

Konzeption eines
automatisierten radarbasierten
Kollisionsvermeidungssystems
für ein unbemanntes Kippflügel-
Luftfahrtsystem

Charles Ben



Konzeption eines automatisierten radarbasierten Kollisionsvermeidungssystems für ein unbemanntes Kippflügel-Luffahrtsystem

Conception of an Automated and Radar-Based Collision Avoidance System for a Small Unmanned Tilt-Wing Aircraft System

Von der Fakultät für Maschinenwesen der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktors der Ingenieurwissenschaften genehmigte Dissertation

vorgelegt von

Charles Lukasch Ben

Berichter: Universitätsprofessor Dr.-Ing. Dieter Moormann
 Universitätsprofessor Dr.-Ing. Eike Stumpf

Tag der mündlichen Prüfung: 21.09.2018

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Charles Ben

**Konzeption eines automatisierten radarbasierten
Kollisionsvermeidungssystems für ein unbemanntes
Kippflügel-Luftfahrtssystem**

Shaker Verlag
Düren 2019

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

Zugl.: D 82 (Diss. RWTH Aachen University, 2018)

Copyright Shaker Verlag 2019

Alle Rechte, auch das des auszugsweisen Nachdruckes, der auszugsweisen oder vollständigen Wiedergabe, der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen und der Übersetzung, vorbehalten.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-6719-4

ISSN 0945-2214

Shaker Verlag GmbH • Am Langen Graben 15a • 52353 Düren

Telefon: 02421 / 99 0 11 - 0 • Telefax: 02421 / 99 0 11 - 9

Internet: www.shaker.de • E-Mail: info@shaker.de

Vorwort

Die vorliegende Dissertation entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut und Lehrstuhl für Flugsystemdynamik der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen.

Mein Dank gilt den zahlreichen Personen, die mich während der Entstehungsphase in vielerlei Hinsicht gefördert, motiviert und unterstützt haben. Besonders hervorheben möchte ich in diesem Zusammenhang:

Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dieter Moormann für die Förderung der Idee einer kompakten mitführbaren radargestützten Kollisionsvermeidung für kleine unbemannte Luftfahrtsysteme und die Betreuung dieser Dissertation.

Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf für die Übernahme des Koreferates und die fachliche Diskussion sowie den hilfreichen Anregungen.

Herrn Univ.-Prof. Marek Behr Ph. D. für die Übernahme des Vorsitzes der Prüfungskommission.

Herrn Dr.-Ing. Manfred Hägelen und Herrn Reinhard Kulke der IMST GmbH für die gemeinschaftliche Entwicklung des kompakten Dauerstrichradarprototypen und der fachlichen Diskussionen bezüglich der Dauerstrichradar-Technologie.

Der Polizeihubschrauberstaffel Bayern, insbesondere Herrn Polizeidirektor Joachim Walzik und Herrn Manfred Röder, für die überaus zuvorkommende und einmalige Gelegenheit Radarmessungen am Standort Roth zusammen mit der dortigen Einsatzgruppe durchzuführen.

Meine studentischen Hilfskräfte, die mit unermüdlichem Engagement zur Realisierung der Modelle, Detektions- und Freiflugversuche beigetragen haben. Insbesondere zu nennen sind Maximilian Keller, Evgenij Khavkin, David Schwichtenhövel und Trutz Spautz.

Herrn Daniel Lauer sowie meinen Mitarbeiterkollegen Dr.-Ing. Christian Eschmann, Tobias Islam und Dr.-Ing. Tobias Ostermann für die inspirierenden Gespräche und den Aufwendungen für das Lektorat.

Letzten Endes gilt mein größter Dank meiner Familie, allen voran meiner unerschütterlichen Mutter Halina Ben und meiner liebevollen Ehefrau Jessica, die mir während des Entstehungsprozesses viel Kraft und Motivation zugesprochen haben.

Aachen, im September 2018

Charles Lukasch Ben

Kurzfassung

In den letzten zehn Jahren ist ein kontinuierlich wachsender Bedarf von automatisierten unbemannten Luftfahrtssystemen für zivile Zwecke, beispielsweise im Katastrophenschutz zu verzeichnen. Die dortige Nutzung insbesondere kleinerer automatisierter unbemannter Luftfahrtssysteme zur Lagebeurteilung von großflächigen Katastrophengebieten durch eintreffende Rettungskräfte ohne großen Personal- sowie Infrastrukturaufwand ist zum gegenwärtigen Zeitpunkt ein stark gefordertes Anwendungsszenario. Im Rahmen einer solchen Anwendung müssen die eingesetzten Fluggeräte in der Lage sein, Ihre Missionstätigkeit innerhalb eines mit anderen bemannten und unbemannten Luftraumteilnehmern gemeinschaftlich genutzten Luftraumes ohne Gefährdung dieser sicherzustellen. Um die einhergehende technische Herausforderung zu lösen, benötigen diese unbemannten Luftfahrtssysteme an Bord ein eigenständig operierendes, allwetterfähiges und automatisiertes Kollisionsvermeidungssystem. Dieses muss die grundlegende Fähigkeit besitzen, sämtliche Luftraumteilnehmer in der Umgebung des eigenen Luftfahrtssystems zu entdecken.

Gegenstand dieser Dissertation ist der Systementwurf eines solchen Kollisionsvermeidungssystems für ein kleineres unbemanntes Luftfahrtssystem in Kippflügler-Konfiguration mit seinen variablen Flugzuständen, welches andere Luftraumteilnehmer in der unmittelbaren Umgebung des eigenen Luftfahrtssystems mittels einer geeigneten Sensorik entdeckt, das Risiko einer Kollision bewertet und bedarfsorientiert echtzeitfähige und zugleich sichere dreidimensionale Ausweichreaktionen in jedem Flugzustand des Luftfahrtssystems kommandiert.

