

Interner Bericht

DLR-IB-FT-BS-2025-122

Algorithmus zur Bestimmung von Ausweichflugpfaden zur Konfliktvermeidung im Betrieb unbemannter Luftfahrzeuge Hochschulschrift

Henri Borkens

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2025-122

**Algorithmus zur Bestimmung von Ausweichflugpfaden zur
Konfliktvermeidung im Betrieb unbemannter Luftfahrzeuge**

Henri Borkens

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

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

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

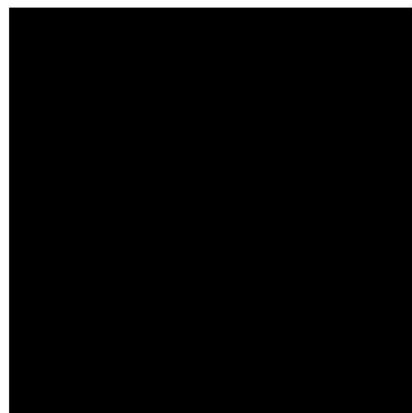
Braunschweig, den 09.10.2025

Institutsleitung: Dr.-Ing. Andreas Bierig

Abteilungsleitung: Johann Dauer

Betreuer:in: Marcel Riedel

Verfasser:in: Henri Borkens



FH-Aachen - University of Applied Science
Fachbereich 6 Aerospace und Automotive Engineering
Studiengang Luft- und Raumfahrttechnik (B. Eng.)

Algorithmus zur Bestimmung von Ausweichflugpfaden zur Konfliktvermeidung im Betrieb unbemannter Luftfahrzeuge

Bachelorarbeit

vorgelegt von **Henri Borkens**

Matr. No.: XXXXXXXXXX

Aachen, 25.09.2025

Betreuer FH: Prof. Dr.-Ing. Philipp Hartmann

Betreuer DLR: Marcel Riedel, M. Sc, M. Eng.

Erklärung

Ich versichere hiermit, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig verfasst und keine anderen als die im Quellverzeichnis angegebenen Quellen benutzt habe. Stellen, die wörtlich oder sinngemäß aus veröffentlichten oder noch nicht veröffentlichten Quellen entnommen sind, sind als solche kenntlich gemacht. Die Zeichnungen oder Abbildungen sind von mir selbst erstellt worden oder mit einem entsprechenden Quellennachweis versehen. Diese Arbeit ist in gleicher oder ähnlicher Form noch bei keiner anderen Prüfungsbehörde eingereicht worden.

Aachen, 25.09.2025

Henri Borkens

Inhaltsverzeichnis

1 Einleitung	1
2 Stand der Technik	3
2.1 Aufbau und Funktionsweise von DAA-Systemen	3
2.2 TCAS	6
2.3 ACAS-sXu	9
2.4 Uncertainty Velocity Obstacle Algorithmus	10
2.4.1 Basisalgorithmus	10
2.4.2 Modifikation für Unsicherheit	13
2.4.3 Einschränkungen	15
3 Modifikation und Implementierung	17
3.1 Getroffene Annahmen	18
3.2 Generierung der Ausweichtrajektorien	18
3.2.1 Bestimmung der Geschwindigkeitshindernisse	19
3.2.2 Abschätzung der Flugdynamik	22
3.2.3 Filterung der Geschwindigkeitsvektoren	23
3.2.4 Zuweisung der Kostenfunktionen	26
3.3 Schnittstelle zum Autopiloten	29
3.4 Clear-of-Conflict-Definition	30
4 Analyse	33
4.1 Simulationsframework	33
4.2 Durchführung der Simulationsstudien	36
4.3 Ergebnisse und Diskussion	38
4.3.1 Untersuchung des Einflusses der Konfliktgeometrie auf die Leistung des DAA-Systems	38
4.3.2 Untersuchung der Anwendbarkeit in Lufträumen mit hoher Verkehrsdichte	49
5 Fazit und Ausblick	53
Abkürzungsverzeichnis	56

Abbildungsverzeichnis	58
Tabellenverzeichnis	59
Literatur	62

1 Einleitung

Die Kollision zweier Luftfahrzeuge in der Luft ist ein *Worst-Case*-Szenario. Um Gefahren für Personen an Bord und am Boden zu vermeiden, muss sichergestellt werden, dass jedes Luftfahrzeug (LFZ) ausreichend vor einer sogenannten *Mid-Air-Collision* (MAC) geschützt ist. Hierfür wird zwischen der strategischen und der taktischen Kollisionsvermeidung unterschieden [1]. Die strategische Kollisionsvermeidung umfasst jegliche Maßnahmen zum Schutz vor einer Kollision, welche bereits vor dem Abheben eines Luftfahrzeugs getroffen werden. Dazu zählt beispielsweise die Strukturierung des Luftraums in verschiedene Klassen (C, D, E, G)¹, wobei jede Klasse nur unter bestimmten Voraussetzungen (z. B. nur Sichtflug oder Mindestanforderungen an technischer Ausstattung) beflogen werden darf. Eine weitere Option für strategische Kollisionsvermeidung stellt die Operation eines Fluggeräts zu einer bestimmten Zeit dar (z. B. nachts: geringe Wahrscheinlichkeit, mit Sichtflugverkehr zu kollidieren). Taktische Kollisionsvermeidung beschreibt hingegen jegliche Maßnahmen, welche nach dem Abheben des Luftfahrzeugs angewandt werden [2]. Dazu zählen beispielsweise die Luftraumstaffelung durch die Flugverkehrskontrolle (ATC²) oder die Verwendung von *Detect-and-Avoid*-Systemen (DAA-System). Die *European Aviation Safety Authority* (EASA) schreibt in der bemannten Luftfahrt für alle Luftfahrzeuge ab einem definierten maximalen Abfluggewicht sowie in der unbemannten Luftfahrt für alle Luftfahrzeuge, welche eine gewisse Dimension³ überschreiten oder für bestimmte Flugmissionen⁴ verwendet werden, die Nutzung eines DAA-Systems gesetzlich vor [3, 4].

Detect-and-Avoid-Systeme greifen ein, wenn sämtliche vorherige Maßnahmen zur Kollisionsvermeidung (Luftraumstrukturierung, ATC) keine ausreichende Separation zwischen zwei Luftfahrzeugen gewährleisten [5]. Die Aufgabe besteht dabei darin, den Luftraum um das eigene Luftfahrzeug (*Ownship*) zu überwachen, bevorstehende Konflikte mit fremden Luftfahrzeugen (*Intruder*) zu detektieren und die Konflikte durch eine Ausweichempfehlung aufzulösen [6]. Ein Konflikt beschreibt dabei die Annäherung zweier LFZ unterhalb des erlaubten Separationsminimums. Der Automatisierungsgrad für den DAA-Prozess reicht von ausschließlich manuell (*See-and-Avoid* [7]) über die Interaktion von Pilot und technischem System (*Pilot-in-the-loop* [8]) bis zu einem vollständig autonomen Prozess (*Automatic Response* [8]).

Im Betrieb unbemannter Luftfahrzeuge sind DAA-Systeme von besonderer Relevanz, wenn eine Drohne außerhalb der Sichtweite des Piloten, in Lufträumen mit erhöhtem bemannten Verkehrsaufkommen oder vollständig autonom betrieben wird [1, 4, 9]. Im Falle von ferngesteuerten Drohnen wird so das Situationsbewusstsein der Piloten verbessert. Bei autonom betriebenen Drohnen ersetzt das DAA-System die Fähigkeit eines Piloten, Kollisionsgefahren zu erkennen und durch die

¹<https://www.ulmagazin.de/luftraumstruktur-in-deutschland-das-muessen-piloten-wissen/>

²Air-Traffic-Control

³Größe oder maximales Abfluggewicht

⁴z. B. Betrieb in Lufträumen, welche von bemanntem Verkehr bedient werden

1 Einleitung

Ausführung eines Ausweichmanövers zu vermeiden. Während in der bemannten Luftfahrt aufgrund der geringen Verkehrsdichte erst Mitte der 1950er Jahre die Entwicklung von technischen Kollisionsvermeidungskonzepten erforderlich war [10], erfolgt die Integration von unbemannten Flugsystemen in einen Luftraum, welcher von Verkehr aus der zivilen sowie der allgemeinen Luftfahrt bedient wird. Für unbemannte Luftfahrzeuge wird somit ein DAA-System benötigt, welches in Lufträumen mit einer hohen Verkehrsdichte betrieben werden und auch Konflikte mit mehreren *Intrudern* zuverlässig auflösen kann, ohne Sekundärkonflikte⁵ zu induzieren. Zum Zeitpunkt dieser Arbeit existiert noch keine zertifizierte DAA-Lösung für unbemannte Luftfahrzeuge.

Während sich die Aufgaben der Luftraumüberwachung und der Konfliktdetektion zwischen niedrigen und hohen Verkehrsdichten kaum verändern, stellt die Ausweichlogik eine große Herausforderung dar und erfordert neue Entwicklungen. Diese Arbeit beschäftigt sich daher mit der Modifizierung und Implementierung eines zweidimensionalen Kollisionsvermeidungsalgorithmus für den Betrieb kleiner unbemannter Luftfahrzeuge in Lufträumen mit einer hohen Verkehrsdichte. Dafür werden zunächst bereits bestehende Lösungen und Konzepte zur Kollisionsvermeidung vorgestellt und auf die Anwendbarkeit in kleinen unbemannten Luftfahrzeugen untersucht. Anschließend wird mit dem *Uncertainty-Velocity-Obstacle*-Algorithmus [11] eine vielversprechende Lösung modifiziert und in Python implementiert. Zur Prüfung auf die Anwendbarkeit in der Kollisionsvermeidung kleiner unbemannter Luftfahrzeuge wird die Ausweichlogik in ein DAA-System integriert und in einem Simulationsframework getestet. Das Ziel der Arbeit ist ein Machbarkeitsnachweis (*Proof-of-Concept*) für die Nutzung des *Velocity-Obstacle*-Konzepts in einem DAA-System für kleine unbemannte Luftfahrzeuge. Die Optimierung der Ausweichlogik wird dabei nicht behandelt.

⁵ein Konflikt, welcher erst durch ein Ausweichmanöver entsteht

2 Stand der Technik

Die Entwicklung von Kollisionsvermeidungssystemen für die zivile Luftfahrt begann Mitte der 1950-er Jahre nach mehreren tödlichen Unfällen durch den Zusammenstoß zweier Flugzeuge [10]. Ein zentrales Konzept im Bereich der Kollisionsvermeidung ist dabei das sogenannte ACAS-Konzept (*Airborne Collision Avoidance System*). Der von der ICAO⁶ definierte ACAS-Standard bezeichnet ein auf Sekundärradar basierendes System, welches Piloten unabhängig von bodenbasiertem Equipment in Konfliktzonen mit anderen Luftfahrzeugen unterstützt [12]. Der aktuell in der Entwicklung befindliche ACAS-X-Standard stellt den Nachfolger des ACAS-Konzepts dar und beinhaltet neue Überwachungstechnologien sowie eine neue Ausweichlogik [10]. Im folgenden Kapitel werden zunächst der allgemeine Aufbau und die Funktionsweise eines DAA-Systems beschrieben und anschließend mit TCAS eine Implementierung des ACAS- sowie mit ACAS-sXu eine Implementierung des ACAS-X-Konzepts mit besonderem Fokus auf die Ausweichlogik vorgestellt. Im Anschluss wird mit dem *Uncertainty-Velocity-Obstacle* ein Konzept vorgestellt, dessen Funktionsweise auf der Geometrie der Relativbewegung zwischen dem *Ownship* und den *Intrudern* basiert.

2.1 Aufbau und Funktionsweise von DAA-Systemen

Ein DAA-System besteht aus drei Komponenten [5]: die Luftraumüberwachung, die Konfliktdetektion inklusive Alarmierung und die Ausweichlogik (Abb. 1).

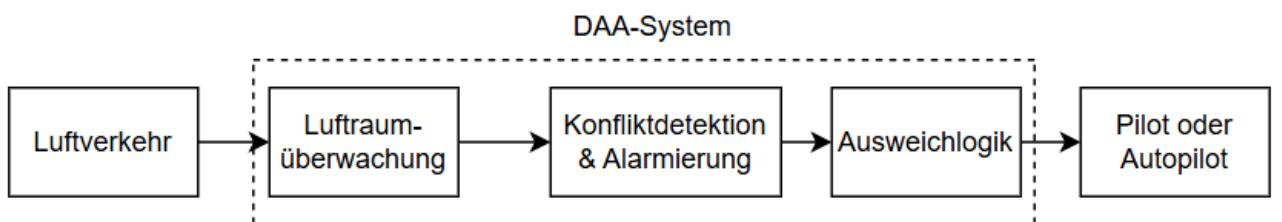


Abbildung 1: Aufbau eines DAA-Systems

Bei der Luftraumüberwachung wird der Verkehr um das *Ownship* herum detektiert und ein lokales Luftlagebild erstellt. Die Detektion kann über die bordeigene oder bodengebundene Sensorik erfolgen⁷ [6]. Dabei können sowohl kooperative als auch unkooperative Sensoren verwendet werden. Unkooperative Sensoren ermöglichen die Detektion von Verkehr, ohne mit diesem zu kommunizieren und sind somit unabhängig von der technischen Ausstattung eines *Intruders*.

⁶International Civil Aviation Organisation

⁷bei DAA-Systemen nach dem ACAS-Konzept erfolgt die Luftraumüberwachung ausschließlich über die bordeigene Sensorik

Ein Beispiel dafür stellt das Primärradar von Flugzeugen dar. Hierbei wird von einer Bodenstation ein Radarsignal in die Umgebung ausgestrahlt, am Flugzeugkörper reflektiert und von der Bodenstation wieder detektiert. Durch die Signallaufzeit sowie die Richtung, aus welcher das Signal empfangen wurde, kann auf die Position des Flugzeugs geschlossen werden. Das Radarsignal legt demnach die Strecke zwischen der Bodenstation und dem Flugzeug doppelt zurück und muss daher mit einer hohen Leistung ausgesendet werden, um wieder empfangen werden zu können. Zudem ist die Qualität der Detektion von der Fläche des Flugzeugs abhängig, welche das Radarsignal reflektiert. Eine weitere Einschränkung bei der Nutzung unkooperativer Sensoren ist die Auflösung zweier dicht beieinander fliegenden Luftfahrzeuge, da sich die reflektierten Signale überlagern können.

Kooperative Sensoren erfordern auf der anderen Seite eine aktive Kommunikation mit dem zu detektierenden Verkehr. Das Sekundärradar der Flugverkehrskontrolle stellt ein Beispiel für einen kooperativen Sensor dar und funktioniert über einen sogenannten Transponder. Dabei handelt es sich um ein Gerät aus der Funktechnik, welches automatisiert sowohl Funksignale versenden als auch empfangen kann [13]. Eine Bodenstation kann somit gezielt ein Flugzeug anfragen und Informationen über den Flugzustand anfordern. Diese Anfrage wird vom Transponder empfangen und automatisch beantwortet. Die über den Transponder gesendete Antwort kann dadurch einem spezifischen LFZ zugeordnet werden. Somit antwortet das Flugzeug aktiv auf ein zuvor empfangenes Radarsignal. Zudem erlaubt die aktive Antwort des Transponders höhere Reichweiten bei geringeren Sendeleistungen, da das Radarsignal die Distanz zwischen dem Flugzeug und der Bodenstation nur jeweils einmal zurücklegen muss. Neben der Kommunikation mit einer Bodenstation können Transponder auch für die Kommunikation zwischen Luftfahrzeugen verwendet werden. So kann ein Luftfahrzeug eine Anfrage an andere Luftfahrzeuge in der Umgebung senden, welche diese über den Transponder beantworten. So mit kann über die Transponder an Bord der einzelnen Luftfahrzeuge ein lokales Luftlagebild mit dem detektierten Luftverkehr erstellt werden.

Die Konfliktdetektion folgt auf die Luftraumüberwachung und erkennt potenzielle zukünftige Flugzeugannäherungen. Die Erkennung kann dabei durch die Extrapolation der Flugbahnen des *Ownship* und der *Intruder* oder über die vertikale und horizontale Annäherungsrate zwischen dem *Ownship* und einem *Intruder* erfolgen. Basierend auf der Konfliktdetektion wird eine Warnung vor bevorstehenden Konflikten generiert und ggf. eine Ausweichempfehlung berechnet, welche an einen Piloten oder an die Flugsteuerung weitergegeben wird.

Um ein angemessenes Ausweichmanöver zu bestimmen, werden sogenannte Schutzvolumina genutzt. Ein Schutzvolumen beschreibt dabei den Raum in unmittelbarer Umgebung des *Ownship*, in den ein *Intruder* nicht eindringen darf. Der ASTM-Standard F3442_F3442M-23⁸ [14] definiert zwei zylindrische Schutzvolumina (Abb. 2): das *Near-Mid-Air-Collision*-Volumen (NMAC-Volumen) mit

⁸amerikanischer Standard für DAA-Systeme für kleine unbemannte Luftfahrzeuge

einem Radius von 500 ft (152 m) und einer Höhe von 200 ft (70 m) sowie das *Well-Clear*-Volumen (WC-Volumen) mit einem Radius von 2000 ft (610 m) und einer Höhe von 500 ft (152 m). Die Größe der Schutzvolumina orientiert sich dabei an dem Konfliktfall zwischen einer kleinen Drohne und bemanntem Luftverkehr.

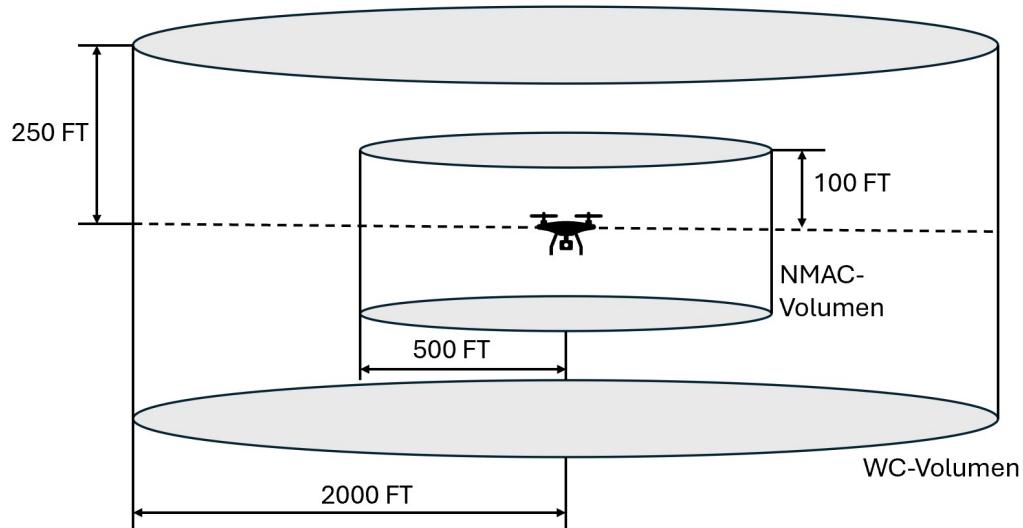


Abbildung 2: Grenzen für NMAC- und WC-Volumen

Dringt ein *Intruder* in ein Schutzvolumen ein, so wird dies als Verletzung des Schutzvolumens bezeichnet. Dabei dient das NMAC-Volumen als letzter Schutz vor einer Kollision, da eine Verletzung des NMAC-Volumens mit einer Kollision gleichzusetzen ist. Das WC-Volumen stellt eine Vorstufe zum NMAC-Volumen dar und entspricht der mindestens einzuhaltenden Separation zwischen der Drohne und bemanntem Luftverkehr. Abhängig davon, welches Schutzvolumen gefährdet wird, werden zwei Konzepte unterschieden. Maßnahmen, welche eine Verletzung des WC-Volumens verhindern, werden dem *Remain-Well-Clear*-Konzept (RWC) zugeordnet. Dagegen werden alle Maßnahmen, welche eine Verletzung des NMAC-Volumens verhindern, dem *Collision-Avoidance*-Konzept (CA) zugeordnet. Neben dem zu schützenden Volumen unterscheiden sich RWC und CA zudem in der Priorität. So hat ein CA-Alarm aufgrund der höheren Kritikalität immer Vorrang vor einem RWC-Alarm.

Durch zum Teil hohe Reichweiten bei der Detektierung von anderem Luftverkehr ist es möglich, Konflikte zu detektieren, lange bevor sie eintreten. Da DAA-Systeme erst eingreifen, wenn jegliche vorherige Maßnahmen zur Kollisionsvermeidung fehlgeschlagen sind, müssen Ausweichmanöver gegen weit entfernte *Intruder* verhindert werden. Zur Vermeidung von Ausweichmanövern gegen weit entfernte *Intruder* werden sogenannte Alarmierungsvolumina genutzt. Ein Alarmierungsvolumen wird einem Schutzvolumen zugeordnet. Das Eindringen eines *Intruders* in ein Alarmierungsvolumen führt zu einer Alarmierung vor einer bevorstehenden Verletzung des dazugehörigen Schutzvolumens. Da die Relativgeschwindigkeiten zwischen zwei Luftfahrzeugen zwischen verschiedenen Konfliktszena-

rien stark variieren können (z. B. frontale Annäherung oder Annäherung von hinten), wird ein Alarmierungsvolumen für gewöhnlich durch einen Zeitschwellwert definiert. Die räumliche Ausdehnung des Alarmierungsvolumens hängt somit von der Relativgeschwindigkeit des *Intruders* gegenüber dem *Ownship* ab.

2.2 TCAS

Das *Traffic Alert and Collision Avoidance System* (TCAS) stellt in der zivilen Luftfahrt das am häufigsten genutzte Kollisionsvermeidungssystem dar und ist die einzige Implementierung des ACAS-Konzepts, welche den SARPs⁹ der ICAO entspricht [15]. Von TCAS wurden zwei Varianten entwickelt [5]: TCAS I und TCAS II. Die dritte Variante TCAS III wurde zwar entwickelt, kam jedoch aufgrund mangelnder Performance nie zum Einsatz. Die Funktionalität von TCAS I beschränkt sich ausschließlich auf sogenannte *Traffic Advisories* (TA). Diese informieren die Piloten über Verkehr, welcher eine potenzielle Gefahr für das *Ownship* darstellt. TCAS II (auch ACAS II) stellt darüber hinaus sogenannte *Resolution Advisories* (RA) in Form einer Anweisung für ein vertikales Ausweichmanöver bereit. Mögliche Anweisungen sind dabei Kommandos zum Steigen, Sinken oder zum Limitieren der Vertikalgeschwindigkeit. Des Weiteren können zukünftige Manöver eingeschränkt (z. B. "do not climb/descend") oder die Piloten angewiesen werden, die aktuelle Fluglage beizubehalten. In der Commission Regulation (EU) No 1332/2011 schreibt die EASA die Ausrüstung aller motorisierten Flugzeuge mit einem maximalen Abfluggewicht von mindestens 5.700 kg oder einer Kapazität von mehr als 19 Passagieren mit der neuesten Version (V. 7.1) von TCAS II vor [3].

Die Funktionsweise von TCAS wird in [16] ausführlich beschrieben und im Folgenden kurz zusammengefasst.

Die Luftraumüberwachung erfolgt bei TCAS über Mode-S-Transponder. Ein Mode-S-Transponder bietet die Identifikation eines Luftfahrzeugs über eine 24-Bit-Adresse sowie die Übermittlung diverser Informationen¹⁰ zur Fluglage eines Luftfahrzeugs [17]. Diese Funktionsweise nutzt das TCAS-System, indem verschiedene Antennen Signale an weitere Flugzeuge in der Umgebung gesendet werden (*Interrogation*). Die Transponder der *Intruder* senden ein Antwortsignal (*Reply*) (Abb. 3). Auf diese Weise kann jedes Flugzeug mit einem Mode-S-Transponder ein lokales Luftlagebild erstellen und die *Intruder* tracken¹¹.

