 39 | 39 | 44 |
| 650m | 20 | 23 | 41 | 40 | 39 | 48 |
| 600m | 20 | 23 | 42 | 39 | 41 | 49 |
| 550m | 20 | 24 | 42 | 36 | 37 | 48 |
| 500m | 20 | 23 | 38 | 35 | 36 | 46 |
| 450m | 20 | 25 | 36 | 33 | 36 | 44 |
| 400m | 21 | 27 | 36 | 35 | 34 | 44 |
| 350m | 21 | 28 | 35 | 33 | 37 | 40 |
| 300m | 23 | 31 | 36 | 32 | 38 | 39 |
| 250m | 30 | 36 | 40 | 40 | 42 | 40 |
| 200m | 37 | 41 | 41 | 41 | 43 | 40 |
| 150m | 37 | 38 | 42 | 39 | 38 | 44 |
| 100m | 31 | 31 | 40 | 35 | 31 | 44 |
| Summe | 427 | 480 | 675 | 642 | 656 | 748 |

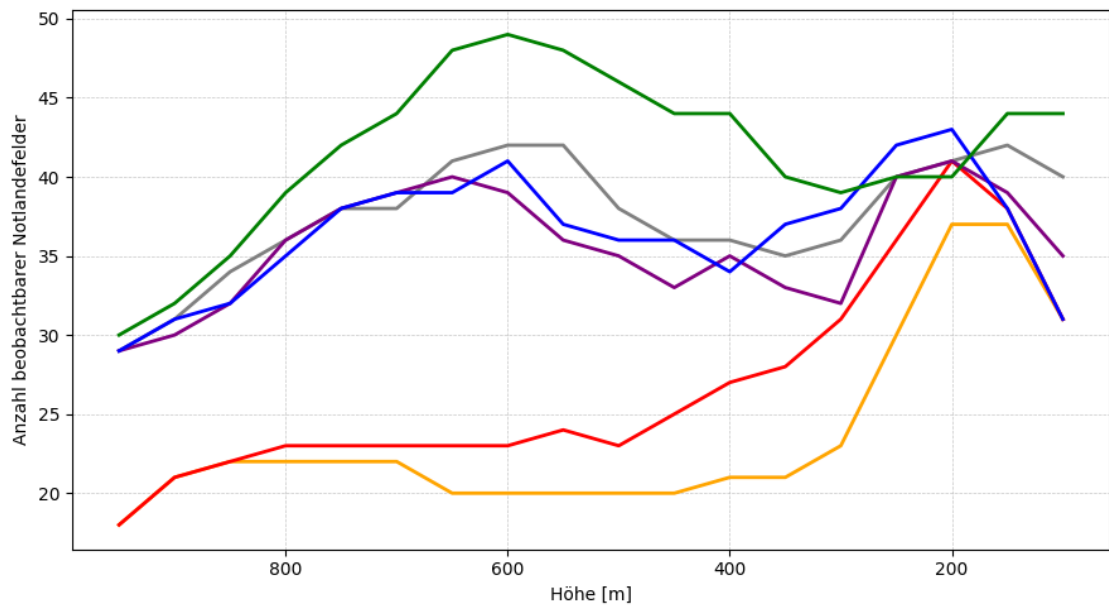


Abbildung 6.13: Eine Abbildung der Anzahl nach Sensorleistungsmodell beobachtbarer Notlandefelder abhängig von der Höhe mit den unterschiedlichen Flugpfadvarianten. Dargestellt sind die sensorleistungsbasierten Anflüge mit 180° Anflugverfahren in grau, mit 90° Anflugverfahren in lila, mit Endanflug in blau und mit Direktanflug in grün. Die Dubins-basierten Anflüge mit Platzrunde auf kurzer sowie auf langer Strecke sind in orange und rot dargestellt.

Erreichbarkeit der Notlandefelder

Ein ähnliches Bild ergibt sich für die insgesamt erreichbaren Notlandefelder über unterschiedlichen Höhen. Diese sind in Tabelle 6.17 und Abbildung dargestellt. Hier schneidet der leistungsmodellerte Flugpfad mit Direktanflug über nahezu jeder Höhe am besten ab und liegt dabei relativ deutlich über den *Dubins*-Anflügen. An zweiter Stelle steht auch hier wieder der leistungsmodellerte Anflug inklusive vollständiger Platzrunde. Danach folgt der Flugpfad in den Quer- und Endanflug, welche sich von ihren Werten nahezu nicht unterscheiden. Im Gegensatz zur Sensorleistung nimmt hier die Anzahl der Notlandefelder mit geringer werdender Höhe über Grund stetig ab, da diese hauptsächlich von der verfügbaren Gleitdistanz abhängt. Kleine Abweichungen über unterschiedliche Flughöhe kann es hier durch den Einflug Gebiete mit einer geringeren Anzahl an Notlandefeldern geben. Generell sind die Unterschiede der Anzahl an erreichbaren Notlandefelder zwischen den verschiedenen Methoden auf geringeren Höhen unter 250 m nur sehr gering, gehen dann aber darüber durch die unterschiede in der Anflugplanung etwas auseinander. Im Vergleich zur Beobachtbarkeit der Notlandefelder ist hier der Abstand zwischen den Methoden aber vergleichsweise klein. Ein Faktor hierfür könnte die Notlandefeldichte im Szenariogebiet sein, die wie in Abbildung 6.10 zu sehen sehr hoch ist und es insgesamt nur wenige Regionen ohne Notlandefelder gibt. Entsprechend hoch ist die Wahrscheinlichkeit, dass auch die Anflugplanung ohne Sensorleistungsmodell immer eine größere Anzahl Notlandefelder in Reichweite hat.

Beobachtbarkeit erreichbarer Notlandefelder

Die Tendenzen aus den Ergebnissen der Beobachtbarkeit aller Notlandefelder in Unterkapitel 6.4.3 spiegeln sich auch bei den beobachtbaren und erreichbarer Notlandefeldern in Tabelle 6.18 und Abbildung 6.15 wider. Allerdings fallen die absoluten Differenzen zwischen den Methoden nicht mehr ganz so groß aus. Auch hier schneidet der leistungsmodellbasierte Direktanflug wieder am besten ab. Die nächstbeste nicht-sensorleistungsbasierte Methode hat eine in Summe um ein Drittel, und auf manchen Flughöhen eine um die Hälfte, reduzierte Anzahl beobachtbarer, erreichbarer Notlandefelder. An zweiter, dritter und vierte Stelle folgen der Flug in den Gegenanflug, in den Endanflug und in den Gegenanflug. Insgesamt fällt hier aber auch wieder auf, dass die Anzahl der beobachtbaren und erreichbaren Notlandefelder kleiner ist als erwartet. Die Erklärung dazu unterscheidet sich nicht von der in der vorherigen Beobachtbarkeitsuntersuchung. Allerdings wirkt sich die dort erläuterte datensatzbasierte Schwäche des Sensorleistungsmodells hier aufgrund des zusätzlichen Wegfalls der nicht erreichbaren Notlandefelder nochmal stärker auf die Ergebniswerte aus. Dadurch werden sowohl Notlandefelder in einem *NADIR*-nahen

Tabelle 6.17: Eine Übersicht über den Mittelwert der Anzahl erreichbaren Notlandefeldalternativen auf verschiedenen Höhen AGL und aufsummiert über alle Höhen.

| Ungefähre Höhe AGL | Platzrunde kurze Distanz | Platzrunde lange Distanz | Leistungsmodell Gegenanflug | Leistungsmodell Queranflug | Leistungsmodell Endanflug | Leistungsmodell Direktanflug |
|--------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------------------|----------------------------|---------------------------|------------------------------|
| 950m | 152 | 152 | 183 | 182 | 181 | 184 |
| 900m | 160 | 159 | 168 | 168 | 168 | 169 |
| 850m | 147 | 148 | 151 | 150 | 150 | 151 |
| 800m | 129 | 129 | 133 | 132 | 132 | 134 |
| 750m | 111 | 110 | 116 | 117 | 116 | 117 |
| 700m | 95 | 95 | 101 | 100 | 99 | 101 |
| 650m | 81 | 81 | 85 | 85 | 84 | 87 |
| 600m | 68 | 68 | 72 | 71 | 72 | 74 |
| 550m | 56 | 56 | 61 | 60 | 61 | 63 |
| 500m | 46 | 46 | 52 | 51 | 51 | 55 |
| 450m | 37 | 37 | 43 | 41 | 42 | 45 |
| 400m | 29 | 28 | 34 | 32 | 33 | 36 |
| 350m | 20 | 21 | 25 | 22 | 24 | 27 |
| 300m | 15 | 15 | 18 | 16 | 16 | 18 |
| 250m | 10 | 10 | 11 | 11 | 11 | 11 |
| 200m | 7 | 7 | 7 | 6 | 7 | 8 |
| 150m | 4 | 4 | 3 | 3 | 4 | 3 |
| 100m | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 |
| Summe | 1156 | 1155 | 1253 | 1238 | 1240 | 1272 |

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

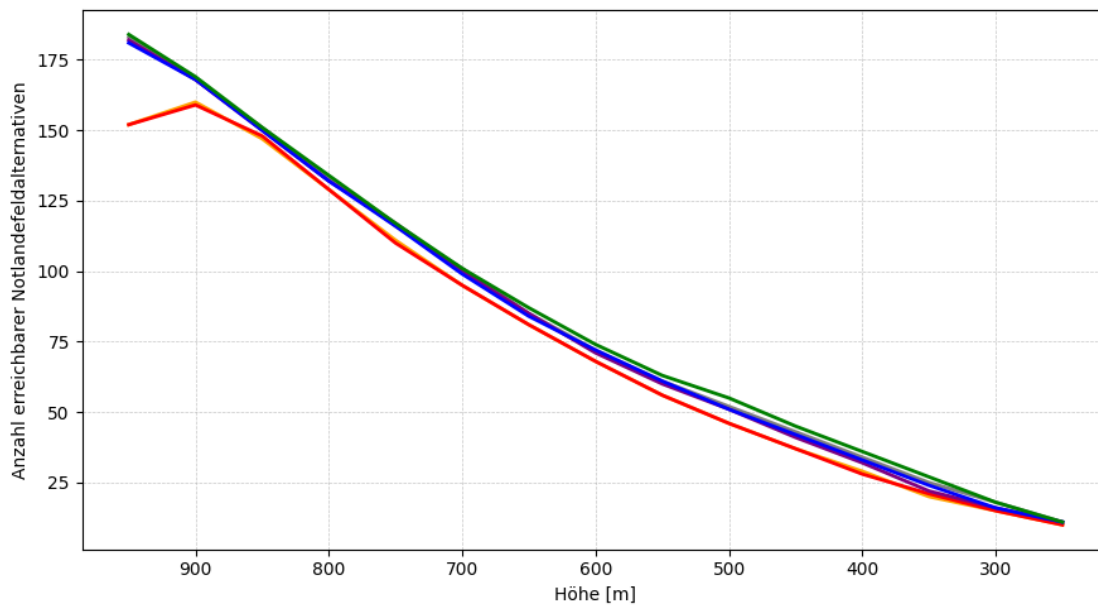


Abbildung 6.14: Eine Abbildung der Anzahl der erreichbaren Notlandefelder abhängig von der Höhe mit den unterschiedlichen Flugpfadvarianten. Dargestellt sind die sensorleistungsbasierten Anflüge mit 180° Anflugverfahren in grau, mit 90° Anflugverfahren in lila, mit Endanflug in blau und mit Direktanflug in grün. Die Dubins-basierten Anflüge mit Platzrunde auf kurzer sowie auf langer Strecke sind in orange und rot dargestellt.

Depressionswinkelbereich aufgrund des Leistungsmodells, als auch auf der gegensätzlichen Seite des Depressionswinkelbereichs aufgrund der Gleitwinkelbeschränkung aussortiert.