Im Rahmen des Systementwurfs wird dafür zu Beginn der Anwendungshintergrund als auch die luftfahrttechnisch notwendigen Funktionsebenen für ein Kollisionsvermeidungssystem an Bord von unbemannten Luftfahrtssystemen erläutert, die in Katastrophengebieten außerhalb der Sicht des verantwortlichen menschlichen Steuerers operieren. Anhand dieser Erläuterungen wird im Anschluss das Anforderungsprofil an das Kollisionsvermeidungssystem formuliert. In der Folge werden drei mögliche Sensortechnologien (maschinelles Sehen, akustische und radarbasierte Umweltwahrnehmung) zur Detektion anderer Luftraumteilnehmer erläutert und bewertet. Die im Zuge der Bewertung ausgewählte radarbasierte Sensortechnologie wird anschließend auf ihre Eignung in einer mehrstufigen Messkampagne mit unbemannten und bemannten Luftraumteilnehmern evaluiert. Aufbauend auf den Versuchsergebnissen erfolgt die Auslegung der radarbasierten Umgebungsüberwachung als Teil des Kollisionsvermeidungssystems. Auf Grundlage dieser wird ein Navigationskonzept für eine sowohl echtzeitfähige als auch reaktive Kollisionsvermeidung entwickelt. Das Kollisionsvermeidungssystem wird als Erweiterung des bestehenden Flugführungssystems in der Folge anhand von Simulationsstudien diskutiert. Den Abschluss der Dissertation bilden exemplarische Freiflugversuche, die als Machbarkeitsnachweis die Kernfunktionalität des Systementwurfs unter Beweis stellen.

Abstract

Over the last decade a steadily growing demand for unmanned aircraft systems for various civil applications can be observed, creating a fast evolving market. Especially for disaster response and relief missions, where a fast obtained situation assessment is of paramount importance to the deployed search and rescue forces, small unmanned aircraft systems can play a vital role. As these systems are deployed in the challenging environment of a disaster area, they are threat as well as subject to mid-air collisions with other manned or unmanned airspace participants operating in the same airspace. As air traffic control services are often reduced or even overwhelmed in disaster areas, airspace participants operating in this challenging environment depend on airborne self-reliant collision avoidance systems for situational awareness and collision prevention.

Subject of this doctoral thesis is a novel holistic system design development of a self-reliant airborne detect-and-avoid system for a small unmanned tilt-wing aircraft system considering its variable flight states, operating in an airspace affected by a large scale disaster. The projected collision avoidance system detects other airspace participants in the vicinity of the ownship and evaluates the risk of mid-air collisions for every detected participant. If a likely mid-air collision risk is identified, the detect-and-avoid system commands needs-oriented self-separation manoeuvres depending on the current flight state of the unmanned tilt-wing aircraft system to mitigate the collision risk.

At the beginning of the system design the application scenario as well as needed capability functions of a detect-and-avoid system are presented. Based on these explanations, a requirements specification for a self-reliant detect-and-avoid system installed in small unmanned aircraft systems is derived. In the following, the utilised unmanned tilt-wing aircraft system for the system development is introduced.

As a fundamental part of every self-reliant detect-and-avoid system, possible sensor technologies (radar, computer vision and acoustic sensing) for the detection of other airspace participants are discussed and assessed in accordance with the previously formulated requirements specification. Based on a compact prototype of a frequency modulated continuous wave radar as the chosen sensor technology, a vicinity monitoring system is developed and evaluated through radar experiments to address the necessary air traffic monitoring capabilities of a radar-based detect-and-avoid system. Build upon the designed vicinity monitoring system, the developed collision avoidance navigation concept for avoidance manoeuvring of a tilt-wing aircraft is subsequently presented. This concept relies primarily on a further developed proportional-navigation guidance law method and is discussed as well as evaluated through simulation studies. In conclusion, exemplary flight test results show the overall feasibility of the conceived holistic system design development of a self-reliant radar-based detect-and-avoid system for small unmanned tilt-wing aircraft systems.

I Inhaltsverzeichnis

I	Inhaltsverzeichnis	i
II	Formelzeichen und Abkürzungen.....	v
III	Abbildungsverzeichnis	xv
IV	Tabellenverzeichnis	xxiii
1	Einleitung und Motivation.....	1
1.1	Herausforderungen für eine automatisierte Kollisionsvermeidung	1
1.2	Zielsetzung und Aufbau der Arbeit	4
2	Anwendungshintergrund: Detect-and-Avoid für unbemannte Luftfahrtsysteme.....	7
2.1	Ausgangslage: Nutzung von unbemannten Luftfahrtsystemen innerhalb der Luftraumstruktur Deutschlands.....	7
2.2	Rahmenbedingungen für die Kollisionsvermeidung	11
2.3	Anforderungsprofil an das Kollisionsvermeidungssystem	15
3	Kippflügel-Referenzkonfiguration.....	17
3.1	Grundlegende Merkmale einer Kippflügel-Konfiguration	17
3.2	Technische Daten des Kippflügel-Referenzkonfiguration.....	19
3.3	Flugmechanische Eigenschaften der Kippflügel-Konfiguration	22
3.3.1	Horizontalflug: Starrflüglerverhalten	23
3.3.2	Vertikalflug: Drehflüglerverhalten.....	24
3.3.3	Transitionsflug: Hybridverhalten	24
3.4	Bestehendes Flugführungssystem des Erprobungsträgers.....	25
3.4.1	B-Splines basierter Navigationsregler mit integrierter Bahnregelung	26
3.4.2	Flugzustandsregelung	30
4	Auswahl einer Sensorik zur Detektion anderer Luftraumteilnehmer.....	33
4.1	Bewertung existierender nicht-kooperativer Sensortechnologien.....	33
4.1.1	Maschinelles Sehen zur Umweltwahrnehmung.....	33
4.1.2	Akustische Umweltwahrnehmung.....	34
4.1.3	Radarbasierte Umweltwahrnehmung	35
4.2	Grundlegendes Funktionsprinzip der ausgewählten Radartechnologie	37
4.3	Eigenschaften des verwendeten Dauerstrich-Radarsystems	41
4.4	Evaluiierung des verwendeten Dauerstrich-Radarsystems.....	51

