

**Eine semiautonome Flugdrohne (UAV – Unmanned Aerial Vehicle) zur Aufnahme großmaßstäbiger Senkrechtluftbilder für die bodennahe Fernerkundung**

**Dissertation**

zur Erlangung des Doktorgrades

der Mathematisch-Naturwissenschaftlichen Fakultät

der Christian-Albrechts-Universität

zu Kiel

vorgelegt von

Tim Brüggemann

Kiel

2007

Referent: Prof. Dr. Horst Sterr

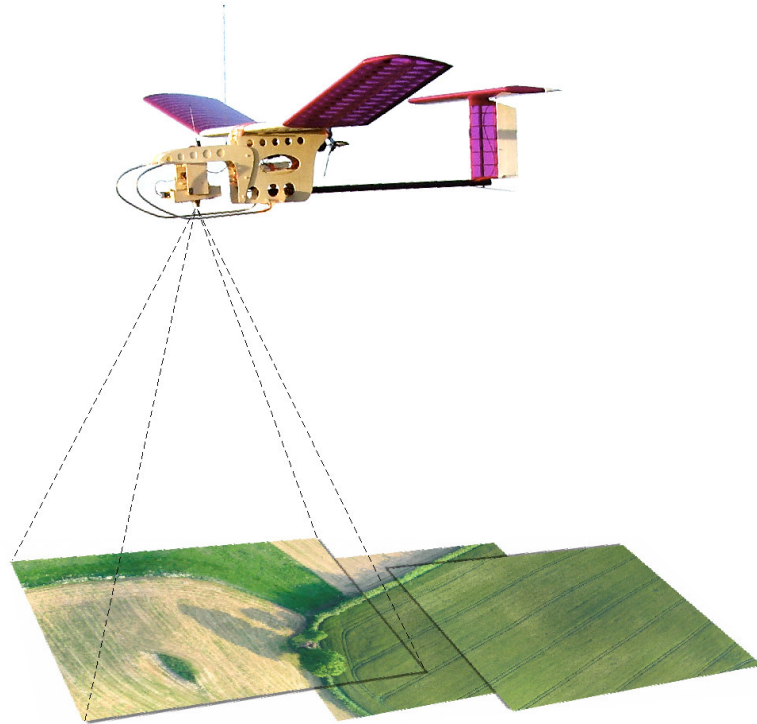
Korreferent: Prof. Dr. Ralf Ludwig

Tag der mündlichen Prüfung: 6.6.2007

Zum Druck genehmigt: Kiel, den 13.06.2007

gezeichnet Prof. Dr. J. Grotemeyer  
Dekan

**Eine semiautonome Flugdrohne (UAV – Unmanned Aerial Vehicle) zur Aufnahme großmaßstäbiger Senkrechtluftbilder für die bodennahe Fernerkundung**



**Dissertation**

zur Promotionsprüfung im Fach Physische Geographie

vorgelegt von

**Tim Brüggemann**

Kiel, April 2007

## **Danksagung**

Die vorliegende Arbeit wurde in der Zeit von Januar 2004 bis Februar 2007 im Fachbereich Physische Geographie der mathematisch-naturwissenschaftlichen Fakultät der Christian-Albrechts-Universität zu Kiel angefertigt.

Mein besonderer Dank gilt Herrn Professor Dr. Horst Sterr, der mir das Thema zur weitgehend selbständigen Bearbeitung überlassen hat und mir stets beratend zur Seite stand, so daß ich mich diesem Thema neben meiner beruflichen Tätigkeit widmen konnte.

An dieser Stelle sei auch den zahlreichen Landwirten gedankt, die ihre Flächen für Start und Landung des Fernerkundungsflugzeuges zur Verfügung gestellt haben. Insbesondere seien hier Herbert Jochensen und Gunther Frerich erwähnt, die sogar für eine Saison durch regelmäßige Mahd einer Wiese ein geeignetes Testflugfeld kostenlos zur Verfügung stellten.

Auch sollen die Bemühungen des örtlichen Jagdpächters Herrn Wichert nicht unerwähnt bleiben, wenn auch sein Jagdhund „Simba“ noch nicht den umsichtigen Umgang mit Tragflächen in Leichtbauweise gelernt hat. „Simba“ hat jedoch den wichtigen Hinweis zum Wiederauffinden des Fernerkundungsflugzeuges bei einer etwas sportlichen Außenlandung geliefert.

Zudem sei hier auch Frau Dr. Nicole Lodders und Herrn Christian Fischer für das Korrekturlesen der Arbeit und weitere Anregungen gedankt.

Ein herzliches Dankeschön möchte ich auch meinen Eltern widmen, die mich moralisch und finanziell bei diesem Projekt unterstützt haben und trotz des für sie fremden Themas immer ein offenes Ohr für mich hatten.

Ihnen allen sei an dieser Stelle herzlich gedankt.

Kiel, März 2007

Tim Brüggemann

## Kurzfassung

Flugdrohnen oder UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) sind seit Jahrzehnten aus dem militärischen Bereich bekannt. Bisher wurden Flugdrohnen jedoch nur in wenigen Einzelfällen auch im wissenschaftlichen Bereich eingesetzt – vor allem in größeren Projekten in Zusammenarbeit mit der Luftfahrtindustrie.

In der Physischen Geographie besteht seit jeher ein Bedarf an aktuellen und hochauflösenden Luftbildern zur Erfassung der Erdoberfläche.

Eine auf die Bedürfnisse der Physischen Geographie zugeschnittene Flugdrohne könnte eine sinnvolle Ergänzung der Luftbildgewinnung durch Vermessungsflugzeuge darstellen. Vor allem der hohe Aktualisierungsgrad, der flexible Einsatz und die geringen Befliegungskosten sind die Stärken einer Flugdrohne.

In dieser Arbeit wurden anhand theoretischer Überlegungen und praktischer Versuche die Rahmenbedingungen und Leitgedanken für den Bau einer speziell an die Bedürfnisse der Physischen Geographie ausgerichteten Flugdrohne erarbeitet.

Als Anwendungsgebiet wurde von der Erstellung großmaßstäbiger Senkrechtaufnahmen ausgegangen. Die Größe eines typischen Befliegungsgebietes wurde mit ungefähr einem Quadratkilometer angesetzt. Alternativ könnte statt einer flächenhaften Befliegung eine linienartige Befliegung, z.B. entlang eines Küstenabschnittes, erfolgen.

Die Verwendung einer Flugdrohne in der Physischen Geographie erfordert ein möglichst flexibles System, d.h. in der Praxis muß die Flugdrohne leicht zu transportieren und zu handhaben sein, von einer Person aus der Hand gestartet werden können, sowie möglichst geringen Bedarf an Start- und Landefläche besitzen.

Ferner ist von Bedeutung, daß die Flugdrohne sich in die rechtlichen Rahmenbedingungen der BRD einfügen soll. Sie wurde daher explizit als elektrisch angetriebenes Modellflugzeug unter fünf Kilogramm Gewicht ausgelegt, um möglichst geringe rechtliche Einschränkungen zu erfahren.

Als Ergebnis dieser Arbeit entstand ein experimenteller, fliegender Kameraträger, der vergleichsweise preiswert in der Herstellung, mit herkömmlichen elektronischen Komponenten ausgerüstet und in der Lage ist, die in der Physischen Geographie benötigten Senkrechtaufnahmen aus einer zuvor festgelegten Position und Höhe aufzunehmen.

## **Abstract**

Although Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are well-established in the military industry, they were only used in a few science projects and mostly in cooperation with the aviation industry until now. Nevertheless, there has always been a great demand for up-to-date and high resolution aerial photography to monitor actual states and processes in physical geography.

Today, conventional aircrafts are used for aerial photography, but they often do not meet the special demands of physical geography. UAVs can be an alternative for common aircrafts, because of the ability to map the landscape in short intervals. Additionally, they are flexible and inexpensive in use.

The aim of this work was to define demands and to create guidelines for the construction of an UAV, which meets the special requirements of physical geography. The theoretical developments were followed by practical experiments to test the suitability of the UAV. The area of application for this UAV is the production of large scale, perpendicular aerial photographs. The typical size of the photographed area was assumed to be one square kilometer. Instead of mapping square shaped areas, line shaped areas, which are commonly found in coastal zones, can be photographed as well.

The use of UAVs in physical geography has to be as flexible as possible: the transport and handling in the field needs to be easy, the launching of the UAV needs to be done by a single person, and the area for starting and landing has to be small. When the UAV is used in Germany, German laws and regulations have to be obeyed. Therefore, the UAV has been developed explicitly as a model aircraft which acts under the German model aircraft rules.

In this work, an experimental flying camera platform was developed, which is inexpensive in production, equipped with common electronic components, and able to record perpendicular aerial photographs from a predefined position and altitude. This makes it a valuable tool for aerial photography in physical geography.

## Inhaltsverzeichnis

<b>KURZFASSUNG</b>	<b>I</b>
<b>ABSTRACT</b>	<b>II</b>
<b>INHALTSVERZEICHNIS</b>	<b>III</b>
<b>ABBILDUNGSVERZEICHNIS</b>	<b>VI</b>
<b>TABELLENVERZEICHNIS</b>	<b>VIII</b>
<b>ABKÜRZUNGEN</b>	<b>IX</b>
<b>1 EINLEITUNG</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation	1
1.2 Zielsetzung	3
1.3 Vorgehensweise	4
<b>2 FLUGDROHNEN ALS MITTEL ZUR FERNERKUNDUNG</b>	<b>6</b>
2.1 Gefesselte Systeme	6
2.2 Ungefesselte Systeme	7
2.3 Steuerung	8
2.4 UAVs	9
2.5 Bedarf in der Geographie	15
2.6 Rechtliche Rahmenbedingungen	18
<b>3 VORÜBERLEGUNGEN UND VORARBEITEN</b>	<b>24</b>
3.1 Auslegung des Gesamtkonzeptes	25
3.2 Überlegungen zum Autopiloten	26
3.3 Nutzlastmodul	29
3.3.1 Luftbildkamera	29
3.3.2 Meßkammern	31
3.3.3 Voraussetzungen und Anforderungen	32
3.3.4 Kursgenauigkeit und Windtrift	35
3.3.5 Bildmaßstab (Wahl der Objektivbrennweite)	36
3.3.6 Belichtungszeit und Auflösung	40
3.3.7 Kamerastabilisierung	41
3.3.7.1 Inertiale Stabilisierung	44
3.3.7.2 Optische Stabilisierung	45

3.3.8	Mechanischer Aufbau der Kameraplattform	46
3.3.9	Bilddaten	46
3.3.10	Bildflugplanung	48
3.3.11	Bildqualität	51
3.3.12	Georeferenzierung	53
3.4	Flugbedingungen	54
3.5	Navigation & Steuerung	55
3.5.1	Kursberechnung	57
3.5.2	Fernsteuerung	61
3.5.3	Bordrechner	62
3.5.3.1	Navigationssystem	63
3.5.3.2	Berechnung des minimalen Kurvenradius	65
3.5.3.3	Auswertung des NMEA-Signals durch das Navigationssystem	66
3.5.4	Höhenstabilisierung	67
<b>4</b>	<b>GEEIGNETE FLUGGERÄTE</b>	<b>69</b>
4.1	Anforderungen	70
4.2	Motorgleitschirm	71
4.2.1	Steuerung	73
4.2.2	Vorbilder/Marktübersicht	73
4.2.3	Auslegung eines Motorgleitschirmes	75
4.2.4	Fazit Modellgleitschirm	78
4.2.5	Alternativen	79
4.3	Rogallo-Gleiter	80
4.3.1	Steuerung	81
4.3.2	Auslegung eines Rogallo-Gleiters	81
4.3.3	Fazit Rogallo-Gleiter	82
4.4	Konventionelles Flugzeug als Basis	83
4.4.1	Leichtbauweise	84
<b>5</b>	<b>TECHNISCHE UMSETZUNG</b>	<b>86</b>
5.1	Tragfläche	86
5.1.1	Geometrische Schränkung / Verwindung	87
5.1.2	Position der Tragfläche	88
5.1.3	V-Form	88
5.1.4	Profil	89
5.1.5	Randbögen	91
5.1.6	Flügelbefestigung	91
5.2	Leitwerk	92
5.3	Antrieb	93
5.3.1	Elektromotor	94



---

5.3.2	Antriebsauslegung	94
5.3.3	Energiespeicher	96
5.4	Telemetrie	98
5.4.1	Bodenstation	100
5.4.2	Kompaktbodenstation	101
<b>6</b>	<b>PRAKTISCHER EINSATZ UND TESTFLÜGE</b>	<b>103</b>
6.1	Einsatz Höhenmodul	105
6.2	Einsatz Navigationsmodul	107
6.3	Einsatz Nutzlastmodul (Kameramodul)	108
6.4	Einsatz Telemetriemodul	116
6.5	Sichtgrenze	116
6.6	Fazit der praktischen Versuche	116
<b>7</b>	<b>ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK</b>	<b>120</b>
7.1	Ausblick	121
7.2	Derzeitige und zukünftige Anwendungsmöglichkeiten	122
<b>8</b>	<b>LITERATURVERZEICHNIS</b>	<b>127</b>

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Nahbereichsdrohne <i>SKYLARK</i> _____	11
Abbildung 2: Bodenstation zu <i>SKYLARK</i> _____	12
Abbildung 3: Mini-Drohne <i>Aladin</i> _____	12
Abbildung 4: Lage eines Flugzeuges im Raum _____	14
Abbildung 5: Repetitionsraten von Fernerkundungssatelliten _____	16
Abbildung 6: Fernerkundungssysteme und deren Potential, von außen nach innen zunehmend _____	17
Abbildung 7: Aufteilung des Luftraumes _____	20
Abbildung 8: Lage des Luftraumes D und E über Kiel _____	21
Abbildung 9: Geplanter Ablauf einer Fernerkundungsmission _____	25
Abbildung 10: Übersicht der Module als Blackbox-System _____	28
Abbildung 11: Äußere Orientierung eines Luftbildes _____	33
Abbildung 12: Abweichungen im Maßstab und in der Form des Geländeaus- schnittes aufgrund von Lageänderungen des Flugzeuges _____	35
Abbildung 13: Windtrift _____	35
Abbildung 14: Abhängigkeit des Bildmaßstabes $M_b$ von der Brennweite $f$ und der Flughöhe $h$ _____	37
Abbildung 15: Sichttote Bereiche in Abhängigkeit der Objektivbrennweite _____	38
Abbildung 16: Radiale Versetzung durch Höhenunterschiede _____	39
Abbildung 17: Picavet-Aufhängung an einer Drachenleine für KAP _____	43
Abbildung 18: Lage von Schwerpunkt und Drehpunkt _____	46
Abbildung 19: Überlappung von Luftbildern in Flugrichtung und seitwärts _____	48
Abbildung 20: Trassenbefliegung mit Schleifen _____	49
Abbildung 21: Linienbefliegung ohne Schleifenflüge _____	50
Abbildung 22: Bildflugplanung für Flächenbefliegung mit äußeren Wegpunkten _____	51
Abbildung 23: Potentielle Fehlerquellen bei der Bestimmung der Aufnahmeposition _____	54
Abbildung 24: Windtrift und Cross Track Error _____	59
Abbildung 25: Navigationstherme _____	60
Abbildung 26: Einfluß der Drehgeschwindigkeit auf den Kursverlauf bei Vollausschlag _____	65
Abbildung 27: Gleitschirm (ohne Last), erstellt mit Surfplan 5.0 _____	72
Abbildung 28: Kitesurfschirm als Modellgleitschirm, erstellt mit Surfplan 5.0 _____	79
Abbildung 29: Rogallo Gleiter mit Steuerung über Seitenruder _____	80
Abbildung 30: Rohrholmbauweise der Tragfläche _____	85
Abbildung 31: Tragflügelumrisse und Auftriebsverteilungen _____	87

Abbildung 32: Tragflügelpositionen _____	88
Abbildung 33: Verschiedene V-Formen _____	88
Abbildung 34: Vergleich der Auftriebswerte geeigneter Profile bei unterschiedlichen Anstellwinkeln. Eigene Erstellung mit Rechenwerten des Programms Profili 2.19 Pro _____	90
Abbildung 35: Lamellierter Randbogen _____	91
Abbildung 36: T-, Kreuz- und V-Leitwerk _____	92
Abbildung 37: Kompaktbodenstation als Handgerät _____	102
Abbildung 38: Fernerkundungsflugzeug beim Handstart _____	103
Abbildung 39: Komponenten und Module des Fernerkundungsflugzeuges ____	104
Abbildung 40: Funktion der Höhenregelung bei starker Thermik am Mittag und ohne Thermik am Abend _____	106
Abbildung 41: Theoretische und reale Flugroute im Vergleich _____	108
Abbildung 42: Beispiel eines ganzen Luftbildes (verkleinert). Links Gerstenfeld, rechts Weizenfeld (t=1/400 s, Blende 3.5, f=28 mm, 220 m über Grund), niedriger Sonnenstand, abschüssiges Gelände _____	110
Abbildung 43: Drainierte Moorlandschaft, tlw. als Grünland genutzt. Niedriger Sonnenstand. Ganzes Luftbild, verkleinert (t=1/250 s, Blende 3.5, f=28 mm, 135 m über Grund) _____	111
Abbildung 44: Hügeliges Grasland. Feld rechts kürzlich gemäht. Durch den niedrigen Sonnenstand ist das Relief deutlich zu erkennen. Ganzes Luftbild, verkleinert (t=1/400 s, Blende 4.0, f=28 mm, 166 m über Grund) _____	112
Abbildung 45: Gerstenfeld (t=1/400 s, Blende 3.2, f=28 mm, 146 m ü.G.) ____	113
Abbildung 46: Hochsitz in Moorlandschaft (t=1/250 s, Blende 4.0, f=28 mm, 157 m ü.G.) _____	113
Abbildung 47: Flurschaden durch Schlepper auf Moorfläche (t=1/250 s, Blende 4.5, f=28 mm, 53 m ü.G.) _____	113
Abbildung 48: Hofanlage (t=1/400, Blende 4.5, f=28 mm, 216 m ü.G.) _____	114
Abbildung 49: Knicks entlang Landstraße (t=1/400 s, Blende 5.0, f=28 mm, 126 m ü.G.) _____	114
Abbildung 50: Ausgesparte Moorlinse (t=1/250 s, Blende 4.5, f=28 mm, 152 m ü.G.) _____	114
Abbildung 51: Punktuelle Vernässung des Untergrundes (t=1/250 s, Blende 4.0, f= 28 mm, 70 m ü.G.) _____	115
Abbildung 52: Waldweg im Mischwald (t=1/400 s, Blende 2.8, 28 mm, 178 m ü.G.) _____	115
Abbildung 53: Weizenfeld (t=1/400 s, Blende 4.5, 28 mm, 123 m ü.G.) ____	115

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Brennweiten in Abhängigkeit von Bildmaßstabszahl und Flughöhe	38
Tabelle 2: Bildmaßstäbe und Flughöhen bei 50 mm Brennweite	40
Tabelle 3: Bildmaßstäbe und Flughöhen bei 25 mm Brennweite	40
Tabelle 4: Minimale Kurvenradien bei $v = 8$ m/s und dabei zurückgelegte Strecken in Abhängigkeit des erlaubten Drehwinkels	66
Tabelle 5: Vergleich geeigneter Fluggeräte	71
Tabelle 6: Abhängigkeit des Steigens eines 5 kg schweren Fluggerätes mit der eigenen Sinkgeschwindigkeit von 1 m/s von der Leistung und des Wirkungsgrades seines Antriebes.	96
Tabelle 7 : Akkumulatoren im Vergleich	97

## Abkürzungen

AUAV	Autonomous Unmanned Aerial Vehicle
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
DGPS	Differential Global Positioning System
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service
ESTB	EGNOS System Testbed
GFK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
GND	Ground
GPS	Global Positioning System
ICAO	International Civil Aviation Organization
IMU	Inertial Measurement Unit
INS	Inertial Navigation System
ISM	Industrial, Scientific and Medical Band
KAP	Kite Aerial Photography
LiPoly	Lithium-Polymer
LuftVG	Luftverkehrsgesetz
LuftVO	Luftverkehrsordnung
LuftVZO	Luftverkehrszulassungsordnung
MAV	Micro Air Vehicle
MSL	Main Sea Level
NMEA	National Marine Engineer Association
NiCd	Nickel-Cadmium
NiMH	Nickel-Metallhydrid
OPV	Optionally Piloted Vehicle
RPV	Remotely Piloted Vehicle
SMM	Silicon Micro Machine
VTOL	Vertical Takeoff & Landing
WAAS	Wide Area Augmentation System
XTE	Cross Track Error

# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation

Das Luftbild stellt neben dem Satellitenbild eine der wichtigsten Datengrundlagen in der Physischen Geographie dar. Das praktische Vorgehen zur Aufnahme von Luftbildern hat sich in den letzten Jahrzehnten kaum verändert. Nur die verwendete Technik wurde weiter verbessert. Geblieben ist die Vorgehensweise, diese Bildflüge mit mantragenden Vermessungsflugzeugen durchzuführen.

In dieser Arbeit wird eine Alternative zur herkömmlichen Luftbildfotographie erarbeitet und untersucht. Sie soll die traditionelle Vorgehensweise nicht ersetzen, kann aber in vielen Fällen Daten liefern, die mit herkömmlichen Methoden nicht erfaßt werden könnten.

Die technische Entwicklung ist unmittelbar mit den theoretischen Anforderungen der Geographie verbunden. Leider wird die technische Realisierung von geographischen Werkzeugen meist anderen Fachrichtungen überlassen. Für die technische Umsetzung wäre aber gerade das Wissen eines Geographen wünschenswert. 1970 erkannten GIERLOFF-EMDEN & SCHROEDER-LANZ, S.16:

*„Jedes Luftbild ist eine photographische Abbildung eines Teiles der Erdoberfläche, d.h. eines Landschaftsausschnittes. Da die geographische Wissenschaft zum großen Teil die Lehre von der Landschaft, ihrer Physiognomie und ihres funktionalen Gefüges ist, kann gerade der Geograph die an eine Luftbildauswertung gestellten Aufgaben lösen.“*

In dieser Arbeit wird die technische Seite unter direkter Berücksichtigung der geographischen Anforderungen entwickelt. Dieses Vorgehen erlaubt eine unmittelbare Reaktion auf Änderungswünsche und Verbesserungen aus Sicht der Geographie.

Ein Luftbild enthält vom aufgenommenen Geländeausschnitt eine große Fülle an Informationen. Aufgrund dieser Informationsfülle können durch Auswertung Tatsachen festgestellt und Erkenntnisse sowie Einsichten gewonnen werden. Luftbilder sind die wichtigste Grundlage für die folgenden Bereiche:

- Erkennen, Beschreiben und Analysieren von geographischen Tatsachen
- Herstellung von Karten in allen Maßstäben
- Lösung landwirtschaftlicher, kultur-, verkehrs- und vermessungstechnischer Aufgaben

- Erforschung von geographisch noch unbekanntem oder nicht ausreichend untersuchten Gebieten

(vgl. JESCHOR 1989, S.266)

In den letzten Jahren und Jahrzehnten ist der Teilbereich der Fernerkundung ein fester Bestandteil der Physischen Geographie geworden. Hierfür werden Satelliten- und Luftbilder als Datengrundlage zur Analyse benötigt. Die Auflösung von Satellitenbildern wurde stetig verbessert. Wo die Auflösung von Satellitendaten nicht ausreicht, muß auf Luftbilder zurückgegriffen werden. Allerdings können dabei nur in den seltensten Fällen die Bedingungen der Aufnahme, wie Zeit, Ort oder Höhe gewählt werden.

Eigene Erfahrungen haben gezeigt, daß die Verfügbarkeit hochauflösender Satellitenbilder sehr gering ist, wenn eine Aufnahme zu einem bestimmten Zeitpunkt und bestimmten Ort gewünscht wird. Entweder war der Satellit nicht zu dem gewünschten Zeitpunkt über dem Untersuchungsgebiet oder die Sicht war durch Wolken zu stark beeinträchtigt. Zudem sind die Kosten für Satellitenbilder mit besserer Auflösung (z.B. < 2,5 m) sehr hoch. Nur ältere, gering auflösende Satellitenbilder, sind vergleichsweise günstig zu erhalten, aber für die wissenschaftliche Auswertung im großmaßstäbigen Bereich wegen der geringen Auflösung unbrauchbar.

Naheliegender ist der Bezug bereits bestehender Luftbilder. Diese können von den örtlichen Landesvermessungsämtern erworben werden, weisen aber folgende Nachteile auf (vgl. LANDESVERMESSUNGSAMT SCHLESWIG-HOLSTEIN 2005, S.40):

- Luftbilder vor 2005 wurden durchgängig in schwarz/weiß aufgenommen. Farbluftbilder sind nur in Einzelfällen erhältlich.
- Die Lieferzeit beträgt in der Regel zwei Wochen.
- Jährlich werden nur ca. 35 % der Landesfläche neu beflogen, d.h. die bezogenen Luftbilder können ca. drei Jahre alt sein.
- Der Zeitpunkt ist nicht beeinflussbar (Vegetationsperiode, Wasserstände, Schneebedeckung etc.).