⁹Standards and Recommended Practices: technische Spezifikationen für maximale Vereinheitlichung in der Entwicklung luftfahrttechnischer Produkte, Prozeduren und Standards

¹⁰Position, Geschwindigkeit, Kurs

¹¹Nachverfolgung der Position eines Intruders

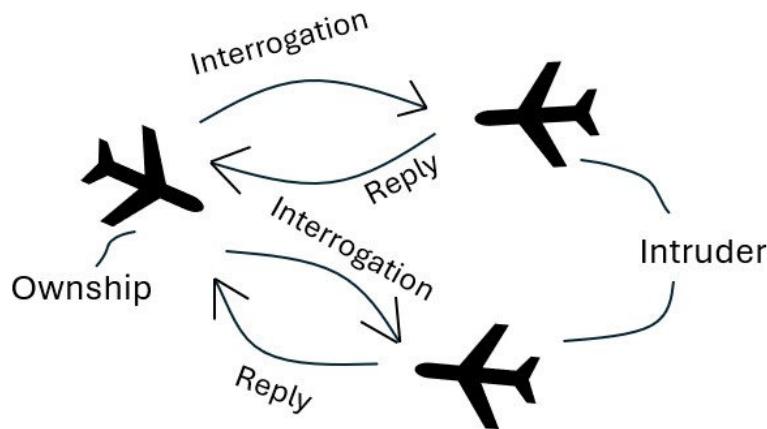


Abbildung 3: Kommunikation zwischen den Transpondern der Flugzeuge

Für die Detektierung potenzieller Konflikte nutzt TCAS zwei Zeitparameter (Tau-Werte). Über den Quotienten aus der Distanz und der Annäherungsrate zwischen zwei Flugzeugen schätzt TCAS die Zeit zum *Closest Point of Approach*¹² (CPA) ab. Zusätzlich bestimmt TCAS die Zeit bis zum Erreichen der Kollisionshöhe (*Time to co-altitude*¹³). Die Tau-Werte werden mit höhenabhängigen Schwellwerten für eine TA und eine RA verglichen. Werden beide Schwellwerte für eine TA unterschritten, erfolgt die Ausgabe einer *Traffic Advisory*. Bei der Unterschreitung beider Schwellwerte für eine RA bestimmt die in TCAS implementierte Ausweichlogik eine Ausweichempfehlung, um den Konflikt aufzulösen. Die Wahl für ein angemessenes Ausweichmanöver erfolgt dabei in einem Entscheidungsbaum. Ein Entscheidungsbaum ist ein Modell zur Entscheidungsfindung in komplexen mehrstufigen Entscheidungsprozessen. Dabei stellt jeder Knoten eine zu treffende Entscheidung oder ein auf Statistik beruhendes Ereignis dar. Aus jedem Knoten resultieren verschiedene Zweige, welche der Auswirkung einer Entscheidung oder dem möglichen Resultat eines statistisch behafteten Ereignisses entsprechen. Der Entscheidungsbaum der TCAS-Logik beinhaltet zwei aufeinanderfolgende Entscheidungen, welche im Folgenden kurz beschrieben werden.

Im ersten Schritt wird die Richtung (Steigen oder Sinken) des Ausweichmanövers festgelegt. Dafür modelliert TCAS die Flugbahn des *Intruders* und bestimmt die vertikale Separation am CPA für ein Steigmanöver und ein Sinkmanöver des *Ownship*. Anschließend wird die Ausweichrichtung gewählt, welche die größere vertikale Separation am CPA ermöglicht. Das Manöver mit der geringeren vertikalen Separation wird nur ausgewählt, wenn die Separation ebenfalls zulässig ist und dadurch verhindert werden kann, dass das *Ownship* die Flugbahn des *Intruders* vor dem Erreichen des CPA kreuzt. Des Weiteren können Ausweichempfehlungen durch den aktuellen Flugzustand (z. B. voll ausgefahrene Landeklappen) limitiert werden.

Im zweiten Schritt wird die Stärke des Ausweichmanövers bestimmt. Dafür unterscheidet TCAS zwi-

¹²Punkt, an welchem die Distanz zwischen dem *Intruder* und dem *Ownship* minimal ist

¹³Zeit, zu der sich beide Flugzeuge auf derselben Höhe befinden

schen positiven und negativen Ausweichempfehlungen. Eine positive RA (z. B. *”Climb/Descend!”*) ist verknüpft mit einer vorgegebenen Steig- (1.500 bis 2.000 $\frac{ft}{min}$) bzw. Sinkrate (-1.500 bis -2.000 $\frac{ft}{min}$). Im Gegensatz dazu limitiert eine negative RA die Vertikalgeschwindigkeit durch eine obere bzw. untere Grenze. Bei einer negativen RA kann zusätzlich zwischen korrigierenden und präventiven Ausweichempfehlungen unterschieden werden. Eine korrigierende RA erfordert eine Änderung der Vertikalgeschwindigkeit (z. B. *”Reduce Climb/Descent!”*), während die Steig- bzw. Sinkrate bei einer präventiven RA (z. B. *”Do Not Climb/Descend!”*) beibehalten wird. Die Stärke des Ausweichmanövers wird so gewählt, dass die Abweichung der eigenen Flugbahn möglichst gering ausfällt.

Dadurch, dass der *Intruder* während der Durchführung des Ausweichmanövers weiterhin manövriert kann, ist es möglich, dass ein geplantes Ausweichmanöver entweder keine ausreichende Separation bietet oder nicht weiter benötigt wird. Um mit dieser Problematik umgehen zu können, kann TCAS Ausweichempfehlungen verstärken (*”Increase Climb/Descent!”*), abschwächen (z. B. *Climb*-Anweisung zu *Do-not-descend*-Anweisung) oder invertieren (*Sense Reversal*).

TCAS ist in der Lage, koordinierte sowie unkoordinierte Ausweichmanöver zu berechnen. Bei einem koordinierten Ausweichmanöver sind die *Resolution Advisories* für beide Flugzeuge aktiv aufeinander abgestimmt. So erhält beispielsweise ein Flugzeug eine Anweisung zu sinken, während das andere Flugzeug zum Steigflug angewiesen wird. Die Koordination ist nur möglich, wenn beide Flugzeuge mit TCAS II ausgestattet sind. Dabei nutzt TCAS, dass sich für gewöhnlich nicht beide Flugzeuge zum selben Zeitpunkt als Gefahr erkennen. Das erste Flugzeug, welches einen *Intruder* als Gefahr einstuft, bestimmt eine RA und sendet eine entgegengesetzte RA an das zweite Flugzeug. In dem Fall, dass beide Flugzeuge die Gefahr zum selben Zeitpunkt erkennen und beide dieselbe Richtung für das Ausweichmanöver wählen, wird das Flugzeug mit der höheren Mode-S-Transponder-Adresse zum Invertieren des eigenen Manövers angewiesen.

Für den Anwendungsfall in der zivilen Luftfahrt bietet TCAS eine zuverlässige Lösung zur Kollisionsvermeidung. Dabei ist die Komplexität des Entscheidungsbaumes aufgrund der ausschließlich vertikalen Ausweichmanöver sowie der Annahme von einer konstanten *Intruderbewegung* gering. Die Komplexität von Entscheidungsbäumen steigt jedoch schnell, wenn weitere Parameter wie die Performance der einzelnen Luftfahrzeuge oder horizontale Ausweichmanöver berücksichtigt werden. Speziell durch die Beschränkung auf vertikale Ausweichmanöver ist die Verwendung von TCAS in kleinen unbemannten Luftfahrzeugen keine Option, da diese oft in niedrigen Höhen operieren und ein Ausweichmanöver durch einen Sinkflug die Gefahr einer Kollision mit dem Boden birgt.

2.3 ACAS-sXu

ACAS-sXu ist eine Implementierung des ACAS-X-Konzepts, welches zur Nachfolge des ACAS-Konzepts entwickelt wird. Neue Entwicklungen liegen dabei in der Luftraumüberwachung und Ausweichlogik. So bestimmt ACAS-sXu neben vertikalen auch horizontale Ausweichmanöver [18]. Der Fokus von ACAS-sXu liegt auf der Kollisionsvermeidung für kleine unbemannte Luftfahrzeuge. Das gesamte ACAS-X Projekt befindet sich aktuell noch in der Entwicklung, und mit einer Markteinführung wird innerhalb der nächsten 9 Jahre nicht gerechnet [19].

Während die Luftraumüberwachung bei TCAS ausschließlich auf bordinterner kooperativer Sensoren (Mode-S-Transponder) basiert, nutzt ACAS-sXu Daten aus kooperativen und unkooperativen Quellen [18]. Auf diese Weise kann ACAS-sXu sowohl Verkehr mit kompatiblen kooperativen Sensoren als auch unkooperativen Verkehr detektieren. Somit ist ACAS-sXu im Vergleich zu TCAS nicht auf die technische Ausstattung des *Intruders* angewiesen.

ACAS-sXu nutzt für die Entscheidungsfindung zwei unabhängige Markov Entscheidungs-Prozesse (*Markov Decision Process (MDP)*) zur Modellierung der vertikalen und horizontalen Ausweichmanöver. Bei einem MDP handelt es sich um ein Modell zur Entscheidungsfindung unter Berücksichtigung der Wahrscheinlichkeit möglicher Ereignisse (z. B. Manöver eines *Intruders*). Während sich der eine MDP ausschließlich auf vertikale Manöver bezieht, werden im zweiten MDP ausschließlich horizontale Manöver betrachtet. Aus jedem MDP resultiert eine Wertetabelle, in welcher allen möglichen Manövern Kostenwerte zugewiesen werden. So wird einer *Near-Mid-Air-Collision (NMAC)* eine hohe Strafe zugewiesen, während die Ausgabe einer RA eine geringere Sanktionierung nach sich zieht. Über ein probabilistisches Modell wird dabei auch die Manövriertfähigkeit des *Intruders* berücksichtigt. Die Wertetabellen entstehen durch die Optimierung der MDPs und werden im Rahmen der Systementwicklung generiert. Für eine zuverlässige Bestimmung von Ausweichmanövern ist eine sehr große Datenmenge erforderlich. Zur Bestimmung eines Ausweichmanövers wird für jede mögliche Aktion der *Intruder* mit dem größten erwarteten Kostenwert bestimmt und die globale Aktion gewählt, welche diesen erwarteten Kostenwert minimiert. Auf diese Weise wird immer gegen den *Intruder* alarmiert, welcher die größte Gefahr für das *Ownship* darstellt [20].

Durch die Möglichkeit, sowohl kooperative als auch unkooperative *Intruder* zu detektieren, erweist sich ACAS-sXu als ein guter Ansatz für die Kollisionsvermeidung zwischen bemannten und unbemannten Luftfahrzeugen, da die technische Ausstattung speziell bei Flugzeugen aus der allgemeinen Luftfahrt stark variieren kann. Zudem ermöglichen die horizontalen Ausweichmanöver eine Konfliktvermeidung bei Betrieb in Bodennähe. Allerdings erfordert die Erstellung der Wertetabellen einen sehr großen Aufwand, um in den verschiedensten Konflikten eine zuverlässige Entscheidung für ein Ausweichmanöver treffen zu können.

2.4 Uncertainty Velocity Obstacle Algorithmus

Der Betrieb kleiner unbemannter Luftfahrzeuge in Lufträumen mit einer hohen Luftverkehrsdichte erfordert langfristig auch die Auflösung von Konflikten mit mehr als einem *Intruder*. Zur Konfliktvermeidung sind dabei auch horizontale Manöver erforderlich, um im Betrieb in Bodennähe eine ausreichende Sicherheit sowohl für das *Ownship* als auch für die *Intruder* zu gewährleisten.

Der *Uncertainty-Velocity-Obstacle*-Algorithmus [11] ermöglicht die Bestimmung einer Ausweichtrajektorie basierend auf der Geometrie¹⁴ der Relativbewegung aller *Intruder* gegenüber dem *Ownship*. Unter Berücksichtigung der Messunsicherheiten für die Position und die Geschwindigkeit der *Intruder* werden dabei verschiedene Ausweichtrajektorien generiert und die optimale Trajektorie ausgewählt. Der *Uncertainty-Velocity-Obstacle*-Algorithmus entsteht durch die Modifikation des *Velocity-Obstacle*-Konzepts [21]. Das folgende Kapitel stellt zunächst das Konzept des *Velocity Obstacles* sowie die Erweiterung um die Messunsicherheit vor. Im Anschluss werden die Grenzen des Algorithmus aufgezeigt, welche eine Modifikation des Konzepts erfordern.

2.4.1 Basisalgorithmus

Als Basis dient der *Velocity-Obstacle*-Algorithmus [21]. Hierbei handelt es sich um einen Algorithmus zur Planung von Roboterbewegungen in einem Umfeld mit dynamischen Hindernissen. Der Algorithmus bestimmt eine Route, welche allen detektierten Hindernissen ausweicht. Diese sogenannte Trajektorie entsteht dabei durch die Ausführung verschiedener Ausweichmanöver. Ein Ausweichmanöver beschreibt in dem Zusammenhang einen Geschwindigkeitsvektor, welcher dem *Ownship* ermöglicht, einen Konflikt zu vermeiden bzw. aufzulösen.

Für die Bestimmung eines Ausweichmanövers wird die Relativposition aller *Intruder* in den Geschwindigkeitsraum¹⁵ des *Ownship* projiziert. Jeder *Intruder* wird dabei durch ein Kreisobjekt mit den physischen Abmaßen des zugehörigen Roboters dargestellt. Um mit dem *Ownship* als Punktmasse rechnen zu können, werden die Kreisobjekte aller *Intruder* um die physische Größe des *Ownship* erweitert. Eine zukünftige Kollision mit dem *Intruder* tritt dann ein, wenn die Relativgeschwindigkeit des *Ownship* in Richtung des *Intruders* zeigt. Die Menge aller relativen Geschwindigkeitsvektoren, welche zukünftig zu einer Kollision führen, wird durch den sogenannten Kollisionskegel definiert. Dieser hat seinen Ursprung in der Position des *Ownship* und liegt tangential an der kreisförmigen Kontur des *Intruders* an (Abb. 4).

¹⁴Relativposition und Relativgeschwindigkeit aller *Intruder* gegenüber des *Ownship*

¹⁵Raum, in dem jeder Punkt einer Geschwindigkeit $v = (v_1, v_2, v_3)$ entspricht, <http://www.techniklexikon.net/d/geschwindigkeitsraum/geschwindigkeitsraum.htm>

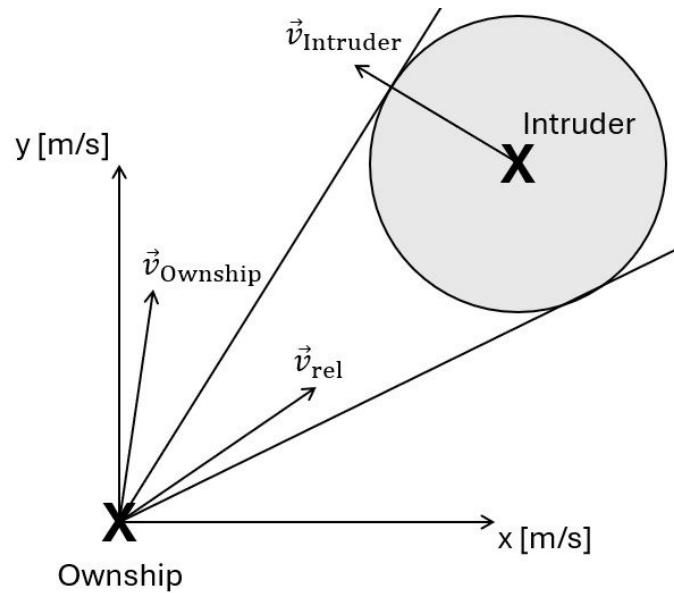


Abbildung 4: Definition des Kollisionskegels

Um Alarmierungen gegen weit entfernte *Intruder* zu vermeiden, nutzt [21] die Distanz d_{rel} zwischen dem *Ownship* und einem *Intruder* sowie einen sogenannten Zeithorizont t_H . Der Quotient aus der Distanz und dem Zeithorizont beschreibt den Betrag der Relativgeschwindigkeit, mit welcher die Distanz zwischen beiden Luftfahrzeugen zum Zeitpunkt t_H null wird. Ist der Betrag der Relativgeschwindigkeit größer, führt dies dazu, dass die Distanz zwischen beiden Luftfahrzeugen bereits vor Erreichen von t_H zu null wird. Somit dient der Zeithorizont als Alarmierungsvolumen (Kap. 2.1). Der Einfluss des Zeithorizonts auf den Kollisionskegel ergibt sich durch das Ausschneiden eines Kreissegments aus dem Kollisionskegel (Abb. 5). Der Radius des Kreissegments entspricht dabei dem Quotienten aus der Distanz und dem Zeithorizont.

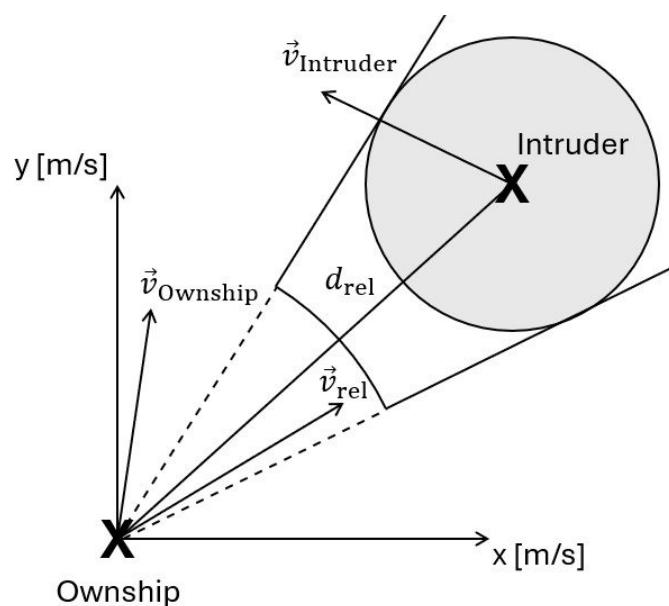


Abbildung 5: Kollisionskegel unter Berücksichtigung des Zeithorizonts

Da sich ein Ausweichmanöver auf die Absolutgeschwindigkeit des *Ownship* bezieht, muss die Beschränkung der Relativgeschwindigkeit in eine Beschränkung der Absolutgeschwindigkeit transformiert werden. Die Transformation erfolgt anhand der Definition der Relativgeschwindigkeit (Gleichung 2.1).

$$\vec{v}_{\text{relativ}} = \vec{v}_{\text{Ownship}} - \vec{v}_{\text{Intruder}} \quad \Leftrightarrow \quad \vec{v}_{\text{Ownship}} = \vec{v}_{\text{relativ}} + \vec{v}_{\text{Intruder}} \quad (2.1)$$

Somit ergibt sich die Menge aller Absolutgeschwindigkeiten, welche in Zukunft zu einer Kollision führen, durch eine translatorische Verschiebung des Kollisionskegels um den Geschwindigkeitsvektor des *Intruders*. Der verschobene Kollisionskegel wird als Geschwindigkeitshindernis (*engl.*: "Velocity Obstacle", Abb. 6) bezeichnet und umfasst alle absoluten Geschwindigkeitsvektoren, welche zu einer Kollision führen.

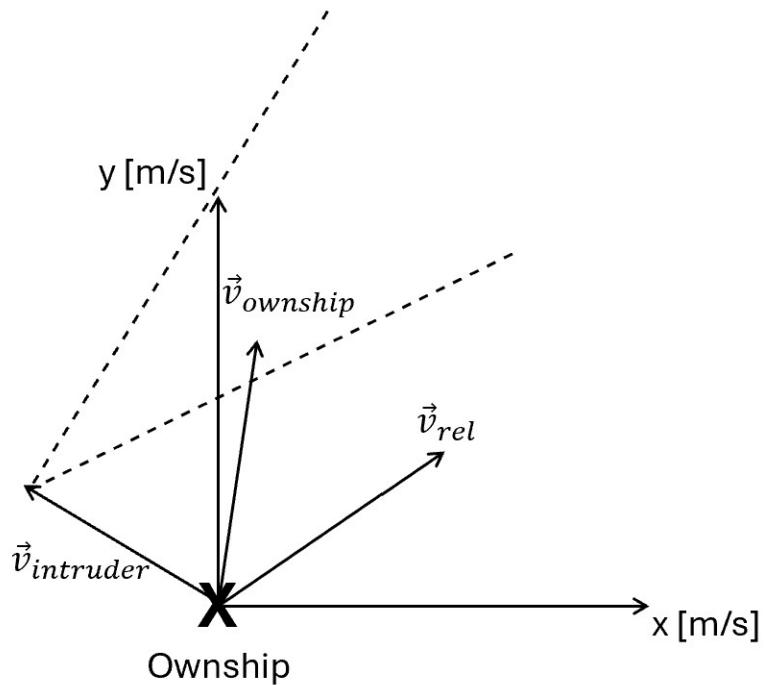


Abbildung 6: Geschwindigkeitshindernis (gestrichelt dargestellt)

Für jeden detektierten *Intruder* kann ein Geschwindigkeitshindernis bestimmt werden. Die Zielsetzung der Auslogik liegt darin, einen Geschwindigkeitsvektor zu bestimmen, welcher außerhalb aller Geschwindigkeitshindernisse liegt, d. h. in kein Geschwindigkeitshindernis hineinzeigt.

Dabei müssen auch die Beschränkungen in der Manövriertfähigkeit des *Ownship* berücksichtigt werden. Durch das dynamische Verhalten des *Ownship* und physische Beschränkungen kann das *Ownship* innerhalb eines Zeitschritts nur eine begrenzte Anzahl an Geschwindigkeiten erreichen. Bestimmt werden diese erreichbaren Geschwindigkeiten über die Menge der möglichen Beschleunigungen (Abb. 7).

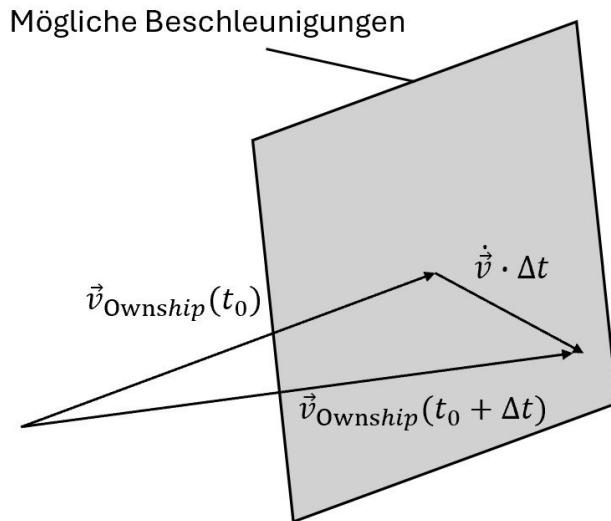


Abbildung 7: Menge an möglichen Beschleunigungen [21]

Die Menge an möglichen Ausweichmanövern ergibt sich, indem aus den erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren diejenigen herausgefiltert werden, welche in ein Geschwindigkeitshindernis zeigen. Ein Ausweichmanöver stellt somit einen Geschwindigkeitsvektor dar, welcher Teil der Menge aller erreichbaren Geschwindigkeiten ist und kein Geschwindigkeitshindernis verletzt.

Die Ausweichtrajektorie für das *Ownship* besteht aus einer Vielzahl an Ausweichmanövern. Dafür wird das Szenario extrapoliert und für jeden Zeitschritt die Menge an möglichen Ausweichmanövern bestimmt. Auf diese Weise ergeben sich verschiedene mögliche Ausweichtrajektorien. Jeder Trajektorie kann ein Kostenwert zugeordnet werden. Dieser Kostenwert ist abhängig von den gewählten Entscheidungskriterien (z. B. minimale Kursabweichung¹⁶, minimale Manöver¹⁷, etc.). So kann anschließend die Trajektorie mit dem geringsten Kostenwert ausgewählt werden.

2.4.2 Modifikation für Unsicherheit

Die Bestimmung der Geschwindigkeitshindernisse erfolgt auf Basis der Messung von Position und Geschwindigkeit des *Ownship* und aller *Intruder*. Da Messgrößen statistischen Schwankungen unterliegen, können die Kollisionskegel und Geschwindigkeitshindernisse nicht exakt bestimmt werden. Um diese statistischen Schwankungen zu berücksichtigen, kann der *Velocity-Obstacle*-Algorithmus um die Unsicherheit der Position und der Geschwindigkeit des *Intruders* erweitert werden [11].

¹⁶möglichst kleiner Umweg

¹⁷ möglichst wenig Kursänderungen

Positionsunsicherheit

Für die Berücksichtigung der Unsicherheit der Positionsmessung werden alle möglichen Positionen des *Intruders* durch einen Kreis¹⁸ um die gemessene Position herum dargestellt. Die Größe des Kreises wird dabei durch die Standardabweichung der Positionsmessung festgelegt. Durch Addition dieses Kreises auf das Kreisobjekt eines *Intruders* entsteht ein um die Standardabweichung erweitertes Kreisobjekt für den *Intruder*. Der daraus resultierende Kollisionskegel ist somit im Vergleich zu dem ursprünglichen Kollisionskegel aufgeweitet (Abb. 8).