5	Auslegung einer radarbasierten Umgebungsüberwachung	57
5.1	Stochastische Fundamentalgrößen	57
5.2	Mathematische Beschreibung der Normalverteilung	59
5.3	Prozessbeschreibung der Objektdetektion	60
5.4	Rauschcharakterisierung des genutzten Dauerstrich-Radarsystems	62
5.5	Konzeption und Umsetzung einer adaptiven Schwellenwertvorgabe	64
5.6	Implementierung eines Trackingverfahrens zur Positions- und Geschwindigkeitsschätzung detektierter Luftraumteilnehmer	71
5.6.1	Mathematische Beschreibung des Kalman-Filters	72
5.6.2	Struktur des Kalman-Filters zur Objektverfolgung	76
5.6.3	Kontrollinstanz zur Objektverfolgung	82
5.7	Aufbau der mitführbaren radarbasierten Luftraumüberwachung an Bord des Erprobungsträgers	84
6	Entwicklung eines automatisierten Kollisionsvermeidungssystems	89
6.1	Auswahl eines geeigneten Bahnvorgabeansatzes zur Kollisionsvermeidung	89
6.2	Entwicklung des PN-Regelgesetzes der Bahnvorgabe zur dreidimensionalen Kollisionsvermeidung	92
6.2.1	Definition einer Sicherheitssphäre	92
6.2.2	Kinematische Analyse des Kollisionsszenarios	93
6.2.3	Definition der notwendigen Randbedingungen zur Kollisionsvermeidung	96
6.3	Modellierungsansatz des Sicherheitssphärenradius	97
6.4	Erweiterung der Flugführungssystemstruktur um die automatisierte Kollisionsvermeidungsfunktionalität	100
6.5	Bestimmung der notwendigen Eintrittsbedingungen zur Aktivierung der Bahnvorgabe	101
6.5.1	Einführung eines Zeitwertes zur Evaluierung und Priorisierung der potentiellen Kollisionspartner	101
6.5.2	Berücksichtigung der Annäherungskinematik zwischen SAR-UAS und priorisierten Kollisionspartner	102
6.6	Struktur der horizontalen Bahnvorgabe zur Kollisionsvermeidung	103
6.6.1	Änderungsrate des horizontalen Kollisionsvermeidungswinkels	105
6.6.2	Bestimmung der Relativgeschwindigkeit und des Kollisionswinkels in der horizontalen Ausweichebene	106

6.6.3	Konzeption einer adaptiven Navigationsfunktion	106
6.6.4	Implementierung einer Distanzkorrektur	107
6.6.5	Modellierung einer Reaktionsentfernung zur Kollisionsvermeidung	108
6.6.6	Struktur des zur Handhabung unterschiedlicher Kollisionsszenarien notwendigen Zustandsautomaten	112
6.7	Struktur der vertikalen Bahnvorgabe zur Kollisionsvermeidung	115
6.7.1	Einfluss der Änderungsrate des vertikalen Kollisionsvermeidungswinkels...	116
6.7.2	Bestimmung der vertikalen Navigationskonstanten	117
6.7.3	Architektur des Zustandsautomaten zur vertikalen Bahnvorgabe	118
6.8	Struktur der Geschwindigkeitsvorgabe zur Kollisionsvermeidung	120
6.9	Definition der notwendigen Deaktivierungskriterien für die automatische Kollisionsvermeidung.....	125
6.9.1	Terminierungskriterium für frontal eingeleitete Kollisionsszenarien	125
6.9.2	Bestimmung eines Terminierungskriteriums im Schwebemodus	126
6.9.3	Terminierungskriterien für heckseitig eingeleitete Kollisionsszenarien.....	127
7	Validierung des erweiterten Flugführungssystems in der Simulation.....	129
7.1	Architektur der Simulationsumgebung.....	129
7.1.1	Regelstrecke des Erprobungsträgers	130
7.1.2	Umweltmodell	130
7.1.3	Bordsensorik.....	130
7.1.4	Modellierung der radarbasierten Umgebungsüberwachung	131
7.2	Exemplarisch simulierte Kollisionsszenarien	132
7.2.1	Frontales Kollisionsszenario im Horizontalflug des Erprobungsträgers.....	133
7.2.2	Kritischer Auslegungsfall des frontalen Kollisionsszenarios im Horizontalflug des Erprobungsträgers	144
7.2.3	Heckseitig eingeleitetes Kollisionsszenario im Flugzustand der Transition des Erprobungsträgers	152
7.2.4	Frontales Kollisionsszenario im Vertikalflug des Erprobungsträgers	161
7.3	Zusammenfassung der Ergebnisse	166
8	Validierung des Systementwurfs in exemplarischen Flugversuchen	167
8.1	Versuchsaufbau der Flugversuche	167
8.2	Validierung der radarbasierten Umgebungsüberwachung	168

I Inhaltsverzeichnis

8.3 Validierung des Kollisionsvermeidungssystems anhand eines simulierten Kollisionspartners	176
9 Zusammenfassung.....	185
10 Ausblick.....	189
V Literaturverzeichnis	i
VI Anhang	xii

II Formelzeichen und Abkürzungen

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
A_{Amp}	dB	Amplitude des Sendesignals
A_{Ant}	m^2	Antennenoberfläche
A_{K}	-	Knotenvektor B-Splines
A_{Trim}	N	Auftrieb im Trimmzustand
A_{W}	m^2	Wirkfläche Empfangsantenne
A_{η}	N	Auftriebskraft Höhenruder
B	s^{-1}	Bandbreite
B_{k}	-	Eingangsmatrix
B_{n}	s^{-1}	Rauschbandbreite
C_1	-	Dimensionsloser Exponent des ISA Korrekturterms
$C_{A\eta}$	-	Auftriebsbeiwert Höhenruder
C_{Einbau}	-	Einbauwinkelkorrekturmatrix Radarsystem
C_{S}	-	Transformationsmatrix vom Kugelkoordinatensystem ins kartesische Koordinatensystem
D_{kor}	-	Distanzkorrektur
D_{Reaktion}	m	Reaktionsentfernung zum Kollisionspartner
$E(X)$	-	Erwartungswert der Zufallsvariable X
$F(x)$	-	Verteilungsfunktion der Zufallsvariable X
F_{Xc}	N	Kommandierte Horizontalkraft
F_{Zc}	N	Kommandierte Vertikalkraft

