



Angewandte Mathematik und Optimierung Schriftenreihe Applied Mathematics and Optimization Series AMOS # 25(2015)

Daniel Müllenstedt

Technische Grundlagen des Einsatzes von unbemannten Flugsystemen

Herausgegeben von der Professur für Angewandte Mathematik Professor Dr. rer. nat. Armin Fügenschuh

Helmut-Schmidt-Universität / Universität der Bundeswehr Hamburg Fachbereich Maschinenbau Holstenhofweg 85 D-22043 Hamburg

Telefon: +49 (0)40 6541 3540 Fax: +49 (0)40 6541 3672

e-mail:appliedmath@hsu-hh.de URL:http://www.hsu-hh.de/am

Angewandte Mathematik und Optimierung Schriftenreihe (AMOS), ISSN-Print 2199-1928 Angewandte Mathematik und Optimierung Schriftenreihe (AMOS), ISSN-Internet 2199-1936



Daniel Müllenstedt

Technische Grundlagen des Einsatzes von unbemannten Flugsystemen

Technical Foundations of the Mission Planning for Unmanned Aerial Vehicles

Studienarbeit

Fakultät für Maschinenbau

Studiengang:MaschinenbauJahrgangMB2011Betreuer:Prof. Dr. Armin Fügenschuh

Inhaltsverzeichnis

1	Einle	eitung		1
2	UAV	' Syste	eme	2
	2.1	Definit	ition	. 2
	2.2	Katego	gorien	. 3
	2.3	Komp	oonenten eines UAS	. 4
		2.3.1	Unbemanntes Fluggerät	. 5
		2.3.2	Nutzlast	. 6
		2.3.3	Kontrollstation	. 6
		2.3.4	Datenverbindung	. 6
		2.3.5	Start und Zurückgewinnung des Fluggerätes	. 7
		2.3.6	Unterstützungselement	. 8
		2.3.7	Transport	. 8
		2.3.8	Navigation	. 8
		2.3.9	Weitere Schnittstellen	. 8
	2.4	Aufgal	benbereiche \ldots	. 8
2		: D	un dis su un la v	10
3	0A3 2 1			10
	ე.1 ე.ე		ADO	. 10
	ე.∠ ვვ	KZO	JIN	· 11 19
	0.0 2.4		······································	. 12
	0.4 วร	LUNA	1	. 10
	3.5 3.6	Euro I	11	· 14 15
	5.0	Euro I	11awk	. 15
4	Nutz	zlasten	1	16
	4.1	Sensor	ren	. 16
		4.1.1	Elektrisch-optische Sensoren	. 16
		4.1.2	Infrarot-Sensorik	. 19
		4.1.3	Bewertung optischer Systemen	. 20
		4.1.4	Radar	. 21
	4.2	Waffer	n	. 22
5	Sign	atur		24
0	5 1	Elektr	romagnetische Strahlung	24
	0.1	5 1 1	Ontische Strahlung	. 21
		512	Infrarot	· 24 25
		5.1.2 5.1.3	Funk	· 25
		5.1.0	Radar	· 20 26
	5.2	Akusti	isch	. 20

In halts verz eichnis

6	Flug	leistun	g	27			
	6.1	Die At	mosphäre	27			
		6.1.1	Aufbau der Atmosphäre	27			
		6.1.2	Standardatmosphäre	28			
	6.2	Aerody	ynamik	29			
		6.2.1	Auftrieb	29			
		6.2.2	Der Luftwiderstand	31			
	6.3	Flugab	oschnitte	32			
	6.4	Flugzu	stände	34			
		6.4.1	Horizontalflug	34			
		6.4.2	Steigflug	36			
		6.4.3	Sinkflug	37			
		6.4.4	Gleitflug	37			
		6.4.5	Kurvenflug	38			
7	Ausl	olick		41			
Lit	eratur 42						

Verwendete Abkürzungen

ACT	
AGL	above ground level
BLOS	behind line of sight
COMINT	$communication\ intelligence$
ELINT	electronic intelligence
E/O	elektrisch-optisch
FIR	fernes Infrarot
FISINT	foreign instumentation signals intelligence
FOV	field of view
GPS	Global Positioning System
GSD	ground sample distance
HALE	high altitude long-endurance
ICAO	International Civil Aviation Organization
IR	Infrarot
ISA	International Standard Atmosphere
JDAM	Joint Direct Attack Munition
LOS	line of sight
MALE	medium altitude long-endurance
MIR	mittleres Infrarot
MSL	mean sea level
NATO	North Atlantic Treaty Organization
NIIRS	National Imagery Interpretability Rating Scale
NIR	nahes Infrarot
SAR	Synthetisches Apertur Radar
SAATEG	System für die abbildende Aufklärung in der Tiefe des Einsatzgebiets
SIGINT	signal intelligence
SLAR	side looking airborne radar
SLWÜA	signalerfassende luftgestützte weiträumige Überwachung und Aufklärung
UAS	unmanned aerial vehicle
UAV	unmanned aerial vehicle
UCAV	unmanned combat aerial vehicle

1 Einleitung

Die Planung von Flugrouten einer Drohne setzt Erfahrungen bezüglich der Eigenschaften des Flugsystemes und der Umgebungsparameter voraus. Sind diese gegeben, ist eine optimale Planung der Route trotzdem eine komplizierte und zeitintensive Aufgabe. Das Ziel meiner Abschlussarbeit ist eine Optimierung des Einsatzes von Drohnensystemen, die diese Planung unterstützt und eine optimale Flugroute unter den gegebenen Randbedingungen berechnet. Diese Studienarbeit dient als Vorbereitung dieser Abschlussarbeit und erläutert die Grundlagen von unbemannten Flugsystemen, die Flugmechanik und die Überlebenswahrscheinlichkeit eines solchen Systems hinsichtlich der Signaturen. Eine Übersicht der in der Bundeswehr eingesetzten Systeme ist ebenfalls mit aufgeführt.

2 UAV Systeme

Dieses Kapitel setzt sich mit unbemannten Flugsysteme auseinander. Es werden wichtige und ergänzende Komponenten, sowie mögliche Aufgabenbereiche eines Systems genannt und erläutert.

2.1 Definition

Ein UAV (Unmanned Aerial Vehicle) ist ein unbemanntes Fluggerät und wird auch als Drohne oder Flugdrohne bezeichnet. Das US-amerikanische Verteidigungsministerium definiert seit 2007 ein UAV folgendermaßen:

"A powered vehicle that does not carry a human operator, can be operated autonomously or remotely, can be expendable or recoverable, and can carry a lethal or nonlethal payload. Ballistic or semi-ballistic vehicles, cruise missiles, artillery projectiles, torpedoes, mines, satellites, and unattended sensors (with no form of propulsion) are not considered unmanned vehicles. Unmanned vehicles are the primary component of unmanned systems."¹

(United States Department of Defense, Office of the Secretary of Defense, 2007, [Dal15, S. 44])

Neben der strikten Abgrenzung zu anderen Waffensystemen muss eine Drohne, sofern sie nicht anders eingesetzt wird, nach ihrem Flug wiedererlangbar sein. Das bedeutet, dass das Fluggerät in einem sicheren Raum landet und nach eventuellen Instandsetzungsarbeiten einsatzfähig bleibt [Dal15, S.44].

Des Weiteren ist die Drohne nur ein Bestandteil eines unbemannten Systems. Die European Aviation Safety Agency definiert im Jahre 2009 ein solches System folgendermaßen.

"An Unmanned Aircraft System (UAS) comprises individual system elements consisting of an unmanned aircraft, the control station and any other system elements necessary to enable flight, i.e. command and control link and launch and recovery elements. There may be multiple control stations, command and control links and launch and recovery elements within a UAS."² (European Aviation Safety Agency, 2009, [Dal15, S. 45])

¹Ein angetriebenes Fahrzeug ohne einen an Bord befindlichen menschlichen Bediener, kann autonom oder ferngesteuert eingesetzt werden, kann oder kann nicht wiederelangt werden, und befördert eine lethale oder nicht-lethale Nutzlast. Ballistische oder semi-ballistische Fahrzeuge, Marschflugkörper, Artilleriegeschosse, Torpedos, Minen, Satelliten und bedienerlose Sensoren (ohne Antrieb) werden nicht als unbemannte Fahrzeuge bezeichnet. Unbemannte Fahrzeuge sind der Hauptbestandteil eines unbemannten Systems.

²Ein unbemanntes Flugsystem umfasst unabhängige Systemelemente wie ein unbemanntes Fluggerät, eine Kontrollstation und jedes andere Systemelement, das für den Flugeinsatz notwendig ist, wie zum Beispiel eine Kontroll- und Steuerverbindung, sowie eine Start und Landevorrichtung. Innerhalb eines solchen unbemannten Flugsystems können mehrere solcher Systemelemente vorhanden sein.

Zu einem unbemannten Flugsystem gehören neben dem Fluggerät, eine Kontrollstation und unterstützende Elemente, die für die drahtlose Verbindung, den Start und die Landung zuständig sind [Dal15, S. 45].

2.2 Kategorien

Im Folgenden sind zwei Kategorisierungsansätze aufgeführt, die die unbemannten Systeme anhand verschiedener Eigenschaften und Fähigkeiten gliedern.

Die UVS International, eine nicht-kommerzielle Vereinigung, die verschiedene UAS-Hersteller repräsentiert, unterscheidet Systeme anhand vier Eigenschaften, die sich auf das verwendete Fluggerät beziehen. Neben der maximalen Startmasse, werden auch die maximale Reichweite, die maximale Flugdauer und die maximale Flughöhe zur Unterscheidung herangezogen (Tabelle 2.1) [PG11, S. 33].

Kategorie	max. Start-	max. Reich-	max. Flug-	max. Flug-
	masse (kg)	weite (km)	höhe (m)	dauer (h)
Nano	< 0,025	< 1	100	< 1
Micro	< 5	< 10	250	1
Mini	< 30	< 10	300	< 2
Close Range	150	10 - 30	3000	2 - 4
Short Range	200	30 - 70	3000	3 - 6
Medium Range	1250	70 - 200	5000	6 - 10
Medium Range	1250	> 500	8000	10 - 18
Endurance	1250	> 500	8000	10 - 10
Low Altitude	350	> 250	50 0000	05 1
Deep Penetration	000	/ 200	50 - 5000	0, 0 - 1
Low Altitude	< 30	> 500	3000	< <i>24</i>
Long Endurance	< 30	> 500	5000	/ 24
Medium Altitude Long	1500	> 500	1/000	24 - 48
Endurance (MALE)	1000	> 500	14000	24 - 40
High Altitude Long	12000	> 2000	20000	24 - 48
Endurance (HALE)	12000	/ 2000	20000	24 40

Tabelle 2.1: UAS Kategorien nach van Blythenburg 2009 [PG11, S. 33].

Die NATO (*North Atlantic Treaty Organization*) teilt die UAVs in drei Klassen anhand des maximalen Startgewichtes ein, außerdem werden die Einsatzflughöhe, bezogen auf die Höhe über Grund (*above ground level*, AGL) und der Höhe über dem Meeresspiegel (*mean sea level*, MSL), sowie die Reichweite berücksichtigt . Des weiteren charakterisiert die Reichweite, ob es sich um eine Entfernung mit ungehinderter Sichtlinie (*line of sight*, LOS) oder um eine unbegrenzte Reichweite, die einen Einsatz des UAVs außerhalb der Sichtlinie (*behind line of sight*, BLOS) ermöglicht (Tabelle 2.2) [Cen10, S. 6].