Obwohl die Kosten für Luftbilder pro Quadratkilometer meist größer als bei Satellitenbildern sind, können die Gesamtausgaben bei kleinen Untersuchungsgebieten deutlich geringer sein, weil das Luftbildmaterial auf das Untersuchungsgebiet beschränkt werden kann. Satellitenbilder sind leider häufig nur als ganze Bilder erhältlich, so daß man hierbei für Daten außerhalb des Untersuchungsraumes bezahlt, die gar nicht benötigt werden.

Das Informationspotential von Luftbildern kann für einen bestimmten Zweck nur dann genutzt werden, wenn geeignete Aufnahmen für den gewünschten Zeitraum vorliegen (ALBERTZ, 2001, S.66). Andernfalls müßte eine eigene Befliegung in Auftrag gegeben werden. Voraussetzung für eine Befliegung ist, daß überhaupt ein Unternehmen mit entsprechender Ausrüstung in der Nähe existiert und daß zu dem gewünschten Zeitpunkt und Ort eine Überfliegung möglich bzw. erlaubt ist. Für einzelne Projekte lohnt sich dieser Aufwand allein aus finanziellen Gründen in den seltensten Fällen.

In der Bundesrepublik Deutschland und in Europa ist es zumindest möglich, mit entsprechendem finanziellem Aufwand, von jedem gewünschten Gebiet Luftbildbefliegungen durchführen zu lassen. Viele wissenschaftliche Untersuchungsgebiete liegen jedoch in abgelegenen oder wenig industrialisierten Ländern, wo eine Luftbildbefliegung schwierig bis gar nicht durchzuführen ist.

### **1.2 Zielsetzung**

Aus den bisherigen Überlegungen entstand die Idee, ein weitgehend selbständig fliegendes Kleinflugzeug, ausgestattet mit entsprechenden optischen Sensoren, zu entwickeln. Eine derartige Flugdrohne könnte flexibel vor Ort eingesetzt werden, ohne von anderen Dienstleistungen abhängig zu sein. Eine Luftbildbefliegung mittels Flugdrohne ist nicht auf herkömmliche Flugzeuge und Flugplätze angewiesen.

Ferner ist die jahrzehntelang bestehende Erfordernis zur Freigabe von Luftbildern durch staatliche Stellen bereits zum 1. Juli 1990 ersatzlos abgeschafft worden. Für die Aufnahme und Nutzung von Luftbildern bestehen seitdem kaum noch Einschränkungen (vgl. ALBERTZ 2001, S.67f).

Einer der größten Vorteile der Flugdrohne wäre, daß Befliegungen häufig und spontan erfolgen können und die Kosten dafür vergleichsweise gering sind. Diese Eigenschaft würde ein neues Forschungsfeld eröffnen: Es könnten mehrere hochauflösende Luftbilder oder ganze Luftbildreihen in kurzen zeitlichen Abständen aufgenommen werden und so Veränderungen über die Zeit festgestellt werden. Das Besondere hierbei ist, daß das Zeitintervall z.B. bei nur einer Stunde liegen könnte.

Es gibt zahllose Bereiche in der Physischen Geographie, wo eine regelmäßige Beobachtung eines Geländeausschnittes im Abstand von Wochen, Tagen oder sogar Stunden wünschenswert wäre. Hier seien exemplarisch der Stofftransport im Küstenvorfeld vor und nach Stürmen oder die Ausdehnung von Flußufern während Hochwasserereignissen genannt.

In dieser Arbeit wird untersucht, inwieweit ein unbemanntes Kleinsterneerkundungsflugzeug für den oben beschriebenen Einsatz entwickelt werden kann, welche



Anforderungen aus geographischer Sicht bestehen und wie diese praxisgerecht umgesetzt werden können, mit dem Ziel, Senkrechtaufnahmen zu erhalten, die als Grundlage für die Beantwortung räumlicher Fragestellungen geeignet sind.

### **1.3 Vorgehensweise**

Unbemannte Flugkörper, die Sensoren tragen, sind schon lange aus dem militärischen Bereich bekannt. Hier werden sie vor allem zur Aufklärung genutzt, um z.B. Details über Truppenbewegungen zu erfahren oder in Friedenszeiten Grenzen zu überwachen.

Solche Systeme sind sehr aufwendig in der Entwicklung und technischen Ausstattung und daher sehr kostenintensiv. Daß ein solches System im Rahmen dieser Arbeit nicht erstellt werden kann, ist verständlich. Daher wurde in dieser Arbeit der Versuch unternommen, mit frei erhältlichen technischen Komponenten, eine Flugdrohne zu entwickeln, die auf die Anforderungen der Physischen Geographie ausgerichtet ist, gleichzeitig einfacher zu handhaben und zugleich deutlich preiswerter ist.

Die Entwicklung des Fernerkundungsflugzeuges erfolgte unter Voraussetzung folgender Hypothesen:

- Die Physische Geographie stellt andere Anforderungen an ein UAV als vergleichbare Modelle aus dem militärischen Sektor.
- Käufliche UAVs sind für den militärischen Bereich entwickelt und erfüllen nicht die rechtlichen Rahmenbedingungen der BRD bei ziviler Nutzung.
- Es ist möglich, ein technisch und aerodynamisch einfaches UAV zu konstruieren, das insbesondere für die bodennahe Fernerkundung in der Physischen Geographie geeignet ist.
- Bisherige UAVs sind für eine praxistaugliche Anwendung in der Geographie technisch zu aufwendig und zu teuer.

Zunächst wurden die Anforderungen der Nutzlast herausgearbeitet, weil die Nutzlast, in Form einer Kamera oder anderer Sensoren, die zentrale Funktion des Fernerkundungsflugzeuges einnimmt und alle anderen Komponenten auf diese Anforderungen hin ausgerichtet werden müssen. Danach wurde geklärt, welche Arten von Fluggeräten prinzipiell für ein solches Projekt in Frage kommen. Anschließend wurde aufgrund der hieraus gewonnenen Erkenntnisse das Fluggerät entworfen und gebaut.

Zweifelloos stellte diese Aufgabe hohe Anforderungen an Kenntnisse aus anderen Bereichen wie Elektrotechnik, Maschinenbau, Aerodynamik und Informatik.

Andererseits ist kaum ein anderes Fach besser als die Geographie geeignet, interdisziplinäre Aufgaben zu bewältigen.

Nachdem dieses Fluggerät den Anforderungen entsprechend optimiert wurde und ausreichend eigenstabil flog, konnte mit der Entwicklung der Elektronik, insbesondere des Bordrechners, begonnen werden. Dieser Bordrechner ermöglicht die Navigation im dreidimensionalen Luftraum.

Ursprünglich war vorgesehen, die wichtigsten Teile der Steuerelektronik als fertige Module zu beziehen. Im Vorfeld dieser Arbeit wurde allerdings nur ein Hersteller gefunden, mit Sitz in den USA, der vergleichbare Produkte zu erschwinglichen Preisen anbot. Andere Geräte sind zwar mittlerweile erhältlich, kosten aber mehrere tausend Euro. Professionelle Steuergeräte existieren fast ausschließlich im militärischen Bereich, die, abgesehen vom Preis, nicht für Privatpersonen erhältlich sind.

Von Anfang an mißfiel jedoch, auch bei der preiswerten Amateurlösung aus den USA, daß bei fertigen Produkten kaum eine Anpassung an den hier verfolgten Einsatzzweck möglich ist, weil die Funktionsweise, geschweige denn die Programmierung der Module, nicht offengelegt wird.

Der endgültige Entschluß, die Steuerungselektronik komplett selbst zu entwickeln, wurde letztlich zu dem Zeitpunkt gefaßt, als die Nachricht eintraf, daß diese Komponenten aufgrund neuer Handelsbestimmungen nicht mehr aus den USA exportiert werden dürften. Später wird sich bestätigen, daß die Eigenentwicklung der Elektronik ein sinnvoller, wenn auch zeitaufwendiger Weg war, die Flugdrohne zu entwickeln und für den geographischen Einsatz zu optimieren.

In Feldversuchen wurde die Funktion der Elektronik immer weiter verbessert und angepaßt, bis ein zufriedenstellendes Ergebnis erreicht wurde. Alle Komponenten der Flugdrohne sind in elektronische und mechanische Baugruppen aufgeteilt, die nach dem Prinzip der Modulbauweise für sich allein eine bestimmte Funktion ausführen. Die Modulbauweise besitzt den Vorteil, daß Module physisch getrennt voneinander und zeitlich unabhängig gebaut und getestet werden können. Zudem kann ein Fehler im System einfacher auf ein bestimmtes Modul eingeschränkt werden, als wenn ein Fehler in einem monolithischen System gesucht wird.

Jedes Modul für sich kann mit einer *Whitebox* verglichen werden: Ein bestimmtes Eingangssignal soll in ein bestimmtes Ausgangssignal umgewandelt werden. Der Weg dazwischen, der für diese Umwandlung erforderlich ist, ist offengelegt und somit zu beeinflussen und nachzuvollziehen (im Gegensatz zu einer *Blackbox*).

Nach Fertigstellung aller Module wurden diese zu einem Gesamtsystem zusammengefügt und anschließend die so entstandene Flugdrohne in praktischen Versuchen angewendet.

## 2 Flugdrohnen als Mittel zur Fernerkundung

Die Fernerkundung ist längst zu einer selbständigen Wissenschaft erwachsen, die durch kontaktlose Messungen Informationen zu erhalten versucht. Sie setzt sich aus der Datenerfassung, -analyse und -interpretation zusammen (vgl. KAPPAS 1994, S.1 und HILDEBRANDT 1996, S.1).

Unter Fernerkundungsplattformen versteht man alle Objekte, von denen aus Fernerkundungssysteme eingesetzt werden können. Es handelt sich um Plattformen zur Beobachtung der Erdoberfläche. Das können neben Flugzeugen und Hubschraubern auch Satelliten bis hin zu Raumschiffen sein (vgl. LÖFFLER et al. 2005, S.27f).

In der Fernerkundung kann neben den unterschiedlichen Sensoren auch nach Trägerplattformen unterschieden werden. Am weitesten verbreitet sind Satelliten und Flugzeuge. Für spezielle Aufgaben kommen Ballone, ferngelenkte oder autonome Flugkörper (Drohnen) und bodengestützte Plattformen wie Hebebühnen in Frage (vgl. EHLERS 2002, S.11).

In der bodennahen, großmaßstäbigen Luftbildfotographie existieren bereits verschiedene Systeme, die im Folgenden kurz beschrieben werden sollen. Grundsätzlich können diese in gefesselte und ungefesselte Systeme unterteilt werden.

### 2.1 Gefesselte Systeme

Das älteste unbemannte System zur Fernerkundung stellt die Luftbildfotographie mittels Fesseldrachen dar (vgl. MARZOLFF 1999, S.24). Sie ist schon seit Mitte des 19. Jahrhundert bekannt und hat in den letzten Jahren eine wahre Renaissance erfahren, wobei mit Komponenten aus dem Modellbau, in Kombination mit digitalen Kameras, zahlreiche Drachenfreunde die Luftbildfotographie als Hobby betreiben. Hierfür hat sich der Begriff KAP (*Kite Aerial Photography*) etabliert.

Der Einsatz von Fesseldrachen besitzt den Vorteil eines verhältnismäßig einfachen Systems und leichter Komponenten. Die Tragfähigkeit von Fesseldrachen kann durch die Größe des Drachens gewählt werden. In übersichtlichen Geländen mit stetigem Wind ist der Fesseldrachen ein guter Kameraträger. Zentraler Nachteil ist jedoch die Abhängigkeit von den Windverhältnissen. Je nach Größe des Drachens ist ein Ortswechsel mit Drachen allerdings schwierig bis unmöglich. Auch ist die Position des Drachens über dem Boden von den Windverhältnissen abhängig. Es ist daher kaum möglich, mit der Kamera eine vorher bestimmte Position zu erreichen.

Für Übersichtsfotos an einem ungefähren Standort kann der Fesseldrachen dennoch ein brauchbares Werkzeug der Fernerkundung sein.

Ebenfalls zu den gefesselten Systemen zählen die Fesselballone und Luftschiffe, entweder mit Heißluft oder Leichtgas gefüllt. Die Luftbildfotographie mittels Leichtgas-Fesselballonen (siehe PREU et al. 1989, S.4847-4861, BÜRKERT et al. 1997, S.11-15, KARRAS et al. 1999, S.8-11), hat sich, ähnlich wie der Fesseldrachen, in Einsätzen bewährt, bei denen nur an wenigen Positionen oder nur an einer einzigen Position Luftbilder aufgenommen werden sollen. Nachteilig ist hierbei der große Ballon und das teure Traggas, wobei aus Sicherheitsgründen nur Helium in Frage kommt. Zum Transport muß das Gas wieder abgelassen oder aufwendig verdichtet werden.

Alternativ kann ein solches Luftschiff in gefülltem Zustand auf einem Anhänger transportiert werden (FALKNER 1995, S.31). Dieses Vorgehen ist jedoch nur für gut erschlossenes Gelände denkbar. Häufig sind aber gerade für die Fernerkundung interessante Gebiete schlecht mit dem Fahrzeug, geschweige denn mit einem Fahrzeug mit Anhänger, erreichbar.

Eine Alternative dazu ist der Heißluftballon bzw. der Heißluftzeppelin, weil dieser ohne teures Traggas auskommt. Aufgrund der geringeren Dichte von heißer Luft im Vergleich zu Helium muß ein Heißluftballon bzw. -zeppelin allerdings wesentlich größer sein, um denselben Auftrieb zu erzielen.

Im Rahmen des EPRODESERT Projektes hat das geographische Institut der Universität Frankfurt am Main einen zehn Meter langen gefesselten Heißluftzeppelin eingesetzt. Bei diesem Projekt wurden Ursachen und Folgen von Bodenerosion und Landdegradation auf aufgelassenen Ackerflächen und extensivierten Nutzflächen Nordostspaniens untersucht und der Zeppelin für die Aufnahme großmaßstäbigen Bildmaterials für digitale Bildauswertung, Kartierung und GIS benutzt (vgl. auch MARZOLFF & RIES 2000).

FALKNER (1995, S.32) bestätigt das Potential von gefesselten Luftschiffen zur Aufnahme großmaßstäbiger Luftaufnahmen, die insbesondere für die wissenschaftliche Dokumentation und der Beobachtung von Veränderungen eingesetzt werden können.

## **2.2 Ungefesselte Systeme**

Ein ungefesseltes System kann sich frei im Raum bewegen, womit es den Vorteil einer freien Positionierung gewinnt, aber auch die Stabilisierung durch die Fesselleine verliert. Es ist daher notwendig, diese Stabilisierung anderweitig sicherzustellen.

Als Basis eines ungefesselten Systemes sind konventionelle Flugzeuge, Gleitschirme, freifahrende Ballone und Luftschiffe sowie Hubschrauber denkbar.

Der Hubschrauber nimmt insofern eine Sonderstellung ein, weil er als einziges System eine schnelle und flexible Positionierung im Raum ermöglicht. Alle anderen Systeme haben immer eine gewisse Mindestfluggeschwindigkeit (Flugzeuge) oder können ihre Flughöhe nur langsam ändern (Luftschiffe und Ballone).

Die Flugeigenschaften eines Hubschraubers lassen ihn auf den ersten Blick als ideale Plattform für die bodennahe Fernerkundung erscheinen (vgl. SCHLÜTER 1987, S.33ff und HECKES 1987, S.26f). Dennoch gibt es Probleme, die bisher noch nicht zufriedenstellend gelöst werden konnten. Grundlegendes Problem ist die nicht eigenstabile Fluglage eines Hubschraubers. Sie erfordert eine ständige Steuerung um drei Achsen plus Höhensteuerung. Hierfür ist ein sehr erfahrener Pilot erforderlich (vgl. HECKES 1987, S.26f).

Eine automatische Steuerung und Lageregelung ist beim Hubschrauber sehr komplex und immer noch Gegenstand aktueller Forschung zahlreicher technischer Institute.

Ein weiteres Problem sind die beim Hubschrauber auftretenden Vibrationen durch den Antrieb und die mechanische Ansteuerung (HECKES 1987, S.26). Bei Verwendung eines elektrischen Antriebes könnten zumindest die starken Vibrationen eines Verbrennungsmotors verhindert werden. SCHLÜTER (1987, S.38) hat zudem eine gedämpfte Aufhängung speziell für den Kameraflug mit Kleinhubschraubern entwickelt, die eine Übertragung der Vibrationen auf die Kamera bzw. den Sensor verhindern sollen.

Dennoch besitzt auch ein elektrisch angetriebener Hubschrauber eine hohe Wartungsintensität und eine vergleichsweise hohe Anfälligkeit gegenüber mechanischen Defekten (vgl. HECKES 1987, S.26). Zudem besteht ein beträchtliches Gefahrenpotential bei Start und Landung für umstehende Personen durch die ungeschützt drehenden Rotorblätter.

Diese Eigenschaften eines Hubschraubers sind insgesamt ungünstige Voraussetzungen für die Konstruktion und Anwendung als Kameraträger.

### **2.3 Steuerung**

Bei nicht gefesselten Fernerkundungsplattformen stellt sich die Frage nach der Steuerung und Navigation. Der zunächst einfachste Weg ist, diese Steuerung dem Menschen zu übertragen, der z.B. bei ferngesteuerten Flugmodellen die Stabilisierung des Fluggerätes übernimmt. Abgesehen von der gewonnenen Beweglichkeit der Flugdrohne sind viele Nachteile erhalten geblieben: Die Position ist meist unbekannt und falls ein GPS an Bord ist, wird nur die mehr oder weniger

zufällig erreichte Position festgehalten. Die Lage des Flugzeuges wird nur aus großer Entfernung beurteilt und die Lage der Aufnahmevorrichtung ist unbekannt. Ernsthaftige Bildflüge sind so nicht möglich. Die Aufnahmen entsprechen eher *Luftbildschnappschüssen*.

Die Idee, ein herkömmliches Modellflugzeug mit einer fest fixierten Kamera auszurüsten, wird schon lange praktiziert, ist aber für die bodennahe Fernerkundung leider unzureichend.

Es gab in der Vergangenheit viele Ansätze, ein solches Modellflugzeug auch im wissenschaftlichen Bereich einzusetzen, jedoch wurden meist nur der Grad der oben genannten *Luftbildschnappschüsse* erreicht. Für einige Bereiche kann das bereits sehr nützlich sein, z.B. zum Auffinden interessanter Gebiete in der Luftbildarchäologie (siehe auch SCHÖNHERR 2003).

Für geographische Analysen haben diese Aufnahmen jedoch einen geringen Wert, da weder Höhe, Ausrichtung, Lage noch Position der Kamera im voraus definiert werden können. Es fehlt somit ein System, das speziell auf die bodennahe Fernerkundung zugeschnitten ist.

### **2.4 UAVs**

Unbemannte Fluggeräte werden international als UAVs (*Unmanned Aerial Vehicle*) bezeichnet. Ferner findet man die Begriffe RPV (*Remotely Piloted Vehicle*) für ferngesteuerte, unbemannte Fluggeräte sowie gelegentlich AUAV (*Autonomous Unmanned Aerial Vehicle*) für vollkommen selbständig fliegende und navigierende Fluggeräte. Meist wird jedoch bereits unter einem UAV ein selbständig fliegendes und navigierendes Fluggerät verstanden.

Im deutschsprachigen Raum findet derzeit noch keine derartige sprachliche Differenzierung statt. Im militärischen Bereich wird im deutschen Sprachgebrauch häufig der Begriff „Flugdrohne“ benutzt. Das Wort „Drohne“ ist allerdings unglücklich gewählt, da es „jmd., der, ohne selbst zu arbeiten, die Vorteile der Arbeit anderer genießt“, beschreibt (vgl. LEXIKOGRAPHISCHES INSTITUT MÜNCHEN (Hrsg.) 1985, S.284). Vielmehr ist es jedoch die Flugdrohne, die einen wichtigen Teil der Arbeit verrichtet und den Menschen unterstützt.

Der überwiegende Anteil der heute verwendeten Drohnen stammt aus dem militärischen Sektor. Allein in den USA existieren ca. 50 Unternehmen, die sich mit der Entwicklung von UAVs beschäftigen (NEWCOME 2006), wobei kaum Systeme für zivile oder rein wissenschaftliche Zwecke erhältlich sind.

Die Klassifizierung von UAVs geschieht daher leider meist aus militärischer Sicht. FAHLSTROM & GLEASON (1998) listen mehrere verschiedene Kategorien für UAVs

auf, jedoch fügt sich das in dieser Arbeit entwickelte Fernerkundungsflugzeug in keine dieser Kategorien richtig ein.

Etwas geeigneter erscheinen die Kategorien nach NEWCOME (2006a), demzufolge können Flugdrohnen in folgende sieben Kategorien eingeteilt werden:

- **Taktische** – zum Transport und Abwurf von Waffen
- **Ausdauernde** – für lange Überwachungsflüge (typischerweise 24 Stunden und länger)
- **Senkrechtstartende** (VTOL - *Vertical Takeoff & Landing*) – zumeist Hubschrauber
- **Transportable** – von einer Person transportier- und startbare UAVs
- **Optional manntragende** (OPV - *Optionally Piloted Vehicle*) – meist umgebaute herkömmliche Flugzeuge, die auch von Piloten geflogen werden können
- **Sehr kleine** (MAV - *Micro Air Vehicles*) – Alle Abmessungen sind kleiner als 15 cm
- **Wissenschaftliche** – entwickelt für bestimmte Aufgaben, typischerweise keine Serienproduktion

Aus dieser Aufführung ist ersichtlich, daß wissenschaftliche Flugdrohnen derzeit nur einen kleinen Teilbereich der bestehenden Systeme ausmachen. In diesem kleinen Bereich dominieren zudem schwere, schnelle Flugdrohnen, die in größeren Höhen mehrere Stunden fliegen können und Daten sammeln. Der Einsatzbereich der in dieser Arbeit beabsichtigten Flugdrohne liegt jedoch in geringen Höhen und soll die konventionelle Luftbildbefliegung ergänzen. Eine Übersicht über bisherige und aktuelle Entwicklungen kann in NEWCOME (2006) eingesehen werden.

Flugdrohnen im nicht-militärischen Bereich wurden zu Beginn dieser Arbeit von Forschungseinrichtungen wie der NASA und einigen privaten Firmen eingesetzt. Die Einsätze haben experimentellen Charakter, da jeder Anwender gänzlich unterschiedliche Ansprüche stellt. Daher gibt es nicht den Typus „Flugdrohne“, sondern jede Drohne ist für einen ganz speziellen Zweck optimiert. Aus diesem Grund gibt es außerhalb des militärischen Bereichs nur wenige fertige Systeme zu kaufen.

Zu den wesentlichen Faktoren, an denen sich die technische Konstruktion orientieren muß und aus denen sich die späteren Eigenschaften einer Flugdrohne ergeben, gehören:

- Fluggeschwindigkeit
- Flughöhe

- Reichweite
- Größe und Gewicht der Nutzlast
- Art der durchzuführenden Aufgaben
- Einsatzdauer
- Art des Startes und der Landung
- Gesetzliche Vorschriften

Die oben aufgeführten Faktoren bestimmen unmittelbar die folgenden Parameter des Fluggerätes:

- Art des Antriebes (Elektromotor / Verbrennungsmotor)
- Prinzipielle Art / Form
- Gesamtgewicht
- Größe / Spannweite

Eine typische militärische Drohne für die Nahbereichsaufklärung zeigt Abbildung 1. Es handelt sich um die Drohne SKYLARK (Elbit Systems). Diese Drohne kommt vom Gewicht, den Abmessungen und der aerodynamischen Auslegung den in dieser Arbeit gestellten Anforderungen recht nahe, allerdings ist sie etwas zu schwer (5,5 kg) und besitzt eine zu geringe Nutzlastkapazität. Die dazugehörige kompakte Bodenstation ist in Abbildung 2 zu sehen.



Abbildung 1: Nahbereichsdrohne SKYLARK, Quelle: ELBIT SYSTEMS (2006)





Abbildung 2: Bodenstation zu *SKYLARK*, Quelle: TAMIR ESHEL (2004)

Eine weitere Drohne mit ähnlichen Eigenschaften ist „Aladin“ (EMT). Sie verfügt über eine Spannweite von 1,46 m bei einem Gewicht von ca. 3 kg (vgl. EMT INGENIEURGESELLSCHAFT 2006). Sie besitzt damit eine recht hohe Flächenbelastung und daher eine zu hohe Fluggeschwindigkeit (45-90 km/h) für hochauflösende Senkrechtaufnahmen in Bodennähe.