II Formelzeichen und Abkürzungen

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
G_E	dB	Antennengewinn der Empfangsantenne
G_k	-	Einflussmatrix Kalman-Filter
G_S	dB	Antennengewinn der Sendeantenne
H_k	-	Messmatrix Radarsensor
H_{Limit}	m	Maximal erlaubte Flughöhe
H_{UAS}	m	Aktuelle Flughöhe des Erprobungsträgers
I_0	-	Besselfunktion nullter Ordnung
J_{Cs}	-	Jacobimatrix der Transformationsmatrix
K_k	-	Kalman-Gain
KP_i	-	Kontrollpolygone B-Spline-Kurven
L	Nm	Rollmoment
L_{Atm}	dB	Atmosphärische Dämpfung
L_{Elek}	dB	Dämpfung durch elektronische Bauelemente
M	Nm	Giermoment
M_{fig}	-	Koordinatentransformationsmatrix flugzeugfestes zu geodätisches Koordinatensystem
M_{gh}	-	Koordinatentransformationsmatrix geodätisches zu horizontales Koordinatensystem
N	J/s; Nm	Systemrauschleistung; Nickmoment
N_i^T	-	Basisfunktion B-Spline-Kurven
N_{PN}	-	Navigationskonstante PN-Regelgesetz
N_{var}	-	Adaptive Navigationsfunktion
$N_{vertikal}$	-	Vertikale Navigationskonstante

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
P_E	W	Empfangsleistung der Empfängerantenne
P_{Ent}	-	Entdeckungswahrscheinlichkeit
P_{Falsch}	-	Falschalarmwahrscheinlichkeit
P_{Ref}	W	Strahlungsleistung des reflektierenden Objektes
P_S	W	Sendeleistung der Sendeantenne
$P_{xx,k}$	-	Kovarianzmatrix des Schätzfehlers
Q_k	-	Kovarianzmatrix Systemrauschen
R	-	Messrauschmatrix des Radarsystems
$R_{\text{Navigationslösung}}$	-	Messrauschmatrix der Navigationslösung
R_{PN}	m	Relative Entfernung zum Ziel
R_{Radar}	m	Gemessene Entfernung Objekt- Radarsystem
$R_{\text{Sphäre}}$	m	Radius der Sicherheitssphäre
S	J/s	(Nutz-)Signalleistung
$S_{\text{Höhenruder}}$	m ²	Umströmte Flügelfläche
T	s	Rampenzeit
T_0	K	ISA Normtemperatur Meeresniveau (288,15 K)
T_S	s	Diskretes Zeitintervall
T_{sys}	K	Systemrauschtemperatur
T_{Schwelle}	dBm	Schwellenwert
X	-	Zufallsvariable
Y	-	Zufallsvariable

II Formelzeichen und Abkürzungen

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
a	m/s	Schallgeschwindigkeit
a_x	m/s^2	Beschleunigung in x-Koordinatenrichtung
a_y	m/s^2	Beschleunigung in y-Koordinatenrichtung
a_z	m/s^2	Beschleunigung in z-Koordinatenrichtung
b	m	Schenkelseitenlänge Dreieckelement
c_0	m/s	Lichtgeschwindigkeit (299.792.458 m/s)
d	m	Einbauabstand Empfangsantennen
\vec{d}	m	Einbauabstand Radarsystem – Schwerpunkt Erprobungsträger
e	-	Exponentialfunktion
f	1/s; N	Frequenz; Kollektiver Schub
f_0	1/s	Trägerfrequenz
f_D	s^{-1}	Dopplerfrequenz
f_b	N	Differentieller Schub
g	m/s^2	Erdbeschleunigung ($\sim 9,81 m/s^2$)
k	Ws/K	Boltzmannkonstante ($1,38 \times 10^{-23}$ Ws/K)
k	s	Zeitpunkt Kalman-Filter
m	kg	Masse
n	-	Anzahl an Entfernungszellen
p	$^\circ/s$	Rollrate
p_E	W/m^2	Reflektierte Leistungsdichte an Empfangsantenne
p_S	W/m^2	Leistungsdichte an einem reflektierenden Objekt

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
$p(x)$	-	Dichtefunktion der Zufallsvariablen X
q	°/s	Nickrate
r	°/s	Gierrate
t	s	Rampendurchlaufzeit, Knotenpunkt B-Spline-Kurve
t_p	s	Impulsdauer Signal
u	m/s	Horizontalgeschwindigkeit
\vec{u}	-	Eingangsgroößen
v	m/s	Laterale Horizontalgeschwindigkeit
\vec{v}	-	Messrauschen
w	m/s	Vertikalgeschwindigkeit
w	-	Normalverteiltes weißes Rauschen
\vec{x}	-	Zustandsvektor
x	m	Geodätische x-Koordinate
y	m	Geodätische y-Koordinate
z	m	Geodätische z-Koordinate
β	dBm	Betrag des Reflexionssignals
Δ	°	Halböffnungswinkel Kollisionskegel
ΔA_{Komp}	N	Kurvenkompensationsterm
$\Delta f_1; \Delta f_1$	s ⁻¹	Frequenzdifferenz der Echosignale 1 und 2
Δt_p	s	Laufzeit des verschobenen Echosignals
Δx	m	Signalverlaufsdifferenz

II Formelzeichen und Abkürzungen

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
$\Delta\Phi_{\text{Phase}}$	°	Phasendifferenz
Θ	°	Nickwinkel
Θ_{Radar}	°	Winkel Radarobjekt – Fluggerät vertikale Ebene
Θ_{Rumpf}	°	Nickwinkel Rumpf
I	°	Vertikaler Kollisionsvermeidungswinkel
Λ	°	Eingeschlossener Winkel zwischen Relativgeschwindigkeit und Entfernungsvektor
O	°	Horizontaler Kollisionsvermeidungswinkel
Φ	°;-	Hängewinkel, Transitionsmatrix
X	°	Bahnazimut
ψ	°	Azimut, Objektwinkel Radarobjekt–Fluggerät laterale Ebene
α	°	Anstellwinkel
δ	-	Differenz
ε	°	Kollisionswinkel in der horizontalen Ebene
ξ	°	Querruder Stellglied
η	°	Höhenruder Stellglied
η_{Prop}	°	Heckrotor Stellglied
λ	m	Wellenlänge
λ_{PN}	°	Peilwinkel
ρ	kg/m ³	Dichte der Luft
ρ_0	kg/m ³	Normdichte der Luft Meeresniveau (1,225 kg/m ³)
ρ_{AR}	-	Aperturwirkungsgrad