Klasse	Kategorie	Einsatzflughöhe	Reichweite
Klasse I	Micro <2 kg	bis 60 m AGL	5 km (LOS)
(weinger als 150 kg)	Mini 2-20 kg	bis 1000 m AGL	25 km (LOS)
	Klein >20kg	bis 1500 m AGL	50 km (LOS)
Klasse II (150kg bis 600 kg)	Taktisch	bis 3000 m AGL	200 km (LOS)
Klasse III	Militärschlag / Kampf	bis 20000 m	Unbegrenzt (BLOS)
(mehr als 600 kg)	HALE	bis 20000 m	Unbegrenzt (BLOS)
	MALE	bis 14000 m MSL	Unbegrenzt (BLOS)

Tabelle 2.2: NATO UAS Kategorien nach JAPCC (Joint Air Power Competence Centre) 2010 [Cen10, S. 6].

2.3 Komponenten eines UAS

Ein UAS setzt sich aus mehreren Komponenten zusammen. Abbildung 2.1 zeigt eine Übersicht der relevanten Komponenten eines Systems, welche im Folgenden näher erläutert wird.



Abbildung 2.1: Übersicht der Komponenten eines UAS [Aus10, S. 9].

2.3.1 Unbemanntes Fluggerät

Das Fluggerät ist die Hauptkomponenten eines unbemannten Flugsystems. Es dient als Plattform für die missionsrelevanten Nutzlasten. Die Art der Konstruktion der Drohne ist abhängig von der geforderten Reichweite, Geschwindigkeit und Einsatzdauer [Aus10, S. 10].

Konventionell horizontal startend und landende Flugzeuge (*horizontal take-off and landing*, HTOL) nutzen starre Tragflächen für den Auftrieb und Propeller oder Strahltriebwerke für den Vortrieb. Sie werden insbesondere bei Missionen mit großer Dauer und Reichweite eingesetzt [Aus10, S. 11].

Senkrecht startende und landende Systeme (*vertical take-off and landing*, VTOL), nutzen Rotoren für den Auftrieb und Vortrieb. Diese Fluggeräte werden allgemein auch als Drehflügler bezeichnet und können eingesetzt werden, wenn eine hohe Geschwindigkeit und Ladekapazität nicht zwingend erforderlich sind. Man unterscheidet zwischen Heckrotor-, Koaxial-, Tandem- und Quadrocopter- Konfigurationen [Aus10, S. 37].



Abbildung 2.2: VTOL Rotorkonfigurationen [Aus10, S. 37].

Eine weitere Art, die hybriden Fluggeräte, sind eine Zwischenlösung der beiden obengenannten Bauweisen. Sie vereinen die Fähigkeiten zum senkrechten Start mit der höheren Geschwindigkeit der konventionell startenden Flugzeuge im Streckenflug. Charakteristisch sind Fluggeräte im Tilt-Rotor, Tilt-Wing, Tilt-Wing-Body oder Mantelpropellerdesign [Aus10, S. 41].



Abbildung 2.3: Hybride Fluggeräte [Aus10, S. 37].

2.3.2 Nutzlast

Die Art der Nutzlast hängt von der Mission ab. In Kapitel 4 wird auf die unterschiedlichen Formen der Nutzlasten eingegangen. Neben einzelnen Sensoren, wie zum Beispiel Kameras und Radare, kann eine Drohne auch bewaffnet werden. Ein Kombination unterschiedlicher Nutzlastarten ist möglich [Aus10, S. 10].

2.3.3 Kontrollstation

Die Kontrollstation dient der Vorbereitung, Durchführung und Überwachung von Flügen mit UAVs und ist die Schnittstelle zwischen dem autonomen System und dem Menschen. Das Fluggerät und die Nutzlasten, wie zum Beispiel Sensoren, werden von hier gesteuert und überwacht [Aus10, S. 9-10].

Die Größe der Kontrollstation und der Umfang der eingebauten Vorrichtungen sind insbesondere von der Größe und Einsatzart der Drohnen abhängig. Kleine im Rucksack transportable Fluggeräte, die vor Ort gestartet werden können, nutzen eine Kontrollstation, die ebenfalls einfach transportiert werden kann. Je größer und komplexer das Fluggerät, die Sensoren und die auszuführenden Missionen sind, desto umfangreicher ist die Kontrollstation ausgestattet und bietet mehrere Arbeitsplätze für die unterschiedlichen Aufgabenbereiche, zum Beispiel für den Piloten und den Bedieners der Sensorplattform [Aus10, S. 183ff].

2.3.4 Datenverbindung

Die Kommunikation zum Fluggerät dient der Übertragung von Steuerbefehlen, der Flugüberwachung, und wird dazu genutzt Sensordaten von der Drohne zur Kontrollstation zu senden. Folglich hat eine fehlerfreie Übertragung für den Verlauf der Mission eine hohe Priorität [Aus10, S. 13]. Ereignisse, die zum Ausfall der Kommunikationsanlage führen, der Verlust der Sichtverbindung, eine zu schwache Sendeleistung aufgrund einer zu großen Distanz zur Drohne und die vorsätzliche oder versehentliche Störung des Signals beeinträchtigen die Zuverlässigkeit der Datenverbindung [Aus10, S. 143].

Die wichtigsten Merkmale einer Datenverbindung sind die Datenrate, die angibt, welches Datenvolumen in einem Zeitintervall übertragen werden kann, und die Bandbreite an Frequenzen, die zur Verfügung stehen [Aus10, S. 143].

2 UAV Systeme

Die Kommunikation zur Drohne wird mittels einer Funkverbindung hergestellt. Werden erdgebundene Antennensysteme verwendet, ist eine ungehinderte Sichtverbindung (*line of sight*, LOS) erforderlich. Die effektive Einsatzentfernung S, in der das Fluggerät sicher eingesetzt werden kann, wird durch die Erdkrümmung eingeschränkt (Abbildung 2.4) und lässt sich in Abhängigkeit von der Höhe der Antenne $H_{Antennte}$, der Flughöhe des Fluggerätes $H_{Flugzeug}$ und des effektiven Erdradius R_{Erde} (8500km) berechnen. Es gilt:

$$S = L_1 + L_2 = \sqrt{(2 \cdot R_{Erde} \cdot H_{Antenne}) + H_{Antenne}^2} + \sqrt{(2 \cdot R_{Erde} \cdot H_{Flugzeug}) + H_{Flugzeug}^2}$$
(2.1)



Abbildung 2.4: Berechnung der Sichtverbindung der Funkstrecke [Aus10, S. 145].

Eine Satellitenverbindung ermöglicht eine nahezu unbegrenzte Einsatzreichweite der Drohne [Aus10, S. 145ff].

2.3.5 Start und Zurückgewinnung des Fluggerätes

Die Art des Startes ist abhängig von der Art des Fluggerätes. Drohnen, die nicht aus eigener Kraft starten können, werden durch spezielle Starteinrichtungen beschleunigt und in die Luft befördert. Dazu gehören Katapulte und raketenangetriebene Systeme [Aus10, S. 12]. Das Zurückgewinnen des Fluggerätes ist hinsichtlich der Wiederverwendbarkeit für einen erfolgreichen Abschluss der Mission wichtig. Die Art der Landung ist auf der einen Seite abhängig vom System und auf der anderen Seite spielt die Art des Startes eine Rolle. Konventionell und senkrecht startende Fluggeräte nutzen ausgewiesene Landebahnen und Landeplätze. Die Systeme, die beim Start und bei der Landung auf keine Rollbahn angewiesen sind oder zurückgreifen können, benötigen andere Formen der Landung. Genutzt werden Landesysteme, die auf Netzen, Fallschirmen oder Fanghaken basieren. Für kleine Drohnen ist eine Landung auf Schlittensystem oder auf dem Bauch realisierbar [Aus10, S. 12, S. 177-178].

2.3.6 Unterstützungselement

Das Unterstützungselement umfasst alle die Komponenten, die dem UAS bei der Durchführung der Mission zur Seite stehen. Dazu gehören neben Bedienungs- und Wartungsanleitungen, Werkzeuge und ergänzender Ausrüstung auch Betriebsstoffe und Verbrauchsgüter, wie Öl und Treibstoff [Aus10, S. 197].

2.3.7 Transport

Die Art des Transportes des UAS ist abhängig von der Größe und Komplexität des Systems. Kleine Drohnen können in einem Rucksack befördert werden und im nahen Einsatzgeschehen nach Bedarf eingesetzt werden. Größere Systeme wie zum Beispiel KZO oder LUNA werden in Kisten auf Fahrzeugen transportiert und benötigen für die betreibende Infrastruktur ebenfalls Transportkapazitäten [Aus10, S. 14, S. 201 ff].

2.3.8 Navigation

Die Navigation eines UAV liefert einen wichtigen Beitrag zum sicheren Ablauf des Fluges durch den Luftraum und zur Missionsüberwachung. Zur Positionsbestimmung wird heutzutage das *Global Position System* (GPS) genutzt, was es allerdings abhängig von diesem System macht. Wird mit einer eventuellen Störung des GPS-Signales gerechnet, kann die Position des Fluggerätes auch mittels Radar, Funk und Sichtverfolgung ermittelt werden [Aus10, S. 11-12, S. 201 ff].

2.3.9 Weitere Schnittstellen

Das UAS ist ein sehr komplexes System, das viele Teilsysteme miteinander verbindet. Die Kommunikation dieser untergeordneten Systeme wird über spezielle Schnittstellen gewährleistet. Darüber hinaus arbeitet das UAS in einem Netzwerk mit weiteren Systemen, und eine fehlerfreie Verständigung läuft hier über gesonderte Schnittstellen [Aus10, S. 13, S. 201 ff].

2.4 Aufgabenbereiche

Der Aufgabenbereich von unbemannten Fluggeräten reicht von einfachen Aufklärungsaufgaben bis zu komplexen Überwachungszenarien mit der Möglichkeit des Einsatzes von bewaffneten Systemen.

Nachrichtengewinnung und Aufklärung

Nachrichtengewinnung und Aufklärung liefert Informationen über feindliche Aktivität, Verbände und Operationen. Die durch das UAV gesammelten Daten werden während oder nach der Mission ausgewertet, analysiert und interpretiert [JCoS13, GL-9].

Überwachung

Überwachen bedeutet, einen potentiellen Feind, potentiell gefährdete Infrastruktur oder das Wetter zu beobachten [JCoS13, GL-10].

2 UAV Systeme

SIGINT

Signal intelligence¹ (SIGINT) befasst sich mit der Überwachung und Auswertung von Signalen fremder und unbekannte Systeme. Sie umfasst Communication Intelligence² (CO-MINT), Electronic Intelligence³ (ELINT) und Foreign Instrumentation Signals Intelligence⁴ (FISINT) [JCoS13, B-5].