Abbildung 3: Mini-Drohne *Aladin*, Quelle: EMT INGENIEURGESELLSCHAFT (2006)

Bisherige zivile Flugdrohnen verwenden als Basis fast ausschließlich ein herkömmliches Modellflugzeug. Bei einer automatischen Steuerung dieses Modells werden grundsätzlich ähnliche Anforderungen gestellt wie an Autopiloten von Großflugzeugen. Die elektronische Kontrolle des Modells ist im Vergleich zum Großflugzeug sogar teilweise schwieriger, weil die Reaktionszeiten des Modellflugzeuges aufgrund der geringen Massen um ein Vielfaches kürzer sein müssen. Die Anforderungen an die Elektronik sind daher sehr hoch. Zudem muß dieser Autopilot möglichst klein und leicht sein. Diese Umstände haben bisher verhindert, daß eine solche Steuerung preiswert zu beziehen ist.

Derartige Systeme basieren auf der Kombination von Winkel- und Beschleunigungssensoren. Bei einem herkömmlichen Flugzeug existieren drei Drehachsen (Hoch-, Längs- und Querachse, siehe Abbildung 4). Um die Lage dieser Achsen festzustellen, wird an jeder dieser Achsen ein Winkelsensor installiert. Dieser kann somit die Lage des Flugzeuges zur Gravitation feststellen. Bei einem geradeaus fliegenden Flugzeug könnte damit bereits die Querachse kontrolliert werden. Im Kurvenflug kommt zur Schwerkraft jedoch noch eine Fliehkraftkomponente hinzu, die zusätzlich durch Beschleunigungssensoren erfaßt werden muß. Durch die Messung der Beschleunigung der Achsen kann diese Komponente mit einbezogen werden und so die tatsächliche Lage im Raum berechnet werden.

Für eine vollständige Kontrolle des Flugzeuges um alle drei Achsen sind daher drei Drehwinkelsensoren und drei Beschleunigungssensoren nötig (für sechs Freiheitsgrade). Eine solche Einheit wird als IMU bezeichnet (*Inertial Measurement Unit*). Die IMU dient somit zur Bestimmung der relativen *Lage* des Fluggerätes im Raum, sie kann aber nichts darüber aussagen, wo sich dieses Fluggerät im Raum befindet, es sei denn, der gesamte Bewegungsablauf seit dem Start von einer bekannten Position wird aufgezeichnet (sog. Dead Reckoning).

Für die Positionsbestimmung des Fluggerätes wird daher das GPS (*Global Positioning System*) verwendet, eine IMU kommt für die Lageregelung z.B. der Kameraplattform in Frage. Mittels GPS kann die Position im Raum auf wenige Meter genau bestimmt werden. Mit weiteren Hilfsmitteln wie Korrektursignalen (DGPS) kann diese Genauigkeit bis in den Zentimeterbereich gesteigert werden.

Die Höhenkomponente, die auch von GPS Geräten ausgegeben wird, ist jedoch nicht in dieser Größenordnung genau. Hierbei besteht die Möglichkeit zur barometrischen Höhenmessung, die nach sorgfältiger Kalibrierung Auflösungen im Meterbereich ermöglicht. Alternativ sind Höhenmessungen mittels Laser oder Ultraschall denkbar.

Wird ein nicht weitgehend eigenstabil fliegendes Fluggerät verwendet, muß zusätzlich zur Steuerung der Längsachse (Höhenruder) die aktuelle Fluggeschwindigkeit gemessen werden. Die Geschwindigkeit aus den GPS-Positionsdaten kann nicht verwendet werden, da diese die Geschwindigkeit über Grund angibt. Es muß jedoch die Geschwindigkeit in der Luft gemessen werden. Bei stärkerem Wind kann die Geschwindigkeit über Grund z.B. Null sein (oder sogar negative Werte annehmen), obwohl das UAV mit normaler Fluggeschwindigkeit fliegt.

Insgesamt können die Funktionen eines UAVs in zwei große Hauptbereiche aufgeteilt werden: Der Erste sorgt für die Stabilisierung des Fluggerätes relativ im Raum, der Zweite beinhaltet die Positionierung im Raum und deren Steuerung (Navigation und Mission):

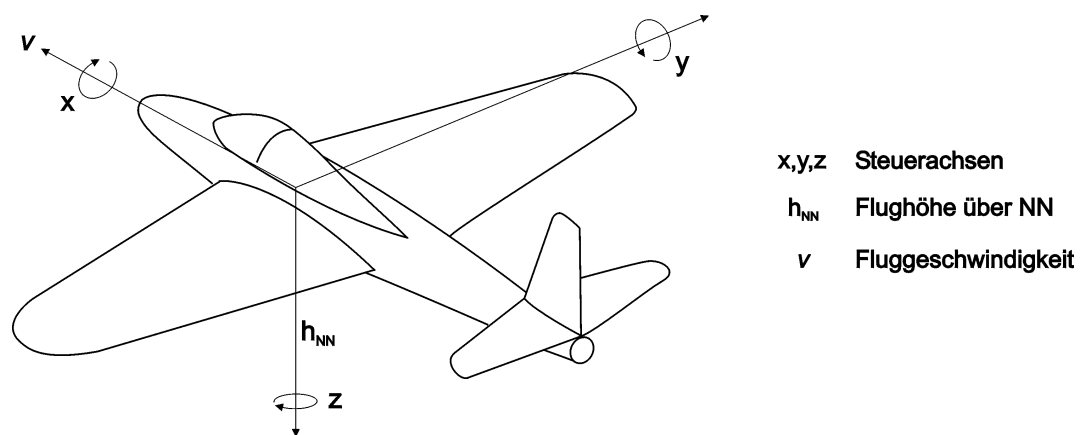


Abbildung 4: Lage eines Flugzeuges im Raum (nach ETKIN & REID 1996, S.16, verändert)

Die Stabilisierung von Fluggeräten als Grundlage für einen autonomen Flug ist Forschungsfeld von zahlreichen führenden technischen Instituten auf der Welt. Insbesondere die Stabilisierung von Helikoptern stellt höchste Ansprüche an die Regelungstechnik. Vorreiter waren in diesem Bereich z.B. die Projekte *Hummingbird* der Stanford University (siehe STANFORD UNIVERSITY 2006) und *MARVIN* der TU Berlin (siehe TECHNISCHE UNIVERSITÄT BERLIN 2006).

Eine Eigenentwicklung eines Einzelnen in diesem höchst komplexen Forschungsfeld erscheint zunächst aussichtslos. Allerdings ist auffällig, daß häufig mit hohem Aufwand versucht wird, von Natur aus instabile Fluggeräte (wie z.B. Hubschrauber) elektronisch zu stabilisieren. Es entsteht dabei teilweise der Eindruck, daß die Entwicklung der aufwendigen Regeltechnik zum Selbstzweck mutiert und das eigentliche Ziel – eine praxistaugliche Flugdrohne zu entwickeln – aus den Augen verloren wird.

Als alternativer Ansatz stellte sich daher die Frage, inwieweit ein Fluggerät verwendet werden könnte, daß von sich aus schon weitgehend eigenstabil fliegt und keiner oder nur geringen Stabilisierung bedarf. Die Fluglage des Modells würde dann nicht elektronisch über Sensoren kontrolliert werden, sondern aerodynamisch und durch die Gravitation. Es könnte so der technische und finanzielle Aufwand deutlich verringert werden.

Weitere Überlegungen zu dieser „low-tech“-Variante werden in Kapitel 4 aufgeführt und zeigen, daß derartige Alternativen durchaus existieren.

### **2.5 Bedarf in der Geographie**

Die Anforderungen in den Bereichen Raumplanung, Naturschutz und Umweltmonitoring wachsen stetig. Die notwendigen Planungsdaten und Zustandsinformationen müssen aktuell und in möglichst guter Auflösung zur Verfügung stehen. Konventionelle Methoden können die raschen Veränderungen nicht mehr zeitgerecht abbilden (vgl. BLASCHKE et al. 2002, S.2).

Die Nachfrage nach zeitlich und zugleich räumlich hochauflösenden Informationen über die Erdoberfläche ist in den letzten Jahren stark gestiegen. Auf diese Nachfrage wurde vor allem durch massive Investitionen in neue Satellitenmissionen reagiert. Allerdings haben Satellitenbilder meist den Nachteil einer geringen Wiederholungsrate (siehe Abbildung 5). Der größte Nachteil liegt jedoch in der langen Zeit von der Aufzeichnung der Fernerkundungsdaten bis zum Erhalt des fertigen Produktes. Für einen Großteil der möglichen Anwender ist dieser Zeitraum zu lang (vgl. ERASMI 2003, S.5f).

Von der ursprünglichen Form der Fernerkundung, der Luftbildfotographie, hat sich die moderne Fernerkundung teilweise weit entfernt. Heutzutage werden viele verschiedene Spektren der elektromagnetischen Strahlung genutzt, neben dem sichtbaren Licht auch das nahe und mittlere Infrarot, das thermische Infrarot sowie der Mikrowellenbereich (Radar) (vgl. EHLERS 2002, S.11).

In den letzten Jahren ist die Verfügbarkeit von Satellitenbildern immer weiter gestiegen. Die Anzahl von wolkenfreien Aufnahmen ist jedoch nur in geringem Maße gestiegen. Insbesondere in den Hauptwachstumsphasen der Vegetation, die für die Landwirtschaft interessant sind, treten in unserem Klima besonders häufig geschlossene Wolkendecken auf (vgl. LILIENTHAL 2003, S.3).

Obwohl theoretisch hochauflösende Satellitendaten zur Verfügung stehen, wird durch die geringe Verfügbarkeit und die hohen Kosten eine breite Anwendung erschwert. Zudem bleibt die Aktualität der Daten häufig hinter dem theoretisch Möglichen zurück, da z.B. manche Überflüge schon für spezielle Aufgaben reserviert wurden (vgl. BLASCHKE et al. 2002, S.4).

Die Einsatzmöglichkeiten von Satellitenbilddaten sind insbesondere im multispektralen Bereich begrenzt, wenn in vergleichsweise großen Maßstabsbereichen kartiert werden soll ( $>1:10.000$ ). Derartige großmaßstäbige multispektrale Daten werden z.B. zur Beantwortung naturschutzfachlicher Fragestellungen benötigt (vgl. LESER 2002, S.88).

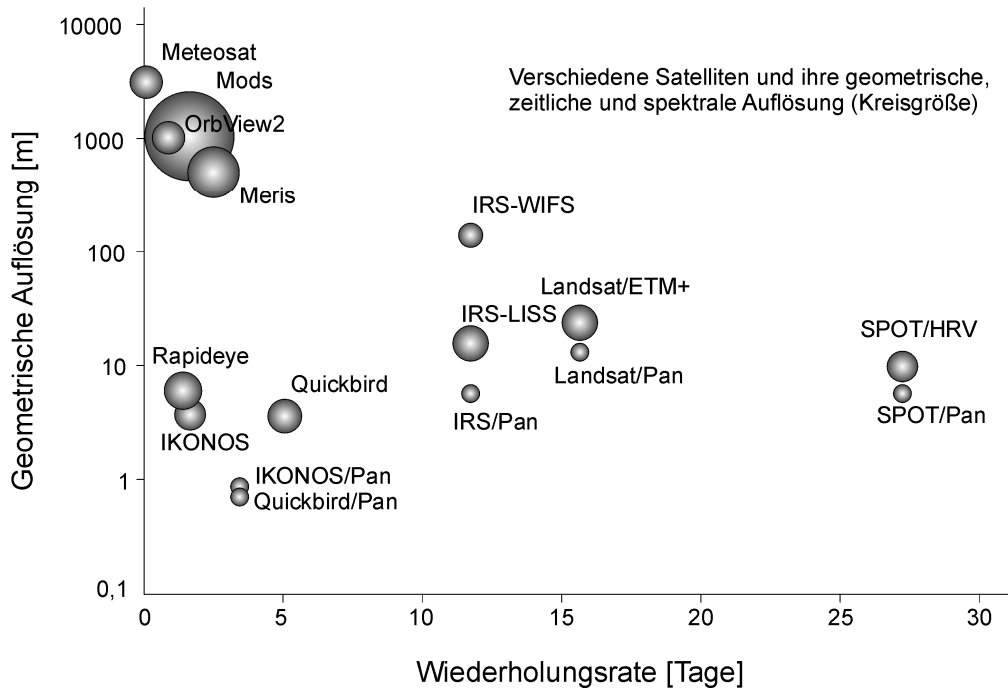


Abbildung 5: Repetitionsraten von Fernerkundungssatelliten (nach ERASMI 2003, S.6, verändert)

Andererseits sind die neuen höchstaflösenden Satellitensysteme die Hoffnungsträger der Fernerkundung. Sie sollen das Potential besitzen, auch in Auflösungsbereiche vorzudringen, die bisher durch die Luftbildfotographie abgedeckt wurden. Bodenauflösungen von 0,6 m im panchromatischen und 3-4 m im multispektralen Bereich ermöglichen z.B. auch eine Anwendung in der kommunalen Planung (vgl. EHLERS 2002, S.11).

LILIENTHAL (2003, S.5) führt als Alternative zu Satellitenbildern die Spontanbefliegung mit Sportflugzeugen an. Diese besäßen jedoch den Nachteil von hohem logistischem Aufwand und hohen Kosten.

Organisationen, die sich mit Umweltdatenerfassung beschäftigen, benötigen oft fliegende Plattformen für die Bearbeitung wissenschaftlicher Aufgabenstellungen. Größere Organisationen können es sich leisten, Flugzeuge zu kaufen, kleinere sind auf Mietflüge angewiesen. Das Kostenproblem könnte durch ein günstiges

unbemanntes Kleinflugzeug (UAV) gelöst werden (nach PRETOLANI et al., 2003, S.1).

ERASMI (2003) stellt eine Taxonomie für Fernerkundungssysteme für den Bereich des *Precision Farming* auf. Die Fernerkundungsaufnahmen sind hierbei nach Ihrem Potential geordnet. Das Potential wird durch die zeitliche, räumliche und spektrale Auflösung beeinflusst. Je feiner die Auflösung, desto höher das Potential für entsprechende Anwendungen:

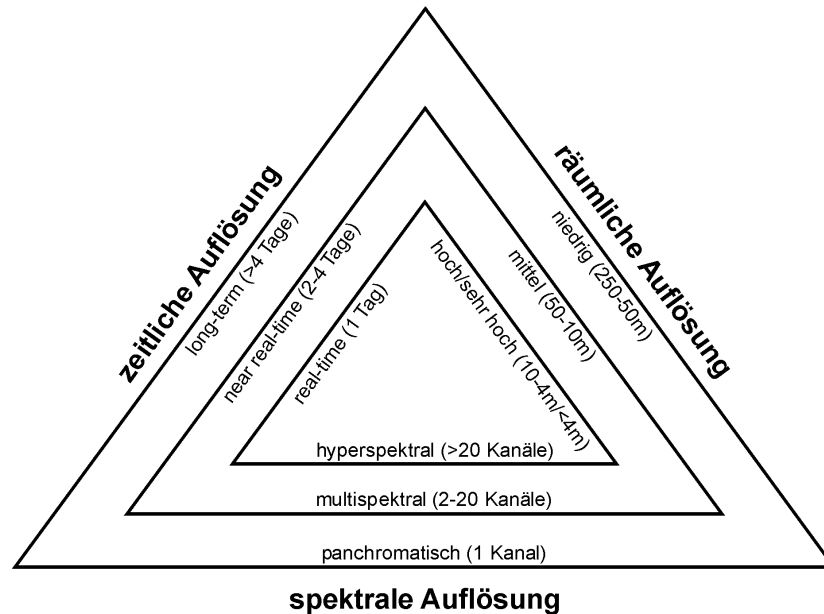


Abbildung 6: Fernerkundungssysteme und deren Potential, von außen nach innen zunehmend (nach ERASMI 2003, S.7)

Die Flugdrohne kann eine sehr hohe *zeitliche* Auflösung erreichen (im Stundenbereich). Die *räumliche* Auflösung liegt je nach Flughöhe und Auflösung des Sensors im Zentimeterbereich. Die *spektrale* Auflösung der geplanten Flugdrohne liegt zunächst im sichtbaren Bereich, kann aber mit einer speziellen Kamera für einen multispektralen Bereich aufgerüstet werden. Gemäß obiger Taxonomie nach ERASMI besäßen die gewonnenen Aufnahmen daher ein hohes bis sehr hohes Potential.

Nach WONG & BIL (1998, S.2) und WONG (2001, S.2) liegen die Anwendungsgebiete einer zivilen Nutzung von UAVs vor allem in den folgenden Bereichen:

- Umweltmonitoring
- Wetterforschung
- Monitoring in der Landwirtschaft
- Lagerstättenexploration

- Telekommunikation

Diese Einschätzung zeigt, daß die Anwendungsgebiete von zivilen UAVs überwiegend Bereiche betreffen, die Gegenstand von Forschung und Lehre der Physischen Geographie sind, und daher die Geographie als Wissenschaft im Bereich der UAVs in Kombination mit angrenzenden Fachwissenschaften in analytischer und planerischer Hinsicht eine zentrale Rolle spielen muß.

In Zukunft wird die Nachfrage nach aktuellen Fernerkundungsdaten weiter zunehmen. Diese Entwicklung wird angetrieben durch neue Verfahren der Bildverarbeitung, neue Sensortechniken, leistungsstärkere Hard- und Software und eine bessere Verfügbarkeit der Daten (vgl. BLASCHKE et al. 2002, S.2).

Um die Kosten für eine Flugdrohne zu reduzieren, müssen alle Bereiche optimiert werden. D.h. nicht nur die Drohne selbst muß preiswert sein, sondern sie muß auch einfach zu betreiben und zudem robust sein. Der Aufwand für das Erlernen, der Vorbereitung und der Durchführung einer UAV-Mission muß stark gesenkt werden, um die Vorteile gegenüber einer herkömmlichen Befliegung voll auszuschöpfen (vgl. TAYLOR et al., 2003, S.8).

Die bisherigen Ausführungen haben gezeigt, daß der Bedarf für großmaßstäbige und gleichzeitig möglichst aktuelle Luftbilder vorhanden ist und der Einsatz eines UAV gerade in der Physischen Geographie daher ein großes Potential besitzt.

Neben den Ansprüchen, die die Physische Geographie an das UAV stellt, sind die äußeren Rahmenbedingungen für die Entwicklung und den Einsatz einer Flugdrohne entscheidend. Ein UAV läßt sich innerhalb der BRD nur dann flexibel nutzen, wenn möglichst geringe rechtliche Einschränkungen bestehen.

### **2.6 Rechtliche Rahmenbedingungen**

Die Entwicklung des UAVs soll sich in den für Deutschland geltenden rechtlichen Rahmen einfügen. Diese rechtlichen Vorschriften haben direkten Einfluß auf die technische Ausgestaltung des gesamten Projektes und werden daher den weiteren Ausführungen vorangestellt.

Prinzipiell soll der gesamte Betrieb des UAVs so wenig wie möglich Beschränkungen unterliegen oder Zulassungen und Genehmigungen bedürfen. Daher wurden ggf. vorhandene Freiräume im voraus erkundet, damit das UAV derart konstruiert werden kann, daß es diese Freiräume optimal nutzen kann und somit möglichst flexibel eingesetzt werden kann.

Ein kleines UAV ist bezüglich der Größe, des Gewichtes und dem äußeren Erscheinungsbild kaum von einem herkömmlichen Modellflugzeug zu unterscheiden. Vor allem die zusätzliche Elektronik und die weitere technische

Ausrüstung machen es zu einem UAV. Werden bestimmte Anforderungen erfüllt, kann auch die rechtliche Einordnung als Modellflugzeug stattfinden.

Die Rechtsgrundlagen, die beim Modellflug beachtet werden müssen, finden sich in verschiedenen Gesetzen. Sie reichen vom Grundgesetz (GG), über das Luftverkehrsgesetz (LuftVG), die Luftverkehrsordnung (LuftVO), die Luftverkehrszulassungsordnung (LuftVZO) bis hin zu diversen Gesetzen und Richtlinien der zuständigen Behörden.

Nach dem LuftVG ist die Benutzung des Luftraumes durch Luftfahrzeuge frei, soweit dies nicht durch andere Gesetze eingeschränkt wird (§1 LuftVG). Ein Modellflugzeug (Flugmodell) wird in §1 Abs. 2 LuftVG explizit als *Luftfahrzeug* aufgeführt (vgl. KÄMPER, 2004, S.4). Es gilt daher nicht als Spielzeug, wie teilweise gemeinhin angenommen wird. Hiermit verbunden ist u.a. auch die Haftung des Luftfahrzeughalters (nicht gleichzusetzen mit dem Piloten).

Die LuftVO kennt den Begriff des „erlaubnisfreien Modellfluges“: Nach §16 Abs. 4 LuftVO bedarf der Aufstieg von Flugmodellen von weniger als 5 kg Gesamtgewicht keiner Erlaubnis, es sei denn, daß sie mit Raketenantrieb versehen sind (vgl. KÄMPER, 2004, S.100). Dieser Grundsatz gilt bundesweit für jede Art des Modellfluges.

Von diesem erlaubnisfreien Modellflug gibt es drei Ausnahmen:

- Beim Betrieb mit Verbrennungsmotoren innerhalb eines Abstandes kleiner als 1,5 km von Wohngebieten (§16 Abs. 5 LuftVO)
- Beim Betrieb aller Flugmodelle innerhalb eines Abstandes kleiner als 1,5 km von der Begrenzung von Flugplätzen (§16 Abs. 5 LuftVO)
- Beim Betrieb aller Flugmodelle mit einem Gesamtgewicht zwischen 5 und 20 kg (Umkehrschluß aus §16 Abs. 4 LuftVO)

(nach FELLING 1997, S.52-67 und KÄMPER 2004, S.100)

Aus diesen rechtlichen Rahmenbedingungen läßt sich umgekehrt schließen, daß ein Luftfahrzeug mit

1. einem Motor, der kein Verbrennungsmotor ist (z.B. Elektromotor) und
2. einem Gesamtgewicht unter 5 kg
3. beim Einsatz außerhalb 1,5 km Entfernung von Flugplätzen

aus rechtlicher Sicht überall in der BRD im nicht kontrollierten Flugraum eingesetzt werden kann.



Einzig problematisch sind ggf. Verbote für Modellflug in Naturschutz- und Landschaftsschutzsatzungen. Diese sind jedoch rechtlich umstritten, da weder im Bundesnaturschutzgesetz noch in den Ländergesetzen ausdrückliche Verbote des Modellfluges vorgesehen sind. Zudem bestehen verfassungsrechtliche Bedenken, weil der Betrieb von Flugmodellen zum Bereich Luftverkehr gehört und Einschränkungen nur durch den Bund verfassungsgemäß sind.

Naturschutzbehörden können nicht auf dem Gebiet des Luftrechtes tätig werden (FELLING 2002a, S.42ff). Leider ist dieser Sachverhalt bei den Kreisen und kreisfreien Städten kaum bekannt bzw. wird bewußt ignoriert. Resultat sind teilweise Verbote des Modellfluges nicht nur in Natur- sondern sogar in Landschaftsschutzgebieten (vgl. FELLING 2002b, S.42f). Ausnahmeregelungen sind jedoch möglich.

Nach Klärung der erlaubten Einsatzorte stellt sich die Frage nach der erlaubten Einsatzhöhe. Für Flugmodelle, die den oben genannten drei Anforderungen entsprechen, besteht nach LuftVO keinerlei Vorschrift über eine Flughöhenbegrenzung. Nur Flugmodellen, die schwerer als 5 kg sind und eine Aufstiegserlaubnis erfordern, kann eine Höhenbegrenzung auferlegt werden (vgl. FELLING 2003, S.27f).

Eine indirekte Höhenbegrenzung stellt jedoch die Grenze zum kontrollierten Luftraum dar. Vor dem Eindringen in den kontrollierten Luftraum muß für jedes Luftfahrzeug, auch für ein Flugmodell, von der zuständigen Flugverkehrskontrollstelle eine Flugverkehrskontrollfreigabe eingeholt werden (vgl. FELLING 2003, S.27f).