Tabelle 6.18: Eine Übersicht über den Mittelwert der Anzahl erreichbaren und beobachtbaren Notlandefeldalternativen auf verschiedenen Höhen AGL und aufsummiert über alle Höhen.

| Ungefähre Höhe AGL | Platzrunde kurze Distanz | Platzrunde lange Distanz | Leistungsmodell Gegenanflug | Leistungsmodell Queranflug | Leistungsmodell Endanflug | Leistungsmodell Direktanflug |
|--------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------------------|----------------------------|---------------------------|------------------------------|
| 950m | 3 | 3 | 5 | 5 | 5 | 5 |
| 900m | 3 | 3 | 5 | 5 | 5 | 5 |
| 850m | 4 | 4 | 5 | 5 | 5 | 5 |
| 800m | 4 | 4 | 6 | 5 | 5 | 6 |
| 750m | 4 | 4 | 6 | 6 | 6 | 6 |
| 700m | 4 | 4 | 6 | 6 | 6 | 6 |
| 650m | 3 | 4 | 6 | 6 | 6 | 7 |
| 600m | 3 | 4 | 7 | 6 | 6 | 7 |
| 550m | 4 | 4 | 6 | 6 | 6 | 7 |
| 500m | 4 | 3 | 6 | 5 | 5 | 7 |
| 450m | 3 | 3 | 5 | 5 | 5 | 6 |
| 400m | 4 | 3 | 6 | 5 | 5 | 6 |
| 350m | 3 | 3 | 5 | 5 | 5 | 5 |
| 300m | 4 | 2 | 5 | 4 | 5 | 5 |
| 250m | 4 | 4 | 5 | 4 | 4 | 5 |
| 200m | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 4 |
| 150m | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 |
| 100m | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 |
| Summe | 64 | 62 | 94 | 88 | 89 | 97 |

Bewertung der Notlandefelder

Abschließend werden die Mittelwerte der bis zu fünf besten, erreichbaren Notlandefelder in Tabelle 6.19 und Abbildung 6.16 betrachtet. Dies geschieht aus dem Grund, da die Grundidee der entwickelten Methodik der Erhalt von Notlandefeldern während des Abstiegs ist und entsprechend nicht nur die Bewertung des bestbewertete Feldes, sondern auch der vorhandenen Ausweichmöglichkeiten über die Zeit interessant ist. Hier zeigen sich keine signifikanten Unterschiede zwischen den Verfahren mit und ohne sensorleistungsmodellbasierten Flugpfad. Dies könnte daran liegen, dass die Beobachtbarkeit in der Bewertung nur ein Parameter von dreiundzwanzig ist und entsprechend das Ergebnis der Bewertung nur in Maßen verändern kann.

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

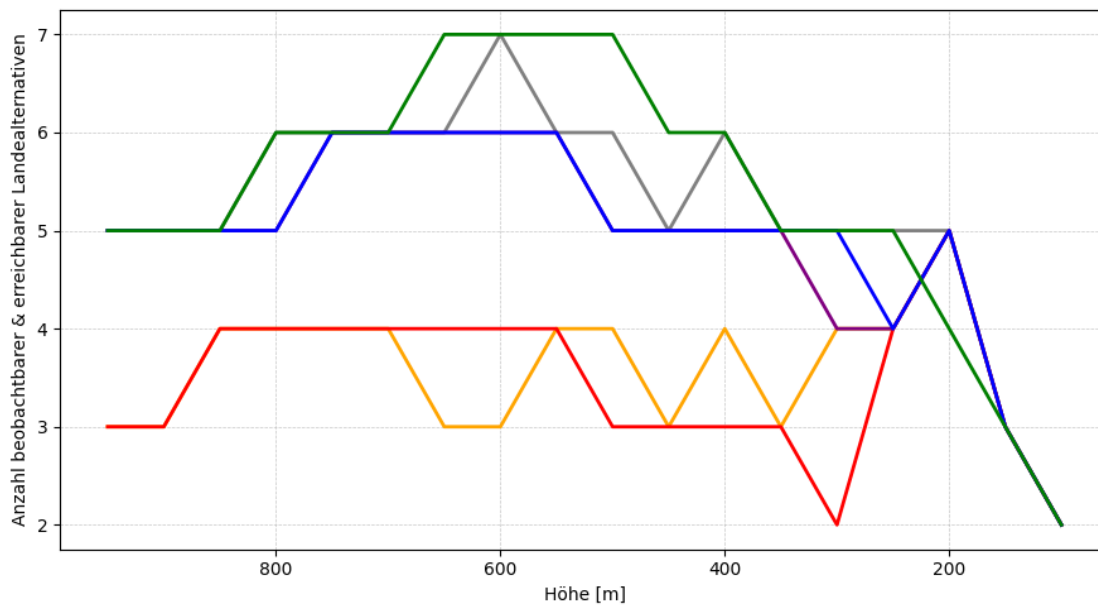


Abbildung 6.15: Eine Abbildung der Anzahl der beobachtbaren und erreichbaren Notlandefelder abhängig von der Höhe mit den unterschiedlichen Flugpfadvarianten. Dargestellt sind die sensorleistungsbasierten Anflüge mit 180° Anflugverfahren in grau, mit 90° Anflugverfahren in lila, mit Endanflug in blau und mit Direktanflug in grün. Die Dubins-basierten Anflüge mit Platzrunde auf kurzer sowie auf langer Strecke sind in orange und rot dargestellt.

Dies wird zusätzlich dadurch verstärkt, dass der Flug in der näheren Notlandefeldumgebung bei der Risikofaktorgewichtung nur an zweiter Stelle mit einer Gewichtung von 0,249 steht und dies die Auswirkung der Beobachtbarkeit weiter verringert. Insgesamt fällt allerdings auf, dass die Notlandefeldbewertung ab einer Höhe von ca. 250m deutlich anfängt zu sinken. Das könnte daran liegen, dass sich die relative Distanz zum Notlandefeld beim Anflug vergrößert. Ab einer gewissen Höhe befindet sich ein Notlandefeld, dass sich bei der ersten Auswahl innerhalb von einem Drittel der Gleitdistanz befunden hat, aufgrund der Annäherung an den *Touchdown*-Punkt nicht mehr innerhalb dieser kurzen Distanz sondern innerhalb der nächsthöheren Kategorie.

Tabelle 6.19: Eine Übersicht über den Mittelwert der Bewertung der bis zu fünf bestbewerteten, erreichbaren Notlandefelder auf verschiedenen Höhen AGL und gemittelt über alle Höhen. Sollten weniger als fünf Notlandefelder auf einer Höhe zur Verfügung stehen, wird nur über die vorhandene Anzahl gemittelt.

| Ungefähre Höhe AGL | Platzrunde kurze Distanz | Platzrunde lange Distanz | Leistungsmodell Gegenanflug | Leistungsmodell Queranflug | Leistungsmodell Endanflug | Leistungsmodell Direktanflug |
|--------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------------------|----------------------------|---------------------------|------------------------------|
| 950m | 0,55 | 0,55 | 0,54 | 0,54 | 0,54 | 0,54 |
| 900m | 0,53 | 0,53 | 0,61 | 0,61 | 0,61 | 0,61 |
| 850m | 0,61 | 0,61 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 800m | 0,63 | 0,63 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 750m | 0,63 | 0,63 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 700m | 0,63 | 0,63 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 650m | 0,63 | 0,63 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 600m | 0,63 | 0,63 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 550m | 0,63 | 0,63 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 500m | 0,63 | 0,63 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 450m | 0,63 | 0,63 | 0,62 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 400m | 0,62 | 0,62 | 0,61 | 0,62 | 0,62 | 0,62 |
| 350m | 0,62 | 0,61 | 0,61 | 0,61 | 0,61 | 0,61 |
| 300m | 0,61 | 0,60 | 0,59 | 0,59 | 0,61 | 0,60 |
| 250m | 0,58 | 0,56 | 0,57 | 0,57 | 0,54 | 0,58 |
| 200m | 0,48 | 0,49 | 0,48 | 0,50 | 0,49 | 0,48 |
| 150m | 0,44 | 0,44 | 0,34 | 0,37 | 0,43 | 0,33 |
| 100m | 0,28 | 0,28 | 0,23 | 0,25 | 0,20 | 0,24 |

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

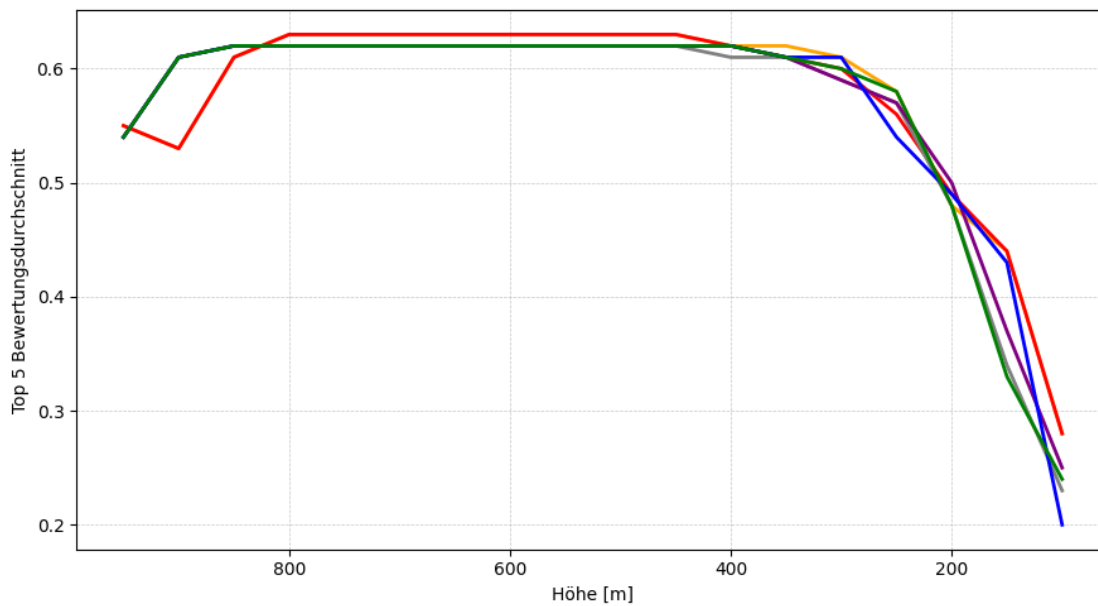


Abbildung 6.16: Eine Abbildung des Durchschnitts der Bewertung der besten 5 erreichbaren Notlandefelder abhängig von der Höhe mit den unterschiedlichen Flugpfadvarianten. Dargestellt sind die sensorleistungsbasierten Anflüge mit 180° Anflugverfahren in grau, mit 90° Anflugverfahren in lila, mit Endanflug in blau und mit Direktanflug in grün. Die Dubins-basierten Anflüge mit Platzrunde auf kurzer sowie auf langer Strecke sind in orange und rot dargestellt.

6.5 Diskussion der Forschungsergebnisse hinsichtlich der Forschungsfragen

Basierend auf den beschriebenen Experimenten werden im Folgenden ihre Beiträge und Schlussfolgerungen hinsichtlich der Beantwortung der in Kapitel 6.1 gestellten Forschungsfragen diskutiert.

Die Frage nach dem Einfluss von Ausprägungen der Bewertungsfaktoren auf den Erfolg einer Notlandung in **FF1** und die Frage nach den Bedingungen für die Anwendbarkeit des ballistischen Gesamtrettungssystems **FF2** werden durch die Expertenbefragung mit erfahrenen Piloten ausführlich adressiert. Hier wird die Relevanz der für die Bewertung gewählten Faktoren bestätigt. Des Weiteren liefert die Umfrage Daten für die Umsetzung eines ersten Ansatzes der Notlandefeldbewertung und Parametergewichtung in Form eines Modells basierend auf Erfolgsindizes für die Notlandung. Die geäußerte, konstruktive Kritik an den getroffenen Vereinfachungen hinsichtlich Kategorisierung und Gewichtung der Parameter zeigt dennoch Ansatzpunkte für weitere Verbesserungen des entwickelten Systems auf. Eine zukünftige Bestimmung der Indizes durch Simulations- oder Realflugversuche könnte einen noch stärker datengetriebenen Index zur Erfolgsabschätzung von Notlandungen liefern.

Hinsichtlich der Beantwortung von **FF3**, der Frage nach der Möglichkeit zur Vorhersage der Detektionsleistung eines modernen Objektdetektors mit einem Sensorleistungsmodell, liefern einige der gelernten Modelle erste solide Ergebnisse auf dem erstellten Datensatz. Also lässt sich zusammenfassen, dass die Sensorleistungsmodellierung in Form einer klassifizierten Detektionsleistungsvorhersage der Sensor-Algorithm-Kombination erste Ergebnisse liefert, die auf deren grundsätzliche Fähigkeit zum Finden von Lücken in der Generalisierungsfähigkeit von Hindernisdetektoren hinsichtlich der Sensor- und Umgebungsparametern schließen lassen. Für eine endgültige Bestätigung dieser Annahme sind allerdings aufbauende Arbeiten notwendig, da es sich bei den verwendeten Algorithmen um sehr datenabhängige und -hungrige Methoden handelt. Dies bestätigt sich auch mit dem Hintergrund der Anwendung des *Naive-Bayes*-Modells im Flugpfadplanungsexperiment. Dort zeigt sich ein Defizit bei hohen Depressionswinkeln des Modells aufgrund der dort bestehenden Lücken im Datensatz. Größere Folgeuntersuchungen könnten auf dieser Arbeit aufbauen und mit einem erweiterten Datensatz Modelle mit hoher Leistung und einer größeren Anzahl an Parametern effektiv trainieren und dadurch unter Umständen noch eine Leistungssteigerung erreichen.