- COMINT beschäftigt sich mit der Verarbeitung von Daten abgehörter Kommunikationswege, wie zum Beispiel Funk- und Kabelverbindungen.
- ELINT analysiert und hört Systeme ab, die nicht zur Kommunikation genutzt werden, u.a. Radare. Des weiteren werden Eigenschaften, Taktiken und Aktivität dieser Systeme gesammelt.
- FISINT beinhaltet die technische Auswertung von fremder Ausrüstung und analysiert diese bezüglich ihrer Eigenschaften.

Kampf

Bewaffnete Flugdrohnen (*unmanned combat aerial vehicle*, UCAV) sind ferngesteuerte unbemannte Fluggeräte, die üblicherweise mit gelenkter Luft-Boden-Munition ausgerüstet werden können [Fra08, S.1].

¹signalerfassende Aufklärung

²Fernmeldeaufklärung

³Elektronische Aufklärung

⁴Aufklärung von Signalen fremder Ausrüstung

Dieser Abschnitt zeigt eine Übersicht der Drohnensysteme, die gegenwärtig (Stand 2015), in der Bundeswehr eingesetzt bzw. angeschafft wurden. Neben dem Einsatzbereich werden auch die einzelnen Komponenten und technischen Daten des jeweiligen Systems skizziert.

3.1 MIKADO

Die Mikro-Aufklärungsdrohne im Ortsbereich (MIKADO) der Firma AirRobot aus Arnsberg ist ein UAS, das taktisch im Nächstbereich zur Beobachtung des näheren Umfeldes eingesetzt wird. Es besteht aus einer Drohne und einer kleinen transportablen Bodenkontrollstation mit Bediengerät (Abbildung 3.1). Der von vier Elektromotoren angetriebene Quadrocopter ist in fünf Minuten zusammengebaut und einsatzbereit. Mit einem Durchmesser von 1 m, eine Höhe von 0,24 m und einem Gewicht von 1,3 kg, kann das gesamte System in einem Rucksack transportiert und von einem einzelnen Soldaten bedient werden.

Das UAV operiert in einem Umkreis von maximal 1000 m, erreicht eine Flughöhe von 30 m und kann 20 Minuten lang eingesetzt werden. Die unter dem Rumpf befestigte Sensorplattform besteht aus einer Optik mit zwei festen Brennweiten oder einem Dämmerungssensor mit niedriger Lichtempfindlichkeit (0,0003 lux) und liefert Videoaufnahmen in Echtzeit und hoher Auflösung (bis zu 10 Megapixel) auf das Bediengerät. Die Plattform lässt sich um 90 Grad vertikal schwenken [Ste12] [Gmb12].



(a) MIKADO

(b) Die Bodenstation

Abbildung 3.1: Das System MIKADO [Pie14].

3.2 ALADIN

Das UAS ALADIN der Firma EMT aus Penzberg setzt sich aus einem elektrisch angetriebenen Fluggerät, Bodenkontrollstation und Bediengerät (Abbildung 3.2(a)) zusammen. Das UAV ist 1,57 m lang, 0,38 m hoch, die Spannweite beträgt 1,4 m und es wiegt weniger als 4 kg. Es wird vor Ort zusammengesetzt , aus der Hand gestartet und benötigt für den Einsatz zwei Soldaten (Abbildung 3.2(b)).

Mit einer Reichweite von 15 km wird das UAS im Nächstbereich eingesetzt, liefert bis zu 60 Minuten lang Videodaten in Echtzeit und operiert typischerweise in einer Höhe von 100 m bis 300 m.

Die Zusammenstellung der Sensorik bietet eine gewisse Flexibilität im Einsatz. Für die Aufklärung bei Tageslicht werden vier Farbvideokameras oder eine hochauflösende Digitalkamera und zwei Videokameras in einer weiteren Konfiguration eingesetzt. In der Dunkelheit kommen Infrarot-Wärmebild Kameras sowie eine Farbvideo-Kamera zum Einsatz (Abbildung 3.2(c)) [EMT09a].



(a) Das Bediengerät

(b) ALADIN



(c) Sensorik am Bug des Fluggerätes

Abbildung 3.2: Das System ALADIN [EMT09a].

3.3 KZO

Das Kleinfluggerät für Zielortung wird von der Firma Rheinmetall aus Düsseldorf hergestellt. Es besteht aus dem Fluggerät, einer Bodenkontrollstation, einer Einheit für die Datenverbindung, einer Starteinrichtung und einer Instandsetzungseinheit (Abbildung 3.3) [Ele06, S. 2].

Das UAS mit einem Einsatzbereich von ca. 40 km wird vom Heer zur Aufklärung von Zielen und der Lage eingesetzt [Pre14]. Das Fluggerät ist 2,3 m lang, 1 m hoch und hat eine Flügelspannweite von 3,4 m. Es hat ein Startgewicht von 161 kg und trägt eine Nutzlast von 35 kg [Ele06, S. 6].



Abbildung 3.3: KZO beim Start [Ele06, S. 3].

Die Sensorik des KZOs besteht aus einer IR-Kamera mit einer 8-fach Zoomoptik, die sowohl am Tag als auch in der Nacht zur Aufklärung eingesetzt wird. Ein Videotracker unterstützt die automatische Verfolgung von ausgewählten Zielen [Ele06, S. 7].

Die Bodenkontrollstation umfasst drei Arbeitsplätze für Missionsüberwachung und -planung, die Flugkontrolle und die Bildauswertung (Abbildung 3.4) [Ele06, S. 9].



(a) Außenansicht

(b) Innenansicht

Abbildung 3.4: Bodenkontrollstation KZO [Ele06, S. 8,10].

Das Fluggerät wird über ein Startsystem mittels eines Raketenantriebs in die Luft geschossen und landet nach der Durchführung der Mission an einem Landefallschirm. Die Vorbereitung

des Startes und die Instandsetzung werden in einem speziellen Modul durchgeführt (Abbildung 3.5(b)). Die Datenverbindung zur Übertragung von Steuerbefehlen, Telemetriedaten und Bildern wird durch ein Element mit einer 11 m hohen Antenne gewährleistet (Abbildung 3.5(a)) und ist mit der Bodenkontrollstation über ein Glasfaserkabel verbunden [Ele06, S. 15].



(a) Zerlegtes Modul zur Datenübertragung

(b) Instandsetzung

Abbildung 3.5: Wichtige Elemente des KZO-Systems [Ele06, S. 14,20].

3.4 LUNA

Die Luftgestützte Unbemannte Nahaufklärungs-Ausstattung (LUNA), die von der Firma EMT hergestellt wird, operiert für das Heer in einem Einsatzbereich von ca. 40 km [PG11, S. 37]. Das System besteht aus dem Fluggerät (Abbildung 3.6(a)), einer lufttransportfähigen Bodenkontrollstation mit Antenne und einer Start- und Landvorrichtung. Das von einem Zwei-Takt-Motor mit zwei Zylindern angetriebene Fluggerät ist 2,36m lang, 0,87m hoch und hat eine Spannweite von 4,17m. Die Bodenstation befindet sich in einem geschützten Geländefahrzeug und hat Arbeitsplätze zur Planung, Auswertung sowie Überwachung der Missionen (Abbildung 3.6(b)).



(a) LUNA

(b) Bodenkontrollstation

Abbildung 3.6: Das UAS LUNA [EMT09b].

Die stabilisierte Sensorplattform im Rumpf des Fluggerätes ist schwenkbar und modular aufgebaut. Standardmäßig ist die abwärts schauende Basis mit Farbvideokameras bestückt, kann jedoch optional gegen IR-Kameras ausgetausch werden.

Der Start erfolgt mittels eines Seilfederkatapultes (Abbildung 3.7(a)). Nach der Mission landet das Fluggerät an einem Fallschirm oder in einem Netz (Abbildung 3.7(b)) [EMT09b].



(a) Seilfederkatapul

(b) Landenetzsystem

Abbildung 3.7: Start und Landung der LUNA [EMT09b].

3.5 Heron 1

Das israelische UAS Heron 1 der Firma Israel Aerospace Industries dient in der Bundeswehr als Zwischenlösung für ein "*System für die abbildende Aufklärung in der Tiefe des Einsatzgebiets*" (SAATEG) [PG11, S. 39]. Das Fluggerät hat eine Länge von 8,5 m, eine Spannweite von 16,6 m und ein maximales Startgewicht von 1250 kg (Abbildung 3.8) [IAI15].

Das System kann bis zu 24 Stunden in einer Einsatzflughöhe von 6 400 m und mit einer Reichweite bis zu 400 km operieren. Neben dem Fluggerät gehört eine Bodenstation zum System, die die Sensordaten empfängt und auswertet. Die Sensorplattform kann Farbbild-kameras und IR-Sensoren, ein Synthetic Aperture Radar (SAR) und ein Laserzielmarkierer umfassen [PG11, S. 39].



Abbildung 3.8: Heron 1 [Kal13]

3.6 Euro Hawk

Trotz der nicht erlangten Serienreife des Systems Euro Hawk ist dieses hier zu nennen, da es eine weitere Kompetenz, sowie die Komplexität und Größe eines solchen Systems im Bereich der unbemannten Aufklärung der Bundeswehr aufzeigt.

Für die "signalerfassenden luftgestützten weiträumigen Überwachung und Aufklärung" (SL-WÜA) sollte eine abgewandelte Version des RQ-4B Global Hawk der US-amerikanischen Firma Northrop Grumman mit einem in Deutschland entwickelten SIGINT-System ausgestattet werden. Sie sollte die bereits im Jahr 2010 ausgemusterte bemannte Breguet 1150 Atlantic SIGINT (Abbildung 3.9(a)) ersetzen [PG11, S. 40-41]. Probleme bei der Musterzulassung des Systems führten dazu, dass nach dem Erhalt eines *Full Scale Demonstrators* von einer Einführung in die Luftwaffe abgesehen wurde [BMV13, S. 44].



(a) Breguet 1150 Atlantic SIGINT der Marine

(b) Euro Hawk

Abbildung 3.9: Beide Systeme im bildlichen Vergleich [Bun06], [Eur15, Bildergalerie]

Der Euro Hawk wäre mit einer Länge von 14,5 m, einer Höhe von 4,7 m und einer Spannweite von 39,9 m das größte unbemannte Fluggerät in der Bundeswehr gewesen. Bei einer maximalen Flughöhe von 18 km und einer Reichweite von 25000 km, kann das von einem Turbofan-Triebwerk angetriebene System bis zu 30 Stunden in der Luft betrieben werden [Eur15, Das Luftsegment].

Das Bodensystem besteht aus zwei separaten Einheiten. Erstere befasst sich mit dem Einsatz des Fluggerätes und besteht aus einem Mission Control Element (Abbildung 3.10(a)) und einem Launch and Recovery Element (Abbildung 3.10(b)). Für die Auswertung und Durchführung der Sensorik steht das ISIS-Bodensegment in einer stationären und mobilen Variante zur Verfügung [Eur15, Das Bodensegment].



(a) Mission Control Element

(b) Launch and Recovery Element

Abbildung 3.10: Bodeneinheiten des Euro Hawk Systems [Eur15, MCE, LRE].

Die Auswahl der Nutzlasten bestimmt das Einsatzspektrum der Drohne. Dieses Kapitel befasst sich mit den Eigenschaften und der Funktionsweise dieser Nutzlasten. Neben elektrischoptischer Sensoren und IR-Sensoren wird auch das Synthetische Apertur Radar (SAR) und die Bewaffnung kurz erläutert.