Formelzeichen	Einheit	Beschreibung
σ	$^{\circ}$	Kippwinkel Tragflügel
σ_R	m	Standardabweichung Entfernungsauflösung
σ_{Radar}	m^2	Radar-Rückstreuläche des reflektierenden Objektes
σ_a	m/s^2	Standardabweichung Störbeschleunigung
σ_{Vellnit}	m/s	Standardabweichung Initiale Geschwindigkeit
σ_x	-	Standardabweichung Zufallsvariable
σ_{ORadar}	$^{\circ}$	Standardabweichung vertikaler Objektwinkel
σ_{Phase}	$^{\circ}$	Standardabweichung der Phasenmessung
$\sigma_{\Psi\text{Radar}}$	$^{\circ}$	Standardabweichung lateraler Objektwinkel
ω	s^{-1}	Kreisfrequenz

Indizes	Beschreibung
AR	Apertur
Einbau	Einbauabstand
KP	Kollisionspartner
Normal	Normal zur Längsachse
PN	Proportional Navigation
Prop	Heckrotor
S	Diskret
SR	Sensor
S_{kart}	Kartesisches Koordinatensystem Sensor

II Formelzeichen und Abkürzungen

Indizes	Beschreibung
S_{Kugel}	Kugelkoordinatensystem Sensor
Stör	Störeinwirkung
Sys	System
T	Transponierte Matrix
XY	XY-Bezugsebene
XZ	XZ-Bezugsebene
c	Befehlsvorgabe
f	Flugzeugfestes Koordinatensystem
g, geodätisch	Geodätisches Koordinatensystem
h	Horizontales Koordinatensystem
i	Zählindex
k	Zeitpunkt k
korr	Korrekturterm
lateral	Lateral wirkende Komponente
max	Maximum der Bezugsgröße
p	Zählindex
rel	Relativ
var	Variable Größe
vert	Vertikal
0	Bezugsgröße
$\hat{\cdot}$	Geschätzter Systemzustand
+	Verarbeitete Messung des Kalman-Filters

Indizes	Beschreibung
-	Unverarbeitete Messung des Kalman-Filters

Abkürzung	Beschreibung
ACAS	<u>A</u> irborne <u>C</u> ollisions <u>A</u> voidance <u>S</u> ystem
ADS-B	<u>A</u> utomatic <u>D</u> ependent <u>S</u> urveillance and <u>B</u> roadcast
AVS	<u>A</u> coustic <u>V</u> ector <u>S</u> ensor
BAFS	<u>B</u> undes <u>a</u> ufsichtsamt für <u>F</u> lugsicherung
CAN-Bus	<u>C</u> ontroller <u>A</u> rea <u>N</u> etwork-Bus
CAGO	<u>C</u> ell- <u>A</u> veraging <u>G</u> reatest- <u>O</u> f
CASO	<u>C</u> ell- <u>A</u> veraging <u>S</u> mallest- <u>O</u> f
CFAR	<u>C</u> onstant <u>F</u> alse <u>A</u> larm <u>R</u> ate
CPA	<u>C</u> losest <u>P</u> oint of <u>A</u> pproach
DAA	<u>D</u> etect- <u>A</u> nd- <u>A</u> void
DFS	<u>D</u> eutsche <u>F</u> lugsicherung
EZA	<u>E</u> ntfernungszellen <u>a</u> uflösung
FAA	<u>F</u> ederal <u>A</u> viation <u>A</u> dministration
FFS	<u>F</u> lug <u>f</u> ührungssystem
FluCo	<u>F</u> lug <u>C</u> omputer
GPN	<u>G</u> eneralized <u>P</u> roportional <u>N</u> avigation
GPS	<u>G</u> lobal <u>P</u> ositioning <u>S</u> ystem
ICAO	<u>I</u> nternational <u>C</u> ivil <u>A</u> viation <u>O</u> rganization
ISA	<u>I</u> nternationale <u>S</u> tandardatmosphäre

II Formelzeichen und Abkürzungen

Abkürzung	Beschreibung
KP	<u>K</u> ollisions <u>p</u> artner
LuftVO	<u>L</u> uft <u>V</u> erkehr <u>s</u> - <u>O</u> rdnung
OS	<u>O</u> rdere <u>S</u> tatistics
PWM	<u>P</u> uls <u>w</u> eiten <u>m</u> oduliert
RADAR	<u>R</u> adio <u>D</u> etection <u>A</u> nd <u>R</u> anging
SAR	<u>S</u> earch <u>A</u> nd <u>R</u> escue
SISO	<u>S</u> ingle <u>I</u> nput <u>S</u> ingle <u>O</u> utput
SPI	<u>S</u> erial <u>P</u> eripheral <u>I</u> nterface
TCAS	<u>T</u> raffic Alert and <u>C</u> ollision <u>A</u> voidance <u>S</u> ystem
UAS	<u>U</u> nmanned <u>A</u> ircraft <u>S</u> ystem
UAV	<u>U</u> nmanned <u>A</u> erial <u>V</u> ehicle
UART	<u>U</u> niversal <u>A</u> ynchronous <u>R</u> eceiver <u>T</u> ransmitter
ZuT	<u>Z</u> elle <u>u</u> nter <u>T</u> est

III Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1.1: Ansicht der beiden am Sichtexperiment beteiligten Luftraumteilnehmer a) Polizeihubschrauber und b) unbemanntes Luftfahrtsystem.	3
Abbildung 1.2: Schematischer Prozessablauf der Funktionsebenen eines DAA-Systems.	5
Abbildung 2.1: Darstellung der gestaffelten Flugsicherungsstruktur für bemannte Luftraumteilnehmer.	7
Abbildung 2.2: Darstellung der aktuell möglichen Flugsicherungsstruktur für unbemannte Luftraumteilnehmer.	10
Abbildung 2.3: Darstellung der potentiellen Gefährdungen des SAR-UAS innerhalb eines Katastrophengebiet-Luftraumes.	13
Abbildung 3.1: Der verwendete Erprobungsträger mit den vorhandenen Stellgliedern.	19
Abbildung 3.2: Der modulare Aufbau des verwendeten Flugcomputers.	21
Abbildung 3.3: Die möglichen Flugzustände des Erprobungsträgers.	22
Abbildung 3.4: Die realisierbare Geschwindigkeitsmenge des Erprobungsträgers.	22
Abbildung 3.5: Kippwinkleinstellung des Tragflügels über die Horizontalgeschwindigkeit. ...	23
Abbildung 3.6: Schema des Flugführungssystems der Kippflügel-Referenzkonfiguration.	25
Abbildung 3.7: Prinzipielle Darstellung einer B-Splines-Kurve mit zwei zugehörigen Kontrollpolygonen.	26
Abbildung 3.8: Darstellung des horizontalen Koordinatensystems in Relation zum geodätischen und flugzeugfesten Koordinatensystem.	28
Abbildung 3.9: Darstellung der SISO Struktur des Lagereglers.	32
Abbildung 4.1: Rot umrahmt das von General Atomics verwendete Due Regard Radar an Bord des NASA IKHANA UAS, in Anlehnung an [MAL15] und [GENE16].	36
Abbildung 4.2: Das verwendete Dauerstrich-Radarsystem von IMST ohne Einhausung, eigene Darstellung.	41

III Abbildungsverzeichnis

Abbildung 4.3: Zusammenhang zwischen abgetasteten Empfangssignal und Entfernungszellenindex nach [JANK07].	42
Abbildung 4.4: Dämpfung elektromagnetischer Wellen in Abhängigkeit von Ihrer Frequenz durch die Erdatmosphäre und Niederschlag sowie Nebel, in Anlehnung an [DETL89].	43
Abbildung 4.5: Darstellung der linearen Rampenmodulation in Dreieckform, nach [JANK07].	45
Abbildung 4.6: Prinzipdarstellung der linearen Rampenmodulation mit vorhandenem Echosignal, in Anlehnung an [REIF12].	46
Abbildung 4.7: Prinzip der linearen Rampenmodulation mit Dopplerverschiebung, in Anlehnung an [WINN12].	47
Abbildung 4.8: Darstellung des Eindeutigkeitsproblems bei der Entfernungsauflösung, eigene Darstellung.	48
Abbildung 4.9: Entfernungsaufösungsvermögen des Radarsystems in Abhängigkeit der genutzten Bandbreite.	49
Abbildung 4.10: Maximale Detektionsreichweite des Radarsystems in Abhängigkeit der genutzten Bandbreite.	49
Abbildung 4.11: Darstellung der trigonometrischen Beziehungen zwischen den Signalverläufen der beiden Empfangsantennen, in Anlehnung an [KLAU00].	50
Abbildung 4.12: Die im Zuge der Messkampagne genutzten Multirotorsysteme.	51
Abbildung 4.13: Schematische Darstellung der erfolgten Versuchstrajektorie.	52
Abbildung 4.14: Detektion der Flugtrajektorie des Multirotorsystems durch das Radarsystem.	53
Abbildung 4.15: Der als Detektionsobjekt fungierende Polizeihubschrauber des Typs EC135.	54
Abbildung 4.16: Exemplarische Detektion der Flugtrajektorie eines EC135 durch das Radarsystem.	55
Abbildung 5.1: Darstellung der Funktionsebenen der FAA Detect-and-Avoid-Prozessstruktur, rot markiert die beiden Funktionsebenen Detect und Track, nach [VALA15].	57
Abbildung 5.2: Verlauf einer normalverteilten Zufallsvariable, in Anlehnung an [ADAM16].	59

Abbildung 5.3: Entdeckungs- und Falschalarmwahrscheinlichkeit in Abhängigkeit des gewählten Schwellenwertes, in Anlehnung an [KANG08].	61
Abbildung 5.4: Gemessener Rauschmedian in Abhängigkeit von Bandbreite und Rampenzeit.	63
Abbildung 5.5: Gemessene Standardabweichung in Abhängigkeit von Bandbreite und Rampenzeit.	63
Abbildung 5.6: Prinzipieller Aufbau des CA-CFAR Schieberegisters nach [LUDL02].	65
Abbildung 5.7: Funktionsprinzip des CASO-CFAR Algorithmus in Anlehnung an [KANG08].	67
Abbildung 5.8: Vergleich der ungefilterten (links) und CASO CFAR gefilterten (rechts) Signalamplituden.	68
Abbildung 5.9: Darstellung der CASO-CFAR gefilterten Flugtrajektorie in der lateralen (a) und vertikalen (b) Detektionsebene.	69
Abbildung 5.10: UML Aktivitätsdiagramm der Vorfilterung der empfangenen Radarsignale.	71
Abbildung 5.11: Vermessener Verlauf der Standardabweichung des Objektwinkels nach [HÄGE15].	79
Abbildung 5.12: Verlauf der Standardabweichung des Schätzfehlers während eines Flugversuchs.	80
Abbildung 5.13: Mögliche Anordnung der Radarsysteme an Bord eines SAR-UAS zur Rundumsicht.	85
Abbildung 5.14: Anbindung des Radarsystems an den Erprobungsträger.	85
Abbildung 5.15: Datenfluss zwischen FluCo, Radarsteuerungsplatine und Radarsystem.	86
Abbildung 5.16: UML Aktivitätsdiagramm der radarbasierten Umgebungsüberwachung.	87
Abbildung 6.1: Einordnung der sechs Funktionalebenen des automatisierten Kollisionsvermeidungssystems innerhalb der FAA Detect-and-Avoid Systemstruktur.	89
Abbildung 6.2: Geometrie des zweidimensionalen Abfangszenarios nach [MURT66].	90
Abbildung 6.3: Geometrische Beziehungen zwischen SAR-UAS und Kollisionspartner in der xy-Projektionsebene des geodätischen Koordinatensystems.	93