6 Design, Durchführung und Auswertung der Experimente

Die Frage nach der Parameterwichtigkeit für das Sensorleistungsmodell in **FF4** wird durch die Anwendung von *PFI* beantwortet. Diese ist algorithmusunabhängig und datengetrieben. Daher eignet sie sich gut für den Vergleich der verschiedenen Methoden. Insgesamt ergibt sich über die Sensorleistungsmodelle eine starke Tendenz für eine hohe Wichtigkeit der *GSD*. Obwohl einige Verfahren auf eine Kombination von Parametern setzen, gibt es auch wenige die sich nahezu ausschließlich auf die *GSD* zu stützen scheinen. Insgesamt sind für jedes Modell individuelle Trends ersichtlich. Demnach wird diese Frage im Rahmen dieser Arbeit als weitestgehend beantwortet angesehen. Eine andere interessante Alternative zur Überprüfung der Merkmalswichtigkeit wäre hier noch *LOCO*, deren Ergebnisse die hier aufgezeigten noch ergänzen könnten.

Die Betrachtung von **FF5** hinsichtlich des Einflusses von Positionen mit erhöhter Sensorleistung auf den Erhalt von Notlandoptionen erfolgt basierend auf planerischen Flugpfadvergleichen. Es werden Gleitpfade durch Positionen mit erhöhter Sensorleistung bestimmt und mit *Dubins*-Pfadern ohne Einfluss der Sensorleistung hinsichtlich der Anzahl beobachtbarer Notlandefelder, des Erhalts von Optionen sowie der Bewertung dieser verglichen. Insgesamt zeigt sich bei den optimierten Flugpfaden eine deutliche Erhöhung der Anzahl beobachtbarer Notlandefelder bei gleichzeitiger Steigerung der insgesamt verfügbaren Landealternativen. Damit erreicht der Algorithmus sein Optimierungsziel, wenn gleich hier unter Behebung der Lücken im Datensatz zum Anlernen der Sensorleistungsmodelle vermutlich noch bessere Ergebnisse erzielt werden könnten. Hinsichtlich der Bewertung von Notlandefeldern zeigen sich keine wesentlichen Auswirkungen der Flugpfadplanung, da die Beobachtbarkeit nur einer von vielen Parametern ist. Größere Auswirkungen finden eher durch Veränderungen der Gleitpfade und der damit einhergehenden Änderung der anfliegbaren Notlandefelder statt. Diese Frage wird deshalb zumindest planerisch als beantwortet angesehen. Der nächste Schritt wären hier aufbauende Arbeiten mit vergleichen alternativer Sensorleistungsmodelle, Untersuchungen in Bereichen mit einer geringeren Anzahl an Notlandefeldern mit größeren Abstände oder Untersuchungen mit mehr Potenzial für z. B. Verdeckungen wie im Gebirge. Außerdem wären Simulationsversuche zur Überprüfung der kinodynamischen Fliegbarkeit der Trajektorien sowie Realflugversuche zur Überprüfung der Ergebnisse möglich.

7 Zusammenfassung & Ausblick

Diese Arbeit adressiert die Erhöhung der Flugsicherheit für Kleinflugzeuge in der Allgemeinen Luftfahrt. Der Fokus liegt dabei auf der Entwicklung eines Systems zur automatisierten Auswahl von Notlandefeldern bei Motorausfall sowie der Planung von Flugpfaden mit Fokus auf die Beobachtbarkeit von Landealternativen während des Abstiegs. Im Folgenden werden zunächst die im Verlauf der Arbeit entstandenen wissenschaftlichen Beiträge zusammengefasst, gefolgt von einer kurzen Übersicht über den Inhalt dieser Arbeit und einem Ausblick auf zukünftigen Forschungsbedarf.

7.1 Wissenschaftliche Beiträge

Die wissenschaftlichen Beiträge dieser Arbeit lassen sich in konzeptionelle, funktionale und experimentelle Anteile unterteilen:

Konzeptionelle Beiträge

- Entwicklung eines Top-Level-Konzepts für ein ganzheitliches Notlandeplatzauswahlkonzept für Kleinflugzeuge unter Berücksichtigung von ballistischen Gesamtrettungssystemen, Pilot- und Flugzeugzuständen sowie sensorbasierten Hindernisdaten.

Funktionale Beiträge

- Vorstellung eines indexbasierten Modells zur Bewertung von Notlandefeldern unter Berücksichtigung des Risikos und seiner Unsicherheit basierend auf der Uneinigkeit der Experten über den Einfluss des Parameterrisikos.
- Vorstellung eines Sensorleistungsmodells zur Vorhersage der Detektionsleistung moderner Hindernisdetektoren im Kontext von Notlandungen bei Kleinflugzeugen.
- Vorstellung einer geometrischen, auf die Beobachtbarkeit von Notlandefeldern ausgelegten Flugpfadplanung.

Experimentalbeiträge

- Durchführung einer Expertenbefragung zur Bestimmung der Relevanz und Gewichtung verschiedener Notlandeparameter, zur situativen Anwendung des ballistischen Gesamttretungssystems sowie zur Evaluierung des Bewertungsansatzes.
- Durchführung von Realflugversuchen und Erstellung eines Datensatzes zur Objektdetektion und Sensorleistungsvorhersage für notlanderelevante Hindernisse sowie zur Evaluierung der Sensorleistungsmodelle auf den Datensatz hinsichtlich ihrer Vorhersageleistung.
- Durchführung von Flugpfadvergleichen mit 788 zufällig ausgewählten Parameterkonfigurationen zur Evaluierung des Flugpfadplanungsansatzes hinsichtlich Beobachtbarkeit, Optionserhalt und -bewertung.

7.2 Zusammenfassung

Basierend auf aktuellen Unfall- und Risikostatistiken in der Allgemeinen Luftfahrt wurden in Kapitel 1 erste Anforderungen an das System definiert. Kapitel 2 ordnete daraufhin das Thema in die *Allgemeine Luftfahrt* ein und stellte relevante Hintergründe vor. Daraufhin wurde der Stand der Forschung in Kapitel 3 analysiert und die Suche nach Forschungslücken durchgeführt, gefolgt von einer Vorstellung konzeptueller Vorüberlegungen inklusive einer Sensortypauswahl, der Erstellung eines Top-Level-Konzepts für ein ganzheitliches Notlandefeldauswahlsystem und der Definition des Referenzszenarios, der Erstellung des Feinkonzepts, der Darstellung des funktionalen Designs der funktionalen Schwerpunkte, der Auswahl der Methodik und der Bewertung des Konzepts. Die Implementierung dieses Feinkonzepts wurde anschließend in Kapitel 5 präsentiert und die Funktionen des funktionalen Schwerpunktes dieser Arbeit erläutert. Dies wurde gefolgt von Kapitel 6, in dem das Design, die Durchführung und die Auswertung von Experimenten anhand spezifischer Forschungsfragen vorgestellt wurde.

Die wissenschaftlichen Ergebnisse dieser Arbeit resultieren zum größten Teil aus den Experimenten zur Beantwortung der Forschungsfragen **FF1** bis **FF5**. Diese zeigen prinzipiell, dass die Kombination aus Notlandefeldbewertung, Sensorleistungsmodellierung und beobachtbarkeitsorientierter Flugpfadplanung den Optionserhalt während des Notabstiegs verbessern kann.

Hinsichtlich **FF1** und **FF2** bestätigt die Expertenbefragung die Relevanz der gewählten Faktoren für das Bewertungsmodell. Des Weiteren lässt sich anhand der gewählte Umfrageauswertungsmethodik ihr Einfluss auf den *NEI* des entwickelten Bewertungsmodells bestimmen.

Dabei fließt nicht nur die Höhe der Risikoeinschätzung, sondern auch die Streuung dieser in die Berechnung mit ein. Allerdings stellen die hier festgelegten Indizes nur ein Vergleich mit einem Ideal, aber kein Maß für die absolute Sicherheit der Landung dar.

Die Experimente aus den Realflugversuchen zu **FF3** und **FF4** liefern erste solide Ergebnisse zur Vorhersage der Detektionsleistung des Datensatzes mit einem Sensorleistungsmodell. In Form einer Klassifikation der Detektionsleistung anhand von Sensorparametern scheinen diese hier grundsätzlich in der Lage zu sein Lücken in der Generalisierungsfähigkeit von Hindernisdetektoren hinsichtlich Sensor- und Umgebungsparametern zu finden. Für eine endgültige Bestätigung dieser Annahme sind allerdings aufbauende Arbeiten notwendig. Des Weiteren zeigt sich über die unterschiedlichen Klassifikatoren der Trend zur erhöhten Wichtigkeit der GSD für die Klassifizierung des Datensatzes. Dennoch besitzen die einzelnen Klassifikatoren eine individuelle und nicht allgemeingültige Verteilung der Parameterwichtigkeit und Abhängigkeiten der unterschiedlichen Parametern dürfen auch nicht vernachlässigt werden.

Die Flugpfadexperimente zu **FF5** zeigen, dass die beobachtbarkeitsoptimierten Flugpfade die Zahl nach Sensorleistungsmodell beobachtbarer Notlandefelder deutlich erhöht. Zusätzlich steigt auch die Anzahl erreichbarer Landealternativen, allerdings ohne signifikante Veränderung der Notlandefeldbewertungen. Allerdings zeigten sich hier auch Lücken im Datensatz für das Training der Sensorleistungsmodelle. Entsprechend könnten die hier erhaltenen Ergebnisse durch Füllen dieser Lücken wahrscheinlich noch verbessert werden.

Insgesamt lässt sich zusammenfassen, dass die durchgeführten Untersuchungen zu den in Kapitel 6 definierten Forschungsfragen dazu beigetragen haben, die in Kapitel 3.4 abgeleiteten Forschungslücken zu verkleinern. Dennoch ist vertiefende Forschung notwendig, um die hier grundsätzlich bearbeiteten Fragestellungen endgültig zu beantworten.

7.3 Ausblick

Aufgrund der thematischen Vielfalt des Top-Level-Konzepts und es darauf aufbauenden Feinkonzepts dieser Arbeit wurden viele Bereiche in prototypischer Form umgesetzt. Dies bezieht sich unter anderem auf die in Kapitel 4.4 erwähnten Funktionalitäten zur Sensorpfadplanung, zum Coverage-Path-Planning, zum Sensor-Scheduling, zum Autopiloten und zur Lokalisierung. Aber auch die funktionale Schwerpunkte dieser Arbeit beinhalten konzeptionelle und implementierungsseitige Vereinfachungen, z. B. bei der Parameterwahl und -einteilung sowie bei der

7 Zusammenfassung & Ausblick

Erstellung und Vorverarbeitung der zugrunde liegenden Daten. Insofern werden weitere Studien benötigt, die diese Teilbereiche gezielt adressieren.

Hinsichtlich der Beantwortung der Forschungsfragen wären aufbauende Arbeiten denkbar. Dazu zählen eine erweiterte Expertenbefragung mit einer größeren Zahl an Teilnehmenden und angepasstem Befragungskonzept oder sogar in Realflügen. Für die Sensorleistungsmodellierung wären weitere Realflugversuche zur Ergänzung des bestehenden Datensatzes hinsichtlich der vorhandenen Parameterlücken sinnvoll. Zusätzlich könnten Variationen der Sensorleistungsmodelle unter Nutzung anderer und zusätzlicher Sensoren für größere Luftfahrzeuge entwickelt werden. Hinsichtlich der Planung beobachtbarkeitsoptimierter Flugpfade kommen außerdem zusätzliche Vergleiche mit anderen Leistungsmodellvarianten sowie unter Berücksichtigung anderer Umgebungsbedingungen mit reduzierter Notlandefeldanzahl und größeren Abständen zueinander, aber auch mit mehr Verdeckung durch das Gelände wie z. B. in den Bergen, in Frage. Des Weiteren wären Arbeiten mit kinodynamischer Flugpfadplanung denkbar, um fliegbare Trajektorien zu garantieren. Schließlich wurde die hier vorgestellte Methodik bislang nur auf einem Entwicklungsrechner implementiert und getestet. Für weitere Schritte hin zur Onboard-Anwendung sind weitere Optimierungen und die Übertragung auf ein Embedded-System erforderlich.