4.1 Sensoren

Für diverse Aufgaben, z.B. Aufklärungs- oder Überwachungsmissionen, sind hochsensible Sensoren notwendig. Sie erfassen verschiedenste Informationen und stellen diese dem Nutzer des Systems zu Verfügung. Es werden insbesondere elektrisch-optische Sensoren, IR-Sensoren und Radare eingesetzt [Aus10, S. 127ff].

4.1.1 Elektrisch-optische Sensoren

Elektrisch-optische Sensoren (E/O Sensoren) erfassen den visuell sichtbaren Bereich des elektromagnetischen Spektrums (VIS), der sich von 400nm (violett) bis 800nm (rot) erstreckt (Abbildung 4.1) [GT07, S. 19].



Abbildung 4.1: Das sichtbare Licht im elektromagnetischen Spektrum [Lit05, S. 38].

Optische Abbildung

Ein Sensorsystem ist ein Linsensystem, dass das einfallende Licht auf einen elektronisch auswertbaren Sensor lenkt. Abbildung 4.2 zeigt ein Modell eines solchen Systems. Der Lichtstrahl eines Punktes eines Objekts aus dem Objektbereich tritt durch das Linsensystem in den Bildbereich ein und wird dort auf die Bildebene, den Sensor, abgebildet [Wal01, S. 7].



Abbildung 4.2: Optische Abbildung [Wal01, S. 7]

Charged Coupled Device

Als Sensorelemente werden CCD-Arrays, die aus mehreren in einem Raster angeordneten Photodioden bestehen, eingesetzt. Das Licht fällt auf den Sensor und lädt einen zu jedem Bildelement (Pixel) zugeordneten Kondensator auf. Je heller das Licht ist, umso mehr wird dieser Kondensator aufgeladen. Anschließend sorgt die Auslesetechnik des Sensors, für eine zeilen- bzw. spaltenweise Verarbeitung der auf dem Kondensator indirekt gespeicherten Helligkeitswerte [GT07, S. 162].

Die Ground Sample Distance (GSD) gibt eine Untergrenze für Strukturen an, die gerade noch erkennbar sind. Diese Größe ist das Verhältnis einer Abmessung zu einer Anzahl Pixel. $GSD = 5\frac{m}{px}$ bedeutet, dass ein Pixel auf dem Sensor in der Wirklichkeit 5m entspricht. Das Sichtfeld (*field of view*, FOV, Abbildung 4.3) spielt hierbei eine wichtige Rolle [Har04, S. 418].



Abbildung 4.3: Sichtfeld [Wal01, S.11]

Der Öffnungswinkel φ ist abhängig von der Größe des Sensorelementes h und der Brennweite f. Es gilt:

$$\varphi = 2 \cdot \arctan\left(\frac{h}{2 \cdot f}\right) \tag{4.1}$$

Wird die Brennweite f vergrößert, wird der Öffnungswinkel kleiner. Das bedeutet, dass ein kleinerer Ausschnitt auf das Sensorelement abgebildet wird: die GSD wird kleiner. Bei der Verkleinerung der Brennweite f zoomt man entsprechend raus und die GSD wird größer. Die Abbildungen 4.4 und 4.5 vergleichen Aufnahmen mit unterschiedlicher GSD. Je kleiner die GSD ist, desto detaillierter sind die Bilder.



Abbildung 4.4: GSD = 120cm [Har04, S. 420].



Abbildung 4.5: GSD = 15cm [Har04, S. 421].

4.1.2 Infrarot-Sensorik

Ist der Einsatz von E/O-Sensoren im Tageslicht nicht mehr möglich oder das produzierte Bild nicht zufriedenstellend, zum Beispiel bei Dämmerung oder in der Nacht, können Kameras mit Bildverstärkerröhren und Wärmebilddetektoren eingesetzt werden.



Abbildung 4.6: Infrarotstrahlung im Spektrum [Wal01, S. 2]

Diese Sensoren arbeiten im infraroten Spektralbereich, der sich im Wellenlängenbereich von 780nm bis 1mm erstreckt. Ferner wird dieser Bereich in 3 Intervalle aufgeteilt [Wal01, S.2]:

- Nahes Infrarot (NIR): $0.78\mu m 3\mu m$
- Mittleres Infrarot (MIR): $3\mu m 5\mu m$
- Fernes Infrarot (FIR): $3\mu m 1000\mu m$

Bildverstärkerröhren verstärken das restliche schwache Licht, das von den Objekten reflektiert und nicht vom Menschen wahrgenommen werden kann. Sie arbeiten im sichtbaren bis unteren nahen Infrarotbereich von etwa $1,2\mu m$. Dazu wird entweder das Restlicht der Umgebung intensiviert, oder eine Infrarot-Quelle beleuchtet das zu untersuchende Objekt [Chr13]. Wärmebildkameras detektieren unabhängig von der Beleuchtung die natürlich ausgestrahlte Wärmestrahlung der Körper und arbeiten in einem Bereich von $3\mu m$ bis $14\mu m$ (thermische Infrarotstrahlung). Die Abbildungen 4.7 zeigen einen Vergleich von Aufnahmen eines Hauses mit sichtbarem Licht und Mittlerer Infrarotstrahlung. Ein beachtenswertes Detail ist das sichtbare Fachwerk in der Wärmebildaufnahme [Wal01, S. 17].



(a) Sichtbares Licht





Die Erfassung der Wärmestrahlung wird mittels thermischer Detektoren und Photonendetektoren geleistet. Erstere messen die IR-Strahlung indirekt über die abgestrahlte Wärmeenergie. Diese wird in den Detektoren durch eine Temperaturänderung in eine elektrisch auswertbare Größe umgewandelt. [Wal01, S. 243-244].

4.1.3 Bewertung optischer Systemen

Eine wichtige Eigenschaft der Sensorplattform ist die Fähigkeit, Bilder aufzunehmen, die zur Objektdetektion, -erkennung und -identifizierung genutzt werden. Mitte der 1950er Jahre hat John B. Johnson anhand von Experimenten Kriterien festgelegt, wie viele Pixel man benötigt, um ein Objekt mit einer Wahrscheinlichkeit von 50 % richtig zu detektieren, zu erkennen und zu identifizieren [Har04, S. 426]. Unter Detektion versteht man, dass ein Objekt auf dem Bild erkennbar ist. Eine Erkennung reicht aus um Objekte von einander zu unterscheiden, wie zum Beispiel ein Mensch und ein Auto. Die Identifikation setzt eine Unterscheidung von spezifischen Merkmalen voraus, wie die Charakterisierung von Mann und Frau [Asc13].

Tabelle 4.1: Johnson-Kriterium[Har04, S. 426].					
	Stufe	mind. Anzahl Pixel			
	Detektion	2			
	Orientierung	$2,\!8$			
	Erkennung	8			
	Identifikation	12,8			

Eine Wahrscheinlichkeit von 50% ist für viele Aufgaben nicht ausreichend. Abbildung 4.8 zeigt den Zusammenhang der Anzahl der benötigten Pixel zur jeweiligen Wahrscheinlichkeit [Har04, S.427]. Eine Umrechnung erfolgt über die Forderung und des zugewiesenen Faktors. Dieser wird mit der aus Tabelle 4.1 aufgeführten Mindestanzahl der Pixel multipliziert. Eine Erkennungswahrscheinlichkeit von 80% beträgt folglich 12 Pixel.



Abbildung 4.8: Abhängigkeit der Wahrscheinlichkeiten von der Anzahl der Pixel [Har04, S. 427]

Eine weitere Einstufung der Bilder wird anhand der National Imagery Interpretability Rating Scale (NIIRS) vorgenommen. Diese zehnstufige Einteilung (0 bis 9) der Bilder und Systeme erfolgt anhand ihrer Qualität und bietet somit eine Aussage über die Verwendbarkeit und Interpretierbarkeit [Irv97].

Die folgende Tabelle zeigt einen Zusammenhang zwischen den 10 Stufen von NIIRS und der GSD.

Stufe	GSD	Beispiel
0		Keine Auswertung möglich
1	$> 9 \ 00m$	Hafenanlage, Start-, Lande- und Rollbahn
2	$>4\;50m$	Große Hangars
3	$> 2 \ 50m$	Flügelform, Klassifikation von großen Schiffen
4	$> 1 \ 20m$	Flugzeugmodell
5	> 0.75m	Modelle von Boden-Boden-Systeme
6	$> 0 \ 40m$	Modelle von kleinen Hubschraubern
7	> 0.20m	Art der Bewaffnung eines Kampfflugzeuges
8	$> 0 \ 10m$	Nietlinien auf Bombern
9	< 0.10m	Art der Schrauben (Schlitz, Kreuzschlitz)

Tabelle 4.2: NIIRS Stufen [Irv97].

4.1.4 Radar

Radare können wie die elektronisch-optischen und IR-Sensoren genutzt werden zweidimensionale Abbildungen des interessierenden Gebiets zu erzeugen. Dazu werden sogenannte Seitensichtradare (*side looking airborne radar*, SLAR) mit einer synthetischen Aperatur (*synthetic aperture radar*, SAR), Abbildung 4.9 eingesetzt . Der Vorteil dieser Systeme ist, dass sie tageszeit- und wetterunabhängig eingesetzt werden können [KH00, S. 213].





Abbildung 4.9: SAR [KH00, S. 214].

4.2 Waffen

Eine Bewaffnung von Drohnen erweitert die Möglichkeit von UAS, auf besondere Situationen zu reagieren und eventuelle Gefahren abzuwehren. In der Regel wird Luft-Boden-Munition eingesetzt. Zum Einsatz kommen lasergelenkte Waffen, wie die AGM-114 Hellfire und die GBU-12 Paveway II oder *Joint Direkt Attack Munition* (JDAM) (Abbildung ??) [Fra08, S. 9].

Die AGM-114 Hellfire ist eine Familie von Luft-Boden-Flugkörpern die von der US-amerikanischen Firma Lockheed Martin hergestellt wird. Der an unbemannten Fluggeräten montierte Flugkörper vom Typ AGM-114R hat eine Länge von 1,8 m und wiegt 49 kg. Die mit einem Lasersuchkopf ausgestattete Rakete hat eine Reichweite von 500 m bis 8000 m [Arm12, S. 132-133].

Die GBU-12 Paveway II ist eine lasergelenkte Bombe, die von dem US-amerikanische Unternehmen Texas Instruments hergestellt wird. Die Bombe, die eine Reichweite von 15 km hat, ist mit einem 500 Pfund Sprengkopf ausgestattet, wiegt 400 kg und ist 3,29 m lang [Net98].



Abbildung 4.10: Eine bewaffnete MQ-9 Reaper mit zwei AGM-114 Hellfire und einer GBU-12 Paveway II [Fra08, S. 10].

5 Signatur

Die Überlebensfähigkeit eines Flugzeuges beschreibt die Wahrscheinlichkeit in einem feindlichen Gebiet die Mission ohne den Verlust des Fluggerätes zu vollenden. Insbesondere der Einsatz von Abfangraketen, Radaren und Schusswaffen stellen eine Bedrohung für die Drohne dar [Bal03, S. 1].