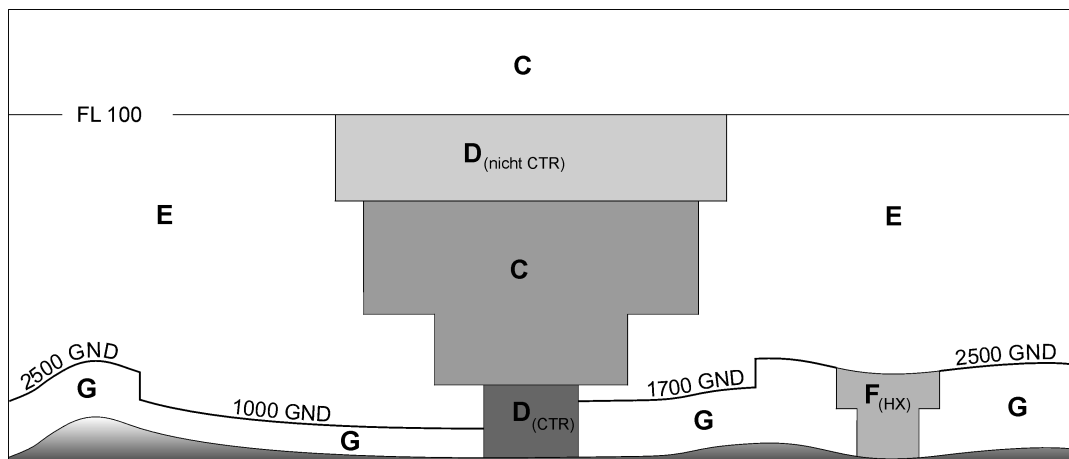


Abbildung 7: Aufteilung des Luftraumes (nach: DEUTSCHE FLUGSICHERUNG 2004, verändert)

Die Lage und Ausdehnung der Lufträume und damit der Beginn des kontrollierten Luftraumes kann den jährlich erscheinenden ICAO-Karten (*International Civil Aviation Organization*) entnommen werden. Die untere Höhe des kontrollierten Luftraumes ist unterschiedlich und beginnt außerhalb von Flugplätzen in

Deutschland grundsätzlich bei 2500 Fuß (ca. 762 m) über Normalnull (MSL – *Mean Sea Level*) und kann bis 1000 Fuß (ca. 305 m) über MSL abgesenkt sein. An Flugplätzen reichen die Kontrollzonen bis zum Boden (GND – *Ground*) (siehe Abbildung 7).

Diese bis zum Boden reichenden Lufträume können recht groß sein, so gilt z.B. für den Flugplatz Kiel-Holtenau der kontrollierte Luftraum D(HX), der eine Ausdehnung von ca. 5,2 mal 20,4 Kilometern besitzt (DEUTSCHE FLUGSICHERUNG 2005). Der Zusatz HX weist darauf hin, daß dieser Luftraum nicht ständig aktiv ist. Dieses über 100 km<sup>2</sup> große Gebiet überdeckt einen großen Teil der Stadtfläche Kiels und reicht zudem über die Stadtgrenze nach Norden hinaus (siehe Abbildung 8).

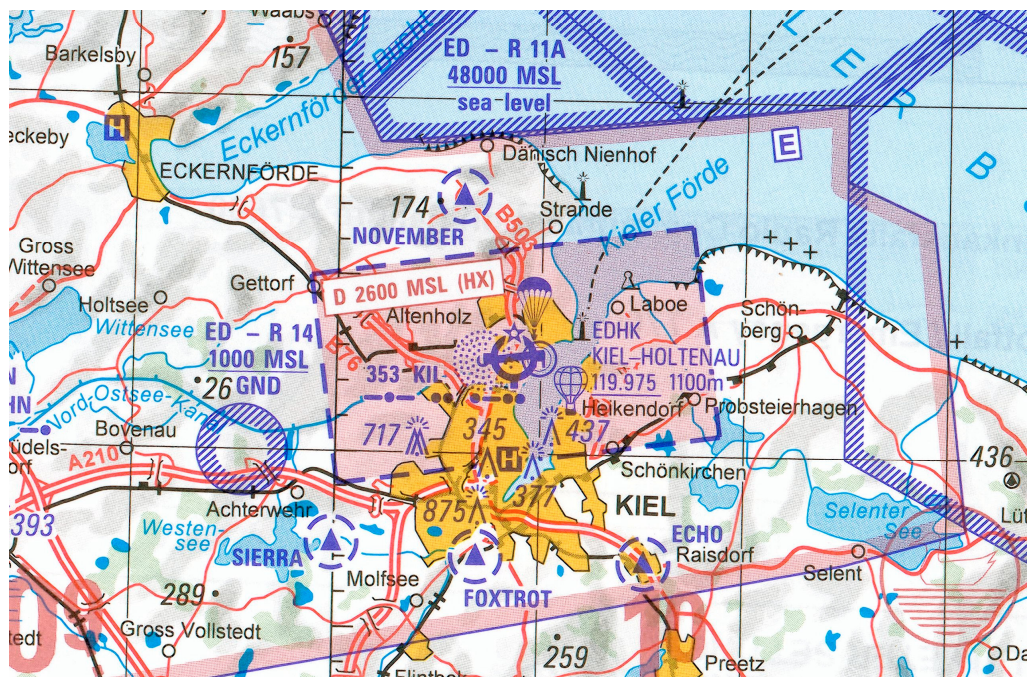


Abbildung 8: Lage des Luftraumes D und E über Kiel  
(aus: DEUTSCHE FLUGSICHERUNG 2005)

In Abbildung 8 erkennt man, daß an der Eckernförder Bucht ein Luftraum ED-R (R-*Restricted*) beginnt. Dieser Luftraum ist für die allgemeine Nutzung gesperrt. Bei ED-R Lufträumen handelt es sich meist um militärische Übungsgebiete. Allerdings können diese Lufträume zu bestimmten Zeiten (z.B. an Wochenenden) offen sein, so daß hier ggf. nur eine zeitliche Einschränkung besteht.

Zudem befindet sich fast über dem ganzen nördlichen Schleswig-Holstein der Luftraum E mit 1000 GND, so daß hier der kontrollierte Luftraum auch außerhalb von Flugplätzen bereits bei 1000 Fuß über Grund beginnt (siehe Abbildung 8). Für den Betrieb des Fernerkundungsflugzeuges ist dieses nicht hinderlich, da keine

Flughöhen über 300 m über Grund geplant sind, sondern die Zieleinsatzhöhe zwischen 100 und 250 m über Grund liegt.

Grundsätzlich ist es dringend zu empfehlen, eine Luftfahrzeughalterhaftpflicht abzuschließen, um gegen Schäden, die im Zusammenhang mit dem Luftfahrzeug entstehen, versichert zu sein, da derartige Unfälle nicht oder nicht ausreichend durch eine private Haftpflichtversicherung gedeckt sind. Für das Fernerkundungsflugzeug wurde daher eine derartige Versicherung mit erhöhter Deckung über den Deutschen Luftpool abgeschlossen. Während dieser Arbeit wurde die Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung (LuftVZO) ergänzt und der versicherungsfreie Luftraum abgeschafft. Seit August 2005 ist eine Haftpflichtversicherung auch für Modelle unter 5 kg Abfluggewicht vorgeschrieben (BUNDESGESETZBLATT, 10. August 2005).

Ferner stellt sich die Frage, inwieweit selbstgebaute elektronische Komponenten ohne Zulassung verwendet werden dürfen. Im ferngesteuerten Betrieb, während Start und Landung, entspricht die Flugdrohne einem herkömmlichen Modellflugzeug. Da keinesfalls irgendwelche Manipulationen an Sender oder Empfänger durchgeführt werden, ist dieser Status auch nicht in Frage zu stellen.

Selbstkonstruierte elektronische Schaltungen sind im Modellflugbereich selbstverständlich. Es konnten keine Hinweise darauf gefunden werden, daß die Verwendung selbstgebauter Schaltungen in Modellflugzeugen nicht erlaubt sei. Einzig die unmittelbaren Fernsteuerkomponenten, der Sender und der Empfänger, müssen zugelassen sein und dürfen keinesfalls verändert werden.

Nach Umschalten in den autonomen Flugbetrieb sind Sender und Empfänger jedoch inaktiv. Die Flugdrohne ist jetzt ein nicht ferngesteuertes Modellflugzeug – ein sogenanntes Freiflugmodell. Freiflugmodelle stammen noch aus der Zeit, wo Fernsteuerungen zu groß, zu schwer und zu teuer waren. Der Status *Flugmodell* schreibt jedoch keine Fernsteuerung vor. Auch die Bedingungen der Versicherung geben dazu keine Hinweise. Bei Freiflugmodellen gab es auch früher schon nicht ferngesteuerte, wenn man so will – autonome – Funktionen, wie das Auslösen einer sogenannten Thermikbremse über mechanische Zeitschalter. Nach dem Start hat der „Pilot“ keinerlei Einfluß mehr auf das Flugverhalten oder den Landeort solcher Freiflugmodelle.

Um jeden Konflikt mit den rechtlichen Vorschriften zu vermeiden, wäre alternativ denkbar, auch während der Mission die Funkverbindung aufrecht zu erhalten, weil der Aktionsradius ohnehin aus Sicherheitsgründen so ausgelegt ist, daß eine Sichtverbindung zur Flugdrohne bestehen bleibt. Die Elektronik des UAVs würde daher nur assistieren und der Status eines Flugmodells könnte nicht in Frage gestellt werden.

Es wird jedoch zukünftig sicherlich der Bereich der schwereren UAVs reguliert werden. So ist diese Problematik in den USA bereits aktuell (vgl. AOPA 2006), wo die Frage gelöst werden muß, wie oder ob der herkömmlichen Flugverkehr sich den Luftraum mit schwereren UAVs, die nicht unter die amerikanischen Modellflugregelungen fallen, teilen kann.

Um diese Problematik während dieser Arbeit gar nicht erst aufkommen zu lassen, wurde bewußt innerhalb der Modellflugregularien agiert, da hierfür in Deutschland die geringsten Einschränkungen bestehen.

### 3 Vorüberlegungen und Vorarbeiten

Das im Rahmen dieser Arbeit entstandene Fluggerät soll den Flug weitgehend selbständig ausführen, wobei Start und Landung jedoch manuell durch den Piloten erfolgen sollen. Aus diesem Grund wird dieses Fluggerät *semiautonome Flugdrohne* genannt, im weiteren Text kurz als *Flugdrohne*, *Fernerkundungsflugzeug* oder *UAV* beschrieben.

Als Arbeitsbereich der Flugdrohne wird ein Gebiet von der Fläche eines oder mehrerer Feldblöcke landwirtschaftlicher Nutzfläche, bis hin zum Einzugsbereich eines kleineren Dorfes, angenommen. Dieser Bereich soll mit einer Auflösung von wenigen Zentimetern aufgenommen werden können (vgl. BÜRKERT et al. 1997, S.11) und den Anforderungen an eine Senkrechtaufnahme genügen. Die Flughöhe ist abhängig von weiteren Faktoren wie z.B. der verwendeten Kamera und soll zwischen 100 und 300 m liegen.

Die Anforderungen an die Flugdrohne lassen sich wie folgt beschreiben: Das Fluggerät soll, einmal auf Ausgangshöhe gebracht, eine vorher definierte Route weitgehend selbständig, das heißt, ohne äußere Steuerung, fliegen können. In Zusammenhang mit UAVs spricht man auch von einer *Mission*. Der gesamte Flug besteht aus dem manuell gesteuerten Start, dem selbständigen Abfliegen der Route, dem automatischen Ausführen von Aufgaben (hier dem Auslösen einer Kamera) und der manuell gesteuerten Landung.

Das bedeutet, daß das Fluggerät sich nur in der Start- und Landephase wie ein herkömmliches Modellflugzeug steuern lassen soll, die eigentliche Mission soll jedoch autonom durch einen Bordrechner durchgeführt werden. Die Navigation des Fluggerätes soll mit Hilfe von GPS-Daten erfolgen, die in einem selbst entwickelten Bordrechner ausgewertet werden und in ein Steuersignal umgewandelt werden. An vorher definierten Positionen bzw. Koordinaten soll eine Datenerfassung erfolgen, bzw. die Aufnahme von Luftbildern mittels einer Kamera.

Nach der Landung werden die erfaßten Daten auf die Bodenstation (z.B. einem Notebook) überspielt und stehen einer weiteren Auswertung zur Verfügung.

Der beabsichtigte Ablauf einer Befliegung wird durch die folgende Abbildung 9 verdeutlicht:

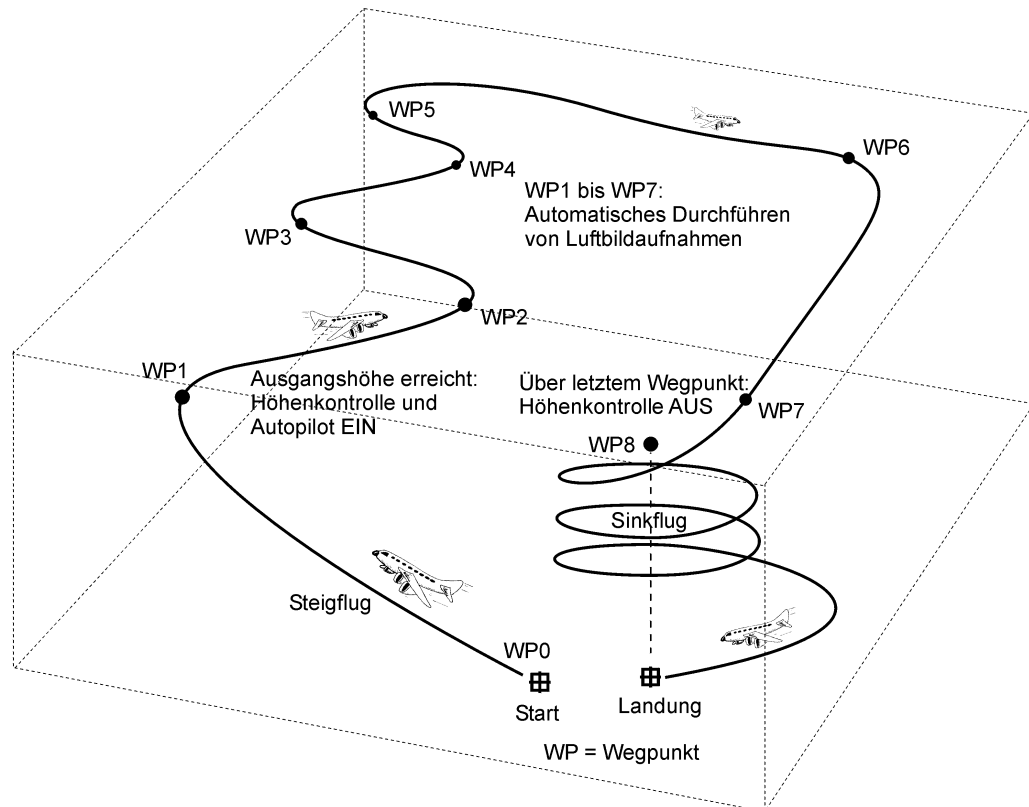


Abbildung 9: Geplanter Ablauf einer Fernerkundungsmission (eigene Erstellung)

### 3.1 Auslegung des Gesamtkonzeptes

Damit bei diesem komplexen Thema mit vielen Untergruppen der Überblick nicht verloren geht, erfolgte die technische Realisierung der Flugdrohne in Form von Modulen, die, funktionell wie physisch, weitgehend getrennt voneinander entwickelt wurden.

Ähnlich wie bei der Entwicklung technischer Produkte in größeren Unternehmen, wurden in dieser Arbeit Teilziele definiert, die zunächst unabhängig voneinander verfolgt wurden und nach Finden einer zufriedenstellenden Lösung zu einem Ganzen zusammengefügt wurden. Der größte Vorteil dieser Vorgehensweise liegt in der Möglichkeit, jedes Modul einzeln für sich zu testen und, vor allem bei Störungen den Fehler auf ein Modul einzugrenzen, dieses Modul aus dem System zu entnehmen und zu überarbeiten.

In einem ersten Schritt wurde überlegt, welche Module überhaupt benötigt wurden. Danach folgte die Definition der vorhandenen Eingangssignale und Parameter sowie die Festlegung der gewünschten Ausgangssignale. Der tatsächliche Funktionsablauf zwischen Ein- und Ausgang enthielt noch keine Details der Umsetzung und entsprach daher einem *Blackbox-Modell*.

Danach wurde jedes Modul einzeln betrachtet und ein Weg zur Umwandlung der Eingangssignale in die Ausgangssignale gefunden. Die Verarbeitung und Umwandlung der Signale wurde ab hier offengelegt und entsprach daher einem *Whitebox-Modell*.

### 3.2 Überlegungen zum Autopiloten

Unter Autopilot wird in der Luftfahrt ein Flugregler verstanden, der die Regelung der Fluggrößen fliegender Körper übernimmt (KRACHEL 1993, S.272). Ein Autopilot hat primär die Lageregelung des Flugkörpers zur Aufgabe. Je instabiler ein Flugkörper in aerodynamischer Hinsicht ist, desto höher sind die Anforderungen an die Lageregelung. In seiner ursprünglichen Bedeutung beschränkt sich ein Autopilot auch nur auf diese Lageregelung, daß heißt, weitere Größen wie Höhe und Kurs waren nicht zwingend Aufgabe des Autopiloten. Heutzutage wird aber unter einem Autopiloten meist ein System verstanden, das ein Flugzeug komplett selbsttätig fliegen *und* navigieren kann.

Bereits 1987 stellte KÜGELGEN (S.41) fest, daß vielen Anwendern ganz allgemein ein Geräteträger für Luftaufnahmen fehlte. Er entwickelte aus diesem Anlaß eine Reihe von Drohnen, die für einen geländeunabhängigen Einsatz mit einem transportablen Katapult und Landung mit Fahrwerk oder Fallschirm vorgesehen waren. Er teilte die elektronische Steuerung in folgende Teilsysteme auf (vgl. KÜGELGEN 1987, S.44f):

#### *Flugstabilisation*

Wie später in Kapitel 3.3 beschrieben, sollte die Kameraebene bei Senkrechtaufnahmen nicht mehr als 3° von der Waagerechten abweichen. Vorteilhaft ist ebenfalls eine waagerechte Ausrichtung der Flugplattform, auch wenn die Kameraplattform ggf. unabhängig gesteuert werden kann. Der *Wingleveler* sorgt für die möglichst waagerechte Ausrichtung des Fluggerätes während der Aufnahme.

#### *Höhenstabilisation*

Für fotogrammetrische Befliegungen darf die Höhenabweichung innerhalb einer Aufnahmeserie 5% nicht überschreiten. Ein Höhenmesser muß daher die Flughöhe der Plattform regulieren.

#### *Geschwindigkeitskonstanter*

Für die Aufnahme von Serienbildern mit definierter Längsüberdeckung ist eine beschleunigungsfreie Flugbahn erforderlich. Daher wird durch einen Strömungssensor die Fluggeschwindigkeit in der Luft gemessen und mit diesen Daten der Antrieb und/oder das Höhenleitwerk gesteuert.

#### *Navigationssystem*

Dient zunächst der Kursnavigation des Fluggerätes, um die gewünschte Flugroute einzuhalten. Zudem liefert das Navigationssystem wichtige Daten zur Position und Orientierung im Raum, die für eine spätere Bildauswertung notwendig sind.

Anhaltspunkte zur Umsetzung eines Autopiloten für das UAV findet man bei der Entwicklung von Autopiloten für die bemannte Luftfahrt. Diese Entwicklung erfolgte in mehreren Schritten und ähnelt der Ausbildung eines Flugschülers: Erst werden einzelne Größen gesteuert und nach und nach weitere Aufgaben hinzugefügt (vgl. BROCKHAUS, 2001, S.3).

Es können dabei folgende Entwicklungsphasen unterschieden werden:

1. Die Fluglage um die drei Achsen (Rollen, Gieren und Nicken) soll stabilisiert werden.
2. Eine weitere Größe soll zusätzlich stabilisiert werden, z.B. die Höhe, der Steuerkurs oder die Fluggeschwindigkeit.
3. Fliegen einer erdbezogenen Flugbahn (Kartenkurs) unter Berücksichtigung des Windversatzes.
4. Wechsel zwischen verschiedenen Flugzuständen, z.B. Wechsel der Höhe, Anflug und Landung.

(vgl. BROCKHAUS, 2001, S.3)

Es gibt auch Ansätze, die Steuerung komplett von nur einem einzigen GPS Empfänger zu steuern (vgl. JOHNSON et al. 2001). Hierbei werden die Beschleunigungen aufgrund der Positionsveränderung des Flugzeuges errechnet und entsprechend gegensteuert. Voraussetzung ist hier ein Flugzeug mit hoher Eigenstabilität. Dieses Verfahren eignet sich jedoch eher für UAVs, wo die Fluglage eine untergeordnete Rolle spielt, z.B. bei UAVs für meteorologische Missionen.

Mithilfe mehrerer (mindesten dreier) GPS-Empfänger, z.B. an den Flügelspitzen und am Leitwerk, könnte, bei ausreichend genauen GPS-Daten, die Lage des Flugzeuges im Raum bestimmt und zur Regelung der Fluglage benutzt werden (vgl. FARRELL & BARTH, 1999, S.281f).

KÜGELGEN (1987) hat bereits die Grundvoraussetzungen und Zielvorstellungen eines „Fliegenden Roboters aus dem Koffer“ (S.41) entwickelt, sowie dessen Potential für die Fernerkundung erkannt. Er erkannte ebenso, daß die Elektronik im Mittelpunkt steht, um die Aufgaben erfüllen zu können, die die Fernerkundung an ein solches Werkzeug stellt. Damals waren die technischen Rahmenbedingungen zwar teilweise vorhanden, aber die Komponenten noch sehr groß, schwer und



teuer. Heutzutage stehen elektronische Geräte und Bauelemente in extrem kleiner, leichter und kostengünstiger Bauform zur Verfügung. Dieses betrifft insbesondere das GPS, die Höhen-, Gravitations- und Winkelsensoren bis hin zum kompletten INS (Inertial Navigation System) und Autopiloten.

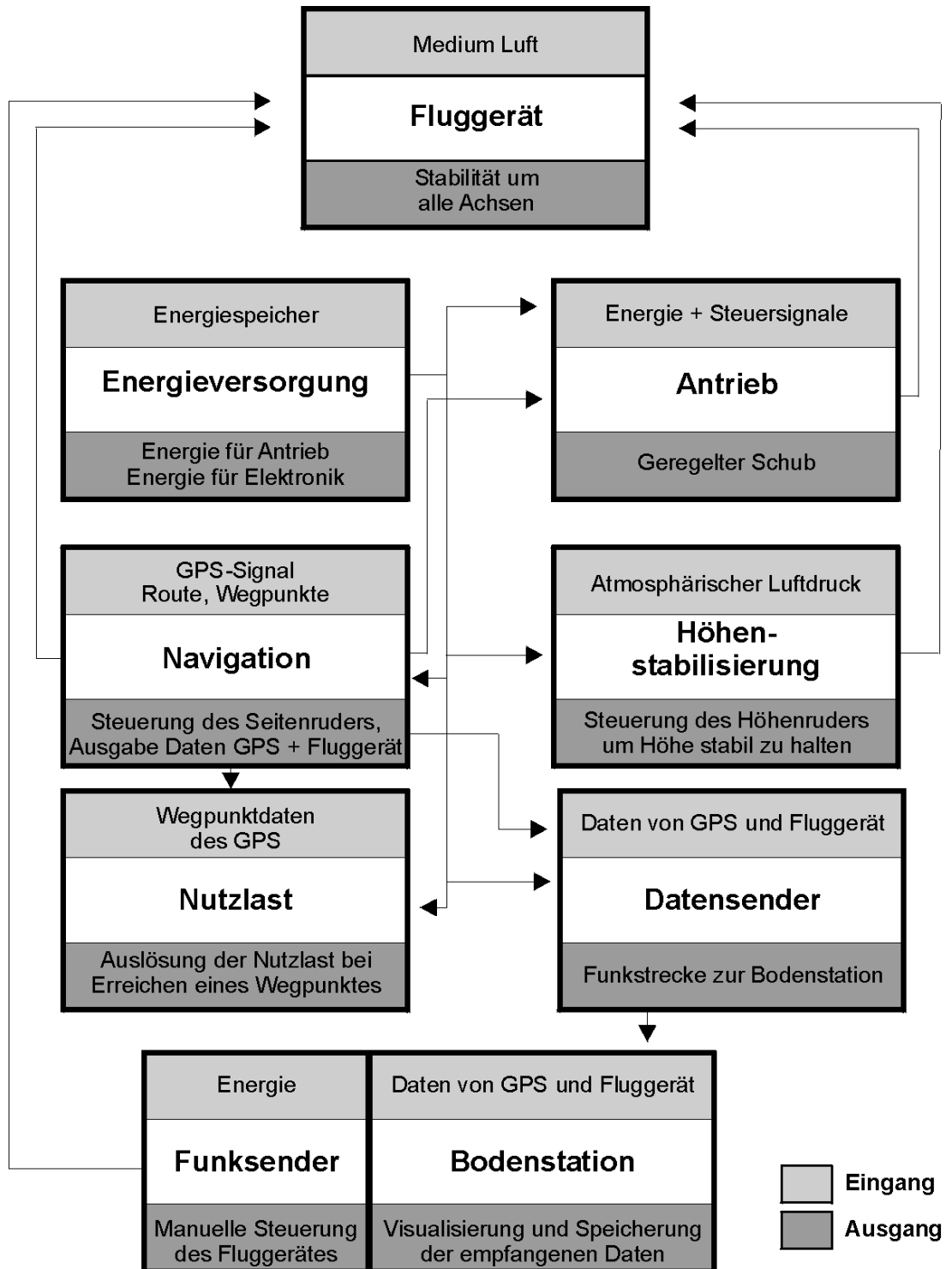


Abbildung 10: Übersicht der Module als Blackbox-System (eigene Erstellung)

Zur Zeit kann davon ausgegangen werden, daß eine weitere Miniaturisierung der elektrischen Komponenten hinsichtlich der Entwicklung eines UAVs mit Abfluggewichten mit mehreren Kilo kaum mehr notwendig ist. Die Herausforderung besteht nunmehr aus der Kombination und dem Zusammenspiel der Einzelelemente.