Literatur

- [1] *Deutscher Plan für Luftverkehrssicherheit 2023-2024*. Techn. Ber. Zugriff am: 18.08.2025. Bundesministerium für Verkehr. URL: https://www.bmv.de/SharedDocs/DE/Anlage/LF/deutscher-plan-fuer-luftverkehrssicherheit-pdf.pdf?__blob=publicationFile.
- [2] Jens Friedemann und Dr. Susann Winkler. *Studie zur Flugsicherheit von Luftsportgeräten - Analyse von Unfällen und Störungen mit Luftsportgeräten in Deutschland in den Jahren 2000-2019*. Techn. Ber. Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, 2022.
- [3] *Annual Safety Review 2024*. Techn. Ber. European Union Aviation Safety Agency, 2024. DOI: 10.2822/49362.
- [4] Olja Cokorilo u. a. „Analysis of stress effects on pilot workload“. In: *Second International Conference on Advances in Traffic and Communication Technologies (ATCT)*. Juni 2024.
- [5] R. Key Dismukes, Timothy E. Goldsmith und Janeen A. Kochan. *Effects of Acute Stress on Aircrew Performance: Literature Review and Analysis of Operational Aspects*. Techn. Ber. National Aeronautics und Space Administration (NASA), 2015.
- [6] Rich Stowell. *Emergency Maneuver Training: Controlling Your Airplane During A Crisis*. Bd. 8. 2022. ISBN: 1-879425-92-0.
- [7] *Info Verkehrszulassung & Jahresnachprüfung*. Zugriff am: 22.08.2025. URL: <https://lsgb.daec.de/ul-zulassung-jahresnachpruefung/>.
- [8] *Easy Access Rules for Continuing Airworthiness (Regulation (EU) No 1321/2014)*. Techn. Ber. European Union Aviation Safety Agency, 2024.
- [9] *Easy Access Rules for Medical Requirements*. Techn. Ber. European Union Aviation Safety Agency, 2020.
- [10] *Ausbildungshandbuch für Luftfahrerschulen*. Techn. Ber. DAeC, 2025.
- [11] *Easy Access Rules for Aircrew (Regulation (EU) No 1178/2011)*. Techn. Ber. European Union Aviation Safety Agency, 2024.

Literatur

- [12] *Risk Management Handbook*. Techn. Ber. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2022.
- [13] Federal Aviation Administration U.S. Department of Transportation. *Small airplane categories*. Zugriff am: 16.08.2025. URL: https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/small_airplanes/categories.
- [14] Federal Aviation Administration U.S. Department of Transportation. *Airplane Flying Handbook*. Techn. Ber. 2021.
- [15] *Aeronautical Information Manual*. Techn. Ber. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2017.
- [16] Jürgen Mies und Hans-Peter Walluf. *Safety Letter Notlandung*. Techn. Ber. AOPA Germany, 2021.
- [17] *Handbuch für BRS-5/-6 Rettungssysteme*. Techn. Ber. 2025.
- [18] Garmin. *Garmin Autoland*. Zugriff am: 16.08.2025. URL: <https://discover.garmin.com/de-DE/autonomi/>.
- [19] *Visual Flight Rules Guide Version 8.0*. Techn. Ber. Australian Governmen, Civil Aviation Safety Authority, 2024.
- [20] Hugh Harrison Hurt. *Aerodynamics for Naval Aviators*. 1965.
- [21] *Air Traffic Organization Policy*. Techn. Ber. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2015.
- [22] *Flight Instructor Guide*. Techn. Ber. Civil Aviation Authority of New Zealand, 2023.
- [23] Nicolas Meuleau u. a. „An Emergency Landing Planner for Damaged Aircraft.“ In: Juli 2009.
- [24] Raúl Sáez u. a. „An Automated Emergency Airport and Off-Airport Landing Site Selector“. In: *2022 IEEE/AIAA 41st Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. 2022, S. 1–10. DOI: 10.1109/DASC55683.2022.9925757.
- [25] Mayank Garg, Abhishek Kumar und P.B. Sujit. „Terrain-based landing site selection and path planning for fixed-wing UAVs“. In: *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. 2015, S. 246–251. DOI: 10.1109/ICUAS.2015.7152297.
- [26] Matthew Coombes. „Landing site reachability and decision making for UAS forced landings“. Diss. Loughborough University, 2016.

- [27] Arno Fallast und Bernd Messnarz. „Automated trajectory generation and airport selection for an emergency landing procedure of a CS23 aircraft“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 8 (2017), S. 481–492. ISSN: 1869-5590. DOI: <https://doi.org/10.1007/s13272-017-0252-5>.
- [28] Pedro Fernando Almeida Di Donato. „Toward Autonomous Aircraft Emergency Landing Planning“. Diss. University of Michigan, 2017.
- [29] Jakub Sláma, Jáchym Herynek und Jan Faigl. „Risk-Aware Emergency Landing Planning for Gliding Aircraft Model in Urban Environments“. In: *2023 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. 2023, S. 4820–4826. DOI: 10.1109/IROS55552.2023.10341622.
- [30] Yu-Fei Shen u. a. „A Vision-Based Automatic Safe Landing-Site Detection System“. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 49.1 (2013), S. 294–311. DOI: 10.1109/TAES.2013.6404104.
- [31] Bulent Ayhan u. a. „Semi-Automated Emergency Landing Site Selection Approach for UAVs“. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 55.4 (2019), S. 1892–1906. DOI: 10.1109/TAES.2018.2879529.
- [32] Markus Zwick, Matthias Gerdts und Peter Stütz. „Sensor-Model-Based Trajectory Optimization for UAVs to Enhance Detection Performance: An Optimal Control Approach and Experimental Results“. In: *Sensors* 23.2 (2023). ISSN: 1424-8220. DOI: 10.3390/s23020664. URL: <https://www.mdpi.com/1424-8220/23/2/664>.
- [33] Simon Koch, Johannes Ostler und Peter Stütz. „Estimating Object Perception Performance in Aerial Imagery Using a Bayesian Approach“. In: *2023 IEEE Aerospace Conference*. 2023, S. 1–9. DOI: 10.1109/AER055745.2023.10115828.
- [34] Martin Ruß und Peter Stütz. „Airborne Sensor and Perception Management: Context-Based Selection of Specialized CNNs to Ensure Reliable and Trustworthy Object Detection“. In: *Modelling and Simulation for Autonomous Systems*. Hrsg. von Jan Mazal u. a. Cham: Springer International Publishing, 2023, S. 182–206. ISBN: 978-3-031-31268-7.
- [35] Christian Hellert, Simon Koch und Peter Stütz. „Using Algorithm Selection for Adaptive Vehicle Perception Aboard UAV“. In: Sep. 2019, S. 1–8. DOI: 10.1109/AVSS.2019.8909862.

Literatur

- [36] Tobias Hupel und Peter Stütz. „Measuring and Predicting Sensor Performance for Camouflage Detection in Multispectral Imagery“. In: *Sensors* 23.19 (2023). ISSN: 1424-8220. DOI: 10.3390/s23198025. URL: <https://www.mdpi.com/1424-8220/23/19/8025>.
- [37] Randal W. Beard und Timothy W. McLain. *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*. Juni 2025.
- [38] Siciliano Bruno u. a. *Foundations of Robotics*. 1st. Springer Cham, 2025. ISBN: 978-3-031-85523-8. DOI: 10.1007/978-3-031-85523-8.
- [39] Kevin M. Lynch und Frank C. Park. *Modern Robotics: Mechanics, Planning, and Control*. 1st. USA: Cambridge University Press, 2017. ISBN: 1107156300.
- [40] Steven M. LaValle. *Planning Algorithms*. Cambridge University Press, 2006.
- [41] Bruno Siciliano u. a. *Robotics: Modelling, Planning and Control*. 1st. Springer Publishing Company, Incorporated, 2008. ISBN: 1846286417.
- [42] Antonios Tsourdos, Brian White und Madhavan Shanmugavel. *Cooperative Path Planning of Unmanned Aerial Vehicles*. John Wiley & Sons, Ltd, 2010. ISBN: 9780470974636. DOI: 10.1002/9780470974636. eprint: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/pdf/10.1002/9780470974636>. URL: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/9780470974636>.
- [43] Tomáš Levora, Ondrej Bruna und Pavel Paces. „Path Planning for Ultralights under Emergency Conditions“. In: *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*. Sep. 2014.
- [44] Kanny Krizzy D. Serrano u. a. „Path Planning Algorithm for Emergency Landing of Fixed-Wing UAV“. In: *Intelligent Systems Design and Applications*. Hrsg. von Ajith Abraham u. a. Cham: Springer Nature Switzerland, 2024, S. 358–366. ISBN: 978-3-031-64847-2.
- [45] Raúl Sáez u. a. „A flight-procedure generation framework based on an RRT* path planning algorithm“. In: *Advanced Engineering Informatics* 64 (2025), S. 102975. ISSN: 1474-0346. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.aei.2024.102975>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1474034624006268>.
- [46] Petr Váňa u. a. „Minimal 3D Dubins Path with Bounded Curvature and Pitch Angle“. In: *2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. 2020, S. 8497–8503. DOI: 10.1109/ICRA40945.2020.9197084.

- [47] Hassan Haghighi, Daniel Delahaye und Davood Asadi. „Performance-based emergency landing trajectory planning applying meta-heuristic and Dubins paths“. In: *Applied Soft Computing* 117 (2022), S. 108453. ISSN: 1568-4946. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2022.108453>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1568494622000242>.
- [48] Salvatore Rosario Bassolillo u. a. „Path Planning for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles: An Integrated Approach with Theta* and Clothoids“. In: *Drones* 8.2 (2024). ISSN: 2504-446X. DOI: 10.3390/drones8020062. URL: <https://www.mdpi.com/2504-446X/8/2/62>.
- [49] Steffen Flämig, Matthias Graefenhan und Wolfram Schiffmann. „Modelling of aircraft trajectories for emergency landing using kinematoid chains“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 14 (Juli 2023), S. 679–692. DOI: 10.1007/s13272-023-00667-w.
- [50] Richard Kuchar u. a. „MOREALIS - A Holistic Approach to Enhance Safety for Micro-Aircraft Operations“. In: *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2024*. Sep. 2024.
- [51] Aamir Mairaj und Rohail Tahir. „SWaP Reduction: Vital for Choice of Avionics Architecture“. In: *International Conference on Engineering and Emerging Technologies*. März 2014.
- [52] Dimitris G. Manolakis, Ronald B. Lockwood und Thomas W. Cooley. *Hyperspectral Imaging Remote Sensing: Physics, Sensors, and Algorithms*. Cambridge University Press, 2016.
- [53] Konstantin D Stefanov. *CMOS Image Sensors*. 2053-2563. IOP Publishing, 2022. ISBN: 978-0-7503-3235-4. DOI: 10.1088/978-0-7503-3235-4. URL: <https://dx.doi.org/10.1088/978-0-7503-3235-4>.
- [54] C. Waldschmidt, C. Bonfert und T. Grebner. *Millimeter Wave Radar: Hardware and Signal Processing*. Springer Cham, 2025. ISBN: 978-3-031-89118-2. DOI: 10.1007/978-3-031-89118-2. URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-031-89118-2>.
- [55] John Wiley & Sons, Ltd, 2011. ISBN: 9780470976913. DOI: <https://doi.org/10.1002/9780470976913.fmatter>.
- [56] Paul Herzig u. a. „Evaluation of RGB and Multispectral Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Imagery for High-Throughput Phenotyping and Yield Prediction in Barley Breeding“. In: *Remote Sensing* 13.14 (2021). ISSN: 2072-4292. DOI: 10.3390/rs13142670. URL: <https://www.mdpi.com/2072-4292/13/14/2670>.