UAVs sind besonders gefährdet, da diese wenige bis gar keine Gegenmaßnahmen gegen die obengenannten Risiken bieten. Für die Wahl eine sicheren Flugroute ist auf der einen Seite eine möglichst genaue Kenntnis über die feindlichen Verteidigung und auf der anderen Seite das Wissen über die eigenen Signatur wichtig. Die Signatur eines Fluggerätes beschreibt, wie dieses von einem System oder einem Menschen wahrgenommen wird. Hier werden insbesondere Signaturen im elektromagnetischen und akustischen Bereich betrachtet.

5.1 Elektromagnetische Strahlung

Jedes Fluggerät reflektiert und strahlt elektromagnetische Strahlung in unterschiedlichen Bandbreiten ab. Hier sind insbesondere Bereiche des elektromagnetischen Spektrums des sichtbaren Lichtes, der Infrarotstrahlung, des Funkes und der Radare zu nennen. Durch Stealth-Techniken kann die Signatur einer Drohne erheblich zu Gunsten des Fluggerätes verbessert werden [Aus10, S. 113].

5.1.1 Optische Strahlung

Eine optische Detektion ist maßgeblich von den strukturellen Eigenschaften des UAV, der Lage des potentielle Beobachters und dem Zustand der Atmosphäre abhängig.

Größe und Form des Fluggerätes

Die Ausmaße und das Profil der Drohne spielen eine übergeordnete Rolle. Je kleiner und unauffälliger das Fluggerät, desto geringer ist das Risiko entdeckt zu werden. Ein große und auffällig geformte Struktur erhöht die Wahrscheinlichkeit der Entdeckung [Aus10, S. 113].

Kontrast zum Hintergrund und die Kantenschärfe

Das Fluggerät bewegt sich im Vordergrund des Himmels und hebt sich durch einen Kontrastunterschied von diesem ab. Der Kontrast C ist als das Verhältnis der Differenz aus der Leuchtdichte der Drohne L_{Drohne} und des Hintergrundes $L_{Hintergrund}$ zur Leuchtdichte des Hintergrundes definiert.

$$C = \frac{L_{Drohne} - L_{Hintergrund}}{L_{Hintergrund}} = \frac{\Delta L}{L_{Hintergrund}}$$
(5.1)

5 Signatur

Ein Fluggerät ist nicht wahrnehmbar, wenn die Leuchtdichten des Hintergrundes sowie der Drohne gleich groß sind. Neben der Form und der Oberflächenbeschaffenheit des Fluggerätes hat auch die Atmosphäre einen erheblichen Beitrag zum Kontrastunterschied [Aus10, S. 113].

Atmosphärische Effekte

Der Zustand und die Zusammensetzung der unteren Atmosphärenschicht hat einen Einfluss auf die optische Wahrnehmung einer Drohne. Luftverschmutzung, Nebel und Wolken reduzieren das Risiko einer Entdeckung [Aus10, S. 114].

Bewegung des Fluggerätes und Dauer der Aussetzung

Auf der einen Seite ist die Dauer, in der das Flugzeug entdeckt werden kann und auf der anderen Seite die Geschwindigkeit mit der das Fluggerät über das Gebiet fliegt. Eine Winkelgeschwindigkeit von unter 40mrad/s, während sich das Fluggerät von am Himmel bewegt, ist für einen Menschen sehr schwer wahrnehmbar. Ist eine kürzere Verweildauer über dem Gebiet erforderlich, zum Beispiel um das Fluggerät schnellstmöglich durch diesen Bereich zu bringen, ist folglich eine höhere Geschwindigkeit nötig, und die Wahrscheinlichkeit der Detektion bezüglich der Bewegung steigt [Aus10, S. 114].

Stabilität und Aufmerksamkeit des Betrachters

Das Risiko der optischen Wahrnehmung einer Drohne ist von der jeweiligen Situation des möglichen Beobachters abhängig. Befindet sich dieser in einer Gefechtshandlung oder Gefahrensituation, ist er häufig nicht in der Lage den Himmel zu beobachten und ein Fluggerät aufzuspüren. Darüber hinaus ist die Stabilität des Untergrundes entscheidend. Befindet sich der Beobachter zum Beispiel auf einem fahrenden Fahrzeug, ist die Wahrscheinlichkeit, das die Drohne am Himmel entdeckt wird, herabgesetzt [Aus10, S. 114].

Reflexionen

Glatte und glänzende Fläche neigen dazu, dass einstrahlende Sonnenlicht zu reflektieren. Insbesondere die Öffnungen der Sensoreinheiten sind in diesem Fall verhängnisvoll. Können diese möglichst klein konstruiert werden und wird eine matte Lackierung verwendet, können die Reflexionen minimiert werden [Aus10, S. 114].

5.1.2 Infrarot

Strahlung im infraroten Bereich wird von jedem Körper abgestrahlt. Heiße Bereiche, wie der Antrieb und die Elektronik heben sich beim Betrachten des Fluggerätes durch eine Wärmebildkamera hervor.

5.1.3 Funk

Die Abstrahlung im Funkbereich des Fluggerätes und der Kontrollstation können detektiert und nachverfolgt werden [Aus10, S. 117]. Um eine Erfassung und Störung der Funkverbindung zu verhindern, ist ein gerichteter und schmaler Funkstrahlkegel oder eine über dem Einsatzgebiet fliegenden luftgestützte Kontrollstation nötig [Aus10, S. 149].

5.1.4 Radar

Der Radarrückstreuquerschnitt σ beschreibt, wie ein Fluggerät von eine Radarsystem wahrgenommen wird. Dieser beschreibt das Verhältnis der vom Ziel reflektierten Leistung (E_2, H_2) zur Flächenleistungsdichte (E_1, H_1) und hat die Einheit einer Fläche und ist abhängig von den elektrischen E und magnetischen Feldstärken H, sowie vom Abstand r zwischen Empfänger und Ziel [KH00, S.55]:

$$\sigma = 4 \cdot \pi \cdot r^2 \cdot \frac{Re(\vec{E_2} \times \vec{H_2})}{Re(\vec{E_1} \times \vec{H_1})} = 4 \cdot \pi \cdot r^2 \cdot \frac{|\vec{E_2}|^2}{|\vec{E_1}|^2}.$$
(5.2)



Abbildung 5.1: Radarrückstreuquerschnitt eines Flugzeuges [Wol12, S.15]

5.2 Akustisch

Die akustische Signatur ist besonders im bodennahen Flug zu berücksichtigen. Die am Flugzeugrumpf vorbeiströmende Luft und die Triebwerke erzeugen Geräusche die in geringen Höhen wahrgenommen werden können. Der Einsatz von Dämmmaterialien und eine wesentliche höher Einsatzhöhe senken die Wahrscheinlichkeit entdeckt zu werden [Aus10, S.114].

Dieses Kapitel befasst sich mit der Flugleistung von Flugzeugen. Diese umfasst insbesondere die Disziplinen Flugmechanik und Aerodynamik, und setzt sich mit Fragen bezüglich des Fluges auseinander. Treibstoffverbrauch, Flugphasen sowie Kräfte, die auf das Flugzeug wirken werden in diesem Abschnitt näher betrachtet und beschrieben.

Neben der Aerodynamik und der Flugmechanik befasst sich dieser Abschnitt zusätzlich mit dem Aufbau der Erdatmosphäre.

6.1 Die Atmosphäre

Die Erdatmosphäre ist die Lufthülle der Erde, und besteht aus einem Gemisch von Gasmolekülen, Wasserdampf und Aerosolen. Die Zusammensetzung der Luft bleibt bei trockener Luft, selbst bis zu einer Höhe von 95 km konstant [ICA78].

6.1.1 Aufbau der Atmosphäre

Die Atmosphäre der Erde teilt sich in 5 Schichten (Sphären) auf, die jeweils durch dünne Grenzschichten (Pausen) getrennt sind (siehe Abbildung 6.1). Sie unterscheiden sich in ihren thermodynamischen Eigenschaften. Insbesondere die unteren beiden Schichten, die Troposphäre und die Stratosphäre, sind für den Luftverkehr am wichtigsten. Außerdem findet hier das gesamte Wettergeschehen ab [Kle09].



Abbildung 6.1: Aufbau der Atmosphäre [Lan08].

6.1.2 Standardatmosphäre

Zur Beschreibung der Atmosphäre wird in der Luftfahrt eine allgemein gültige Normatmosphäre, die *International Standard Atmosphere* (ISA), verwendet. Dieses idealisierte Modell der Lufthülle wurde 1976 von der International Civil Aviation Organization (ICAO) festgelegt [Sch08].

Sie beruht auf einer thermodynamischen Nachbildung der Luftschichten. Dabei werden folgende Vereinfachungen angenommen. Die Luft wird als ideales Gas betrachtet, die relative Feuchtigkeit beträgt 0% und die Erdbeschleunigung ist auf der gesamten Erde konstant (siehe Tabelle 6.1) [ICA78].

Konstante	Formelzeichen	Wert	Einheit		
Gravitation	g_n	9,80655	$m \cdot s^{-2}$		
Molare Masse	M	28,964420	$kg \cdot kmol^{-1}$		
Stoffmenge	N_A	$602,\!257\cdot 10^{24}$	$kmol^{-1}$		
Luftdruck	p_n	$1013,\!25$	hPa		
Universelle Gaskonstante	R^*	8314,32	$J \cdot K^{-1} \cdot kmol^{-1}$		
Spezifische Gaskonstante	R	287,05287	$J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$		
Temperatur	T_0	$273,\!15$	K		
Temperatur	T_n	288,15	K		
Isentropenexponent	κ	$1,\!4$	_		
Luftdichte	$ ho_n$	9,80655	$kg \cdot m^{-3}$		

Tabelle 6.1: Konstanten der ISA [ICA78].

Temperatur T

Der höhen
abhängige Temperaturverlauf ${\cal T}(H)$ folgt in der ISA-Norm zwischen
den Schichten einer linearen Funktion

$$T(H) = T_b + \beta (H - H_b) . \tag{6.1}$$

In Tabelle 6.2 sind die Temperaturgradienten β bis zu einer Höhe von 80 km angegeben. Zur Berechnung der Temperatur T in der Höhe H wird die Formel auf die niedrigere Referenzhöhe H_b bezogen und gilt bis zur nächsthöheren Referenzhöhe.

	0	1	L ,
Höhe H_b	Temperatur T_b	Druck p_b	Temperaturgradient β
(m)	(K)	(hPa)	$({\rm K} {\rm m}^{-1})$
-2000	$301,\!15$	$1264,\!64$	-6,5
0	$288,\!15$	$1013,\!25$	-6,5
11000	$216,\!65$	$276,\!44$	0
20000	$216,\!65$	$66,\!87$	+1
32000	$228,\!65$	9,74	-2,8
47000	$270,\!65$	$1,\!05$	0
51000	$270,\!65$	$1,\!04$	-2,8
71000	$214,\!65$	$0,\!08$	-2,0
80000	$196,\!65$	0,02	-

Tabelle 6.2: Werte zur Berechnung des Temperatur- und Druckverlaufes [ICA78, Tabelle 4].