III Abbildungsverzeichnis

Abbildung 6.4: Geometrische Beziehungen zwischen SAR-UAS und Kollisionspartner in der xz-Projektionsebene des geodätischen Koordinatensystems.	95
Abbildung 6.5: Erweiterte Flugführungsstruktur des Erprobungsträgers mit integrierter automatisierter Kollisionsvermeidung.....	100
Abbildung 6.6: Darstellung der horizontalen (blau) und vertikalen (grün) Ausweichebene..	103
Abbildung 6.7: Gesamtarchitektur des Datenflusses zwischen FluCo, Radarsteuerungsplatine und Radarsystem.	104
Abbildung 6.8: Verlauf der Detektionsentfernung während einer Ausweichbewegung für unterschiedliche Reaktionsentfernungen bei einem Sicherheitssphärenradius von 87,92 m.....	109
Abbildung 6.9: Verlauf der Detektionsentfernung während einer Ausweichbewegung für unterschiedliche Reaktionsentfernungen bei einem Sicherheitssphärenradius von 123,74 m.....	109
Abbildung 6.10: Verlauf der Detektionsentfernung während der Ausweichbewegung für unterschiedliche Reaktionsentfernungen bei einem Sicherheitssphärenradius von 152,4 m.....	110
Abbildung 6.11: Mögliche Ausweichmanövertrajektorien des SAR-UAS bei einem beispielhaften Kollisionswinkel von 135°.....	112
Abbildung 6.12: Struktur des Zustandsautomaten zur lateralen Bahnvorgabe.....	114
Abbildung 6.13: Aufteilung des I_g -Wertebereiches in vier Quadranten aus Sicht des SAR-UAS.....	116
Abbildung 6.14: UML Zustandsdiagramm des Zustandsautomaten zur vertikalen Bahnvorgabe.....	118
Abbildung 6.15: UML Zustandsdiagramm des Zustandsautomaten zur Geschwindigkeitsvorgabe.....	121
Abbildung 7.1: Architektur der Simulationsumgebung.....	129
Abbildung 7.2: Position der beiden Luftraumteilnehmer zu Beginn der Ausweichreaktion..	134
Abbildung 7.3: Zeitpunkt der größten Annäherung der beiden Luftraumteilnehmer.....	134
Abbildung 7.4: Isometrische Darstellung der vollständigen Ausweichreaktion.....	135

Abbildung 7.5: Darstellung der Ausweichreaktion des Erprobungsträgers in der geodätischen xz-Ebene.	135
Abbildung 7.6: Detaillierter Ausschnitt der Ausweichreaktion des Erprobungsträgers in der geodätischen xy-Ebene.	136
Abbildung 7.7: Zeitlicher Verlauf der Detektionsentfernung – frontales Kollisionsszenario.	137
Abbildung 7.8: Zeitlicher Verlauf der lateralen (a) und vertikalen Kollisionswarnung (b).	137
Abbildung 7.9: Verlauf des Halböffnungswinkels Δ_{xy} (a) und des Sicherheitswinkels Δ_{SF} (b).	138
Abbildung 7.10: Verlauf des Winkels Λ_{xy} sowie der Winkelsumme von Δ_{xy} und Δ_{SF}	139
Abbildung 7.11: Berechnete Beschleunigungsvorgaben durch das Kollisionsvermeidungssystem (a) sowie Limitierung dieser durch die Flugzustandsregelung (b).	140
Abbildung 7.12: Verlauf der Lageänderungsvorgaben (a) sowie der Eulerwinkel (b).	140
Abbildung 7.13: Zeitliche Entwicklung der Kollisionsvermeidungswinkel O_g (a) und I_g (b).	141
Abbildung 7.14: Horizontalgeschwindigkeitsvorgabe und -verlauf während der Ausweichreaktion.	142
Abbildung 7.15: Vertikalgeschwindigkeitsvorgabe und -verlauf während der Ausweichreaktion.	143
Abbildung 7.16: Zeitlicher Verlauf der Flughöhe während der Ausweichreaktion.	143
Abbildung 7.17: Isometrische Darstellung der Kollisionssituation und entsprechenden Ausweichreaktion.	144
Abbildung 7.18: Darstellung der Ausweichreaktion des Erprobungsträgers in der geodätischen xz-Ebene.	145
Abbildung 7.19: Detaillierter Ausschnitt der Ausweichreaktion des Erprobungsträgers in der geodätischen xy-Ebene.	145
Abbildung 7.20: Zeitlicher Verlauf der Detektionsentfernung während des kritischen Auslegungsfalls.	146
Abbildung 7.21: Zeitlicher Verlauf der lateralen (a) und vertikalen Kollisionswarnung (b).	147

III Abbildungsverzeichnis

Abbildung 7.22: Verlauf des Halböffnungswinkels Δ_{xy} (a) und des Sicherheitswinkels Δ_{SF} (b).	147
Abbildung 7.23: Verlauf des Winkels Λ_{xy} sowie der Winkelsumme aus Δ_{xy} und Δ_{SF}	148
Abbildung 7.24: Berechnete Beschleunigungsvorgaben durch das Kollisionsvermeidungssystem (a) sowie Limitierung dieser durch die Flugzustandsregelung (b).....	149
Abbildung 7.25: Verlauf der Lageänderungsvorgaben (a) sowie der Eulerwinkel (b).	150
Abbildung 7.26: Horizontalgeschwindigkeitsvorgabe und -verlauf während der Ausweichreaktion.	151
Abbildung 7.27: Vertikalgeschwindigkeitsvorgabe und -verlauf während der Ausweichreaktion.	151
Abbildung 7.28: Zeitliche Entwicklung der Flughöhe während der Ausweichreaktion.....	152
Abbildung 7.29: Gesamtdarstellung des heckseitig eingeleiteten Kollisionsszenarios.	154
Abbildung 7.30: Darstellung der Ausweichreaktion in der geodätischen xy-Ebene.	155
Abbildung 7.31: Darstellung der Ausweichreaktion in der geodätischen yz-Ebene.	155
Abbildung 7.32: Zeitlicher Verlauf der Detektionsentfernung während des heckseitig eingeleiteten Kollisionsszenarios.....	156
Abbildung 7.33: Zeitlicher Verlauf der lateralen (a) und vertikalen Kollisionswarnung (b). ..	156
Abbildung 7.34: Berechnete Beschleunigungsvorgaben durch das Kollisionsvermeidungssystem (a) sowie Limitierung dieser durch die Flugzustandsregelung (b).....	157
Abbildung 7.35: Verlauf der Lageänderungsvorgaben (a) sowie der Eulerwinkel (b).	158
Abbildung 7.36: Zeitlicher Verlauf der Kollisionsvermeidungswinkel O_g (a) und I_g (b).	159
Abbildung 7.37: Zeitliche Entwicklung u_c und u während der Ausweichreaktion.....	160
Abbildung 7.38: Vertikalgeschwindigkeitsvorgabe und -verlauf während der Ausweichreaktion.	160
Abbildung 7.39: Zeitliche Entwicklung der Flughöhe während der Ausweichreaktion.....	161