Eine Übersicht der zum Betrieb des Fernerkundungsflugzeuges benötigten Module ist in Abbildung 10 zu sehen.

### **3.3 Nutzlastmodul**

Zentrale Module der Flugdrohne sind das Navigationsmodul und die Höhenstabilisierung. Hinzu kommen das Fluggerät selbst, der Antrieb mit Motor und Energiespeicher sowie diverse elektronische Komponenten. Zusammen haben sie den größten Anteil am Abfluggewicht des Fernerkundungsflugzeuges und bilden die Basis für den eigentlichen Zweck: Den Transport der Nutzlast. Diese Nutzlast kann prinzipiell jegliche Art von Gerät sein, das das maximale Nutzlastgewicht und bestimmte Abmessungen nicht überschreitet.

Das Gewicht der Nutzlast kann um so größer sein, je geringer das Gewicht der anderen Module ist, da das maximale Abfluggewicht auf fünf Kilogramm begrenzt ist (siehe Kapitel 2.6). Daraus ergibt sich die Notwendigkeit einer Leichtbauweise, sowohl für die Basiskomponenten als auch für das Nutzlastmodul. Für die Basiskomponenten wird bei konsequenter Leichtbauweise von ca. drei Kilogramm Gewicht ausgegangen, so daß für das Nutzlastmodul maximal ca. zwei Kilogramm zur Verfügung stehen.

Um jedoch einen einfachen Handstart zu gewährleisten, wurde das maximale Abfluggewicht zunächst weiter auf ca. 3,5 kg reduziert. Die Nutzlast dürfte bei gemäßigttem Leichtbau der Basiskomponenten somit ca. ein Kilogramm wiegen, was ausreichend für eine handelsübliche kompakte Digitalkamera wäre – inklusive zusätzlicher Mechanik und Elektronik. Bei erfolgreichem Zusammenspiel aller Komponenten kann das Gewicht der Module optional weiter optimiert werden.

#### **3.3.1 Luftbildkamera**

Als Nutzlast soll an Bord der Flugdrohne eine Kamera zur Erstellung von Luftbildern mitgeführt werden. In herkömmlichen Flugzeugen, die zur Aufnahme von Luftbildern verwendet werden (sog. Vermessungsflugzeuge), kommen seit Jahrzehnten Luftbildkammern und Reihenmeßkammern zum Einsatz. Der Begriff „Kammer“ leitet sich von der konstanten Brennweite des Objektivs ab – der Kammerkonstante. Der stabile Kammerkörper wird durch die Kammerkonstante zur Meßkammer mit innerer

Orientierung, die Luftbilder somit zu Meßbildern (vgl. PFEIFFER & WEIMANN 1991, S.4ff).

Teilweise werden herkömmliche Luftbilder noch heute als Schwarz-Weiß-Fotos aufgenommen, unter anderem, um die Kompatibilität mit älteren Datenbeständen zu gewährleisten. Derartige Luftbilder sind insbesondere für Vermessungszwecke optimiert und dienen z.B. als Grundlage zur Erstellung topographischer Karten. Hierfür sind farbige Luftbilder nicht unbedingt notwendig, da vor allem Strukturen (Straßen, Flüsse etc.) übertragen werden.

Die moderne Fernerkundung bevorzugt jedoch andere Aufnahmen: Die Auswertung von Flächen hinsichtlich ihrer physikalischen Eigenschaften steht im Mittelpunkt. Aufgrund der vielfältigen Verwendungsmöglichkeit werden vermehrt multispektrale Aufnahmen verwendet, die, ähnlich der Kanäle von Fernerkundungssatelliten, unterschiedliche Spektralbereiche zeigen.

Weil die Auswertung dieser Flächeninformationen heutzutage digital am Rechner erfolgt – sei es zur direkten Interpretation, als Grundlage für eine Vektorisierung oder als Datengrundlage für GIS – ist es naheliegend, die Luftbilder schon bei der Aufnahme direkt digital zu erfassen. Bisher scheiterte ein solches Vorgehen an der mangelnden Auflösung von Digitalkameras. Es sind jedoch mittlerweile Digitalkameras auf dem Markt, deren Auflösungsvermögen an das herkömmlicher Luftbildkameras heranreicht.

Die Vorteile einer digitalen Luftbildfotographie liegen auf der Hand: Es entstehen Farbaufnahmen, die keiner Alterung unterliegen, keine weitere Verzerrung erfahren (z.B. durch Temperatur und Luftfeuchtigkeit), und kaum Verbrauchskosten verursachen. Zudem ist eine digitale Weiterverarbeitung ohne Umwege möglich.

Digitale Luftbildkameras füllen die Nische zwischen hochauflösenden analogen Meßkammern und höchauflösenden Satellitenbildern. Bei der Verwendung von digitalen Luftbildkameras wird zunehmend auch GPS und INS (Inertial Navigation System) eingesetzt, um die äußere Orientierung jeder einzelnen Aufnahme festzuhalten (vgl. ELLIS & DODD 2001).

Herkömmliche Digitalkameras können nur einen Spektralbereich erfassen, der z.B. durch unterschiedliche Filter vor dem Objektiv verändert werden kann. Hiermit können Luftbilder mit natürlichen Farben aufgenommen werden oder Bilder bis in den nahen Infrarotbereich. Der Interpretation und Manipulation derartiger Bilder sind jedoch enge Grenzen gesetzt (vgl. ELLIS & DODD 2001).

In der Fernerkundung sind statt digitaler *Bilder* vielmehr digitale *Daten* gefragt, wie sie z.B. durch Multispektralkameras geliefert werden. Bei diesen Kameras werden verschiedene Spektralbereiche getrennt voneinander aufgenommen (typischerweise in den Spektralbereichen rot, grün, blau und nahes Infrarot) und bieten deutlich

mehr Analyse- und Interpretationspotential als herkömmliche Luftbilder. Bisher waren derartige Kameras allerdings nicht als kompakte, leichte Handgeräte erhältlich, die einen Einsatz in der Flugdrohne ermöglichen würden.

Es ist mittlerweile bereits mindestens eine digitale Kamera auf dem Markt, die multispektrale Aufnahmen liefert, bei einem Gewicht von deutlich unter einem Kilogramm inkl. Objektiv. Sie ist speziell für multispektrale Luftbildaufnahmen entwickelt worden und liefert mit einer Aufnahme getrennt die Spektralbereiche rot, grün und nahes Infrarot (TETRACAM 2006).

Ein solche kompakte Multispektralkamera wäre für den Einsatz in der Flugdrohne geeignet. Für die Erprobung der Flugdrohne ist eine Multispektralkamera jedoch zunächst aus Kostengründen verzichtbar und der Einsatz einer preiswerten digitalen Farbkamera empfehlenswert. Da die Ansprüche an die Flugdrohne (siehe 3.3.3) zur Aufnahme von Echtfarben- und Multispektralbildern identisch sind, können Erfahrungen direkt übertragen werden.

#### **3.3.2 Meßkammern**

Bei den Aufnahmegeweräten für Luftbilder wird zwischen Meßkammern, Teil-Meßkammern und Nicht-Meßkammern unterschieden. Bei Meßkammern sind die Parameter der inneren Orientierung vermessen und kalibriert. Bei Teil-Meßkammern sind hingegen nur Bildfläche und Bezugssystem ausreichend definiert. Bei Nicht-Meßkammern sind weder Bezugssystem, Bildfläche noch Lage des Projektionszentrums bekannt. Um das Strahlenbündel bei Nicht-Meßkammern wiederherstellen zu können, muß auf Informationen aus dem Projektraum zurückgegriffen werden (vgl. HEIER & LUHMANN 1987, S.14).

Amateurkameras, wie z.B. kleine digitale Kameras für den privaten Gebrauch, sind Nicht-Meßkammern und damit nicht kalibriert. Zudem besteht aufgrund der vergleichsweise geringen physischen Stabilität das Problem, daß, selbst wenn eine Kalibrierung durchgeführt würde, diese nicht von Dauer ist. Wird hingegen eine hinreichend stabile Amateurkamera verwendet und, in Abhängigkeit vom Anwendungsfall, in angemessenen Zeitabständen eine Kalibrierung durchgeführt, erhält man eine Meßkamera, die zumindest terrestrischen Ansprüchen genügt (vgl. KRAUS 1996, S.469).

Jedoch können in bestimmten Fällen auch nicht kalibrierte Amateurkameras Verwendung finden. Nach HILDEBRANDT (1996, S.87) können derartige Kameras z.B. bei folgenden Aufgabenstellungen eingesetzt werden:

- Zur Dokumentation einzelner Objekte

- Für senkrechte, großmaßstäbige (Stereo)-Aufnahmen für Objekte mit geringer Ausdehnung (z.B. für Stichproben bei Waldinventuren)
- Für kontinuierliche Streifenaufnahmen

Wichtige Voraussetzung für die spätere Erstellung von entzerrten Luftbildern und optional Orthofotos ist eine möglichst lotrechte Lage der Bildachse respektive waagerechte Lage der Bildebene. Dieses ist an Bord von Fluggeräten naturgemäß schwer zu gewährleisten, da auch bei ruhigem Flug immer Bewegungen um Längs-, Quer- und Hochachse entstehen.

Um eine Kamera sinnvoll einsetzen zu können, muß daher eine Vorrichtung benutzt werden, die sicherstellt, daß die Aufnahmeachse während einer Aufnahme weitgehend lotrecht ausgerichtet ist.

#### **3.3.3 Voraussetzungen und Anforderungen**

Im Normalfall werden Luftbilder als Nadiraufnahmen, d.h. perfekte Senkrechtaufnahmen, geplant. Die Parameter der äußeren Orientierung eines Luftbildes während der Aufnahme können Abbildung 11 entnommen werden. Die räumliche Stellung der Kamera während der Aufnahme wird durch die drei Raumkoordinaten  $x_0$ ,  $y_0$ ,  $z_0$ , die Flughöhe über Grund  $h_g$  sowie die Winkel  $k$ ,  $\nu$ , und  $\alpha$  definiert. Zusammen stellen sie die äußere Orientierung des Luftbildes dar. Für eine Auswertung der Luftbilder müssen nicht alle Parameter bekannt sein. Die Kenntnis der Flughöhe über Grund  $h_g$  und der Bildneigung  $\nu$  sollten jedoch zumindest näherungsweise bekannt sein (vgl. PFEIFFER & WEIMANN 1991, S.18ff).

Wegen der unvermeidlichen Lageänderungen eines Luftfahrzeuges während eines Bildfluges, sind Nadiraufnahmen jedoch kaum zu erzielen und ergeben sich vielmehr zufällig (vgl. JESCHOR 1989, S.252). In dem theoretischen Fall einer Nadiraufnahme beträgt die Neigung der Bildebene  $\nu$  Null Grad. Der Bildhauptpunkt  $H'$ , definiert als der Durchstoßpunkt der im Objektraum senkrecht auf der Bildebene stehenden Aufnahmeachse, liegt hierbei auf derselben Achse wie der Nadirpunkt  $N'$ , dem Fußpunkt des Lotes vom Projektionszentrum (vgl. PFEIFFER & WEIMANN 1991, S.18ff).

Um fotogrammetrische Aufnahmen zu erzeugen, müßten die Parameter der inneren und äußeren Orientierung der Kamera bekannt sein. Die wichtigsten Parameter der inneren Orientierung sind die Kammerkonstante, der Bildhauptpunkt und die Parameter für Abbildungsfehler des Objektivs (vgl. HEIER & LUHMANN 1987, S.14).

Prinzipiell kann die Messung der Raumkoordinaten  $x_0$ ,  $y_0$  und  $z_0$  der äußeren Orientierung durch ein GPS erfolgen. Die Drehwinkel der Längsneigung, der

Querneigung und der Kantung können durch ein INS festgestellt werden (HILDEBRANDT 1996, S.161).

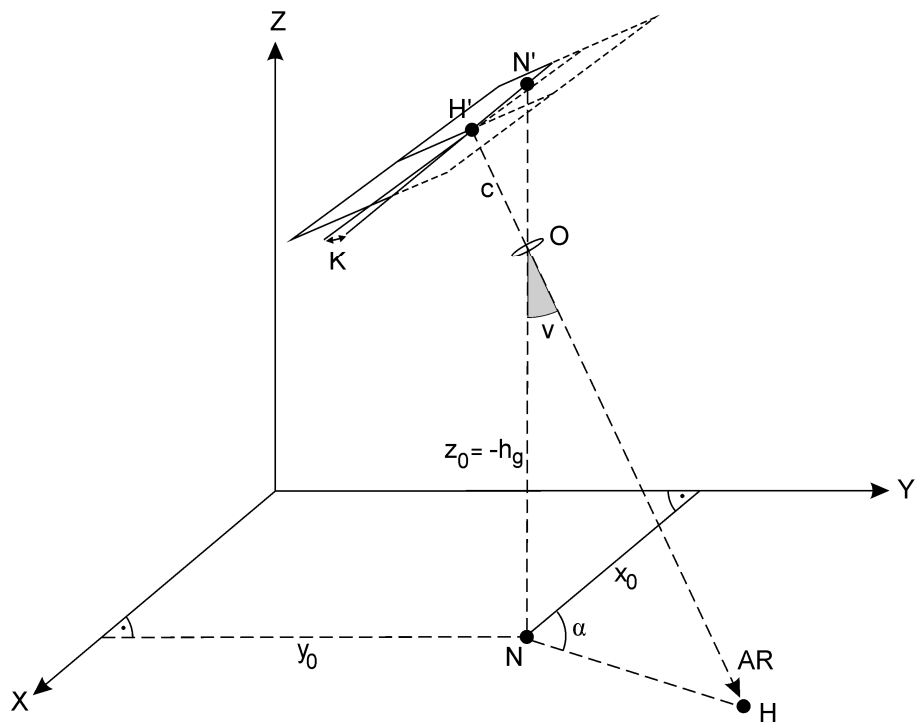


Abbildung 11: Äußere Orientierung eines Luftbildes (nach PFEIFFER & WEIMANN 1991, S.19)

KRAUS (1997, S.96f) stellt folgende Anforderungen an die äußere Orientierung einer Luftbildmeßkamera:

- Horizontale Ausrichtung der Aufnahmeebene
- System zum Feststellen der Abtrift und die Möglichkeit der Drehung der Kamera um die Hochachse
- Kontrolle des Flugweges durch geeignete Navigationseinrichtungen
- Kompensierung der Bildwanderung durch Bildverschiebung
- Zentralverschlüsse, um eine einheitliche äußere Orientierung zu gewährleisten

Diese Anforderungen können im Wesentlichen auch auf Kameraflüge mit Flugdrohnen übertragen werden. Allerdings sind die Ansprüche zunächst geringer, da nicht beabsichtigt ist, hochgenaue Meßbilder zu erhalten, sondern vorwiegend Senkrechtaufnahmen zu Monitoringzwecken.

Die von KRAUS (1997, S.96f) aufgestellten Anforderungen beschreiben dennoch gut die Umsetzung eines gelungenen Nutzlastmoduls bzw. einer Kameraplattform und werden daher im weiteren Verlauf dieser Arbeit als Entwicklungsteilziele angesehen.

Senkrechtaufnahmen können nach LINKE (1996, S.38) in verschiedene Klassen eingeteilt werden:

#### **Einfache Senkrechtaufnahme:**

Sie weist fast immer Verzerrungen auf und ist für Winkelmessungen und zur Navigation nur bedingt zu gebrauchen. Für Einsätze, wo es jedoch weniger auf die genaue Lage ankommt, z.B. bei der Beobachtung von Prozessen und Formationen wie Wanderdünen, Gletschern oder Deltamündungen, kann die einfache Senkrechtaufnahme sehr hilfreich sein.

#### **Entzerrte Senkrechtaufnahme:**

Verzerrungen durch den Kamerawinkel wurden ausgeglichen. Lagefehler durch Höhenunterschiede im Relief bleiben bestehen. Bei Aufnahmen von Landschaften mit geringen Höhenunterschieden kann dieser Lagefehler meist vernachlässigt werden.

#### **Orthofoto:**

Lagefehler durch das Relief wurden z.B. durch Verwendung eines Höhenmodells ausgeglichen. Das entstandene Orthofoto ist winkel- und längentreu und gestattet die Verwendung als Kartenersatz.

Um möglichst gering verzerrte Luftbilder zu erhalten, sollten auch beim Einsatz der Flugdrohne Nadiraufnahmen zumindest angestrebt werden. Es muß daher durch geeignete Maßnahmen sichergestellt werden, daß die Bildebene während einer Aufnahme eine nahezu waagerechte Position einnimmt. Jede Abweichung führt zu Verzerrungen, die unter Umständen nicht mehr den Ansprüchen an eine Senkrechtaufnahme genügen.

Luftbilder mit weniger als drei Grad Abweichung können noch als Senkrechtaufnahmen behandelt werden (vgl. LÖFFLER et al. 2005, S.108). Nach GIERLOFF-EMDEN & SCHROEDER-LANZ (1970, S.129) darf die Neigung der Bildebene gegenüber der Horizontalen 2-4° nicht überschreiten, um den Anforderungen einer Senkrechtaufnahme gerecht zu werden. ALBERTZ (2001, S.73) nennt seltene Abweichungen über 4,5°.

Selbst bei kleinen Abweichungen von der Waagrechten unter drei Grad treten geringe Verzerrungen auf. In Abhängigkeit von Neigung und Kippung des Fluggerätes verändert sich der abgebildete Maßstab (siehe Abbildung 12).

Lageänderungen um die Längs- oder die Querachse führen dazu, daß die Luftbildaufnahme eher einem Parallelogramm entspricht als einem Rechteck. Das führt zu Unterschieden des Maßstabes innerhalb der Aufnahme und erschwert das

spätere Zusammenfügen mit benachbarten Luftaufnahmen (vgl. FALKNER 1995, S.46).

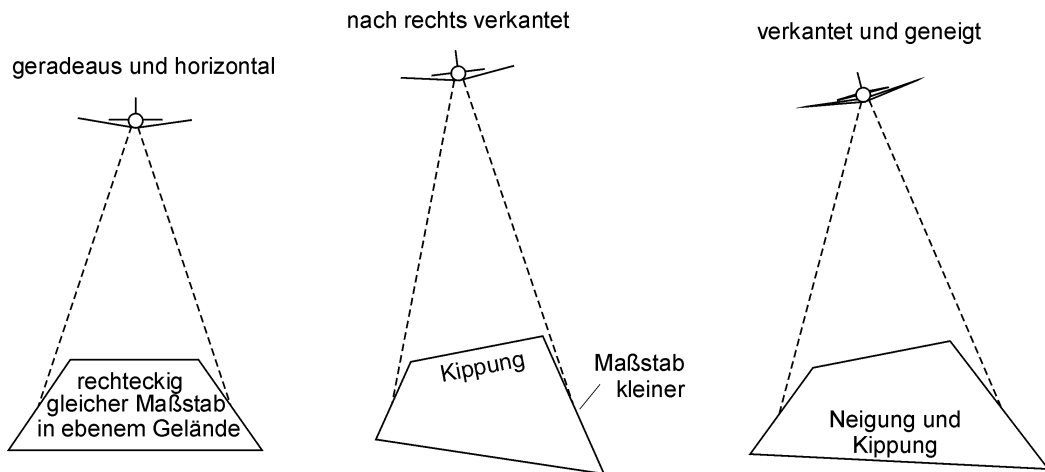


Abbildung 12: Abweichungen im Maßstab und in der Form des Geländeausschnittes aufgrund von Lageänderungen des Flugzeuges (nach SCHNEIDER 1974, S.24, verändert)

### 3.3.4 Kursgenauigkeit und Windtrift

Die Windgeschwindigkeit und Windrichtung spielen bei der Luftnavigation im Gegensatz zur Landnavigation eine große Rolle. Der auftretende Kursversatz muß durch eine Winddreiecksberechnung korrigiert werden. Der Steuerkurs muß so gewählt werden, daß bei der Addition der Vektoren die Geschwindigkeit und Richtung über Grund in die gewünschte Kursrichtung weist (nach STROBEL 1995, S.33). Dieser Abtriftwinkel  $\alpha$  errechnet sich aus der Windgeschwindigkeit  $V_W$  und der Flugzeuggeschwindigkeit  $V_F$  sowie dem Windwinkel  $\beta$  (siehe Abbildung 13):

$$\sin \alpha = \frac{V_W}{V_F} * \sin (\alpha+\beta)$$

Der Abtriftwinkel schwankt stark bei großmaßstäbigen Aufnahmen und kann bis  $20^\circ$  erreichen (vgl. GIERLOFF-EMDEN & SCHROEDER-LANZ 1970, S.132).

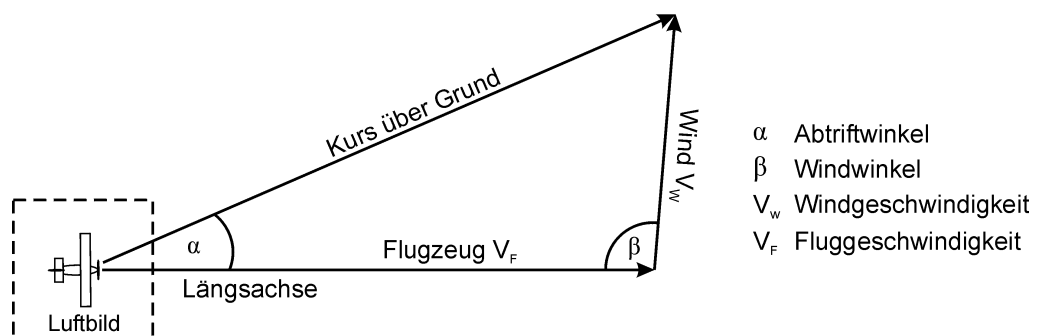


Abbildung 13: Windtrift (nach GIERLOFF-EMDEN & SCHROEDER-LANZ 1970, S.132, verändert)



Die tatsächliche Flugroute stimmt nie genau mit der theoretisch geplanten Route überein. Um eine möglichst hohe Übereinstimmung zu erhalten, versucht das Navigationsmodul des UAVs, einen möglichst geraden Kurs über Grund zu fliegen. Als Folge wird die Ausrichtung um die Flugzeug-Hochachse und aufgrund des dabei entstehenden geringen Kurvenfluges auch um die Längsachse ständig ein wenig verändert.

Um den nächsten Wegpunkt auch bei Seitenwind geradlinig über Grund anfliegen zu können, muß die Flugdrohne daher etwas gegen den Wind fliegen. Dieser *Vorhaltewinkel* gibt die Abweichung von der Geraden an, die den letzten Wegpunkt mit dem aktuellen Zielpunkt verbindet.

Hieraus resultiert eine gute Übereinstimmung der geplanten Flugbahn mit dem tatsächlichen Kurs über Grund. Nachteilig ist hingegen die Tatsache, daß bei einer fest eingebauten Luftbildkamera der Winkel nach Nord ständig schwankt. Um dieses Verhalten zu kompensieren, könnte für den Einsatz bei Seitenwind eine Vorrichtung entwickelt werden, die dafür sorgt, daß die Luftbildkamera stets nach Norden ausgerichtet ist, unabhängig von der momentanen Ausrichtung der Flugdrohne (drehbare Kameraplattform).

#### **3.3.5 Bildmaßstab (Wahl der Objektivbrennweite)**

Unter dem Bildmaßstab wird das Verhältnis der Strecke auf dem Luftbild zur entsprechenden Strecke in der Natur verstanden. Der Bildmaßstab hängt von der Aufnahmehöhe über Grund und der Brennweite des Objektivs ab und ist daher selten ein runder Maßstab. Bei reliefierter Oberfläche besitzt das Luftbild für jede Höhenstufe einen anderen Maßstab. Senkrechtaufnahmen von einem ebenen Gelände besitzen jedoch einen nahezu einheitlichen Bildmaßstab (vgl. JESCHOR 1989, S.281).

Der Bildmaßstab  $M_b$  ist abhängig von der Brennweite des Objektivs und der Aufnahmeflughöhe (siehe Abbildung 14):

$$M_b = \frac{1}{m_b} = \frac{f}{h}$$

Die Bildmaßstabszahl  $m_b$  beträgt demnach:

$$m_b = \frac{h}{f}$$

$M_b$  = Bildmaßstab

$m_b$  = Bildmaßstabszahl

$f$  = Brennweite des Objektivs

$h$  = Flughöhe über Grund

(vgl. JESCHOR 1989, S.283).