Druck p

Die Änderung des Drucks p ist abhängig von der Höhe sowie den thermodynamischen Eigenschaften der jeweiligen Schicht. Für die Abschnitte mit einem Temperaturgradienten $\beta \neq 0$ gilt:

$$\ln(p) = \ln(p_b) - \frac{g_n}{\beta \cdot R} \cdot \frac{T_b + \beta(H - H_b)}{T_b} , \qquad (6.2)$$

$$p = p_b \cdot \left[1 + \frac{\beta}{T_b} \cdot (H - H_b) \right]^{\frac{-g_n}{\beta \cdot R}} .$$
(6.3)

In den Pausen mit einem Temperaturgradienten $\beta = 0$ gilt:

$$\ln(p) = \ln(p_b) - \frac{g_n}{R \cdot T} \cdot (H - H_b) , \qquad (6.4)$$

$$p = p_b \cdot e^{-\frac{g_n}{R \cdot T} \cdot (H - H_b)} . \tag{6.5}$$

 p_b steht hier für den Referenzdruck und bezieht sich auf die Tabelle 6.2. In der Formel ist für das jeweilige betrachtete Intervall der untere Wert einzusetzen.

Dichte ρ

Die Dichte ρ lässt sich mithilfe des idealen Gasgesetzes berechnen:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \ . \tag{6.6}$$

Schallgeschwindigkeit a

Die Schallgeschwindigkeit a ist eine temperaturabhängige Größe und berechnet sich über den Zusammenhang

$$a(T) = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T} = 20,046796\sqrt{T} . \tag{6.7}$$

6.2 Aerodynamik

Die Aerodynamik befasst sich mit den Prinzipien von strömenden Medien und deren Wechselwirkung auf umströmte Objekte. Wichtige Effekte sind der Auftrieb und der Widerstand in dem Medium.

6.2.1 Auftrieb

Die Ursache dafür, dass ein Flugzeug fliegen kann, ist die Auftriebskraft F_{Lift} (Gl. 6.8). Diese Kraft ist insbesondere von der Form der Tragflächen, die Einfluss auf den Auftriebsbeiwert c_{Lift} hat, der Fläche der Tragfläche A_{Wing} , der Geschwindigkeit v und der Dichte ρ des umströmenden Mediums abhängig [Sch08, S. 42]:

$$F_{Lift} = \frac{\rho}{2} \cdot A_{Wing} \cdot c_{Lift} \cdot v^2 . \qquad (6.8)$$

Abbildung 6.2 zeigt den Querschnitt einer Tragfläche, die sich durch das umgebende Medium bewegt. Die Luft, hier als Stromlinien dargestellt, trifft auf die Vorderkante des Flügels und wird über dessen Oberseite und Unterseite abgelenkt. Die starke Umlenkung an der Vorderkante der Oberseite führt zu einer starken Beschleunigung der Luft. Nach dem Gesetz von Bernoulli (Gl. 6.9) sinkt der statische Druck p_s auf dieser Seite, da der Gesamtdruck p_d konstant ist:

$$p_d = p_s + \frac{\rho}{2} \cdot v^2 = const. \tag{6.9}$$

Auf der Unterseite verzögert die Luft an der Vorderkante und beschleunigt im Vergleich zur Oberseite entlang des Querschnittes nicht so stark. Der resultierende statische Druck p_s ist auf dieser Seite des Flügels größer. Die Druckdifferenz beider Seiten führt zum Auftrieb.



Abbildung 6.2: Physikalischer Stromlinienverlauf [Sch08, S. 39].

Die Druckverteilung in Abbildung 6.3 stellt den Verlauf des Druckbeiwertes c_p über den Querschnitt der Tragfläche dar (Gl. 6.10). Der Druckbeiwert ist das Verhältnis der Druckdifferenz aus dem aktuellen Druck p und dem Staudruck p_{∞} an der Vorderkante des Flügels zum dynamischen Druck $(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2)$ unter Berücksichtigung der Anströmgeschwindigkeit v_{∞} :

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_\infty^2}.\tag{6.10}$$

Der Druckbeiwert kann in folgende drei Bereiche eingeteilt werden:

- $c_p = 0$: Staudruck und statischer Druck sind ausgeglichen
- $c_p > 0$: Überdruck,
- $c_p < 0$: Unterdruck.

In der Abbildung 6.3 erkennt man, dass der Druckbeiwert c_p an jeder Stelle x des Flügels kleiner ist als der Druckbeiwert c_p auf der Unterseite.



Abbildung 6.3: Druckverteilung [Sch08, S. 39]

6.2.2 Der Luftwiderstand

Neben dem Auftrieb wirkt dem Flugzeug eine Kraft in Flugrichtung entgegen: die Widerstandskraft F_D .

Schädlicher Widerstand

Der schädliche oder parasitäre Widerstand ist abhängig von der Dichte *rho* des Mediums, der Geschwindigkeit v, der Querschnittsfläche S und dem Widerstandsbeiwert c_D , welche von der Anstellung der Tragfläche zur Strömungsrichtung abhängt.

$$F_D = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D \ . \tag{6.11}$$

Auftriebsabhängiger Widerstand

Der auftriebsabhängige Widerstand wird hauptsächlich vom induzierten Widerstand abhängig [Sch08, S. 46]. Die Ursache hierfür ist die strömende Luft am Tragflächenende. Der Druckausgleich führt zu Randwirbeln, die den Auftrieb abschwächen können. Der auftriebsabhängige Widerstandsbeiwert c_{Di} ist vom Auftriebsbeiwert c_L und einer Konstante K, die Eigenschaften der Strömung berücksichtigt, abhängig:

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \cdot \Lambda \cdot e} = c_L^2 \cdot K.$$
(6.12)

Neben dem Oswaldfaktor e hat die Streckung des Flügels Λ einen Einfluss auf die Konstante K [Sch08, S. 47]. Sie stellt das Verhältnis der Flügelbreite b zur Flügelfläche S dar [Sch08, S. 29]:

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} \tag{6.13}$$

Gesamtwiderstand

Der Gesamtwiderstand kann über den Zusammenhang des Nullwiderstandes, der unter Vernachlässigung des Auftriebes den Widerstandsbeiwert c_{D0} berücksichtigt, und des auftriebsabhängigen Widerstandes bestimmt werden [Sch08, S. 47]. Es gilt:

$$c_D = c_{D0} + c_L^2 \cdot K. ag{6.14}$$

Eingesetzt in Gleichung 6.11 ergibt das:

$$F_D = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S \cdot (c_{D0} + c_L^2 \cdot K) .$$
 (6.15)

6.3 Flugabschnitte

Die Trajektorie eines Fluges lässt sich in verschiedene Flugabschnitte oder Flugphasen einteilen. Die Untersuchung der verschieden Flugzustände benötigt einen Überblick der Flugphasen, die ein Flugzeug während eines Fluges durchläuft. Ausgehend von der Art der Mission (Transport, Aufklärung usw.) unterscheidet sich der Ablauf der Flugphasen.

Eine Transportmission (Abbildung 6.4) zeichnet sich dadurch aus, dass eine Flugstrecke zwei Orte mit einander verknüpft. Die Passagiere oder die Fracht werden kostengünstig an ihr Ziel gebracht [BHS86, S. 172].



Abbildung 6.4: Übersicht der Flugabschnitte einer Transportmission [BHS86, S. 171].

Eine Aufklärungsmission (Abbildung 6.5) unterscheidet sich von eine Transportmission dadurch, dass das Fluggerät in der Regel zu seinem Ausgangspunkt zurückkehrt und eine maximale Flugzeit angestrebt wird. Da das Flugzeug eine längere Zeit über einem Gebiet kreist, sind hier häufiger Abschnitte mit Kurven zu finden. Der Start- und Beschleunigungsvorgang bzw. der Lande- und Verzögerungsvorgang unterscheiden sich nicht von einer Transportmission [BHS86, S. 172].



Abbildung 6.5: Übersicht der Flugabschnitte einer Aufklärungsmission [BHS86, S. 171]

Im folgenden werden die wichtigsten Flugabschnitte

- Start,
- Beschleunigung und Verzögerung,
- Streckenflug,
- Steig- und Sinkflug,
- Kurvenflug und
- Landung

erläutert.

Start

Der Start unterteilt sich in zwei Abschnitte, in die Startstrecke und den Start-Steigflug. Ersteres umfasst den Startlauf, die Rotation (Punkt an dem das Flugzeug sich um seine Querachse dreht), das Abheben sowie das Erreichen der Überflughöhe bei 35ft (ca. 11m). Der Start-Steigflug wird anschließend von der Startstrecke bis zum Erreichen von 1500 ft (ca. 450m) fortgeführt und kann mehrere Segmente mit unterschiedlichen Steigungen umfassen [Sch08, S. 145] [BHS86, S. 277-279].

Nicht konventionell startenden Flugzeugen, wie zum Beispiel UAVs, die von Katapulten o. Ä. starten, durchlaufen einen Teil dieses Ablaufs. Die Startstrecke verkürzt sich auf das Abheben und Erreichen der Überflughöhe und der Start-Steigflug bleibt unverändert.

Beschleunigung und Verzögerung

Die Beschleunigungs- und Verzögerungsabschnitte werden auch als instationärer Horizontalflug bezeichnet und dienen der Geschwindigkeitserhöhung und Geschwindigkeitsverringerung.

Steig- und Sinkflug

Im Steig- und Sinkflug ändert sich die Höhe des Fluges.

Streckenflug

Der Streckenflug oder Reiseflug ist ein annähernd stationärer Flugabschnitt, bei dem die Geschwindigkeit konstant gehalten wird. Im Vergleich zu den anderen Flugphasen macht der Reiseflug den größten Anteil aus. Deshalb ist der Massenverlust während des Fluges durch den Verbrauch von Treibstoff nicht hier zu vernachlässigen. Der optimale Bedarf an Treibstoff wird für diesen Abschnitt bestimmt und trägt zu einem geringeren Treibstoffverbrauch bei [BHS86, S. 173].

Landung

Die Landung umfasst drei Phasen: Anflug, Endandflug und das Aufsetzen [BHS86, S. 313].

6.4 Flugzustände

Im Gegensatz zu den Flugphasen, die aus verschiedenen Flugzuständen mit unterschiedlichen Parametern bestehen, beschreiben die Flugzustände den aktuellen mechanischen und aerodynamische Zustand des Flugzeuges. Diese ermöglichen es, das Verhalten aus der Sicht der Mechanik und Aerodynamik zu beschreiben. Dabei wird im wesentlichen zwischen Steig-, Gleit-, Horizontal- und Kurvenflug unterschieden.

Das Ziel dieser Beschreibung ist es, unter Berücksichtigung der mechanischen und aerodynamischen Gesetze eine Abschätzung des Treibstoffverbrauchs und der resultierenden Kräfte zu bestimmen.

6.4.1 Horizontalflug

Der Horizontalflug ist der Flugzustand, in dem das Flugzeug sich am längsten befindet.



Abbildung 6.6: Kräfte im unbeschleunigten Horizontalflug [Sch08, S. 250].