Literatur

- [57] Eulalia Balestrieri u. a. „Sensors and Measurements for Unmanned Systems: An Overview“. In: *Sensors* 21.4 (2021). ISSN: 1424-8220. DOI: 10.3390/s21041518. URL: <https://www.mdpi.com/1424-8220/21/4/1518>.
- [58] Zhangjing Wang, Yu Wu und Qingqing Niu. „Multi-Sensor Fusion in Automated Driving: A Survey“. In: *IEEE Access* 8 (2020), S. 2847–2868. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2962554.
- [59] Tran Xuan Bach Nguyen, Kent Rosser und Javaan Chahl. „A Review of Modern Thermal Imaging Sensor Technology and Applications for Autonomous Aerial Navigation“. In: *Journal of Imaging* 7.10 (2021). ISSN: 2313-433X. DOI: 10.3390/jimaging7100217. URL: <https://www.mdpi.com/2313-433X/7/10/217>.
- [60] C. Briese u. a. „MULTI-WAVELENGTH AIRBORNE LASER SCANNING FOR ARCHAEOLOGICAL PROSPECTION“. In: *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences XL-5/W2* (2013), S. 119–124. DOI: 10.5194/isprsarchives-XL-5-W2-119-2013. URL: <https://isprs-archives.copernicus.org/articles/XL-5-W2/119/2013/>.
- [61] Narges Takhtkeshha u. a. „Multispectral Light Detection and Ranging Technology and Applications: A Review“. In: *Sensors* 24.5 (2024). ISSN: 1424-8220. DOI: 10.3390/s24051669. URL: <https://www.mdpi.com/1424-8220/24/5/1669>.
- [62] Jianxin Jia u. a. „Review on Active and Passive Remote Sensing Techniques for Road Extraction“. In: *Remote Sensing* 13.21 (2021). ISSN: 2072-4292. DOI: 10.3390/rs13214235. URL: <https://www.mdpi.com/2072-4292/13/21/4235>.
- [63] C L Glennie u. a. „Geodetic imaging with airborne LiDAR: the Earth’s surface revealed“. In: *Reports on Progress in Physics* 76.8 (Juli 2013), S. 086801. DOI: 10.1088/0034-4885/76/8/086801. URL: <https://dx.doi.org/10.1088/0034-4885/76/8/086801>.
- [64] Shin-Kyu Choi, Ryan Angeles Ramirez und Tae-Hyuk Kwon. „Acquisition of high-resolution topographic information in forest environments using integrated UAV-LiDAR system: System development and field demonstration“. In: *Heliyon* 9.9 (2023), e20225. ISSN: 2405-8440. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2023.e20225>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2405844023074339>.
- [65] Manlai Ding u. a. „A W-Band Active Phased Array Miniaturized Scan-SAR with High Resolution on Multi-Rotor UAVs“. In: *Remote Sensing* 14.22 (2022). ISSN: 2072-4292. DOI: 10.3390/rs14225840. URL: <https://www.mdpi.com/2072-4292/14/22/5840>.

- [66] *Easy Access Rules for Standardised European Rules of the Air (SERA)*. Techn. Ber. European Union Aviation Safety Agency, 2024.
- [67] David Nospes und Peter Stütz. „Preflight Aircraft Emergency Landing Field Estimation using Optimization“. In: *2022 IEEE/AIAA 41st Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. 2022, S. 1–9. DOI: 10.1109/DASC55683.2022.9925734.
- [68] David Nospes und Peter Stütz. „Aircraft Emergency Landing Site Selection: A Hierarchical Approach“. In: *2023 IEEE/AIAA 42nd Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. 2023, S. 1–7. DOI: 10.1109/DASC58513.2023.10311169.
- [69] David Nospes und Peter Stütz. „Sensor Path Planning and Scheduling for Aircraft Emergency Landing Field Monitoring“. In: *2024 IEEE Aerospace Conference*. 2024, S. 1–10. DOI: 10.1109/AER058975.2024.10521099.
- [70] David Nospes und Peter Stütz. „Sensor and Coverage Path Planning for the Monitoring of Aircraft Emergency Landing Sites“. In: *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2024*. Sep. 2024.
- [71] Simon Koch. „Improving sensor scheduling in UAV multi-target tracking with sensor performance models“. Diss. München: Universität der Bundeswehr München, 2024. ISBN: 978-3-8439-5540-9.
- [72] Mark Everingham u. a. „The Pascal Visual Object Classes (VOC) Challenge“. In: *International Journal of Computer Vision* 88 (Juni 2010), S. 303–338. ISSN: 1573-1405. DOI: 10.1007/s11263-009-0275-4. URL: <https://doi.org/10.1007/s11263-009-0275-4>.
- [73] Olga Russakovsky u. a. „ImageNet Large Scale Visual Recognition Challenge“. In: *International Journal of Computer Vision* 115 (Dez. 2015), S. 211–252. ISSN: 1573-1405. DOI: 10.1007/s11263-015-0816-y. URL: <https://doi.org/10.1007/s11263-015-0816-y>.
- [74] Tobias Weyand u. a. „Google Landmarks Dataset v2 – A Large-Scale Benchmark for Instance-Level Recognition and Retrieval“. In: Juni 2020, S. 2572–2581. DOI: 10.1109/CVPR42600.2020.00265.
- [75] Richard Szeliski. *Computer Vision: Algorithms and Applications*. Springer Cham, 2022. ISBN: 978-3-030-34372-9. DOI: 10.1007/978-3-030-34372-9.

Literatur

- [76] Thomas L. Saaty. „How to make a decision: The analytic hierarchy process“. In: *European Journal of Operational Research* 48.1 (1990). Decision making by the analytic hierarchy process: Theory and applications, S. 9–26. ISSN: 0377-2217. DOI: [https://doi.org/10.1016/0377-2217\(90\)90057-I](https://doi.org/10.1016/0377-2217(90)90057-I). URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/037722179090057I>.
- [77] Thomas Saaty. „Decision making with the Analytic Hierarchy Process“. In: *Int. J. Services Sciences* 1 (Jan. 2008). DOI: 10.1504/IJSSCI.2008.017590.
- [78] Alessio Ishizaka und Phillipe Nemery. *Multicriteria decision analysis: methods and software*. English. Wiley, 2013. ISBN: 9781119974079.
- [79] Thomas Saaty. „The analytic hierarchy and analytic network measurement processes: Applications to decisions under Risk“. In: *European Journal of Pure and Applied Mathematics* 1 (Jan. 2008). DOI: 10.29020/nybg.ejpam.v1i1.6.
- [80] Carlos A. Bana e Costa, Jean-Marie de Corte und Jean-Claude Vansnick. „MACBETH. (Overview of MACBETH multicriteria decision analysis approach)“. In: *International Journal of Information Technology and Decision Making* 11 (Jan. 2003), S. 359–387.
- [81] Ching-Lai Hwang, Young-Jou Lai und Ting-Yun Liu. „A new approach for multiple objective decision making“. In: *Computers & Operations Research* 20.8 (1993), S. 889–899. ISSN: 0305-0548. DOI: 10.1016/0305-0548(93)90109-V.
- [82] Judea Pearl. *Probabilistic Reasoning in Intelligent Systems: Networks of Plausible Inference*. Morgan Kaufmann, 1988. ISBN: 978-0-08-051489-5. DOI: 10.1016/C2009-0-27609-4.
- [83] Iena Petronella Derks und Alta de Waal. „A Taxonomy of Explainable Bayesian Networks“. In: *Artificial Intelligence Research*. Hrsg. von Aurore Gerber. Cham: Springer International Publishing, 2020, S. 220–235. ISBN: 978-3-030-66151-9.
- [84] Bernd Jähne. *Digitale Bildverarbeitung und Bildgewinnung*. Springer Vieweg Berlin, Heidelberg, 2024. ISBN: 978-3-662-59510-7. DOI: 10.1007/978-3-662-59510-7.
- [85] N. Dalal und B. Triggs. „Histograms of oriented gradients for human detection“. In: *2005 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR'05)*. Bd. 1. 2005, 886–893 vol. 1. DOI: 10.1109/CVPR.2005.177.
- [86] Ethan Rublee u. a. „ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF“. In: *2011 International Conference on Computer Vision*. 2011, S. 2564–2571. DOI: 10.1109/ICCV.2011.6126544.

- [87] Radu Bogdan Rusu u. a. „Fast 3D Recognition and Pose Using the Viewpoint Feature Histogram“. In: *Proceedings of the 23rd IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. Taipei, Taiwan, Okt. 2010.
- [88] Syed Sahil Abbas Zaidi u. a. „A survey of modern deep learning based object detection models“. In: *Digital Signal Processing* 126 (2022), S. 103514. ISSN: 1051-2004. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.dsp.2022.103514>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1051200422001312>.
- [89] Zonghui Li u. a. „Development and challenges of object detection: A survey“. In: *Neurocomputing* 598 (2024), S. 128102. ISSN: 0925-2312. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.neucom.2024.128102>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0925231224008737>.
- [90] Yibo Sun, Zhe Sun und Weitong Chen. „The evolution of object detection methods“. In: *Engineering Applications of Artificial Intelligence* 133 (2024), S. 108458. ISSN: 0952-1976. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.engappai.2024.108458>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S095219762400616X>.
- [91] Maria Trigka und Elias Dritsas. „A Comprehensive Survey of Machine Learning Techniques and Models for Object Detection“. In: *Sensors* 25.1 (2025). ISSN: 1424-8220. DOI: 10.3390/s25010214. URL: <https://www.mdpi.com/1424-8220/25/1/214>.
- [92] Joseph Redmon u. a. „You Only Look Once: Unified, Real-Time Object Detection“. In: *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*. Juni 2016.
- [93] Momina Liaqat Ali und Zhou Zhang. „The YOLO Framework: A Comprehensive Review of Evolution, Applications, and Benchmarks in Object Detection“. In: *Computers* 13.12 (2024). ISSN: 2073-431X. DOI: 10.3390/computers13120336. URL: <https://www.mdpi.com/2073-431X/13/12/336>.
- [94] Ayşe Aybilge Murat und Mustafa Servet Kiran. „A comprehensive review on YOLO versions for object detection“. In: *Engineering Science and Technology, an International Journal* 70 (2025), S. 102161. ISSN: 2215-0986. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2025.102161>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2215098625002162>.
- [95] Glenn Jocher, Jing Qiu und Ayush Chaurasia. *Ultralytics YOLO*. Version 8.0.0. Jan. 2023. URL: <https://github.com/ultralytics/ultralytics>.

Literatur

- [96] Zhaowei Cai und Nuno Vasconcelos. „Cascade R-CNN: Delving Into High Quality Object Detection“. In: *2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. 2018, S. 6154–6162. DOI: 10.1109/CVPR.2018.00644.
- [97] Rich Caruana und Alexandru Niculescu-Mizil. „An empirical comparison of supervised learning algorithms“. In: *Proceedings of the 23rd International Conference on Machine Learning*. ICML '06. Pittsburgh, Pennsylvania, USA: Association for Computing Machinery, 2006, S. 161–168. ISBN: 1595933832. DOI: 10.1145/1143844.1143865. URL: <https://doi.org/10.1145/1143844.1143865>.
- [98] T. Cover und P. Hart. „Nearest neighbor pattern classification“. In: *IEEE Transactions on Information Theory* 13.1 (1967), S. 21–27. DOI: 10.1109/TIT.1967.1053964.
- [99] Rong-En Fan u. a. „LIBLINEAR: A Library for Large Linear Classification“. In: *J. Mach. Learn. Res.* 9 (Juni 2008), S. 1871–1874. ISSN: 1532-4435.
- [100] David J. Hand und Keming Yu. „Idiot’s Bayes: Not So Stupid after All?“ In: *International Statistical Review / Revue Internationale de Statistique* 69.3 (2001), S. 385–398. ISSN: 03067734, 17515823. URL: <http://www.jstor.org/stable/1403452> (besucht am 19. 08. 2025).
- [101] Irina Rish. „An Empirical Study of the Naïve Bayes Classifier“. In: *IJCAI 2001 Work Empir Methods Artif Intell* 3 (Jan. 2001).
- [102] Geoffrey E. Hinton. „Connectionist learning procedures“. In: *Artificial Intelligence* 40.1 (1989), S. 185–234. ISSN: 0004-3702. DOI: 10.1016/0004-3702(89)90049-0. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0004370289900490>.
- [103] Leo Breiman. „Random Forests“. In: *Machine Learning* 45 (2001), S. 5–32. DOI: 10.1023/A:1010933404324. URL: <https://doi.org/10.1023/A:1010933404324>.
- [104] Ludwig Fahrmeir, Thomas Kneib und Stefan Lang. *Regression: Modelle, Methoden und Anwendungen*. 2. Springer Berlin, Heidelberg, 2009. ISBN: 978-3-642-01837-4. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-01837-4>.
- [105] Gireen Naidu, Tranos Zuva und Elias Mmbongeni Sibanda. „A Review of Evaluation Metrics in Machine Learning Algorithms“. In: *Artificial Intelligence Application in Networks and Systems*. Hrsg. von Radek Silhavy und Petr Silhavy. Cham: Springer International Publishing, 2023, S. 15–25. ISBN: 978-3-031-35314-7.
- [106] David L. Olson und Dursun Delen. *Advanced data mining techniques*. Springer Berlin, Heidelberg, Jan. 2008. ISBN: 978-3-540-76917-0. DOI: 10.1007/978-3-540-76917-0.

