

Institutsbericht
IB 111-2020/226

Entwicklung einer optimierten Flugbahnplanungsmethode zum Zweck der Flugbereichsbestimmung für unbemannte Luftfahrzeuge

Kristian Fettig

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

072 Seiten
033 Abbildungen
015 Tabellen
028 Referenzen

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

Stufe der Zugänglichkeit: II, intern und extern beschränkt zugänglich

Braunschweig, den 14.09.2020

Unterschriften:

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

Abteilungsleiter: Johann Dauer

Betreuer: Andreas Voigt

A. Voigt

Verfasser: Kristian Fettig

K. Fettig

Zusammenfassung

Die Integration der wachsenden Anzahl unbemannter Luftfahrzeuge in das bestehende Luftverkehrssystem muss verschiedene Interessen bedienen und Anforderungen erfüllen. Zum einen besteht ein marktwirtschaftliches Interesse nach möglichst leistungsfähigen und preisgünstigen Systemen. Gleichzeitig werden hohe Anforderungen an die Sicherheit im Betrieb unbemannter Luftfahrzeuge gelegt. Zu diesem Themenkomplex gehört die Definierung der Flugbereichsgrenzen unbemannter Luftfahrzeuge, um durch deren Einhaltung ein sicheres Fliegen zu gewährleisten. Am Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) wurde eine Methode entwickelt, diese Flugbereichsgrenzen effizienter als mit herkömmlichen, kostenintensiven Verfahren zu bestimmen. Dabei wird eine Modellierung der Flugbereichsgrenzen des Luftfahrzeuges vorgenommen, in dem ein analytisches Basismodell durch ein durch Messpunkte gestütztes Modell korrigiert wird. Die Auswahl der Messpunkte erfolgt sukzessive durch einen aktiv lernenden Algorithmus. Für die Umsetzung der Messpunkte in einer Flugversuchskampagne muss für das unbemannte Luftfahrzeug der Pfad geplant werden, auf dem es sich dort bewegt. Bei der Planung dieses Pfades müssen die kinematischen Einschränkungen und die Einhaltung der für den Flugversuch definierten Luftraumgrenzen eingehalten werden. Gleichzeitig soll der Pfad so geplant werden, dass die Messpunkte möglichst ohne Unterbrechung geflogen werden können. Sollte dies nicht möglich sein, soll die Zeit für Manöver zwischen den Messpunkten minimiert werden.

Zu diesem Zweck wurde in dieser Arbeit ein Ansatz entwickelt, einen kontinuierlichen Pfad zu planen, der die durch die Messpunkte definierten Pfade möglichst effizient miteinander verbindet und so die Effizienz der Flugversuchskampagne maximiert. Auf Basis einer *Quasi Monte-Carlo*-Methode wurde ein Ansatz zur Findung neuer Startpunkte entwickelt, um bei der möglichen Überschreitung der Luftraumgrenzen durch den Pfad eines Testpunktes diesen neu im Luftraum zu positionieren. Zur Planung der Flugpfade während dieser Zwischenmanöver wurde die *DUBINS-Airplane*-Methode ausgewählt und zusammen mit den anderen erwähnten Ansätzen in MATLAB implementiert. Die Verbindung dieser Elemente erlaubt es, einen kontinuierlichen Pfad für eine Flugversuchskampagne zu planen, der garantiert, dass der begrenzte Luftraum nicht verlassen wird.

Abstract

The integration of the growing number of unmanned aircraft into the existing air traffic system has to serve particular interests and meet different requirements. On the one hand, there is a market interest in systems that are as efficient and inexpensive as possible. At the same time, high demands are placed on safety in the operation of unmanned aircraft. This complex of issues includes the definition of the flight envelope boundaries of unmanned aircraft in order to ensure safe flying by complying with them. At the German Aerospace Center (DLR), a method was developed to determine these flight envelope boundaries more efficiently than with conventional, cost-intensive procedures. This involves modeling the flight envelope boundaries of the aircraft by correcting an analytical base model with a model supported by measurement points. The selection of the measurement points is done successively by an active learning algorithm. For the implementation of the measurement points in a flight test campaign, the path on which the unmanned aircraft moves must be planned. When planning this path, the kinematic restrictions and compliance with the airspace limits defined for the flight test must be ensured. At the same time, the path should be planned in such a way that the test points can be flown without interruption, if possible. If this is not possible, the time for maneuvers between the measuring points should be minimized.

For this purpose, this thesis proposes an approach for continuous path planning, which connects the paths defined by the measurement points as efficiently as possible and thus maximizes the efficiency of the flight test campaign. Based on a *Quasi Monte-Carlo* method, an approach to find new starting points was developed to reposition a test point in the determined airspace in case the path of a test point crosses the airspace boundaries. To plan the flight paths during these intermediate maneuvers the *DUBINS-Airplane* method was selected and implemented in MATLAB together with the other mentioned approaches. The combination of these elements allows to plan a continuous path for a flight test campaign, which guarantees that the restricted airspace is not left.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	V
Nomenklatur	VI
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	2
1.2 Zielsetzung	3
2 Grundlagen	5
2.1 Versuchsträger	5
2.2 Koordinatensysteme	6
2.3 Flugbereichsgrenzen	7
2.4 Flugversuchsplanung	8
2.4.1 Räumliche Beschränkungen	8
2.4.2 Testpunkte	9
2.5 Versuchsplanung mittels hybrider Modelle	12
2.5.1 Hybridmodell	12
2.5.2 Verwendung von Lokal-Modell-Netzen	14
3 Pfadplanung	17
3.1 Randbedingungen	17
3.1.1 Holonomität	18
3.1.2 Windeinfluss	20
3.2 Pfadplanungsalgorithmen	22
3.2.1 Ziele der Pfadplanung	23
3.2.2 Pfadplanungsproblem	23
3.3 Pfadplanung nach DUBINS	24
4 Integration der Pfadplanung	34
4.1 Zwischenmanöver	34
4.1.1 Problembeschreibung	34
4.1.2 Lösungsalgorithmus	34

5	Ablauf der Flugfadplanung	42
5.1	Offline-Versuchsplanung	42
5.2	Online-Versuchsplanung	44
5.2.1	Bewertung und Auswahl der Testpunkte	44
5.2.2	Ablauf	45
6	Simulation und Bewertung	50
6.1	Parameterstudie Quasi Monte-Carlo Methode	50
6.2	Windeinfluss auf Pfadplanung	53
6.3	Online-Pfadplanung	55
6.3.1	Methoden der Online-Pfadplanung	55
6.3.2	Vergleich Scoringwerte	57
6.3.3	Effizienz des Scoringansatzes	58
6.4	Treibstoffverbrauch	61
6.5	Bewertung	62
7	Zusammenfassung & Ausblick	64
7.1	Zusammenfassung	64
7.2	Ausblick	65
	Literaturverzeichnis	67
A	Anhang	70
A.1	Definition $\arctan 2$	70
A.2	Parameter der Testpunkte <i>Offline</i> -Phase	71
A.3	Ergebnisse der Studie zur Korrelation der euklidischen Distanz und der Länge <i>DUBINS-Airplane</i> -Pfades	72

Abbildungsverzeichnis

2.1	Unbemannter Hubschrauber Autonomous Research Testbed for Intelligent Systems (superARTIS)	5
2.2	Abmessungen des Versuchsraums	9
2.3	Schematische Darstellung eines Hybridmodells zur Bestimmung von Flugbereichsgrenzen ¹	13
2.4	Approximation eines Prozesses mittels LMN ²	15
2.5	Darstellung eines Central-Composite-Inscribed (CCI)-Versuchsplans für einen Prozess mit dreidimensionalem Eingangsraum u_1 bis u_3	16
3.1	Nutzung des Hybridmodells zur Bestimmung der maximalen Drehrate.	18
3.2	Flugpfad bei Kurvenflug mit (links) und ohne (Rechts) Windeinfluss für einen Vollkreis.	21
3.3	Schematische Darstellung der Pfadplanung mithilfe eines Sichtbarkeitsgraphen (a) und der Modellierung eines Potentialfeldes zur Pfadplanung hin zu einem Ziel.	24
3.4	Die vier möglichen Kombinationen RSR, RSL, LSR und LSL (von o.l. nach u.r.).	26
3.5	Dubins-Pfad RSR, modifiziert nach [23].	27
3.6	Vektorbasierte Pfadberechnung, modifiziert nach [22].	28
3.7	Darstellung der Pfaderweiterung im Fall <i>Medium-Altitude</i>	30
3.8	High-Altitude Dubins-Airplane-Path.	31
4.1	Dubins-Pfad LSR	35
4.2	Schematische Darstellung der Verteilung einer Pseudo-Zufalls-Sequenz (links) und einer SOBOL-Sequenz (rechts)	37
4.3	Euklidischer Abstand und Länge des DUBINS-Airplane-Pfad über 1000 Konfigurationspaare für $R_{min} = 25$, aufsteigend sortiert nach ersterem	39
4.4	Schematische Darstellung der Reduzierung des Suchraums in der x,y-Ebene.	40
4.5	Programmablaufplan der Suche nach einem geeigneten Startpunkt.	41
5.1	Programmablaufplan der <i>Offline</i> -Pfadplanung.	43
5.2	Pfadbeispiel für die ersten 8 Testpunkte der <i>Offline</i> -Phase.	43
5.3	Programmablaufplan der <i>Online</i> -Pfadplanung.	45
5.4	Schematische Darstellung des zeitlichen Ablaufs der <i>Online</i> -Phase der Flugversuchskampagne.	46

5.5	Prozessablaufplan der <i>Online</i> -Versuchsplanung mit simultaner Planung der ersten beiden Testpunkte.	48
5.6	Pfadbeispiel für die ersten 8 Testpunkte der <i>Online</i> -Pfadplanung.	49
6.1	Mittlere Länge der als <i>DUBINS-Airplane</i> -Pfad realisierten Zwischenmanöver im Abhängigkeit der Anzahl von Punkten pro Dimension in der SOBOLE-Sequenz, ohne Suchraumverkleinerung.	51
6.2	Vergleich der mittleren Länge der Zwischenmanöver bei Verwendung der Quasi Monte-Carlo Methode mit und ohne Intervallverkleinerung.	52
6.3	Mittlere jährliche Häufigkeit der Windgeschwindigkeit für Braunschweig, gemessen im Zeitraum 1969-1974.	54
6.4	Einfluss der vorherrschenden Windgeschwindigkeit auf die Gesamtlänge geplanten Zwischenmanövern bei 100 Testpunkten.	54
6.5	Verlauf des mittleren gewichteten Grenzfehlers über die Anzahl der Iterationen des HILOMOTDoE, entsprechend der Anzahl der Testpunkte.	56
6.6	Verlauf des Grenzfehlers über die Anzahl der Iterationen des HILOMOTDoE für jeweils einen der beiden Scoring-Werte.	58
6.7	Verlauf des Grenzfehlers mit und ohne Einbezug der Flugzeit in die Auswahl der Testpunkte.	59
6.8	Benötigte kumulierte Zeit zum absolvieren der Testpunkte in der Simulation mit und ohne Einbezug der Flugzeit in die Auswahl der Testpunkte.	60
6.9	Verlauf der Enveloppe im Vergleich zwischen festem und variablen Fluggewicht.	62

Tabellenverzeichnis

2.1	Technische Daten des superARTIS	6
2.2	Technische Daten des superARTIS	6
2.3	Flugparameter stationärer Flugzustände von Drehflüglern nach [4].	10
2.4	Beschleunigungswerte des superARTIS	11
2.5	Flugbereichsindikatoren im Grenzindikatormodell des superARTIS	14
4.1	Parameter der Studie zum Verhältnis von euklidischem Abstand und Länge des <i>DUBINS-Airplane</i> -Pfades	38
4.2	Ergebnisse der Studie zum Verhältnis von euklidischem Abstand und Länge des <i>DUBINS-Airplane</i> -Pfades für $R_{min} = 25$	39
6.1	Parameter der Simulation zum Einfluss der Anzahl der Punkte in der SOBOL- Sequenz.	50
6.2	Parameter der Simulation zum Einfluss des Windes.	53
6.3	Parameter der Simulation zum Einfluss der Methode der Online-Pfadplanung.	56
6.4	Parameter der Simulation zur Untersuchung des Einflusses des Scoring- Wertes.	57
6.5	Parameter der Simulation zur Untersuchung der Auswahlmethode der Test- punkte.	59
6.6	Parameter der Simulation zur Untersuchung des Einflusses des variablen Fluggewichts.	61
A.1	Parameter der Testpunkte <i>Offline</i> -Phase	71
A.2	Ergebnisse der Studie zur Korrelation der euklidischen Distanz und der Län- ge <i>DUBINS-Airplane</i> -Pfades in Abhängigkeit vom minimalen Kurvenradius R_{min}	72

Nomenklatur

Abkürzungen und Akronyme

EASA	European Union Aviation Safety Agency
CCD	Central-Composite-Design
CCI	Central-Composite-Inscribed
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DWD	Deutsche Wetterdienst
FPV	First-Person-View
FT	Institut für Flugsystemtechnik
HILOMOTDoE	Hierarchical Local Model Tree Design of Experiment
HOST	Helicopter Overall Simulation Tool
IV	In-Visual-Line-of-Sight
KOS	Koordinatensystem
LiDAR	Light Detection and Ranging
LMN	Local Modular Network
NED	North-East-Down
RADAR	Radio Detection and Ranging
RRT	Rapidly-exploring random tree
SAR	Search- and Rescue
SP	Sicherheitspilot
superARTIS	Autonomous Research Testbed for Intelligent Systems
UAS	Unmanned Aerial System

UAV Unmanned Aerial Vehicle

WRMSE weighted root mean square error

Formelzeichen

c	Mittelpunkt
D	Differenz
d	Dimension
GW	Masse des Luftfahrzeuges (<i>Gross Weight</i>)
k	Anzahl von Kandidatenpunkte pro Dimension
l	Länge
L	Länge Dubinspfad
\underline{M}	Transformationmatrix
N	Anzahl der Kandidatenpunkte
n	n-ter Kandidatenpunkt
p	Konfiguration
R	Radius
S	Score
s	Schrittweite
t	Zeitvariable
u	Geschwindigkeitskomponente entlang der x-Achse
\underline{u}	Eingangsvektor des Hybridmodells
v	Geschwindigkeitskomponente entlang der y-Achse
V	Fluggeschwindigkeit
\underline{V}	Geschwindigkeitsvektor
w	Geschwindigkeitskomponente entlang der z-Achse
x, y, z	Koordinatenrichtungen
γ	Bahnneigungswinkel
ε	Grenzfehler
θ	Winkel im DUBINS-PFAD
Ψ	Gierwinkel

Indizes

AGP	Ausgangspunkt
air	Dubins-Airplane-Pfad
C	Curve
car	Dubins-Car-Pfad
e	Ende
g	geodätisches Koordinatensystem
i	intermediate
l	links
max	Maximum
min	Minimum
p	Autopilotenkoordinatensystem
r	Rechts
S	Straigt
s	Start
kp	Kandidatenpunkt
w	Wind
x	x-Richtung
y	y-Richtung
z	z-Richtung

Mathematische Symbole

$\lfloor \cdot \rfloor$	Abrundungsfunktion
$\overline{(\cdot)}$	Arithmetisches Mittel
$\arcsin(\cdot)$	Arkussinus
$\arctan(\cdot)$	Arkustangens
$ \cdot $	Betrag
$\ \cdot\ $	Euklidische Norm

1 Einleitung

Unbemannten Luftfahrzeuge (engl. Unmanned Aerial Vehicle (UAV)) stellen eine Kategorie von Luftfahrzeugen dar, deren Integration in das bestehende Luftverkehrssystem Gegenstand aktueller Bestrebungen ist und deren Relevanz in Zukunft nach einer Studie der European Union Aviation Safety Agency (EASA) weiter zunehmen wird [1].

Dabei gilt es, die wirtschaftlichen Interessen der Hersteller und Betreiber von UAV genauso zu berücksichtigen wie die hohen Standards der Luftfahrt in Bezug auf die Sicherheit der beteiligten Systeme. Gleichzeitig ist zu erwarten, dass durch die zunehmende Konkurrenz auf dem Markt der UAV für die Hersteller und Betreiber die Notwendigkeit entsteht, die Leistungsfähigkeit ihrer Systeme bestmöglich auszuschöpfen, bei gleichzeitiger Gewährleistung der Sicherheit. Im Zuge dieses Prozesses erarbeitet die EASA aktuell einen regulatorischen Rahmen für die Zulassung und den Betrieb von UAV. Dies geschieht in Anlehnung an die bereits existierenden Regularien in der bemannten Luftfahrt mit dem Ziel, das gleiche Maß an Sicherheit und eine konfliktfreie Integration in das bestehende Luftverkehrssystem zu gewährleisten [2].

Um diese Anforderungen an die Sicherheit und die Leistungsfähigkeit beim Betrieb von UAV erfüllen zu können, ist die möglichst genaue Kenntnis des sicheren Flugbetriebsbereichs des einzelnen UAV notwendig. Der Flugbetriebsbereich eines Luftfahrzeuges beschreibt im Allgemeinen die Menge an Betriebspunkten, respektive die Menge an Kombinationen der Flugparameter, bei denen ein sicherer Betrieb des Luftfahrzeuges garantiert werden kann. Dieser Bereich wird eingehüllt von den Flugbetriebsgrenzen, deren Überschreitung potentiell katastrophale Konsequenzen bis zum Verlust des Luftfahrzeuges hervorrufen kann. Beispiele für diese Grenzen sind Leistungsgrenzen bedingt durch die maximal verfügbare Triebwerksleistung oder maximale Lastvielfache bedingt durch die begrenzte Festigkeit der tragenden Struktur.

Deshalb ist die möglichst genaue Kenntnis des Verlaufs dieser Grenzen für den sicheren Betrieb eines Luftfahrzeuges generell und damit auch eines UAV unerlässlich. Die Bestimmung bzw. die Validierung der im Auslegungsprozess des Luftfahrzeuges errechneten Grenzen erfolgt üblicherweise im Rahmen einer Flugversuchskampagne mit einem Prototyp des entwickelten Musters. Dabei müssen gegensätzliche Interessen vereint werden. Zum einen soll der Informationsgewinn aus der Kampagne möglichst hoch sein, resultie-

rend in einer großen Anzahl an Testflügen. Zum anderen sind die Kampagnen aufgrund der teuren Instrumentierung, dem hohen Aufwand an Personal mit hohem Expertenwissen und großem Zeitbedarf mit einem enormen wirtschaftlichen Aufwand verbunden.

Am Institut für Flugsystemtechnik (FT) des Deutschen Zentrums für Luft und Raumfahrt (DLR) wurde vor diesem Hintergrund eine Methode zur Planung von Flugversuchen entwickelt, die bei gleichem Informationsgewinn eine signifikante Reduktion der Anzahl benötigter Testpunkte gegenüber klassischen Versuchsplanungsmethoden ermöglicht. Dabei wird zunächst mit dem aus dem Auslegungs- und Konstruktionsprozess vorhandenen Wissen ein Basismodell des Luftfahrzeuges aufgestellt, welches mit Hilfe eines Delta-Modells in ein hybrides Modell überführt wird. Das Deltamodell nutzt Flugversuchsdaten, um das physikalisch motivierte analytische Basismodell zu erweitern und zu verbessern. Dies ist vor allem im Bereich der Flugbereichsgrenzen von großer Bedeutung. Hier treten vermehrt nichtlineare Effekte auf, welche starke Abweichungen vom Basismodell hervorrufen, da dieses größtenteils auf einfachen linearen oder quadratischen Basisfunktionen beruht.

1.1 Motivation

Die erwähnte Planungsmethode des DLR besteht aus zwei aufeinander aufbauenden Teilprozessen. Zu Beginn wird ein Teil des Flugbetriebsbereiches mit einer klassischen Versuchsplanungsmethode abgedeckt, welcher die Basis für den Algorithmus zur Erstellung eines flugmechanischen Modells des Luftfahrzeuges bildet. Im nächsten Schritt definiert der Algorithmus einen neuen Testpunkt, von dem er sich den größtmöglichen Informationsgewinn zur Erweiterung und Verbesserung des Modells verspricht. Erst nachdem diese Informationen durch das Erfliegen des Testpunktes gewonnen und verarbeitet worden sind, wählt der Algorithmus den nächsten Testpunkt aus. Dieses iterative Verfahren verhindert die übliche Versuchsplanung, in der von vorneherein die Anzahl, die Abfolge und die Eingangsparameter der Testpunkte ausgewählt werden.

Ein weiterer Aspekt ist die Besonderheit eines Unmanned Aerial System (UAS). Bei Flugversuchen in der bemannten Luftfahrt bilden geschulte Testpiloten und Flugversuchingenieure die Besatzung, deren unmittelbarer Eindruck und Interaktion mit dem Luftfahrzeug essentieller Bestandteil des Testprogramms sind. Bei unbemannten Luftfahrzeugen kann die Besatzung durch einen Piloten mit einer Fernsteuerung ersetzt werden, wobei sich Probleme im Vergleich mit der bemannten Variante ergeben. Der Fernpilot verfügt nicht über gleichwertige Eingangskanäle in der Wahrnehmung wie der Pilot an Bord eines bemannten Systems. Muss er sich auf die Außenansicht beschränken, variiert der Eindruck des Luft-

fahrzeuges mit dessen Ausrichtung und Entfernung. Je nach Größe und Konfiguration des Luftfahrzeuges nimmt die eindeutige Identifizierbarkeit des Flugzustandes mit steigender Entfernung schnell ab.

Denkbar sind Möglichkeiten, diesem Problem mittels eines First-Person-View (FPV)-Systems zu begegnen. Doch auch dann bleiben Beschränkungen durch die limitierte Qualität dieses Systems und weiterhin fehlenden Wahrnehmungen durch z.B. den Tastsinn oder das vestibuläre System bestehen. Diese Einschränkungen beeinträchtigen nicht nur das Erkennen kritischer Flugzustände, sondern erschweren auch das Etablieren und Halten von vordefinierten Flugzuständen, welches essenziell für die Generierung qualitativ guter Flugversuchsdaten ist.

Ein weiterer Aspekt bei der Planung sind räumliche Rahmenbedingungen, die sich aus dem Flugversuch mit einem UAS ergeben. Oftmals ist der Flugversuchsbetrieb mit einem UAS aus verschiedenen Gründen räumlichen Einschränkungen unterworfen. Ein Sicherheitspilot, der als zusätzliche Absicherung das Luftfahrzeug in Notsituationen übernehmen kann, besitzt nur eine begrenzte Reichweite in seiner Wirksamkeit. Auch können die aktuell zum Betrieb notwendigen Aufstiegsgenehmigungen räumliche Einschränkungen enthalten. Aus diesen Rahmenbedingungen ergibt sich ein abgeschlossener Luftraum, innerhalb dessen die geplanten Flugversuche durchgeführt und dessen Grenzen in die Planung mit einbezogen werden müssen.

1.2 Zielsetzung

Ausgehend von der in den beiden vorherigen Abschnitten erläuterten Ausgangslage soll nun eine konkrete Zielsetzung für diese Arbeit erarbeitet werden.

Zur Etablierung des Delta-Modells wurde ein Verfahren entwickelt, in dem ein Hybrid-Modell des Luftfahrzeuges schrittweise aus Flugversuchsdaten aufgebaut wird. Im Gegensatz zu klassischen Flugversuchskampagnen wird dabei eine sukzessive Planung und Durchführung der Flugversuche vorausgesetzt. Nachdem in einem Testpunkt ein bestimmter Satz an Daten gesammelt wurde, wird dieser an den Algorithmus zurückgegeben. Dieser führt mit diesen Daten eine Weiterentwicklung des Modells durch und gibt dann den nächsten Testpunkt mit dem nun vermuteten höchsten Informationsgewinn aus. Aus diesem Grund ist es nicht möglich, eine klassische Flugversuchsplanung durchzuführen, bei der im Voraus die exakte Reihenfolge und Ausgestaltung der Testpunkte festgelegt wird.

Die Effizienz einer Flugversuchskampagne soll definiert sein durch einen möglichst hohen Informationsgewinn innerhalb eines möglichst kurzen Zeitraumes. Vor diesem Hintergrund soll in dieser Arbeit folgende Problemstellung bearbeitet werden:

- Entwicklung eines geeigneten Verfahrens, welches die sukzessive Planung der Testpunkte, unter der Berücksichtigung der spezifischen Randbedingungen einer Testkampagne mit einem UAV, ermöglicht.
- Implementierung des Verfahrens mit einer geeigneten Methode der Flugbahnplanung in einer MATLAB-Simulation.
- Untersuchung und Bewertung der Validität und der Effizienz des entwickelten Verfahrens.

Um die Effektivität und die Performanz des Planungsverfahrens zu testen, soll eine geeignete Simulation durchgeführt werden.

Gemäß dem Vorgehen zur Erarbeitung zur Lösungen der Problemstellungen nach ist die vorliegende Arbeit wie folgt aufgebaut. In Kapitel 2 werden zunächst die zum Verständnis des weiteren Vorgehens relevanten Grundlagen erörtert. Es wird ein Überblick über die Versuchsplanung mittels hybrider Modelle gegeben. Kapitel 3 beschreibt die Anforderungen und die Randbedingungen bezüglich einer Pfadplanungsmethode, die während der Pfadplanung zum Einsatz kommt. Im Anschluss wird die in dieser Arbeit verwendete Methode der Pfadplanung erläutert. Die Notwendigkeit und die Ausgestaltung der Manöver zwischen den einzelnen Testpunkten einer Flugversuchskampagne wird in Kapitel 4 diskutiert und ein Lösungsansatz präsentiert. In Kapitel 5 wird die Integration der beschriebenen Pfadplanungsmethode in die Gesamtpfadplanung der Flugversuchskampagne beschrieben. In Kapitel 6 werden das Versuchsverfahren und der Pfadplanungsalgorithmus in einer MATLAB-Simulation angewendet und untersucht. Kapitel 7 fasst die Ergebnisse dieser Arbeit zusammen und gibt einen kurzen Ausblick.

2 Grundlagen

Dieses Kapitel soll die Grundlagen erläutern, die zum weiteren Verständnis der Arbeit relevant sind, insbesondere der Versuchsplanung mittels hybrider Modelle.

2.1 Versuchsträger

Der Versuchsplanungsansatz mittels hybrider Modelle wurde am DLR am Beispiel des unbemannten Hubschraubers superARTIS erprobt und validiert. Infolgedessen sollen auch in dieser Arbeit dessen Eigenschaften als Beispiel für ein UAV verwendet werden. Der superARTIS basiert auf dem Typ Dragon 50 der Firma SwissDrones und besitzt als prägnantes Merkmal einen Flettner-Doppelrotor und eine Gasturbine als Antrieb. Dies begünstigt eine Verwendung als Versuchsträger in vielfältiger Anwendung, da er bei kompakter Bauweise eine hohe Nutzlast besitzt. Über das Basismodell hinaus wurde der superARTIS mit umfangreicher Avionik und Messtechnik ausgestattet. Eine Übersicht der technischen Daten des superARTIS ist in Tabelle 2.1 zu finden.