Abbildung 6.6 zeigt die resultierenden Kräfte an einem Flugzeug, welches sich im Horizontalflug befindet. Daraus resultiert ein Kräftegleichgewicht in x-Richtung:

$$F_T = \frac{P}{v} = F_D \tag{6.16}$$

Für das Kräftegleichgewicht in y-Richtung gilt:

$$F_G = m \cdot g = F_L \tag{6.17}$$

Eine Abschätzung des Treibstoffverbrauches ist über die genaue Leistung P in Abhängigkeit der aerodynamischen Kräfte möglich:

$$P = \frac{\rho}{2} \cdot v^3 \cdot S \cdot c_{D0} + \frac{2 \cdot K \cdot m^2 \cdot g^2}{\rho \cdot v \cdot S} .$$
(6.18)

Der Kraftstoffmassenstrom \dot{m} lässt sich mithilfe des spezifischen Treibstoffverbrauchs b_p und der Leistung P bestimmen. Es gilt:

$$\dot{m} = P \cdot b_p \ . \tag{6.19}$$

Die Multiplikation mit dem Zeitintervall Δt ergibt die verbrauchte Treibstoffmasse m

$$m = \dot{m} \cdot \Delta t \ . \tag{6.20}$$

Beispielrechnung

Eine Predator MQ-1 Drohne fliegt 24 Stunden mit einer Geschwindigkeit von v = 50 m/s in einer Höhe h von 3000 m. Die Querschnittfläche S wird auf 6 m², der Strömungswiderstandsbeiwert c_{D0} auf 0,08 und der Auftriebsfaktor K auf 0,06 geschätzt. Die Masse m des Fluggerätes wird gemittelt auf 800 kg festgelegt. Der hier beispielhaft eingesetzte Motor Rotax 912iS hat einen spezifischen Kraftstoffverbrauch b_i von 0,250 kg/(kWh)⁻¹ [Goi13, S. 8]. Die Dichte der Luft lässt sich mit den Gleichungen (6.1), (6.3) und (6.6) folgendermaßen bestimmen:

$$\rho(h = 3000 \text{ m}) = \frac{p(h = 3000 \text{ m})}{R \cdot T(h = 3000 \text{ m})} = \frac{71372,38 \text{ Pa}}{287,05287\frac{\text{J}}{\text{K} \cdot \text{kg}} \cdot 268,65 \text{ K}} = 0.93\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} .$$
(6.21)

Die benötigte Leistung P berechnet sich nach Gleichung (6.18) zu

$$P = \frac{0.93 \ \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}}{2} \cdot (50 \ \frac{\text{m}}{s})^3 \cdot 6 \ \text{m}^2 \cdot 0.08 + \frac{2 \cdot 0.06 \cdot (800 \ \text{kg})^2 \cdot (9.81 \ \frac{\text{m}}{s^2})^2}{0.93 \ \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 50 \ \frac{\text{m}}{s} \cdot 6 \ \text{m}^2} = 54.4 \ \text{kW}.$$
 (6.22)

Die je Stunde benötigte Treibstoffmasse beträgt nach Gleichung (6.19)

$$\dot{m} = 54.4 \text{ kW} \cdot 0.250 \frac{\text{kg}}{\text{kWh}} = 13.6 \frac{\text{kg}}{\text{h}}$$
 (6.23)

Über die Einsatzdauer von 24 Stunden werden nach Gleichung (6.20)

$$m = 13.6 \ \frac{\text{kg}}{\text{h}} \cdot 24 \ \text{h} = 326.34 \ \text{kg}$$
 (6.24)

Treibstoff verbrannt.

6.4.2 Steigflug



Abbildung 6.7: Kräfte beim Steigflug [Sch08, S. 227]

Abbildung 6.7 ist eine schematische Darstellung des Steigflugs und zeigt zudem die angreifenden Kräfte. Das Kräftegleichgewicht in Flugrichtung lautet:

$$F_T = F_D + F_G \cdot \sin(\gamma) \tag{6.25}$$

Für das Kräftegleichgewicht senkrecht zur Flugrichtung gilt:

$$F_L = F_G \cdot \cos(\gamma) \tag{6.26}$$

Die erforderliche Leistung P für den gegeben Steigwinkel γ ist folgendermaßen definiert.

$$P = \frac{\rho}{2} \cdot v^3 \cdot S \cdot c_{D_{min}} + \frac{2 \cdot K \cdot m^2 \cdot g^2}{\rho \cdot v \cdot S} + v \cdot m \cdot g \cdot \tan(\gamma)$$
(6.27)

6.4.3 Sinkflug



Abbildung 6.8: Kräfte beim Sinkflug [Sch08, S.304]

Aus Abbildung 6.8 folgt für das Kräftegleichgewicht in x-Richtung:

$$F_L \cdot \sin(\gamma) + F_T \cdot \cos(\gamma) = F_G \cos(\gamma). \tag{6.28}$$

In y-Richtung lautet das Kräftegleichgewicht:

$$F_L \cdot \cos(\gamma) + F_D \sin(\gamma) = F_G + F_T \cdot \sin(\gamma). \tag{6.29}$$

6.4.4 Gleitflug

Der antriebslose Gleitflug ist eine Sonderform des Sinkfluges. Die Schubkraft F_T wird in diesem Fall vernachlässigt und führt zu einer Vereinfachung der unter dem Sinkflug definierten Kräftegleichgewichte. Die wichtigsten Größen beim Gleitflug sind der Gleitwinkel γ und die Gleitzahl ε [Nei99, S. 20].

Das Kräftegleichgewicht in x-Richtung lautet:

$$F_L \cdot \sin(\gamma) = F_D \cos(\gamma). \tag{6.30}$$

Für das Kräftegleichgewicht in y-Richtung gilt:

$$F_L \cdot \cos(\gamma) + F_D \sin(\gamma) = F_G \tag{6.31}$$

Der Gleitwinkel γ berechnet sich aus dem Kräftegleichgewicht in x-Richtung (Gl. 6.30).

$$\gamma = \arctan\left(\frac{F_D}{F_L}\right) = \arctan\left(\frac{c_D}{c_L}\right)$$
 (6.32)

Die Gleitzahl ist als das Verhältnis des Auftriebsbeiwertes c_L zum Widerstandsbeiwert c_D definiert [Sch08, S. 21]:

$$\varepsilon = \frac{c_L}{c_D} = \frac{c_L}{c_{D_{min}} + K \cdot c_L^2}.$$
(6.33)

Die Geschwindigkeit des geringsten Sinkens v_{gS} , sowie die Geschwindigkeit für das beste Gleiten v_{bG} sind für die optimale Ausnutzung des Gleitfluges zu betrachten. Man erkennt, dass die Geschwindigkeit beim geringsten Sinken um den Faktor $\sqrt[4]{\frac{1}{3}}$ kleiner ist als die des besten Gleitens [Nei99, S. 23]:

$$v_{bG} = \sqrt[4]{\frac{K}{c_{D_{min}}}} \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S}} , \qquad (6.34)$$

$$v_{gS} = \sqrt[4]{\frac{K}{3 \cdot c_{D_{min}}}} \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S}} .$$
(6.35)

6.4.5 Kurvenflug

Beim Kurvenflug wird ein Flugzeug belastet. Auf der einen Seite führt die Richtungsänderung eine auf die Struktur wirkende Zentrifugalkraft F_Z . Auf der anderen Seite liegt eine veränderte Strömung an den Tragflächen an. Beide Phänomene schränken das Flugverhalten des Fluggerätes im Kurvenflug ein.



Abbildung 6.9: Kräfte beim Kurvenflug [Sch08, S. 184].

Kräftegleichgewicht

Die Abbildung 6.9 zeigt schematisch die Schräglage φ und die wirkenden Kräfte eines Flugzeuges im Kurvenflug. Für das Kräftegleichgewicht in y-Richtung gilt:

$$F_Z = \frac{v^2 \cdot m}{r} = F_L \cdot \sin \varphi \tag{6.36}$$

Das Kräftegleichgewicht in z-Richtung lautet:

$$F_L \cdot \cos \varphi = F_G \tag{6.37}$$

Der Kurvenradius r lässt sich durch die Kräftegleichgewichte in den Gleichungen (6.36) und (6.37) bestimmen. Es folgt für den Radius r:

$$r = \frac{v^2}{g \cdot \tan(\varphi)} . \tag{6.38}$$

Der Kurvenradius ist von der Geschwindigkeit v, der Erdbeschleunigung g und der Kurvenlage φ abhängig [Sch08, S. 184-185].

Das Lastenvielfache n beschreibt wie stark das Fluggerät in einer Kurve oder beim Abfangen belastet wird und ist durch die Belastbarkeit der Struktur begrenzt. Es ist als das Verhältnis der Auftriebskraft F_L zur Gewichtskraft F_G definiert:

$$n = \frac{F_L}{F_G} \,. \tag{6.39}$$

Sind beide Kräfte im Gleichgewicht, spricht man von einer ausgeglichenen Belastung des Flugzeuges von 1g [Sch08, S. 51-52]. Aus Gleichung (6.37) folgt, dass die Auftriebskraft F_L größer als die Gewichtskraft ist und eine Lastenvielfaches n > 1 in der Kurve wirkt. Es folgt:

$$n = \frac{F_L}{F_G} = \frac{1}{\cos(\varphi)}.\tag{6.40}$$

Für den minimalen Radius r_{min} unter der Berücksichtigung des maximalen Lastenvielfachen n_{max} und in Abhängigkeit zur Geschwindigkeit v folgt aus den Gleichungen (6.38), (6.40) und der Trigonometrie:

$$r_{min} = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n_{max}^2 - 1}} \quad \text{für } \varphi \in \left[0^\circ, 180^\circ \right[\,. \tag{6.41}$$

Des Weiteren ist der minimale Kurvenradius r_{min} durch den Auftriebsbeiwert c_{Lift} , der bei hohen Werten zum Strömungsabriss führt, begrenzt. Dieser führt zum Verlust des Auftriebs, da die anliegende Strömung an den Tragflächen ablöst [Nei99, S. 26]. Es gilt:

$$r_{min} = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot c_{L_{max}} \cdot \sin \varphi} . \tag{6.42}$$

In Abbildung 6.10 wird der mögliche Flugbereich durch drei physikalisch bestimmbare Grenzen dargestellt. Der Bereich wird durch die minimale Fluggeschwindigkeit, dem maximalen Lastenvielfachen und bei größeren Geschwindigkeiten durch die maximale Geschwindigkeit im Kurvenflug begrenzt [Nei99, S.27].



Abbildung 6.10: Sicherer Bereich des Kurvenflugs [Nei99, S. 27]

7 Ausblick

In dieser Arbeit wurden die Grundlagen des Einsatzes von Flugdrohnen (UAV) im Hinblick auf die Masterthesis erarbeitet. Definitionen, der Aufbau eines unbemannten Systems, sowie die Aufgabenbereiche wurde aufgezählt und erläutert. Eine Betrachtung der in der Bundeswehr vorhandenen Drohnensysteme, ihrer Eigenschaften und Einsatzmöglichkeiten dient einem Überblick über die Möglichkeiten eines Drohneneinsatzes. Die Verwendung von unterschiedlichen Nutzlasttypen ist die Schlüsselfähigkeit von unbemannten Systemen. Einen Anhaltspunkt über die Überlebenswahrscheinlichkeit einer Drohne liefert die Betrachtung der Signaturen. Die aerodynamischen Eigenschaften von Flugzeugen wurden hinsichtlich des Treibstoffverbrauches und der wirkenden Kräfte erarbeitet.

Die anschließende Masterarbeit wird dieses gesammelte Wissen nutzen, um eine Optimierung des Einsatzes von Drohnen hinsichtlich der Routenplanung zu erarbeiten. Insbesondere die Kenntnisse über die Eigenschaften der unbemannten Systeme sowie der Flugleistungen sind hier hilfreich.