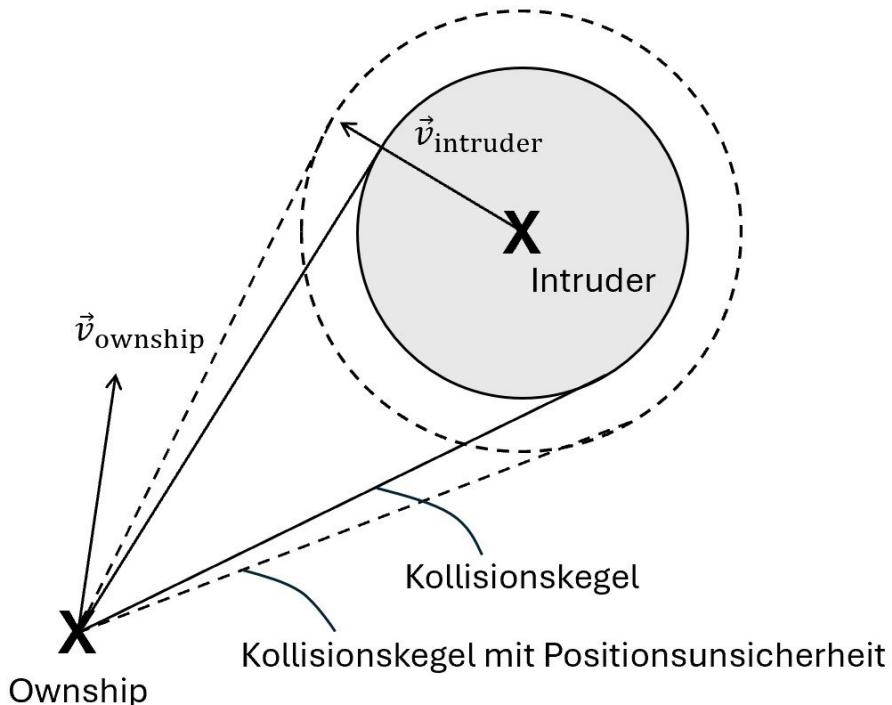


Abbildung 8: Aufweitung des Kollisionskegels durch die Positionsunsicherheit

Die Transformation in das Geschwindigkeitshindernis durch die translatorische Verschiebung um die Geschwindigkeit des *Intruders* erfolgt wie in Kap. 2.4.1 beschrieben.

Geschwindigkeitsunsicherheit

Analog zur Positionsunsicherheit können die im Rahmen der Geschwindigkeitsunsicherheit möglichen Geschwindigkeiten des *Intruders* durch einen Kreis (bzw. Ellipse) um die gemessene Geschwindigkeit herum dargestellt werden. Die Dimension des Kreises wird durch die Standardabweichung der Geschwindigkeitsmessung definiert. Jeder Punkt innerhalb des Kreises stellt somit einen möglichen Scheitelpunkt des Geschwindigkeitshindernisses dar. Um alle im Rahmen der Unsicherheit möglichen Geschwindigkeitshindernisse zu berücksichtigen, wird das Geschwindigkeitshindernis translatorisch verschoben, sodass die Menge der im Rahmen der Geschwindigkeitsunsicherheit möglichen *Intruder*-Geschwindigkeiten tangential vom Geschwindigkeitshindernis umschlossen wird (Abb. 9).

¹⁸oder Ellipse (s. [11])

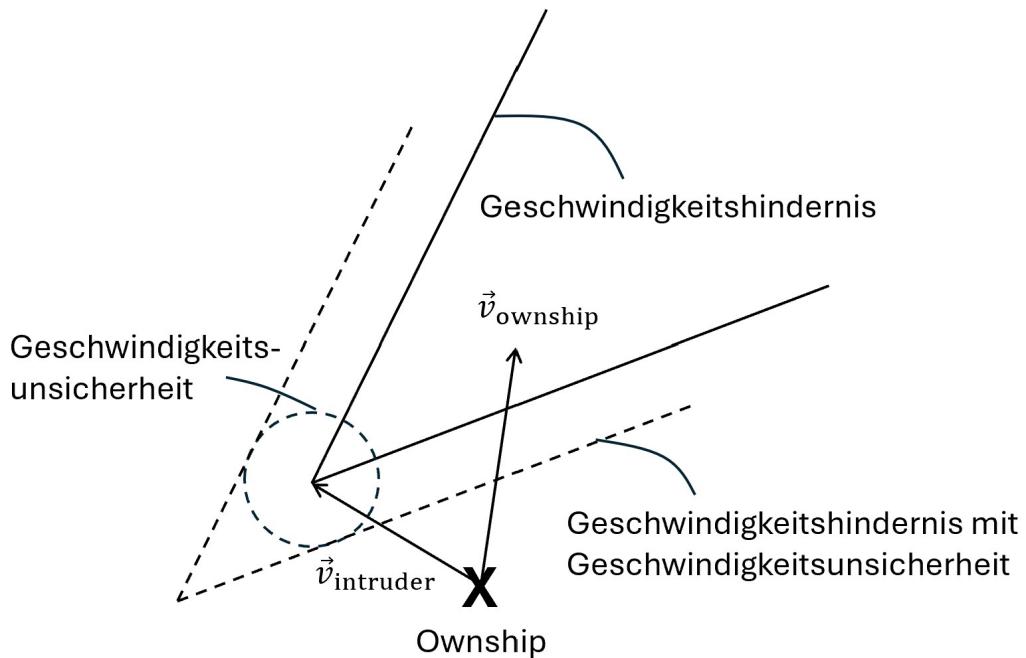


Abbildung 9: Translatorische Verschiebung des Geschwindigkeitshindernisses durch die Geschwindigkeitsunsicherheit

2.4.3 Einschränkungen

Der maximale Öffnungswinkel des Kollisionskegels beträgt 180° und wird erreicht, wenn sich das *Ownship* auf der Grenze des Kreisobjekts eines *Intruder* befindet. Bei der Anwendung in Szenarien mit Roboterbewegungen stellt dies einen Kollisionsfall dar. Somit muss der Fall, in welchem sich das *Ownship* innerhalb des Kreisobjektes befindet, nicht berücksichtigt werden. Für die Anwendung in einem Kollisionsvermeidungssystem für kleine unbemannte Luftfahrzeuge wird das Kreisobjekt durch ein Schutzvolumen (Kap. 2.1) abgebildet. Dadurch entsprechen die Grenzen des Kreisobjekts nicht mehr den physischen Grenzen des *Intruders*, wodurch ein Eindringen in dieses Schutzvolumen noch nicht zwingend eine Kollision bedeutet. Aus diesem Grund müssen auch Ausweichmanöver bestimmt werden können, wenn ein Schutzvolumen bereits verletzt wurde. Sobald das *Ownship* das Schutzvolumen verletzt, können der Kollisionskegel und somit auch das Geschwindigkeitshindernis nicht definiert werden. In der Konsequenz kann kein Manöver bestimmt werden, um das Schutzvolumen wieder zu verlassen. Sobald der Fall einer Verletzung des Schutzvolumens eintritt, muss das *Ownship* durch die Aktion des DAA-Systems das Schutzvolumen schnellstmöglich verlassen. Um die Definitionslücke des Kollisionskegels zu vermeiden, nutzt [11] einen Ansatz über sogenannte Potenzialfelder. Dabei handelt es sich um künstlich generierte Felder um die *Intruder*, welche bei einer starken Annäherung eine entgegengesetzte auf das *Ownship* ausüben. Dadurch manövriert das *Ownship* entlang der Gradienten der Potenzialfelder. In einem Fall mit mehreren Potenzialfeldern kann dies dazu führen, dass das *Ownship* entlang der Gradienten in ein lokales Minimum des Potenzials manövriert und dort verbleibt. Ein weiterer Ansatz aus [22] verkleinert das Schutzvolumen im Fal-

le einer Verletzung, sodass sich das *Ownship* auf der Grenze des Schutzvolumens befindet. Dieser Ansatz garantiert jedoch kein Ausweichmanöver, welches schnellstmöglich zum Verlassen des ursprünglichen Schutzvolumens führt.

Untersucht man das Konzept des *Velocity Obstacles* unter der Voraussetzung, dass sowohl der *Intruder* als auch das *Ownship* eine Kollisionsvermeidung mithilfe des *Velocity Obstacle*-Algorithmus ausüben, zeigt sich die Neigung zu oszillierendem Verhalten. Dabei führen das *Ownship* und der *Intruder* zur gleichen Zeit ein Ausweichmanöver aus. Wenn der Konflikt durch die Ausweichmanöver beider Luftfahrzeuge scheinbar aufgelöst wurde, versuchen beide LFZ wieder, ihre ursprüngliche Flugmission fortzusetzen. Dadurch tritt derselbe Konflikt ein zweites Mal auf und erfordert eine Aktion des DAA-Systems. Somit ergibt sich eine oszillierende Flugbahn (Abb. 10 links). Um diese Oszillationen zu vermeiden, wurde das *Reciprocal Velocity Obstacle* [23] entwickelt. Das *Reciprocal Velocity Obstacle* setzt voraus, dass sowohl der *Intruder* als auch das *Ownship* ein Ausweichmanöver ausführen. Die Aufteilung, welches Luftfahrzeug welchen Beitrag zur Auflösung des Konfliktes beiträgt, ist dabei variabel. Gemäß des originalen *Velocity Obstacle*-Konzepts kann nun das Geschwindigkeitshindernis bestimmt werden. Um das Auftreten von Oszillationen zu verhindern, entsteht das Ausweichmanöver beim Konzept des *Reciprocal Velocity Obstacles* durch die Mittelwertbildung aus einem Vektor außerhalb des klassischen Geschwindigkeitshindernisses und dem aktuellen Geschwindigkeitsvektor. Umgekehrt umfasst somit das reziproke Geschwindigkeitshindernis alle Vektoren, welche durch die Mittelwertbildung aus dem klassischen Geschwindigkeitshindernis und dem aktuellen Geschwindigkeitsvektor zustande kommen. Das bedeutet, dass der letzte Geschwindigkeitsvektor des *Ownship* entweder auf der Grenze oder innerhalb des reziproken Geschwindigkeitshindernisses liegt. Auf diese Weise ist ein Ausweichmanöver ohne das Auftreten von Oszillationen möglich (s. Abb. 10 rechts).

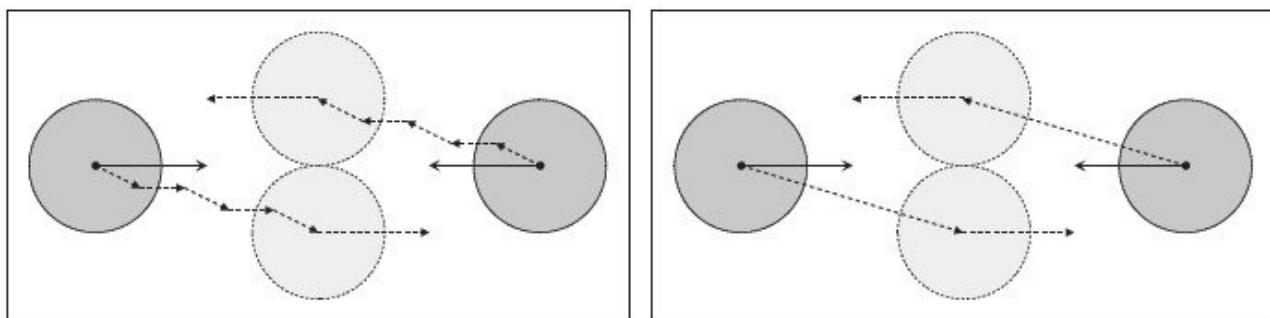


Abbildung 10: Konfliktauflösung bei frontalem Kollisionskurs unter der Nutzung des originalen *Velocity Obstacles* (links) und des *Reciprocal Velocity Obstacles* (rechts) [23]

3 Modifikation und Implementierung

Das Konzept des *Velocity Obstacles* ermöglicht die Bestimmung horizontaler Ausweichmanöver ohne die Notwendigkeit für einen komplexen Entscheidungsbaum. Zudem ist der Aufwand für eine Ausweichlogik nach dem *Velocity-Obstacle*-Konzept geringer als bei einem probabilistischen Ansatz, da das System nicht für verschiedene Konfliktzenarien trainiert werden muss. Die Wirksamkeit des *Velocity-Obstacle*-Konzepts konnte bereits in verschiedenen Arbeiten nachgewiesen werden [11, 21, 23]. Die Rahmenbedingungen waren dabei entweder auf die Bewegung von Robotern [21] oder den gemeinsamen Betrieb kleiner Drohnen in einem Luftraum [11, 23] bezogen. Die Definition von Schutzvolumina nach dem ASTM-Standard F3442_F3442M-23 [14] fand dabei keine Anwendung. Um das Konzept des Geschwindigkeitshindernisses auf den Betrieb in einem DAA-System nach dem ASTM-Standard zu prüfen (*Proof-of-Concept*), wird der in Kapitel 2.4 beschriebene Algorithmus in Python implementiert und in ein DAA-System integriert. Das dabei entstandene Ausweichmodul beinhaltet zum einen die Ausweichlogik sowie eine Schnittstelle zum DAA-System, über welche dem DAA-System die Ergebnisse aus der Ausweichlogik übermittelt werden. Der Ablauf dieses Ausweichmoduls ist in Abbildung 11 zu sehen. Dabei umfasst die Ausweichlogik die Schritte zur Generierung der Ausweichtrajektorien (Kap. 2.4.1) sowie die Auswahl der optimalen Trajektorie. Die Prozessschritte *Clear-of-Conflict*¹⁹ und Bestimmung des Kurskommandos stellen die Schnittstelle zum DAA-System dar.

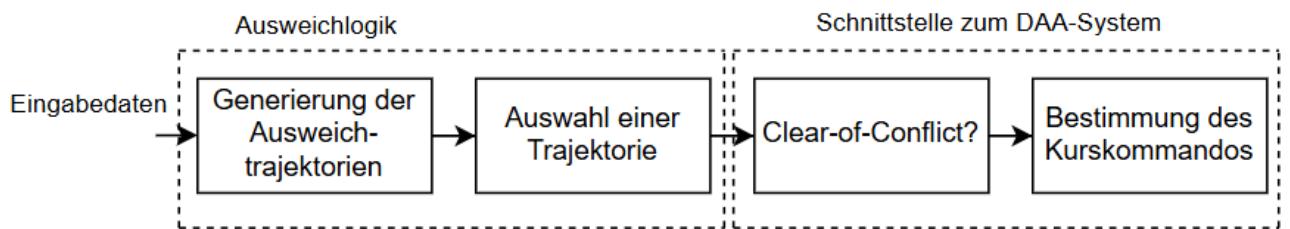


Abbildung 11: Programmablauf des Ausweichmoduls

Im folgenden Kapitel wird jeder Schritt in der Prozesskette des Ausweichmoduls detailliert behandelt. Der Prozessablauf des Ausweichmoduls findet dabei unter vereinfachenden Annahmen statt, welche im Rahmen des *Proof-of-Concept* getroffen werden. Um das Problem der Definitionslücke des Kollisionskegels (s. Kap. 2.4.3) zu beheben, wird der Ausweichalgorithmus modifiziert und an diesen Grenzfall angepasst. Die *Clear-of-Conflict*-Definition erfolgt hier innerhalb des Ausweichmoduls, da das Konzept des Geschwindigkeitshindernisses dabei ebenfalls Anwendung findet.

¹⁹Stautsmeldung, wenn ein Konflikt erfolgreich aufgelöst wurde und das Luftfahrzeug seine ursprüngliche Flugmission fortsetzen kann

3.1 Getroffene Annahmen

Die Bestimmung verschiedener Ausweichtrajektorien basiert auf zwei Voraussetzungen. Ein Ausweichmanöver kann nur bestimmt werden, wenn die Informationen über die Position und die Geschwindigkeit aller *Intruder* und des *Ownship* sowie die Informationen zur aktuellen Fluglage des *Ownship* zur Verfügung stehen. Des Weiteren muss ein Ausweichmanöver nur dann bestimmt werden, wenn vorher mindestens ein Konflikt detektiert wurde. Die Implementierung erfolgt daher unter zwei Annahmen. Es wird vorausgesetzt, dass der Ausweichlogik zu jedem Zeitpunkt durch die Luftraumüberwachung (Kap. 2.1) alle benötigten Informationen bereitgestellt werden. Zudem wird angenommen, dass ein Konflikt bereits durch die Konfliktdetektion (Kap. 2.1) des DAA-Systems erkannt wurde, da die Ausweichlogik nur in diesem Fall aktiv wird.

Die berechneten Ausweichmanöver beschränken sich ausschließlich auf eine horizontale Ebene und erfolgen mit konstanter Geschwindigkeit. Da der Betrieb von Drohnen häufig in Bodennähe stattfindet (*Very Low Level (VLL)*) und die Komplexität des Ausweichmanövers möglichst gering gehalten werden soll, sind auch diese beiden Annahmen gut begründet.

3.2 Generierung der Ausweichtrajektorien

Um die optimale Ausweichtrajektorie zu finden, müssen zunächst verschiedene Trajektorien erzeugt werden. Jede Trajektorie entsteht durch die Extrapolation der Position des *Ownship* unter Berücksichtigung der flugdynamischen Eigenschaften des *Ownship* und der Geschwindigkeitshindernisse aller detektierten *Intruder*. Die Anzahl der möglichen Ausweichtrajektorien wird dabei durch die Anzahl der Extrapolationsschritte und die Menge aller möglichen Geschwindigkeitsvektoren pro Extrapolationsschritt festgelegt. Die möglichen Geschwindigkeitsvektoren zu einem Extrapolationsschritt werden im Folgenden als Ausweichmanöver bezeichnet. Eine Ausweichtrajektorie ergibt sich somit durch die Ausführung verschiedener Ausweichmanöver. Da die Geschwindigkeitshindernisse sowie die möglichen Ausweichmanöver in jedem Extrapolationsschritt auf dieselbe Art und Weise bestimmt werden, erfolgt die Generierung der Ausweichtrajektorien rekursiv. Eine rekursive Funktion zeichnet sich dadurch aus, dass sich die Funktion im Verlauf des Programms selbst wieder aufruft. Die rekursive Struktur zeigt sich dabei darin, dass jedem Ausweichmanöver innerhalb der Trajektorie die möglichen Geschwindigkeitsvektoren zum nächsten Extrapolationszeitschritt zugeordnet werden. Die Rekursion startet mit dem initialen Geschwindigkeitsvektor des *Ownship*. Bei dem initialen Geschwindigkeitsvektor handelt es sich um den Geschwindigkeitsvektor des *Ownship* zu Beginn der Extrapolation. Im Gegensatz dazu bezeichnet der sogenannte Elternvektor innerhalb eines Rekursionsschrittes den initialen Geschwindigkeitsvektor für den Rekursionsschritt. Basierend auf den Geschwindigkeitshindernissen und der Flugdynamik des *Ownship* wird in jedem Rekursionsschritt ein Satz an möglichen Geschwindigkeitsvektoren zum nächsten Extrapolationsschritt generiert und dem Elternvektor zugeordnet. Die einzelnen Prozesse innerhalb eines Rekursionsschrittes werden im Fol-

genden dargestellt.

3.2.1 Bestimmung der Geschwindigkeitshindernisse

Für jeden Schritt der Extrapolation wird die Menge aller Geschwindigkeitshindernisse für das *Ownship* bestimmt. Durch die Relativbewegung zwischen dem *Ownship* und den *Intrudern* verändern sich die Geschwindigkeitshindernisse im Verlauf der Extrapolation. Eine Änderung in der Distanz führt zu einem anderen Öffnungswinkel, während eine Änderung der Peilung²⁰ die Orientierung des Geschwindigkeitshindernisses beeinflusst (Abb. 12). Aus diesem Grund müssen die Positionen des *Ownship* und aller *Intruder* auf den Extrapolationsschritt aktualisiert werden. Dafür wird der letzte bekannte Geschwindigkeitsvektor jedes Luftfahrzeugs mit der Extrapolationsschrittweite multipliziert und auf die letzte bekannte Position addiert.

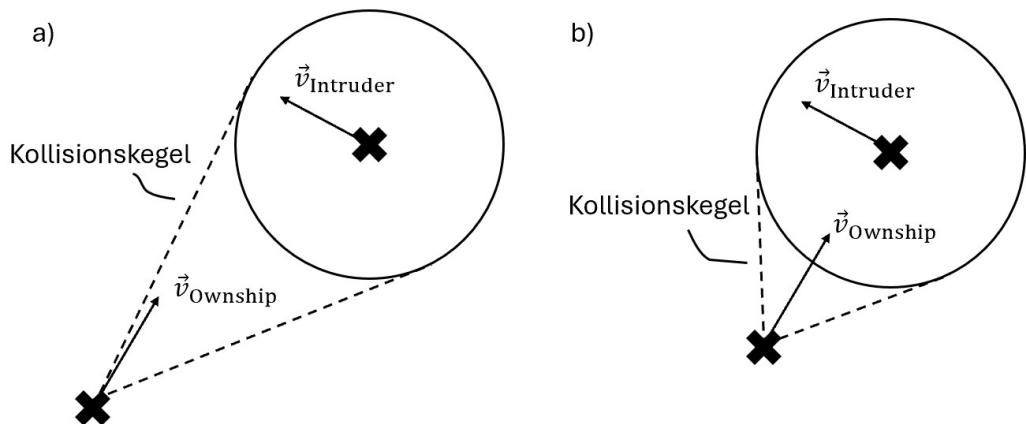


Abbildung 12: Änderung des Kollisionskegels durch die Relativbewegung.

a) Positionen zum Zeitpunkt t_0 , b) Positionen zum Zeitpunkt t_1

Für die Bestimmung des Geschwindigkeitshindernisses eines *Intruders* wird zunächst der Kollisionskegel durch den Scheitelpunkt und den Öffnungswinkel definiert. Der Scheitelpunkt des Kollisionskegels liegt in der Position des *Ownship*, da sich der Kollisionskegel auf die Relativgeschwindigkeit zwischen *Ownship* und *Intruder* bezieht. Für den Öffnungswinkel wird die relative Position des *Intruders* gegenüber dem *Ownship* betrachtet (Abb. 13).

²⁰Winkel zwischen der Nordrichtung und der Position des *Intruders* vom *Ownship* aus betrachtet

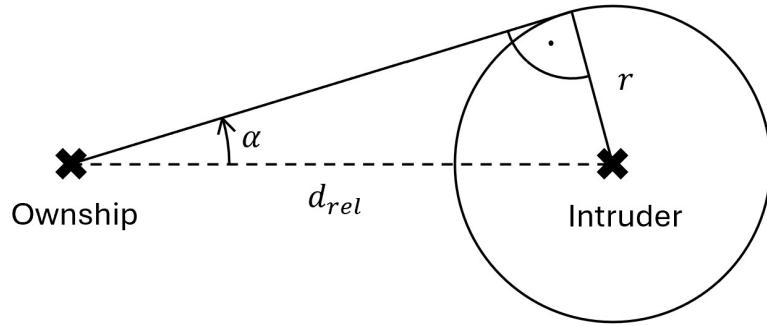


Abbildung 13: Bestimmung des Öffnungswinkels des Kollisionskegels

Der Öffnungswinkel des Kollisionskegels ergibt sich dabei durch Gleichung 3.1.

$$\theta = 2 \cdot \alpha = 2 \cdot \arcsin \frac{r}{d_{rel}} \quad (3.1)$$

Für die Transformation des Kollisionskegels in das Geschwindigkeitshindernis wird der Kollisionskegel um die Geschwindigkeit des *Intruders* verschoben.