Abbildung 2.1: Unbemannter Hubschrauber superARTIS

Tabelle 2.1: Technische Daten des superARTIS

Kenngroße	Wert	Einheit
Rotordurchmesser	2886	mm
Länge	2267	mm
Breite	565	mm
Höhe	970	mm
Max. Triebwerksleistung	10,6	kW
Max. Nutzlast	50	kg
Max. Abfluggewicht	86	kg
Max. Treibstoff (ausfliegbar)	9,6	kg

Da das aktuelle Fluggewicht relevant für die Entwicklung des Hybrid-Modell ist, soll bei der Pfadplanung benötigte Treibstoff zur Bewältigung des geplanten Pfades näherungsweise bestimmt werden. Über das Hybridmodell kann für einen stationären Flugzustand die benötigte Triebwerksleistung näherungsweise in Prozent der maximalen Triebwerksleistung ausgegeben werden. Empirischen Daten des DLR ergeben die in Tabelle 2.2 dargestellten Verhältnisse zwischen Triebwerksleistung und Kraftstoffverbrauch. Aus den Daten wird durch lineare Interpolation der Kraftstoffverbrauch bei einer bestimmten Triebwerksleistung berechnet.

Tabelle 2.2: Technische Daten des superARTIS

Triebwerksleistung [%]	Kraftstoffverbrauch [g/min]
100	400
75	330
50	260
25	215
0	170

2.2 Koordinatensysteme

Zunächst sollen die verwendeten Koordinatensysteme (KOS) erläutert werden. Für diese Arbeit sind drei Koordinatensysteme relevant. Die Pfadplanung stützt sich auf das geodätische Koordinatensystem, die Darstellung der flugmechanischen Zustände erfolgt im

sogenannten Autopiloten-Koordinatensystem des Versuchsträgers superARTIS. Die Flugzustände zur Bestimmung der Flugbereichsgrenzen stationärer Flugzustände lassen sich durch die drei translatorischen Geschwindigkeiten sowie die Drehrate darstellen. Deshalb bietet es sich an, das Autopiloten-Koordinatensystem des superARTIS zur Darstellung des flugmechanischen Modells zu verwenden. Dieses System verbindet das übliche flugzeugfeste und das geodätische Koordinatensystem. Ausgehend vom geodätischen Koordinatensystem wird dieses durch eine Drehung um die z-Achse mit dem Drehwinkel Ψ in das flugzeugfeste Koordinatensystem übertragen. Zusätzlich wird die Achse in z-Richtung im Gegensatz zum geodätischen Koordinatensystem nach oben positiv definiert. Die Transformationsmatrix \underline{M}_{pg} ergibt sich demnach zu:

$$\underline{M}_{pg} = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Zur Darstellung der Flugpfade soll ein zusätzliches KOS verwendet werden, dessen Ursprung sich der Ecke des vordefinierten Luftraums, in dem die Flugversuche stattfinden (siehe. Abschnitt 2.4.1). Die Ausrichtung der Achsen folgt wie beim geodätischen KOS der *Nort-East-Down*(NED)-Konvention.

2.3 Flugbereichsgrenzen

Der Begriff Flugbetriebsbereich kann definiert werden als eine Kombination von Flugparametern, bei denen das Luftfahrzeug sicher und mit zufriedenstellenden Eigenschaften betrieben werden kann. Dieser Bereich wird eingehüllt durch die Flugbereichsgrenzen.

In einer Flugversuchskampagne werden im Normalfall nicht die Flugbereichsgrenzen selbst getestet, denn deren Überschreitung kann auch in der Testumgebung potentiell katastrophale Konsequenzen haben. Stattdessen wird mit der Flugversuchskampagne nachgewiesen, dass das Luftfahrzeug innerhalb der getesteten Flugzustände sicher betrieben werden kann. Diese definieren dann die Flugvelope, in der das Luftfahrzeug vom Nutzer sicher betrieben werden kann.

Die unmittelbar auftretenden begrenzenden Effekte, wie z.B. die strukturelle Festigkeit bestimmter relevanter Baugruppen oder die Verschlechterung der Steuerbarkeit des Luftfahrzeuges, lassen sich kaum oder nur mit erheblichem Aufwand im Normalbetrieb eines Luftfahrzeuges messen. Deshalb werden die Flugbereichsgrenzen in relativ einfach zu mes-

sende Größen übersetzt, die für den Piloten zudem leichter zu überwachen sind. Dieses sind z.B. eine bestimmte Mindest- oder Maximalgeschwindigkeit oder maximal erlaubte Steuereingaben.

Die realen Flugbereichsgrenzen sind allerdings deutlich komplexer und unterliegen dem Einfluss zahlreicher Parameter wie dem aktuellen Gewicht des Luftfahrzeuges, der Nutzlastkonfiguration oder der Luftdichte der umgebenen Atmosphäre. Deshalb müssen die Beschränkungen der Flugenveloppe konservativ gewählt werden, um möglichst alle denkbaren Kombinationen der Einflussparameter abzudecken. Dem inhärent ist eine Einbuße der Leistungsfähigkeit des Luftfahrzeuges, bedingt durch den Abstand der konservativ gesetzten Grenzen zu den realen.

Bei einem UAV, welches selbstständig seinen Flugzustand überwacht und dementsprechend Steuerungseingaben selber plant und vornimmt, z.B. um ein vorgegebenes Ziel zu erreichen, bietet sich die Möglichkeit, auf die erläuterte Einschränkung der Flugenveloppe zur einfacheren Überwachung durch einen Piloten zu verzichten. Ein Computer besitzt im Gegensatz zum Menschen die Fähigkeit, eine Vielzahl von Parametern gleichzeitig und ohne Qualitätsverlust zu überwachen. Um die Flugenveloppe sicher erweitern zu können, muss allerdings ein Modell der begrenzenden Effekte etabliert werden, um deren Abhängigkeit von den im Normalbetrieb messbaren Größen zu kennen. Der zur Etablierung dieses Modells verwendete Hybridmodell-Ansatz wird in Abschnitt 2.5 näher erläutert.

2.4 Flugversuchsplanung

2.4.1 Räumliche Beschränkungen

In diesem Abschnitt werden die räumlichen Randbedingungen während einer Flugversuchskampagne und die sich daraus abzuleitenden Auswirkungen auf den gesamten Prozess erläutert. Das vom DLR intern festgelegte Verfahren für Flugversuche mit einem UAV sieht einen Sicherheitspiloten (SP) vor. Dieser kann die Steuerung des UAS über eine Funkfernsteuerung übernehmen und eingreifen, sollten nicht vorgesehene Flugzustände auftreten oder eine Überwachung durch die Bodenstation nicht möglich sein. Um diese Aufgabe zu erfüllen, muss das UAV in Sichtweite des SP operieren (In-Visual-Line-of-Sight (IV)). Dabei muss der SP das UAV nicht nur im Raum verorten können, sondern auch dessen Fluglage eindeutig identifizieren, um angemessene Steuereingaben geben zu können. Diese Voraussetzungen sind abhängig von der Größe und der Konfiguration des UAV, sowie von äußeren Bedingungen wie Licht- und Sichtverhältnissen. Markante Merkmale einer Konfiguration wie Tragflächen oder ein Heckausleger können die Identifizierung bestimmter

Dimensionen des Flugzustandes erleichtern.

Diese Sichtweitenbeschränkungen beschränken den Raum, in dem das UAV operieren kann. Aus den oben genannten Gründen kann keine allgemein gültige Aussage über seine Größe getroffen werden, es muss jeweils für den einzelnen Fall eine Entscheidung abgewogen werden. Für die in dieser Arbeit betrachtete Konfiguration soll exemplarisch ein Raum mit einer Abmessung von 1000x1000x200m (Abbildung 2.2) definiert werden. Nach den Erfahrungen des DLR mit dem Versuchsträger superARTIS erscheint dies im realistischen Bereich zu sein.

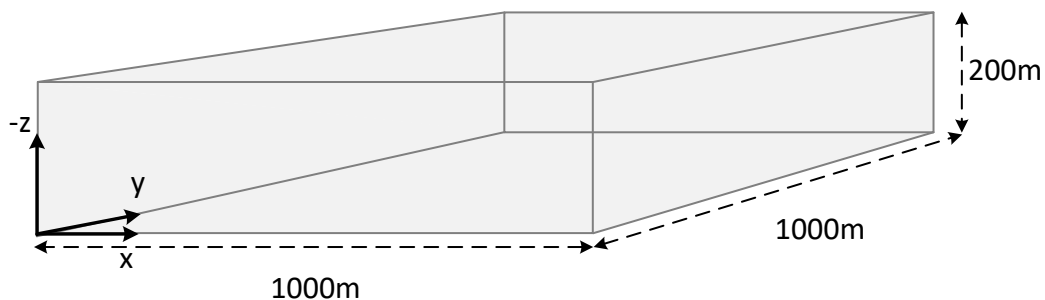


Abbildung 2.2: Abmessungen des Versuchsraums

Neben den Dimensionen soll an den Raum die Forderung nach Hindernisfreiheit gestellt werden. Dies bedeutet eine erhebliche Erleichterung bei der Flugbahnplanung und kann bei der Auswahl der Örtlichkeiten der Flugversuchskampagne berücksichtigt werden. Im Zweifel muss die untere Grenze des Luftraums angehoben werden, um genügenden Abstand zu Bodenhindernissen zu gewährleisten. In diesem Zusammenhang muss dennoch auf eine hindernisfreie Sicht des Sicherheitspilot (SP) auf das UAV geachtet werden.

2.4.2 Testpunkte

Ein Flugversuch ist üblicherweise untergliedert in einzelne Testpunkte, deren Reihenfolge im vorhinein festgelegt ist. Diese Punkte sind charakterisiert durch vorgegebene Flugzustände mit definierten Zustandsparametern des Luftfahrzeuges. Zum Teil enthält der Flugversuchsplan Anweisungen, in welcher Weise diese Zustände erreicht werden sollen und für welche Zeitdauer sie gehalten werden sollen. Dies ist notwendig, um Messungenauigkeiten und äußere Störeinflüsse über eine zeitliche Mittelung zu mitigieren. Angelehnt an [3] soll in dieser Arbeit eine Dauer des stationären Flugzustandes von 15 Sekunden festgelegt werden. Um diesen Flugzustand zu etablieren, muss das Luftfahrzeug in den meisten Fällen beim Übergang von einem Testpunkt zum nächsten seinen aktuellen Flugzustand

ändern, indem es z.B. be- oder entschleunigt oder seine Kurvenlage ändert. Dies benötigt ebenfalls eine gewisse Zeit, abhängig von der Ausgangsgeschwindigkeit.

Es wird angenommen, dass die Flugbereichsgrenzen durch eine Abbildung auf quasistationäre Flugzustände ausreichend dargestellt werden können. Die aus dieser zunächst nicht immer der Realität entsprechende Annahme resultierenden Risiken aus größeren Fluglasten bei transienten Flugzuständen werden durch eine entsprechend vorsichtige Annäherung an den Grenzbereich mitigiert. Der Definition stationärer Flugzustände von Drehflüglern aus [4] nach lassen diese sich durch die in Tabelle 2.3 aufgelisteten Flugparameter definieren.

Tabelle 2.3: Flugparameter stationärer Flugzustände von Drehflüglern nach [4].

Bezeichnung	Zeichen
u_p	translatorische Geschwindigkeit in x-Richtung
v_p	translatorische Geschwindigkeit in y-Richtung
w_p	translatorische Geschwindigkeit in z-Richtung
$\dot{\Psi}$	Drehrate um die Hochachse

Dieser Parametersatz wird im Rahmen der Entwicklung des hybriden Modells der Flugbereichsgrenzen vom sogenannten Hierarchical Local Model Tree Design of Experiment (HILOMOTDoE)-Algorithmus ausgegeben und definiert einen Testpunkt im Eingangsraum des Modells. Zusätzlich wird noch ein Scoring ausgegeben, welches den vermuteten Informationsgewinn und damit den Wert für weitere Entwicklungen des Modells widerspiegelt. Nähere Erläuterungen finden sich in Abschnitt 2.5.

Das Ziel der Flugversuchsplanung ist es nun, diese Testpunkte sinnvoll miteinander zu verbinden, um einen möglichst zeiteffizienten Ablauf zu realisieren. Ohne weitere Einschränkungen wäre der ideale Ablauf eine einfache Aneinanderreihung der Testpunkte und derer Wegpfade. Es gibt allerdings, wie in Abschnitt 2.4.1 erläutert, dafür räumliche Einschränkungen. Diese müssen bei der Versuchsplanung berücksichtigt und eine Möglichkeit geschaffen werden, zwischen den Testpunkten Manöver zu planen, die es erlauben, die Abfolge der Testpunkte in einem räumlich beschränkten Gebiet durchzuführen.

Aus den Flugparametern des UAV während der stationären Testpunkte und der geforderten Dauer ergibt sich deren räumliche Ausdehnung. Die Lage des Testpunktes im Raum wird darüber hinaus vom Startpunkt und der initialen Ausrichtung des Luftfahrzeuges bestimmt. Ausgehend von dieser Definition ergibt sich die Bewegungsgleichung des Luft-

fahrzeuges während der Testpunkte zu:

$$\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{2}a_x \cdot t^2 + v_{x,0} \cdot t \\ \frac{1}{2}a_y \cdot t^2 + v_{y,0} \cdot t \\ \frac{1}{2}a_z \cdot t^2 + v_{z,0} \cdot t \end{bmatrix} \cdot \frac{M_{pg}}{M} + \begin{bmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{bmatrix} \cdot t \quad (2.2)$$

mit

$$\Psi = \frac{1}{2}a_\Psi \cdot t^2 + v_{\Psi,0} \cdot t + \Psi_0 \quad (2.3)$$

Zum Einfluss des Windvektors siehe auch Abschnitt 3.1.2. Für die Modellierung der Flugpfade während der Testpunkte mittels Gleichung 2.2 und 2.3 werden konstante Beschleunigungswerte angenommen. Für den superARTIS werden die in Tabelle 2.4 angegebenen Werte verwendet, die aufgrund der bisherigen Erfahrungen des DLR bezüglich der Flugleistungen des superARTIS realistisch erscheinen.

Tabelle 2.4: Beschleunigungswerte des superARTIS

Bezeichnung	Wert
a_x	$\pm 2m/s^2$
a_y	$\pm 2m/s^2$
a_z	$\pm 0.5m/s^2$
a_Ψ	$\pm 20^\circ/s^2$

Mittels dieser Beschleunigungswerte wird der Pfad des Testpunktes nach Gleichung 2.2 und 2.3 in diskreten Zeitschritten geplant. Dies teilt sich in zwei Phasen ein. Ausgehend von der aktuellen Fluglage des UAV wird auf die vorgegebenen Parameter (vgl. Tabelle 2.3) beschleunigt. In der daran anschließenden Phase werden die Parameter 15 Sekunden lang konstant gehalten. Damit ist der eigentliche Testpunkt beendet. Zusätzlich wird noch eine Phase geplant, in der ein schiebefreier Geradeausflug etabliert wird, in dem alle Geschwindigkeitskomponenten außer u_p auf null zurückgefahren werden. Der Wert für u_p wird unterhalb eines Schwellwertes konstant beibehalten, bei Überschreitung wird dieser Parameter auf den Schwellwert zurück entschleunigt. Die Festlegung des Schwellwertes muss abhängig von den bekannten Flugleistungen des Luftfahrzeuges abhängen. Für das vorliegende Beispiel des superARTIS soll ein Schwellwert von $25m/s$ festgelegt werden. Da dieser zusätzliche Weg kritisch bei der Einhaltung der Luftraumgrenzen ist, wird er immer bei der Überprüfung von Testpunktpfaden berücksichtigt.

2.5 Versuchsplanung mittels hybrider Modelle

In diesem Abschnitt soll in Grundzügen die am DLR entwickelte Methode zur Versuchsplanung mittels hybrider Modelle unter Anwendung von Lokal-Modell-Netzen (*Local Modular Network (LMN)*) zur Modellerstellung eingegangen werden. Im weiteren Verlauf dieser Arbeit wird das entstehende Modell ebenfalls genutzt, um für die Pfadplanung relevante Flugleistungsdaten zu generieren.

Versuche an physikalischen Prozessen werden durchgeführt, um ein möglichst umfangreiches Wissen über den Prozess zu erlangen. Mit den Versuchsergebnissen können mathematische Modelle des Prozesses entwickelt und validiert werden. Diese Modelle erlauben eine Vorhersage zum Verlauf des Prozesses bei gegebenen Eingangsgrößen. Die Genauigkeit und Validität der Vorhersagen sind unmittelbar abhängig von der Qualität des Modells. Oft sind die realen physikalischen Prozesse zu komplex, um sie mit vertretbarem Aufwand vollständig in mathematische Funktionen zu übersetzen. Deshalb werden Vereinfachungen vorgenommen, indem z.B. Zusammenhänge durch lineare oder quadratische Funktionen angenähert oder die Funktionen nur für einen eingeschränkten Bereich und nicht für den gesamten Prozess für gültig erklärt werden. Ein Beispiel dafür ist die Auftriebspolare für die Auftriebsflächen an Luftfahrzeugen. Für einen gewissen Bereich des Anstellwinkels kann ein linearer Zusammenhang von diesem zum Auftriebsbeiwert angenommen werden, während im Bereich des Strömungsabrisses bei hohen Anstellwinkeln dieser Zusammenhang dann nicht mehr gilt. Im Zusammenhang mit der Ermittlung von Flugbereichsgrenzen sind aber gerade diese Bereiche von primärem Interesse. Einen Ansatz dafür bieten Hybrid-Modelle.

2.5.1 Hybridmodell

Mit dem vorhandenen Wissen und Verständnis des physikalischen Prozesses wird zunächst mit analytischen Gleichungen ein Basismodell erstellt. Dadurch, dass die Zusammenhänge innerhalb des Modells durch die verwendeten, physikalisch motivierten Gleichungen ersichtlich sind, stellt dies ein White-Box-Modell dar. Ein Beispiel für ein derartiges analytisches Modell im Bereich der Hubschrauber ist das Helicopter Overall Simulation Tool (HOST), welches beim DLR angewendet wird. HOST bietet umfangreiche Modellierungsmöglichkeiten im Bereich der Trimm- und Lastrechnungen sowie Stabilitätsanalysen. Es bestehen allerdings Ungenauigkeiten im Bereich komplexer dynamischer Effekte, aus denen eine zu hohe Modellungenauigkeit zur verlässlichen Modellierung der Eigenschaften des Hubschraubers im Grenzbereich resultiert.

Aus diesem Grund wird das Basismodell in einem Hybridmodell erweitert und korrigiert

durch ein Delta-Modell (Δ -Modell). Dieses stellt ein Black-Box-Modell dar, bei dem mit experimentell ermittelten Daten mittels geeigneter Basisfunktionen ein Modell generiert wird. Dies geschieht ohne Wissen über die Ursache der auftretenden Effekte. Damit können auch Effekte modelliert werden, die entweder nicht bekannt sind oder in ihrer Ausprägung zu komplex für eine analytische Modellierung in vertretbarem Umfang sind. In Abbildung 2.3 ist der Aufbau des flugmechanischen Hybridmodells schematisch dargestellt, welches beim DLR zur Bestimmung der Flugbereichsgrenzen entwickelt worden ist. Der Eingangsvektor \underline{u} setzt sich dabei aus den in Tabelle 2.3 beschriebenen Parametern zusammen. Der Ausgang des Hybridmodells \hat{y}_k stellt die durch das Δ -Modell korrigierten Flugbereichsindikatoren dar.

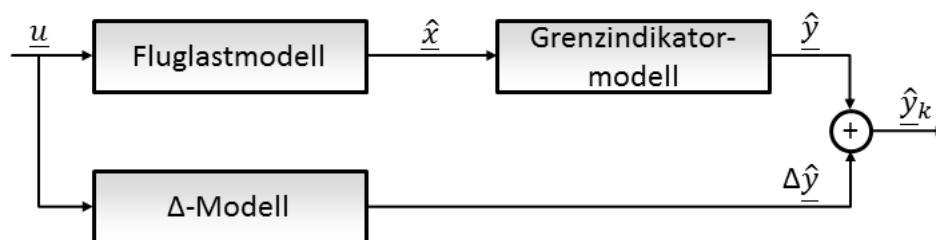


Abbildung 2.3: Schematische Darstellung eines Hybridmodells zur Bestimmung von Flugbereichsgrenzen¹

Zusätzlich zum Fluglastmodell wurde ein Grenzindikatormodell eingeführt, welches die aus den Fluglasten resultierenden und letztendlich die Flugbereichsgrenzen definierenden Effekte modelliert [5]. Beispiele für die Grenzindikatoren sind das Biegemoment am Rotormast oder die verfügbare Leistung an den Rotoren, eine vollständige Liste der Indikatoren findet sich in Tabelle 2.5. Diese Grenzindikatoren können mit der umfangreichen Instrumentierung des superARTIS direkt gemessen werden. Diese Messungen werden dann zum Training des Δ -Modells verwendet, welches die geschätzten Werte des analytischen Grenzindikatormodells korrigiert.

Zur Entwicklung des Δ -Modells wird ein Ansatz mit einem aktiv lernenden Algorithmus verwendet, welcher in Abschnitt 2.5.2 erläutert wird.

Als Kriterium für die Modellgüte des resultierenden Hybridmodells wurde der Grenzfehler eingeführt, welcher speziell die Modellabweichung des Gesamtmodells an den (oberen) Grenzen des Modells beschreibt. Dies geschieht aus der Motivation heraus, dass hier explizit nach den Grenzen des Flugbereichs gesucht wird, so dass die Abweichungen im „Inneren“ des Modells von untergeordneter Relevanz sind. Der Grenzfehler ε_{WRMSE} wird definiert als Wurzel der gewichteten mittleren quadratischen Abweichung. Durch den Gewichtungskoeffizienten ζ_W kann der Fokus auf die an den Flugbereichsgrenzen vorherrschende Abweichung verschoben werden.

¹Quelle: DLR-interner Bericht

Tabelle 2.5: Flugbereichsindikatoren im Grenzindikatoremodell des superARTIS

Indikator	Beschreibung
Nutzbare Leistung	Durch beide Rotoren nutzbare Gesamtleistung.
Belastung Rotormast	Kombinierter Lastindikator für Momente und Kräfte am Rotormast.
Rollsteuer	Indikator für den Steuerungskanal Rollsteuer.
Nicksteuer	Indikator für den Steuerungskanal Nicksteuer.
Giersteuer	Indikator für den Steuerungskanal Giersteuer.
Kollektivsteuer	Indikator für den Steuerungskanal Kollektivsteuer.
Kollisionsfreiheit Heckausleger	Indikator für den Rotorazimutwinkel, ab dem die Gefahr einer Berührung zwischen Rotoren und Heckausleger besteht.
Wirbelringstadium	Indikator für den Geschwindigkeitsvektor, von dessen Ausprägung abhängig das Wirbelringstadium eintritt.
Lastvielfache	Indikator zur Beschränkung des Lastvielfachen durch die Kapazitäten des Treibstoffsystems.

2.5.2 Verwendung von Lokal-Modell-Netzen

Das am DLR entwickelte Hybridmodell verwendet ein Local Modular Network (LMN)-Netz als Δ -Modell zur Korrektur des analytischen Fluglastmodells. Eine grundsätzliche Eignung von LMN-Netzen innerhalb eines Hybridmodells zur Flugbereichserweiterung wurde in [6] nachgewiesen. In einem LMN-Netz wird das Verhalten eines Prozesses statt mit einem einzigen, global gültigen Modell durch eine Anzahl von Modellen mit lokal begrenzter Gültigkeit angenähert. Über eine entsprechende Gültigkeitsfunktion werden die einzelnen lokalen Modelle zu einem Gesamtmodell zusammengefügt. In Abbildung 2.4 ist schematisch die Anwendung eines LMN-Netzes auf einen zweidimensionalen Prozess dargestellt.

Anstatt zur Anwendung eines LMN-Netzes auf vorhandene Testpunkte kann dieser Ansatz auch zur Versuchsplanung verwendet werden, um das Prozessverhalten explorativ zu erfassen. Dabei wird ein Algorithmus verwendet, der die Teilungsschnitte zwischen den lokalen Modellen im Eingangsraum optimiert und die Kandidatenpunkte zur Messung am Prozess ermittelt. Dabei werden die Kandidatenpunkte bevorzugt, für die der größte Zuwachs an Prozesswissen, respektive die größte Verringerung des lokalen Modellfehlers, zu erwarten ist. Der verwendete Algorithmus basiert auf dem HILOMOTDoE-Algorithmus. Hier sollen zum weiteren Verständnis die Grundzüge des Algorithmus erläutert werden,

²Quelle: DLR-interner Bericht

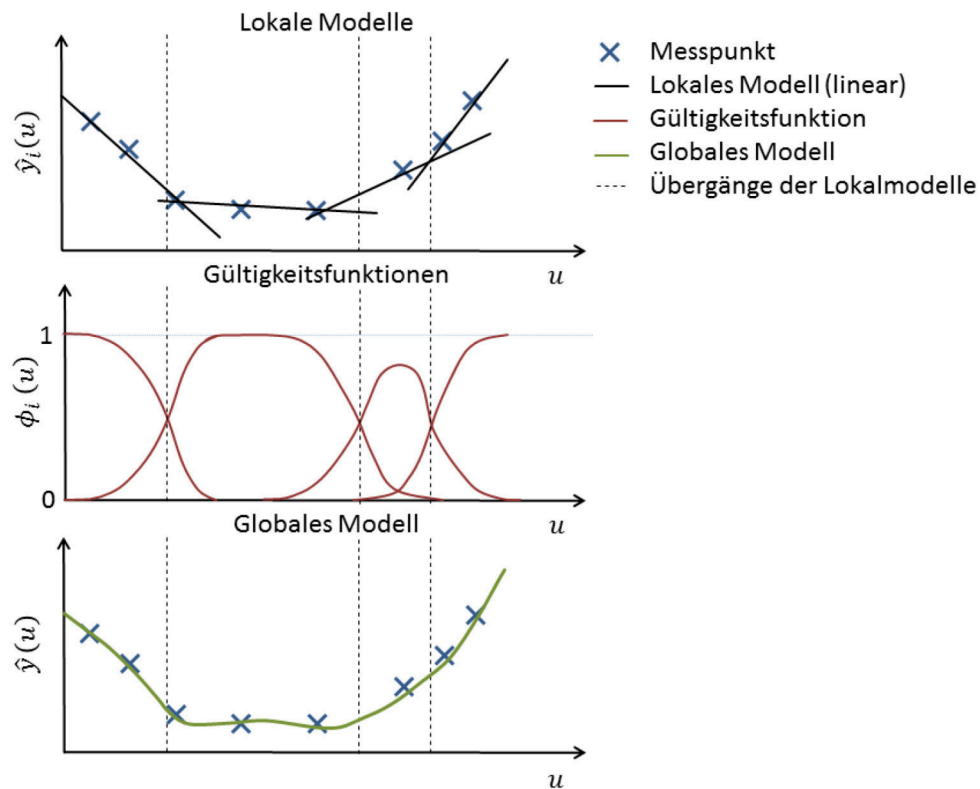


Abbildung 2.4: Approximation eines Prozesses mittels LMN²

eine ausführliche Erläuterung findet sich in [7]. Anschließend sollen die Anwendung des Algorithmus innerhalb des Δ -Modells des am DLR entwickelten Hybridmodellansatzes und die Unterschiede zum ursprünglichen HILOMOTDoE-Algorithmus von Hartmann erläutert werden.