- [107] T.A. Runkler. *Data Mining: Modelle und Algorithmen intelligenter Datenanalyse*. Computational Intelligence. Springer Fachmedien Wiesbaden, 2015. ISBN: 9783834821713. URL: <https://books.google.de/books?id=AZuoCgAAQBAJ>.
- [108] C.J. Van Rijsbergen. *Information Retrieval*. Butterworths, 1975. ISBN: 9780408707176. URL: <https://books.google.de/books?id=EJ2PQgAACAAJ>.
- [109] Jesse Davis und Mark Goadrich. „The Relationship Between Precision-Recall and ROC Curves“. In: Bd. 06. Juni 2006. DOI: 10.1145/1143844.1143874.
- [110] Takaya Saito und Marc Rehmsmeier. „The precision-recall plot is more informative than the ROC plot when evaluating binary classifiers on imbalanced datasets“. In: *PLoS One* (März 2015). DOI: 10.1371/journal.pone.0118432.
- [111] C. Strobl, AL. Boulesteix und A. et al. Zeileis. „Bias in random forest variable importance measures: Illustrations, sources and a solution“. In: *BMC Bioinformatics* 8 (2007). DOI: 10.1186/1471-2105-8-25. URL: <https://dx.doi.org/10.1186/1471-2105-8-25>.
- [112] Jing Lei u. a. „Distribution-Free Predictive Inference for Regression“. In: *Journal of the American Statistical Association* 113.523 (2018), S. 1094–1111. DOI: 10.1080/01621459.2017.1307116. eprint: <https://doi.org/10.1080/01621459.2017.1307116>. URL: <https://doi.org/10.1080/01621459.2017.1307116>.
- [113] Matthew Kelly. „An Introduction to Trajectory Optimization: How to Do Your Own Direct Collocation“. In: *SIAM Review* 59.4 (2017), S. 849–904. DOI: 10.1137/16M1062569. eprint: <https://doi.org/10.1137/16M1062569>. URL: <https://doi.org/10.1137/16M1062569>.
- [114] John T. Betts. „Survey of Numerical Methods for Trajectory Optimization“. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 21.2 (1998), S. 193–207. DOI: 10.2514/2.4231. eprint: <https://doi.org/10.2514/2.4231>. URL: <https://doi.org/10.2514/2.4231>.
- [115] John T. Betts. *Practical Methods for Optimal Control and Estimation Using Nonlinear Programming, Second Edition*. Second. Society for Industrial und Applied Mathematics, 2010. DOI: 10.1137/1.9780898718577. eprint: <https://epubs.siam.org/doi/pdf/10.1137/1.9780898718577>. URL: <https://epubs.siam.org/doi/abs/10.1137/1.9780898718577>.

Literatur

- [116] C. Goerzen, Z. Kong und B. Mettler. „A Survey of Motion Planning Algorithms from the Perspective of Autonomous UAV Guidance“. In: *Journal of Intelligent and Robotic Systems* 57 (Jan. 2010), S. 65–100. DOI: 10.1007/s10846-009-9383-1. URL: <https://doi.org/10.1007/s10846-009-9383-1>.
- [117] Soheila Ghambari u. a. „UAV Path Planning Techniques: A Survey“. In: *RAIRO - Operations Research* 58 (März 2024). DOI: 10.1051/ro/2024073.
- [118] Liding Zhang u. a. „Motion planning for robotics: A review for sampling-based planners“. In: *Biomimetic Intelligence and Robotics* 5.1 (2025), S. 100207. ISSN: 2667-3797. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.birob.2024.100207>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2667379724000652>.
- [119] Sertac Karaman und Emilio Frazzoli. „Sampling-based algorithms for optimal motion planning“. In: *The International Journal of Robotics Research* 30.7 (2011), S. 846–894. DOI: 10.1177/0278364911406761. eprint: <https://doi.org/10.1177/0278364911406761>. URL: <https://doi.org/10.1177/0278364911406761>.
- [120] Steven M. LaValle. „Rapidly-exploring random trees: a new tool for path planning“. In: (1998).
- [121] L.E. Kavraki u. a. „Probabilistic roadmaps for path planning in high-dimensional configuration spaces“. In: *IEEE Transactions on Robotics and Automation* 12.4 (1996), S. 566–580. DOI: 10.1109/70.508439.
- [122] E. W. Dijkstra. „A note on two problems in connexion with graphs“. In: *Numerische Mathematik* 1 (Dez. 1959). DOI: 10.1007/BF01386390. URL: <https://doi.org/10.1007/BF01386390>.
- [123] Jørgen Bang-Jensen und Gregory Z. Gutin. *Digraphs: Theory, Algorithms and Applications*. 2nd. Springer London, Dez. 2008. ISBN: 978-1-84800-998-1. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-1-84800-998-1>.
- [124] František Duchoň u. a. „Path Planning with Modified a Star Algorithm for a Mobile Robot“. In: *Procedia Engineering* 96 (2014). Modelling of Mechanical and Mechatronic Systems, S. 59–69. ISSN: 1877-7058. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.098>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S187770581403149X>.
- [125] M.A. Porta Garcia u. a. „Path planning for autonomous mobile robot navigation with ant colony optimization and fuzzy cost function evaluation“. In: *Applied Soft Computing* 9.3 (2009), S. 1102–1110. ISSN: 1568-4946. DOI: <https://doi.org/10.1016/j>.

- asoc.2009.02.014. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1568494609000349>.
- [126] Jianping Tu und S.X. Yang. „Genetic algorithm based path planning for a mobile robot“. In: *2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No.03CH37422)*. Bd. 1. 2003, 1221–1226 vol.1. DOI: 10.1109/ROBOT.2003.1241759.
- [127] Oussama Khatib. „Real-Time Obstacle Avoidance for Manipulators and Mobile Robots“. In: *The International Journal of Robotics Research* 5.1 (1986), S. 90–98. DOI: 10.1177/027836498600500106. eprint: <https://doi.org/10.1177/027836498600500106>. URL: <https://doi.org/10.1177/027836498600500106>.
- [128] Mark Owen, Randal W. Beard und Timothy W. McLain. „Implementing Dubins Airplane Paths on Fixed-Wing UAVs“. In: *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Hrsg. von Kimon P. Valavanis und George J. Vachtsevanos. Dordrecht: Springer Netherlands, 2015, S. 1677–1701. ISBN: 978-90-481-9707-1. DOI: 10.1007/978-90-481-9707-1_120. URL: https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1_120.
- [129] Dongwon Jung und Panagiotis Tsiotras. „On-Line Path Generation for Unmanned Aerial Vehicles Using B-Spline Path Templates“. In: *Journal of Guidance Control and Dynamics* 36 (Nov. 2013). DOI: 10.2514/1.60780.
- [130] Hiroyuki Kano und Hiroyuki Fujioka. „B-Spline Trajectory Planning with Curvature Constraint“. In: *2018 Annual American Control Conference (ACC)*. 2018, S. 1963–1968. DOI: 10.23919/ACC.2018.8431703.
- [131] Steven Macenski u. a. „Robot Operating System 2: Design, architecture, and uses in the wild“. In: *Science Robotics* 7.66 (2022). DOI: 10.1126/scirobotics.abm6074. URL: <https://www.science.org/doi/abs/10.1126/scirobotics.abm6074>.
- [132] Daniel Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition*. Sep. 2018. ISBN: 978-1-62410-490-9. DOI: 10.2514/4.104909.
- [133] Garrecht Avionik GmbH. *OpenAIP*. Zugriff am: 05.08.2025. URL: <https://www.openaip.net/>.
- [134] D. Reinert u.a. *DWD Database Reference for the Global and Regional ICON and ICON-EPS Forecasting System*. Zugriff am: 05.08.2025. URL: https://www.dwd.de/DE/leistungen/nwv_icon_d2_modelldokumentation/nwv_icon_d2_modelldokumentation.html.

Literatur

- [135] Luftsportklub Dümpel e.V. *Sonderlandeplatz EDKF Bergneustadt: Selbstbriefing zum Nachweis der Ortskunde*. Zugriff am: 05.08.2025. URL: <https://lsc-duempel.de/wp-content/uploads/2024/01/Selbstbriefing-Ortskunde-EDKF-Stand-2024-01-18.pdf>.
- [136] Courchevel Altiport. Zugriff am: 05.08.2025. URL: https://altiport-mairie--courchevel-com.translate.goog/altiport-de-courchevel/presentation/laltiport-aujourd'hui.html?_x_tr_sl=fr&_x_tr_tl=de&_x_tr_hl=fr.
- [137] UL-GmbH. *Flug- und Betriebshandbuch SD-1 Minisport SE-33*. 2017. URL: <https://www.sdplanes.de/service>.
- [138] DFS Deutsche Flugsicherung GmbH. *Gemeinsame Grundsätze des Bundes und der Länder für die Anlage und den Betrieb von Flugplätzen für Flugzeuge im Sichtflugbetrieb*. Zugriff am: 05.08.2025. 2013. URL: <https://www.dfs.de/homepage/de/flugsicherung/rechtlicher-rahmen/richtlinien/>.
- [139] ADAC Allgemeiner Deutsche Automobil-Club e. V. *ADAC Luftrettung*. Zugriff am: 05.08.2025. URL: <https://luftrettung.adac.de/stationen/christoph-1/>.
- [140] F. Pedregosa u. a. „Scikit-learn: Machine Learning in Python“. In: *Journal of Machine Learning Research* 12 (2011), S. 2825–2830.
- [141] Felix Eckstein. „Implementierung eines Notlandeassistenten auf Basis von Dubins-Kurven unter Berücksichtigung des Windes“. Diss. Sep. 2018. DOI: 10.13140/RG.2.2.23289.90724.
- [142] Aric A. Hagberg, Daniel A. Schult und Pieter J. Swart. „Exploring network structure, dynamics, and function using NetworkX“. In: *Proceedings of the 7th Python in Science Conference (SciPy2008)* (2008), S. 11–15.
- [143] Andrew Walker. *Dubins-Curves: an open implementation of shortest paths for the forward only car*. Zugriff am: 05.08.2025. 2008. URL: <https://github.com/AndrewWalker/Dubins-Curves>.
- [144] Robert R. Hoffman u. a. „Eliciting Knowledge from Experts: A Methodological Analysis“. In: *Organizational Behavior and Human Decision Processes* 62.2 (1995), S. 129–158. ISSN: 0749-5978. DOI: <https://doi.org/10.1006/obhd.1995.1039>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0749597885710394>.

- [145] E. Hadjigeorgiou u. a. „A systematic review into expert knowledge elicitation methods for emerging food and feed risk identification“. In: *Food Control* 136 (2022), S. 108848. ISSN: 0956-7135. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.foodcont.2022.108848>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S095671352200041X>.
- [146] Rensis Likert. „A Technique for the Measurement of Attitudes“. In: *Archives of Psychology* 140 (1932), S. 1–55.
- [147] Charles Egerton Osgood. *The Measurement of Meaning*. Hrsg. von Donald C. Hildum. Urbana, University of Illinois Press, 1957.
- [148] Louis Guttman. „A Basis for Scaling Qualitative Data“. In: *American Sociological Review* 9.2 (1944), S. 139–150. ISSN: 00031224. URL: <http://www.jstor.org/stable/2086306> (besucht am 24. 09. 2025).
- [149] *Doc 9859 AN/474 Safety Management Manual (SMM)*. Techn. Ber. International Civil Aviation Organization, 2013.
- [150] T. Aven. *The Science of Risk Analysis: Foundation and Practice*. 1. Routledge, 2019. DOI: 10.4324/9780429029189. URL: <https://doi.org/>.
- [151] Resit Unal u. a. *Development of an Expert Judgement Elicitation and Calibration Methodology for Risk Analysis in Conceptual Vehicle Design*. Techn. Ber. National Aeronautics und Space Administration (NASA), 2004.
- [152] Andre Delbecq, Andrew Ven und David Gustafson. „Group Techniques for Program Planning: A Guide to Nominal Group and Delphi Processes“. In: *Glenview, Illinois: Scott Forman and Co* (Jan. 1986).
- [153] RF DeVellis und CT Thorpe. „Scale Development: Theory and Applications“. In: *SAGE Publications* 5 (2022).
- [154] „The mean and median absolute deviations“. In: *Mathematical and Computer Modelling* 34.7 (2001), S. 921–936. ISSN: 0895-7177. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0895-7177\(01\)00109-1](https://doi.org/10.1016/S0895-7177(01)00109-1).
- [155] Shlomo Yitzhaki. „Gini’s Mean Difference: A Superior Measure of Variability for Non-Normal Distributions“. In: *Metron - International Journal of Statistics* LXI (Feb. 2003), S. 285–316.
- [156] D. J. Leiner und SoSci Survey GmbH. *SoSci Survey*. Version 3.7.06. 2025. URL: <https://www.soscisurvey.de>.