Um ausschließlich Ausweichmanöver gegen *Intruder* in der näheren Umgebung bestimmen, wird ein Geschwindigkeitshindernis erst berücksichtigt, wenn der *Intruder* innerhalb eines bestimmten Zeithorizonts t_H erreicht wird (s. Kap. 2.4.1). Die Bedingung für die Berücksichtigung eines Geschwindigkeitshindernisses ergibt sich aus der Distanz d_{rel} und der Annäherungsrate \dot{d}_{rel} zwischen dem *Ownship* und dem *Intruder* (Gleichung 3.2).

$$\frac{d_{rel}}{\dot{d}_{rel}} \leq t_H \quad (3.2)$$

Befindet sich das *Ownship* innerhalb des Schutzbereichs, so gilt $d_{rel} < r$. In diesem Fall ist Gleichung 3.1 und somit auch der Kollisionskegel nicht definiert (s. Kap. 2.4.3). Wird ein Schutzbereich verletzt, so muss die Ausweichempfehlung dazu führen, dass das *Ownship* den Schutzbereich auf dem schnellsten Weg verlässt. Dies ist der Fall, wenn die Relativgeschwindigkeit zwischen dem *Ownship* und dem *Intruder* radial vom Mittelpunkt des Schutzbereichs weg zeigt. Somit kann der Kollisionskegel durch das kreisförmige Schutzbereich ersetzt werden, da das Schutzbereich eine Referenz für die Relativgeschwindigkeit darstellt (Abb. 14).

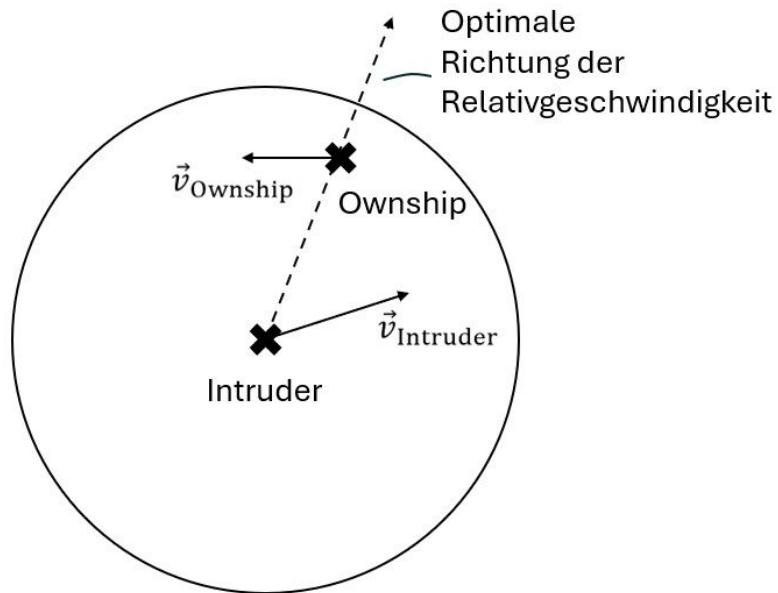


Abbildung 14: Nutzung des Schutzvolumens anstatt des Kollisionskegels

Analog zum Kollisionskegel ergibt sich ein rundes Geschwindigkeitshindernis durch die translatorische Verschiebung des Schutzvolumens um die Geschwindigkeit des *Intruders* (Abb. 15). Die Absolutgeschwindigkeit, unter welcher das *Ownship* das Schutzvolumen auf dem schnellsten Weg verlässt, zeigt radial vom Mittelpunkt des runden Geschwindigkeitshindernisses weg.

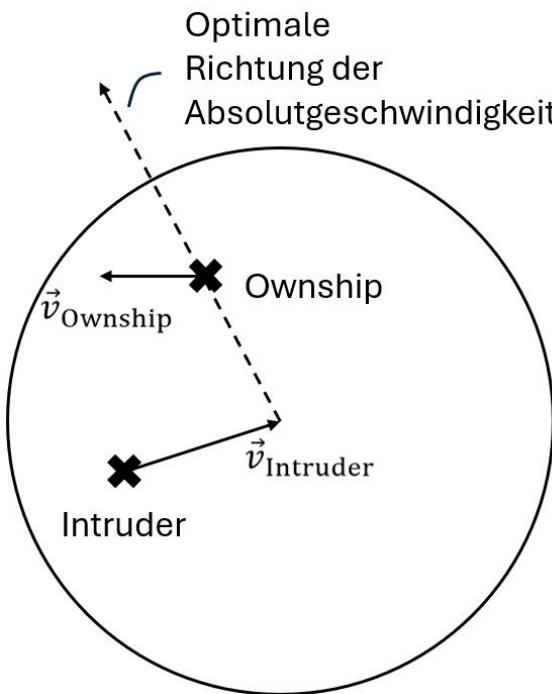


Abbildung 15: Rundes Geschwindigkeitshindernis

Das runde Geschwindigkeitshindernis wird durch den Mittelpunkt und den Radius definiert. Da es durch die translatorische Verschiebung des Schutzvolumens entsteht, ergibt sich der Mittelpunkt des

Geschwindigkeitshindernisses durch die Addition der Relativposition und der Absolutgeschwindigkeit des *Intruders*.

In einem Konflikt mit mehreren *Intrudern* ergeben sich verschiedene Geschwindigkeitshindernisse, welche verschiedenen *Intrudern* zuzuordnen sind. Dadurch besteht die Möglichkeit, dass ein Szenario nicht ohne die Verletzung eines Schutzvolumens aufgelöst werden kann. Um in einem solchen Fall die bestmögliche Lösung zur Konfliktauflösung zu finden, ist eine Priorisierung zwischen den Geschwindigkeitshindernissen notwendig. Für die Priorisierung erhält jedes Geschwindigkeitshindernis neben den geometrischen Parametern die Information, welchem *Intruder* es zuzuordnen ist und auf welches Schutzvolumen (WC oder NMAC) sich das Geschwindigkeitshindernis bezieht. Ein Geschwindigkeitshindernis mit Bezug zum NMAC-Volumen wird dabei erst berücksichtigt, sobald das dazugehörige WC-Volumen verletzt wurde. Das WC-Volumen dient somit als Alarmierungsvolumen für das NMAC-Volumen. Diese Design-Entscheidung ist dadurch begründet, dass eine Verletzung des NMAC-Volumens automatisch verhindert wird, wenn eine Verletzung des WC-Volumens vermieden wird und sich in dem verwendeten *Framework* die beiden Konzepte *Remain-Well-Clear* und *Collision Avoidance* nur durch die Größe des Schutzvolumens unterscheiden (Tatsächlich unterscheiden sich RWC und CA z. B. auch in der Priorität für die Flugsicherung. Ein RWC-Manöver erfordert unter Umständen eine ATC-Freigabe, während CA-Manöver sofort ausgeführt und die Flugsicherung erst nachher informiert werden muss.).

Im Folgenden werden die beiden Typen des Geschwindigkeitshindernisses als konisch (Translation des **Kollisionskegels** um die *Intrudergeschwindigkeit*) und als rund (Translation des **Schutzvolumens** um die *Intrudergeschwindigkeit*) bezeichnet.

3.2.2 Abschätzung der Flugdynamik

Die Abschätzung der Flugdynamik des *Ownship* wird benötigt, um die erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren zum nächsten Extrapolationsschritt zu bestimmen. Da die Ausweichmanöver mit konstanter Geschwindigkeit erfolgen, besteht die einzige Möglichkeit, den Geschwindigkeitsvektor zu verändern, in einer Drehung in der horizontalen Ebene. Das flugdynamische Verhalten der Drohne ist abhängig von der Flugzeugkonfiguration. In dieser Arbeit bezieht sich das flugdynamische Modell auf ein Flächenflugzeug²¹.

Flächenflugzeuge leiten eine Kurve durch das Rollen um die Flugzeulgängsachse ein. Vergrößert sich der Rollwinkel²², so verringert sich der Kurvenradius und vergrößert sich die Gierrate. Die Gierrate beschreibt dabei die Winkelgeschwindigkeit, mit welcher sich der Kurswinkel²³ des Flugzeugs ändert.

²¹ Die Tragflächen sind starr am Flugzeugkörper befestigt und weisen bis auf elastische Verformungen keine Relativbewegung zum Flugzeugkörper auf.

²² Winkel zwischen der Flugzeugquerachse (Lateralachse) und der Horizontalebene

²³ Winkel zwischen der Nordrichtung und der Flugbahn

Der Zusammenhang zwischen dem Rollwinkel ϕ und der Gierrate ψ ist in Gleichung 3.3 beschrieben. Dabei ist g die Erdbeschleunigung und V_a die aerodynamische Geschwindigkeit²⁴ des Flugzeugs.

$$\psi = \frac{g}{V_a} \cdot \tan(\phi) \quad (3.3)$$

Der Rollwinkel wird mithilfe einer durchschnittlichen Rollrate²⁵ linearisiert. Dabei ergibt sich der Rollwinkel zum nächsten Extrapolationsschritt t_1 durch Gleichung 3.4. Die Größen ϕ_0 und t_0 stellen dabei den Rollwinkel und die Zeit vor dem Extrapolationsschritt dar.

$$\phi(t = t_1) = \phi_0 + (t_1 - t_0) \cdot p_{\text{Durchschnitt}} \quad (3.4)$$

Um sehr hohe Rollwinkel zu vermeiden, wird der Rollwinkel durch einen maximalen und einen minimalen Rollwinkel saturiert. Nun kann bestimmt werden, welcher Rollwinkel zum nächsten Extrapolationsschritt erreicht werden kann. Durch Einsetzen in Gleichung 3.3 ergeben sich die maximal erreichbaren Drehraten des Flugzeugs zum nächsten Extrapolationsschritt. Die erreichbaren Kurswinkel zum nächsten Extrapolationsschritt können anschließend durch die Linearisierung des Kurswinkels bestimmt werden. Dabei wird noch beachtet, dass die Drehrate nicht sofort erreicht wird, indem die Drehrate mit einem Gewichtungsfaktor k_ψ skaliert wird (Gleichung 3.5).

$$\psi(t = t_1) = \psi_0 + (t_1 - t_0) \cdot \psi \cdot k_\psi \quad (3.5)$$

Auf diese Weise können eine untere und eine obere Grenze für die erreichbaren Kurswinkel zum nächsten Extrapolationsschritt abgeschätzt werden. Das Intervall wird diskretisiert, um die dazwischenliegenden Kurswinkel zu berücksichtigen. Somit ergibt sich eine Liste an abgeschätzten erreichbaren Kursen und den zugehörigen Rollwinkel zum nächsten Extrapolationsschritt.

3.2.3 Filterung der Geschwindigkeitsvektoren

Aufgrund der rekursiven Generierung der Trajektorien besteht die Gefahr, sehr viele Trajektorien zu erhalten. Bei einer Extrapolationsdauer von 80 Sekunden mit einer Extrapolationsschrittweite von 2 Sekunden und 10 möglichen Geschwindigkeitsvektoren pro Extrapolationsschritt ergeben sich 10^{40} mögliche Ausweichtrajektorien. Um den Speicherbedarf und die Laufzeit der Rekursion zu begrenzen, ist eine Filterung der erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren notwendig. Dafür kommen zwei Filter zum Einsatz: ein Geschwindigkeitshindernisfilter und ein Kursabweichungsfilter.

²⁴Geschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der Luft

²⁵Winkelgeschwindigkeit, mit welcher das Flugzeug um die Längsachse rollt

Geschwindigkeitshindernisfilter

Im ersten Schritt der Filterung wird die Menge an erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren mit den Geschwindigkeitshindernissen abgeglichen und jeder Vektor herausgefiltert, welcher in ein Geschwindigkeitshindernis hineinzeigt. Die verbleibenden Geschwindigkeitsvektoren werden als erreichbare Ausweichgeschwindigkeiten bezeichnet und umfassen alle erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren, welche kein Geschwindigkeitshindernis verletzen.

Wenn alle erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren in ein Geschwindigkeitshindernis hineinzeigen, führt die Filterung zu einer leeren Menge für die erreichbaren Ausweichgeschwindigkeiten. Um dennoch ein Ausweichmanöver bestimmen zu können, werden in diesem Fall die Vektoren bestimmt, welche die bestmögliche Auflösung des Konflikts versprechen. Die Methodik ist dabei abhängig von der Form des verletzten Geschwindigkeitshindernisses.

Ein rundes Geschwindigkeitshindernis wird nur bestimmt, wenn ein Schutzvolumen verletzt wurde. Wurde ein Schutzvolumen verletzt, so muss das Ausweichmanöver gewählt werden, welches zum schnellstmöglichen Verlassen des Schutzvolumens führt. Dafür wird die Geometrie des runden Geschwindigkeitshindernisses (Abb. 15) genutzt und der Geschwindigkeitsvektor gewählt, welcher den kleinsten Differenzwinkel zu der optimalen Richtung besitzt. Zeigen alle Geschwindigkeitsvektoren in ein konisches Geschwindigkeitshindernis hinein, deutet dies auf eine zukünftige Verletzung eines Schutzvolumens hin. Um die Verletzung zu verhindern, muss der Geschwindigkeitsvektor schnellstmöglich aus dem Geschwindigkeitshindernis herausgedreht werden. Dafür gibt das Filter die beiden Geschwindigkeitsvektoren für eine maximal positive und maximal negative Drehrate aus. Auf diese Weise wird das *Ownship* dazu angewiesen, das maximal mögliche Manöver einzuleiten, um den eigenen Geschwindigkeitsvektor möglichst schnell aus dem Geschwindigkeitshindernis herauszudrehen. Abbildung 16 zeigt den Ablauf der Filterungslogik für einen Fall, in welchem alle erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren ein Geschwindigkeitshindernis verletzen.

Unterscheidet sich ein Ausweichmanöver vom Elternvektor, so kann dem Manöver ein Richtungssinn (rechts oder links) zugewiesen werden. Der Richtungssinn ergibt sich durch den Vergleich des Ausweichmanövers mit dem Elternvektor. Wenn ein Vektor mit Richtungssinn nach rechts auf einen Vektor mit Richtungssinn nach links folgt, kann dies zu oszillierenden Trajektorien führen. Um oszillierende Trajektorien zu vermeiden, dürfen keine Vektoren mit entgegengesetztem Richtungssinn direkt aufeinander folgen.

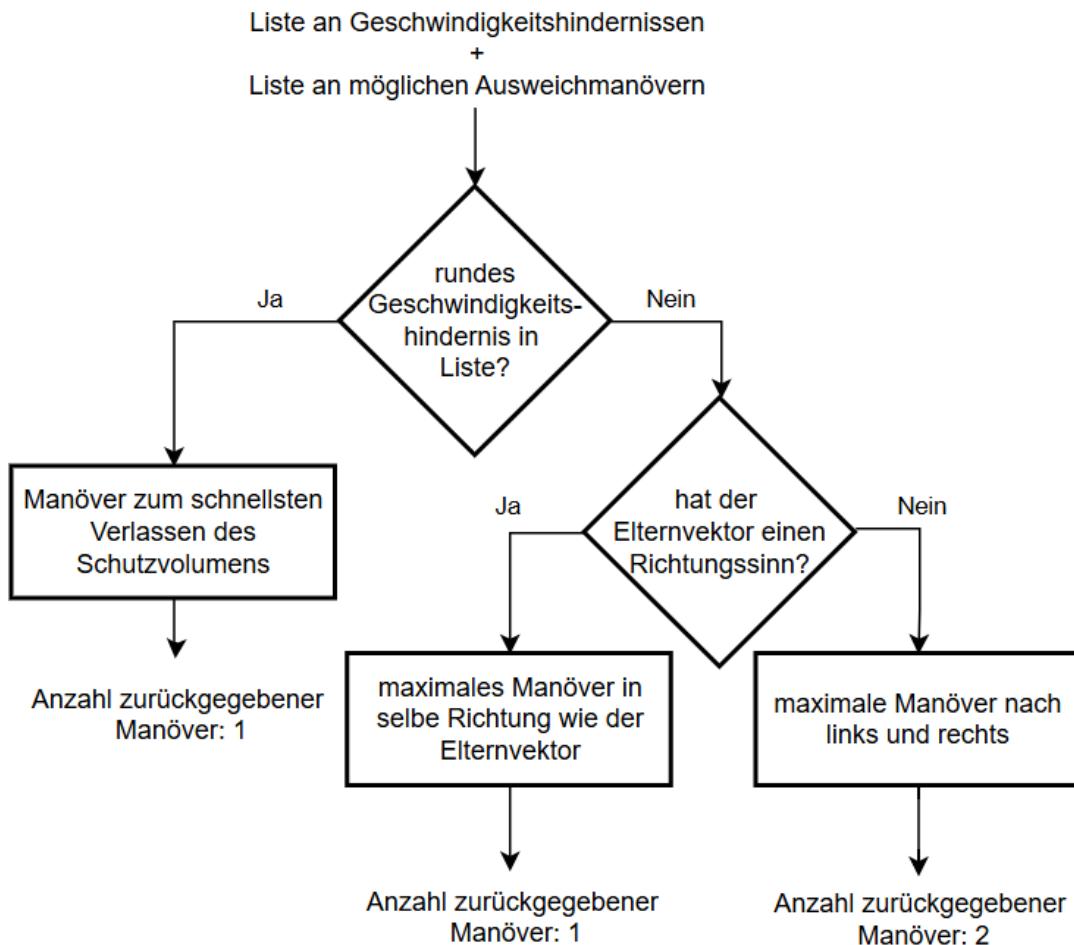


Abbildung 16: Filterung der Geschwindigkeitsvektoren, wenn alle erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren ein Geschwindigkeitshindernis verletzen

Solange der Elternvektor kein Geschwindigkeitshindernis verletzt, wird der Vektor auch weiterhin beibehalten. Somit ergeben sich für einen Extrapolationsschritt nur dann zwei verschiedene Ausweichmöglichkeiten, wenn der Elternvektor ein konisches Geschwindigkeitshindernis verletzt und keinen Richtungssinn besitzt.

Kursabweichungsfilter

Ein Ausweichmanöver soll einen lokalen Konflikt auflösen, ohne dabei zu stark von der initialen Flugbahn abzuweichen. Wenn verschiedene erreichbare Geschwindigkeitsvektoren kein Geschwindigkeitshindernis verletzen, so werden diese durch die Filterung nach den Geschwindigkeitshindernissen nicht reduziert. Somit verbleibt nach der Geschwindigkeitshindernisfilterung weiterhin eine große Anzahl an möglichen Ausweichmanövern. Um die Manöver mit der geringsten Abweichung vom initialen Flugpfad zu finden, werden die Vektoren nach der Abweichung vom initialen Kurs gefiltert. Um den Abstand zur initialen Flugbahn zu bestimmen, wird diese durch eine Geradengleichung über die initiale Position und die initiale Geschwindigkeit modelliert (Gleichung 3.6).

$$g : \vec{x} = \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} + t \cdot \begin{pmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

Durch das Ausweichmanöver weicht das *Ownship* von der initialen Flugbahn ab. Um diese Abweichung zu bestimmen, wird um die Flugbahn herum eine Hilfsebene eingeführt, deren Normalenvektor senkrecht zur Flugbahn in der Horizontalebene liegt (Gleichung 3.7).

$$\vec{n} = \begin{pmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

Aus der Multiplikation eines Ausweichmanövers mit der Extrapolationsschrittweite resultiert der Streckenvektor, welcher innerhalb der Extrapolationsschrittweite zurückgelegt wird. Mithilfe der Projektion dieses Streckenvektors auf den Normalenvektor kann die zusätzliche Abweichung von der initialen Flugbahn bestimmt werden. Nach der Filterung nach der geringsten Abweichung verbleiben die beiden Ausweichmanöver, welche die geringste Abweichung von der initialen Flugbahn bedeuten.

Zusammengefasst wird in der gesamten Filterung festgelegt, wie viele Ausweichoptionen zu einem bestimmten Extrapolationsschritt zur Verfügung stehen. Eine einzige Option ergibt sich dabei, sobald alle erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren ein Geschwindigkeitshindernis verletzen und dabei entweder ein rundes Geschwindigkeitshindernis verletzt wird oder das *Ownship* bereits ein Ausweichmanöver nach links oder rechts ausführt (zu erkennen am Richtungssinn des Elternvektors). Zudem verbleibt der Elternvektor selbst als einzige Option, wenn dieser kein Geschwindigkeitshindernis verletzt. Zwei Ausweichoptionen ergeben sich hingegen, wenn der Elternvektor ein Geschwindigkeitshindernis verletzt und entweder verschiedene Ausweichmanöver existieren, welche kein Geschwindigkeitshindernis verletzen, oder wenn alle erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren ein Geschwindigkeitshindernis verletzen und das *Ownship* noch kein Manöver ausführt (Elternvektor hat keinen Richtungssinn).

3.2.4 Zuweisung der Kostenfunktionen

Um die einzelnen Trajektorien bewerten zu können, wird jeder Ausweichtrajektorie ein Kostenwert zugewiesen. Der Kostenwert jeder Trajektorie setzt sich aus den individuellen Kosten für jedes Ausweichmanöver zusammen. Bei den individuellen Kosten wird zwischen Geschwindigkeitshinderniskosten (K_{GH}), Abweichungskosten (K_A) und Manöverkosten (K_M) unterschieden.

Die Geschwindigkeitshinderniskosten stellen die höchste Strafe dar und werden vergeben, wenn ein Geschwindigkeitsvektor in ein Geschwindigkeitshindernis hineinzeigt. Die Größe der Strafe hängt dabei von der Zeit zum CPA und einem Gewichtungsfaktor k ab (Gleichung 3.8). Der Gewichtungsfaktor beschreibt, auf welches Schutzvolumen sich das Geschwindigkeitshindernis bezieht. Dabei wird die Strafe größer, wenn sich das Geschwindigkeitshindernis auf das NMAC-Volumen bezieht. Durch die Berücksichtigung der Zeit zum CPA ist eine zusätzliche Priorisierung in einem *Multi-Intruder*-Szenario möglich, da der Kostenwert steigt, je kürzer die erwartete Zeit zum CPA ist [23].

$$K_{GH} = \frac{k}{t_{CPA}} \quad (3.8)$$

Die Abweichungskosten entsprechen der zusätzlichen Abweichung von der initialen Flugbahn. Die Bestimmung der Abweichungskosten erfolgt über die in Kapitel 3.2.3 eingeführte Hilfsebene. Dabei wird zunächst über die extrapolierte Position des *Ownship* (\vec{p}_e) der Abstandsvektor (\vec{d}) zur initialen Position des *Ownship* (\vec{p}_i) bestimmt (Gleichung 3.9).

$$\vec{d} = \vec{p}_e - \vec{p}_i \quad (3.9)$$

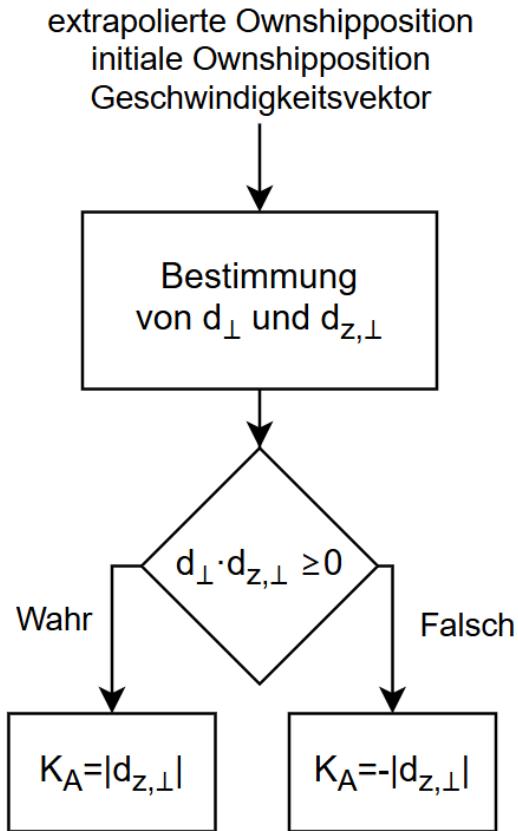
Durch die Projektion des Abstandsvektors auf den normierten Normalenvektor (\vec{n}) der Hilfsebene kann die Distanz (d_{\perp}) zwischen der extrapolierten *Ownshipposition* und der initialen Flugbahn bestimmt werden (Gleichung 3.10).

$$d_{\perp} = \frac{1}{\|\vec{n}\|} \cdot \vec{n} \cdot \vec{d} \quad (3.10)$$

Die zusätzliche Abweichung von der initialen Flugbahn durch ein Ausweichmanöver (\vec{v}_a) kann auf dieselbe Weise mit Gleichung 3.11 bestimmt werden. Um aus dem Geschwindigkeitsvektor eine Distanz zu folgern, muss diese mit der Extrapolationsschrittweite (t_s) multipliziert werden.

$$d_{z,\perp} = \frac{1}{\|\vec{n}\|} \cdot \vec{n} \cdot \vec{v}_a \cdot t_s \quad (3.11)$$

Durch die zusätzliche Abweichung kann sich der Abstand zur initialen Flugbahn entweder vergrößern oder verringern. Um die beiden Fälle zu unterscheiden, wird ein Vorzeichenvergleich zwischen d_{\perp} und $d_{z,\perp}$ durchgeführt. Sind die Vorzeichen identisch, so wird der Abstand durch das Ausweichmanöver vergrößert, weshalb die zusätzliche Distanz die Kosten vergrößert. Sind beide Vorzeichen entgegengesetzt, so weist die Ausweichgeschwindigkeit in entgegengesetzte Richtung zum Abstandsvektor und verringert somit den Abstand. In diesem Fall wirkt sich die zusätzliche Distanz verkleinernd auf die Kosten aus. Der gesamte Ablauf ist in Abbildung 17 dargestellt.