Im ersten Schritt des HILOMOTDoE-Ansatzes wird der Prozess mittels einer klassischen Versuchsplanungsmethode „grob“ erfasst. Dieser initiale Schritt zur Modellbildung wird *offline*-Versuchsplanung genannt. Klassische Versuchsplanungsmethoden existieren in vielfältiger Ausprägung [8]. Neben vollfaktoriellen Versuchsplänen, bei denen der Versuchsraum in jeder Dimension mit der gleichen Anzahl an äquidistanten Messpunkten abgetastet wird, werden teilfaktorielle Versuchspläne verwendet. Dazu gehört die Familie Central-Composite-Design (CCD)-Versuchspläne, welche sich besonders für Prozessverhalten bis zur 2. Ordnung eignen und gegenüber den vollfaktoriellen Versuchsplänen eine Reduktion der nötigen Messpunkte ermöglichen, vor allem bei höherdimensionalen Versuchsräumen. Für den Aufbau des Hybridmodells in dieser Arbeit wurde für das *offline*-Verfahren ein CCI-Versuchsplan verwendet, welcher schematisch in Abbildung 2.5 abgebildet ist.

Unter den CCD-Versuchsplänen zeichnet sich der CCI-Ansatz dadurch aus, dass der Versuchsraum vor allem durch Messpunkte im inneren des Versuchsraumes erfasst wird und nur wenige Messpunkte auf den Grenzen des Versuchsraumes liegen. Dies erscheint vor-

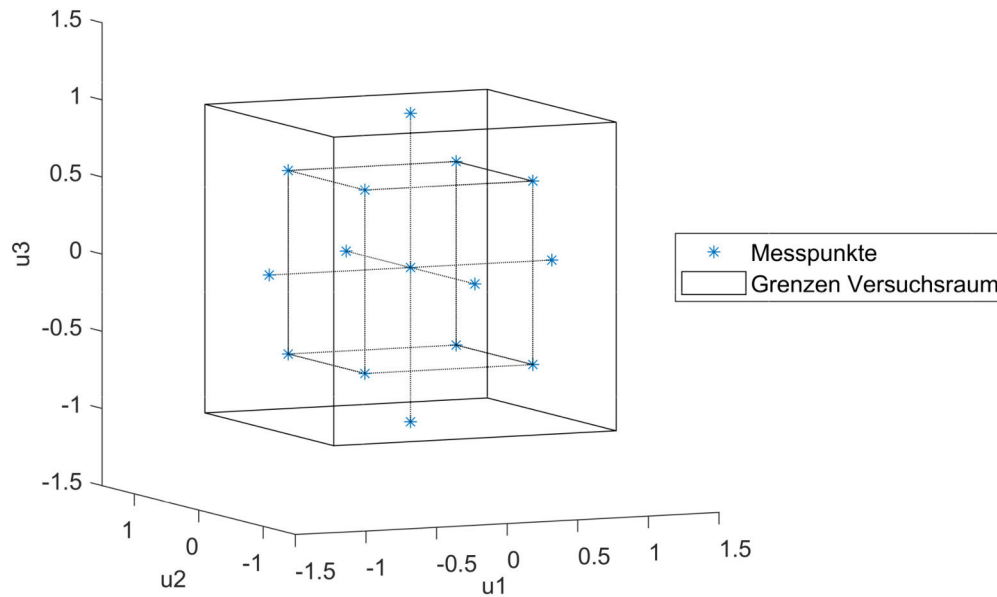


Abbildung 2.5: Darstellung eines CCI-Versuchsplans für einen Prozess mit dreidimensionalem Eingangsraum u_1 bis u_3 .

teilhaft aufgrund der prohibitiven Natur der Flugbereichsgrenzen, die hier erfasst werden sollen.

Die aus der *offline*-Versuchsplanung generierten Testpunkte werden auf den zu untersuchenden Prozess angewandt. Der hieraus generierte Satz von Messungen wird anschließend zum Training eines LMN-Netzes verwendet. Daran schließt sich die iterative *online*-Versuchsplanung an. Zu Beginn sucht der Algorithmus das lokale Modell mit dem größten lokalen Fehlermaß. Der HILOMOTDoE-Algorithmus verwendet hierzu ein Fehlermaß, welches den lokalen Fehler jedes einzelnen Modells darstellt und gleichzeitig den Varianz- und den Biasfehler berücksichtigt [7]. Es wird davon ausgegangen, dass die Platzierung eines neuen Messpunktes innerhalb des lokalen Modells mit dem größten Fehlermaß die Informationsgewinnung aus dem neuen Messpunkt maximiert.

Innerhalb des so ausgewählten lokalen Modells wird anschließend ein Kandidatenpunkt für die nächste Messung bestimmt. Es wird bewusst ein einzelner Punkt bestimmt und nicht mehrere, da so der Wissenszuwachs am größten ist [7]. Zur Bestimmung der Kandidatenpunkte wird ein Satz von Zufallspunkten innerhalb der Grenzen des lokalen Modells generiert und derjenige Punkt ausgewählt, welcher die größte Distanz zu den bisherigen Messpunkten aufweist. Die Messung an diesem Prozess und die Rückführung der gewonnenen Daten in das LMN bilden den Abschluss einer Iteration in der *online*-Versuchsplanung. Dieses Verfahren wird wiederholt, bis die gewünschte Modellgüte erreicht ist.

3 Pfadplanung

In diesem Kapitel wird das Vorgehen zur Generierung eines Wegpfades vor dem Hintergrund der Anforderungen in dieser Arbeit erläutert. Dazu werden zunächst die relevanten Randbedingungen aufgezeigt und im Anschluss die Pfadplanung innerhalb der Testpunkte und während möglicher Zwischenmanöver beschrieben. Ein Wegpfad soll in dieser Arbeit als eine Abfolge $r = (r_0, r_1, \dots, r_N)$ von Punkten mit

$$r = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

im dreidimensionalen Raum definiert werden. Innerhalb der Testpunkte werden die Geschwindigkeitskommandos direkt durch das Luftfahrzeug umgesetzt, wodurch der zurückgelegte Pfad direkt berechnet werden kann (siehe Abschnitt 2.4.2). In den Phasen zwischen den Testpunkten wird davon ausgegangen, dass ein geeigneter Autopilot existiert, der den geplanten Pfad selbstständig abfliegen kann.

Im folgenden soll mit der Bezeichnung „Punkt“ ein Punkt im dreidimensionalen Raum mit den Parametern aus Gleichung 3.1 beschrieben werden. Das Wort „Konfiguration“ soll einen Punkt p im Raum mit einem dazugehörigen Richtungswinkel Ψ in der x,y -Ebene beschreiben, so dass mit einer Konfiguration (p, Ψ) die Verortung des Luftfahrzeuges im Raum und dessen Gierwinkel definiert sind.

3.1 Randbedingungen

In diesem Abschnitt werden die Randbedingungen und Annahmen erläutert, die für das Pfadplanungsproblem in dieser Arbeit relevant sind. Neben den folgenden Aspekten gelten auch die in Abschnitt 2.4.1 erläuterten räumlichen Randbedingungen.

3.1.1 Holonomie

Ein Agent¹ wird als holonom bezeichnet, wenn alle Freiheitsgrade seiner Bewegung unabhängig voneinander angesteuert werden können [9]. Ein Hubschrauber kann als eingeschränkt holonom Agent bezeichnet werden. Im niedrigen Geschwindigkeitsbereich kann ein Hubschrauber seitwärts oder rückwärts fliegen, ohne sich vorher um die Hochachse drehen zu müssen. Mit steigender Geschwindigkeit kommen allerdings u.A. die unterschiedlichen Ausprägungen der Rumpfkontur und dessen Asymmetrie zur y,z-Ebene zum Tragen. Daher muss davon ausgegangen werden, dass im seitlichen Flug nicht die gleichen Flugleistungen erbracht werden können, wie im Geradeausflug. Bei höheren Geschwindigkeiten empfiehlt es sich also, einen schiebefreien Flug anzustreben. Eindeutig nicht-holonom sind Flächenflugzeuge, welche immer eine bestimmte Mindestgeschwindigkeit in Flugrichtung besitzen müssen. Die Charakterisierung eines Agenten als nicht-holonom erfordert eine Art der Pfadplanung, die es erlaubt, Beschränkungen wie eine bevorzugte Bewegungsrichtung aus Sicht des Agenten und einen minimalen Kurvenradius einzuhalten.

Für den in dieser Arbeit behandelten Fall des superARTIS sollen für die Pfadplanung zwei Einschränkungen der Holonomie als Eingangsparameter der Pfadplanung berücksichtigt werden. Zum einen soll ein minimaler Kurvenradius R_{min} berücksichtigt werden. Der minimal fliegbare Radius steht in direkter Abhängigkeit von den Flugleistungen des Luftfahrzeuges. Es wird ein schiebefreier Kurvenflug angenommen, so dass $V_y = 0$. In diesem Fall bietet es sich an, das Hybridmodell des superARTIS zu nutzen. In Abhängigkeit von den aktuellen Flugparametern wird die maximale Drehrate $\dot{\Psi}_{max}$ bestimmt. Nach dem in Abbildung 3.1 dargestellten Schema wird $\dot{\Psi}_{max}$ erhöht, bis ein Flugbereichsindikator den zugehörigen Grenzwert erreicht.

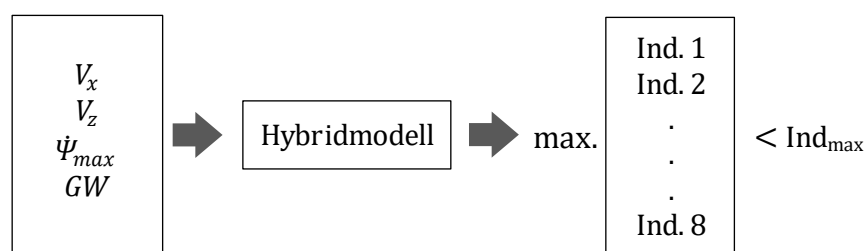


Abbildung 3.1: Nutzung des Hybridmodells zur Bestimmung der maximalen Drehrate.

Durch den Parameter Ind_{max} kann der Grenzwert eingestellt werden, der definiert, inwieweit die (vermuteten) Flugleistungen ausgereizt werden sollen. Dabei ist zunächst zu

¹Der Begriff Agent beschreibt hier ein mobiles System.

berücksichtigen, dass das Hybridmodell einem Modellfehler unterliegt. Weiterhin bildet das Hybridmodell nur stationäre und quasistationäre Flugzustände ab, wodurch transiente Zustände wie beim Einleiten des Kurvenfluges vernachlässigt werden. Deshalb ist es ratsam, hier einen konservativen Wert anzunehmen. Im weiteren Verlauf soll hier ein Wert von $Ind_{max}=70\%$ angenommen werden. Dies ist damit begründet, dass das Basismodell des Hybridmodells des superARTIS an sich schon eine aufwendige Modellierung der superARTIS darstellt und mit hinreichender Sicherheit für den genannten Wert ein sicherer Betrieb gewährleistet werden kann. Sollte die Methode der Flugbereichserweiterung mittels eines hybriden Modells auf ein anderes Luftfahrzeug angewendet werden, muss eine kritische Betrachtung der Qualität des Basismodells durchgeführt und der Wert ggf. angepasst werden.

Der minimale Kurvenradius ergibt sich dann zu:

$$R_{min} = \frac{V}{\Psi_{max}} \quad (3.2)$$

In dieser Arbeit ergibt sich die Fluggeschwindigkeit V aus der Ausgangsgeschwindigkeit des vorangegangenen Testpunktes. Die zweite Einschränkung in dieser Arbeit betrifft den maximalen Bahnwinkel γ_{max} , welcher eine direkte Abbildung der Leistung im Steig- und Sinkflug des superARTIS darstellt:

$$\gamma_{max} = \arctan\left(\frac{V_z}{V}\right) \quad (3.3)$$

Die Festlegung der maximalen Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeit V_z wird analog zur Bestimmung der maximalen Drehrate mit Hilfe des Hybridmodells durchgeführt. Da in der Pfadplanung auch Kurvenflüge im Steig- und Sinkflug möglich sein sollen, tritt hier ein Konflikt zwischen dem minimalen Kurvenradius und dem maximalen Bahnwinkel auf, da sie jeweils Eingangsparemeter zur Bestimmung des anderen Parameters sind. Dies bedeutet, dass bei der Pfadplanung hier zwischen beiden Parametern eine Optimierung durchgeführt werden muss. Das mehrfache Auswerten des Hybridmodells resultiert in einem erhöhten Rechenaufwand, rechtfertigt sich aber durch das bestmögliche Ausreizen der Flugleistungen des superARTIS. Alternativen sind das Festlegen fester Beschränkungen für die beiden Parameter oder eine mögliche Annäherung durch eine lineare oder quadratische Funktion. Diese Annäherung wäre allerdings durch die Eigenschaften des Hybridmodells mit einem Fehler verbunden, wodurch der Grenzwert Ind_{max} niedriger angesetzt werden müsste.

3.1.2 Windeinfluss

Der in der Erdatmosphäre existierende Wind kann aufgeteilt werden in einen kontinuierlichen Wind und die Turbulenz. Eine weitere Aufteilung kann in die drei Windkomponenten u_w , v_w und w_w entsprechend der Ausrichtung der Achsen im geodätischen Koordinatensystem vorgenommen werden. Der resultierende Windvektor ergibt sich damit zu:

$$\bar{V}_w = \begin{bmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Die Turbulenz beschreibt kurzzeitige Änderungen der Windkomponenten. Sie kann erheblichen Einfluss auf das flugmechanische Verhalten von Luftfahrzeugen nehmen. Ein Beispiel ist die sprunghafte Änderung des effektiven Anstellwinkels an Tragflügelprofilen bei einer Vertikalböe. Dies betrifft sowohl Starr- als auch Drehflügler. Im Extremfall kann dies zu einer Überlastung der Struktur führen, deshalb werden Böenlasten als Teil der dimensionierenden Lastfälle bei der Auslegung und Zulassung von bemannten Luftfahrzeugen verwendet. Die Auswirkungen eventuell vorhandener Böen auf die Flugleistungen und die Planung eines Flugpfades können im Rahmen dieser Arbeit allerdings als gering betrachtet werden. Es wird davon ausgegangen, dass im Rahmen der allgemeinen Flugversuchsvorbereitung eine Wetterbetrachtung durchgeführt wird und ein Zeitfenster mit erwartbar geringer Turbulenz ausgewählt wird. Ebenfalls soll angenommen werden, dass die Turbulenz über die zeitliche Mittelung einen vernachlässigbaren Einfluss auf die Pfadplanung besitzt.

Der konstante Wind hat wiederum keinen Einfluss auf das flugmechanische Verhalten eines Luftfahrzeuges im Flug, welches allein die umgebende Luftmasse als Referenz besitzt. Der Einfluss besteht allerdings, wenn das Luftfahrzeug eine Strecke zurücklegen soll, die in Referenz zur Erdoberfläche definiert ist. Dies kann verdeutlicht werden durch die Bodenspur eines Luftfahrzeuges, welches einen Kreis mit konstanter Winkelgeschwindigkeit ohne und mit Windeinfluss fliegt (Abbildung 3.2). Der Versatz kann je nach Verhältnis von Flug- und Windgeschwindigkeit erheblich sein. Deshalb ist es wichtig, dies bei einer Pfadplanung mit einzubeziehen.

Um den Wind bei der Pfadplanung berücksichtigen zu können, muss für Windrichtung und Windstärke eine Vorhersage getroffen werden. Eine Möglichkeit ist die Nutzung von numerischen Wettermodellen. Auf globaler und regionaler Ebene existieren verschiedene numerische Wettermodelle, die für eine Windvorhersage genutzt werden können. Der Deutsche Wetterdienst (DWD) zum Beispiel betreibt numerische Modelle mit horizonta-

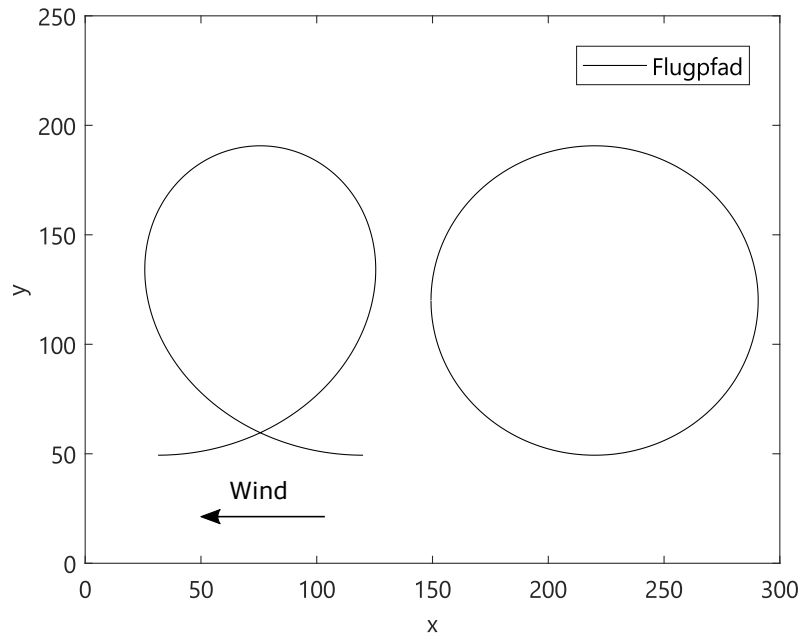


Abbildung 3.2: Flugpfad bei Kurvenflug mit (links) und ohne (Rechts) Windeinfluss für einen Vollkreis.

len Gittermaschenweiten von 13km beim *ICON*-Modell auf globaler Ebene bis zu 2,8km beim *COSMO-DE*-Modell auf regionaler Ebene [10]. Diese Modelle bieten eine gute Vorhersage für den mittleren Wind, unterliegen aber aufgrund ihrer begrenzten Auflösung einem lokalen Fehler, da durch Konvektion und Orographie² hervorgerufene Änderungen des Windvektors nur begrenzt berücksichtigt werden können [11]. Aufgrund der in den Abschnitten 2.4.1 und 2.4.2 beschriebenen räumlichen und zeitlichen Ausgestaltung der zu planenden Flugversuche in dieser Arbeit erscheint eine Windvorhersage anhand der verfügbaren numerischen Modelle nicht optimal.

Alternativ können lokale Messungen zugrunde gelegt und aus einer Messreihe eine Extrapolation für den relevanten Zeitraum vorgenommen werden. Dadurch können Änderungen des Windvektors über kürzere Zeiträume und aufgrund lokaler orographischer Gegebenheiten besser berücksichtigt werden. Als Nachteil können allerdings schlecht mesoskalige Phänomene wie einzelne Schauer und Frontendurchgänge berücksichtigt werden. Es kann aber davon ausgegangen werden, dass auch hier bei der Wetterbetrachtung im Rahmen einer Flugversuchskampagne das Risiko des Auftretens dieser Phänomene minimiert wird. Für die lokalen Messungen bieten sich mehrere Möglichkeiten an. Die einfachste ist das einfache Messen des Windvektors mittels einer oder mehrerer Bodenstationen. Weiterführende Systeme zur bodengestützten Windmessung (LiDAR³, RADAR) sind mit erheblichen Kosten und Mehraufwand verbunden. Weiterhin gibt es die Möglichkeit, flug-

²Darstellung des Reliefs der Erdoberfläche

³Light **D**etection and **R**anging

gestützt mittels des Versuchsträgers eine Vektordifferenz-Windmessung durchzuführen, bei der sich der Windvektor aus der Differenz zwischen Bahngeschwindigkeitsvektor und Vektor der Anströmung am Luftfahrzeug ergibt [12]. Dies setzt allerdings voraus, dass der Versuchsträger mit einer Messanlage zur Bestimmung der drei einzelnen Komponenten der Anströmung, wie z.B. einer Fünfloch-Sonde, ausgestattet ist. Der superARTIS kann mit einer solchen ausgerüstet werden.

Wie im vorherigen Absatz diskutiert, ist die Windvorhersage bzw. Windmessung mit teils erheblichem Aufwand und Unsicherheiten verbunden. Der genaue Einfluss des vorherrschenden Windes auf das Luftfahrzeug ist unbekannt bis zum Moment der Einwirkung. Deshalb wird er typischerweise im Bereich der lokalen Pfadplanung durch die Pfadfolgeregelung innerhalb des Autopiloten eines Luftfahrzeuges ausgeglichen. Dies setzt allerdings voraus, dass bei der Pfadplanung Leistungsreserven eingeplant werden, damit dies gelingt. In dieser Arbeit wurde entschieden, bei der Pfadplanung der Testpunkte den stationären Wind mit zu berücksichtigen. Dies ist begründet durch die Ausprägung der Testpunkte, die im Autopiloten-KOS definiert sind und deshalb ein Ausgleichen nicht möglich ist. Deshalb erscheint die Einbeziehung des (vermuteten) stationären Windes hier die angemessene Lösung zu sein. Es wird davon ausgegangen, dass ein geeignetes System vorhanden ist, welches bestmöglich eine Vorhersage des Windvektors ermöglicht und der Pfadplanung zur Verfügung stellt. Bei den Manövern zwischen den Testpunkten soll hingegen eine Leistungsreserve eingeplant werden.

Dies soll realisiert werden, in dem die Geschwindigkeit während der Zwischenmanöver an die Windverhältnisse angepasst wird. In Abschnitt 2.4.2 wurde ein Schwellwert von 25m/s für die Ausgangsgeschwindigkeit eines Testpunktes im schiebefreien Geradeausflug festgelegt. Dieser Wert soll bei vorherrschendem Wind um den Betrag des Windvektors reduziert werden. Dadurch wird der Autopilot in die Lage versetzt, auch bei Wind den Pfad mit der geplanten Geschwindigkeit abzufliegen.

3.2 Pfadplanungsalgorithmen

Pfadplanungsalgorithmen kommen zum Einsatz, wenn Pfadplanungsprobleme automatisch gelöst werden sollen. Bei diesen soll für ein mobiles System ein Pfad von einem Ausgangspunkt zu einem Zielpunkt gefunden werden. Dabei gilt es, eine Reihe von Nebenbedingungen zu berücksichtigen, wie die Hindernisfreiheit des zu planenden Pfades oder Einschränkungen in den Bewegungsmöglichkeiten des mobilen Systems (vgl. Abschnitt 3.1.1).

3.2.1 Ziele der Pfadplanung

Für die Pfadplanung können Zielkriterien festgelegt werden, von denen eines oder mehrere Ziel des Pfadplanungsalgorithmus sind:

- Kürzester Weg
- Schnellster Weg
- Vermeidung von Hindernissen
- Spezielle Kriterien wie z.B. größtmögliche Gebietsabdeckung

Die ersten drei Kriterien sind die am häufigsten verwendeten. Unter der Voraussetzung einer konstanten Geschwindigkeit decken sich die Kriterien „kürzester Weg“ und „schnellster Weg“. Spezielle Kriterien sind eher in speziellen Anwendungen zu finden, wie die Pfadplanung für Search- and Rescue (SAR)-Missionen [13]. In dieser Arbeit soll das Kriterium des schnellsten Weges angewendet werden. Die Hindernisfreiheit wird durch die Flugversuchsvorbereitung als gegeben vorausgesetzt, indem dort ein geeignetes Gelände ausgesucht wird. Ebenfalls soll eine konstante Geschwindigkeit innerhalb der Manöver zwischen den Testpunkten festgelegt werden.

3.2.2 Pfadplanungsproblem

Das Pfadplanungsproblem in dieser Arbeit besteht aus der Aufgabe eine Startkonfiguration und eine Zielkonfiguration sinnvoll miteinander zu verbinden. Als Besonderheit besteht bei diesem Pfadplanungsproblem die garantierte Hindernisfreiheit des Raumes, in dem sich der Agent bewegt.

Zur Lösung von Pfadplanungsproblemen gibt es eine Reihe von Pfadplanungsalgorithmen. Ein Großteil davon zielt auf spezifische Problematiken wie die Vermeidung von Hindernissen bei gleichzeitiger Optimierung der Weglänge ab. Dazu gehört die Klasse der graphenbasierten Vorgehensweisen. Beispiele dafür sind der Sichtbarkeitsgraph oder das Voronoi-Diagramm. Weitere Ansätze sind gitternetzbasierende Pfadplanungsalgorithmen, bei denen der Suchraum mittels eines Gitternetzes diskretisiert wird und anschließend mit z.B. einem Rapidly-exploring random tree (RRT)- oder A^* -Algorithmus explorativ vom Startpunkt aus entlang der Knoten des Gitternetzes nach einem geeigneten Pfad gesucht wird. Die genannten Methoden sind allerdings vor allem für holonome Agenten geeignet.

Eine Alternative stellen Potentialfeldmethoden dar. Dabei wird das Ziel als Attraktor mo-

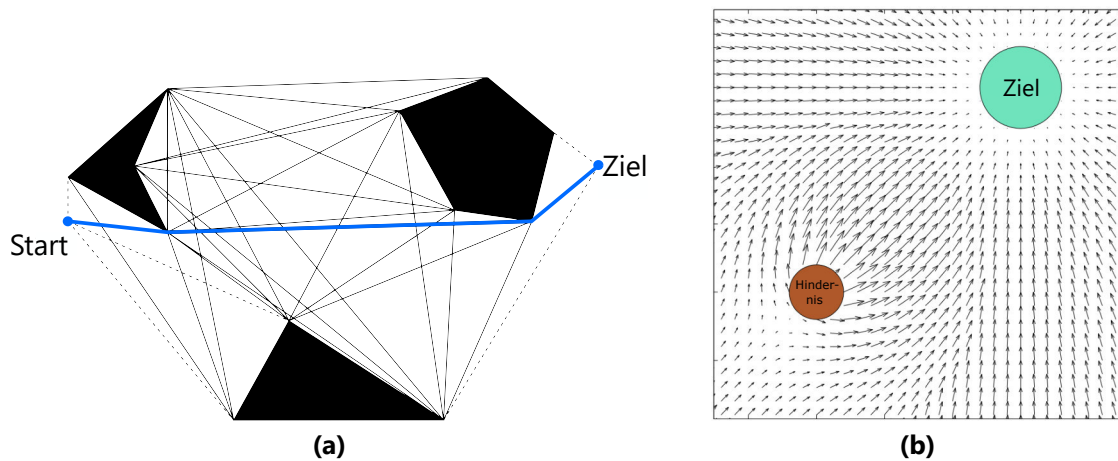


Abbildung 3.3: Schematische Darstellung der Pfadplanung mithilfe eines Sichtbarkeitsgraphen (a) und der Modellierung eines Potentialfeldes zur Pfadplanung hin zu einem Ziel.

delliert, bekannte Hindernisse als Repellor. Durch eine Überlagerung der verschiedenen Potentiale entsteht. Die Richtung und Stärke des Potentialfeldes wird in ein Geschwindigkeitskommando für den Agenten übersetzt, der sich entsprechend dem Ziel annähert und von Hindernissen fern bleibt.