Literatur

- [157] R.W. Saaty. „The analytic hierarchy process—what it is and how it is used“. In: *Mathematical Modelling* 9.3 (1987), S. 161–176. ISSN: 0270-0255. DOI: [https://doi.org/10.1016/0270-0255\(87\)90473-8](https://doi.org/10.1016/0270-0255(87)90473-8). URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0270025587904738>.
- [158] Rajendra Bhatia und Chandler Davis. „A Better Bound on the Variance“. In: *The American Mathematical Monthly* 107.4 (2000), S. 353–357. DOI: 10.1080/00029890.2000.12005203. eprint: <https://doi.org/10.1080/00029890.2000.12005203>. URL: <https://doi.org/10.1080/00029890.2000.12005203>.
- [159] Valdecy Pereira, Marcio Pereira Basilio und Carlos Henrique Tarjano SantosCarlos Henrique Tarjano Santos. *Enhancing Decision Analysis with a Large Language Model: pyDecision a Comprehensive Library of MCDA Methods in Python*. 2024. arXiv: 2404.06370 [cs.AI]. URL: <https://arxiv.org/abs/2404.06370>.
- [160] M. Hanine u. a. „Application of an integrated multi-criteria decision making AHP-TOPSIS methodology for ETL software selection“. In: *Springerplus* (2016). DOI: 10.1186/s40064-016-1888-z.
- [161] Chen CH. „A Novel Multi-Criteria Decision-Making Model for Building Material Supplier Selection Based on Entropy-AHP Weighted TOPSIS“. In: *Entropy* (2020). DOI: 10.3390/e22020259.
- [162] Adrian Dudek. „Elektrooptische Wolkendetektion als Beitrag zur Flugsicherheit und Missionseffizienz von unbemannten Luftfahrzeugen“. Diss. Universität der Bundeswehr München, 2024.
- [163] Xue Ying. „An Overview of Overfitting and its Solutions“. In: *Journal of Physics: Conference Series* 1168.2 (Feb. 2019), S. 022022. DOI: 10.1088/1742-6596/1168/2/022022. URL: <https://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/1168/2/022022>.
- [164] Tsung-Yi Lin u. a. „Microsoft COCO: Common Objects in Context“. In: *Computer Vision – ECCV 2014*. Hrsg. von David Fleet u. a. Cham: Springer International Publishing, 2014, S. 740–755. ISBN: 978-3-319-10602-1.

A Pilotenbefragung

Fragen zur Flugerfahrung

Welche Fluglizenzen besitzen Sie?

Wieviele Flugstunden haben Sie bereits Erfahrung mit welchen Luftfahrzeugen?

- Segelflugzeuge
- Motorsegler
- Ultraleichtflugzeuge
- Echo-Klasse
- Größerer Luftfahrzeuge (bitte spezifizieren)

Fragenteil A: Verwendung des Gesamtrettungssystems vs. gesteuerte Notlandung

Verschiedene Kleinflugzeuge sind mittlerweile mit sogenannten Gesamtrettungssystemen ausgestattet. Dabei wird auf Veranlassung der Pilotin bzw. des Piloten durch einen Raketentreibsatz ein Rettungsfallschirm ausgestoßen, an dem das gesamte Luftfahrzeug inklusive Besatzung ungesteuert „ballistisch“ zu Boden sinkt. Damit steht diese Variante des Abstiegs grundsätzlich als Alternative zur klassischen, gesteuerten Notlandung zur Verfügung.

Uns interessiert im folgenden zunächst Ihre Meinung und Präferenzen zur Anwendung der beiden Abstiegsverfahren.

Verwendung des Gesamrettungssystems

1. Stellen Sie sich vor Sie hätten während des Fluges in Reiseflughöhe einen Motorausfall mit einem Kleinflugzeug, welches sonst voll funktionsfähig ist und ein fallschirmbasiertes Gesamrettungssystem besitzt. Sie haben jetzt die Wahl zwischen dem Versuch einer konventionellen Außenlandung oder dem Versuch über eine Freifläche zu fliegen und dort das ballistische Gesamrettungssystem zu nutzen. Wann würden Sie den Notabstieg mit dem ballistischen Gesamrettungssystem der konventionellen, gesteuerten Nottandung vorziehen?

- Immer
- Nie
- In besonderen Situationen

Wenn Sie oben „In besonderen Situationen“ ausgewählt haben, bitte beschreiben Sie diese.

2. Welche potenziellen Gefahren für Personen und Sachen verbinden Sie mit den jeweiligen Alternativen?

1. Gesamrettungssystem
2. Notlandung

1.

2.

3. Wie hoch würden Sie das durchschnittliche Risiko bei der Nutzung des ballistischen Gesamrettungssystems einschätzen?

- kein Risiko
- geringes Risiko
- mittleres Risiko
- hohes Risiko
- extremes Risiko

4. Wie hoch würden Sie das durchschnittliche Risiko bei der Durchführung einer konventionellen Notlandung vermuten?

- kein Risiko
 - geringes Risiko
 - mittleres Risiko
 - hohes Risiko
 - extremes Risiko
-

Fragenteil B: Risikoeinschätzung bei der konventionellen Notlandung

Hier sollen Sie nun annehmen, dass Sie sich in einem Kleinflugzeug ohne ballistischem Gesamtrittungssystem befinden. Zu einem gegebenen Zeitpunkt fällt im Reiseflug der Motor aus und lässt sich auch nicht wieder anlassen. Ansonsten ist das Luftfahrzeug durch Sie steuerbar. Sie sehen sich also gezwungen, eine Notlandung durchzuführen.

Das Ziel des Eingangs angesprochenen Assistenzsystems ist es, in diesem Fall zu Ihrer Unterstützung die Anzahl möglicher Landefelder in der Umgebung auf ihre Eignung als Notlandefläche hin zu, Ihnen eine Auswahl vorzuschlagen und einen Flugweg dorthin zu planen.

Im Folgenden bitten wir Sie nun, uns bei der Anpassung unserer Algorithmen für diese Auswahl zu unterstützen. Bitte geben Sie uns Ihre Einschätzung über den Risikobeitrag verschiedener Faktoren unterschiedlicher Phasen der Landung auf das Risiko eines Notabstiegs. Diese Phasen sind:

- der Flug bis zur näheren Notlandefeldumgebung
- der Flug in der näheren Notlandefeldumgebung
- die Landung auf dem Notlandefeld
- die Bergung.

Im einzelnen interessiert uns, wie eine bestimmte Ausprägung eines Faktors nach Ihrer Meinung das Gesamtrisiko, eine Notlandung sicher durchzuführen zusätzlich erhöht. Die verschiedenen Parameter sollten dafür möglichst unabhängig voneinander betrachtet werden. Zur Vereinfachung wurde der Risikobeitrag in 5 verschiedene Kategorien eingeteilt:

- kein Risikobeitrag,
- geringer Risikobeitrag,
- mittlerer Risikobeitrag,
- hoher Risikobeitrag,
- extrem hoher Risikobeitrag.

Der Fragebogen ist so aufgebaut, dass zu jeder Frage mindestens eine Ausprägung eines Risikofaktors in Form einer zu bewertenden Multiple-Choice-Zeile abgefragt wird. Bitte wählen Sie für alle Zeilen der Antwortmöglichkeiten eine Option aus.

Flugrisiken bis zur näheren Notlandefeldumgebung

5. Wie würden Sie den Risikobeitrag der Distanz zum Notlandefeld und damit die verbleibende Restflugzeit bei Ankunft am Notlandefeld einschätzen? Eine niedrige Distanz sorgt für eine höher Restreichweite und dementsprechende eine größere Höhe über Grund bei Erreichen des Notlandefeldes. Dabei bedeutet die Einteilung „kurz“, dass sich das Notlandefeld innerhalb von 1/3 der Gleitdistanz, „mittel“, dass es sich innerhalb 2/3 der Gleitdistanz und „groß“, dass es sich gerade noch in der Gleitdistanz befindet.

| Distanz | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|----------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| kurz | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| mittel | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| lang | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

6. Wie ist ihre Einschätzung zum Risikobeitrag des auf dem Weg zum Notlandefeld zu durchquerenden Luftraums? Angenommen Sie sind beispielsweise genötigt zum Erreichen Ihres Landefeldes bestimmte Luftraumklassen zu durchfliegen. Inwieweit erhöht dieser Faktor Ihr Risiko?

| Luftraumklassifizierung | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|--------------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| kontrolliert (C/D) | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| restricted (ED-R) | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| prohibited/danger area | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

7. Bitte geben Sie Ihre Vermutung über den Risikobeitrag einer kurzzeitigen, im Extremfall notwendigen Unterbrechung der Flugsicht (z.B. wegen Durchflugs durch eine Wolke/Wolkendecke) beim Anflug auf ein Notlandefeld. Anzeigeinstrumente wie z.B. ein künstlicher Horizont wären in dieser Annahme vorhanden.

| Flugsicht | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|-------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| kurzzeitig unterbrochen | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

8. Wie beurteilen Sie den Einfluss der Komplexität des Flugpfades während des Abstiegs auf den Gesamtrisikobeitrag? Eine niedrige Komplexität beinhaltet hier wenige Kurven, da diese z.B. zu stärkerem Sinken im Gleitflug führen würden und entsprechend eine höhere Stallgeschwindigkeit mit sich bringen. Eine hohe Komplexität kann bspw. durch das notwendige Ausweichen von Wolken verursacht werden. Eine niedrige Komplexität wäre durch die kürzest mögliche Route zum Anfangspunkt des finalen Anflugmusters (z.B. Platzrunde) bestehend aus maximal 2 Kurven und einem gerade Streckenabschnitt gegeben. Alles mit einer größeren Anzahl an benötigten Kurven wird als hohe Komplexität definiert.

| Flugfadekomplexität | kein Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | extremer Risiko- beitrag |
|----------------------------|-------------------------|-----------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------------|
| hoch | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

9. Wie würden Sie die Steigerung des Risikobeitrags durch nicht oder nur wenige vorhandene, beobachtbare Landealternativen/Ausweichoptionen in der Region des Zielnotlandefeldes beurteilen? Dies bezieht sich auf den Fall der Entdeckung von Hindernissen auf dem geplanten Notlandefeld zu einem Zeitpunkt an dem die Änderung des Zielfeldes noch möglich ist. Die Norm wäre hier mehrere Ausweichmöglichkeiten.

| Anzahl Landealternativen | kein Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | extremer Risiko- beitrag |
|---------------------------------|-------------------------|-----------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------------|
| keine Alternative | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| eine Alternative | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

10. Bitte bewerten Sie den Risikobeitrag der unterschiedlichen Risiken während des Fluges zur näheren Notlandefeldumgebung im Verhältnis zueinander. Welcher Beitrag hat den größten Einfluss auf das Risiko, welche haben einen ähnlichen Beitrag und welcher den geringsten?

| | geringster Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | höchster Risiko- beitrag |
|--------------------------|-------------------------------|-----------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------------|
| Distanz zum Notlandefeld | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Luftraumklassifizierung | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Flugsicht | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Flugfadekomplexität | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Anzahl Landealternativen | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

Flugrisiken in der näheren Notlandefeldumgebung

11. Wie würden Sie den Risikobeitrag von unterschiedlichen Hindernissen in der Nähe der Endanflugtrajektorie (Potenzial zu z.B. Turbulenzbildung und Gefährdung des Luftfahrzeugs, schlechtere Einsehbarkeit der Landefläche) beurteilen?

| Anflughindernisse | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|----------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| Gebäude | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Baumreihen | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Strommasten- und Leitungen | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Windräder | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

12. Welchen Einfluss auf das Risiko würden Sie dem Verfahren, welches im Endanflug geflogen wird, geben? Unterschieden wird hier in diesem Fall zwischen einem direkten Anflug, einem 90°, einem 180° (Platzrunde) und einem spiralförmigen Anflugmuster.

| Anflugverfahren | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|--------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| 180° Anflug (Platzrunde) | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| 90° Anflug | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| spiralförmiger Anflug | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Direktanflug | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

13. Wie beurteilen Sie den Einfluss von größeren Winkeln der für die Landung notwendige Querlage während des Anflugverfahrens? „Steil“ sind hier Winkel > 35°.

| Querlage | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|-----------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| steil | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

14. Bitte schätzen Sie den Einfluss des Risikofaktors fehlender Ausweichalternativen in Form einer Freifläche vor und/oder hinter dem geplanten Notlandefeld für den Fall eines ungeplanten „zu kurz / lang Kommens“. Der Optimalfall wäre hier sowohl eine Alternative davor als auch eine dahinter.

| Ausweichoption bei „zu kurz“ oder „zu lang“ kommen | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|---|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| keine Ausweichoption | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Ausweichoption davor aber nicht dahinter | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Ausweichoption dahinter aber nicht davor | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