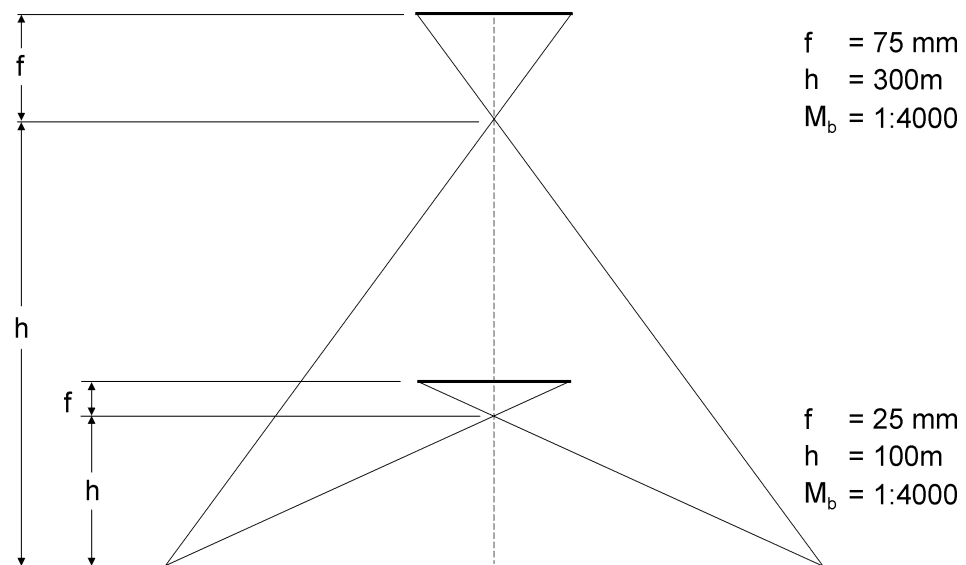


Abbildung 14: Abhängigkeit des Bildmaßstabes  $M_b$  von der Brennweite  $f$  und der Flughöhe  $h$  (nach JESCHOR 1989, S.298, verändert)

Um bei Reihenluftbildern einen annähernd einheitlichen Bildmaßstab zu erreichen, muß daher die Flughöhe möglichst stabil gehalten werden. Die Auswahl der Kamera und des Objektivs bestimmt die Rahmenbedingungen für die Flughöhe und damit den Bildmaßstab.

Der gewünschte Bildmaßstab ist in der Regel im voraus bekannt. Die Flughöhe ist in gewissen Grenzen variabel. Daher wird der Bildmaßstab nach Auswahl eines Objektivs durch die Flughöhe festgelegt. Um vorab die optimale Brennweite bei einem bestimmten Bildmaßstab zu wählen, wird die Brennweite  $f$  mit

$$f = \frac{h}{m_b}$$

ermittelt. Verschiedene Kombinationen von Bildmaßstabszahl, Flughöhe und Objektivbrennweite sind in Tabelle 1 aufgeführt.

Tabelle 1: Brennweiten in Abhängigkeit von Bildmaßstabszahl und Flughöhe

Bildmaßstabszahl	Flughöhe [m]	Brennweite [mm]
2000	100	50
2000	200	100
2000	300	150
4000	100	25
4000	200	50
4000	300	75
8000	100	12,5
8000	200	25
8000	300	37,5

Die Wahl der Objektivbrennweite wird zudem von der Art des Einsatzzweckes bestimmt. Für vegetationskundliche Untersuchungen von flacher Vegetation mit Gräsern oder Büschen können Weitwinkelobjektive eingesetzt werden, da aufgrund der geringen Erhebung nur geringe sichttote Bereiche entstehen (siehe Abbildung 15). Für baumbezogene Forstinventuren hingegen sind längere Brennweiten notwendig, um die sichttoten Bereiche zu verringern (vgl. HILDEBRANDT 1996, S.114).

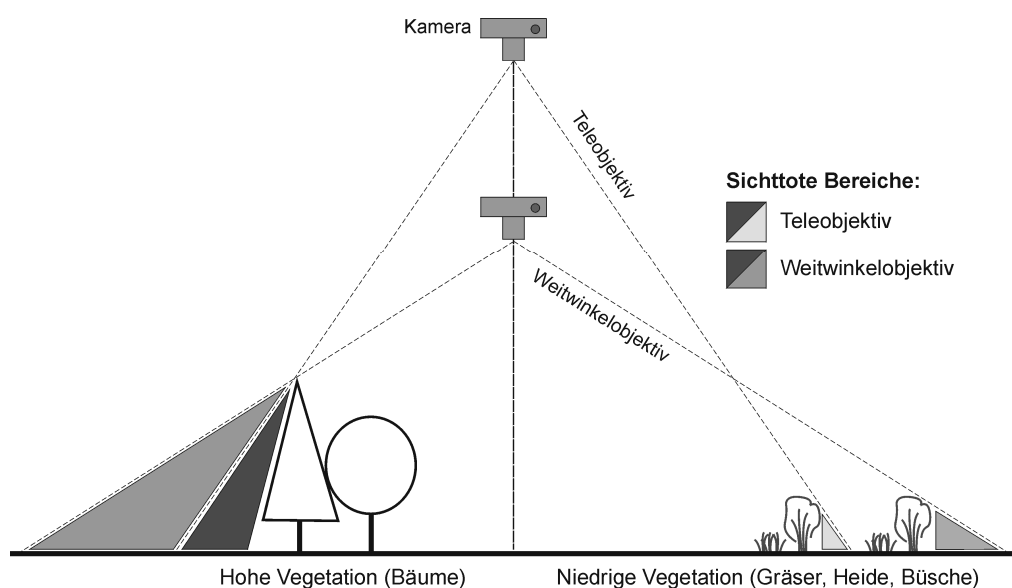


Abbildung 15: Sichttote Bereiche in Abhängigkeit der Objektivbrennweite (eigene Erstellung)

Die Wahl einer sinnvollen Brennweite ist daher u.a. von dem aufzunehmenden Landschaftsbild abhängig.

Das Luftbild ist eine zentralperspektivische Abbildung, was zur Folge hat, daß Objektpunkte, die über der Bezugsebene liegen, radial nach außen und darunterliegende nach innen versetzt werden (siehe Abbildung 16). Die radiale Versetzung ist um so ausgeprägter, je stärker der abbildende Strahl geneigt ist. In den Ecken von Weitwinkelbildern ist die radiale Versetzung daher am größten (ALBERTZ 2001, S.73).

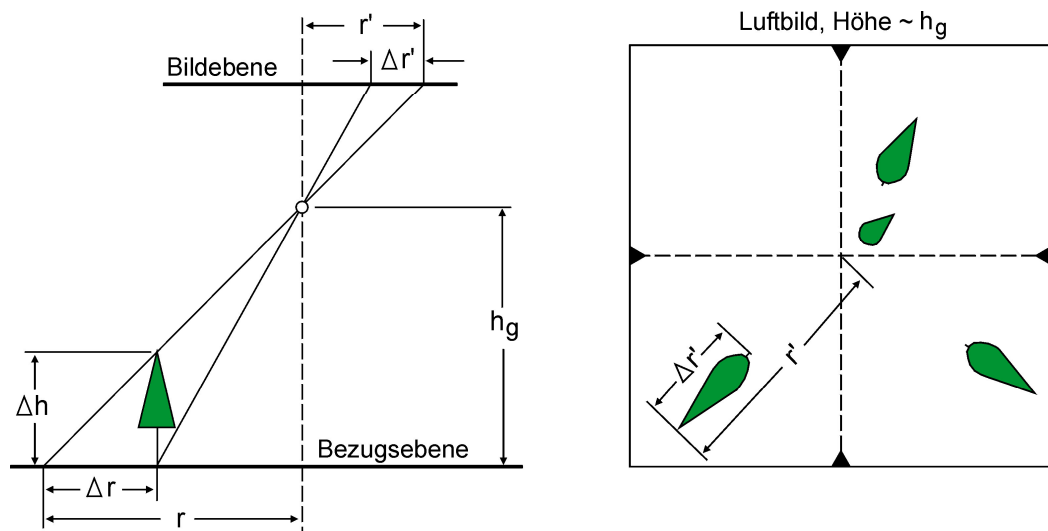


Abbildung 16: Radiale Versetzung durch Höhenunterschiede (nach ALBERTZ 2001, S.74)

Bei Kameras an vergleichbaren Fernerkundungsplattformen wie dem Fesselballon wurden z.B. von KARRAS et al. (1999, S.8-11) für allgemeine Luftaufnahmen bei sehr geringen Aufnahmehöhen (kleiner 100m) Brennweiten von 28 mm gewählt und Bildmaßstäbe von 1:1000 angestrebt.

HILDEBRANDT (1996, S.87) nennt für Aufnahmen aus geringer Höhe und großmaßstäbige Stereoaufnahmen Maßstäbe von 1:500 bis 1:3000 unter Verwendung von Objektiven mit ca. 70 mm Brennweite und sehr kurzen Belichtungszeiten von ca. 1/1000 Sekunde. Je länger die Brennweite des Objektivs ist und je kürzer die Belichtungszeit, desto größer muß die Lichtstärke des Objektivs sein. HILDEBRANDT (1996, S.87) nennt Lichtstärken bzw. Öffnungen von 1:2,8 oder 1:4.

Objektive mit höherer Lichtstärke sind schwer und kostspielig. Aus diesem Grund ist es anzustreben, die geringste noch sinnvolle Brennweite zu wählen und den bestmöglichen Kompromiß aus Brennweite, Lichtstärke, Gewicht, optischer Qualität und Preis zu finden.

Die Standardbrennweiten am Markt erhältlicher Digitalkameras sind äquivalent zu klassischen Analogkameras und überstrecken den Bereich von 28 mm (Weitwinkelobjektiv) bis 100 mm (leichtes Teleobjektiv). Brennweiten über 100 mm erscheinen aus oben genannten Gründen bei geringen Flughöhen nicht sinnvoll. Ein annehmbarer Kompromiß zwischen Ausschnittgröße, Flughöhe und Brennweite ist im Brennweitenbereich 25-50 mm gefunden. Bei halber Brennweite halbiert sich ebenfalls die erforderliche Flughöhe bei gleichem Bildmaßstab (Tabelle 2 und Tabelle 3):

Tabelle 2: Bildmaßstäbe und Flughöhen bei 50 mm Brennweite

Flughöhe [m]	50	100	150	200	250
Bildmaßstab	1:1000	1:2000	1:3000	1:4000	1:5000

Tabelle 3: Bildmaßstäbe und Flughöhen bei 25 mm Brennweite

Flughöhe [m]	50	100	150	200	250
Bildmaßstab	1:2000	1:4000	1:6000	1:8000	1:10000

### 3.3.6 Belichtungszeit und Auflösung

Herkömmliche Luftaufnahmen erfolgen aus schnellen Flugzeugen (Fluggeschwindigkeit 150 bis 800 km/h) und teilweise großen Flughöhen. Hierbei sind kurze Belichtungszeiten von 1/250 bis 1/1000 Sekunde nötig (vgl. KRAUS 1997, S.41). Bei Aufnahmen aus geringer Höhe, in Maßstäben von 1:500 bis 1:3000, können, zur Minimierung von Bewegungsunschärfen, noch kürzere Verschlusszeiten als 1/1000 Sekunde nötig sein (vgl. HILDEBRANDT 1996, S.87).

Die Wahl der Belichtungszeit hängt von der Fluggeschwindigkeit des Fluggerätes während der Aufnahme ab. Belichtungszeit und Fluggeschwindigkeit müssen daher aufeinander abgestimmt sein, um möglichst geringe Bewegungsunschärfen zu erhalten. Bei ausreichend kurzer Belichtungszeit ist keine Bewegungsunschärfe zu erkennen (vgl. GIERLOFF-EMDEN & SCHROEDER-LANZ 1970, S.46).

Folgende Faktoren beeinflussen das Aufnahmevermögen der Kamera: Fluggeschwindigkeit, Flughöhe, Belichtungszeit, Brennweite des Objektivs und Auflösung der Kamera.

Ausgehend von einer wolkenarmen Beleuchtung in der Mittagszeit im Sommer sei angenommen, daß Aufnahmen mit 1/500 s Belichtungszeit gemacht werden. Wenn die Geschwindigkeit des Fluggerätes 10 m/s (ca. 36 km/h) über Grund beträgt, dann

errechnet sich die zurückgelegte Strecke am Boden nach  $v=s/t$  (vgl. GIERLOFF-EMDEN & SCHROEDER-LANZ 1970, S.46):

$$s = 10 \text{ m/s} * 1/500 \text{ s} = 0,02 \text{ m} = 2 \text{ cm}$$

Aus dieser Abschätzung läßt sich folgern, daß bei den gegebenen Rahmenbedingungen eine höhere Bodenauflösung als zwei Zentimeter nicht ohne Bildwanderungsausgleich realisierbar ist. Am einfachsten ließen sich höhere Bodenauflösungen mit noch kürzeren Belichtungszeiten erreichen. Alternativ könnte die Fluggeschwindigkeit reduziert werden, allerdings erscheint eine weitere Verringerung der Fluggeschwindigkeit nicht sinnvoll, da ansonsten das Fluggerät nur bei völliger Windstille eingesetzt werden könnte, da die Fluggeschwindigkeit von Flugzeugen nur bis zu einem bestimmten Maß verringert und erhöht werden kann.

Herkömmliche Meßkammern verwenden teilweise einen mechanischen Bildwanderungsausgleich. Bei der digitalen Kamera besteht die Möglichkeit eines elektronischen Bildwanderungsausgleiches, was aber ebenfalls eine speziell ausgerüstete Kamera erfordert.

Die Bildwanderung während der Aufnahme führt mit zunehmender Fluggeschwindigkeit und längerer Verschußzeit zu Bewegungsunschärfen. Daher sind möglichst kurze Verschußzeiten und eine geringe Fluggeschwindigkeit für eine scharfe Aufnahme anzustreben. Der Unschärfeeffekt durch die Fluggeschwindigkeit kann alternativ durch oben genannte gegensinnige, mechanische Bewegung der Kamera während der Aufnahme kompensiert werden. Wird keine derartige Bewegungskompensation eingesetzt, bleibt nur der Weg, eine möglichst kurze Belichtungszeit anzustreben (vgl. HEIER & LUHMANN 1987, S.13 und KRAUS 1997, S.97).

#### **3.3.7 Kamerastabilisierung**

Die Flugstabilität eines Fluggerätes wird durch stetigen oder böigen Wind sowie Turbulenzen und thermischen Ablösungen negativ beeinflusst. Nur selten ist es möglich, bei optimalen Wetterbedingungen Befliegungen durchzuführen. Selbst bei Wetterlagen, die vom Boden aus betrachtet scheinbar völlig ruhig erscheinen, können starke Luftströmungen in höheren Luftschichten herrschen. Windstille am Boden ist leider nicht gleichbedeutend mit Windstille z.B. in 200 Metern Höhe.

Auftreten von Böen und Turbulenzen (wie z.B. auch Thermik) kann durch die Auswahl eines ruhigen Flugtages umgangen werden. Eine gewisse stete Windströmung ist jedoch fast immer vorhanden und beeinflusst zumindest die Flugrichtung des Fluggerätes.

Das Verhalten eines Bildflugzeuges ist nach ROSE (1984, S.13) das eines dynamischen Systems, das durch Einflüsse der Atmosphäre beständig gestört wird. Der Pilot (oder in diesem Fall die Steuerelektronik) versucht, diesen Störungen entgegenzuwirken und den Normalzustand wiederherzustellen. Bei eigenstabilen Flugzeugen wird der Pilot bzw. die Elektronik von den Flugeigenschaften des Fluggerätes unterstützt, wieder eine stabile Fluglage einzunehmen.

Es ist daher notwendig, daß die Kameraplattform unabhängig von den Bewegungen des Flugzeuges eine innerhalb geringer Abweichungen gleichbleibende Lage einnimmt. Eine horizontale Ausrichtung des Bildsensors muß mittels geeigneter Maßnahmen, zumindest im Augenblick der Auslösung der Kamera, sichergestellt werden. Im Folgenden wird bei diesem Vorgang von einer Kamerastabilisierung gesprochen.

Für eine Vorrichtung zur Kamerastabilisierung kommen prinzipiell zwei Ansätze in Frage. Die Kameraplattform kann entweder passiv, z.B. durch die Schwerkraft, ausgerichtet werden oder aktiv, z.B. über elektromechanische Komponenten.

Eine manuelle Variante könnte beispielsweise nach dem Vorbild einer *SteadyCam*, im Deutschen Sprachraum auch *Schwebestativ* genannt, wie sie in Filmproduktionen verwendet wird, aufgebaut werden. Hier wird die Kamerabewegung durch die Massenträgheit von Tariergewichten gedämpft. Um einen Pendeleffekt zu vermeiden, muß sich der Schwerpunkt des beweglichen Aufbaus sehr dicht unterhalb des Schwenkgelenkes befinden. Dadurch reagiert die Kamera träge auf Schwenkbewegungen und richtet sich stets langsam, der Schwerkraft folgend, wieder aus, ohne Pendelbewegungen auszuführen.

Die hierfür notwendigen Tariergewichte sind an ausladenden Hebelarmen befestigt, die eine Anwendung in dem begrenzten Platzangebot eines UAV erschweren. Denkbar wäre jedoch anstelle von Tariergewichten, den schwersten Teil der Flugdrohne, den Antriebsakku, einzusetzen. Vorteilhaft sind vor allem die ruhigen, erschütterungsfreien Bewegungen eines Schwebestativs, die mit mechanischen Antrieben kaum erreicht werden können.

In dem Bereich der *KAP* (Kite Aerial Photography) werden seit einigen Jahren vermehrt Seilpendel als Kameraaufhängung eingesetzt. In diesem Gebiet der Amateurluftbildfotographie hat man sich ausführlich mit der Unterdrückung von Bewegungen auf die Kameraplattform auseinandergesetzt.

Als Resultat dieser Bemühungen wird heutzutage in der KAP überwiegend die sogenannte Picavet-Aufhängung benutzt (Abbildung 17). Es handelt sich hierbei um eine elliptische Seilpendelaufhängung, dessen Seil über mehrere Rollen mit der frei aufgehängten Kameraplattform verbunden ist. Diese Art der Aufhängung bewirkt, daß die Kameraplattform unabhängig vom Winkel der Aufhängung sich allein durch

die Schwerkraft waagrecht ausrichtet und zudem im Gegensatz zu einer einfachen Pendelaufhängung über eine gewisse Dämpfung verfügt (vgl. BEUTNAGEL et al. 1995).

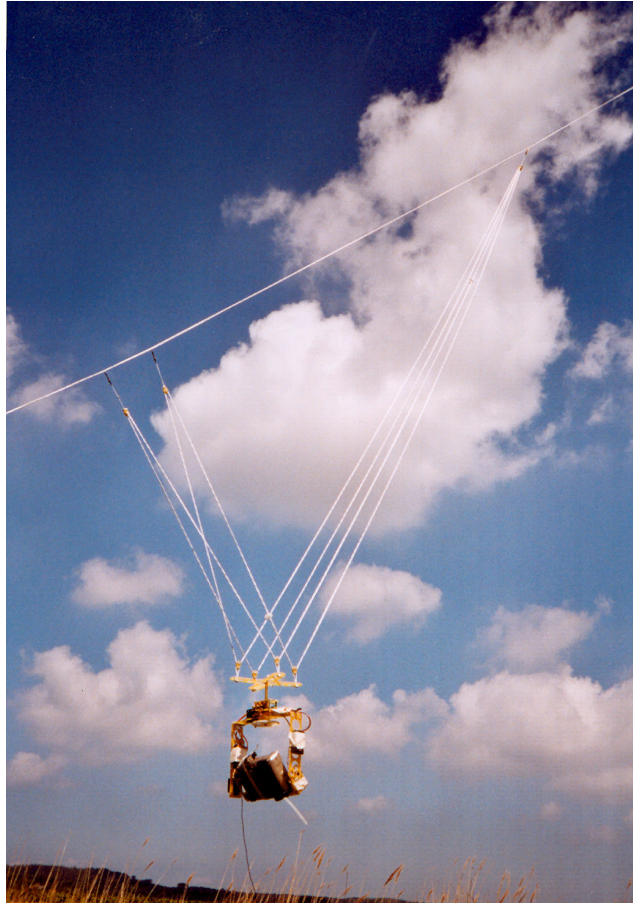


Abbildung 17: Picavet-Aufhängung an einer Drachenleine für KAP (eigene Aufnahme)

Für Luftaufnahmen von Ackerflächen wurde die Picavet-Aufhängung bereits erfolgreich eingesetzt. BÜRKERT et al. (1997) beschreibt den Einsatz an einem Fesselluftschiff und an einem Fesseldrachen. Die Picavet-Aufhängung ermöglichte so nahezu planparallel-horizontale Luftbilder.

Durch den hohen vertikalen Platzbedarf sind Seilpendelaufhängungen zumeist auf den Bereich von Fesselplattformen wie Ballone oder Drachen beschränkt. Der Einsatz in ungefesselten Systemen wäre z.B. an freifliegenden Modellluftschiffen denkbar. In UAVs auf Basis von herkömmlichen Modellflugzeugen ist der Einsatz jedoch aufgrund der Abmessungen, des damit verbundenen hohen Luftwiderstandes und des tiefen Schwerpunktes kaum möglich.



### 3.3.7.1 Inertiale Stabilisierung

In manntragenden Luftbildflugzeugen werden heutzutage driftlose vollelektronische INS (*Inertial Navigation System*) eingesetzt, um die Bewegungen und Beschleunigungen des Flugzeuges bzw. der Kameraplattform im Raum feststellen und kompensieren zu können.

Ein INS ist (im Gegensatz zu einem GPS) nicht auf Daten von Außen angewiesen. Um die aktuelle Lage eines Körpers im Raum feststellen zu können, wird eine IMU (*Inertial Measurement Unit*) benutzt, die Daten aus drei Beschleunigungssensoren und drei Winkelsensoren verarbeitet (vgl. FARRELL & BARTH 1999, S.187f). Die Einheit von einer IMU und einem Auswertungsrechner wird dabei meist als INS bezeichnet, häufig ergänzt durch die Verarbeitung von GPS-Daten.

Trotz der in den letzten Jahren stark gefallen Preise, belaufen sich die Kosten für ein INS noch immer auf mehrere tausend Euro. Von Größe und Gewicht hingegen ist eine Integration dieser Komponenten mittlerweile, auch in kleinen UAVs mit nur wenigen Kilo Abfluggewicht, problemlos möglich.

Durch die gutmütigen Flugeigenschaften des verwendeten Fluggerätes kann zunächst auf die Verwendung eines INS verzichtet werden. Die ruhige Fluglage der Flugdrohne verursacht insbesondere beim Streckenflug zwischen den Wegpunkten so geringe Beschleunigungen, daß durchaus allein auf die Schwerkraft als Maßstab zur waagerechten Ausrichtung der Bildebene zurückgegriffen werden kann.

Die Schwerkraft kann über Winkelsensoren gemessen werden und die Kamera im rechten Winkel zur Schwerkraft über Servomotoren ausgerichtet werden. Dafür standen bisher elektronische Beschleunigungssensoren, wie z.B. die ADXL-Reihe von Analog Devices zur Verfügung (siehe ANALOG DEVICES 2000).

Seit kurzem steht mit dem Memsic 2125 Accelerometer eine neuartige Sensor zur Verfügung, der die Veränderungen einer winzigen Gasblase auf einem Chip mißt, woraus sich z.B. der Winkel zur Lotrechten berechnen läßt (siehe MEMSIC 2005).

Daher wurde zur Kamerastabilisierung der Memsic 2125 Sensor ausgewählt, weil er sehr robust, ausreichend genau und zudem preiswert ist. Auf Basis dieses Sensors wurde eine Schaltung entwickelt, die die Kameraplattform ständig der Waagerechten nachführt. Sie kann diese Position in Verbindung mit der mechanischen Nachführung (siehe nächstes Kapitel) beim normalen Streckenflug von Wegpunkt zu Wegpunkt auf +/- 2° Abweichung von der Senkrechten beibehalten, was die Anforderungen an die angestrebten Senkrechtaufnahmen erfüllt (vgl. 3.3.3).

### 3.3.7.2 Optische Stabilisierung

Eine weitere Möglichkeit zur Kamerastabilisierung ist die Horizonterkennung über thermische Infrarotsensoren. Hierbei wird der thermische Unterschied zwischen Himmel und Erde erkannt und die Kamera entsprechend ausgerichtet. Dieses funktioniert allerdings nur im Flachland oder in ausreichender Höhe, wo eine freie Sicht auf den Horizont vorhanden ist. Ebenfalls schwierig gestaltet sich die Befliegung von Küsten, da die thermische Signatur des Meeres nur geringe Unterschiede zum Himmel aufweist und somit der Horizont schwerer zu erfassen ist.