Aufgrund der Gegebenheiten eines hindernisfreien Raumes und der eingeschränkten Holonomie des Agenten in dem vorliegenden Pfadplanungsproblem soll in dieser Arbeit eine Variante der Pfadplanung nach DUBINS verwendet werden. Im weiteren Verlauf wird dargelegt, dass diese Methode den kürzesten Pfad zwischen einer Startkonfiguration und einer Zielkonfiguration darstellt.

3.3 Pfadplanung nach Dubins

Die Pfadplanung nach DUBINS geht auf ihren Namensgeber Walter E. DUBINS zurück, der 1957 hierfür die mathematischen Grundlagen legte [14]. Da er wird im zweidimensionalen Raum für einen Agenten mit beschränktem Kurvenradius und konstanter Geschwindigkeit mit einer geometrischen Methode der zeitoptimale Pfad zwischen zwei Ausgangspunkten inklusive Ausrichtung bestimmt. Der entstehende Pfad setzt sich aus Geraden- und Kurvenelementen mit konstantem Radius zusammen. Die klassische Methode nach DUBINS für die Pfadplanung im zweidimensionalen Fall ist in weiteren Arbeiten vielfältig erweitert und ergänzt worden [15][16][17]. Dazu zählt auch die Anwendung auf Umgebungen mit Hindernissen [18]. Aufgrund seiner häufigen Anwendung im Automobilbereich wird die klassische Methode nach DUBINS oftmals als *DUBINS-Car-Model* bezeichnet.

Im Luftfahrtbereich finden sich ebenfalls Beispiele für die Anwendungen der Methode im zweidimensionalen Fall mit dem Ziel der Pfadplanung in der Ebene [19][20]. Um die Methode wirksam im Luftfahrtbereich einsetzen zu können, muss sie um die dritte Dimension erweitert werden, um nötige Änderungen der Flughöhe mit zu berücksichtigen. Aufbauend auf [21] wurde in [22] eine *DUBINS-Airplane*-Methode vorgeschlagen, die unter Berücksichtigung einer Beschränkung des Bahnneigungs- und Rollwinkels eine Pfadplanung im dreidimensionalen Raum ermöglicht. Die dort beschriebene Methode wird in dieser Arbeit zur Pfadplanung verwendet und wurde zu diesem Zweck in einem MATLAB-Programm umgesetzt. Im Folgenden soll die in [22] vorgeschlagene Methode zum weiteren Verständnis erläutert werden. Im Anschluss werden die Änderungen in der Umsetzung gegenüber der ursprünglichen Methode aufgezeigt.

Der zeitoptimale Pfad zwischen einer Eingangskonfiguration (p_s, ψ_s) und einer Ausgangskonfiguration (p_e, ψ_e) , wird durch eine Kombination aus einem Kurvenelement mit dem Radius R_{min} , gefolgt von einer Geraden und wieder einem Kurvenelement, realisiert. Dabei ist:

$$p = \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Der Winkel Ψ beschreibt die Gierwinkel des Luftfahrzeuges.

Die Konfigurationen beschreiben jeweils den Eingangs- und Ausgangszustand des Agenten. In der x,y-Ebene folgt die Konstruktion des *DUBINS-Airplane-Path* im wesentlichen der des *DUBINS-Car-Path*. Zur Veranschaulichung soll zunächst ein Fall ohne Höhenunterschied zwischen Start- und Zielkonfiguration erläutert werden. Wie in Abb. 3.4 dargestellt, ergeben sich vier verschiedene mögliche Pfade aus den beschriebenen Elementen.

Als Terminologie hat sich die Beschreibung der Kurven als *R (Right)* und *L (Left)* entsprechend ihrer Richtung gegen oder mit dem Uhrzeigersinn und der Geraden als *S (Straight)* etabliert. Die vier Möglichkeiten sind also RSR, RSL, LSR, und RSL. Zur einfacheren Unterscheidung der Pfadklassen, vor allem in Erweiterungen der DUBINS-Methode, gibt es die allgemeinere Form der Bezeichnung der Elemente als *C (Curve)* und *S (Straight)*. Die vier genannten Möglichkeiten gehören damit zur CSC-Klasse.

Das Vorgehen, ausgehend von zwei zu verbindenden Ausgangskonfigurationen bis zum Pfad bestehend aus einer Reihe Wegpunkten, soll exemplarisch an einem *RSR*-Beispiel im folgenden erläutert werden (Abb. 3.5). Zunächst werden die Mittelpunkte der möglichen

Kurvenelemente bestimmt:

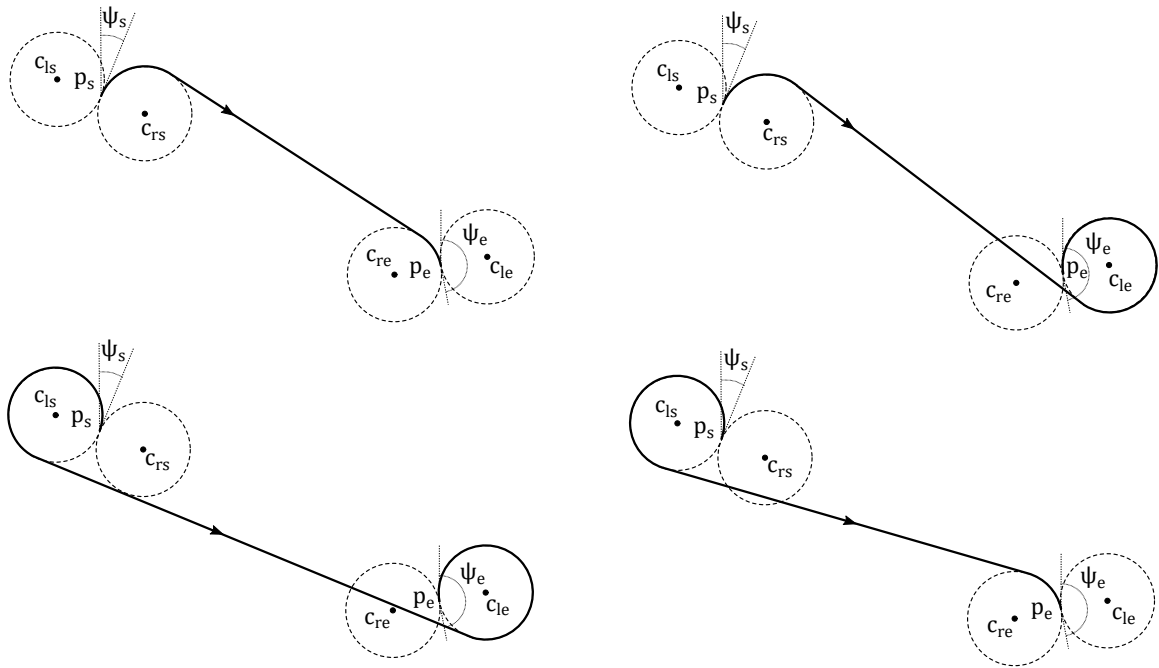


Abbildung 3.4: Die vier möglichen Kombinationen RSR, RSL, LSR und LSL (von o.l. nach u.r.).

$$c_{rs} = p_s + R_{min} \cdot \left[\cos\left(\psi_s + \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\psi_s + \frac{\pi}{2}\right), 0 \right]^T \quad (3.6)$$

$$c_{ls} = p_s + R_{min} \cdot \left[\cos\left(\psi_s - \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\psi_s - \frac{\pi}{2}\right), 0 \right]^T \quad (3.7)$$

$$c_{re} = p_e + R_{min} \cdot \left[\cos\left(\psi_e + \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\psi_e + \frac{\pi}{2}\right), 0 \right]^T \quad (3.8)$$

$$c_{le} = p_e + R_{min} \cdot \left[\cos\left(\psi_e - \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\psi_e - \frac{\pi}{2}\right), 0 \right]^T \quad (3.9)$$

Der Winkel θ (Abb. 3.5) berechnet sich zu:

$$\theta = \arctan2(y_e - y_s, x_e - x_s) \quad (3.10)$$

Die Definition der Funktion $\arctan2(y,x)$ ist in Anhang A.2 gegeben. Daraufhin werden die Längen L_{car} der vier möglichen Pfade in der Ebene berechnet:

$$\begin{aligned} L_{car,RSR} = & \|c_{rs} - c_{re}\| + R_{min} \cdot \left[2 \cdot \pi + \left(\theta - \frac{\pi}{2}\right) - \left(\Psi_s - \frac{\pi}{2}\right) \right] \\ & + R_{min} \cdot \left[2 \cdot \pi + \left(\Psi_e - \frac{\pi}{2}\right) - \left(\theta - \frac{\pi}{2}\right) \right] \end{aligned} \quad (3.11)$$

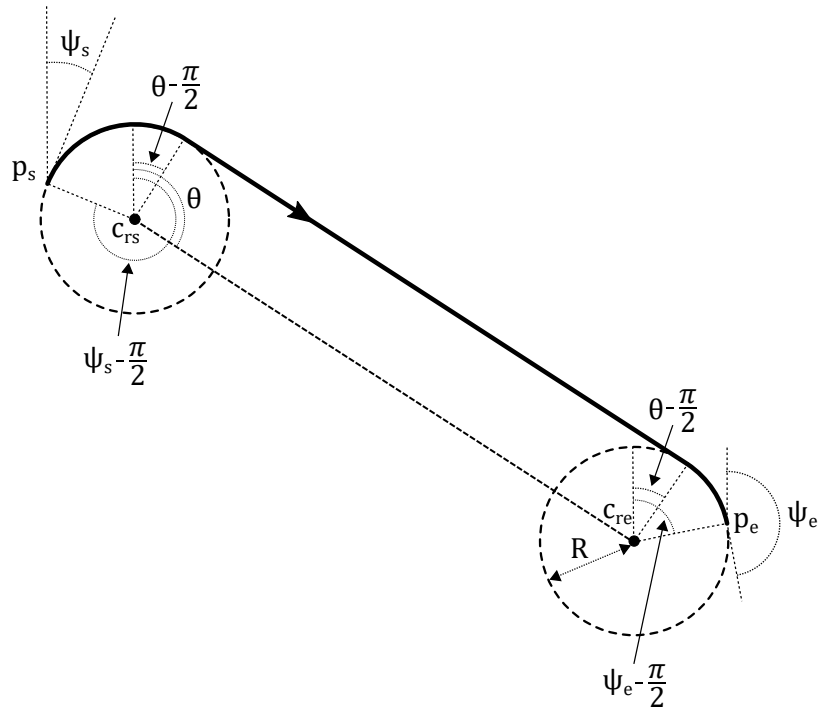


Abbildung 3.5: Dubins-Pfad RSR, modifiziert nach [23].

$$L_{car,LSL} = \|c_{ls} - c_{le}\| + R_{min} \cdot \left[2 \cdot \pi + \left(\Psi_s - \frac{\pi}{2}\right) - \left(\theta - \frac{\pi}{2}\right)\right] + R_{min} \cdot \left[2 \cdot \pi + \left(\theta - \frac{\pi}{2}\right) - \left(\Psi_e - \frac{\pi}{2}\right)\right] \quad (3.12)$$

sowie

$$L_{car,RSL} = \sqrt{l^2 + 4 \cdot R_{min}^2} + R_{min} \cdot \left[2 \cdot \pi + \theta_2 - \left(\Psi_s - \frac{\pi}{2}\right)\right] + R_{min} \cdot \left[2 \cdot \pi + \left(\theta_2 + \pi\right) - \left(\Psi_e + \frac{\pi}{2}\right)\right] \quad (3.13)$$

mit

$$\theta_2 = \theta - \frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{2 \cdot R_{min}}{l}\right) \quad (3.14)$$

und

$$L_{car,LSR} = \sqrt{l^2 + 4 \cdot R_{min}^2} + R_{min} \cdot \left[2 \cdot \pi + \left(\phi_s + \frac{\pi}{2}\right) - \left(\theta - \theta_2\right)\right] + R_{min} \cdot \left[2 \cdot \pi + \left(\Psi_e - \frac{\pi}{2}\right) - \left(\theta + \theta_2 - \pi\right)\right] \quad (3.15)$$

mit

$$\theta_2 = \arcsin\left(\frac{2 \cdot R_{min}}{l}\right) \quad (3.16)$$

$$l = \|c_e - c_s\| \quad (3.17)$$

Der Parameter l beschreibt den Abstand der beiden Mittelpunkte der Kurven und ist gleichbedeutend mit der Länge des Geradenelementes. Der kürzeste dieser vier Pfade wird ausgewählt und beschreibt den DUBINS-Pfad.

Zur weiteren Berechnung des Pfades wird ein Pfadfolgealgorithmus eingesetzt. Dazu wird der Pfad in seine Kurven- und Geradenelemente zerlegt. Für die Kurvenelemente wird die Drehrichtung definiert durch $\lambda = 1$ im Uhrzeigersinn und $\lambda = -1$ gegen den Uhrzeigersinn. Für den Fall *RSR* sind $(\lambda_s, \lambda_e) = 1$. Abgeleitet aus [22] und [23] S. 194 ff. wird eine vektorbasierte Vorgehensweise verwendet (siehe Abb. 3.6).

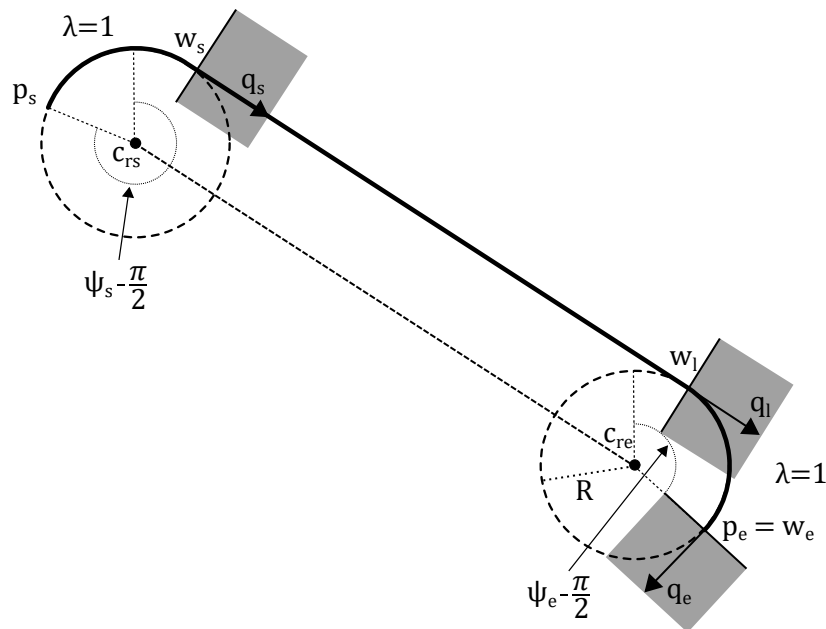


Abbildung 3.6: Vektorbasierte Pfadberechnung, modifiziert nach [22].

Ausgehend vom Startpunkt p_s werden die Übergänge zwischen den Pfadelementen definiert durch einen Punkt w und einen Vektor q in Richtung des Pfades. Für das gezeigte Beispiel berechnen sich die Größen wie folgt:

$$w_s = c_{rs} + R \cdot \left[\cos\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right), 0 \right]^T \quad (3.18)$$

$$w_l = c_{re} + R_{min} \cdot \left[\cos\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right), 0 \right]^T \quad (3.19)$$

$$w_e = p_e \quad (3.20)$$

und

$$q_s = \frac{w_1 - w_s}{\|w_s - w_s\|} \quad (3.21)$$

$$q_1 = q_s \quad (3.22)$$

$$q_e = [\cos(\Psi_e), \sin(\Psi_e), 0]^T \quad (3.23)$$

Durch die Berücksichtigung der zu bewältigenden Höhendifferenz wird die bisher als klassisch zu bezeichnende Methode nach DUBINS erweitert. Die Höhendifferenz h ist:

$$h = |z_e - z_s| \quad (3.24)$$

Ausgehend von der berechneten Länge L des DUBINS-Pfades im zweidimensionalen Raum und der Höhendifferenz h ergibt sich der theoretische Bahnneigungswinkel γ . Da dieser den maximalen Bahnneigungswinkel γ_{max} nicht überschreiten darf, wird in [21] vorgeschlagen, eine Unterscheidung der weiteren Pfadplanung in drei verschiedene Fälle vorzunehmen.

1. Low-Altitude

Der erste, als *Low-Altitude-Path* bezeichnete Fall kommt zur Anwendung, wenn:

$$h \leq L \cdot \tan(\gamma_{max}) \quad (3.25)$$

Die bereits berechneten Parameter des DUBINS-Pfades bleiben unberührt, lediglich die Länge des DUBINS-Pfades ändert sich zu:

$$L_{air} = \frac{L_{car}}{\cos\left(\arctan\left(\frac{h}{L_{car}}\right)\right)} \quad (3.26)$$

2. Medium-Altitude

Der zweite Fall tritt ein, wenn:

$$h \leq (L_{car} + 2 \cdot \pi \cdot R_{min}) \cdot \tan(\gamma_{max}) \quad (3.27)$$

Die Idee dabei ist, eine Anpassung der Pfadlänge vorzunehmen, so dass der Weg mit

γ_{max} zurückgelegt wird. Der benötigte Zusatzweg ist kleiner als ein vollständiger Kreisbogen, wie in Gleichung 3.26 ausgedrückt, so dass ein Vorgehen wie im dritten Fall mit einer kompletten Zusatzspirale nicht optimal ist. Deshalb wird ein weiteres Kurvenelement eingefügt, dessen Ausprägung durch den Parameter ϕ definiert wird (Abb. 3.7). Die Gesamtlänge L_{CCSC} des Pfades, bestehend aus drei Kurvenelementen und einer Geraden, ergibt sich abhängig von ϕ zu:

$$L_{CCSC}(\phi) = \phi \cdot R_{min} + L_{CSC}(p_i, \psi_s + \phi, p_e, \psi_e) \quad (3.28)$$

L_{CSC} drückt dabei die Länge des Pfades ab dem Übergang p_i zwischen den beiden Kurvenelementen aus, berechnet nach einer der Gleichungen 3.11 bis 3.13 sowie 3.15 mit neuem Startpunkt p_i .

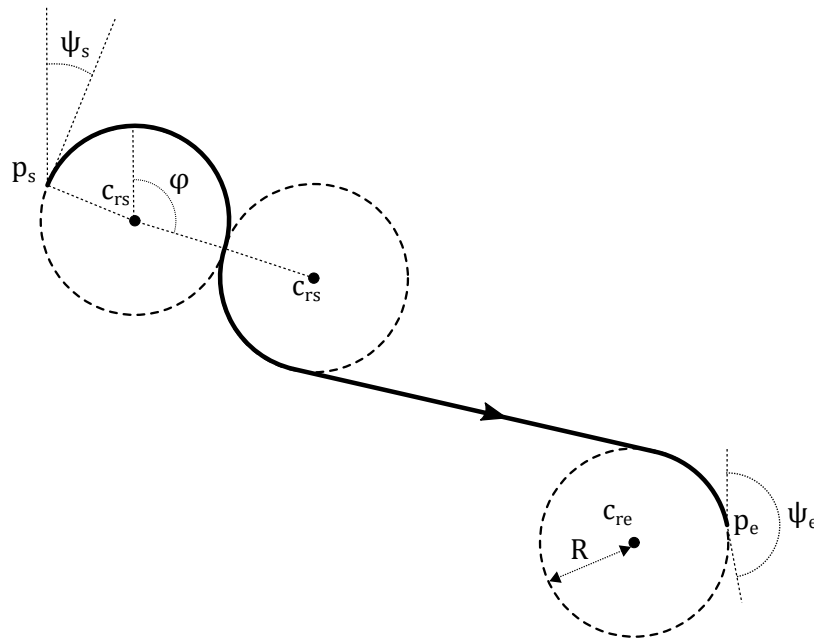


Abbildung 3.7: Darstellung der Pfaderweiterung im Fall *Medium-Altitude*.

Nun wird ein Wert ϕ^* gesucht, so dass folgende Gleichung erfüllt ist:

$$L_{CCSC}(\phi^*) \cdot \tan(\gamma_{max}) = h \quad (3.29)$$

Die Gesamtlänge des Pfades im dreidimensionalen Raum berechnet sich dann zu:

$$L_{air} = \frac{L_{CCSC}(\phi^*)}{\cos(\gamma_{max})} \quad (3.30)$$

3. High-Altitude

Sollte die Bewältigung des Höhenunterschiedes durch die beiden zuvor genannten Fälle

nicht möglich sein, wird die *High-Altitude*-Methode verwendet. Der Ansatz besteht darin, eines der Kurvenelemente in einem CSC-Pfad durch zusätzliche Umläufe zu einer Spirale zu erweitern (Abb. 3.8).

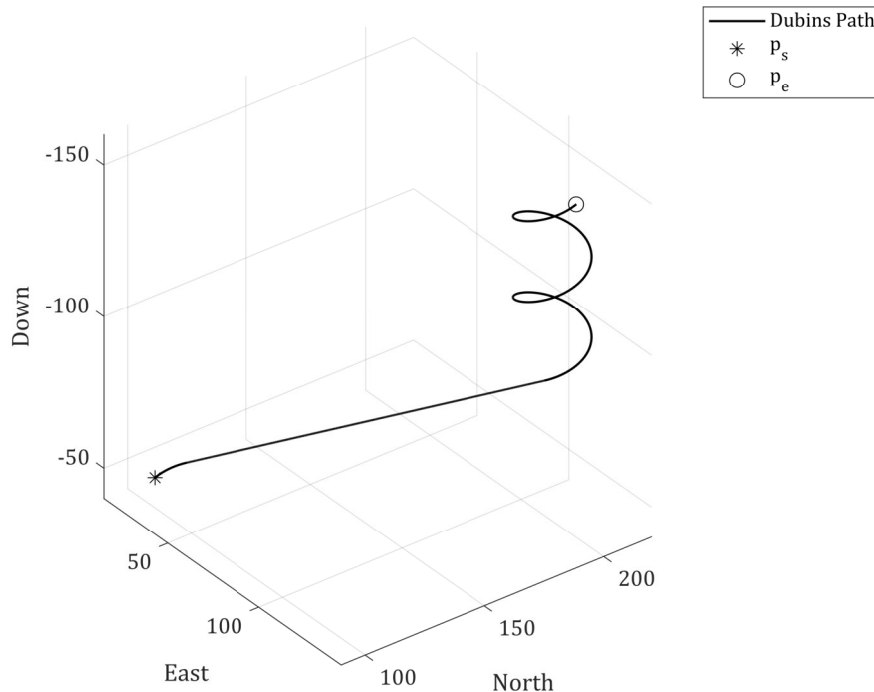


Abbildung 3.8: High-Altitude Dubins-Airplane-Path.

Um in diesem Fall den kürzesten Pfad zu realisieren, muss die Strecke nach [21] mit γ_{max} zurückgelegt werden und zur Anpassung des Pfades an die vollständigen zusätzlichen Umläufe der Spirale der Durchmesser R angepasst werden. Zunächst wird berechnet, wie viele zusätzliche Umläufe der Spirale notwendig sind, um die gegebene Höhendifferenz überwinden zu können. Durch den dimensionslosen Parameter k ausgedrückt, berechnet sich dieser zu:

$$k = \left\lfloor \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot R_{min}} \cdot \left[\frac{h}{\tan(\gamma_{max})} - L_{car}(R_{min}) \right] \right\rfloor \quad (3.31)$$

Anschließend muss der Radius R^* der Kurvenelemente erweitert werden, so dass folgende Gleichung erfüllt ist:

$$(L_{car}(R^*) + 2 \cdot \pi \cdot k \cdot R^*) \cdot \tan(\gamma_{max}) = h \quad (3.32)$$

Die Länge des DUBINS-Pfades im Fall *High-Altitude* ergibt sich anschließend zu:

$$L_{air} = \frac{L_{car}(R^*)}{\cos(\gamma_{max})} \quad (3.33)$$

Zusammengefasst wird der *DUBINS-Airplane*-Pfad durch folgende Parameter definiert:

$$D_{air} = (R, \gamma, c_s, \psi_s, \lambda_s, w_i, q_i, w_1, q_1, c_e, \psi_e, \lambda_e, w_e, q_e) \quad (3.34)$$

Der definierte Pfad muss anschließend in eine Sequenz von Wegpunkten übersetzt werden, welche durch einen entsprechenden Autopiloten interpretiert und abgeflogen werden kann. Die Berechnung der Wegpunkte entlang der Kurvenelemente und der Geraden wird getrennt vorgenommen. Die Schrittweite zwischen den einzelnen Wegpunkten wird über den Parameter s definiert. Die Berechnung der Wegpunktsequenz $r_s = (r_0, r_1, \dots, r_N)$ entlang der ersten Kurve mit

$$r = \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

beginnt mit

$$r_0 = c_s + R \cdot \left[\cos\left(\psi - \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\psi - \frac{\pi}{2}\right), 0 \right]^T \quad (3.36)$$

Die weiteren Wegpunkte entlang der Kurve berechnen sich zu:

$$r_N = c + R \cdot \left[\cos\left(\lambda \cdot s + \psi - \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\lambda \cdot s + \psi - \frac{\pi}{2}\right), -s \cdot \tan(\gamma) \right]^T \quad (3.37)$$

Die Wegpunkte $r_l = (r_0, r_1, \dots, r_N)$ entlang der Geraden beginnen mit:

$$r_0 = w_s \quad (3.38)$$

Die weiteren Wegpunkte entlang der Geraden berechnen sich zu:

$$r_N = w_s + s \cdot q_1 \quad (3.39)$$

Die Wegpunkte $r_e = (r_0, r_1, \dots, r_N)$ für die Endkurve beginnen mit:

$$r_0 = c_s + R \cdot \left[\cos\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right), 0 \right]^T \quad (3.40)$$

und setzt sich fort mit:

$$r_N = c + R \cdot \left[\cos\left(\lambda \cdot s + \theta - \frac{\pi}{2}\right), \sin\left(\lambda \cdot s + \theta - \frac{\pi}{2}\right), -s \cdot \tan(\gamma) \right]^T \quad (3.41)$$

Die gesamte Sequenz von Wegpunkten von der Startkonfiguration bis zu Endkonfiguration für einen CSC-Pfad setzt sich damit aus $r = (r_s, r_l, r_e)$ zusammen. Diese Wegpunktsequenz kann anschließend mit einem Geschwindigkeitskommando an einen Autopiloten übergeben werden.