Abbildung 7.40: Isometrische Darstellung des Vertikalflug-Kollisionsszenarios.	162
Abbildung 7.41: Detaillierte Ansicht der Ausweichreaktion in der geodätischen yz-Ebene..	162
Abbildung 7.42: Zeitlicher Verlauf der Detektionsentfernung im VertikalflugszENARIO.....	163
Abbildung 7.43: Zeitlicher Verlauf der lateralen (a) und vertikalen Kollisionswarnung (b). ..	163
Abbildung 7.44: Zeitlicher Verlauf der Horizontal- (a) und Vertikalgeschwindigkeitskomponenten (b) während der Ausweichreaktion.	164
Abbildung 7.45: Zeitlicher Verlauf der Beschleunigungsvorgaben (a) und der Flughöhe (b).	165
Abbildung 7.46: Zeitlicher Verlauf der Zustandsgrößen Eulerwinkel (a) und Kippwinkel σ (b).	165
Abbildung 8.1: Das genutzte Multirotorsystem mit angebautem Winkelreflektor (rot umrahmt).	167
Abbildung 8.2: Positionsmessung und –schätzung durch die Umgebungsüberwachung....	169
Abbildung 8.3: Die durch die Umgebungsüberwachung gemessenen/geschätzten Koordinaten des Multirotorsystems.	169
Abbildung 8.4: Zeitlicher Verlauf der Detektionsentfernung während des Detektionsversuches.	170
Abbildung 8.5: Verlauf der berechneten Standardabweichungen in den jeweiligen Positionskoordinaten.	171
Abbildung 8.6: Durch das Kalman-Filter geschätzte Geschwindigkeitskomponenten des Multirotorsystems.	171
Abbildung 8.7: Abschnitte der Annäherungstrajektorie des Multirotorsystems.	172
Abbildung 8.8: Durch die Umgebungsüberwachung gemessene/geschätzte Annäherungstrajektorie des Multirotorsystems.	173
Abbildung 8.9: Die durch die Umgebungsüberwachung gemessenen/geschätzten Koordinaten des Multirotorsystems.	173
Abbildung 8.10: Zeitlicher Verlauf der Detektionsentfernung während des luftgestützten Versuches.	174

III Abbildungsverzeichnis

Abbildung 8.11: Verlauf der berechneten Standardabweichungen in den jeweiligen Positionskordinaten.	175
Abbildung 8.12: Durch das Kalman-Filter geschätzte Geschwindigkeitskomponenten des Multirotorsystems.	175
Abbildung 8.13: Darstellung des Kollisionsszenarios in der isometrischen Ansicht.	177
Abbildung 8.14: Ansicht der Ausweichbewegung in der geodätischen xz-Ebene.	177
Abbildung 8.15: Ansicht des Kollisionsszenarios in der geodätischen xy-Ebene.	178
Abbildung 8.16: Detaillierte Ansicht der Ausweichbewegung in der geodätischen xy-Ebene.	178
Abbildung 8.17: Zeitlicher Verlauf der Detektionsentfernung zum simulierten Kollisionspartner.	178
Abbildung 8.18: Zeitlicher Verlauf der lateralen (a) und vertikalen Kollisionswarnung (b). ..	179
Abbildung 8.19: Zeitlicher Verlauf der berechneten (a) und limitierten Beschleunigungsvorgaben (b).	180
Abbildung 8.20: Zeitlicher Verlauf der Lageänderungsvorgaben (a) und Eulerwinkel (b). ...	181
Abbildung 8.21: Verlauf der Kollisionsvermeidungswinkel O_g (a) und I_g (b) infolge der Ausweichbewegung.	181
Abbildung 8.22: Horizontalgeschwindigkeitsvorgabe und -verlauf während des Ausweichmanövers.	182
Abbildung 8.23: Vertikalgeschwindigkeitsvorgabe und -verlauf während des Ausweichmanövers.	183
Abbildung 8.24: Zeitlicher Verlauf der geodätischen Flughöhe während des Ausweichmanövers.	184

IV Tabellenverzeichnis

Tabelle 2.1: Technische Daten des EC135 Musters, entnommen aus [AIRB13].	14
Tabelle 3.1: Spezifikation der verwendeten Kippflügel-Referenzkonfiguration.	20
Tabelle 4.1: Genutzte Radareinstellungen zur Detektion des ferngesteuerten Luftfahrtsystems.	51
Tabelle 4.2: Genutzte Radareinstellungen zur Detektion des Polizeihubschraubers.	54
Tabelle 5.1: Gewählte Radarsystemparameter des exemplarischen Flugversuches zur CASO-Filterung.	68
Tabelle 6.1: Wahl der Filterkoeffizienten des implementierten Savitzky-Golay Filters.	105
Tabelle 8.1: Abmessungen des für die Flugversuche nutzbaren Luftraumes.	167
Tabelle 8.2: Genutzte Radareinstellungen zur Evaluierung der Umgebungsüberwachung.	168