 Abbildung 17: Bestimmung der Abweichungskosten K_A

Durch die Filterung (Kap. 3.2.3) wird bereits ausgeschlossen, dass innerhalb eines Zweiges zwei Vektoren mit entgegengesetztem Richtungssinn direkt aufeinander folgen. Oszillierende Trajektorien können jedoch weiterhin auftreten, solange zwischen zwei Vektoren mit entgegengesetztem Richtungssinn mindestens ein Vektor ohne einen Richtungssinn liegt. So kann es passieren, dass mehrere Zweige auf verschiedenen Wegen zu einem bestimmten Punkt führen. Um zu vermeiden, dass eine oszillierende Trajektorie gewählt wird, welche eine höhere Anzahl an Richtungsänderungen erfordert, werden Manöverkosten berechnet. Diese bestehen aus der Addition aller Kursänderungen innerhalb eines Zweiges. Somit wird sichergestellt, dass bei zwei Zweigen, welche zum selben Punkt führen, immer der Zweig den geringeren Kostenwert besitzt, welcher weniger Richtungsänderungen erfordert.

Der Kostenwert jedes Ausweichmanövers entsteht durch das Summieren der Geschwindigkeitshinderniskosten, der Abweichungskosten und der Manöverkosten. Zusätzlich werden die Kosten nach der Extrapolationszeit t_e gewichtet. Damit wird verhindert, dass ein Zweig gewählt wird, welcher den Konflikt durch eine kurzzeitige Verletzung eines Schutzvolumens auflöst, um danach dem initialen Flugpfad zu folgen, wodurch nach der Verletzung nur noch geringe Kosten vorliegen. Die Kosten für ein Ausweichmanöver ergeben sich somit nach Gleichung 3.12

$$K_{AM} = K_G + K_A + K_M - t_e \quad (3.12)$$

Durch die Addition der Kosten aller Ausweichmanöver ergibt sich der Kostenwert für die gesamte Trajektorie. Die Berechnung der Kosten erfolgt simultan mit der Generierung der Ausweichtrajektorien, um die laufzeitintensive Rekursion durch die Iteration über alle Ausweichtrajektorien nur einmal zu durchlaufen. Im Anschluss wird die Trajektorie ausgewählt, welche den geringsten Kostenwert aufweist.

3.3 Schnittstelle zum Autopiloten

Die ausgewählte Trajektorie enthält die Informationen, zu welchem Zeitpunkt welcher Kurswechsel erfolgen soll. Da das DAA-System einmal pro Sekunde getriggert wird, wird die Trajektorie mit den geringsten Kosten in jedem Durchlauf aktualisiert. Aus diesem Grund wird dem Autopiloten in jedem Systemdurchlauf nur ein einziger Kurs übermittelt. Dabei muss der übermittelte Kurs sorgfältig gewählt werden, um nicht die Leistung des Luftfahrzeugs zu unterschätzen. Im Folgenden wird die Problematik kurz anhand eines Standardregelkreises mit einem P-Regler erklärt.

Abbildung 18 zeigt einen Standardregelkreis mit einem sogenannten P-Regler²⁶. Das Ziel in der Regelung besteht darin, dass die Regelgröße (z. B. Kurswinkel ψ) einer Führungsgröße (z. B. die Vorgabe eines Kurswinkels ψ_{soll}) folgt. Die Differenz zwischen dem Ist- und dem Soll-Wert wird dabei als Regelabweichung bezeichnet. Die Regelabweichung wird in den Regler hineingeführt. Der Regler bestimmt daraus ein Stellkommando (z. B. einen Steuerflächenausschlag), welches an die Regelstrecke (z. B. die Flugdynamik des LFZ) übergeben wird. Die Berechnung des Stellkommandos erfolgt bei einem P-Regler auf der Basis einer proportionalen Verstärkung. Das Proportionalglied verstärkt dabei die Regelabweichung durch einen Faktor K_p , wodurch eine größere Regelabweichung zu einem höheren Stellkommando führt. Eine geringe Änderung der Führungsgröße resultiert demnach in einem geringen Stellkommando, wodurch die Geschwindigkeit der Regelung sinkt.

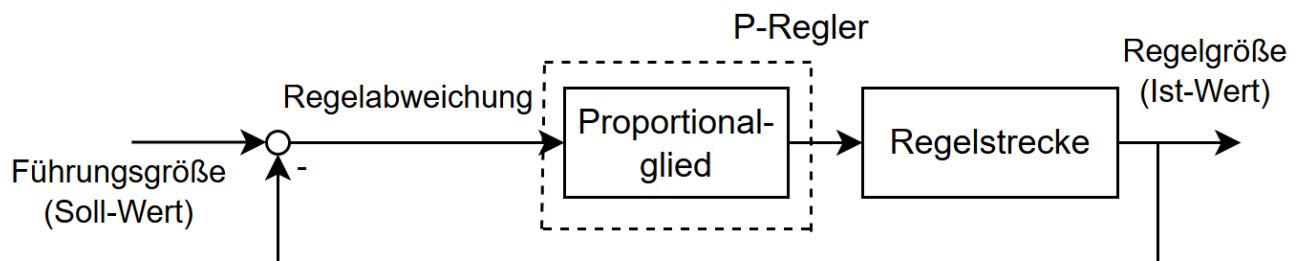


Abbildung 18: Standardregelkreis ohne Störung mit einem P-Regler

Die geringe Stellgeschwindigkeit bei kleinen Änderungen in der Führungsgröße stellt eine Herausforderung in der Übermittlung eines Ausweichmanövers an den Autopiloten dar. Als Beispiel kann das Kommandieren eines Kurswechsels um 90° betrachtet werden. Dieser kann entweder über einen Sprung der Führungsgröße um 90° oder durch die Kommandierung vieler kleinerer Kurswechsel zu

²⁶ein Regler, welcher aus einem Proportionalglied besteht

verschiedenen Zeitpunkten kommandiert werden. Aufgrund der proportionalen Verstärkung der Regelabweichung erfolgt der Kurswechsel im ersten Fall schneller als im zweiten Fall. Das Beispiel lässt sich auch auf das Zusammenspiel zwischen dem DAA-System und dem Autopiloten übertragen²⁷. Da die Ausweichlogik mit den zum nächsten Extrapolationsschritt erreichbaren Kurswinkeln arbeitet, ist die maximal mögliche Kursänderung (Änderung in der Führungsgröße) an die Extrapolationsschrittweite gekoppelt. Aus einer kleinen Extrapolationsschrittweite resultieren somit kleine Änderungen der Führungsgröße, wodurch die Geschwindigkeit der Kursregelung limitiert wird. Ein Ausweichmanöver erfordert jedoch eine schnelle Reaktion des Luftfahrzeugs. Aus diesem Grund muss dem Autopiloten eine größere Kursänderung übergeben werden.

Um diese Kursänderung zu bestimmen, wird der Richtungssinn jedes Vektors genutzt. Dafür wird innerhalb der gewählten Trajektorie der erste Vektor ohne Richtungssinn²⁸ bestimmt und der Kurswinkel an den Autopiloten kommandiert (Abb. 19). Auf diese Weise wird sichergestellt, dass das *Ownship* mit einer akzeptablen Geschwindigkeit manövriert.

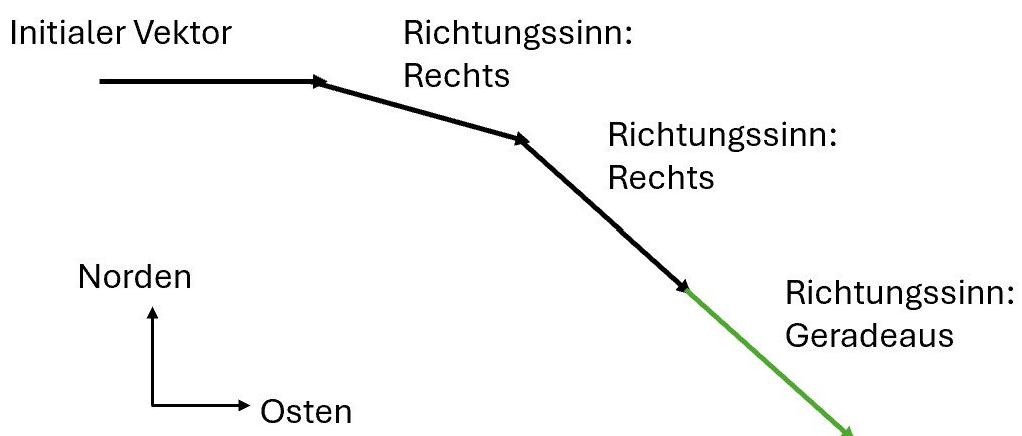


Abbildung 19: Bestimmung des kommandierten Ausweichkurses, gewählter Kurs in grün

3.4 Clear-of-Conflict-Definition

Sobald durch das Ausführen eines Ausweichmanövers alle detektierten Konflikte erfolgreich aufgelöst wurden, kann das *Ownship* zum initialen Flugpfad zurückkehren und die Flugmission fortsetzen. Die Auflösung eines Konflikts wird als *Clear-of-Conflict* bezeichnet. Erfolgt die Ausgabe der *Clear-of-Conflict*-Meldung zu früh, kann dies zur Folge haben, dass die Rückkehr zum initialen Flugpfad zu einem erneuten Konflikt mit einem *Intruder* führt. Aus diesem Grund ist die *Clear-of-Conflict*-Definition ein wichtiger Design-Parameter eines DAA-Systems. Neben der Bestimmung von Ausweichtrajektorien lässt sich das Geschwindigkeitshindernis auch für die Bestimmung von

²⁷Die Architektur eines Autopiloten ist erheblich komplexer als ein P-Regler und enthält neben proportionalen Gliedern auch integrative und differentielle Glieder.

²⁸weder rechts noch links

aufgelösten Konflikten nutzen.

Um Oszillationen durch eine zu frühe Entwarnung zu vermeiden, werden zwei Kriterien für eine *Clear-of-Conflict*-Ausgabe definiert. Um sicherzustellen, dass die Rückkehr zum initialen Flugpfad nicht zu einem neuen Konflikt führt, darf keine mögliche Kursänderung eine Verletzung eines Geschwindigkeitshindernisses zur Folge haben. Außerdem muss der *Closest Point of Approach* bereits erreicht worden sein (d. h. $t_{cpa} = 0$). Die Logik der *Clear-of-Conflict*-Definition ist in Abbildung 20 dargestellt. Da jeder *Intruder* einen individuellen Konflikt darstellt, wird jeder *Intruder* einzeln auf die Auflösung des Konflikts überprüft.

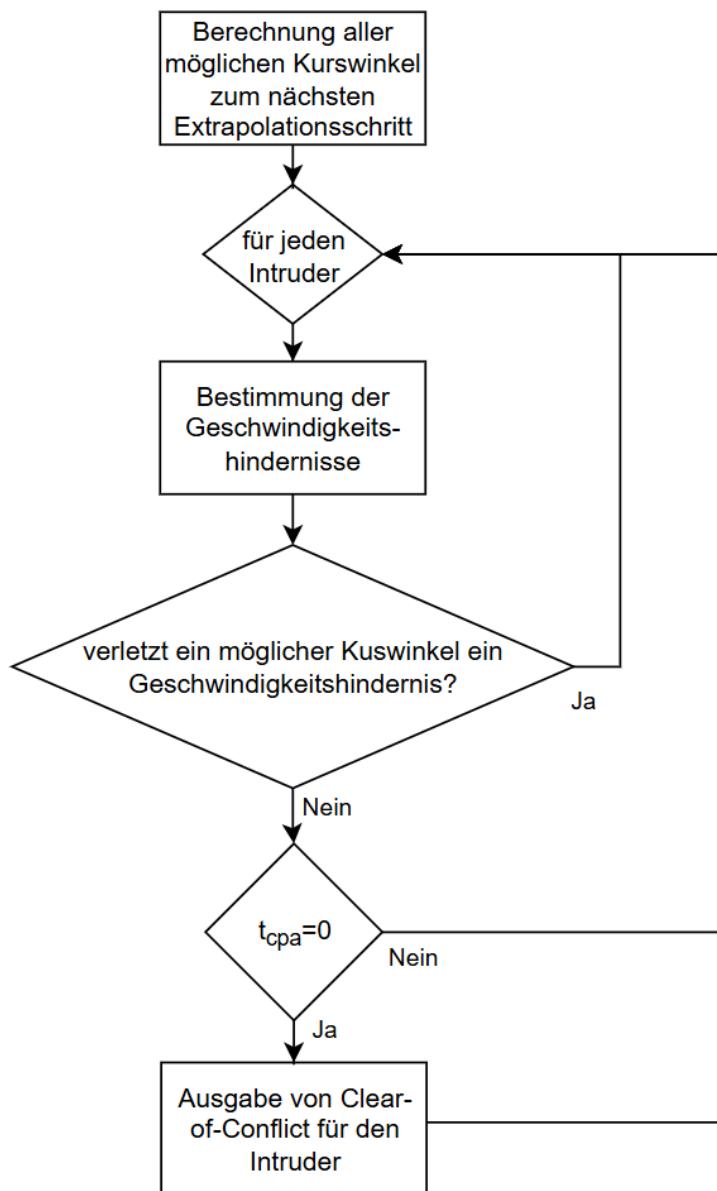


Abbildung 20: *Clear-of-Conflict*-Definition

4 Analyse

Um die Funktionalität des Algorithmus für die Nutzung in einem DAA-System für kleine unbemannte Luftfahrzeuge zu prüfen, wird untersucht, ob die Anforderungen an das *Remain-Well-Clear*- und das *Collision-Avoidance*-Konzept erfüllt werden. Dazu wird das entwickelte Ausweichmodul in ein DAA-System integriert und in einem Simulationsframework getestet. Innerhalb des Simulationsframeworks werden verschiedene Luftraumszenarien generiert und sowohl mit als auch ohne das DAA-System simuliert, um zu untersuchen, inwiefern das DAA-System zu einer Verbesserung eines Konflikts beiträgt. Das DAA-System beinhaltet neben der Ausweichlogik ein Modul zur Luftraumüberwachung und ein Modul für die Konfliktdetektion. Die Luftraumüberwachung aktualisiert die Positions- und Geschwindigkeitsdaten des *Ownship* und aller *Intruder*, indem diese direkt aus der Simulationsumgebung (s. Kap. 4.1) extrahiert werden. Dabei werden Messfehler nicht berücksichtigt, da die Daten ohne Modifikation aus der Simulationsumgebung an das DAA-System übermittelt werden. Die Konfliktdetektion prüft jeden detektierten *Intruder* auf potenzielle Konflikte und setzt einen Alarmstatus, wenn in naher Zukunft mit der Verletzung eines Schutzvolumens zu rechnen ist. Das DAA-System wird einmal pro Sekunde aktiv. Die Extrapolation innerhalb der Ausweichlogik erfolgt für einen Zeitraum von 80 Sekunden und mit einer Extrapolationsschrittweite von 2 Sekunden.

Die Verifizierung des Algorithmus erfolgt in zwei Stufen. In einer ersten Simulationsstudie wird mithilfe verschiedener *Single-Intruder*-Szenarien das Verhalten des DAA-Systems bei verschiedenen Konfliktgeometrien untersucht. Die Konfliktgeometrie beschreibt dabei unter anderem, wie das *Ownship* und ein *Intruder* am CPA zueinander stehen und wie schnell sich die Luftfahrzeuge nähern. Eine zweite Simulationsstudie dient zum Testen im Anwendungsfall von Lufträumen mit einer hohen Verkehrsdichte.

4.1 Simulationsframework

Die Funktion des Simulationsframeworks liegt in der Bestimmung von Leistungsparametern eines DAA-Systems. Dabei umfasst das Simulationsframework eine flugdynamische Simulation über 6 Freiheitsgrade, in welcher verschiedene Luftraumszenarien mit einer beliebigen Anzahl an Luftfahrzeugen simuliert werden können. Für die Generierung der Szenarien stehen zwei sogenannte *Encounter*-Modelle zur Verfügung. Ein *Encounter*-Modell generiert verschiedene Luftraumszenarien mit Flugzeugannäherungen, welche im Anschluss simuliert werden. Da beide *Encounter*-Modelle nicht mit einem dynamischen Modell für die Generierung von Manövern aller simulierten LFZ verknüpft sind, beschränkt sich das *Framework* auf lineare Szenarien, in denen sich jeder *Intruder* unbeschleunigt bewegt und das *Ownship* nur durch das Eingreifen des DAA-Systems manövriert. Beide *Encounter*-Modelle generieren die Luftraumszenarien auf eine andere Weise. Während ein *Encounter*-Modell (im Folgenden: CPA-*Encounter*-Modell) zunächst die Geometrie am CPA bestimmt und

anschließend auf die initialen Parameter zurückrechnet, werden beim anderen *Encounter*-Modell (folgend: zufallsbasiertes *Encounter*-Modell) die initialen Parameter per Zufall festgelegt.

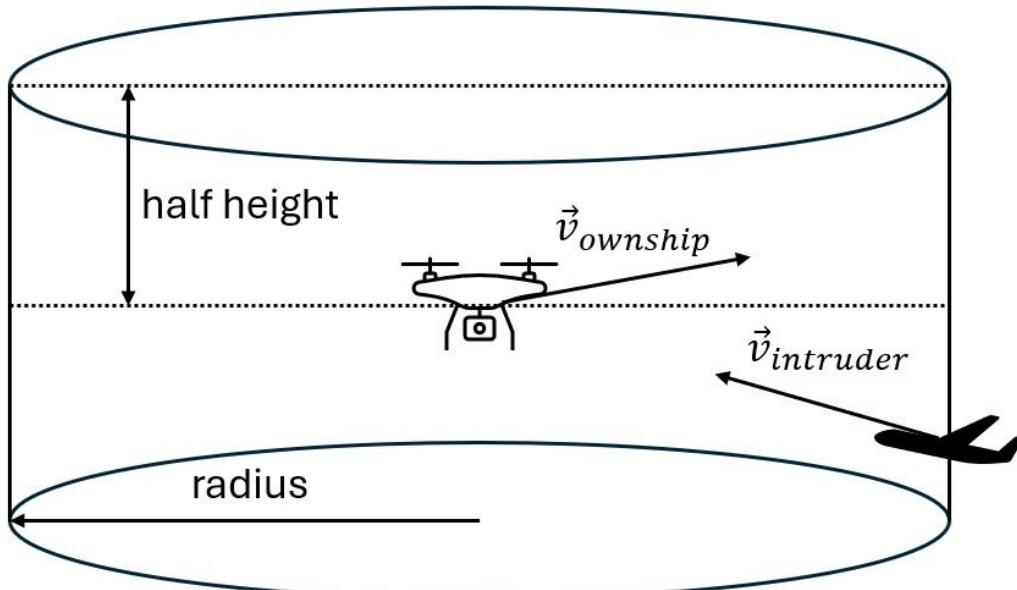
CPA-*Encounter*-Modell

Das CPA-*Encounter*-Modell generiert ausschließlich Konflikt-Szenarien mit einem einzigen *Intruder* auf Basis der Geometrie am CPA und der Zeit zum CPA (initiale Zeit zum CPA). Die Geometrie beinhaltet den Abstand am CPA (initialer Abstand am CPA) und den relativen azimutalen Winkel zwischen den Flugbahnen des *Ownship* und des *Intruders*. Ein relativer Flugbahnwinkel von etwa 0° entspricht dabei einem Szenario, in welchem sich das *Ownship* und der *Intruder* in ungefähr dieselbe Richtung bewegen. Ein weiterer Eingabeparameter liegt in der Geschwindigkeitsdifferenz zwischen dem *Ownship* und dem *Intruder* am CPA. Durch die Vorgabe der *Ownship*-Geschwindigkeit ergibt sich somit am CPA ein vollständig definiertes Luftraumszenario. Die Luftfahrzeuge werden zunächst am CPA positioniert. Anschließend wird unter der Annahme eines linearen Szenarios mithilfe der Zeit zum CPA auf die initialen Parameter geschlossen. Durch die Anpassung der Eingangsparameter²⁹ kann untersucht werden, inwiefern die Leistung des Ausweichalgorithmus zwischen verschiedenen Konfliktgeometrien und Zeiten zum CPA variiert. Dabei wirkt sich die initiale Zeit zum CPA auf die initiale Distanz zwischen *Ownship* und *Intruder* aus. Eine kürzere initiale Zeit zum CPA führt zu einer kürzeren initialen Distanz zwischen beiden Luftfahrzeugen.

Zufallsbasiertes *Encounter*-Modell

Mit dem zufallsbasierten *Encounter*-Modell lassen sich Konfliktzonen für Lufträume mit einer hohen Verkehrsdichte generieren. Dabei werden Szenarien erzeugt, in welchen mehrere *Intruder* mit zufälligen Anfangswerten initialisiert werden. Das *Ownship* wird von einem Zylinder mit definierter Größe umschlossen (Abb. 21). Die *Intruder* werden auf der Mantelfläche dieses Zylinders initialisiert. Somit haben alle *Intruder* zu Beginn einer Simulation dieselbe horizontale Distanz zum *Ownship*. Die Peilung des *Intruders* zum *Ownship*, die Fluggeschwindigkeit und der Kurs jedes Luftfahrzeugs werden mit Zufallswerten initialisiert.

²⁹Distanz am CPA, Geschwindigkeitsdifferenz zwischen *Ownship* und *Intruder*, Winkel zwischen beiden Flugbahnen, Zeit zum CPA

Abbildung 21: Zufallbasiertes *Encounter*-Modell

Um die Fähigkeit der horizontalen Ausweichmanöver zu testen, generieren beide *Encounter*-Modelle ausschließlich horizontale Konfliktzenarien. Dabei werden alle LFZ auf derselben Höhe und mit einer horizontalen Flugbahn initialisiert. Bei dem zufallsbasierten *Encounter*-Modell führt dies zu einer höheren Konfliktwahrscheinlichkeit, da eine zufällige vertikale Separation ausgeschlossen ist.

Leistungsparameter

Jedes generierte Szenario wird einmal mit aktiviertem und ein zweites Mal mit deaktiviertem DAA-System simuliert. Dabei wird nach jedem Szenario evaluiert, welches Schutzvolumen verletzt wurde. Durch die Simulation vieler verschiedener Luftraumszenarien kann anschließend bestimmt werden, mit welcher Wahrscheinlichkeit welches Schutzvolumen mit oder ohne die Nutzung eines DAA-Systems verletzt wird. Dabei wird zwischen vier Fällen unterschieden: WC-Verletzung ohne DAA-System (P_{LoWC}), WC-Verletzung trotz DAA-System ($P_{LoWC,DAA}$), NMAC-Verletzung ohne DAA-System (P_{NMAC}), NMAC-Verletzung trotz DAA-System ($P_{NMAC,DAA}$). Durch die Division der Wahrscheinlichkeiten mit aktivem DAA-System durch die Wahrscheinlichkeiten ohne DAA-System erhält man die sogenannten *Risk Ratios* (Gleichung 4.1). Diese stellen ein Maß für die Leistung eines DAA-Systems dar und beschreiben, inwiefern ein DAA-System in der Lage ist, die Verletzung eines Schutzvolumens zu vermeiden. Dabei bezieht sich die *NMAC-Risk Ratio (RR)* auf das NMAC- und die *Loss-of-Well-Clear-Risk-Ratio (LR)* auf das WC-Volumen.

$$RR = \frac{P_{NMAC,DAA}}{P_{NMAC}} \quad LR = \frac{P_{LoWC,DAA}}{P_{LoWC}} \quad (4.1)$$

Die *Risk Ratios* stellen eine Anforderung an ein DAA-System dar. Der ASTM-Standard [14] definiert die maximal erlaubten *Risk Ratios* abhängig von der technischen Ausstattung des *Intruders* für Kon-

flikte mit einem einzigen *Intruder* (Tab. 1). Dabei steht ADS-B Out für die Fähigkeit des *Intruders*, ADS-B³⁰-Signale auszusenden.