Wie in Abschnitt 3.1.1 beschrieben, soll das Hybridmodell zur Bestimmung der Flugleistungen herangezogen werden und somit die Beschränkungen des Bahnneigungswinkels (γ_{max}) und des minimalen Kurvenradius R_{min} bereitstellen, die zur Pfadplanung nach der vorstehend beschriebenen Methode benötigt werden. Dabei finden die Formeln 3.2 und 3.3 Anwendung, anstatt R_{min} über einen maximalen Rollwinkel Φ_{max} zu definieren, wie es in [22] vorgeschlagen wird.

4 Integration der Pfadplanung

In diesem Kapitel soll die Problematik der Integration der Testpunkte in einen kontinuierlichen Pfad innerhalb eines beschränkten Luftraums dargestellt und diskutiert werden.

4.1 Zwischenmanöver

Wie bereits in Abschnitt 2.4.2 erwähnt, wäre das zeitoptimale Vorgehen bei der Pfadplanung einer Testpunktreihe, die einzelnen Testpunktpfade nahtlos aneinander zu reihen. Da es dabei aufgrund der räumlichen Ausdehnung der Testpunktpfade mit hoher Wahrscheinlichkeit zu einem Konflikt mit dem beschränkten Luftraum kommen wird, muss die Möglichkeit geschaffen werden, eine neue Startkonfiguration innerhalb des Luftraums zu finden. Von dieser aus soll der nächste Testpunkt dann ohne Konflikt mit den Begrenzungen werden geflogen können.

4.1.1 Problembeschreibung

Es wird ein Konfiguration (p, Ψ) gesucht, von der aus als notwendige Bedingung der nächste Testpunkt geflogen werden kann, ohne die Grenzen des beschränkten Luftraums zu verletzen. Diese Startkonfiguration ist als optimal zu bezeichnen, wenn sie ausgehend von der Endkonfiguration des vorhergehenden Testpunktes zeitoptimal zu erreichen ist. Unter den Gegebenheiten einer konstanten Fluggeschwindigkeit und der beschriebenen Einschränkungen der Holonomie resultiert diese Forderung im kürzesten *DUBINS-Airplane*-Pfad. Dabei muss berücksichtigt werden, dass auch während des Zwischenmanövers die Luftraumgrenzen nicht verletzt werden dürfen.

4.1.2 Lösungsalgorithmus

In diesem Abschnitt soll das Vorgehen zur Lösung des im vorherigen Abschnitt beschriebenen Problems erläutert werden.

Der Suchraum für die einzelnen Parameter der Startkonfiguration wird definiert durch die Parameter der in Abschnitt 2.4.1 definierten Beschränkungen:

$$\{x_k, y_k, z_k, \Psi_k \in \mathbb{R} \mid \left. \begin{array}{l} 0 < x_k < 1000 \\ 0 < y_k < 1000 \\ 0 < z_k < 200 \\ 0 < \Psi_k < 2 \cdot \pi \end{array} \right\} \quad (4.1)$$

Damit auch während des Zwischenmanövers die Grenzen des Luftraums nicht verletzt werden, bietet es sich an, dieses mit Hilfe der Beschaffenheit des *DUBINS-Airplane*-Pfad auszuschließen. Die maximale Distanz, die sich der Pfad von der direkten Linie zwischen Startpunkt und Endpunkt entfernen kann, beträgt wie in Abbildung 4.1 ersichtlich, $2 \cdot R_{min}$.

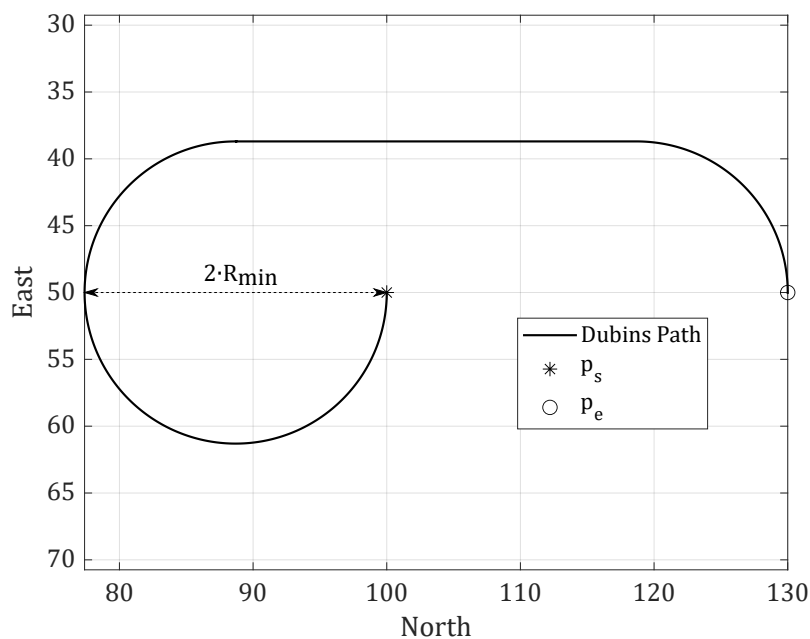


Abbildung 4.1: Dubins-Pfad LSR

Daher kann als einfache Lösung der Suchraum um diesen Wert verkleinert werden. Zusätzlich soll eine Sicherheitsmindestflughöhe berücksichtigt werden, um einen gewissen Abstand zum Boden einzuhalten und dem Sicherheitspiloten im Notfall geringfügig mehr Zeit zum Reagieren zu geben. Diese Höhe soll in diesem Fall auf 20m festgelegt werden.

So ergibt sich als Suchraum für eine geeignete Kandidatenkonfiguration:

$$\{x_k, y_k, z_k, \Psi_k \in \mathbb{R} \mid \left. \begin{array}{l} 2 \cdot R_{min} < x_k < 1000 - 2 \cdot R_{min} \\ 2 \cdot R_{min} < y_k < 1000 - 2 \cdot R_{min} \\ 20 < z_k < 200 \\ 0 < \Psi_k < 2 \cdot \pi \end{array} \right\} \quad (4.2)$$

Der Wert für R_{min} ergibt mit der Formel 3.2 aus der Fluggeschwindigkeit, die das Luftfahrzeug beim Beenden des vorangegangenen Testpunktes besitzt.

Das Suchproblem ist als deterministisch zu bezeichnen, dementsprechend existiert eine optimale Lösung. Die Suche nach einer analytischen Lösung des Problems wird allerdings als mit erheblichem Aufwand verbunden angesehen. Zur Suche nach einer mittels des *DUBINS-Airplane*-Pfades zeitoptimal zu erreichenden neuen Startkonfiguration soll deshalb ein numerisches Verfahren verwendet werden.

Intuitiv ist der einfachste numerische Ansatz die Abtastung des gesamten Suchraums durch äquidistant verteilte Kandidatenpunkte, mit einer äquidistanten Unterteilung von Ψ_{sk} . Die Annäherung and die optimalen Lösung ist dann lediglich abhängig von der Schrittweite der Abtastung und demnach eine Frage der verfügbaren Rechenleistung. Dabei muss berücksichtigt werden, dass für jeden Kandidatenpunkt ein die Länge des entsprechenden *DUBINS-Airplane*-Pfades berechnet werden muss. Zusätzlich muss überprüft werden, ob der Pfad des folgenden Testpunktes innerhalb der Luftraumgrenzen bleibt. Die Anzahl N der Kandidatenpunkte in einem Suchraum mit d Dimensionen und k Punkten pro Dimension berechnet sich zu:

$$N = k^d \quad (4.3)$$

Dementsprechend führt eine Halbierung der Schrittweite zu einer Quadrierung der Anzahl Kandidatenpunkte. Für die Abtastung eines Suchraums mit äquidistanten Punkten gibt es als weiterentwickelte Verfahren die zufallsbasierte *Monte-Carlo* Methoden. Diese zeichnen sich durch ein besseres Konvergenzverhalten bei gleichzeitige Robustheit und einfacher Implementierbarkeit aus.

Als numerisches Verfahren zur Annäherung der optimalen Startpunkt Konfiguration soll hier eine *Quasi Monte-Carlo Methode* angewendet werden. Die ursprüngliche *Monte-Carlo Methode* beschreibt ein stochastisches Verfahren, bei dem eine große Anzahl von Zufallsexperimenten durchgeführt und ausgewertet wird. Häufige Anwendung findet die Methode im Bereich der Physik [24] und der Finanzmathematik [25], z.B. zur Approximation mehrdimensionaler Integrale. Kennzeichnend für die Methode ist die Verwendung von Zufallssequenzen zur Abdeckung des Eingangsraums. Durch die Verwendung von Zufallssequenzen

kann es allerdings zur „Häufung“ von Punkten in der Abtastung kommen, wie in Abbildung 4.2 schematisch veranschaulicht wird. Um dem zu begegnen, werden Niedrigdiskrepanz-Sequenzen verwendet. Diese beziehen die Entfernung zwischen den einzelnen Punkten in die Generierung der Sequenz mit ein. Verbreitet Verwendung finden z.B. die *SOBOL*-, *NIEDERREITER*- oder *HALTON*-Sequenz [26]. Die Verwendung einer dieser Sequenzen charakterisiert die *Quasi Monte-Carlo Methode*. In weiteren Verlauf soll mit Bezug auf die Empfehlung aus [27] die *SOBOL*-Sequenz verwendet werden. Im Vergleich zur Verwendung einer Pseudo-Zufallssequenz ist damit eine schnellere Konvergenz zur optimalen Lösung zu erwarten.

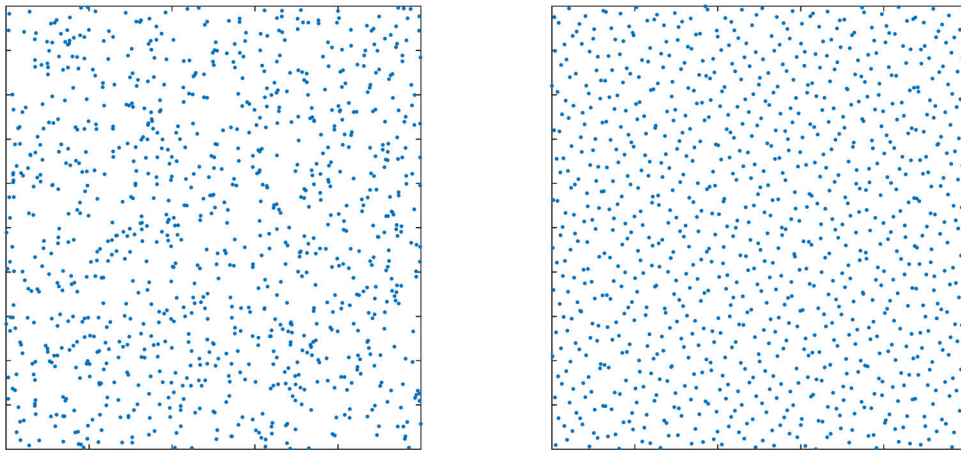


Abbildung 4.2: Schematische Darstellung der Verteilung einer Pseudo-Zufalls-Sequenz (links) und einer *SOBOL*-Sequenz (rechts)

Ein Ansatz, die Effizienz der *Quasi Monte-Carlo Methode* zu verbessern, ist eine Reduzierung des Suchraums durch vorhandenes Wissen. Durch den verkleinerten Suchraum verbessert sich die Abtastung durch eine höhere Dichte an Punkten, da sich bei gleichbleibender Punktzahl der Suchraum verkleinert. Als theoretische Überlegung soll zunächst angenommen werden, dass die ausschlaggebende Distanz zwischen einem Ausgangspunkt und einem Kandidatenpunkt durch den euklidischen Abstand zwischen diesen beiden definiert ist. In diesen Fall wäre die intuitive Vorgehensweise, bei Kenntnis eines geeigneten Kandidatenpunktes einen besseren Punkt nur räumlich näher am Ausgangspunkt gelegenen Punkt zu suchen als der bekannte Kandidatenpunkt. Dies ähnelt einer bisektionalen Vorgehensweise. Dies würde bedeuten, dass zunächst eine grobe Abtastung des Suchraumes vorgenommen wird um einen geeigneten Kandidatenpunkt zu finden. Mit dessen Hilfe wird der Suchraum reduziert und eine erneute Abtastung durchgeführt. Dies gilt allerdings nur, wenn als Maß für den Abstand zwischen Ausgangspunkt und Kandidatenpunkt die euklidische Distanz angenommen wird. In dem hier real betrachteten Fall ist jedoch die Länge des *DUBINS-Airplane*-Pfades ausschlaggebend.

Um eine Verbesserung der Effizienz der *Quasi Monte-Carlo Methode* zu erreichen, soll deshalb die Beziehung zwischen dem euklidischen Abstand und der Länge des *DUBINS-Airplane*-Pfades zwischen zwei Konfigurationen im Raum untersucht werden. Wäre die Minimierung des euklidischen Abstandes das Ziel, würde bereits die Auswertung eines einzigen Kandidatenpunktes den weiteren Suchraum einschränken, da eine bessere Lösung in jedem Fall innerhalb des durch den euklidischen Abstand um den Startpunkt definierten Raumes liegt. Dies ist beim *DUBINS-Airplane*-Pfad nicht der Fall, da hier der Winkel Ψ mit berücksichtigt wird und dieser einen Einfluss auf die Pfadlänge besitzt. Um dennoch eine mögliche Einschränkung des Suchraums wie im Fall des euklidischen Abstandes vornehmen zu können, muss ein Zusammenhang zwischen beiden Längen gefunden werden. Zu diesem Zweck wurde eine Studie mit den in Tabelle 4.1 beschriebenen Parametern an Paaren von zufällig generierten Konfigurationen durchgeführt. Dabei wurden eine Reihe von Werten für den Parameter R_{min} vorgegeben, da dieser einen nicht unerheblichen Einfluss auf die Länge des *DUBINS-Airplane*-Pfades besitzt.

Tabelle 4.1: Parameter der Studie zum Verhältnis von euklidischem Abstand und Länge des *DUBINS-Airplane*-Pfades

Parameter	Wert
Anzahl Paare	10000
Grenzen	siehe 4.1
γ_{max}	20°
R_{min}	{5, 10, 15, ..., 50}

In Abbildung 4.3 sind der Verlauf des euklidischen Abstandes und die Länge des *DUBINS-Airplane*-Pfades aufsteigend nach ersterem dargestellt. Zur besseren Erkennbarkeit wurde hier mit 1000 Konfigurationspaaren nur ein Teil der Ergebnisse dargestellt. Zu erkennen ist, dass im Bereich der kürzeren Distanzen die Differenz D und ihre Streuung höher ausfällt, was auf das kleiner werdende Verhältnis von R_{min} zur Gesamtdistanz zurückzuführen ist. Hier befinden sich ebenfalls das Maximum und die größten weiteren Differenzen der Distanzen. Im weiteren Verlauf bleibt die Differenz im Mittel in etwa konstant. Die großen Abweichungen im Bereich der kleineren euklidischen Distanzen können vernachlässigt werden, wenn der Suchraum höchstens so weit verkleinert wird, dass er diese Distanzen noch einschließt.

Die Ergebnisse der Studie sind beispielhaft für $R_{min}=25$ in Tabelle 4.2 dargestellt. Die weiteren Ergebnisse sind im Anhang zu finden. Abgeleitet aus den Ergebnissen der Studie soll ein Maß für eine Verkleinerung des Suchraums für eine Annäherung der optimalen Lösung mittels einer *Quasi Monte-Carlo Methode* nach dem Prinzip der Intervallschachtelung in mehreren Schritten definiert werden. Durch eine Abhängigkeit von R_{min} soll das Maß an

die aktuelle Situation angepasst werden.

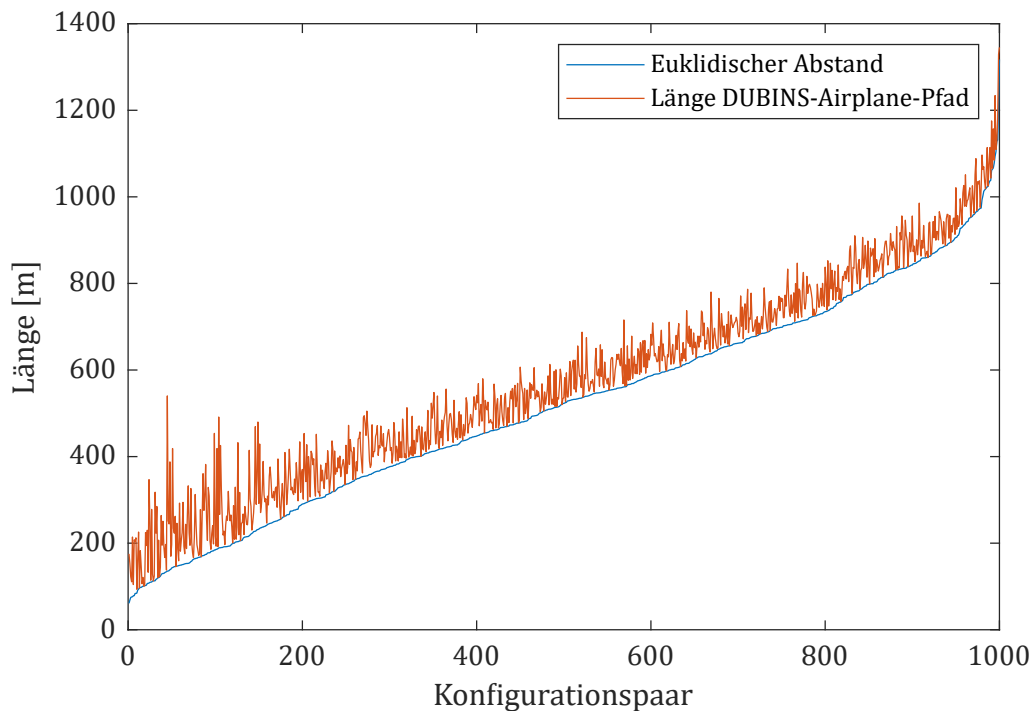


Abbildung 4.3: Euklidischer Abstand und Länge des DUBINS-Airplane-Pfad über 1000 Konfigurationspaare für $R_{min} = 25$, aufsteigend sortiert nach ersterem

Tabelle 4.2: Ergebnisse der Studie zum Verhältnis von euklidischem Abstand und Länge des DUBINS-Airplane-Pfades für $R_{min} = 25$

Parameter	Wert
Mittelwert \bar{D}	54,03 m
Maximalwert D_{max}	410,976 m
Standardabweichung σ	37,66 m

Betrachtet man die Ergebnisse im Verhältnis zum Eingangsparameter R_{min} (siehe auch Anhang A.2), können die folgenden Verhältnisse angenommen werden:

$$\begin{aligned}\bar{D} &\approx 2 \cdot R_{min} \\ \sigma &\approx 1.5 \cdot R_{min}\end{aligned}\tag{4.4}$$

Ausgehend von diesen Ergebnissen soll als eine Distanz von $5 \cdot R_{min}$ als Maß für die Reduzierung des Suchraums in der x,y -Ebene nach dem in Abbildung 4.4 gezeigten Schema festgelegt werden. Dadurch wird mit hoher Wahrscheinlichkeit kein Kandidatenpunkt aus der weiteren Suche ausgeschlossen, der einen kürzeren DUBINS-Airplane-Pfad vom Aus-

gangspunkt besitzt. Die minimale Größe des Suchraumes in der x,y-Ebene ist dabei ein Rechteck der Kantenlänge $5 \cdot R_{min}$. Dadurch bleiben die euklidischen Distanzen, bei denen die größten Differenzen zur Länge des *DUBINS-Airplane*-Pfades bestehen, mit einbezogen.

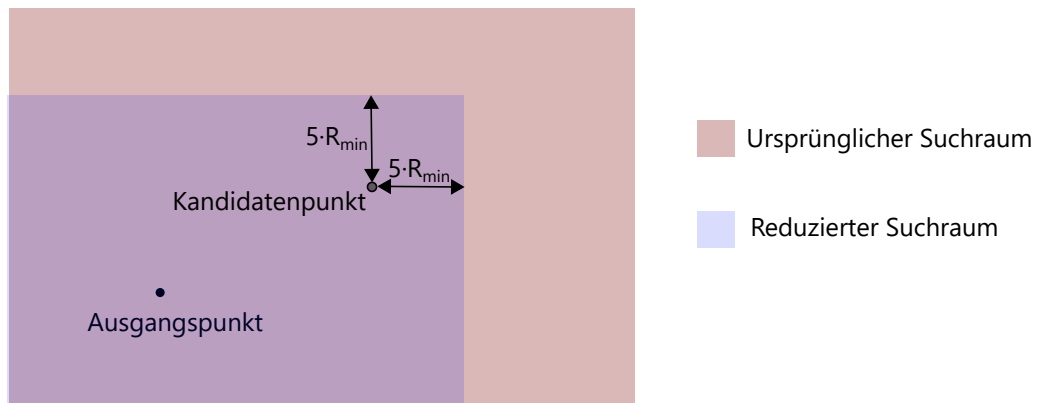


Abbildung 4.4: Schematische Darstellung der Reduzierung des Suchraums in der x,y-Ebene.

Die dritte Dimension betreffend kann angenommen werden, dass eine Reduzierung des vertikalen Abstandes zwischen zwei Punkten auch zu einer Reduzierung der Länge des *DUBINS-Airplane*-Pfades führt. Ausgehend von den vorangegangenen Erläuterungen, lassen sich der Parameter des neuen Suchraumes nach der Bestimmung eines ersten Kandidatenpunktes wie folgt definieren:¹

$$\{x_k, y_k, z_k, \Psi_k \in \mathbb{R} \mid \left\{ \begin{array}{ll} 2 \cdot R_{min} < x_k < x_{sk} + 5 \cdot R_{min} & \text{,für } x_{sk} > x_{AGP} \} \\ x_{sk} - 5 \cdot R_{min} < x_k < 1000 - 2 \cdot R_{min} & \text{,für } x_{sk} < x_{AGP} \} \\ 2 \cdot R_{min} < y_k < y_{sk} + 5 \cdot R_{min} & \text{,für } y_{sk} > y_{AGP} \} \\ y_{sk} - 5 \cdot R_{min} < y_k < 1000 - 2 \cdot R_{min} & \text{,für } y_{sk} < y_{AGP} \} \\ 20 < z_k < z_{sk} & \text{,für } z_{sk} > z_{AGP} \} \\ z_{sk} < z_k < 200 & \text{,für } z_{sk} < z_{AGP} \} \\ 0 < \Psi_{sk} < 2 \cdot \pi & \} \end{array} \right. \quad (4.5)$$

Der Programmablaufplan zur Suche nach einem geeigneten Startpunkt für einen folgenden Testpunkt ist in Abbildung 4.5 dargestellt. Das Abbruchkriterium wird erreicht, wenn die Verkürzung des *DUBINS-Airplane*-Pfad innerhalb der 1. Schleife im Vergleich zum vorherigen Durchlauf den Wert von 3m unterschreitet. Dadurch soll verhindert werden, dass unnötig viele Durchgänge gerechnet werden, ohne eine signifikante Verbesserung zu erreichen.

¹Indizes: k=neuer Kandidatenpunkt, sk=bereits bestimmter Startpunktkandidat, AGP=Ausgangspunkt

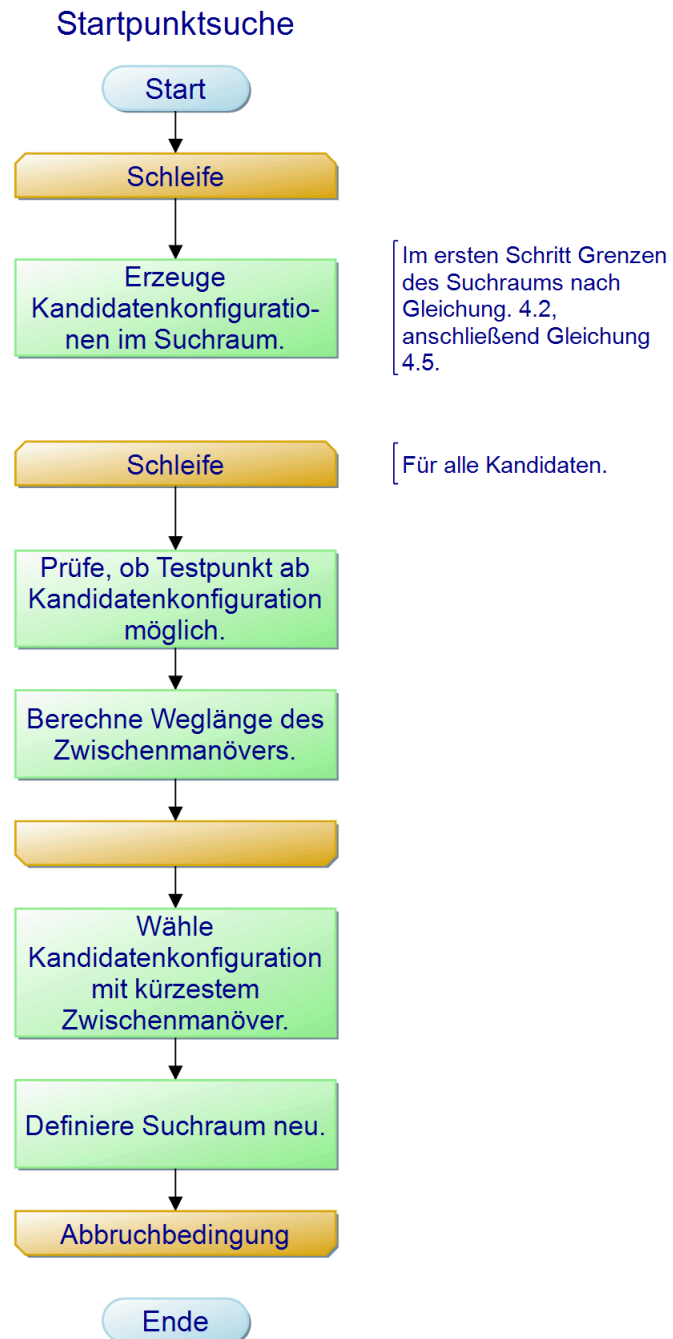


Abbildung 4.5: Programmablaufplan der Suche nach einem geeigneten Startpunkt.

5 Ablauf der Flugfadplanung

Auf Basis der in den bisherigen Kapiteln erläuterten Grundlagen und Methoden soll hier der konkrete Ablauf einer Flugversuchskampagne zur Flugbereichsbestimmung erläutert werden. Die Flugversuchskampagne wird durchgeführt, um das Δ -Modell innerhalb eines Hybridmodells eines unbemannten Luftfahrzeuges, in diesem Fall des superARTIS, zu etablieren und zu verbessern.