Die thermische Horizonterkennung kann sehr preiswert, klein und mit geringem Gewicht aufgebaut werden. Es werden keine teuren Beschleunigungs- oder Winkelsensoren benötigt. Das System funktioniert bei Tag wie bei Nacht und ist gegenüber Erschütterungen und Stößen sehr unempfindlich. Selbst ohne spezielle Optiken für die thermischen Sensoren kann ein UAV oder eine Kameraplattform zuverlässig stabilisiert werden. Hochempfindliche thermische Infrarotsensoren können eine Lageabweichung von nur  $0,05^\circ$  feststellen (TAYLOR et al., 2003, S.1ff).

Diese optische Horizonterkennung funktioniert auch für sehr kleine Flugzeuge (MAV- *Micro Air Vehicles*). Dort sogar, je nach System, besser als eine technisch viel aufwendigere Lösung mittels IMU (vgl. ETTINGER et al., 2002, S.1).

Frühere Stabilisatoren, die auf dem Prinzip der optischen Horizonterkennung im sichtbaren Wellenlängenbereich beruhten, ließen sich von starker Sonneneinstrahlung oder hellen Wolken beirren. Die neuesten thermischen Infrarotsensoren besitzen dieses Problem nicht (TAYLOR et al., 2003, S.2f). Im Bereich des Flugmodellbaus werden mittlerweile auf diesem Prinzip basierende Produkte angeboten, z.B. der sogenannte *Co-Pilot* der Firma FMA-DIRECT. Letzterer wird mittlerweile leider nicht mehr in seiner ursprünglichen Form vertrieben, sondern nur noch in Kombination mit Funkempfängern, was die universelle Anwendung stark einschränkt.

Die optische Stabilisierung besitzt den Vorteil, daß sie auch bei schnellen Bewegungen um eine Achse, d.h. hohen Rollraten, zuverlässig funktioniert. Je kleiner und leichter das Fernerkundungsflugzeug wird, desto höher werden die Rollraten. Bei einer inertialen Stabilisierung steigen der Aufwand und die Kosten bei hohen Rollraten deutlich an (vgl. ETTINGER et al., 2002, S.1).

Eine optische Stabilisierung bietet somit eine wirksame und vor allem kostengünstige Alternative zu einer inertialen Kamerastabilisierung, bei vergleichbaren und teilweise sogar besseren Leistungen. Eine Bezugsquelle für ein geeignetes, fertig erhältliches Modul, speziell für die Kamerastabilisierung, konnte jedoch nicht gefunden werden. Eine optische Kamerastabilisierung müßte daher ebenfalls selbst entwickelt werden.

### 3.3.8 Mechanischer Aufbau der Kameraplattform

Soll die Kameraplattform elektronisch stabilisiert werden, sei es inertial oder optisch, müssen die elektrischen Signale in mechanische Korrekturbewegungen umgesetzt werden. Dazu sind elektromechanische Aktuatoren notwendig, wobei hierbei sogenannte Servos (Rudermaschinen) aus dem Modellbau zum Einsatz kommen.

Die Servos verändern die Lage der Kamera auf der x- und y-Achse. Für jede der Achsen wird ein Servo verwendet, das durch die Elektronik des Nutzlastmoduls (Lageregler) angesteuert wird. Die Bewegungen um die x- und y- Achse werden durch den bereits erwähnten Memsic-Sensor geregelt.

Zunächst wurde versucht, die x- und y-Achse direkt mit den Servos anzutreiben, wie es häufig bei der KAP realisiert wird. Die Achsen lagen etwas unterhalb des Schwerpunkts der verwendeten Kamera (siehe Abbildung 18a).

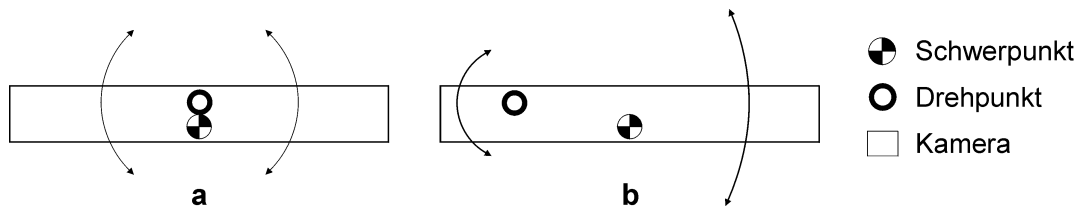


Abbildung 18: Lage von Schwerpunkt und Drehpunkt (eigene Erstellung)

Diese Konstruktion hat sich jedoch als ungünstig herausgestellt. Weil der Schwerpunkt der Kamera fast mit dem Drehpunkt übereinstimmt, werden zwar nur sehr geringe Kräfte zum Neigen der Kamera benötigt, aber gleichzeitig wird die Kamera auf der Achse balanciert. Das hat zur Folge, daß die Achse soviel Spiel wie das verwendete Getriebe besitzt – in diesem Fall das der Servos.

Dieses Getriebespiel beträgt je nach Qualität des Servos bereits bis zu zwei Grad in jede Richtung. Eine präzise Ausrichtung ist somit kaum möglich, weil die ständigen Korrekturen durch die Lageregelung und das Getriebespiel beeinflusst werden. Zusätzlich neigt diese Konstruktion zum Aufschwingen, weil der Lagesensor das Getriebespiel als Abweichung von der Horizontalen erkennt und augenblicklich gegensteuert.

Daraus resultiert die Erkenntnis, daß bei Verwendung von Servos die Drehachse nicht mit dem Schwerpunkt übereinstimmen darf, sondern sich etwas bis deutlich außerhalb des Schwerpunktes befinden sollte (siehe Abbildung 18b).

### 3.3.9 Bilddaten

Nachdem die Kamera bzw. deren Aufnahmeebene mit geeigneten elektrischen und mechanischen Hilfsmitteln in eine nahezu waagerechte Position gebracht wurde und

somit aufnahmebereit ist, stellt sich die Frage, welche Aufnahmedaten von Bedeutung für eine spätere Auswertung sind.

Bei traditionellen analogen Luftbildern werden zahlreiche Daten bzw. sogenannte Nebenabbildungen zeitgleich zur Aufnahme festgehalten. Zu den wichtigsten gehören nach KRAUS (1997, S.99ff):

- Rahmenmarken
- Bildnummer
- Datum
- Uhrzeit
- Kammerkonstante
- Daten zur äußeren Orientierung
- Bildmaßstab
- Höhe
- Belichtungszeit & Blende

Die Rahmenmarken können bei der Aufnahme mittels einer digitalen Kamera entfallen, weil die Daten unmittelbar in einem xy-Kamerakoordinatensystem bereitgestellt werden (KRAUS 1996, S.183).

Die Daten zur äußeren Orientierung können nach Kraus (1996, S.105) über ein Trägheitsnavigationssystem (INS) registriert werden. In diesem Fall werden folgende Daten festgehalten:

- Geographische Koordinaten
- Höhe der Aufnahme
- Kameraneigung
- Kurs und Abtrift
- Datum und Zeit

Die oben aufgeführten Daten können allerdings auch ohne Trägheitsnavigationssystem erfaßt werden: Geographische Koordinaten, Kurs und Abtrift sowie Datum und Zeit stehen durch das GPS-Signal zur Verfügung. Die Höhe wird durch einen barometrischen Höhenmesser ausgegeben. Die Kameraneigung ist wie zuvor beschrieben durch den Lageregler auf max. +/- 2° Abweichung von der Senkrechten begrenzt.

### 3.3.10 Bildflugplanung

Herkömmliche Senkrechtaufnahmen aus manntragenden Flugzeugen werden selten als Einzelaufnahme erstellt. Vielmehr werden die Luftbilder in Reihen serienweise in Flugrichtung aufgenommen. Um zu gewährleisten, daß alle Gebiete erfaßt werden, überdecken sich die einzelnen Aufnahmen. Um später die Option für ein stereoskopisches Betrachten zu erhalten, sollten sich die Luftbilder in Flugrichtung um 60 Prozent überlappen und seitlich um 10-25 Prozent (vgl. LÖFFLER et al. 2005, S.108).

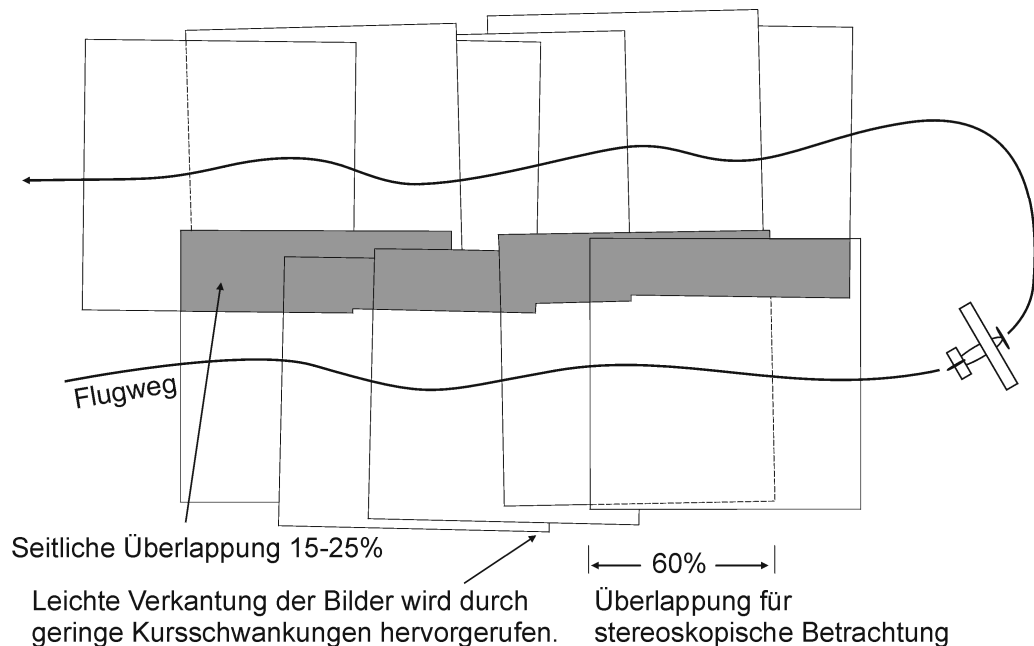


Abbildung 19: Überlappung von Luftbildern in Flugrichtung und seitwärts (nach LÖFFLER et al. 2005, S.109)

Wie aus Abbildung 19 ersichtlich, kann eine Befliegung normalerweise nicht in vollkommen geradlinigem Flug durchgeführt werden. Aufgrund von Kurskorrekturen, Wind und Thermik entspricht der Kurs einer unregelmäßigen, leichten Schlangenlinie, so daß die Luftbilder zueinander leicht verkantet werden (vgl. LÖFFLER et al. 2005, S.109).

Bei der Durchführung der Befliegung mit der Flugdrohne sind folgende drei Befliegungsvarianten denkbar:

#### **Punktuelle Befliegung**

Ziel ist es hierbei, ein oder mehrere Luftbilder an zuvor bestimmten Positionen aufzunehmen. In diesem Fall wird die Flughöhe eher größer sein, um einen ausreichenden Überblick bzw. einen größeren Geländeausschnitt zu erhalten. Dieses Vorgehen bietet sich an, um von einzelnen Objekten oder kleinen Geländeausschnitten hochauflösende Aufnahmen zu erstellen (z.B. zur Unter-

suchung von Altlastgebieten oder Mülldeponien). Die Flugdurchführung erfolgt wie bereits in Abbildung 9 aufgezeigt.

### **Linienhafte Befliegung**

Viele Objekte von geographischem Interesse haben einen linienartigen Charakter, dazu zählen z.B. Flußläufe, Straßen und Küsten. Eine punktuelle Befliegung ist hier selten sinnvoll, es sei denn, es werden tatsächlich lokal begrenzte Phänomene untersucht (z.B. die Wirkung von Buhnen und Wellenbrechern an Küsten).

Bei der herkömmlichen Luftbildfotographie werden gekrümmte Strukturen in Teilstrecken zerlegt, um jeweils einen geradlinigen Luftbildstreifen zu erhalten (sogenannte Trassenbefliegung). Diese Streifen überdecken sich an den Enden, so daß sie später ineinander übergehen (vgl. PFEIFFER & WEIMANN 1991, S.10f).

Es bietet sich daher an, die Flugroute in mehrere gerade Abschnitte einzuteilen und an den jeweiligen Kursänderungen einen Wegpunkt zu programmieren. Zwischen den Wegpunkten werden dann kontinuierlich Luftbilder aufgenommen. Wie bereits geschildert, entspricht auch der geflogene Kurs von Vermessungsflugzeugen aufgrund von äußeren Einflüssen nicht einer Geraden (siehe Abbildung 20).

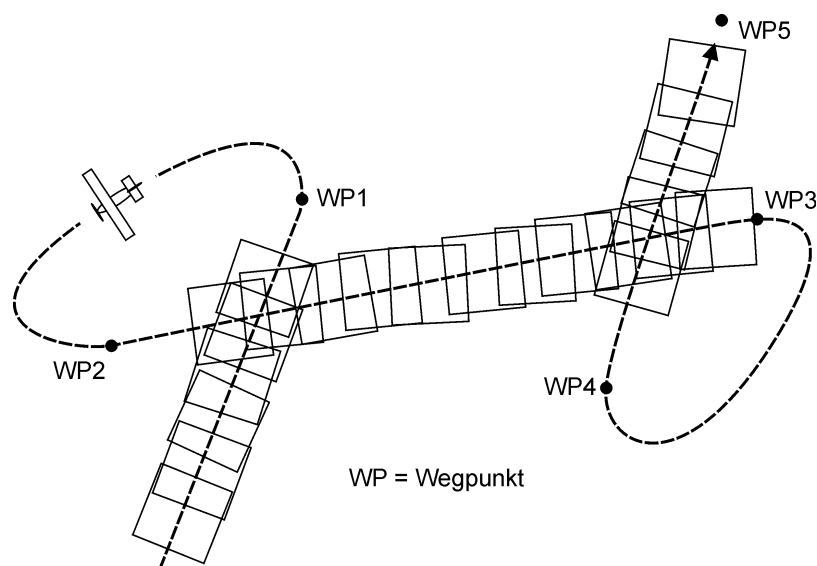


Abbildung 20: Trassenbefliegung mit Schleifen (nach PFEIFFER & WEIMANN 1991, S.10, verändert)

Für die Bildflugplanung der Flugdrohne ist die Trassenbefliegung recht einfach festzulegen. Es werden nur wenige Wegpunkte benötigt, und die Flugstrecke zwischen den Bildflugstrecken (in Abbildung 20 z.B. WP2-WP3) entspricht einer Geraden, weil die Drohne durch die geflogene Schleife wieder auf einen geradlinigen Kurs gebracht wurde. Anwendbar ist dieses System vor allem für Strukturen, die nur wenige Kurven und dazwischen längere gerade Strecken

aufweisen. Nachteilig ist jedoch, daß durch die Schleifen sehr viel ungenutzte Strecke geflogen wird. Da aber die Flugzeit durch den elektrischen Antrieb begrenzt ist, kann folgende Alternative in Betracht gezogen werden (siehe Abbildung 21):

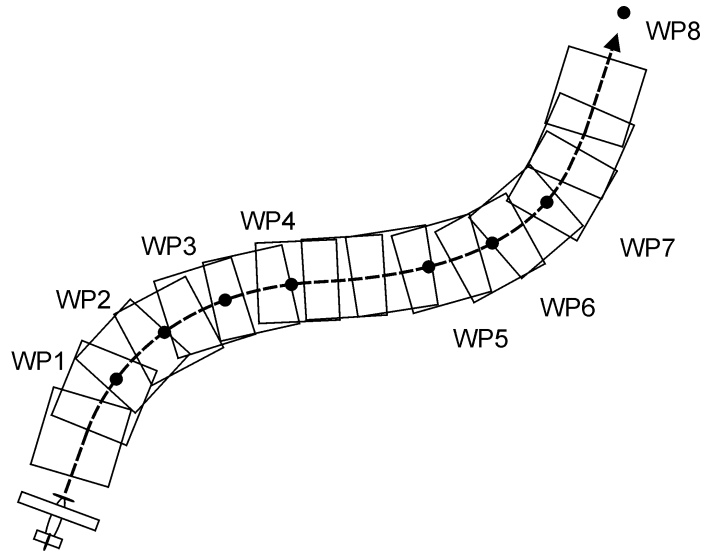


Abbildung 21: Linienbefliegung ohne Schleifenflüge (eigene Erstellung)

In obiger Abbildung erfolgt die Befliegung direkt entlang der abzubildenden Struktur. Hierfür werden je nach Anzahl der Kurven viele Wegpunkte benötigt. Diese Art der Befliegung bietet sich beispielsweise für Küsten an, die eine stark variierende Linie ausbilden. Vorteilhaft ist bei dieser Vorgehensweise, daß die Flugzeit optimal genutzt wird und somit längere Flüge möglich sind.

#### **Flächenhafte Befliegung**

Soll ein bestimmtes Areal vollständig mittels Luftbildern erfaßt werden, wird eine Flächenbefliegung durchgeführt. Die Flugroute ähnelt einem Mäander mit geraden Teilstrecken. Bei der Flugplanung mittels Wegpunkten sind einige Besonderheiten zu beachten.

Weil die beflogenen Flächen in der Regel recht klein sind (z.B. ein oder mehrere Feldblöcke), würde der benötigte Wenderadius beim Kurvenflug zur Umkehr unterhalb des erlaubten Wenderadius liegen (siehe auch Kapitel 3.5.3.2). Weil die Bildflugstrecken jedoch möglichst gerade geflogen werden müssen (im Gegensatz zur linearen Befliegung), sind zusätzliche Wegpunkte erforderlich, die außerhalb des Untersuchungsgebietes liegen und deren Lage an den Wenderadius der Flugdrohne angepaßt sein müssen (WP2, 3, 6, 7, 10, 11, 14, 15, 18 und 19 in Abbildung 22).

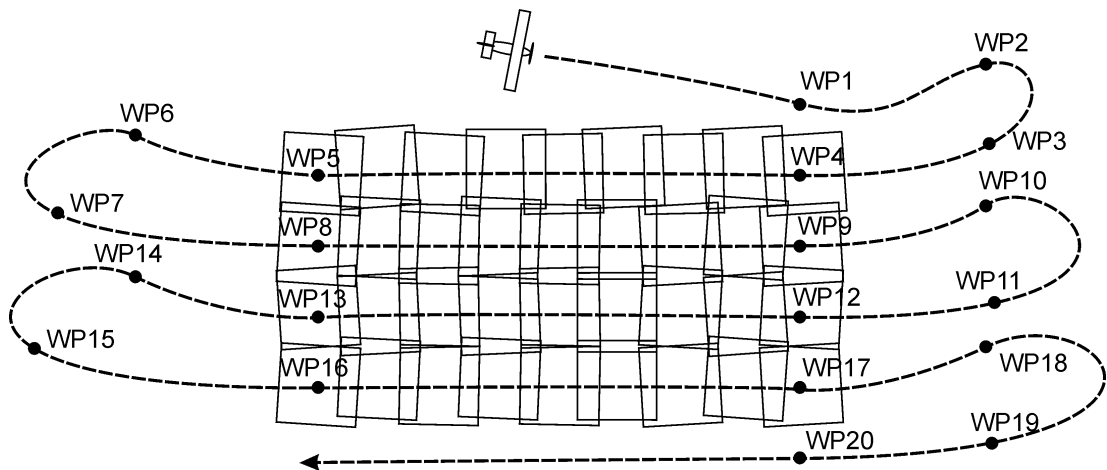


Abbildung 22: Bildflugplanung für Flächenbefliegung mit äußeren Wegpunkten (eigene Erstellung)

Diese äußeren Wegpunkte ermöglichen einen geraden und nahezu rechtwinkligen Wiedereintritt in das Untersuchungsgebiet. Zwischen den inneren Wegpunkten WP4-5, 8-9, 12-13 und 16-17 finden die Bildflüge statt. Für diese Art der Befliegung wird viel Flugzeit für den Wiedereintritt in das Untersuchungsgebiet benötigt. Hinsichtlich der Energieeffizienz und der begrenzten elektrischen Antriebsenergie ist diese Art der Befliegung daher die Ungünstigste.

Am flexibelsten läßt sich die punktuelle Befliegung einsetzen. Sie ist für die meisten Belange ausreichend und ermöglicht mit geringem Aufwand das wiederholte Anfliegen derselben Wegpunkte und somit derselben Aufnahmeposition.

Mit etwas höherem Aufwand bei der Vorbereitung läßt sich die linienhafte Befliegung ohne äußere Schleifen einsetzen. Hierbei lassen sich vor allem gestreckte Strukturen wie z.B. Küsten sehr gut und reproduzierbar aufnehmen.

Die punktuelle Befliegung und die linienhafte Befliegung ohne äußere Schleifen stellen daher die bevorzugte Einsatzart für das Fernerkundungsflugzeug dar.

### 3.3.11 Bildqualität

Neben der Aufnahmeposition und der Speicherung relevanter Aufnahmedaten, spielt die Art der verwendeten Kamera eine entscheidende Rolle für verwertbare Luftbilder.

Digitale Kameras aus dem Verbraucherbereich haben verständlicherweise nicht die gleichen Eigenschaften wie speziell für diesen Einsatz entwickelte digitale Luftbildkameras (Meßkammern). Die hohen Anforderungen an digitale Luftbildkameras begründen sich vor allem mit dem Ziel einer topographischen Kartenerstellung. Es werden daher hierfür sehr hochwertige Objektive und kalibrierte Meßkammern verwendet (nach ELLIS & DODD 2001).



Die Objektive müssen gute Abbildungsqualitäten und geringe Verzeichnungen besitzen sowie eine gleichmäßige Belichtung durch geringen Lichtabfall gewährleisten (vgl. JESCHOR 1989, S.264). Optische Abweichungen treten vor allem durch die Objektivverzeichnung auf. Je hochwertiger ein Objektiv, desto geringer ist seine Verzeichnung (vgl. PFEIFFER & WEIMANN 1991, S.16f).

Die innere Orientierung einer traditionellen Reihenmeßkammer ist normalerweise bekannt. Bei Kameras aus dem Verbraucherbereich fehlen viele Angaben zur inneren Orientierung, was somit bei meßtechnischen Aufnahmen zu Problemen führt: Der Hauptpunkt der Kamera ist nicht angegeben, ebensowenig wie die Kammerkonstante und die Art und Stärke der Verzeichnung. Zudem sind die Bildecken unzureichend definiert und die Planlage des Films (bei analogen Kameras) ist nicht gesichert (vgl. BÄHR & VÖGTLE 1991, S.108f).

Obige Aussage gilt vor allem für analoge Kameras. Bei Digitalkameras können einige Probleme relativiert werden: Die Planlage des Films, die bei analogen Kameras mit viel Aufwand (z.B. Unterdruck) sichergestellt werden mußte, ist bereits durch den ebenen Bildsensor gegeben. Die Bildecken sind auf den Pixel genau durch den Chip definiert und müssen nicht durch mechanische Abschattungen markiert werden. Bildmarken, wie z.B. der Bildmittelpunkt, können durch die Eigenschaft des Bildchips als ebenes kartesisches Koordinatensystem nachträglich per Software eingefügt werden.

Eine normale Digitalkamera ist jedoch nicht kalibriert und wird mehr oder weniger große Verzerrungen und Verzeichnungen aufweisen, sowie kameraspezifische Charakteristika, die zu geometrischen Fehlern im Bild führen können, die zusätzlich durch das aufgenommene Relief verstärkt werden.

Trotzdem kann die Verwendung dieser Kameras durchaus gerechtfertigt sein für den Einsatz in der Planung und beim Monitoring von Flächen. Die Vorteile sind nach ELLIS & DODD (2001) die schnelle Verfügbarkeit der Bilder, die hohe Bildauflösung, der breite Spektralbereich und vor allem ein im Vergleich zu digitalen Luftbildkameras viel günstigerer Preis.

Die Qualität der Aufnahme richtet sich vor allem nach der Qualität des Objektivs, wobei zusätzlich die Aufnahmetechnik von entscheidender Bedeutung ist: Während einer Aufnahme bewegt sich das Bildflugzeug weiter entlang der Flugbahn und mit ihm auch die Kamera. Daher kann es zu Bewegungsunschärfen aufgrund der Fluggeschwindigkeit kommen. Durch plötzlichen Seitenwind können ebenfalls Unschärfen auftreten, wenn das Bildflugzeug seitlich versetzt wird (vgl. FALKNER 1995, S.36f).