Tabelle 1: Erforderliche Risk Ratios nach dem ASTM-Standard [14]

<i>Intruder</i> -Ausstattung	NMAC Risk Ratio	LoWC Risk Ratio
ADS-B Out	≤ 0.18	≤ 0.40
Unkooperative Sensorik	≤ 0.30	≤ 0.50

Für Konfliktszenarien mit mehr als einem *Intruder* muss lediglich nachgewiesen werden, dass sich ein Konflikt durch die Nutzung eines DAA-Systems nicht verschlimmert ($RR \leq 1$ und $LR \leq 1$).

4.2 Durchführung der Simulationsstudien

Untersuchung des Einflusses der Konfliktgeometrie auf die Leistung des DAA-Systems

Um zu überprüfen, ob das DAA-System Konflikte abhängig von der Konfliktgeometrie besser oder schlechter auflösen kann, werden in einer ersten Simulationsstudie strukturiert Konflikte mit verschiedenen Konfliktgeometrien untersucht. Für die Untersuchung verschiedener Konfliktgeometrien werden die Eingangsvariablen des CPA-*Encounter*-Modells gemäß Tabelle 2 diskretisiert. Für eine gute Abdeckung von Konflikten aus verschiedenen Richtungen wird das Winkelintervall von 0° bis 360° mit einer Schrittweite von zwei Grad diskretisiert. Das *Ownship* wird mit einer Geschwindigkeit von $40 \frac{m}{s}$ initialisiert. Die Grenzen für die Differenzgeschwindigkeit sind an das flugdynamische Modell (obere Grenze schneller Reiseflug: 160 kt.) im Simulationsframework und den Verkehr aus der allgemeinen Luftfahrt (untere Grenze *Stallspeed*³¹ einer Cessna 172: ca. 41 kt.³²) angepasst. Das Intervall für die initiale Distanz am CPA entspricht mit 150 m ungefähr dem Radius des NMAC-Volumens. Die initiale Zeit zum CPA beschreibt die Zeitdifferenz, welche zwischen Simulationsbeginn und dem Erreichen des CPA liegt und kann als Zeitpunkt der ersten Detektierung eines *Intruders* interpretiert werden. Aus diesem Grund entspricht die untere Grenze von 15 Sekunden keinem regulären Konfliktszenario, da das DAA-System hierbei schon lange im Voraus in Aktion treten sollte. Allerdings wird der Wert bewusst gewählt, um die Reaktion des DAA-Systems auf die Verletzung eines Schutzbereichs (*Loss-of-Well-Clear*) und somit die Funktionalität des *Collision-Avoidance*-Konzepts (Kap. 2.1) zu testen. Insgesamt ergeben sich 11.520 verschiedene Szenarien, welche in einer vollfaktoriellen

³⁰Automatic Dependant Surveillance Broadcast: sekündlich über den Mode-S-Transponder ausgestrahlter Rundfunk mit Informationen zum aktuellen Flugzustand

³¹Geschwindigkeit, ab welcher die Strömung von den Tragflächen abreißt

³²[chrome-extension://efaidnbmnnibpcajpcglclefindmkaj/http://www.aeroelectric.com/Reference_Docs/Cessna/cessna-misc/C172_Performance-Figures__from_RSV_Cessna_Training_Manual.pdf](http://efaidnbmnnibpcajpcglclefindmkaj/http://www.aeroelectric.com/Reference_Docs/Cessna/cessna-misc/C172_Performance-Figures__from_RSV_Cessna_Training_Manual.pdf)

Simulationsstudie analysiert werden. Dabei wird untersucht, wie sich die Konfliktgeometrie auf die durch das DAA-System erreichte Distanz am CPA auswirkt.

Tabelle 2: Diskretisierung der Eingangsvariablen des CPA-*Encounter*-Modells

Eingangsvariable	Startwert	Endwert	Anzahl Diskretisierungen
Relativer Flugbahnwinkel [$^{\circ}$]	0	360	180
Differenzgeschwindigkeit [$\frac{m}{s}$]	-20	40	4
initiale Distanz am CPA [m]	0	150	4
Zeit zum CPA [s]	15	60	4

Untersuchung der Anwendbarkeit in Lufträumen mit hoher Verkehrsdichte

Für den Test in Szenarien mit einer hohen Verkehrsdichte werden mit dem zufallsbasierten *Encounter*-Modell 10.000 Szenarien mit 3 *Intrudern* simuliert. Dabei beträgt der initiale Abstand zwischen dem *Ownship* und jedem *Intruder* 4.000 Meter. Die initiale Distanz resultiert dabei aus der Anforderung, Konfliktzenarien mit ausreichender Reaktionszeit für das DAA-System zu erzeugen, ohne dass die Zeit bis zum Konflikt sehr groß und damit die Dauer einer einzelnen Simulation sehr lang ausfällt. Das Ziel der Simulationsstudie mit dem zufallsbasierten *Encounter*-Modell liegt darin, mithilfe der *Risk Ratios* eine Tendenz für die Leistung des DAA-Systems herauszustellen. Die von *Risk Ratios* aus einer Simulationsstudie mit einem Umfang von 10.000 Simulationen mit einem linearen *Encounter*-Modell und einem idealen Sensormodell in der flugdynamischen Simulation erlauben ausschließlich eine qualitative Aussage zu der Leistung des DAA-Systems, zumal nicht jedes Szenario zu Konflikten mit mehreren *Intrudern* führt. Da das Ziel dieser Arbeit zunächst in einem *Proof-of-Concept* des Geschwindigkeitshinderniskonzepts liegt, wird hier jedoch auf einen größeren Simulationsumfang verzichtet.

4.3 Ergebnisse und Diskussion

4.3.1 Untersuchung des Einflusses der Konfliktgeometrie auf die Leistung des DAA-Systems

Um den Einfluss der Konfliktgeometrie auf die Leistung des DAA-Systems zu untersuchen, werden mithilfe des CPA-*Encounter*-Modells Szenarien mit verschiedenen Konfliktgeometrien generiert und im Simulationsframework simuliert. Da eine vollständige Auswertung der vollfaktoriellen Simulationsstudie im Rahmen dieser Arbeit nicht möglich ist, beschränkt sich die Auswertung besonders auf die größten Einflussfaktoren. Dabei zeigt sich, dass die Distanz, welche durch die Aktivität des DAA-Systems am CPA erreicht wird, hauptsächlich von der initialen Zeit zum CPA und dem relativen Flugbahnwinkel abhängt.

Abbildung 22 zeigt die Auswirkung des relativen Flugbahnwinkels sowie der initialen Zeit zum CPA auf die durch Nutzung des DAA-Systems erreichte Distanz am CPA für Szenarien mit einer initialen Distanz am CPA von 0 m sowie einer Differenzgeschwindigkeit zwischen dem *Ownship* und dem *Intruder* von $40 \frac{m}{s}$. Dabei sind Distanzen am CPA unterhalb der erforderlichen Separation in roten und Distanzen deutlich über der erforderlichen Separation (Radius des WC-Volumens: 610 m) in grünen Farbtönen dargestellt. Es zeigt sich, dass die Distanz am CPA hauptsächlich von der initialen Zeit zum CPA abhängt. Ab einer initialen Zeit zum CPA von mindestens 30 Sekunden kann durch das DAA-System in den meisten Fällen eine Verletzung des WC-Volumens vermieden werden. Abbildung 23 zeigt die Winkelabhängigkeit der Distanz am CPA, welche durch die Intervention des DAA-Systems erreicht wird, für Szenarien mit einer initialen Zeit zum CPA von 60 Sekunden. Die erforderliche Separation wird dabei durch die Grenze des WC-Volumens (orange) repräsentiert. Die Distanz am CPA zwischen den beiden Luftfahrzeugen weist über die Veränderung des relativen Flugbahnwinkels nur geringe Schwankungen auf und liegt knapp über der erforderlichen Separation, sodass in allen Fällen eine Verletzung des WC-Volumens verhindert und somit die Anforderung an das *Remain-Well-Clear*-Konzept erfüllt wird.

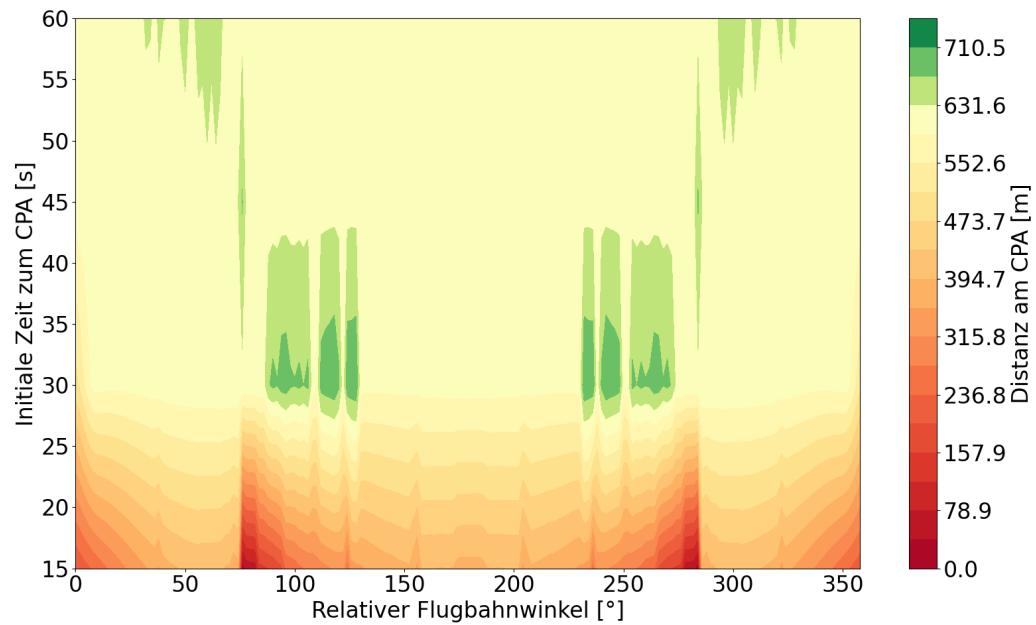


Abbildung 22: Distanz am CPA abhängig vom relativen Flugbahnwinkel und der initialen Zeit zum CPA
Differenzgeschwindigkeit: $40 \frac{m}{s}$, initiale Distanz am CPA: 0 m

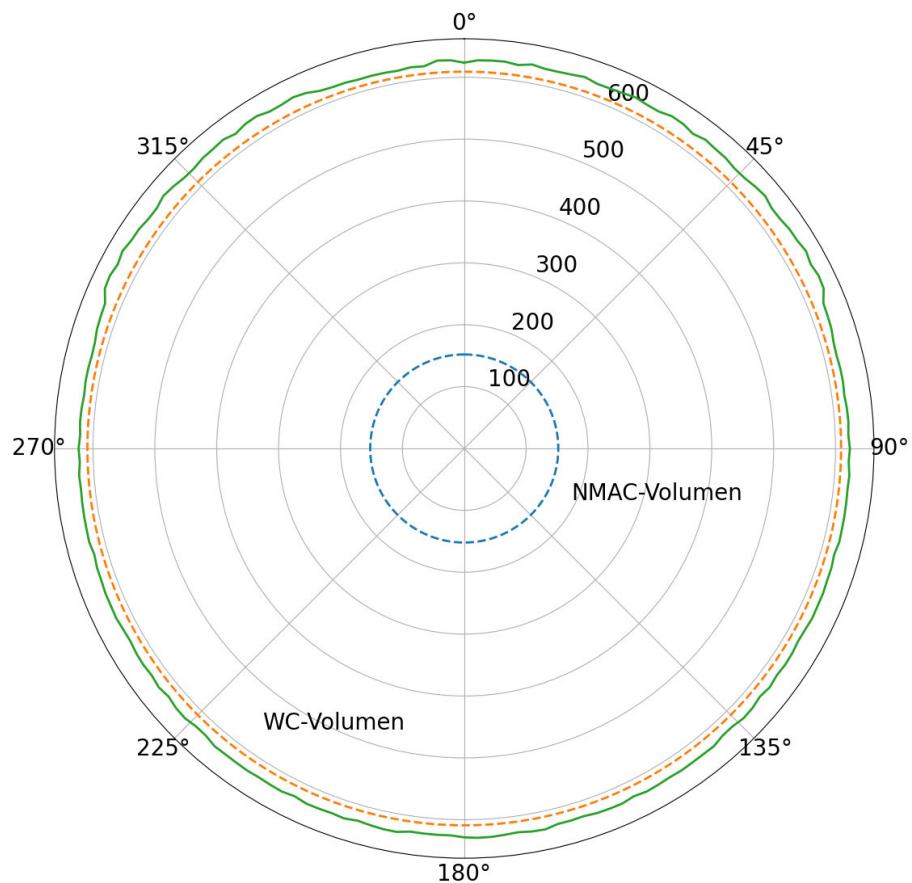


Abbildung 23: Distanz am CPA in Metern über den relativen Flugbahnwinkel
Differenzgeschwindigkeit: $40 \frac{m}{s}$, Zeit zum CPA: 60 s, initiale Distanz am CPA: 0 m

Die Verringerung der initialen Zeit zum CPA auf 30 Sekunden führt zu winkelabhängigen Abweichungen der Distanz am CPA von der erforderlichen Separation (Abb. 24). Die Abweichungen liegen dabei sowohl unterhalb (*Loss of Well Clear*) als auch oberhalb der vorgeschriebenen Separation. Die einzigen Verletzungen des WC-Volumens treten in einem Winkelsegment des relativen Flugbahnwinkels um die 0° herum auf. Abbildung 25 zeigt die Trajektorien des *Ownship* und des *Intruders* in einem Nord-Ost-Koordinatensystem. Dabei sind die Startpunkte des *Ownship* (\blacktriangle) und des *Intruders* (\blacktriangledown) sowie der Punkt der Definition des *Clear-of-Conflict* dargestellt. Um auch die unterschiedlichen Geschwindigkeiten zu erkennen, sind alle zehn Sekunden durch einen Marker gekennzeichnet. Die Betrachtung der Flugbahnen zeigt, dass der Eingriff des DAA-Systems bereits zur maximal möglichen Separation beiträgt. Bewegen sich sowohl das *Ownship* als auch der *Intruder* in dieselbe Richtung, führt jedes Ausweichmanöver durch eine reine Kursänderung des *Ownship* zu einer Vergrößerung der Relativgeschwindigkeit zwischen beiden Luftfahrzeugen, wodurch sich der *Intruder* dem *Ownship* schneller nähert. Daraus folgt, dass in diesem Szenario eine Vermeidung der WC-Verletzung durch ein Ausweichmanöver mit konstanter Geschwindigkeit nicht möglich ist.

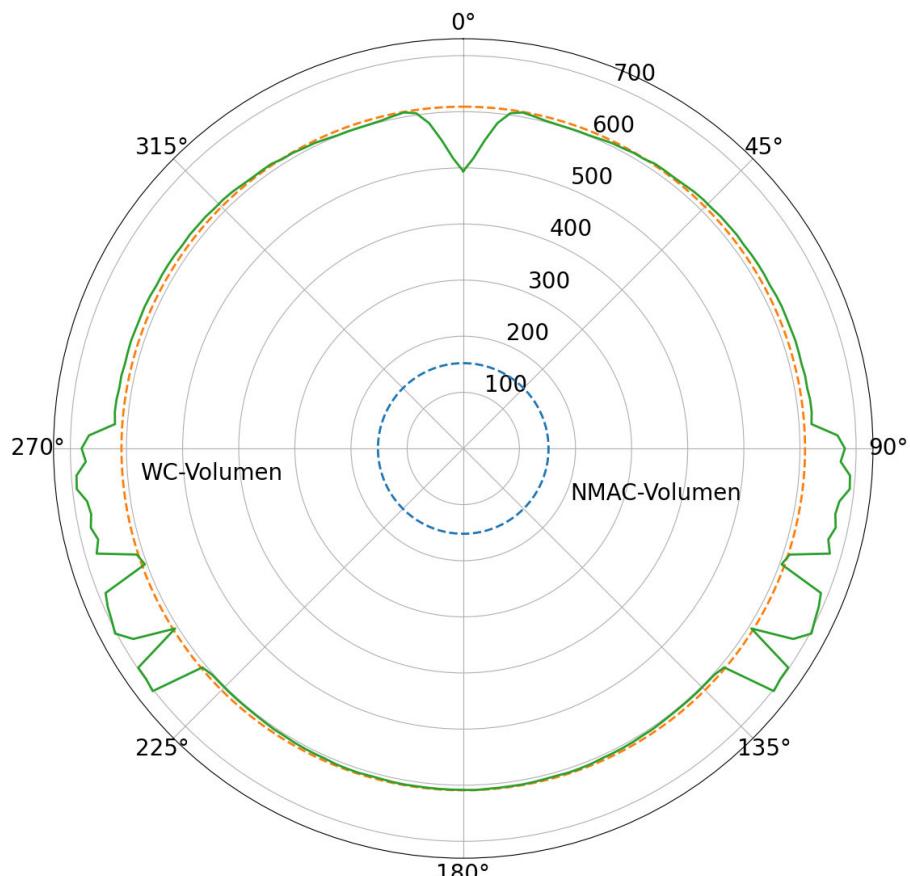


Abbildung 24: Distanz am CPA in Metern über den relativen Flugbahnwinkel
 Differenzgeschwindigkeit: $40 \frac{m}{s}$, Zeit zum CPA: 30 s, initiale Distanz am CPA: 0 m

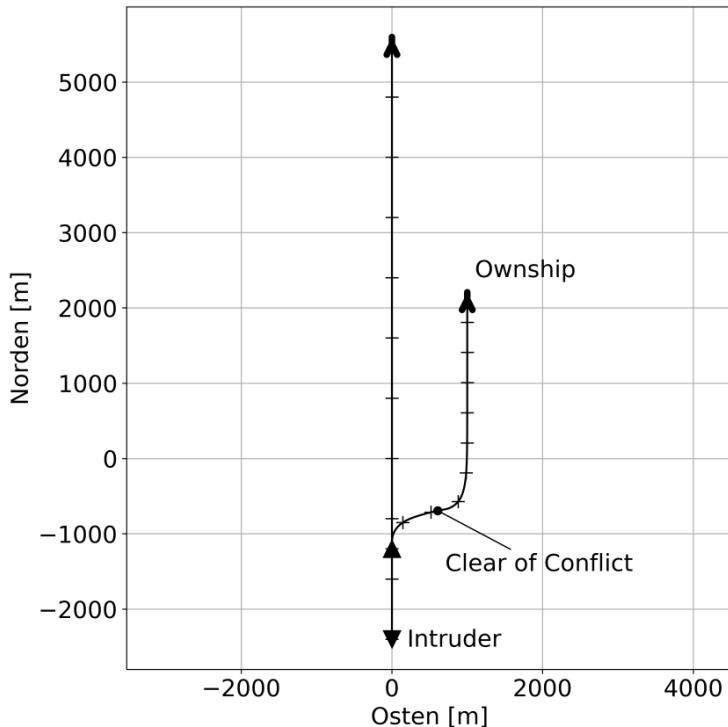


Abbildung 25: Konfliktszenario mit einer Annäherung des *Intruders* von hinten an das *Ownship*

Die Abweichungen oberhalb der WC-Grenze finden sich vermehrt in Winkelbereichen von 90° bis 130° sowie von 230° bis 270° und weisen auf verschiedene Probleme innerhalb der Ausweichlogik hin. Bei der Untersuchung der Flugbahnen für ein Szenario mit einem relativen Flugbahnwinkel von 118° (Abb. 26) zeigt sich ein unintuitives Ausweichmanöver in östliche Richtung. Dieses Verhalten ist auf zwei Ursachen zurückzuführen. Die Untersuchung der Ausweichempfehlung des DAA-Systems ergibt, dass zunächst ein Ausweichmanöver in westliche Richtung kommandiert, dieses jedoch nach zwei Sekunden wieder verworfen und in ein Ausweichmanöver in östliche Richtung umgewandelt wird. Dieses Verhalten basiert zum einen auf der Abweichung zwischen dem flugdynamischen Modell (Kap. 3.2.2) innerhalb des DAA-Systems und dem tatsächlichen Verhalten des Fluggeräts, da sich das Flugzeug träger verhält als durch das flugdynamische Modell vorhergesagt. Zum anderen wird zwar bei der Extrapolation des Konflikts innerhalb der Ausweichlogik die Generierung von oszillierenden Trajektorien durch die Filterung der Geschwindigkeitsvektoren vermieden. Auf Systemebene findet dieser Vergleich zwischen zuletzt kommandiertem Kurs und dem nächsten zu kommandierenden Kurs jedoch nicht statt. Auf diese Weise sind Richtungsänderungen (sog. *Sense Reversals*) möglich. Diese stellen grundsätzlich kein Problem für Kollisionsvermeidungssysteme dar (s. Kap. 2.2), solange die Anzahl an *Sense Reversals* reguliert wird (z. B. erlaubt TCAS maximal ein *Sense Reversal* während eines koordinierten Konflikts [16]). Da diese Regulierung innerhalb der Ausweichlogik nicht stattfindet, stellt dies eine potenzielle Sicherheitslücke dar, sodass eine Vielzahl an *Sense Reversals* zu einer Kollision führen kann. Ein weiterer Faktor für das unintuitive Verhalten des Luftfahrzeugs ist die fehlende Optimierung der Kostenfunktionen (Kap. 3.2.4), da in dem betrachteten Szenario zwar weiterhin eine Trajektorie für die Fortsetzung des Ausweichmanövers in

östliche Richtung existiert, diese jedoch aufgrund der erhöhten Kosten nicht ausgewählt wird. Die zu große Separation am CPA ist allerdings eine Folge aus der Filterung der Geschwindigkeitsvektoren. Hierbei wird eine diskretisierte Liste an Geschwindigkeitsvektoren anhand der vorliegenden Geschwindigkeitshindernisse gefiltert. Um die Anzahl an möglichen Ausweichtrajektorien gering zu halten, werden nur dann zwei verschiedene Ausweichmanöver in Betracht gezogen, wenn der Elternvektor unter anderem ein konisches Geschwindigkeitshindernis verletzt (s. Kap. 3.2.3). Diese Filterung kann dabei zu divergierenden Flugbahnen des *Ownship* und des *Intruders* führen (Abb. 26), da der Elternvektor beibehalten wird, solange er kein Geschwindigkeitshindernis verletzt und der Konflikt noch nicht aufgelöst wurde. Diese divergierende Flugbahn wird auch beibehalten, wenn die Separation zwischen beiden Luftfahrzeugen dies nicht mehr erfordert und resultiert somit in einer zu großen Separation. Um diesem Verhalten entgegenzuwirken, könnte die Ausweichlogik dahingehend verändert werden, dass für den Fall, dass der Elternvektor kein Geschwindigkeitshindernis verletzt, das Manöver gewählt wird, welches ebenfalls kein Geschwindigkeitshindernis verletzt und zudem zu der geringsten zusätzlichen Abweichung vom initialen Flugpfad führt.