5.1 Offline-Versuchsplanung

Wie in Abschnitt 2.5.2 erläutert, wird im ersten Schritt des HILOMOTDoE-Algorithmus die *Offline*-Versuchsplanung durchgeführt. Dabei wird ein Satz an Testpunkten ausgegeben, der den Versuchsraum in Grundzügen erfasst. Durch den dort verwendeten CCI-Versuchsplan wird ein Satz von 24 Testpunkten generiert. Die Parameter der einzelnen Testpunkte können in der Tabelle in Anhang A.3 eingesehen werden. Der Ablauf der Planung des Wegpfades der *Offline*-Testpunktreihe ist in Abbildung 5.1 dargestellt. Es wird angenommen, dass der superARTIS zu Beginn so positioniert wird, dass der erste Testpunkt sicher innerhalb der räumlichen Begrenzungen geflogen werden kann. Durch die geringe räumliche Ausdehnung der Testpunktpfade, resultierend aus den relativ niedrigen Geschwindigkeitsparametern in der *Offline*-Phase, sollte dies problemlos gelingen.

Ein Beispiel für den geplanten Wegpfad während der *Offline*-Versuchsplanung findet sich in Abbildung 5.2. Zur Übersichtlichkeit ist nur der Pfad während der ersten acht Testpunkte dargestellt. Die ersten sieben Testpunkte konnten ohne Zwischenmanöver aneinander gereiht werden. Der achte Testpunkt hätte nicht nahtlos angeschlossen werden können, da sonst die untere Begrenzung des Luftraums verletzt worden wäre. Ein geeigneter neuer Startpunkt wurde gefunden und der Pfad dorthin mittels eines *Medium-altitude DUBINS-Airplane*-Pfades realisiert.

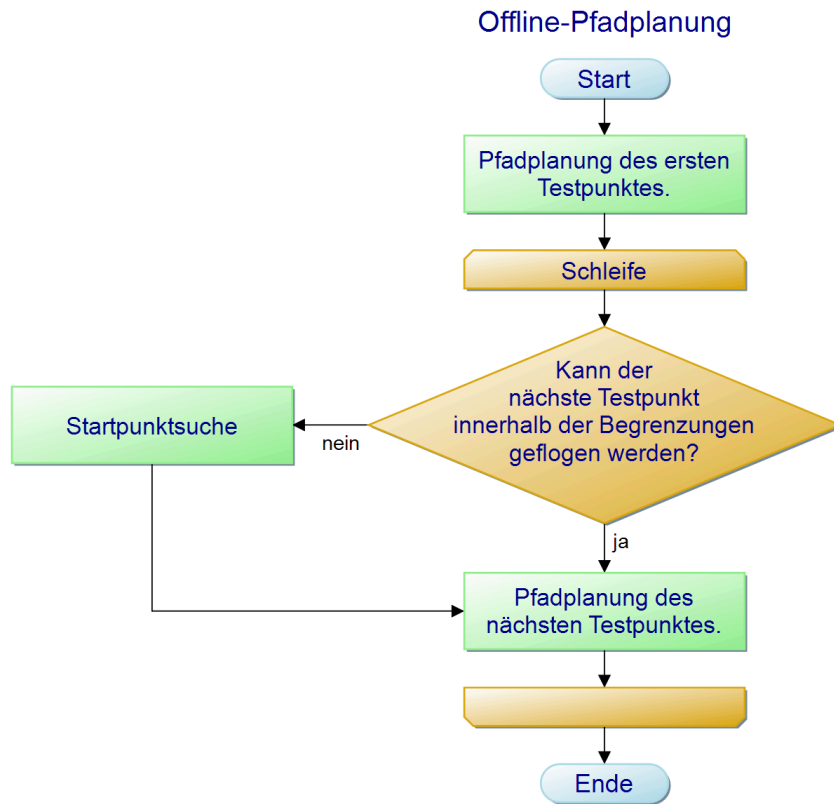


Abbildung 5.1: Programmablaufplan der *Offline*-Pfadplanung.

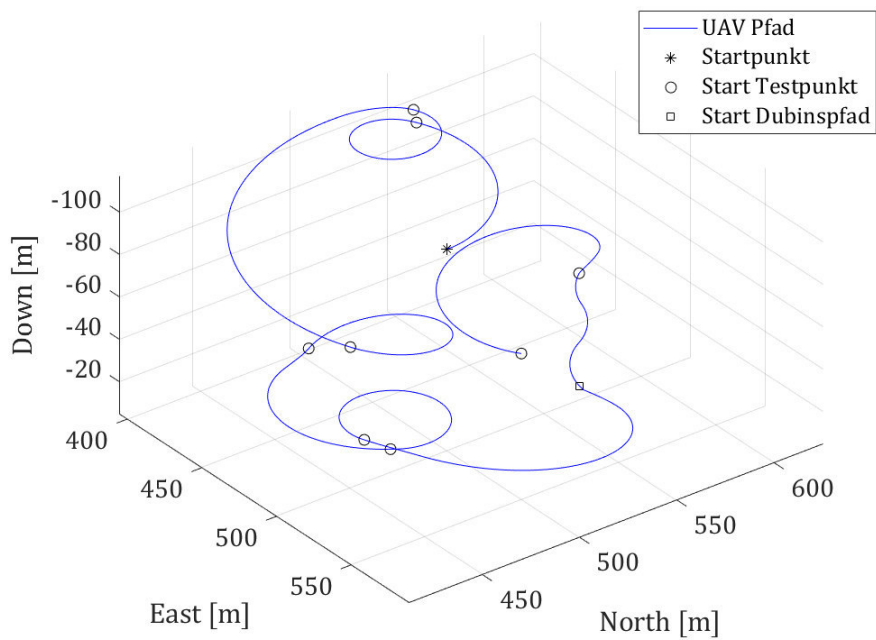


Abbildung 5.2: Pfadbeispiel für die ersten 8 Testpunkte der *Offline*-Phase.

5.2 Online-Versuchsplanung

In diesem Abschnitt wird die Pfadplanung während der *Online*-Phase erläutert. Durch die Notwendigkeit einer sukzessiven Pfadplanung der Testpunkte ergeben sich dabei weiter zu berücksichtigende Hürden.

5.2.1 Bewertung und Auswahl der Testpunkte

Wie in Abschnitt 2.5.2 erläutert, sucht der HILOMOTDoE-Algorithmus innerhalb der *Online*-Versuchsplanung den Kandidatenpunkt im LMN, welcher den höchsten Informationsgewinn verspricht. Durch diesen Kandidatenpunkt wird ein Testpunkt definiert, der anschließend geflogen werden soll. Durch die Parameter des Testpunktes werden die Dimensionen des Flugpfades bestimmt. Im ungünstigsten Fall muss zur Realisierung des Testpunktes ein Zwischenmanöver geflogen werden, um dem HILOMOTDoE-Algorithmus die Messwerte für den idealen Testpunkt zu liefern. Dies muss allerdings nicht der zeitoptimale Ansatz bei der Betrachtung der gesamten Testkampagne sein. Angenommen es gibt einen Kandidatenpunkt, der einen geringfügig geringeren Informationsgewinn verspricht als der optimale, aber für dessen Flugpfad kein Zwischenmanöver benötigt wird. Dann wäre zu erwarten, dass über die gesamte Testkampagne betrachtet die Auswahl des geringfügig schlechteren Kandidatenpunktes das effizientere Vorgehen bedeutet.

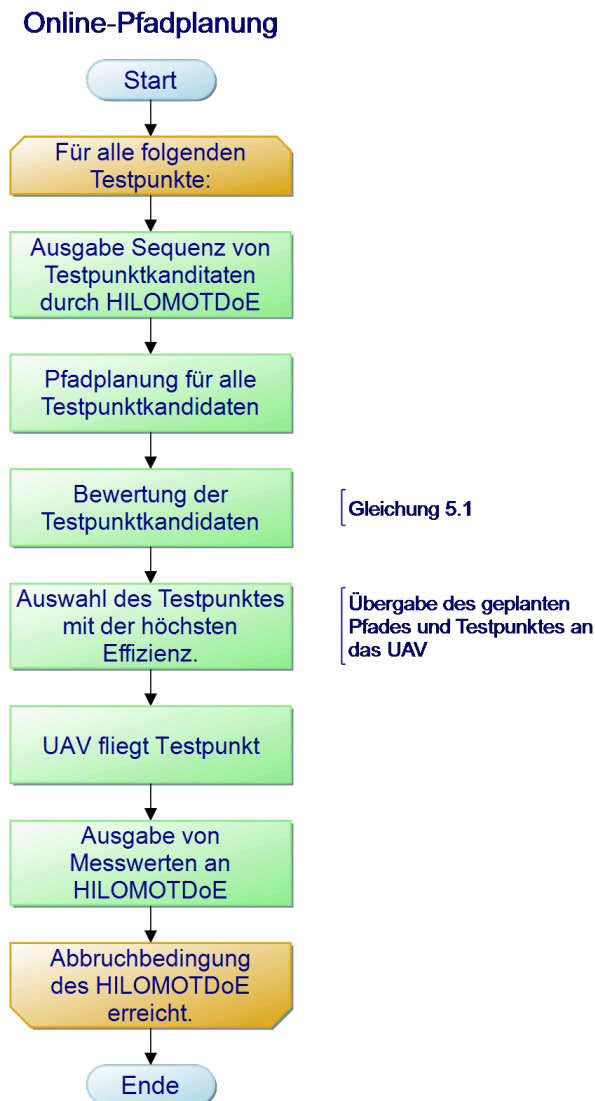
Aus diesem Grund soll der Scoringwert S_{kp} definiert werden, welcher die Effizienz eines Kandidatenpunktes als Verhältnis von Nutzen und Aufwand darstellt:

$$S_{kp} = \frac{S_{LMN}}{t_{TP} + t_{ZM}} \quad (5.1)$$

Der Scoringwert S_{LMN} wird aus einem Optimalitätskriterium durch den HILOMOTDoE-Algorithmus ausgegeben und ist ein Maß für den vermuteten Informationsgewinn eines Kandidatenpunktes. Die benötigten Zeiten für das Fliegen des Testpunktes t_{TP} an sich und eines eventuelles Zwischenmanövers t_{ZM} stellen den Aufwand zur Realisierung des Testpunktes als Ganzes dar. Theoretisch können so eine Vielzahl von möglichen Kandidatenpunkten bewertet werden. Da die zur Berechnung zur Verfügung stehende Zeit begrenzt ist, soll eine Beschränkung auf eine begrenzte Menge an Testpunkten stattfinden. Als Sequenz werden die acht durch den HILOMOTDoE-Algorithmus am höchsten bewerteten Kandidatenpunkte ausgewählt.

5.2.2 Ablauf

In Abbildung 5.3 ist der Ablauf der *Online*-Pfadplanung dargestellt.



Dieses Vorgehen ist allerdings als nur bedingt umsetzbar zu betrachten. Ist im ersten Durchgang der Testpunkt geflogen, müssen die Messungen zurück an den HILOMOTDoE-Algorithmus übergeben werden. Dieser muss sie anschließend verarbeiten und eine neue Sequenz an Testpunktkandidaten ausgeben. Daraufhin muss die Pfadplanung diese berechnen und bewerten. Erst wenn dies abgeschlossen ist, kann der Wegpfad des ausgewählten Testpunktes an das UAV übergeben werden. Gleichzeitig befindet sich das UAV weiterhin in Bewegung. Diese Weiterführung des vorangegangenen Testpunktpfades ist nicht in der Pfadplanung berücksichtigt. Die Berücksichtigung ist deshalb schwierig, weil keine verlässliche Aussage über die benötigte Berechnungszeit getroffen werden kann. Bei

hohen Fluggeschwindigkeiten im Bereich von $V \approx 30 \frac{m}{s}$, die durchaus beim superARTIS möglich sind, würde dies bei einer Berechnungszeit von lediglich 3 Sekunden einen weiteren Versatz des UAV von 90m bedeuten. In Anbetrachtung des zur Verfügung stehenden Luftraums kann es dadurch zu erheblichen Überschreitungen von dessen Grenzen kommen.

Deshalb soll ein alternatives Vorgehen vorgeschlagen werden. In Abbildung 5.4 ist der chronologische Ablauf der Vorgehensweise dargestellt. Die Idee ist, dass zu Beginn nicht nur der Testpunkt mit der höchsten Bewertung, sondern auch der zweitbeste Testpunkt berücksichtigt wird. Sobald die Messungen während des ersten Testpunktes abgeschlossen sind, gehen diese zurück an den HILOMOTDoE-Algorithmus. Während das UAV des zweiten Testpunkt fliegt, können die Messungen verarbeitet werden und daraufhin die Auswahl und Pfadplanung des nächsten, also insgesamt dritten Testpunktes, stattfinden. Dieses Vorgehen ist als praktikabel anzusehen, besitzt allerdings einige Nachteile gegenüber dem ursprünglich vorgesehenen Verfahren.

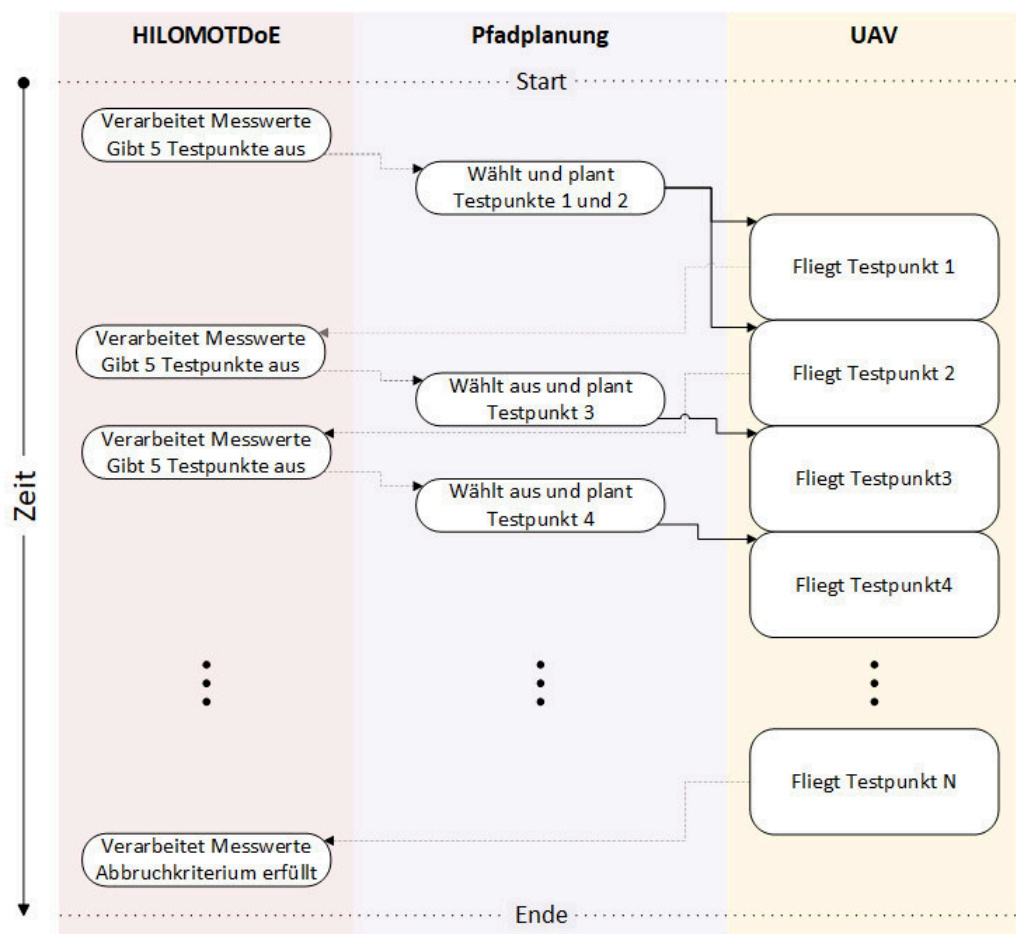


Abbildung 5.4: Schematische Darstellung des zeitlichen Ablaufs der *Online*-Phase der Flugversuchskampagne.

Zum einen befindet sich das UAV schon auf dem Pfad des nächsten Testpunktes, während die Messungen durch den HILOMOTDoE-Algorithmus verarbeitet werden. Dadurch entsteht im Falle des Erreichens des Abbruchkriteriums des Algorithmus ein unnötiger Zusatzweg. Dieser Nachteil ist aber bei einer größeren Anzahl von Testpunkten in der *Online*-Phase in Bezug auf den Gesamtaufwand als geringfügig zu betrachten. Ein weiterer Nachteil, der als gravierender angesehen wird, ist die Auswahl des zweiten Testpunktkandidaten, ohne dass der HILOMOTDoE-Algorithmus die Messwerte aus dem ersten berücksichtigen kann. Der Algorithmus versucht, das LMN-Modell zu verbessern, indem es Messpunkte mit möglichst hohem Informationsgewinn anstrebt. Das bedeutet, dass die Messpunktkandidaten in einem Bereich des Eingangsraumes des Modells liegen, in dem der Modellfehler besonders hoch ist. Es ist mit hoher Wahrscheinlichkeit anzunehmen, dass sowohl der beste als auch der zweitbeste Messpunktkandidat in diesem Bereich nahe beieinander liegen. Wird der erste Messpunktkandidat absolviert, sinkt der lokale Modellfehler in diesem Bereich und somit auch der Informationsgewinn durch einen weiteren Messpunkt in unmittelbarer Nähe.

Deshalb soll der Abstand der weiteren Testpunktkandidaten im Eingangsraum zum bereits ausgewählten Testpunktkandidaten mit berücksichtigt werden. Als Abstandsmaß wird der einfache euklidische Abstand der Vektoren \underline{u} des Eingangsraumes des Hybridmodells verwendet:

$$D_n = \|\underline{u}_{TP,1} - \underline{u}_{TP,k}\| \quad (5.2)$$

Dabei ist $\underline{u}_{TP,1}$ der Eingangsvektor (vgl. Abschnitt 2.4.2) des ersten Testpunktes, der bereits ausgewählt ist. $\underline{u}_{TP,k}$ beschreibt den Eingangsvektor des potentiell nächsten Testpunktkandidaten. Unter Einbeziehung von D_n berechnet sich der Scoringwert $S_{kp,D}$ nun zu:

$$S_{kp,D} = \frac{S_{LMN}}{t_{TP} + t_{ZM}} \cdot \frac{D_n}{\max(D_N)} \quad (5.3)$$

Zur besseren Interpretierbarkeit wurde das Distanzmaß normiert auf die größte Distanz $\max(D_N)$ zwischen dem Eingangsvektor des ersten Testpunktes und dem weiteren Kandidaten. Die aus den Überlegungen resultierende Alternative zu der in Abbildung 5.3 gezeigten Vorgehensweise bei der *Online*-Pfadplanung ist in Abbildung 5.5 dargestellt. Dabei gilt die Abbildung 5.4 gezeigte chronologische Vorgehensweise. In Abbildung 5.6 ist ein Beispiel für den geplanten Pfad während der *Online*-Phase dargestellt. Zur besseren Übersicht wurden nur die ersten acht Testpunkte dargestellt. Im Vergleich zum Pfad in der *Offline*-Phase (Abbildung 5.2) fällt die größere räumliche Ausdehnung des Pfades auf, resultierend aus den höheren Geschwindigkeiten. Ein weiterer verstärkender Faktor ist der potentiell wachsende Abstand zwischen den Eingangswerten zweier Testpunkte, der in einer längere Beschleunigungsphase bis zum Erreichen des stationären Flugzustandes resultiert.

Prozessablauf Online-Pfadplanung

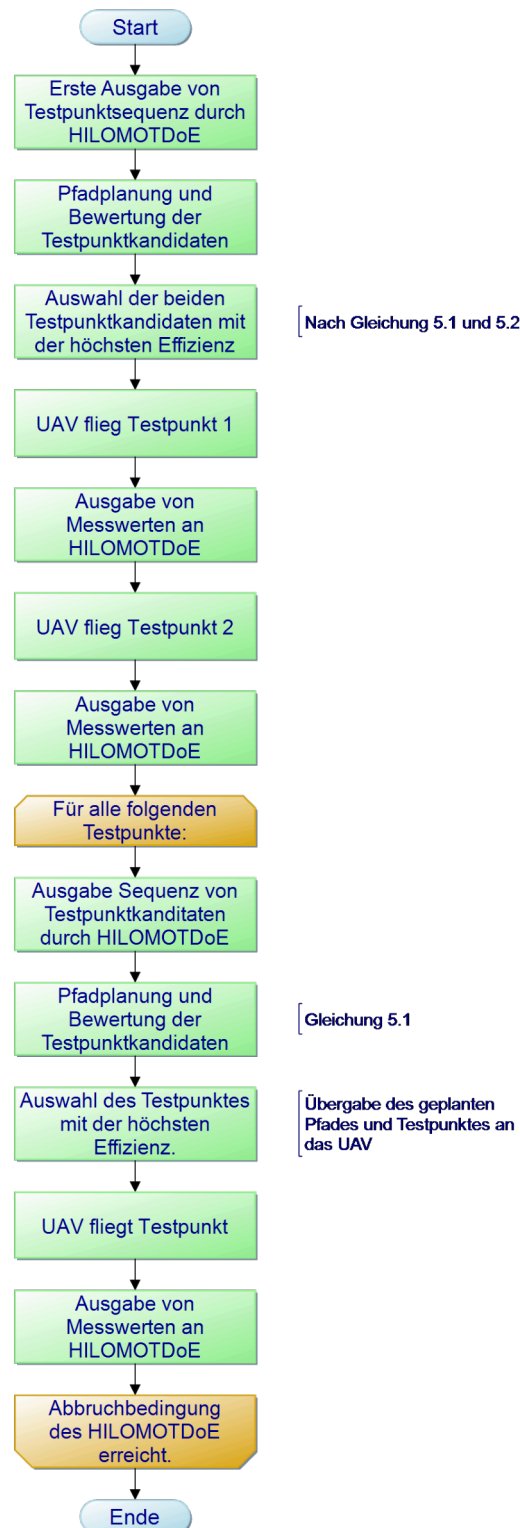


Abbildung 5.5: Prozessablaufplan der *Online*-Versuchsplanung mit simultaner Planung der ersten beiden Testpunkte.

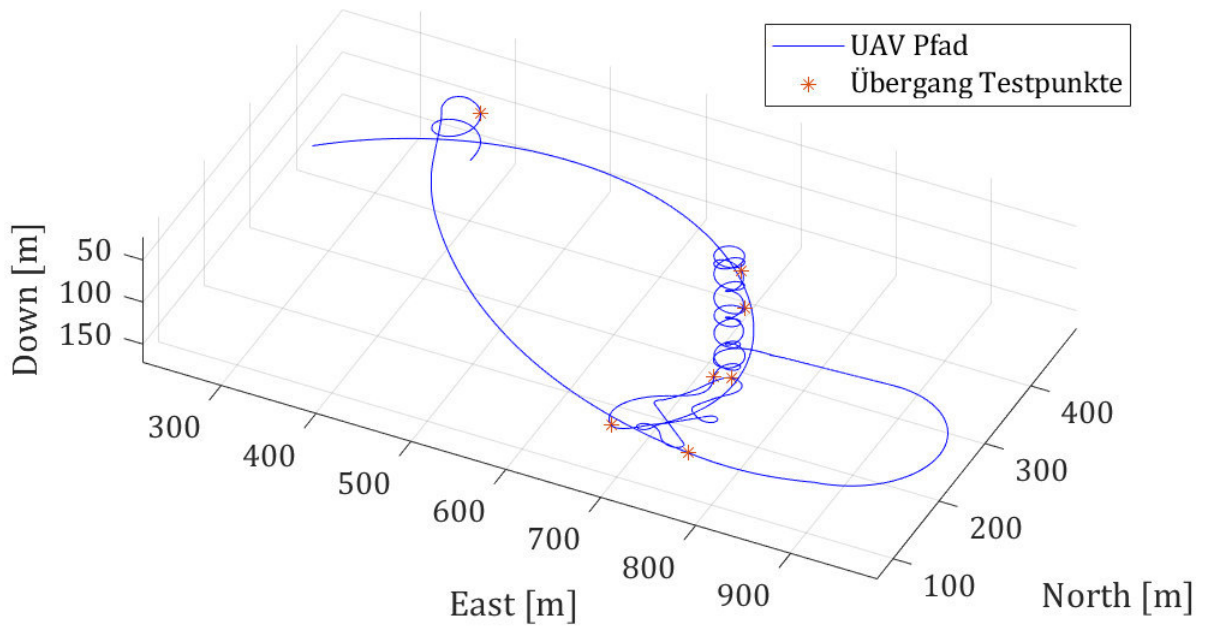


Abbildung 5.6: Pfadbeispiel für die ersten 8 Testpunkte der *Online*-Pfadplanung.

6 Simulation und Bewertung

In diesem Kapitel sollen in Simulationen der Einfluss einiger Parameter und Aspekte der Pfadplanung untersucht werden und eine Bewertung des Gesamtkonzeptes vorgenommen werden.

6.1 Parameterstudie Quasi Monte-Carlo Methode

In einem ersten Schritt soll untersucht werden, welchen Einfluss die Anzahl der Punkte der SOBOL-Sequenz in der *Quasi Monte-Carlo* Methode auf die Performanz untersucht werden. In einem weiteren Schritt soll der Einfluss der Suchraumverkleinerung mittels der in Abschnitt 4.1.2 beschriebenen Vorgehensweise auf die Performanz der *Quasi Monte-Carlo* Methode zur Suche nach einem neuen Startpunkt untersucht werden. Ein neuer Startpunkt muss gesucht werden, wenn der Wegpfad des nächsten Testpunktes nicht nahtlos an den vorangegangenen anschließen kann.

Zu diesem Zweck wurde eine Simulation mit den in Tabelle 6.1 aufgeführten Parametern durchgeführt, in der der Wegpfad von 100 Testpunkten sukzessive geplant wird.

Tabelle 6.1: Parameter der Simulation zum Einfluss der Anzahl der Punkte in der SOBOL-Sequenz.

Parameter	Wert
Anzahl der Testpunkte	100
Anzahl der Punkte pro Dimension	{3, 4, 5, 6, 7, 8}
Startkonfiguration im Raum [m,°]	[500 500 - 100 0] ^T
Windgeschwindigkeit [m/s]	0
Fluggewicht	75kg
Suchraumverkleinerung	{ja, nein}

Die Testpunkte setzen sich zusammen aus den 24 Testpunkten der *Offline*-Phase und 76 weiteren Testpunkten, die in einer Iteration der *textitOnline*-Phase des HILOMOTDoE aus-

gegeben wurden. Die Anzahl der Punkte der SOBOL-Sequenz soll in Anlehnung an die Gleichung 4.3 aus den vier Dimensionen der Konfigurationen (p, Ψ) und der gewünschten Anzahl von Punkten pro Dimension bestimmt werden. Bei vier Punkten pro Dimension ergibt sich so beispielsweise eine Gesamtanzahl von 256 Punkten. Ein Kraftstoffverbrauch soll nicht berücksichtigt werden, so dass das Fluggewicht konstant bei 75kg liegt.