Literaturverzeichnis

- [Arm12] United States Army. Weapon Systems, 2012. Online erhältlich unter http://fas. org/man/dod-101/sys/land/wsh2012/; abgerufen am 5. Mai 2015.
- [Asc13] Ascendent Group. White Paper Thermal: Detection, recognition, and identification, 2013. Online erhältlich unter http://www.ascendentgroup.com/uploads/ files/Johnson_Criteria_Thermal_DRI_Performance_and_Range_Explained. pdf; abgerufen am 24. April 2015.
- [Aus10] R. Austin. Unmanned Aircraft Systems UAVs Design, Development and Deployment. John Wiley and Sons Ltd, Chichester, Großbritannien, 2010.
- [Bal03] R. E. Ball. The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design. 2. Auflage. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, USA, 2003.
- [BHS86] G. Brüning, X. Hafer, und G. Sachs. Flugleistungen Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte, Aufgaben und Lösungen. 2. Auflage. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1986.
- [BMV13] BMVg. Bericht der Ad-hoc Arbeitsgruppe EURO HAWK, 2013. Online erhältlich unter http://www.bmvg.de/ unter dem Artikel "Minister legt Bericht zum Rüstungsprojekt vor"; abgerufen am 10. Mai 2015.
- [Bun06] Bundeswehr. Breguet Atlantic im Flug in der SIGINT Version. Abbildung, 2006. Online erhältlich unter http://www.marine.de/ unter dem Artikel "Bréguet Atlanic BR 1150"; abgerufen am 10. Mai 2015.
- [Cen10]JAPCC Joint Air Power Competence Centre. Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NA-TO. 2010.Online erhältlich unter http://www.japcc.org/portfolio/ strategic-concept-of-employment-for-unmanned-aircraft-systems-in-nato/; abgerufen am 14. April 2015.
- [Chr13] K. Chrzanowski. Review of night vision technology. *Opto Electronics Review*, 21(2):153–181, 2013.
- [Dal15] K. Dalamagkidis. Definitions and Terminology. Handbook of Unmanned Aerial Vehicles, 2015.
- [Ele06] Rheinmetall-Defence Electronics. KZO Tactical UAV System Overview, 2006. Online erhältlich unter https://www.uvsr.org/docs/KZO.pdf; abgerufen am 24. März 2015.

- [EMT09a] EMT. ALADIN Mini-Luftaufklärungssystem. Datenblatt, 2009. Online erhältlich unter http://www.emt-penzberg.de/produkte/aladin/aladin.html; abgerufen am 20. März 2015.
- [EMT09b] EMT. LUNA Luftaufklärungs- und Überwachungssystem. Datenblatt, 2009. Online erhältlich unter http://www.emt-penzberg.de/produkte/drohnensystem/ luna.html; abgerufen am 20. März 2015.
- [Eur15] Euro Hawk GmbH. Offizielle Internetpräsenz der Euro Hawk GmbH. Webseite, 2015. Online erhältlich unter http://www.eurohawk.de; abgerufen am 10. Mai 2015.
- [Fra08] M. Franklin. Unmanned Combat Air Vehicles: Opportunities for the Guided Weapons Industry? Occasional Papers, 2008. Online erhältlich unter https://www. rusi.org/publications/occasionalpapers/ref:O48BBB2FD81A4A/; abgerufen am 31. März 2015.
- [Gmb12] CopterSystems GmbH. AirRobot AR100-B. Webseite, 2012. Online erhältlich unter http://www.coptersystems.com/ar100b.shtml; abgerufen am 5. April 2015.
- [Goi13] Thomas Goigitzer. Rotax 912 iS Fuel injected aircraft engine, 2013. Online erhältlich unter https://fahrzeugtechnik.fh-joanneum.at/workshops/ index-2012-2013.html; abgerufen am 20. März 2015.
- [GT07] G.Schröder und H. Treiber. *Technische Optik.* 10. Auflage. Vogel Buchverlag Würzburg, 2007.
- [Har04] R. C. Harney. Combat Systems Volume 1. Sensor Elements Part I. Sensor Functional Characteristics. 2004.
- [IAI15] IAI Israel Aerospace Industries. Heron 1. Webseite, 2015. Online erhältlich unter http://www.iai.co.il/2013/18900-16382-en/IAI.aspx; abgerufen am 3. April 2015.
- [ICA78] ICAO. DIN ISO 2533: Standard Atmosphere. Norm, 1978. Vorschau online erhältlich unter https://www.nen.nl/pdfpreview/preview_29424.pdf; abgerufen am 19. April 2015.
- [Irv97] J. M. Irvine. National Imagery Interpretability Rating Scales (NIIRS): Overview and Methodology, 1997. Vorschau online erhältlich unter http://fp.optics.arizona. edu/opti588/reading/NIIRS_SPIE1997_Overview_methodology.pdf; abgerufen am 20. März 2015.
- [JCoS13] Verteidigungsministerium der Vereinigten Staaten von Amerika Joint Chiefs of Staff. Joint intelligence. *Joint Publication 2-0*, 2013. Online erhältlich unter http://www.dtic.mil/doctrine/new_pubs/jp2_0.pdf; abgerufen am 20. März 2015.
- [Kal13] H. Kalbfleisch. Einsatzerfahrungen der Luftwaffe mit HERON 1 in Afghanistan, 2013. Online erhältlich unter http://www.dglr.de/fileadmin/inhalte/dglr/fb/q3/ veranstaltungen/2013_uav_autonomie/UNIBw%20-Heronm.pdf; abgerufen am 22. März 2015.

- [KH00] H. Klausring und W. Holpp. *Radar mit realer und synthetischer Apertur*. Oldenbourg Verlag München Wien, 2000.
- [Kle09] Klett. Atmosphäre, 2009. Online erhältlich unter http://www2.klett.de/sixcms/ media.php/229/104003_1001_at.pdf; abgerufen am 27. Februar 2015.
- [Lan08] Niko Lang. Aufbau der Atmosphäre. Abbildung, 2008. Online erhältlich unter http://de.wikipedia.org/wiki/Datei:Atmosphäre_Stufen.svg; abgerufen am 2. April 2015.
- [Lit05] G. Litfin. *Technische Optik in der Praxis.* 3. Auflage. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005.
- [Nei99] K. Neitzke. Aufgabensammlung Flugmechanik / Aerodynamik. Institut für Luftund Raumfahrttechnik, TU Dresden, 1999.
- [Net98] Military Analysis Network. Guided Bomb Unit-12 (GBU-12) Paveway II, 1998. Online erhältlich unter http://fas.org/man/dod-101/sys/smart/gbu-12.htm; abgerufen am 5. Mai 2015.
- [PG11] T. Petermann und R. Grünwald. Stand und Perspektiven der militärischen Nutzung unbemannter Systeme, 2011. Online erhältlich unter https://www. tab-beim-bundestag.de/de/untersuchungen/u139.html; abgerufen am 2. April 2015.
- [Pie14] C. Pietsch. Adlerauge im Spatzenformat. Webseite, 2014. Online erhältlich unter http://www.einsatz.bundeswehr.de/; abgerufen am 7. April 2015.
- [Pre14] Presse- und Informationsstab BMVg. Übersicht: Drohnen der Bundeswehr und Drohnenverluste. Webseite, 2014. Online erhältlich unter http://www. bundeswehr.de; abgerufen am 8. Mai 2015.
- [Sch08] J. Scheiderer. Angewandte Flugleistung Eine Einführung in die operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung. 1. Auflage. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008.
- [Ste12] A. Steffan. MIKADO Typendatenblatt. Y-Das Magazin der Bundeswehr, 8, 2012.
- [Wal01] A. Wallrabe. *Nachtsichttechnik*. Vieweg und Teubner Verlag Braunschweig Wiesbaden, 2001.
- [Wol12] C. Wolff. Radartutorial Buch 1 Radargrundlagen. Radartutorial, 2012. Online erhältlich unter http://www.radartutorial.eu/druck/Buch1.pdf; abgerufen am 8. April 2015.

Abbildungsverzeichnis

2.1	Übersicht der Komponenten eines UAS [Aus10, S. 9]	4
2.2	VTOL Rotorkonfigurationen [Aus10, S. 37]	5
2.3	Hybride Fluggeräte [Aus10, S. 37]	6
2.4	Berechnung der Sichtverbindung der Funkstrecke [Aus10, S. 145]	7
3.1	Das System MIKADO [Pie14]	10
3.2	Das System ALADIN [EMT09a].	11
3.3	KZO beim Start [Ele 06 , S. 3]. \ldots	12
3.4	Bodenkontrollstation KZO [Ele06, S. 8,10]	12
3.5	Wichtige Elemente des KZO-Systems [Ele06, S. 14,20].	13
3.6	Das UAS LUNA [EMT09b]	13
3.7	Start und Landung der LUNA [EM109b]	14
3.8	Heron I [Kall3] \ldots	14
3.9 2.10	Beide Systeme im blidhenen vergielen [Bun00],[Eur15, Blidergalerie]	15
5.10	Bodenenmenten des Euro nawk Systems [Eur15, MCE, LRE]	10
4.1	Das sichtbare Licht im elektromagnetischen Spektrum [Lit05, S. 38]	16
4.2	Optische Abbildung [Wal01, S. 7]	17
4.3	Sichtfeld [Wal01, S.11]	17
4.4	GSD = 120cm [Har04, S. 420].	18
4.5	GSD = 15cm [Har04, S. 421]	18
4.0	Infrarotstranlung im Spektrum [Wal01, S. 2]	19
4.1	mera [Wal01 S 17]	20
4.8	Abhängigkeit der Wahrscheinlichkeiten von der Anzahl der Pixel [Har04, S.	20
	427]	21
4.9	SAR [KH00, S. 214]	22
4.10	Eine bewaffnete MQ-9 Reaper mit zwei AGM-114 Hellfire und einer GBU-12	
	Paveway II [Fra08, S. 10]	23
5.1	Radarrückstreuquerschnitt eines Flugzeuges [Wol12, S.15]	26
6.1	Aufbau der Atmosphäre [Lan08].	27
6.2	Physikalischer Stromlinienverlauf [Sch08, S. 39]	30
6.3	Druckverteilung [Sch08, S. 39] \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots	31
6.4	Übersicht der Flugabschnitte einer Transportmission [BHS86, S. 171]	32
6.5	Ubersicht der Flugabschnitte einer Aufklärungsmission [BHS86, S. 171]	33
6.6	Kräfte im unbeschleunigten Horizontalflug [Sch08, S. 250]	34
6.7	Kräfte beim Steigflug [Sch08, S. 227]	36
6.8	Kräfte beim Sinkflug [Sch08, S.304]	37
6.9	Krafte beim Kurvenflug [Sch08, S. 184]	38

6.10 Sicherer Bereich des Kurvenflugs [Nei99, S. 27]	40
--	----

Tabellenverzeichnis

2.1	UAS Kategorien nach van Blythenburg 2009 [PG11, S. 33]	3
2.2	2010 [Cen10, S. 6].	4
$4.1 \\ 4.2$	Johnson-Kriterium[Har04, S. 426]	20 21
$6.1 \\ 6.2$	Konstanten der ISA [ICA78]	28 28