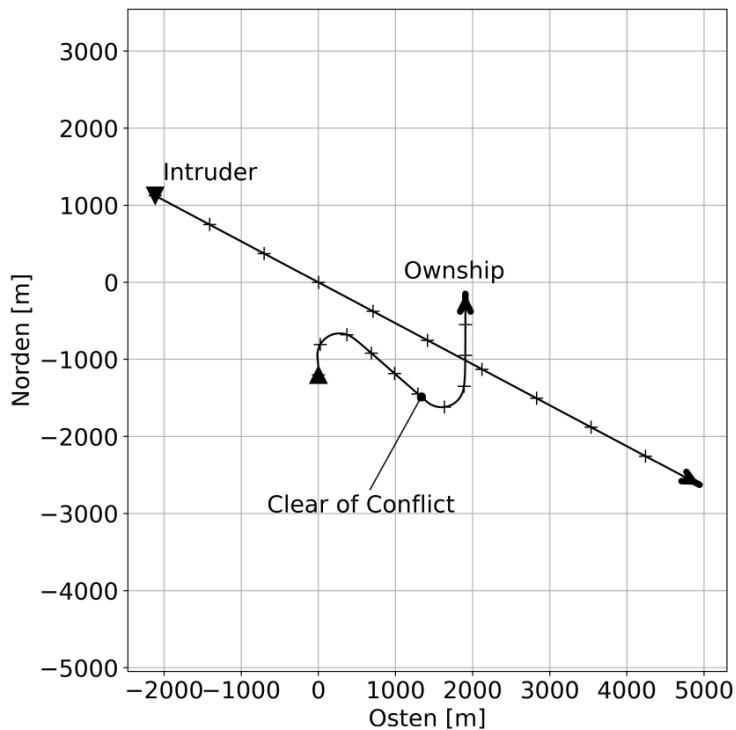


Abbildung 26: Unintuitives Ausweichmanöver durch ein *Sense Reversal*

Durch eine Verringerung der Differenzgeschwindigkeit auf $20 \frac{m}{s}$ ergeben sich für Konfliktgeometrien mit einem relativen Winkel von 45° bis 90° und 270° bis 315° weitere Fälle einer zu großen Separation (Abb. 27). Diese entstehen bei geringen Differenzgeschwindigkeiten, indem das *Ownship* durch das Ausweichmanöver auf denselben Kurs wie der *Intruder* eindreht. Dadurch bewegen sich beide Luftfahrzeuge mit ungefähr derselben Geschwindigkeit in dieselbe Richtung, wodurch die Kritikalität des Konflikts nicht steigt, der Konflikt aber auch nicht aufgelöst wird. Dadurch ändert sich die Distanz zwischen beiden Luftfahrzeugen nur geringfügig, wodurch der tatsächliche CPA im Rahmen

der Simulationsdauer nicht erreicht wird. Das Ergebnis sind die Abweichungen von der erforderlichen Separation in Abbildung 27. Ein Beispiel für die Trajektorien ist in Abbildung 28 zu sehen. Das Problem dieses „blockierten“ Flugzustandes tritt speziell in Fällen auf, in denen der Differenzwinkel³³ zwischen der Flugbahn des *Ownship* und der Flugbahn der *Intruders* weniger als 180° beträgt. Um einen blockierten Flugzustand zu vermeiden, muss das DAA-System in der Lage sein, diesen Fall zu erkennen. Dies wäre beispielsweise durch einen Abgleich mit der Distanz zwischen *Ownship* und dem *Intruder* mit den Distanzen aus vorherigen Zeitschritten möglich. Variieren diese nur geringfügig, so kann auf einen blockierten Flugzustand geschlossen werden.

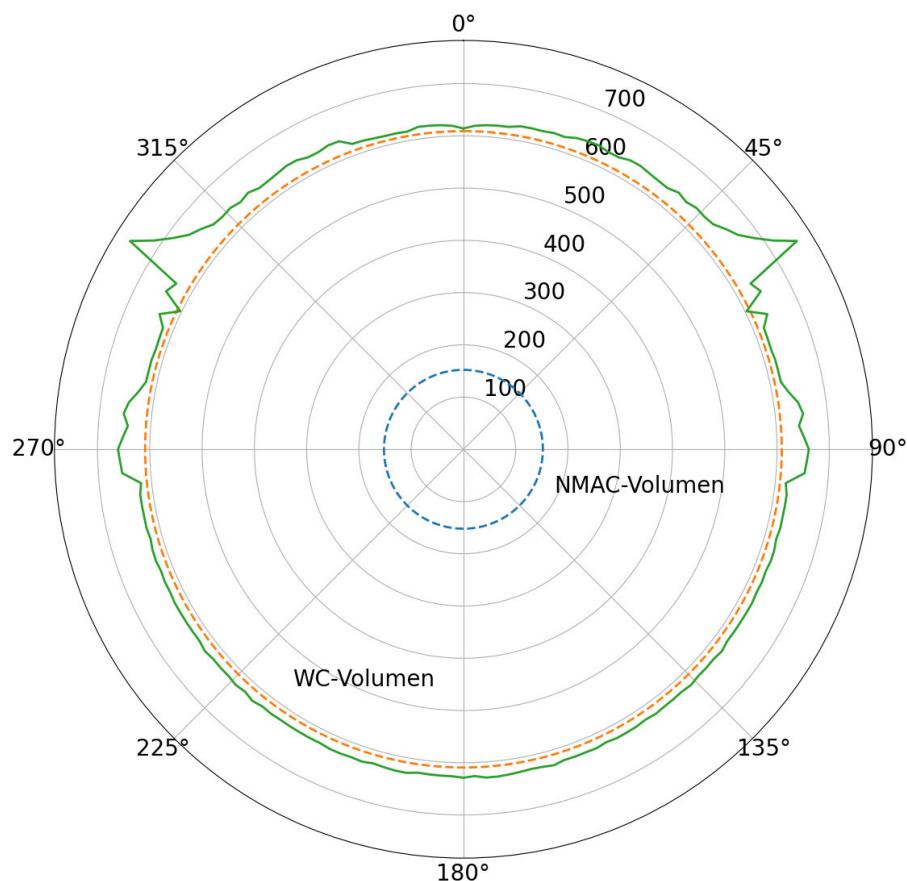


Abbildung 27: Distanz am CPA über den relativen Flugbahnwinkel

Differenzgeschwindigkeit: $20 \frac{m}{s}$, Zeit zum CPA: 60 s, initiale Distanz am CPA: 0 m

³³im Gegensatz zum relativen Flugbahnwinkelk bezieht sich der Differenzwinkel auf den betragsmäßig kleinsten Winkel zwischen der Flugbahn des *Ownship* und des *Intruders*

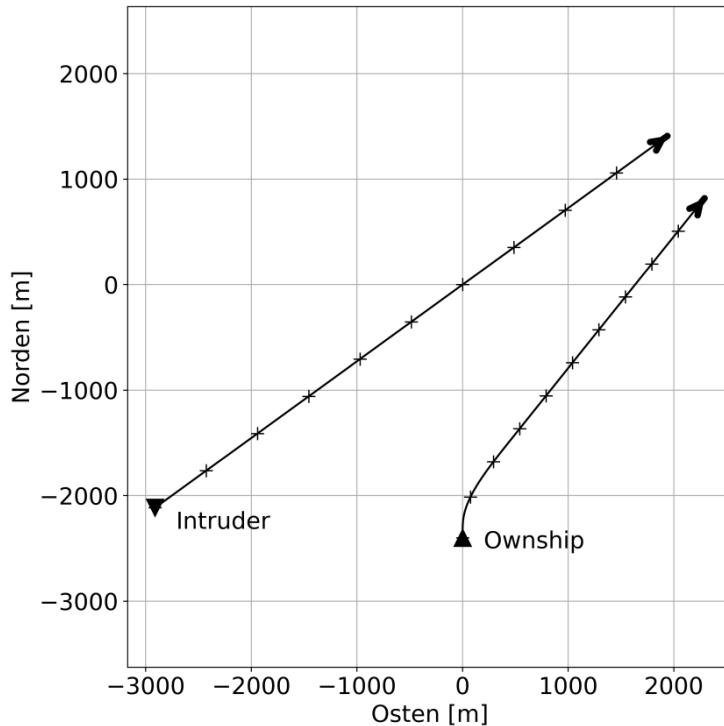


Abbildung 28: Parallele Trajektorien durch Eingreifen des DAA-Systems

Insgesamt zeigt die Auswertung, dass die *Remain-Well-Clear*-Funktionalität (s. Kap. 2.1) in Szenarien mit ausreichender Reaktionszeit durch das DAA-System in den meisten Fällen erfüllt wird. Die Ausnahmen zeigen sich dabei überwiegend durch eine zu große Separation, welche auf eine fehlende Optimierung der Parameter innerhalb der Ausweichlogik, aber auch auf Probleme in der Implementierung zurückzuführen sind.

Um die *Collision-Avoidance*-Funktionalität (s. Kap. 2.1) zu untersuchen, wird die initiale Zeit zum CPA auf 15 Sekunden reduziert. Dies entspricht dem Fall, dass ein *Intruder* erst 15 Sekunden vor dem Erreichen des CPA durch das DAA-System detektiert wird. Dabei zeigt sich eine deutliche Winkelabhängigkeit der durch das DAA-System erreichten Distanz am CPA (Abb. 29). Es fallen besonders drei Winkelsegmente auf, in welchen die Distanz am CPA drastisch abfällt. Diese liegen bei um die 0° (*Intruder* nähert sich von hinten), um die 90° (*Intruder* nähert sich von der linken Seite) und um die 270° (*Intruder* nähert sich von der rechten Seite). Der Abfall der Distanz am CPA um die 0° entspricht noch der CA-Funktionalität, da eine Verletzung des NMAC-Volumens vermieden wird, und lässt sich durch zwei Faktoren erklären. Zum einen ergibt sich für einen relativen Winkel von etwa 0° die kleinstmögliche Relativgeschwindigkeit zwischen beiden Luftfahrzeugen, da sich beide LFZ in dieselbe Richtung bewegen. Die initialen Positionen für das Szenario entstehen durch die rückwärtige Berechnung der Trajektorien jedes Luftfahrzeugs über die initiale Zeit zum CPA. Durch die geringe Relativgeschwindigkeit zwischen beiden Luftfahrzeugen entfernen sich das *Ownship* und der *Intruder* bei diesem Vorgang der Rückpropagierung nicht weit voneinander, wodurch eine kurze initiale Distanz entsteht. Darüber hinaus zeigt sich hierbei erneut das Verhalten, dass durch das DAA-

System bereit das bestmögliche Ausweichmanöver ausgeführt wird, dies jedoch nicht ausreicht, um eine ausreichende Separation zu erreichen.

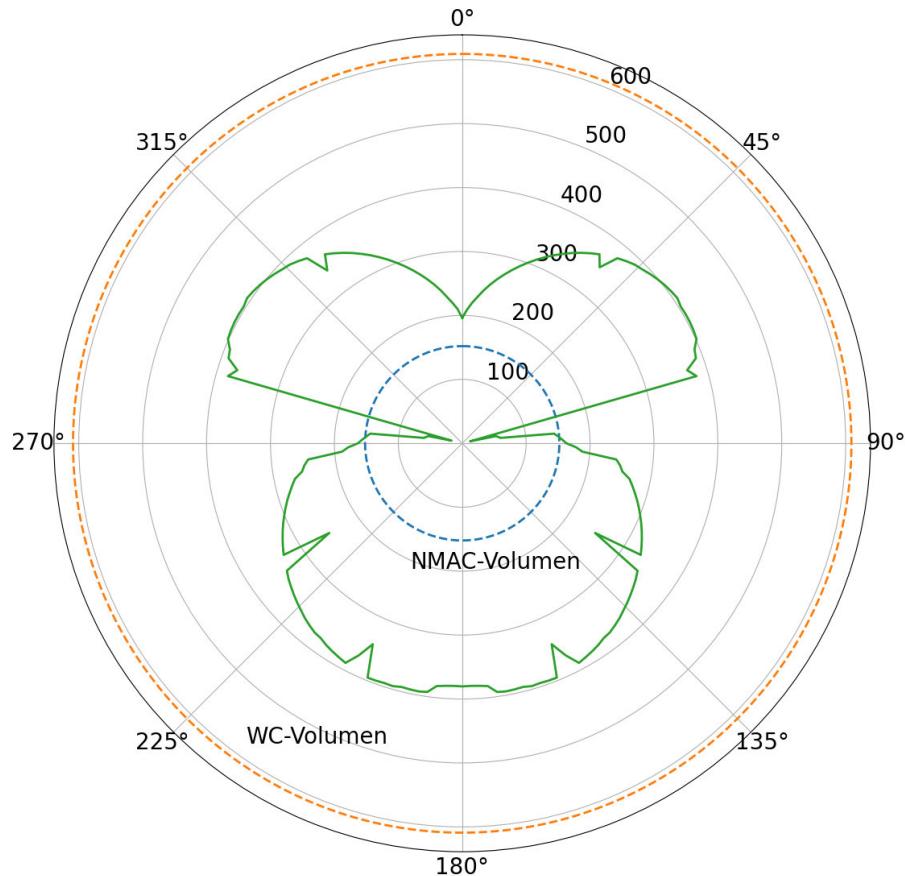


Abbildung 29: Distanz am CPA über dem relativen Flugbahnwinkel

Differenzgeschwindigkeit: $40 \frac{m}{s}$, initiale Zeit zum CPA: 15 s, initiale Distanz am CPA: 0 m

Für die Fälle einer NMAC-Verletzung werden erneut die Trajektorie des *Ownship* (Abb. 30) und die Kursempfehlungen des DAA-Systems untersucht. Zusätzlich ist die Relativbewegung des *Intruders* gegenüber dem *Ownship* in Abbildung 31 dargestellt. Es zeigt sich, dass nahezu keine Reaktion des DAA-Systems erfolgt. Der Grund für die Kollision folgt aus der Untersuchung der Ausweichempfehlungen des DAA-Systems und liegt in einer Richtungsänderung (*Sense Reversal*) des Ausweichmanövers nach zwei Sekunden, da die ersten Ausweichempfehlungen ein Ausweichmanöver in östliche Richtung kommandieren. Abbildung 32 zeigt dasselbe Szenario, wobei ein *Sense Reversal* künstlich verhindert wird. Die zugehörige Relativbewegung des *Intruders* ist in Abbildung 33 zu sehen. Dabei zeigt sich, dass durch das Beibehalten der Ausweichrichtung eine Verletzung des NMAC-Volumens verhindert werden kann. Diese Erkenntnis deutet erneut auf ein Optimierungsproblem der Kostenfunktionen hin, da die Trajektorie, welche eine Verletzung des NMAC-Volumens verhindert, aufgrund eines zu hohen Kostenwertes nicht ausgewählt wird.

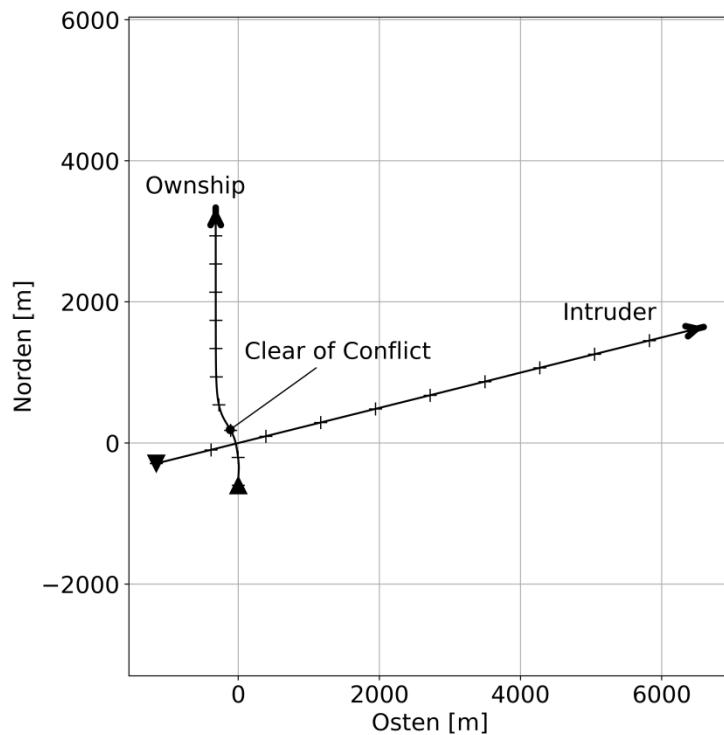


Abbildung 30: Kollision durch Richtungsänderung des Ausweichmanövers, absolute Trajektorien

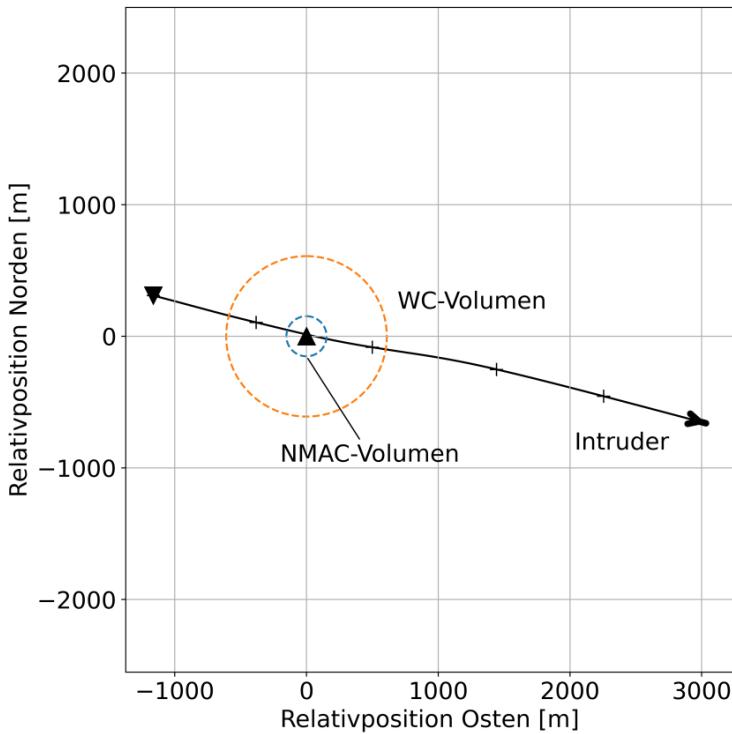


Abbildung 31: Kollision durch Richtungsänderung des Ausweichmanövers, relative Trajektorie

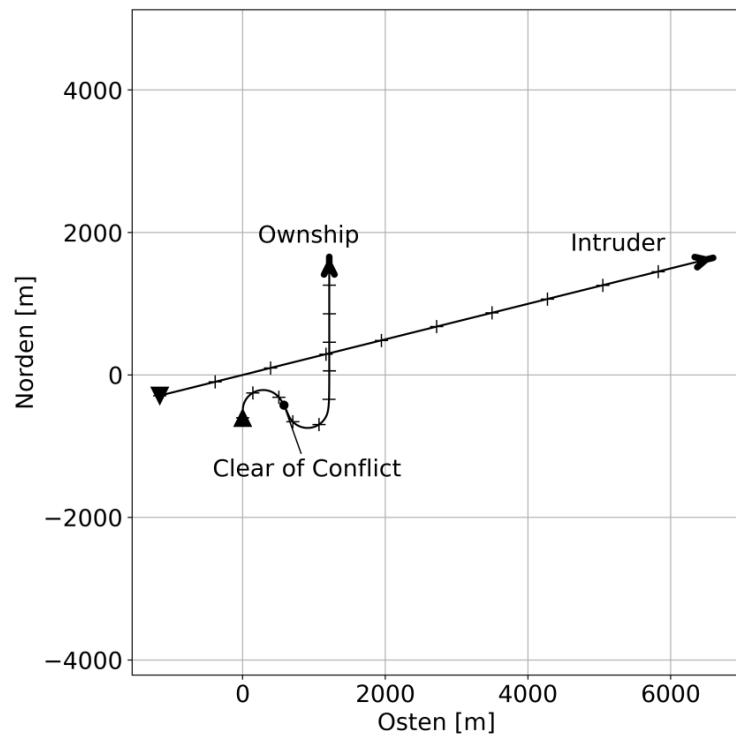


Abbildung 32: Erfolgreiches CA-Manöver ohne *Sense Reversal*, absolute Trajektorien

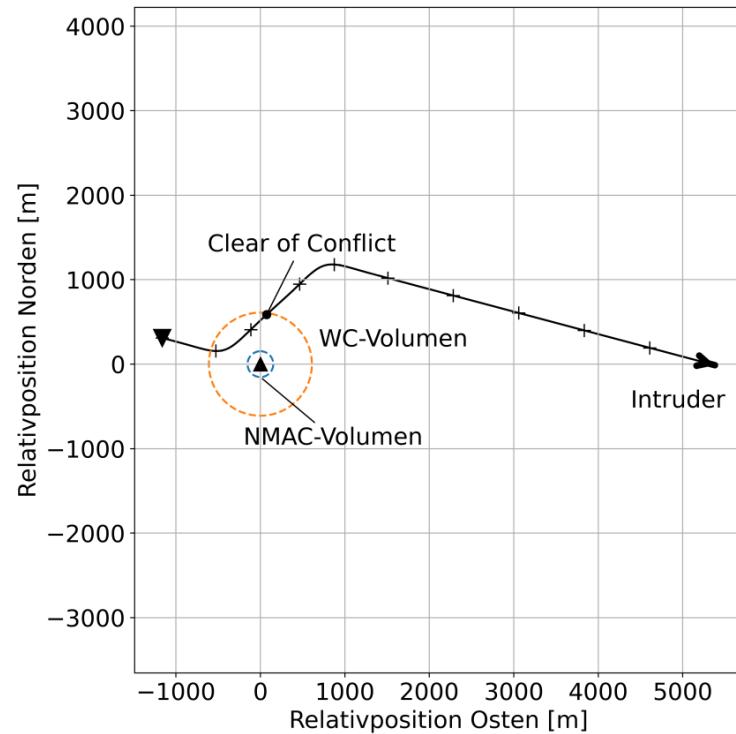


Abbildung 33: Erfolgreiches CA-Manöver ohne *Sense Reversal*, relative Trajektorie

Nachdem bislang die Einflüsse der initialen Zeit zum CPA sowie der Differenzgeschwindigkeit zwischen dem *Ownship* und dem *Intruder* auf die Winkelabhängigkeit der Ausweichlogik untersucht wurden, wird in einem letzten Test die initiale Distanz am CPA variiert. Dafür werden alle initialen

Parameter aus Abbildung 29 mit Ausnahme der initialen Distanz beibehalten. Die Erhöhung der initialen Distanz auf 50 Meter resultiert in einer Asymmetrie für die Winkelabhängigkeit der Distanz am CPA, welche durch das DAA-System erreicht wird. Dabei scheint es, als könnten Annäherungen mit einem relativen Flugbahnwinkel von 90° schlechter aufgelöst werden als Annäherungen mit einem relativen Flugbahnwinkel von 270° .

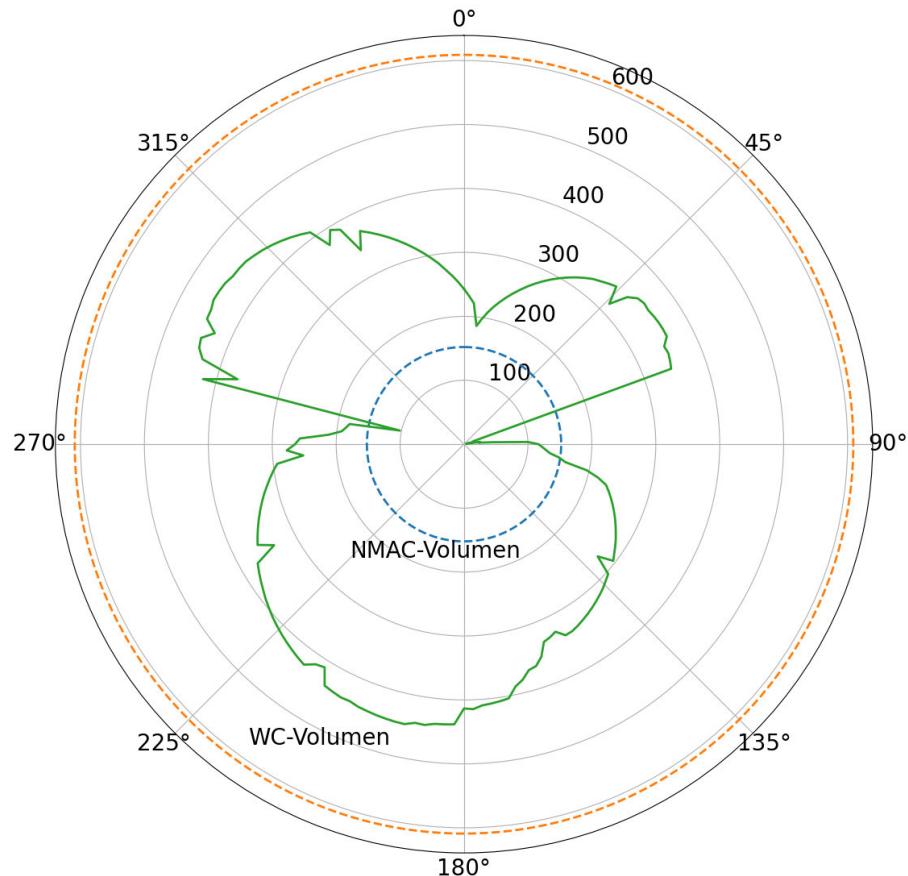


Abbildung 34: Distanz am CPA über dem relativen Flugbahnwinkel

Differenzgeschwindigkeit: $40 \frac{m}{s}$, initiale Zeit zum CPA: 15 s, initiale Distanz am CPA: 50 m

Der Grund für die Asymmetrie wird durch eine Eigenschaft des CPA-*Encounter*-Modells hervorgerufen und erlaubt darüber hinaus eine Aussage über die Güte des DAA-Systems für verschiedene Konfliktgeometrien.