In Abbildung 6.1 ist mittlere Weglänge der Zwischenmanöver, die während der Pfadplanung der Testpunkte eingeplant werden mussten, gegenüber der Anzahl der Punkte pro Dimension dargestellt. Die mittlere Weglänge wurde gegenüber der benötigten Zeit für die Zwischenmanöver gewählt, um eine Verzerrung des Ergebnisses zu Gunsten der bei höheren Geschwindigkeiten geflogenen Zwischenmanövern zu vermeiden. Eine Suchraumverkleinerung findet hier nicht statt. Zu Beginn sinkt die mittlere Länge der Zwischenmanöver erheblich mit der steigenden Anzahl der Punkte pro Dimension. Dieser Effekt schwächt sich mit steigender Punktzahl ab, zwischen neun und zehn Punkten besteht kein signifikanter Unterschied mehr. Eine Anzahl von 7 Punkten pro Dimension erscheint nach dieser Studie als angemessener Wert.

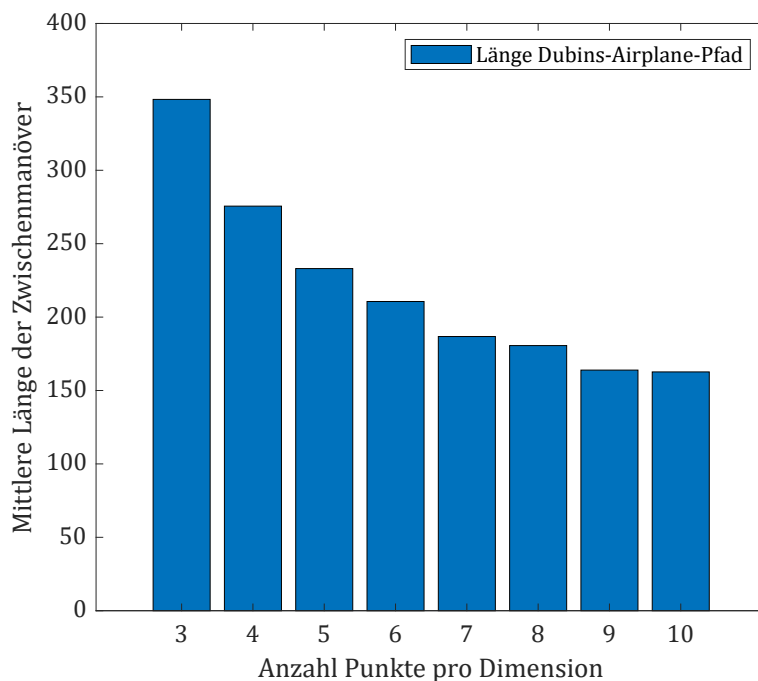


Abbildung 6.1: Mittlere Länge der als *DUBINS-Airplane*-Pfad realisierten Zwischenmanöver im Abhängigkeit der Anzahl von Punkten pro Dimension in der SOBOL-Sequenz, ohne Suchraumverkleinerung.

In Abbildung 6.2 dargestellt ist die mittlere Weglänge der Zwischenmanöver mit und ohne des Einsatzes Methode der Verkleinerung des Suchintervalls. Der Verlauf zeigt, dass die Einbeziehung der Suchraumverkleinerung zu Beginn zu einer stärkeren Reduzierung der mittleren Weglänge führt. Im weiteren Verlauf reduziert sich der Vorteil. Es ist anzunehmen,

dass die durch die engmaschige Abtastung des Suchraums auch ohne eine Intervallverkleinerung bereits zu einem guten Ergebnis führt. Dennoch kann vor allem bei beschränkter zur Verfügung stehender Rechenleistung eine Verbesserung der Performanz des Suchalgorithmus entscheidend sein. Im weiteren Verlauf wird eine Abtastung von Punkten pro Dimension des Suchraumes mit einer Intervallverkleinerung verwendet.

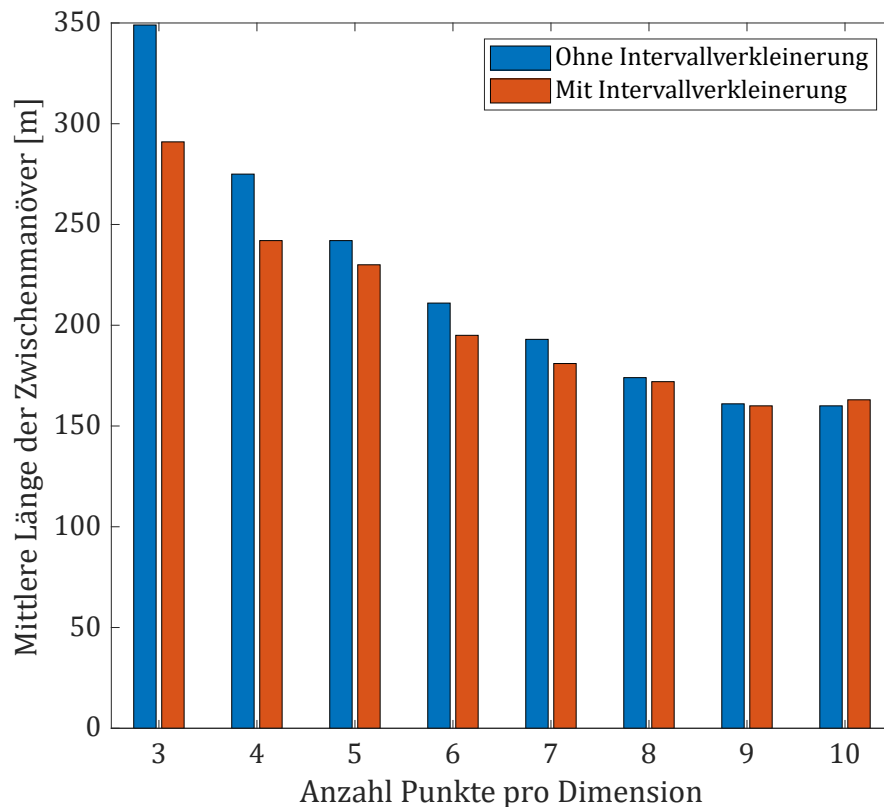


Abbildung 6.2: Vergleich der mittleren Länge der Zwischenmanöver bei Verwendung der Quasi Monte-Carlo Methode mit und ohne Intervallverkleinerung.

Im geplanten Pfade in dieser Parameterstudie wurden überprüft auf eine Verletzung der in Abschnitt 2.4.1 definierten räumlichen Beschränkungen. Es konnten keine Verletzungen gefunden werden. Dies wird als Beweis gesehen, dass die implementierte Pfadplanungsmethode diese Anforderung erfüllt.

6.2 Windeinfluss auf Pfadplanung

In diesem Abschnitt soll der Einfluss des Windes auf die Pfadplanung untersucht werden. Der Wind nimmt durch zwei Effekte Einfluss auf Wegpfadlängen und damit auf die Flugzeit während der Testkampagne. Zum einen muss der Windversatz, der während der Durchführung der Testpunkte entsteht, ausgeglichen werden, damit das Luftfahrzeug innerhalb des begrenzten Luftraums bleibt. Zum anderen muss eine höhere Leistungsreserve eingeplant werden, damit der Autopilot während der Zwischenmanöver den Windausgleich gewährleisten kann. Es soll eine Simulationsreihe den in Tabelle 6.2 aufgelisteten Parametern durchgeführt werden, mit dem Ziel die Auswirkungen verschiedener Windgeschwindigkeiten zu untersuchen.

Tabelle 6.2: Parameter der Simulation zum Einfluss des Windes.

Parameter	Wert
Anzahl der Testpunkte	100
Anzahl der Punkte pro Dimension	7
Startkonfiguration im Raum [m,°]	$[500 \ 500 \ -100 \ 0]^T$
Windgeschwindigkeit [m/s]	{0, 2, 3, 4, 5}
Fluggewicht	75kg
Suchraumverkleinerung	ja

Die Windgeschwindigkeit resultiert aus dem Betrag des Windvektors. Es soll angenommen werden, dass der Wind für die Zeit der Simulation konstant aus der Richtung Nord-West weht. Es werden Windgeschwindigkeiten von 2m/s bis 5m/s , sowie als Referenz 0m/s , simuliert. Dies ist abgeleitet von den im Jahresverlauf am häufigsten durch den DWD gemessenen Windgeschwindigkeiten am Beispiel Braunschweig [28], dargestellt in Abbildung 6.3.

Die Ergebnisse der Studie sind in Abbildung 6.4 dargestellt. Es wurde eine Darstellung der Gesamtlänge der geplanten Zwischenmanöver gewählt, da zu erwarten ist, dass durch den Windversatz sowohl mehr als auch längere Zwischenmanöver benötigt werden. Es wird davon ausgegangen, dass die zufallsbasierte *Quasi Monte-Carlo*-Methode bei der Suche nach neuen Startpunkten zu einer gewissen Verzerrung der Ergebnisse führt. Zwei gleiche Sequenzen von Testpunkten resultieren wahrscheinlich in zwei unterschiedlichen Flugpfaden, abhängig von der Platzierung der Startpunkte durch die *Quasi Monte-Carlo*-Methode.

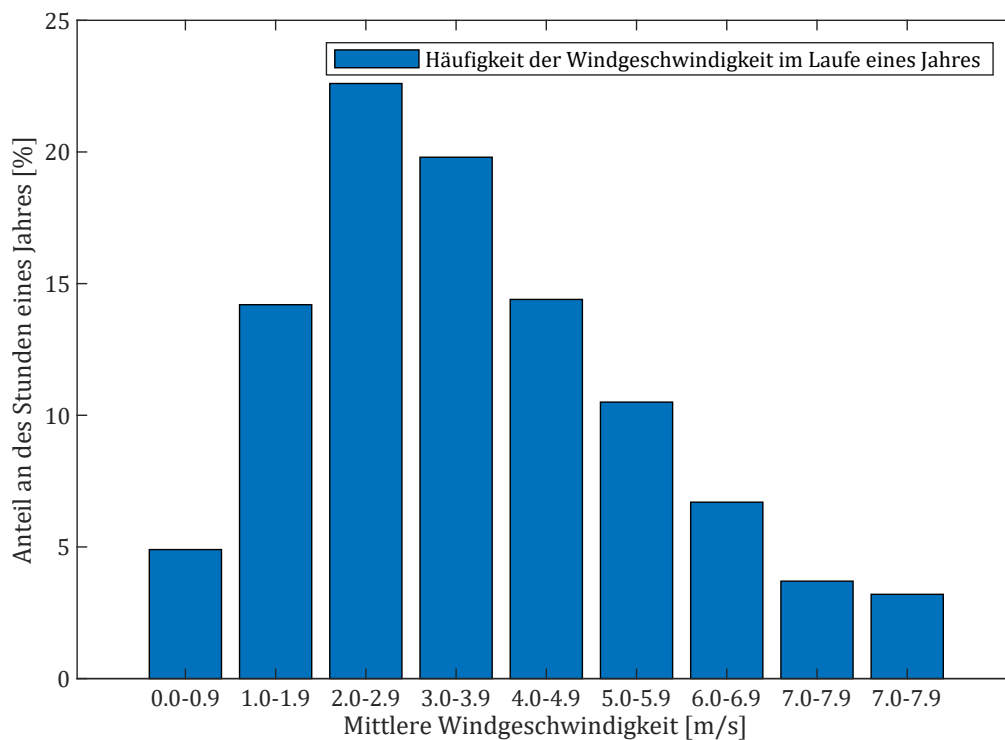


Abbildung 6.3: Mittlere jährliche Häufigkeit der Windgeschwindigkeit für Braunschweig, gemessen im Zeitraum 1969-1974.

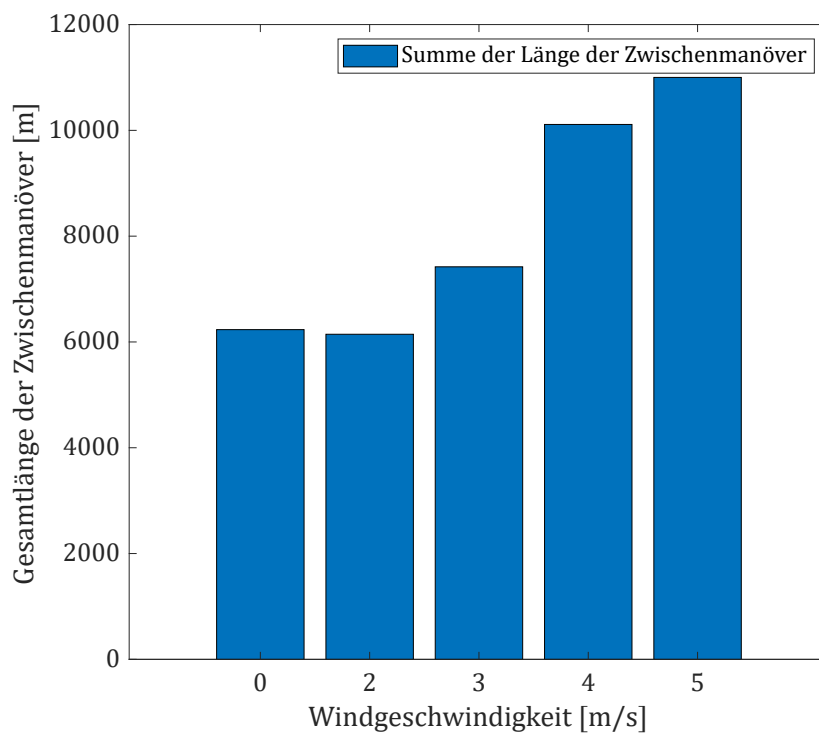


Abbildung 6.4: Einfluss der vorherrschenden Windgeschwindigkeit auf die Gesamtlänge geplanten Zwischenmanöver bei 100 Testpunkten.

Dennoch ist eine eindeutige Tendenz zu einer höheren Gesamtlänge des Flugpfades und damit einer höheren benötigten Zeit zum Absolvieren der Testpunkte bei höheren Windgeschwindigkeiten zu erkennen. Bis zu einer Windgeschwindigkeit von $3m/s$ erscheint der Effekt geringer zu sein, danach erhöht sich die Gesamtlänge deutlich. Im Rahmen der Planung einer Flugversuchskampagne kann es also sinnvoll sein, die Windvorhersage zu berücksichtigen, um zumindest innerhalb der Testflüge an sich die benötigte Zeit zu optimieren.

6.3 Online-Pfadplanung

In diesem Abschnitt soll die Performanz des Ansatzes innerhalb der *Online*-Phase der Flugversuchskampagne untersucht werden (vgl. Abschnitt 5.2).

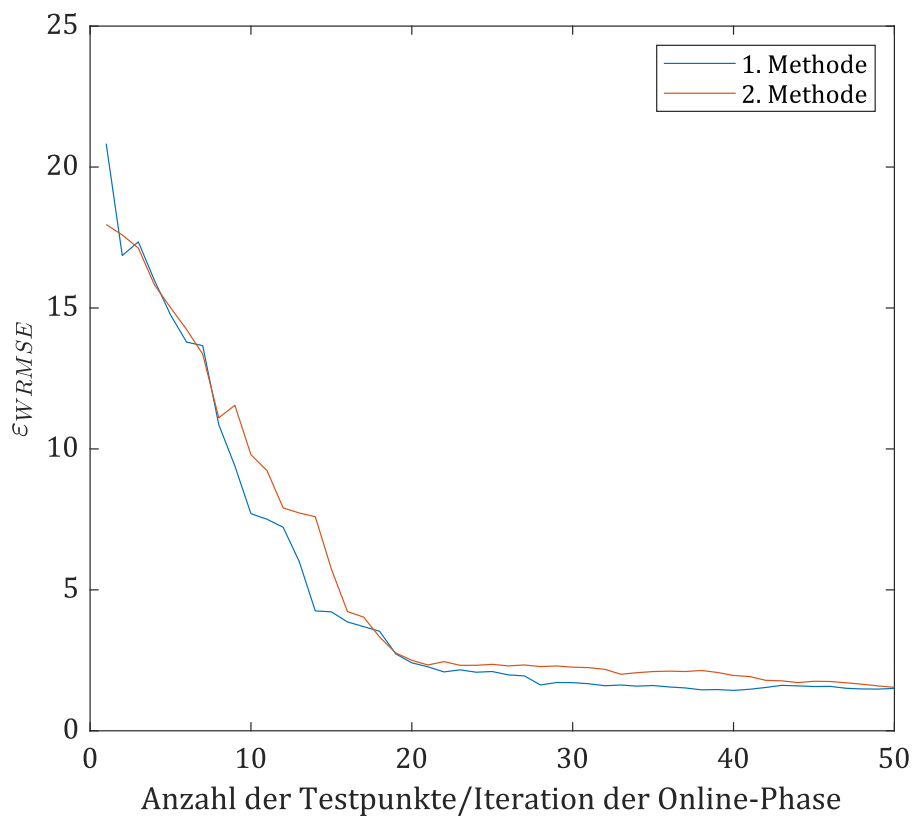
6.3.1 Methoden der Online-Pfadplanung

Es wurden in dieser Arbeit zwei Methoden der Online-Pfadplanung erläutert. Die erste Methode stellt den idealen Ansatz dar. Dieser setzt voraus, dass die Zeit, von der Verarbeitung der Messergebnisse eines Testpunktes bis zur Auswahl und Pfadplanung des nächsten, vernachlässigbar klein ist, so dass die Bewegung des UAV in der verstrichenen Zeit minimal ist. Dieses Szenario wird als kaum realistisch angesehen, soll aber als Referenz für die zweite Methode simuliert werden. In der zweiten Methode wird im ersten Schritt der *Online*-Phase anstatt einem gleich zwei Testpunkte ausgewählt und der Flugpfad für beide geplant. Dadurch können die Messergebnisse des zweiten Testpunktes verarbeitet werden, während der zweite Testpunkt absolviert wird. Zur Untersuchung wurde eine Simulation mit den in Tabelle 6.3 aufgelisteten Parametern durchgeführt. Es wurde dazu die Pfadplanung in die Modellbildung des Hybridmodells integriert, da hier Entwicklung der Modellqualität relevant ist. Ein Testpunkt entspricht dabei einer Iteration des HILOMOTDoE.

In Abbildung 6.5 ist der Verlauf des Grenzfehlers ε_{WRMSE} für die simulierten Testpunktsequenzen nach der ersten und zweiten Methode dargestellt. Der Fehlerwert wurde über die einzelnen Grenzfehler der Flugbereichsindikatoren und die fünf Durchgänge gemittelt. Dieser Fehlerwert ist ein Indikator der Modellgüte des Hybridmodells im Bereich der Modellgrenzen. Insgesamt ist kein signifikanter Unterschied der beiden Methoden zu erkennen. Im Bereich von etwa 10 bis 20 Iterationen liegt der Fehlerwert mit 2. Methode zwar etwas über dem der 1. Methode. Zum Ende hin nähern sich die beiden Fehlerwerte stark. Für die Gesamtbetrachtung einer Flugversuchskampagne besteht dementsprechend kein signifikanter Nachteil durch die Planung der *Online*-Phase mittels der zweiten Methode.

Tabelle 6.3: Parameter der Simulation zum Einfluss der Methode der Online-Pfadplanung.

Parameter	Wert
Anzahl der Durchgänge	5
Anzahl der Testpunkte	50
Anzahl der Punkte pro Dimension	7
Startkonfiguration im Raum [m,°]	$[500 \ 500 \ -100 \ 0]^T$
Windgeschwindigkeit [m/s]	0
Suchraumverkleinerung	ja
Methode Onlinepfadplanung	{1, 2}
Scoringwert 2. Methode	$S_{kp,D}$

**Abbildung 6.5:** Verlauf des mittleren gewichteten Grenzfehlers über die Anzahl der Iterationen des HILOMOTDoE, entsprechend der Anzahl der Testpunkte.

6.3.2 Vergleich Scoringwerte

In den Abschnitten 5.2.1 und 5.2.2 wurden zwei verschiedene Scoringwerte zur Bewertung der Effizienz eines Testpunktes vorgeschlagen. Neben dem ersten Wert S_{kp} wurde der erweiterte Scoringwert $S_{kp,D}$ aus der Notwendigkeit entwickelt, bei der zweiten Methode der *Online*-Pfadplanung im ersten Schritt zwei Testpunkte planen zu müssen. Im zweiten Scoringwert wird der Abstand eines Testpunktes zum zuvor absolvierten Testpunkt im Eingangsraum des Hybridmodells mit berücksichtigt. Dadurch soll vermieden werden, dass die Testpunkte zu nahe beieinander liegen und wenig Informationsgewinn ermöglichen.

Zur Untersuchung des Nutzen des erweiterten Scoringwertes wurden eine Simulation mit den in Tabelle 6.4 aufgeführten Parametern durchgeführt.

Tabelle 6.4: Parameter der Simulation zur Untersuchung des Einflusses des Scoring-Wertes.

Parameter	Wert
Anzahl der Durchgänge	5
Anzahl der Testpunkte	50
Anzahl der Punkte pro Dimension	7
Startkonfiguration im Raum [m,°]	$[500 \ 500 \ -100 \ 0]^T$
Windgeschwindigkeit [m/s]	0
Suchraumverkleinerung	ja
Methode Onlinepfadplanung	2
Scoringwert	$\{S_{kp}, S_{kp,D}\}$

In Abbildung 6.6 ist die Entwicklung des Grenzfehlers des Hybrid-Modells im Verlauf der *Online*-Phase gemittelt über die fünf Durchgänge dargestellt. Bei Verwendung des Scoringwertes $S_{kp,D}$ bleibt der Grenzfehler zunächst unter dem der Simulation mit S_{kp} , wodurch eine vorteilhafte Entwicklung des Modells erreicht wird. Dieser Vorteil ist allerdings nicht besonders stark ausgeprägt und verschwindet sobald sich die Fehlerentwicklung asymptotischen einem Wert nähert. Der Nutzen der Verwendung von $S_{kp,D}$ ist also begrenzt.

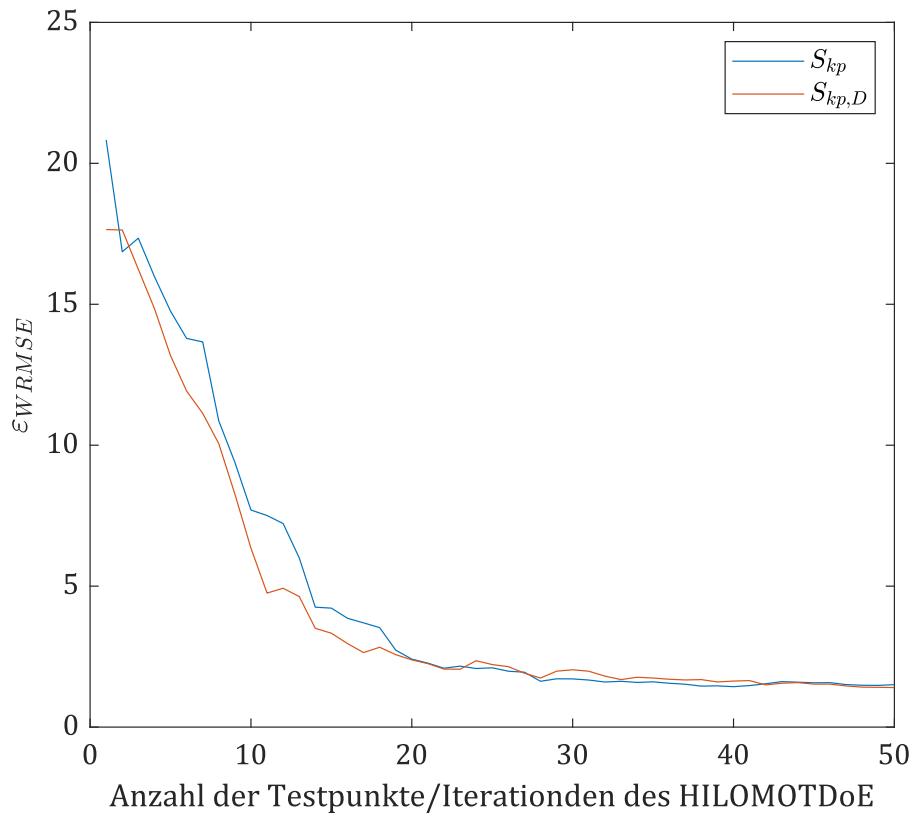


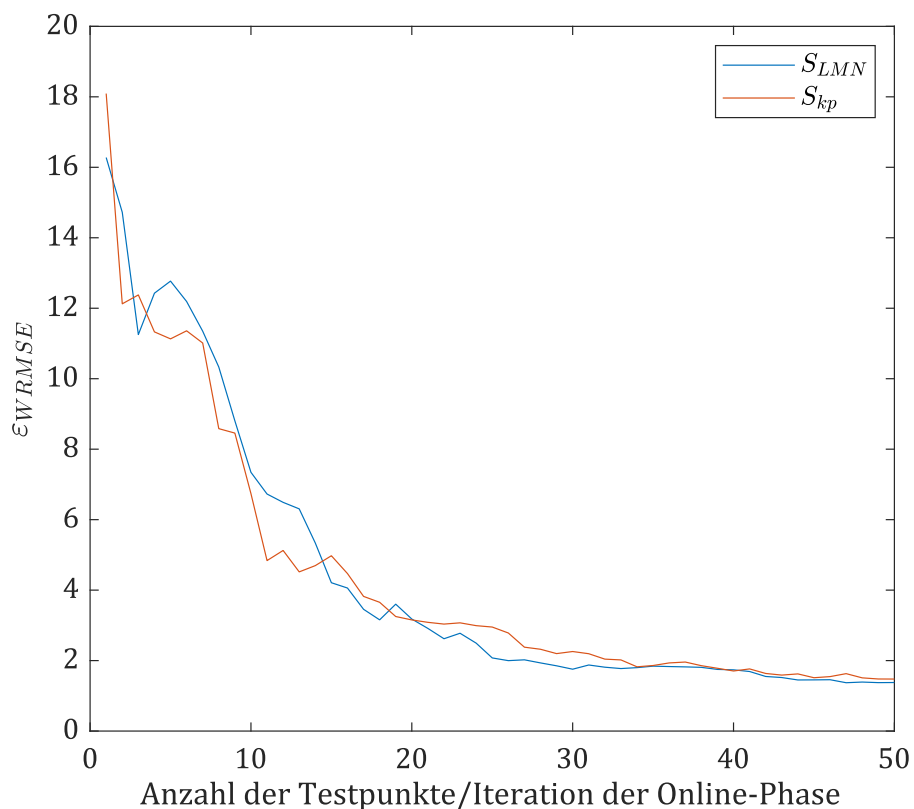
Abbildung 6.6: Verlauf des Grenzfehlers über die Anzahl der Iterationen des HILOMOTDoE für jeweils einen der beiden Scoring-Werte.