15. Während des Anfluges kann die Sicht auf das Notlandefeld teilweise- oder zeitweise eingeschränkt sein. Dadurch kann die Detektion von Hindernissen oder Gefahrenquellen behindert werden. Inwieweit erhöht das Ihr Risiko einer sicheren Notlandung.

| Landefeldeinsicht | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|--------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| teilweise einsichtig | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| nicht einsichtig | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

16. Bitte bewerten Sie den Risikobeitrag der unterschiedlichen Risiken während des Fluges in der näheren Notlandefeldumgebung im Verhältnis zueinander. Welcher Beitrag hat den größten Einfluss auf das Risiko, welche haben einen ähnlichen Beitrag und welcher den geringsten?

| | geringster Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | höchster Risiko-beitrag |
|--|---------------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| Anflughindernisse | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Anflugverfahren | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Querlage Anflugverfahren | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Ausweichoption zu „kurz“ oder zu „lang“ kommen | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Notlandefeldeinsicht | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

Risiken während der Landephase

17. Bitte beurteilen Sie den Risikobeitrag von festen und beweglichen Hindernissen in der Freifläche um das Notlandefeld.

| Hindernisse | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|---|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| feste Hindernisse (z.B. Heuballen) vorhanden | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| bewegliche Hindernisse (z.B. Fahrzeuge, Personen) vorhanden | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

18. Wie würden Sie die Risikoerhöhung des Oberflächentyps auf der die Notlandung durchgeführt wird, im Vergleich zu einer Landung auf Asphalt, bewerten?

| Oberfläche | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|-----------------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| Wiese | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Acker (gepflügt) | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Acker (abgeerntet) | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Acker (grün bewachsen, z.B. Mais) | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Acker (gelb bewachsen, z.B. Raps) | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

19. Wie schätzen Sie den Beitrag der Oberflächenbeschaffenheit und damit die Beeinflussung der Lande- und Abbremsseigenschaften aufgrund von Temperatur und Feuchtigkeit auf das Notlanderisiko auf einer Wiese oder einem Acker ein? Die Norm wäre hier „trocken“.

| Oberflächenbeschaffenheit | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|---------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| gefrorene Wiese | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| aufgeweichte Wiese | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| gefrorener Acker | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| aufgeweichter Acker | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

20. Bitte schätzen Sie den Risikobeitrag der Ebenheit des unterliegenden Geländes ein. Uneben bedeutet, es sind Unebenheiten wie Ackerfurchen und andere kleinere Unebenheiten vorhanden.

| Ebenheit | kein Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | extremer Risiko- beitrag |
|-----------------|-------------------------|-----------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------------|
| uneben | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

21. Wie beurteilen Sie den Risikobeitrag der Querneigung des Notlandefeldes? In diesem Fall sind landbare Flächen mit einer Querneigungen größer 2% zu betrachten. Als maximale Querneigung würde hier 7.8% angenommen, wie Sie z.B. am Sonderlandeplatz Bergneustadt (EDKF) anzutreffen ist.

| Querneigung | kein Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | extremer Risiko- beitrag |
|--------------------|-------------------------|-----------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------------|
| vorhanden | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

22. Wie schätzen Sie den Einfluss der Steigung des Landefeldes in Landerichtung auf das Notlanderisiko ein? Betrachtet werden hier landbare Flächen mit einem Gefälle oder der Landung deutlich bergauf im Vergleich zu einer Landung auf einer Fläche ohne Steigung. Bergauf wird unterteilt in eine leichte Steigung bis zu 3% und eine hohe Steigung zwischen 3% und maximal 18,6% wie beim Courchevel Attiport (LFLJ).

| Längsneigung | kein Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | extremer Risiko- beitrag |
|---------------------|-------------------------|-----------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------------|
| Gefälle | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| leichte Steigung | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| hohe Steigung | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

23. Wie würden Sie den Einfluss der Stärke des Seitenwinds auf das Landerisiko einschätzen? Starker Seitenwind würde (Luftfahrzeugtyp abhängig) z.B. bedeuten es sind zwischen 5kts und 10kts Seitenwind vorhanden.

| Seitenwind | kein Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | extremer Risiko- beitrag |
|-------------------|-------------------------|-----------------------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------------|
| stark | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

24. Wie würde Sie den Risikobeitrag von Rücken- oder starkem Gegenwind auf die Notlandung einschätzen? Starker Gegenwind würde (Luftfahrzeugtyp abhängig) z.B. bedeuten es sind zwischen 5kts und 20kts Gegenwind vorhanden.

| | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|--------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| Rücken-/Gegenwind | | | | | |
| Rückenwind | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Gegenwind | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

25. Wie schätzen Sie den Einfluss des Fehlens einer Freifläche/eines Sicherheitsstreifens mit einer Mindestbreite neben der Notlandebahn, welche als Pufferzone für mögliche seitliche Ausbrüche dient, auf das Risiko der Notlandung ein? Die Notlandebahn soll hier die doppelte Flügelspannweite des Luftfahrzeugs breit sein. Die hier betrachtete nominale Mindestbreite des Sicherheitsstreifens soll mindestens 30m betragen.

| | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|--|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| Breite des Sicherheitsstreifens | | | | | |
| kleiner 30m | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

26. Bitte schätzen Sie den Einfluss der relativen Länge des Landefeldes bezogen auf die mit der geplanten Aufsetzgeschwindigkeit geschätzten benötigten Distanz für die Landung auf das Notlanderisiko ein. „Kurz“ bedeutet in diesem Fall, dass 1/3 der minimal benötigten Landefeldlänge zusätzlich vorhanden ist. „Mittel“ hat einen Längenüberschuss von bis zu 2/3 der minimal benötigten Länge und „lang“ beinhaltet alle Landefelder die länger sind.

| | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|-----------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| Landefeldlänge | | | | | |
| kurz | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| mittel | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| lang | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

27. Bitte bewerten Sie den Risikobeitrag der unterschiedlichen Risiken während der Landung im Verhältnis zueinander. Welcher Beitrag hat den größten Einfluss auf das Risiko, welche haben einen ähnlichen Beitrag und welcher den geringsten?

| | geringster Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | höchster Risiko- beitrag |
|--|----------------------------------|--------------------------------|---------------------------------|-----------------------------|--------------------------------|
| Hindernisse um das Notlandefeld | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Oberflächentyp | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Oberflächenbeschaffenheit | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Unebenheit | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Seitenwind | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Querneigung | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| geringe Freiflächengröße um das Notlandefeld | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Wind in Landerichtung | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Längsneigung | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Landefeldlänge | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

Risiken betreffend der Bergungsphase

28. Bitte beurteilen Sie den Einfluss des Notlanderisikobeitrags der Zeit bis Rettungskräfte in Form von Ambulanzfahrzeugen oder Luftrettung vor Ort sind. „Kurz“ bedeutet hier eine Zeit von ca. 9 Minuten bis zur Ankunft (Distanz von bis zu 30km zur Luftrettungsstation), „mittel“ zwischen ca. 9 Minuten und 15 Minuten bis zur Ankunft (ca. 30km - 50km), „groß“ zwischen ca. 15 Minuten und 20 Minuten bis zur Ankunft (ca. 50km - 70km) und „sehr groß“ für alles über darüber (Beispielreferenz: luftrettung.adac.de/stationen/christoph-1/).

| Zeitspanne bis Rettungskräfte vor Ort sind | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|---|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| kurze Zeitspanne | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| mittlere Zeitspanne | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| große Zeitspanne | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| sehr große Zeitspanne | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

29. Welchen Risikobeitrag würden Sie der Distanz zum nächsten bewohnten Gebiet (und damit erhöhter Wahrscheinlichkeit für schnelle Hilfe, aber auch eine erhöhte Kollisionsgefahr) geben? „Kurz“ bedeutet in diesem Fall bewohnte Gebäude befinden sich in der gleichen Freifläche oder unmittelbar neben dem Notlandefeld, „mittel“ bedeutet es ist eine Straße oder Freifläche Abstand vorhanden und „weit“ bedeutet größere Entfernungen.

| Distanz zu bewohnten Gebäuden | kein Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | extremer Risiko-beitrag |
|--------------------------------------|-----------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| kurze Distanz | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| mittlere Distanz | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| weite Distanz | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

30. Bitte bewerten Sie den Risikobeitrag der unterschiedlichen Risiken für die Bergung von Pilotin bzw. Pilot und Luftfahrzeug im Verhältnis zueinander. Welcher Beitrag hat den größten Einfluss auf das Risiko, welche haben einen ähnlichen Beitrag und welcher den geringsten?

| | geringster Risiko-beitrag | geringer Risiko-beitrag | mittlerer Risiko-beitrag | hoher Risiko-beitrag | höchster Risiko-beitrag |
|--|---------------------------|-------------------------|--------------------------|-----------------------|-------------------------|
| Zeitspanne bis Rettungskräfte eintreffen | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Distanz zu bewohnten Gebäuden | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

Risikovergleich der unterschiedlichen Phasen der Notlandung

31. Bitte bewerten Sie den Risikobeitrag der unterschiedlichen Notlandephase auf das Gesamtrisiko im Verhältnis zueinander. Welcher Beitrag hat den größten Einfluss auf das Risiko, welche haben einen ähnlichen Beitrag und welcher den geringsten?

| | geringster Risiko- beitrag | geringer Risiko- beitrag | mittlerer Risiko- beitrag | hoher Risiko- beitrag | höchster Risiko- beitrag |
|--|----------------------------------|--------------------------------|---------------------------------|-----------------------------|--------------------------------|
| Flugphase zur näheren Notlandefeldumgebung | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Flug in der näheren Notlandefeldumgebung | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Landephase | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |
| Bergungsphase | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> | <input type="radio"/> |

32. Haben Sie irgendwelche Anmerkungen zu der durchgeführten Umfrage, zu möglichen Dingen die noch beachtet werden sollten oder Verbesserungsvorschläge?

B Zusätzliche Visualisierung der Entscheidungsgrenze von Naive-Bayes

In der folgenden Abbildung B.1 befindet sich eine zusätzliche Darstellung der Entscheidungsgrenzen für *Naive-Bayes* unter Berücksichtigung des Depressionswinkels bei vorhandener Sichtlinie und einem *FoV* von 5° .

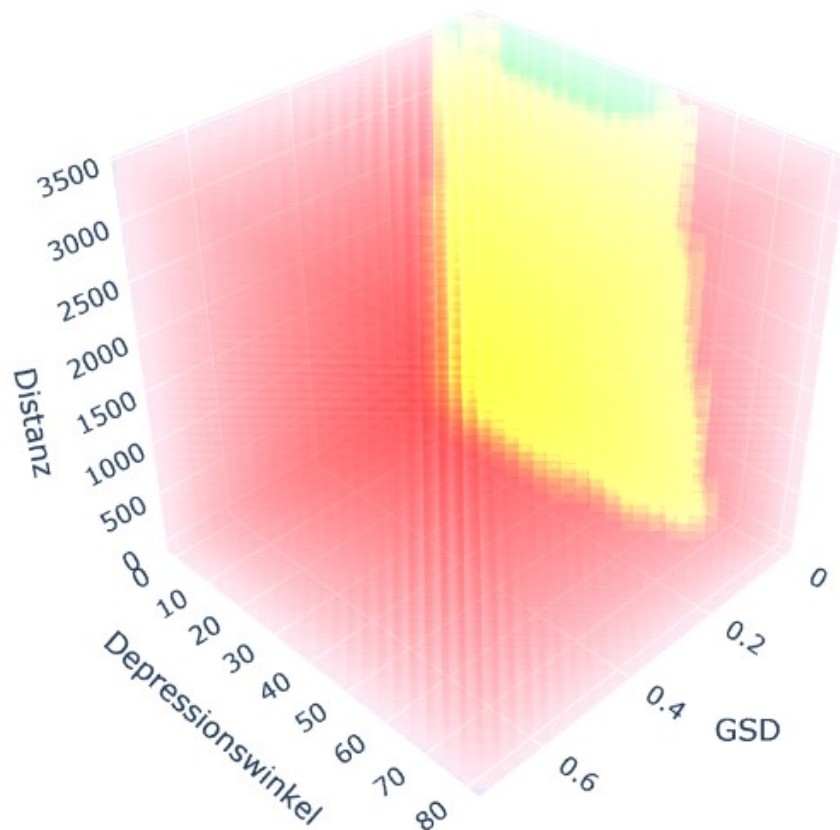


Abbildung B.1: Die Darstellung der Entscheidungsgrenze des Naive-Bayes-Klassifikators über den Depressionswinkel, die GSD und den FoV.