Durch das CPA-*Encounter*-Modell unterscheiden sich die Relativpositionen des *Ownship* und des *Intruders* am CPA für einen relativen Flugbahnwinkel von 90° und von 270° . Bei einem relativen Flugbahnwinkel von 90° kreuzt der *Intruder* die Flugbahn des *Ownship* hinter dem *Ownship* (Abb. 35 a). Dabei taucht das *Ownship* passiv in das Schutzvolumen um den *Intruder* ein, da die Verletzung des Schutzvolumens hauptsächlich auf die Bewegung des *Intruders* zurückzuführen ist. Bei einem relativen Flugbahnwinkel von 270° kreuzt der *Intruder* die Flugbahn des *Ownship* vor dem *Ownship* (Abb. 35 b). Hierbei taucht das *Ownship* aktiv in das Schutzvolumen ein. Aus Abbildung 34 folgt,

dass die Ausweichlogik Szenarien mit einem relativen Flugbahnwinkel von 90° schlechter auflösen kann. Demnach ist die Wirksamkeit des DAA-Systems schlechter, wenn das *Ownship* passiv in das Schutzvolumen eintaucht. Dieses Verhalten lässt sich damit erklären, dass die Gefahr der Schutzvolumenverletzung in einem solchen Fall hauptsächlich von der Bewegung des *Intruders* ausgeht, welche das DAA-System nicht beeinflussen kann. Wenn das *Ownship* aktiv in das Schutzvolumen eintauchen würde, ist die Wirksamkeit eines Ausweichmanövers besser, da in diesem Fall die Gefahr einer Schutzvolumenverletzung vom *Ownship* ausgeht und durch das DAA-System verringert werden kann. Ein Beispiel für dieses Verhalten zeigt sich erneut bei dem Szenario, wenn sich der *Intruder* von hinten mit hoher Differenzgeschwindigkeit nähert und das *Ownship* nicht schnell genug ausweichen kann (Abb. 25).

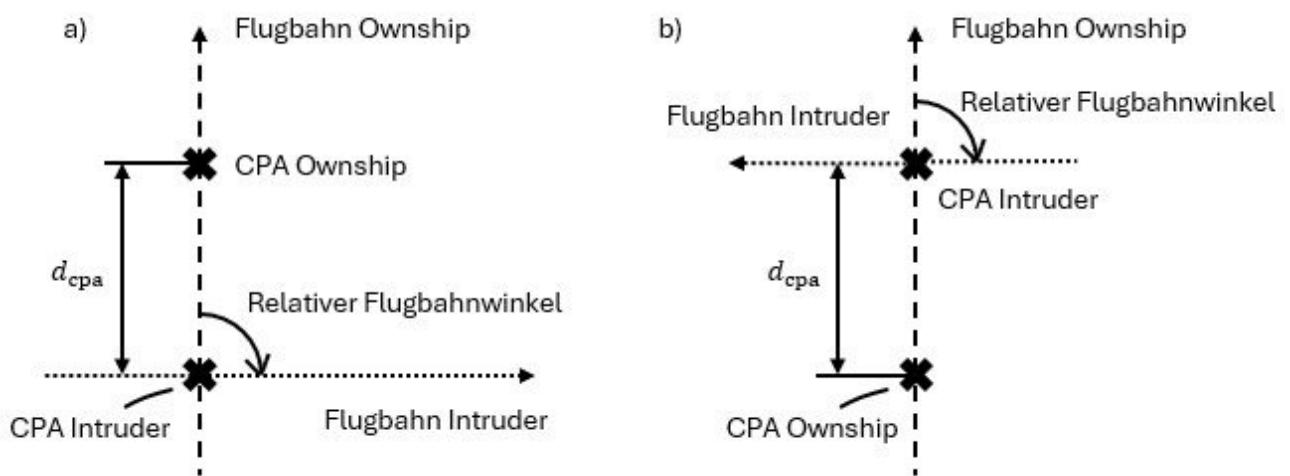


Abbildung 35: Konfliktgeometrie für einen relativen Flugbahnwinkel von 90° (a) und einen relativen Flugbahnwinkel von 270° (b)

Die Untersuchung des Einflusses der Konfliktgeometrie auf die Leistung des DAA-Systems zeigt, dass die Anforderungen für das *Remain-Well-Clear-* und *Collision-Avoidance*-Konzept in den meisten Konflikten mit einem einzelnen *Intruder* erfüllt werden. Die Fälle, in welchen die Aktivität des DAA-Systems keine ausreichende Separation liefert, sind dabei besonders auf die fehlende Optimierung der Kostenfunktionen zurückzuführen.

4.3.2 Untersuchung der Anwendbarkeit in Lufträumen mit hoher Verkehrsichte

Für den Test in einem Luftraum mit hoher Verkehrsichte werden mithilfe des zufallsbasierten *Encounter*-Modells 10.000 Luftraumszenarien mit drei *Intrudern* simuliert. Dabei werden die *Intrudern* mit einem initialen Abstand von 4.000 Metern zum *Ownship* initialisiert. Von den Simulationen ohne das DAA-System erfolgt in 3.501 Fällen eine Verletzung des WC-Volumens und in 974 Fällen eine NMAC-Verletzung (Tab. 3). Durch das Eingreifen des DAA-Systems können diese Unterschreitungen der erforderlichen Separation auf 191 WC-Verletzungen und 0 NMAC-Verletzungen reduziert werden. Dies entspricht einer *NMAC-Risk-Ratio* von 0 % und einer *Loss-of-Well-Clear-Risk-Ratio*

4 Analyse

von 5.5 %, wodurch die *Risk Ratios* deutlich unter den erforderlichen *Risk Ratios* (Tab. 1) liegen³⁴.

Tabelle 3: Schutzzonenverletzungen mit und ohne DAA-System

	WC-Verletzungen	NMAC-Verletzungen
DAA inaktiv	3501	974
DAA aktiv	191	0
Risk Ratio	5.5 %	0 %

Bei der Untersuchung der 191 WC-Verletzungen fällt auf, dass die meisten WC-Verletzungen ausschließlich am Rand des WC-Volumens stattfinden (s. Abb. 36). Von 191 WC-Verletzungen liegen dabei 172 Fälle in den äußeren 6 % des WC-Volumens³⁵. Damit zeigt sich auch hier, dass sowohl das *Remain-Well-Clear-* als auch das *Collision-Avoidance*-Konzept erfüllt werden.

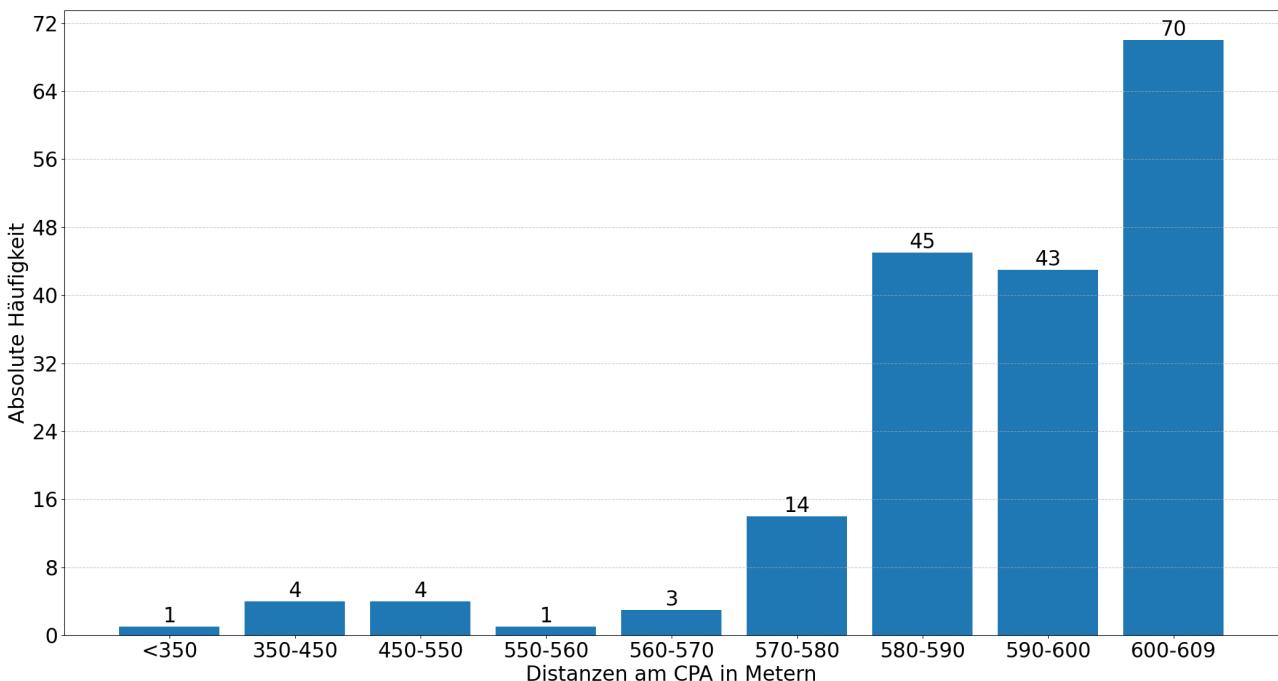


Abbildung 36: Verteilung der Abstände am CPA für alle WC-Verletzungen

Da der Simulationsumfang mit 10.000 Szenarien gering ist und alle Szenarien unter den vereinfachenden Annahmen von linearen, unbeschleunigten Szenarien mit idealem Sensormodell simuliert wurden, sind diese *Risk Ratios* rein qualitativer Natur. Zudem tritt nicht in jedem simulierten Szenario ein Konflikt mit mehr als einem *Intruder* auf. Dennoch ist eine Tendenz erkennbar, dass das

³⁴unter der Voraussetzung vieler Vereinfachungen

³⁵bezogen auf den Radius des WC-Volumens

DAA-System auch in Lufträumen mit einer erhöhten Verkehrsdichte zu einer Erhöhung der Separation und damit zur Sicherheit aller beteiligten Luftfahrzeuge beitragen kann.

5 Fazit und Ausblick

Das Ziel der Arbeit lag in der Anpassung und dem Anwendbarkeitsnachweis (*Proof of Concept*) eines Algorithmus zur Bestimmung zweidimensionaler Ausweichtrajektorien für kleine unbemannte Luftfahrzeuge, wenn diese in Lufträumen mit einer hohen Verkehrsdichte betrieben werden. Das Konzept des Geschwindigkeitshindernisses bietet dabei eine vielversprechende Möglichkeit, durch die Be trachtung der Konfliktgeometrie einen Ausweichkurs zu bestimmen, welcher eine Kollision mit allen detektierten *Intrudern* vermeidet. Durch die Erweiterung des klassischen Geschwindigkeitshindernisses um das runde Geschwindigkeitshindernis ist der Algorithmus auch in der Lage, Konflikte, bei denen bereits die Mindestseparation unterschritten wurde, bestmöglich aufzulösen.

Zur Bewertung der Leistungsfähigkeit der Ausweichlogik wurde der Algorithmus auf die Erfüllung des *Remain-Well-Clear*- und des *Collision-Avoidance*-Konzepts mithilfe der Simulation verschiede ner Luftraumszenarien untersucht. Hierbei lag der Fokus der Simulationsstudien zum einen auf der Auflösung verschiedener Konfliktgeometrien sowie auf der Nutzung in verkehrsreichen Lufträumen. Die Ergebnisse zeigen, dass der Algorithmus grundsätzlich die Anforderungen an die Konzepte von *Remain-Well-Clear* und *Collision-Avoidance* erfüllt. So konnte nachgewiesen werden, dass durch die Nutzung der Ausweichlogik in Szenarien mit drei *Intrudern* über 90 % aller Verletzungen des *Well-Clear*-Volumens sowie alle Verletzungen des *NMAC*-Volumens verhindert werden konnten. Auch wenn dieses Ergebnis auf verschiedenen Vereinfachungen (z. B. Vernachlässigung von Messfehlern, Simulation von linearen unbeschleunigten Szenarien) basiert, lässt sich eine Tendenz herausstellen, nach welcher der Algorithmus die Aufgabe der Konfliktvermeidung mit einer hohen Zuverlässigkeit erfüllt.

Trotz der allgemein guten Performance des Algorithmus ergeben sich dennoch Probleme, welche gelöst werden müssen. Zum einen führt die fehlende Optimierung der Kostenfunktionen zum Teil zu unintuitiven Ausweichmanövern, welche in einer Kollision resultieren können. Zum anderen ist der Algorithmus nicht in der Lage, Situationen zu erkennen, in welchen das Ausweichmanöver zu einer parallelen Flugbewegung mit dem *Intruder* führt. Somit resultieren solche Szenarien in der parallelen Bewegung beider Luftfahrzeuge, wobei der Konflikt weder aufgelöst noch verschärft wird. Zudem ist das in der Ausweichlogik hinterlegte flugdynamische Modell zur Vorhersage der Manövriertfähigkeit des *Ownship* mit einem linearen Modell sehr simpel gehalten. Darüber hinaus zeigt sich, dass ein Ausweichmanöver mit konstanter Geschwindigkeit zwar die Komplexität des Ausweichmanövers verringert, allerdings nicht jeden Konfliktfall auflösen kann. Somit können beispielsweise Konflikte, in welchen sich ein *Intruder* mit einer hohen Differenzgeschwindigkeit von hinten nähert, durch ein Ausweichmanöver mit konstanter Geschwindigkeit nicht zwangsläufig mit einer ausreichenden Separation aufgelöst werden, da einfach nicht die Möglichkeit besteht, rechtzeitig aus der Flugbahn des *Intruders* herauszumanövrieren.

Zusammenfassend zeigt sich, dass das Konzept des Geschwindigkeitshindernisses bei der Nutzung innerhalb eines DAA-Systems für kleine unbemannte Luftfahrzeuge vielversprechende Leistungswerte liefert. Zudem können die entdeckten Anomalien konkreten Problemen zugeordnet werden. Damit ergibt sich eine solide Basis für zukünftige Entwicklungen. Für die Weiterentwicklung ist zunächst eine Optimierung der Kostenfunktionen notwendig. Dabei ist damit zu rechnen, dass sich die optimalen Kosten für Szenarien mit einem oder mehreren *Intrudern* unterscheiden. Durch die Berücksichtigung von Messunsicherheiten im Konzept des Geschwindigkeitshindernisses sollte der Ausweichalgorithmus in der Lage sein, trotz fehlerbehafteter Messwerte für die Position und die Geschwindigkeit der *Intruder* zuverlässige Ausweichtrajektorien zu bestimmen. Für eine bessere Vorher sage der Manövriertfähigkeit des *Ownship* kann das flugdynamische Modell um nicht-lineares Verhalten sowie den Einfluss des Flugreglers erweitert werden. Da in allen Simulationen die Messunsicherheiten bei der Messung der Positionen und Geschwindigkeiten vernachlässigt wurden, steht die Verifizierung dieser Funktionalität noch aus und muss in weiteren Simulationen mit einem nicht-idealnen Sensormodell getestet werden. Eine weitere Einschränkung bei den Simulationen für den Betrieb in Lufträumen mit einer hohen Verkehrsdichte ergab sich durch die linearen unbeschleunigten Bewegungen der *Intruder*. Für die Verifizierung in Szenarien, in welchen der *Intruder* manövriert, sind weitere Simulationsstudien mit der Vorgabe zufälliger Manöver für die *Intruder* und das *Ownship* notwendig. Diese Arbeit behandelt ausschließlich horizontale Ausweichmanöver, welche mit dem Betrieb in niedrigen Flughöhen begründet waren. Für den Betrieb in größeren Flughöhen müssen auch vertikale Ausweichmanöver berücksichtigt werden. Die Erweiterung auf drei Dimensionen kann dabei entweder durch eine Anpassung des Geschwindigkeitshindernisses auf drei Dimensionen oder durch eine zusätzliche Ausweichlogik für vertikale Ausweichmanöver erfolgen.

Abkürzungsverzeichnis

ACAS	Airborne Collision Avoidance System
ADS-B	Automatic Dependant Surveillance Broadcast
ATC	Air Traffic Control
CPA	Closest Point of Approach
DAA	Detect and Avoid
EASA	European Aviation Safety Agency
ICAO	International Civil Aviation Organisation
LR	Loss of Well Clear Risk Ratio
LoWC	Loss of Well Clear
MDP	Markov Decision Process
NMAC	Near Mid-Air Collision
RA	Resolution Advisory
RR	NMAC Risk Ratio
RWC	Remain-Well-Clear
SAA	See and Avoid
SARPs	Standards and Recommended Practices
TA	Traffic Advisory
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System
VLL	Very Low Level
WC	Well Clear

Abbildungsverzeichnis

1	Aufbau eines DAA-Systems.....	3
2	Grenzen für NMAC- und WC-Volumen	5
3	Kommunikation zwischen den Transpondern der Flugzeuge	7
4	Definition des Kollisionskegels	11
5	Kollisionskegel unter Berücksichtigung des Zeithorizonts	11
6	Geschwindigkeitshindernis (gestrichelt dargestellt).....	12
7	Menge an möglichen Beschleunigungen [21]	13
8	Aufweitung des Kollisionskegels durch die Positionsunsicherheit	14
9	Translatorische Verschiebung des Geschwindigkeitshindernisses durch die Geschwindigkeitsunsicherheit.....	15
10	Konfliktauflösung bei frontalem Kollisionskurs unter der Nutzung des originalen <i>Velocity Obstacles</i> (links) und des <i>Reciprocal Velocity Obstacles</i> (rechts) [23]	16
11	Programmablauf des Ausweichmoduls	17
12	Änderung des Kollisionskegels durch die Relativbewegung. a) Positionen zum Zeitpunkt t_0 , b) Positionen zum Zeitpunkt t_1	19
13	Bestimmung des Öffnungswinkels des Kollisionskegels	20
14	Nutzung des Schutzbereichs anstatt des Kollisionskegels	21
15	Rundes Geschwindigkeitshindernis	21
16	Filterung der Geschwindigkeitsvektoren, wenn alle erreichbaren Geschwindigkeitsvektoren ein Geschwindigkeitshindernis verletzen.....	25
17	Bestimmung der Abweichungskosten K_A	28
18	Standardregelkreis ohne Störung mit einem P-Regler	29
19	Bestimmung des kommandierten Ausweichkurses, gewählter Kurs in grün.....	30
20	<i>Clear-of-Conflict</i> -Definition	31
21	Zufallbasiertes <i>Encounter</i> -Modell	35
22	Distanz am CPA abhängig vom relativen Flugbahnwinkel und der initialen Zeit zum CPA Differenzgeschwindigkeit: $40 \frac{m}{s}$, initiale Distanz am CPA: 0 m	39
23	Distanz am CPA in Metern über den relativen Flugbahnwinkel Differenzgeschwindigkeit: $40 \frac{m}{s}$, Zeit zum CPA: 60 s, initiale Distanz am CPA: 0 m	39
24	Distanz am CPA in Metern über den relativen Flugbahnwinkel Differenzgeschwindigkeit: $40 \frac{m}{s}$, Zeit zum CPA: 30 s, initiale Distanz am CPA: 0 m.....	40
25	Konfliktzenario mit einer Annäherung des <i>Intruders</i> von hinten an das <i>Ownship</i>	41
26	Unintuitives Ausweichmanöver durch ein <i>Sense Reversal</i>	42
27	Distanz am CPA über den relativen Flugbahnwinkel Differenzgeschwindigkeit: $20 \frac{m}{s}$, Zeit zum CPA: 60 s, initiale Distanz am CPA: 0 m	43

28	Parallele Trajektorien durch Eingreifen des DAA-Systems.....	44
29	Distanz am CPA über dem relativen Flugbahnwinkel Differenzgeschwindigkeit: 40 $\frac{m}{s}$, initiale Zeit zum CPA: 15 s, initiale Distanz am CPA: 0 m.....	45
30	Kollision durch Richtungsänderung des Ausweichmanövers, absolute Trajektorien.....	46
31	Kollision durch Richtungsänderung des Ausweichmanövers, relative Trajektorie	46
32	Erfolgreiches CA-Manöver ohne <i>Sense Reversal</i> , absolute Trajektorien	47
33	Erfolgreiches CA-Manöver ohne <i>Sense Reversal</i> , relative Trajektorie	47
34	Distanz am CPA über dem relativen Flugbahnwinkel Differenzgeschwindigkeit: 40 $\frac{m}{s}$, initiale Zeit zum CPA: 15 s, initiale Distanz am CPA: 50 m	48
35	Konfliktgeometrie für einen relativen Flugbahnwinkel von 90° (a) und einen relativen Flugbahnwinkel von 270° (b)	49
36	Verteilung der Abstände am CPA für alle WC-Verletzungen	50

Tabellenverzeichnis

1	Erforderliche Risk Ratios nach dem ASTM-Standard [14]	36
2	Diskretisierung der Eingangsvariablen des CPA- <i>Encounter</i> -Modells	37
3	Schutzvolumenverletzungen mit und ohne DAA-System.....	50

Literaturverzeichnis

- [1] EUROPEAN COMMISSION: *Acceptable Means of Compliance (AMC) and Guidance Material (GM) to Commission Implementing Regulation (EU) 2019/947*. 2019
- [2] UNMANNED SYSTEMS, Joint A. o.: *Tactical Mitigation Collision Risk Assessment*. 2019
- [3] EUROPEAN COMMISSION: *Commission Regulation (EU) No 1332/2011*. 2011
- [4] EUROPEAN COMMISSION: *Commission Regulation (EU) No 2019/947*. 2019
- [5] RIEDEL, Marcel: *A Review of Detect and Avoid Standards for Unmanned Aircraft Systems*. 2025
- [6] FASANO, Giancarmine ; ACCADO, Domenico ; MOCCIA, Antonio ; MORONEY, David: *Sense and Avoid for Unmanned Aircraft Systems*. 2016
- [7] SKYbrary. <https://skybrary.aero/articles/see-and-avoid>, 2021
- [8] RTCA: *Do-396: Minimum Operational Performance Standards for Airborne Collision Avoidance System sXu (ACAS sXu)*. 2022
- [9] EUROPEAN COMMISSION: *Commission Regulation (EU) No 2019/945*. 2019
- [10] KOCHENDERFER, Mykel ; HOLLAND, Jessica ; CHRYSSANTHACOPOULOS, James: *Next-Generation Airborne Collision Avoidance System*. 2012
- [11] ELLINGSON, Jaron ; PITTS, Emily ; PETERSON, Cameron K. ; WARNICK, Karl ; McLAIN, Tim: *Uncertainty Velocity Obstacle Avoidance for sUAS Trajectory Planning in a 2D Plane*. 2020
- [12] ORGANISATION, International Civil A.: *Annex 10 Volume IV: Surveillance and Collision Avoidance Systems*. 2014
- [13] SKYbrary. <https://skybrary.aero/articles/transponder>, 2021
- [14] ASTM INTERNATIONAL: *Standard Specification for Detect and Avoid System Performance Requirements*. ASTM Standard F3442/F3442M-23, 2023
- [15] MAY, Michael ; STROHBACH, Tim: A review on collisions between drones and aerostructures - Experimental studies, numerical simulation, and regulation. In: *Defence Technology* (2025). \url{https://doi.org/10.1016/j.dt.2025.04.011}
- [16] FAA: *Introduction to TCAS II, Version 7.1*. 2011
- [17] SKYbrary. <https://skybrary.aero/articles/mode-s>, 2021

- [18] ALVAREZ, Luis E. ; JESSEN, Ian ; OWEN, Michale P. ; SILBERMANN, Joshua ; WOOD, Paul: *ACAS sXu: Robust Decentralized Detect and Avoid for Small Unmanned Aircraft Systems*. 2019
- [19] HORVÁTH/DRONIQ: *GA Collision Risk - Interoperability of electronic conspicuity systems, Final Report*. 2024
- [20] OWEN, Michael ; PANKEN, Adam ; MOSS, Robert ; ALVAREZ, Luis ; LEEPER, Charles: *ACAS Xu: Integrated Collision Avoidance and Detect and Avoida Capability for UAS*. 2019
- [21] PAOLO FIORINI, Zvi Shiller: *Motion Planning in Dynamic Environments using Velocity Obstacles*. 1998
- [22] ELLINGSON, Jaron ; PETERSON, Cameron: *Uncertainty-Aware Velocity Obstacle Avoidance*. 2025
- [23] BERG, Jur van d. ; LIN, Ming ; MANOCHA, Dinesh: *Reciprocal Velocity Obstacles for Real-Time Multi-Agent Navigation*. 2008