6.3.3 Effizienz des Scoringansatzes

In diesem Abschnitt soll der Ansatz bewertet werden, eine Auswahl der Testpunkte anhand des Verhältnisses ihres vermuteten Informationsgewinnes und der benötigten Zeit zum Fliegen des Testpunktes vorzunehmen. Der vermutete Informationsgewinn wird durch den Wert S_{LMN} dargestellt. Eine Simulation wurde mit den in Tabelle 6.5 angegebenen Parametern durchgeführt, wobei die Testpunkte nach dem Scoringwert S_{kp} und nach dem Wert S_{LMN} bewertet werden. Die Abbildung 6.7 zeigt, dass der Verlauf der beiden Grenzfehler sich nur wenig voneinander unterscheidet. Daher ist der Nutzen der beiden Ansätze vergleichbar. In Abbildung 6.8 ist die kumulierte Benötigte Zeit für beide die Absolvierung der geplanten Testpunkte für beide Ansätze dargestellt. Werden die Testpunkte mit dem Scoringwert S_{LMN} bewertet, der die benötigte Zeit der Testpunkte nicht mit einbezieht, so summiert sich die benötigte Flugzeit für die 50 Testpunkte auf ungefähr das Doppelte der Zeit die benötigt wird, wenn der Scoringwert S_{kp} verwendet wird. Der Ansatz, die zeitlichen Kosten einen Testpunktes bei der Auswahl der möglichen Testpunkte mit einzubeziehen, erhöht also die Effizienz der Planung signifikant.

Tabelle 6.5: Parameter der Simulation zur Untersuchung der Auswahlmethode der Testpunkte.

Parameter	Wert
Anzahl der Durchgänge	5
Anzahl der Testpunkte	50
Anzahl der Punkte pro Dimension	7
Startkonfiguration im Raum [m,°]	$[500 \ 500 \ -100 \ 0]^T$
Windgeschwindigkeit [m/s]	0
Suchraumverkleinerung	ja
Methode Onlinepfadplanung	1
Auswahl der Testpunkte	$\{S_{kp}, S_{LMN}\}$

**Abbildung 6.7:** Verlauf des Grenzfehlers mit und ohne Einbezug der Flugzeit in die Auswahl der Testpunkte.

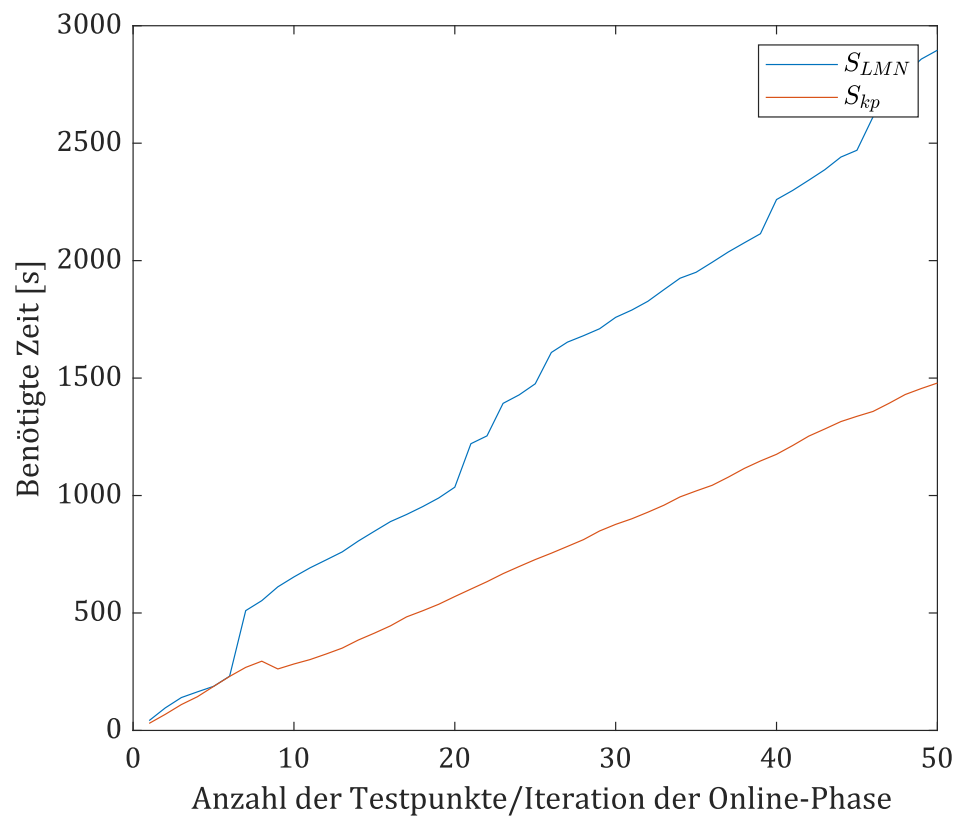


Abbildung 6.8: Benötigte kumulierte Zeit zum absolvieren der Testpunkte in der Simulation mit und ohne Einbezug der Flugzeit in die Auswahl der Testpunkte.

6.4 Treibstoffverbrauch

Wie in Abschnitt 2.1 beschrieben, ist eine Kraftstoffberechnung in die Pfadplanung integriert worden. Über das Hybridmodell wird eine Triebwerksleistung bestimmt, über die anschließend der Kraftstoffverbrauch berechnet wird. Für die Testpunkte berechnet sich der Kraftstoffverbrauch aus der Flugzeit von Beginn des Testpunktes bis zum Ende der stationären Phase. Als Eingänge in das Hybridmodell werden die Parameter der stationären Phase gewählt. Der Kraftstoffverbrauch während eines möglichen Übergangs in den schiebefreien Geradeausflug wird separat berechnet und im Falle eines folgenden Zwischenmanövers mit berücksichtigt.

Für die Zwischenmanöver berechnet sich der Kraftstoffverbrauch dem Verbrauch während der Kurvenelemente und der Geradenelemente des *DUBINS-Airplane-Path*. Als Eingänge in das Hybridmodell werden die Fluggeschwindigkeit V sowie die aus dieser in Kombination mit dem Bahnneigungswinkel γ resultierende Steig- oder Sinkgeschwindigkeit gewählt. In den Kurvenelementen wird zusätzlich die Drehrate $\dot{\Phi}$ berücksichtigt.

Da der Treibstoffverbrauch bislang nicht in der Entwicklung des Hybridmodells direkt eingeflossen werden, soll untersucht werden, die das anhand des Kraftstoffverbrauches realistisch berechnete Fluggewicht sich auf die Modellbildung auswirkt. Dazu wurde eine Simulation mit den in Tabelle 6.6 aufgelisteten Parametern durchgeführt.

Tabelle 6.6: Parameter der Simulation zur Untersuchung des Einflusses des variablen Fluggewichts.

Parameter	Wert
Anzahl der Durchgänge	5
Anzahl der Testpunkte	50
Anzahl der Punkte pro Dimension	7
Startkonfiguration im Raum [m,°]	$[500 \ 500 \ -100 \ 0]^T$
Windgeschwindigkeit [m/s]	0
Suchraumverkleinerung	ja
Methode Onlinepfadplanung	1
Scoringwert 2. Methode	$S_{kp,D}$
Fluggewicht	$\{75kg, variabel\}$

Zu Beginn des ersten Testpunktes der *Online-Phase* soll der superARTIS mit 9,6kg Kraftstoff vollgetankt sein. Es wird angenommen, dass bei einer Unterschreitung eine Reserve von 10% wieder voll aufgetankt wird. Während der Simulation ist dies im Schnitt nach

etwa 25 Testpunkten der Fall gewesen. In Abbildung 6.9 ist der Verlauf der Enveloppe des superARTIS dargestellt, berechnet durch das Hybrid-Modell. Die Berücksichtigung des Kraftstoffverbrauches führt zu einer etwas höheren Grenze der Enveloppe. Dies ist möglicherweise dadurch zu erklären, dass bei geringerem Fluggewicht im Eingangsraum des Hybridmodells höhere Werte ausgewählt werden können, wodurch für die Modellentwicklung positiv beeinflusst wird.

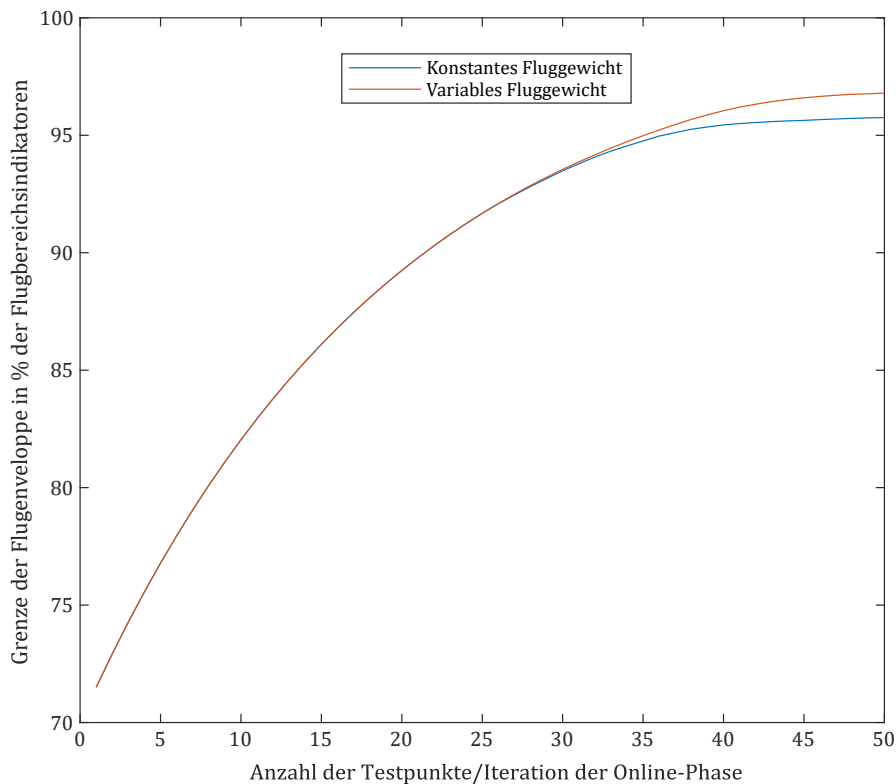


Abbildung 6.9: Verlauf der Enveloppe im Vergleich zwischen festem und variablen Fluggewicht.

6.5 Bewertung

Der Methode der Pfadplanung erlaubt eine automatische, sukzessive Planung des Flugpfades im Rahmen einer Flugversuchskampagne innerhalb räumlicher Begrenzungen. Die Einhaltung der räumlichen Begrenzungen konnte durch eine Methode zur Findung neuer Startpunkte für die Flugpfade der Testpunkte gewährleistet werden. Zur Optimierung der Methode wurde eine Verkleinerung des Suchintervalls vorgeschlagen. Der positive Effekt dieses Ansatzes konnte in einer Simulationsstudie nachgewiesen werden. Im Bereich der Offline-Phase wurde eine zweite, alternative Methode zur Auswahl der Testpunkte untersucht, um ein realistischeren Zeitverlauf der Flugversuche abzubilden. Die entstehenden

Nachteile der alternativen Methode konnten in einer Simulation als vorhanden, aber geringfügig nachgewiesen werden. Der Einfluss der beiden verschiedenen Scoringwerte für die zweite Methode wurde ebenfalls untersucht und für geringfügig befunden. Bei der Untersuchung des Ansatzes, die benötigte Zeit eines Testpunktes in die Auswahl des nächsten Testpunktes mit einzubeziehen, wurde eine erhebliche Effizienzsteigerung festgestellt, im Gegensatz zum einfachen Auswählen des vom HILOMOTDoE am höchsten bewerteten Testpunktes.

Bezogen auf die spezifischen Randbedingungen der in dieser Arbeit entwickelten Pfadplanungsmethode für Flugversuchskampagnen zur Flugbereichserweiterung, werden Alternative im Sinne der klassischen Herangehensweisen bei Flugversuchen als nicht praktikabel angesehen. Dazu zählen Vorgehensweisen wie das Starten der Testpunkte von einem festen Punkt aus oder eine Positionierung durch ein Mitglied des Testteams. Der relativ zu den Luftraumgrenzen hohe Raumbedarf der Testpunkte erschwert das Garantieren der Einhaltung dieser Grenzen enorm. Sollte ein Mitglied des Testteams auf Basis seiner Erfahrung mit dem Luftfahrzeug die Startpunkte der Testpunkte festlegen, so ist dies zeitlich ein zusätzlicher Nachteil und die Einhaltung der Luftraumgrenzen ist nicht garantiert. Die in dieser Arbeit entwickelte Methode garantiert ein Einhalten der Luftraumgrenzen und ist unabhängig vom Expertenwissen eines Menschen.

7 Zusammenfassung & Ausblick

7.1 Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wurde eine Methode zur Flugpfadplanung entwickelt, die den Anforderungen zur Umsetzung einer Flugversuchskampagne zur Flugbereichserweiterung eines UAV am Beispiel des superARTIS entspricht. Das Vorgehen während dieser Kampagne ist charakterisiert durch die Anwendung eines schrittweise mittels Messdaten aus Flugversuchen entwickelten Hybrid-Modells. Dieses Hybrid-Modell verwendet ein Lokal-Modell-Ansatz, um ein Δ -Modell zu entwickeln, welches das analytische Basismodell des Hybrid-Modells korrigiert. Die Lokal-Modell-Netze werden mittels des HILOMOTDoE-Algorithmus generiert. Dieser im Bereich des aktiven Lernens anzusiedelnde Algorithmus sucht selbstständig nach einem optimalen Messpunktkandidaten, welcher für die Entwicklung der Lokal-Modell-Netze den größten Informationsgewinn erwarten lässt. Mit Hilfe dieses Modells können die Flugbereichsgrenzen mit hoher Genauigkeit modelliert werden. Die sukzessive Modellbildung in dieser Methode erfordert eine sukzessive Planung des Flugpfades. Das Ziel ist eine Methode zu entwickeln, die überflüssige Wege des UAV zwischen den einzelnen Testpunkten minimiert, um so die Gesamtflugzeit in einer Flugversuchskampagne zu minimieren.

Die Flugpfade während der Testpunkte sind definiert durch die Vorgaben der Geschwindigkeiten der zu fliegenden stationären Flugzustände. Es wurde diskutiert, in welcher Form der Einfluss eines vorherrschenden Windes auf den Flugpfad berücksichtigt werden kann. Es wurde entschieden, für die Pfadplanung der Testpunkte einen einfachen konstanten Wind anzunehmen. Für die Flugpfade, die zwischen den Testpunkten stattfinden, wurde ein Ausgleichen des Windes durch eine Pfadfolgeregelung im Autopiloten des UAV favorisiert.

Für die Durchführung der Flugversuchskampagne wurden räumliche Randbedingungen definiert und die sich daraus ergebenden Problemstellungen erörtert. In einem begrenzten Luftraum kommt es bei einem einfachen Aneinanderreihen der Flugpfade der Testpunkte zu einer Verletzung der Luftraumgrenzen. Aus diesem Grund wurde ein Verfahren entwickelt, das eine neue Startkonfiguration für den Flugpfad des entsprechenden Testpunktes sucht. Das Verfahren versucht die Weglänge des Flugpfades zu dieser neuen Startkonfigurati-

on zu minimieren, was bei einer konstanten Geschwindigkeit zu einer Optimierung der benötigten Zeit führt. Das Versetzen des UAV vom Ende des Testpunktes zur neuen Startkonfiguration wird Zwischenmanöver genannt. Zur Suche nach einer neuen Startkonfiguration innerhalb der *Online*-Phase der Flugversuchskampagne wurden zwei verschiedene Methoden entwickelt, da die erste vermutlich zu Problemen in der zeitlichen Abfolge der Flugversuchskampagne führen würde.

Zur Planung des Flugpfades während des Zwischenmanövers wurde die *DUBINS-Airplane*-Methode ausgewählt. Diese erlaubt es, unter Berücksichtigung der kinematischen Einschränkungen des Luftfahrzeuges (Holonomität), einen Pfad zwischen der Konfiguration des Luftfahrzeuges am Ende des Testpunktes und einer neuen Startkonfiguration zu planen. Statt fest definierter Einschränkungen in Form eines minimalen Kurvenradius und eines maximalen Steigwinkels, wurde eine Nutzung des Hybridmodells zur Modellierung der Beschränkungen vorgeschlagen, um eine bessere Ausnutzung der Flugleistungen zu erreichen.

Um entsprechende Flugpfade generieren und untersuchen zu können, wurde die erläuterte Methodik der Suche nach neuen Startkonfigurationen und die *DUBINS-Airplane*-Methode als Pfadplanungsmethode für die Zwischenmanöver in eine Matlab-Simulation implementiert. Mit dieser wurde in einer Simulationsstudie der Einfluss der Parameter der Methode zur Suche nach einer neuen Startkonfiguration und der Einfluss des Windes auf die Pfadplanung untersucht. Weiterhin wurde ein Vergleich der beiden Methoden während der *Online*-Phase durchgeführt. Abschließen wurde das Gesamtkonzept bewertet.

7.2 Ausblick

Die in dieser Arbeit entwickelte Flugfadplanungsmethode stellt einen wesentlichen Baustein für die praktische Anwendung des Hybrid-Modell Ansatzes zur Flugbereichserweiterung von UAV dar. Durch die Methode kann eine automatische Flugfadplanung durchgeführt werden und der geplante Pfad in einer Flugversuchskampagne durch das UAV abgeflogen werden. In einem nächsten Schritt hin zu einer realen Flugversuchskampagne mit dem superARTIS muss eine Architektur geschaffen werden, die die drei Elemente Hybridmodellentwicklung, Pfadplanung und die Bodenstation des superARTIS als Schnittstelle zum UAV miteinander verbindet und einen Informationsfluss zwischen diesen Elementen gewährleistet. In einem Zwischenschritt dahin wäre die Validierung der Pfadplanung durch einen Flugversuch von Interesse. In diesem Flugversuch kann überprüft werden, ob die in dieser Arbeit getroffenen Annahmen zur Pfadplanung und die Modellierung der Flugleistungen des superARTIS ausreichend sind.

Als Vertiefung der in der vorliegenden Arbeit durchgeführten Betrachtungen wäre es denkbar, ein komplexeres Windmodell zu etablieren, welches z.B. den Einfluss der atmosphärischen Grenzschicht berücksichtigt. Innerhalb der Atmosphärischen Grenzschicht (0-1000m Höhe) kommt es aufgrund der nachlassenden Reibungseffekte an der Erdoberfläche zu einer Änderung der Windstärke und der Windrichtung im Vergleich zum am Boden gemessenen Wind. Die Ausprägung dieser Effekte ist unter Anderem abhängig von der Stabilität der Atmosphäre und der Bodenbeschaffenheit.

Literaturverzeichnis

- [1] *European drones outlook study: Unlocking the value for Europe*. Publications Office of the European Union, Luxemburg, 2017.
- [2] Die Europäische Kommission. Durchführungsverordnung 2019/947, 2019.
- [3] Alastair K. Cooke and Eric W. H. Fitzpatrick. *Helicopter Test and Evaluation*. Blackwell Science Ltd, 2002.
- [4] Gareth D. Padfield. *Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modelling*. Blackwell Publishing Ltd, 1996.
- [5] Andreas Voigt, Martin Laubner, and Johann Dauer. Flight envelope determination using physically motivated margin indicators for unmanned helicopters. In *Vertical Flight Society's 75th Annual Forum*, Mai 2019.
- [6] Florian Knaak. *Untersuchung der Anwendbarkeit von lokalen Modellnetzen zur Erweiterung von Flugbereichsgrenzen*. Masterthesis, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Braunschweig, 2019.
- [7] Benjamin Hartmann. *Lokale Modellnetze zur Identifikation und Versuchsplanung nicht-linearer Systeme*. PhD thesis, Universität Siegen, Siegen, 2014.
- [8] Karl Siebertz, David van Bebber, and Thomas Hochkirchen. *Statistische Versuchsplanung: Design of Experiments (DoE)*. Vieweg, Berlin, Heidelberg, 2. edition, 2017.
- [9] Julius Ziegler. *Optimale Bahn- und Trajektorienplanung für Automobile*. PhD thesis, 2015.
- [10] M. Baldauf, J. Förstner, S. Klink, T. Reinhardt, C. Schraf, A. Seifert, and K. Stephan. Kurze beschreibung des lokal-modells kurzestfrist cosmo-de (lmc) und seiner datenbanken auf dem datenserver des dwd, 2016.
- [11] Michael Noll. *Wettermodelle*. Deutscher Wetterdienst, Abteilung Flugmeteorologie, 2016.
- [12] Donald Lenschow. *The measurement of air velocity and temperature using the NCAR Buffalo Aircraft Measuring System*. UCAR/NCAR.

- [13] Håvard Læg Reid Andersen. *Path Planning for Search and Rescue Mission using Multi-copters*. Masterthesis, Norwegian University of Science and Technology, Trondheim, 2014.
- [14] L. E. Dubins. On curves of minimal length with a constraint on average curvature, and with prescribed initial and terminal positions and tangents. *American Journal of Mathematics*, 79(3):497, 1957.
- [15] C. Siedentop, R. Heinze, D. Kasper, G. Breuel, and C. Stachniss. Path-planning for autonomous parking with dubins curves. In *Proceedings of the Workshop Fahrerassistenzsysteme*, 2015.
- [16] J. A. Reeds and L. A. Shepp. Optimal paths for a car that goes both forwards and backwards. *Pacific J. Math.*, 145(2):367–393, 1990.
- [17] Devin J. Balkcom and Matthew T. Mason. Time optimal trajectories for bounded velocity differential drive vehicles. *The International Journal of Robotics Research*, 21(3): 199–217, 2002.
- [18] Dongxiao Yang, Didong Li, Huafei Sun, and John Gunnar Carlsson. 2d dubins path in environments with obstacle. *Mathematical Problems in Engineering*, 2013:291–372, 2013.
- [19] T. Shima, S. Rasmussen, and D. Gross. Assigning micro uavs to task tours in an urban terrain. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 15:601–612, 2007.
- [20] Adiel Ismail, Emmanuel Tuyishimire, and Antoine B. Bagula. Generating dubins path for fixed wing uavs in search missions. In *Ubiquitous Networking - 4th International Symposium, UNet 2018, Hammamet, Tunisia, May 2-5, 2018, Revised Selected Papers*, volume 11277 of *Lecture Notes in Computer Science*, pages 347–358. Springer, 2018.
- [21] H. Chitsaz and S. M. LaValle. Time-optimal paths for a dubins airplane. In *2007 46th IEEE Conference on Decision and Control*, pages 2379–2384, 2007.
- [22] Mark Owen, Randal W. Beard, and Timothy W. McLain. Implementing dubins airplane paths on fixed-wing uavs. In *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, pages 1677–1701. Springer Netherlands, Dordrecht, 2015.
- [23] Randal W. Beard and Timothy W. McLain. *Small unmanned aircraft : theory and practice*. Princeton University Press, Princeton, N.J, 2012.
- [24] Kurt Binder. *Monte Carlo Methods in Statistical Physics*, volume 7. Springer, Berlin and Heidelberg, second edition, 1986.

- [25] Paul Glasserman. *Monte Carlo methods in financial engineering*, volume 53. Springer, New York, NY, 2010.
- [26] I. L. Dalal, D. Stefan, and J. Harwayne-Gidansky. Low discrepancy sequences for monte carlo simulations on reconfigurable platforms. In *2008 International Conference on Application-Specific Systems, Architectures and Processors*, pages 108–113, 2008.
- [27] Sebastian Burhenne, Dirk Jacob, and Gregor Henze. Sampling based on sobol' sequences for monte carlo techniques applied to building simulations. In *2008 International Conference on Application-Specific Systems, Architectures and Processors*, pages 1816–1823, 01 2011.
- [28] Wolfgang Benesch. *Die Windverhältnisse in der Bundesrepublik Deutschland im Hinblick auf die Nutzung der Windkraft*, volume 147 of *Berichte des Deutschen Wetterdienstes*. Offenbach am Main, 1983.

A Anhang

A.1 Definition arctan2

In dieser Arbeit wird die in MATLAB implementierte Definition $\text{arctan2}(y, x)$ verwendet. Die andere Definition $\text{arctan2}(x, y)$ ist ebenso verbreitet, z.B. in Microsoft EXCEL.

$$\text{arctan2}(y, x) = \begin{cases} \arctan\left(\frac{y}{x}\right) & \text{für } x > 0, \\ \arctan\left(\frac{y}{x}\right) + \pi & \text{für } x < 0 \text{ und } y > 0 \\ \arctan\left(\frac{y}{x}\right) - \pi & \text{für } x < 0 \text{ und } y < 0 \\ + \frac{\pi}{2} & \text{für } x = 0 \text{ und } y > \\ - \frac{\pi}{2} & \text{für } x = 0 \text{ und } y < 0 \\ \text{undefiniert} & \text{für } x = 0 \text{ und } y = 0 \end{cases} \quad (\text{A.1})$$

A.2 Parameter der Testpunkte *Offline*-Phase

Tabelle A.1: Parameter der Testpunkte *Offline*-Phase

Radius R_{min} [m]	Mittelwert \bar{D} [m]	Maximalwert D_{max} [m]	Standardabweichung σ [m]
5	16.8	327	33
10	26.1	333.9	33.9
15	35.0	365.0	34.1
20	44.7	448.0	38.9
25	54.0	411.0	37.7
30	64.0	392.7	49.0
35	74.4	442.5	56.7
40	86.5	527.0	65.1
45	98.9	569.0	75.0
50	111.0	602.8	84.4

A.3 Ergebnisse der Studie zur Korrelation der euklidischen Distanz und der Länge Dubins-*Airplane*-Pfades

Tabelle A.2: Ergebnisse der Studie zur Korrelation der euklidischen Distanz und der Länge *DUBINS-Airplane*-Pfades in Abhängigkeit vom minimalen Kurvenradius R_{min}

Nr.	u_p [m/s]	v_p [m/s]	w_p [m/s]	$\dot{\Psi}$ [°/s]
1	6.25	1.25	-0.63	7.5
2	7.32	2.09	-0.37	23.24
3	10.89	2.28	2.59	10.27
4	8.27	2.34	1.7	15.51
5	6.2	3.75	-0.63	7.5
6	7.53	3.92	-0.14	21.23
7	9.38	4.79	2.35	8.21
8	10.05	4.45	2.15	18.87
9	18.75	1.25	-0.63	7.5
10	17.08	0.32	-1.17	15.42
11	16.19	0.81	2.75	5.56
12	16.31	0.39	2.58	13.71
13	18.75	3.75	-0.63	7.5
14	18.75	3.75	-0.63	22.5
15	15.11	3.31	2.94	6.14
16	15.06	3.34	2.34	18.47
17	6.72	3.08	1.29	17.04
18	21.44	1.78	0.33	12.24
19	12.5	0	1.25	15
20	12.5	5	1.25	15
21	12.5	2.5	-2.5	15
22	12.5	2.5	1.25	0
23	12.5	2.5	1.25	30
24	12.5	2.5	1.25	15