Um Bildunschärfen zu vermeiden, muß mit möglichst kurzen Belichtungszeiten gearbeitet werden. Bei herkömmlichen Meßkammern ist die Filmfläche im Vergleich

zum Aufnahmechip einer Digitalkamera sehr groß. Um die gesamte Blendenöffnung in möglichst kurzer Zeit freizugeben, sind mechanisch hochwertige Zentralverschlüsse erforderlich (vgl. JESCHOR 1989, S.265).

Digitalkameras besitzen eine kleinere Aufnahmefläche und daher ist der Aufwand für schnelle mechanische Verschlüsse geringer. Zudem besteht bei manchen Modellen die Möglichkeit, die Belichtungszeit elektronisch zu verkürzen.

Eine weitere Quelle von Bildunschärfen sind Vibrationen an Bord des Bildflugzeuges, die vor allem durch den Antrieb verursacht werden. Damit sie nicht auf die Kamera übertragen werden, muß diese über eine gedämpfte Befestigung verfügen (vgl. FALKNER 1995, S.36f).

#### **3.3.12 Georeferenzierung**

Im Folgenden wird angenommen, daß es durch geeignete technische Konstruktionen gelungen ist, die Kamera an eine bestimmte Position im Raum zu bringen (geographische Länge, Breite und Höhe über Grund) sowie die Bildebene in eine nahezu waagerechte Lage zu bringen (Abweichung von max. +/- 2° von der Horizontalen).

Die Digitalkamera wird in diesem Moment ausgelöst und die augenblicklichen Koordinaten und die Höhe über Grund zusammen mit dem Luftbild abgespeichert. Die obigen Daten können z.B. aus dem GPS-Signal entnommen werden. Dabei ist allerdings zu beachten, daß die Position vom GPS bei herkömmlichen Handgeräten meist nur einmal pro Sekunde berechnet wird. Je nach Fluggeschwindigkeit und Auslösezeitpunkt können so Lagefehler entstehen.

Eine höhere Genauigkeit läßt sich erreichen, indem die Koordinaten im Verhältnis zur verstrichenen Zeit zwischen zwei GPS-Signalen interpoliert werden. Eine Interpolation ist ohnehin nötig, da Digitalkameras eine kameraspezifische Auslöseverzögerung besitzen, die ebenfalls berücksichtigt werden muß. Diese interne Verzögerung bedeutet, daß beim Drücken des Auslösers an der Kamera nicht augenblicklich die Aufnahme erfolgt, sondern erst einige Millisekunden später (siehe Abbildung 23).

Wenn diese Faktoren berücksichtigt werden, wäre mittels der bereinigten Koordinaten und der inertialen oder optischen Ausrichtung der Kamera eine Georeferenzierung theoretisch ohne Paßpunkte denkbar. Eine solche direkte Georeferenzierung wird bei Vermessungsflugzeugen heutzutage immer häufiger angewendet, so daß ein mühsames Bestimmen von Bodenpaßpunkten entfällt. Dafür sind allerdings sehr genaue Lage- und Winkelsensoren sowie GPS-Daten erforderlich (siehe auch SKALLOUD 2002 und CRAMER 1999).

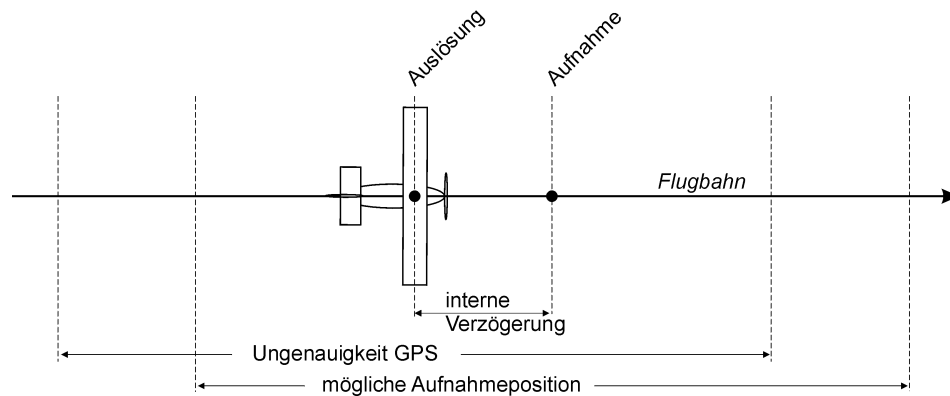


Abbildung 23: Potentielle Fehlerquellen bei der Bestimmung der Aufnahmeposition (eigene Erstellung)

Bisher wurde wegen des technischen und finanziellen Aufwandes eines INS auf einen Einsatz bei der Flugdrohne verzichtet. Werden referenzierte Luftbilder benötigt, muß derzeit herkömmlich mit Bodenpaßpunkten gearbeitet werden. Allerdings ist das Arbeiten mit Referenzpunkten insofern etwas erschwert, da die einzelnen Aufnahmen teilweise sehr großmaßstäbig sind und daher in vielen Fällen nur wenige Orientierungspunkte abgebildet werden.

Andererseits hat sich in der Praxis herausgestellt, daß häufig dieselben Areale mehrfach in zeitlichen Abständen befliegen werden und die Paßpunkte somit nur einmal bestimmt werden müssen. Weil nur kleinräumige Bereiche befliegen werden, stellt die Paßpunktaufnahme einen verhältnismäßig geringen, meist einmaligen Aufwand dar. Daher weist die punktuelle Befliegung auch das beste Verhältnis von Aufwand zu Nutzen auf.

### 3.4 Flugbedingungen

Die Anzahl geeigneter Flugtage ist grundsätzlich eingeschränkt. Eine Reihe von Faktoren beeinflussen die Qualität der Aufnahmen erheblich. Dazu gehören insbesondere Bewölkung, Dunst, Nebel, Sandtrieb und Luftverunreinigungen. Für klassische Fernerkundungsflüge werden Flugtage angesehen, an denen die Bewölkung zwischen 9-15 Uhr 1/8 Bedeckung nicht übersteigt (vgl. GIERLOFF-EMDEN & SCHROEDER-LANZ 1970, S.123f).

Um übermäßigen Schattenwurf zu vermeiden, sollte die Befliegung nach FALKNER (1995, S.44f) frühestens drei Stunden nach Sonnenaufgang beginnen und drei Stunden vor Sonnenuntergang enden. Sonnenstände von weniger als 30° über dem Horizont sind zu vermeiden.

Die optimale Jahreszeit einer Befliegung hängt sehr von den Erkundungszielen ab. Während Geologen z.B. zur Erfassung der Geländemorphologie Befliegungen außerhalb der Vegetationsperiode bevorzugen, ist es für agrarwirtschaftliche und

landschaftsökologische Fragestellungen wichtig, innerhalb der Vegetationsperiode die Aufnahmen zu erstellen. Insbesondere im agrarwirtschaftlichen Bereich ist eine genaue Terminierung der Befliegung sehr wichtig und das Zeitfenster dafür ist recht eng begrenzt (vgl. HILDEBRANDT 1996, S.122f).

Bei der Verwendung der Flugdrohne besteht zusätzlich eine wesentliche Einschränkung: Der Wind darf nicht stärker als ca. die Hälfte der Fluggeschwindigkeit sein, z.B. 5 m/s. Das entspricht einer Windstärke von maximal drei Beaufort. Die besten Flugbedingungen herrschen bei Windstille. Es sollten unbedingt Tage ohne starke Luftverwirbelungen gewählt werden (d.h. ohne Böen oder starke Thermik).

Herkömmliche Luftbilder werden vorzugsweise im Frühjahr und Herbst geflogen, um eine Sichtbehinderung durch die Belaubung zu vermeiden (JESCHOR 1989, S.263). Dieses Vorgehen ist jedoch vor allem bei Vermessungsaufgaben relevant. Weil das Einsatzspektrum der Flugdrohne z.B. auch Vegetationskartierungen oder Monitoringaufgaben im Küstenbereich umfaßt, muß auf jahreszeitliche Einschränkungen nur wenig Rücksicht genommen werden.

Die im Vergleich zu einem Vermessungsflugzeug viel niedrigere Flughöhe bedingt eine geringere Abhängigkeit von den Sichtbedingungen. Atmosphärischer Dunst macht sich aufgrund der geringen Distanz zwischen Kamera und Erdoberfläche kaum bemerkbar.

Entscheidend für die Auswahl geeigneter Flugtage sind somit die Windbedingungen. Sie beeinflussen bei der Flugdrohne unmittelbar und viel stärker als bei einem größeren Flugzeug die Qualität der Luftaufnahmen.

### **3.5 Navigation & Steuerung**

Das Fernerkundungsflugzeug navigiert mit Hilfe von GPS-Signalen. Die geflogene Route erfolgt entlang vorher definierter Wegpunkte. Die empfangene Position wird dabei mit den Koordinaten des nächsten Wegpunktes verglichen und der aktuelle Kurs so verändert, daß der nächste Wegpunkt angesteuert wird. Bei Erreichen dieses nächsten Wegpunktes wird wiederum der folgende Wegpunkt der Route angesteuert.

Dieses Abfliegen von Wegpunkten erfolgt solange, bis der letzte Wegpunkt erreicht wird. Der Bordcomputer erkennt den letzten Wegpunkt an seinem vorher definierten Namen (z.B. „Ende“). Dort kreist das Fernerkundungsflugzeug solange, bis der Pilot am Boden auf manuelle Steuerung umschaltet oder der Antriebsakku leer ist. Selbst wenn der letztere Fall auftritt, erfolgt kein Absturz, da durch das eigenstabile Flugverhalten des Fernerkundungsflugzeuges und die getrennte Stromversorgung

von Navigationsmodul und Antrieb eine automatische (wenn auch unkontrollierte) Landung auf dem Wegpunkt erfolgt.

Ein GPS-Empfänger allein gibt nur Daten über seine Position und ggf. noch Werte über den Empfangsstatus wie Anzahl und Namen der empfangenen Satelliten aus. Eine Generierung von Routen mit Wegpunkten muß über einen eigenen Mikrocontroller erfolgen. Es wurde zur Vereinfachung des Baus ein sogenanntes *Smart-GPS* gewählt, zu denen alle gängigen GPS-Handgeräte zählen. Hiermit können Wegpunkte und Routen eingegeben werden. Auf den Bau eines Navigationsrechners mit eigener Wegpunktverwaltung konnte daher verzichtet werden. Er könnte kaum kleiner, leichter oder preiswerter sein als die bereits existierenden *Smart-GPS*.

Durch die vorhandene serielle Schnittstelle des GPS kann die eigentliche Routenplanung mit externer Software, z.B. auf einem Notebook, erfolgen. Die generierten Wegpunkte werden anschließend als Route in das GPS geladen. Eine eingegebene Route, die aus mehreren Wegpunkten besteht, wird abgeflogen, wobei die Höhe über Grund durch das *Höhenmodul* (siehe 3.5.4) konstant gehalten wird.

Die Positionsgenauigkeit vom GPS hat sich seit Mai 2000 deutlich erhöht, da die bewußt erzeugte Ungenauigkeit des Signals abgeschaltet wurde (MOHINDER et al. 2001, S.103 und PRASAD & RUGIERI 2005, S.53). Diese *Selective Availability* (SA) ergab nur eine 95% Wahrscheinlichkeit, seinen Standort auf 100 Meter genau zu bestimmen (nach KUMM 2000, S.64). Ohne die *Selective Availability* ist die Genauigkeit auf ca. 15 m gestiegen. Diese Genauigkeit kann durch Korrektursignale wie DGPS (*Differential GPS*) weiter erhöht werden.

Für eine ungefähre Positionsbestimmung wären 15 Meter Genauigkeit bereits ausreichend, allerdings wird aus den bisher berechneten Positionen auch z.B. der aktuelle Kurs im Sekundentakt berechnet. Es ist daher sinnvoll, sich um eine höhere Positionsgenauigkeit zu bemühen.

Neben den landgestützten, lokalen, kostenpflichtigen DGPS Korrektursignalen (Local Area Differential GPS, MOHINDER et al. 2001, S.5) sind derzeit kostenlose, satellitengestützte Korrektursignale verfügbar. Dazu gehören im nordamerikanischen Bereich das WAAS (*Wide Area Augmentation System*) (MOHINDER et al. 2001, S.266) und der EGNOS (*European Geostationary Navigation Overlay Service*) (PRASAD & RUGIERI 2005, S.76).

Seit Anfang 2003 sind GPS-Handgeräte erhältlich, die das EGNOS- und WAAS Korrektursignal über Satellit empfangen können. Das europäische EGNOS-System befand sich zu Beginn dieser Arbeit (2003) noch im Testbetrieb (ESTB – *EGNOS System Testbed*, vgl. ESA 2003).

Bei mehreren eigenen Versuchen konnte bereits am Boden das EGNOS Korrektursignal empfangen werden. Im Flug ist die Empfangsqualität der EGNOS-Satelliten aufgrund fehlender Abschattung noch besser. Die Positionsgenauigkeit mit EGNOS wird mit kleiner acht Meter angegeben. Zur groben Überprüfung wurden auf freier Fläche eines Sportplatzes Wegpunkte gesetzt und markiert. An den folgenden Tagen wurde versucht, diese Markierungen mittels GPS wiederzufinden. Die Genauigkeit war immer besser als vier Meter, meist sogar besser als zwei Meter.

Ob diese ausgezeichnete Genauigkeit jederzeit reproduziert werden kann, wurde nicht untersucht, jedoch war diese Positionsgenauigkeit zunächst als völlig ausreichend für die Navigation anzusehen. Es kann daher vorerst auf noch genauere Lokalisierungsdaten, wie sie bei kostenpflichtigen DGPS-Diensten erhältlich wären, verzichtet werden. Diese würden erst erforderlich werden, wenn die aufgenommenen Luftbilder direkt während des Fluges georeferenziert werden sollen.

Der aktive Betrieb des EGNOS-Systems wurde für Anfang 2004 angekündigt. Von einer weiteren Verbesserung der Positionsgenauigkeit der GPS-Signale während des Entstehens dieser Arbeit wurde daher ausgegangen. Zum Ende dieser Arbeit ist EGNOS in den Regelbetrieb übergegangen (siehe ESA 2006). Während der praktischen Flüge wurde der Lagefehler mit ca. zwei Metern durch das GPS angegeben. Für die Navigation des Fernerkundungsflugzeuges ist diese Positionsgenauigkeit wie erwartet völlig ausreichend.

#### **3.5.1 Kursberechnung**

Das GPS-Handgerät verwaltet die Routen und Wegpunkte. Routen bestehen aus einer Ansammlung von Wegpunkten, die in einer gewählten Reihenfolge angesteuert werden.

Alle vom GPS empfangenen und generierten Daten können über eine serielle Schnittstelle im NMEA-Format (*National Marine Engineer Association*) abgerufen werden und daher in dem selbst entwickelten Bordcomputer weiterverarbeitet werden. Das NMEA-Signal wird regelmäßig jede Sekunde ausgegeben. Aus diesem Grund können alle Navigationsberechnungen mit einer maximalen Aktualisierungsrate von 1 Hz (= 1 x pro Sekunde) durchgeführt werden. Diese zeitliche Vorgabe hat Konsequenzen für die Verarbeitung der Daten und der Umwandlung in Steuersignale. Auf diese Problematik wird im Kapitel 3.5.3.1 detaillierter eingegangen.

Der NMEA-Datenstrom besteht aus fest definierten Datensätzen nach dem NMEA-Standard, die von den meisten GPS-Geräten ausgegeben werden, sowie aus proprietären Datensätzen, die der jeweilige Hersteller für das Gerät entwickelt hat. Zu den typischen proprietären NMEA Datensätzen gehört der barometrische

Höhenwert und der Wert des magnetischen Kompasses. Diese Werte sind nicht standardisiert, da nur wenige Anbieter einen magnetischen Kompaß und/oder einen barometrischen Höhenmesser in ihre Geräte eingebaut haben.

Die einzelnen Datensätze beginnen mit dem Zeichen „\$“, gefolgt von dem Kürzel des Datensatzes. Die Werte sind durch Kommata getrennt. Ein typisches NMEA Ausgabesignal besitzt die folgende Struktur:

```
$GPRMC,152020,A,5420.5277,N,01006.3833,E,0.0,253.9,151104,0.9,E,A*13
$GPRMB,A,0.01,R,002,003,5420.476,N,01006.439,E,0.062,147.9,,V,A*6B
$GPGGA,152020,5420.5277,N,01006.3833,E,1,08,1.1,12.9,M,44.8,M,,*74
$GPGSA,A,3,,06,10,13,16,17,21,,,25,30,,2.6,1.1,2.4*33
$GPGSV,3,1,12,05,03,126,00,06,73,084,47,10,21,068,39,13,08,348,00*75
$GPGSV,3,2,12,16,34,296,35,17,32,052,42,21,39,175,47,23,10,316,00*7B
$GPGSV,3,3,12,24,06,035,00,25,43,244,38,30,30,129,44,33,24,211,43*7C
$GPGLL,5420.5277,N,01006.3833,E,152020,A,A*4B
$GPBOD,138.5,T,137.6,M,003,002*4A
$PGRME,4.9,M,8.8,M,10.1,M*13
$PGRMZ,56,f*37
$HCHDG,91.4,,,0.9,E*1C
$GPRTE,1,1,c,001-004,001,002,003,004*1B
```

Die Aufgabe des Bordrechners ist es, aus diesem Datenstrom die relevanten Daten herauszufiltern und zu verarbeiten. Für die Navigation sind dabei vor allem wichtig:

- Aktueller Kurs gegen geographisch Nord
- Aktuelle Peilung zum nächsten Wegpunkt
- Abweichung vom Sollkurs (Cross Track Error)

Der Datensatz „\$GPRMC“ (*Recommended Minimum Navigation*) enthält beispielsweise den aktuellen Kurs (*True Course*) gegen geographisch Nord an achter Position.

Beispiel-Datensatz:

```
$GPRMC,152020,A,5420.5277,N,01006.3833,E,0.0,253.9,151104,0.9,E,A*13
```

Aufschlüsselung:

```
$--RMC,hhmmss,A,llll.ll,a,yyyy.yy,a,x.x,x.x,xxxxxx,x.x,a*hh
```

hhmmss.ss      Time (UTC)

A                Status, V = Navigation receiver warning

llll.11	Latitude
a	N or S
yyyy.yy	Longitude
a	E or W
x.x	Speed over ground (knots)
x.x	True Course
xxxxxx	Date, ddmmyy
x.x	Magnetic Variation, degrees
a	E or W
hh	Checksum

(nach: BUSSE 2004)

Bereits aus dem aktuellen Kurs und der Peilung zum nächsten Wegpunkt läßt sich der *Steuerkurs* berechnen, der gesteuert werden muß, um den nächsten Wegpunkt zu erreichen. Wenn kein Versatz während der Fahrt auftritt, reicht diese Berechnung zur Ansteuerung des nächsten Wegpunktes bereits aus.

Leider ist bei einem Fluggerät mit Versatz durch Wind zu rechnen, ähnlich wie bei einem Boot, das durch seitliche Strömung abgetrieben wird. Wird der Zielwegpunkt angesteuert, ist der Weg über Grund nicht geradlinig, sondern hyperbelförmig. Diese Form des Kursverlaufs wird gemeinhin auch *Hundekurve* genannt (siehe Abbildung 24). Um einen möglichst geraden Flug zum nächsten Wegpunkt zu erreichen, wird nicht der Wegpunkt selbst angepeilt, sondern etwas gegen den Wind gesteuert. Dieser Winkel zwischen der Ausrichtung der Längsachse des Flugzeuges und dem Zielpunkt wird in der Luftfahrt als *Vorhaltewinkel* bezeichnet (STROBEL 1995, S.31).

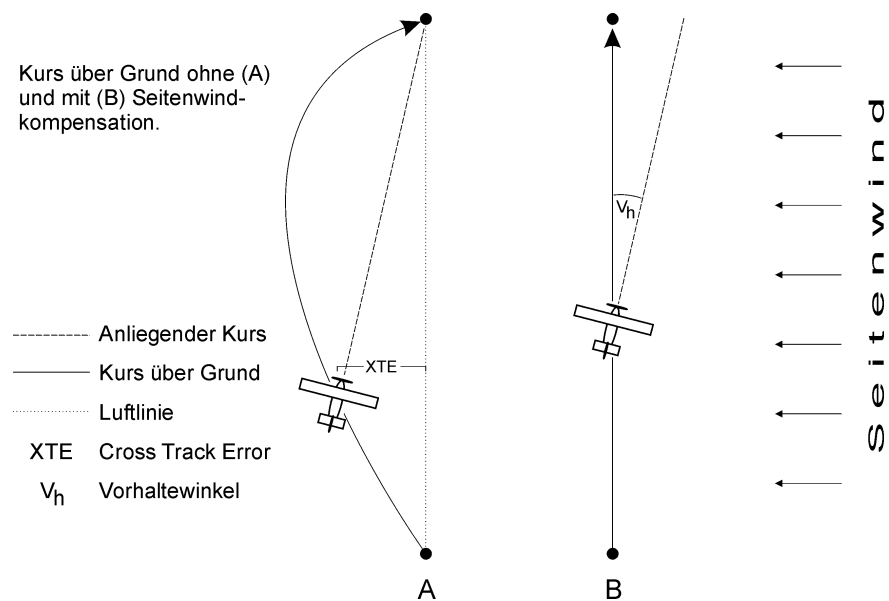


Abbildung 24: Winddrift und Cross Track Error (nach STROBEL 1995, S.31, verändert)



Von den meisten GPS Geräten wird zusätzlich die Größe der Abtrift ermittelt und in Form des *Cross Track Error* (XTE) ausgegeben. Der *Cross Track Error* gibt den rechtwinkligen Abstand zu der Geraden an, die den letzten Wegpunkt mit dem nächsten Wegpunkt verbindet (siehe Abbildung 25). Die Benennungen und Kurse, die bei der GPS-Navigation Verwendung finden, werden in Abbildung 25 gezeigt.

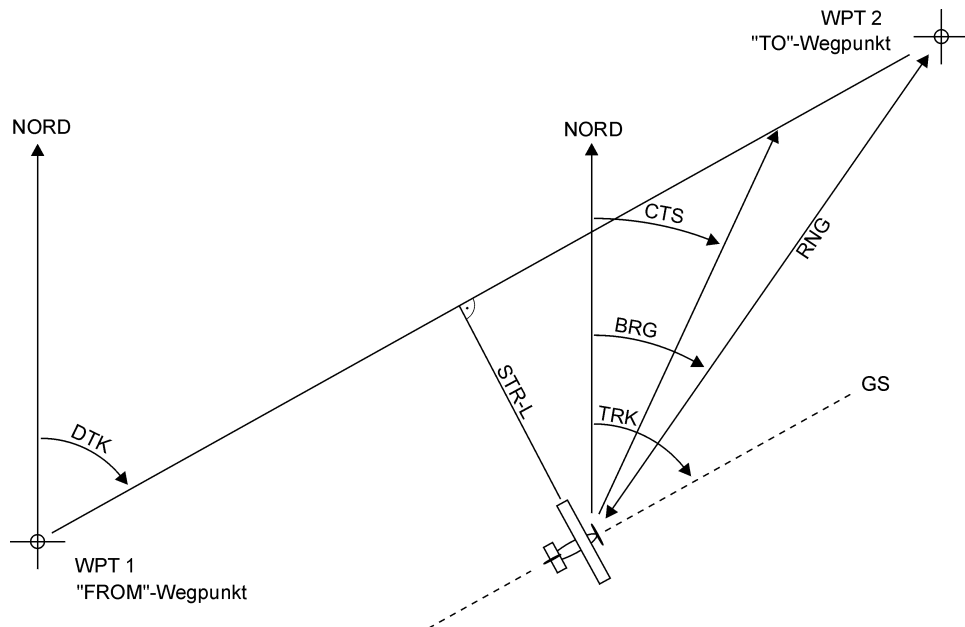


Abbildung 25: Navigationsthermie (nach STROBEL 1995, S.137, verändert)

- DTK *Desired Track* (gewünschte Richtung). Rechtweisender Kurs zwischen dem „FROM“- und „TO“-Wegpunkt der Route.
- BRG *Bearing* (Peilung). Winkel zwischen geographisch Nord und nächstem Wegpunkt, gemessen vom aktuellen Standpunkt aus.
- CTS *Course To Steer* (Steuerkurs). Empfohlener Steuerkurs, um den nächsten Wegpunkt am schnellsten zu erreichen.
- RNG *Range* (Reichweite). Entfernung zum nächsten Wegpunkt.
- TRK *Track* (wörtlich: Verfolger). Winkel zwischen geographisch Nord und Bewegungsrichtung über Grund
- GS *Ground Speed* (Geschwindigkeit über Grund). Tatsächliche Geschwindigkeit in Bezug auf die Erdoberfläche.
- STR *Steer Direction and Distance* (Steuerrichtungshinweis). Zusammen mit „L“ (*left*) oder „R“ (*right*) wird der Abstand zur Kurslinie und die Steuerrichtung dahin angegeben. Der Abstand zur Kurslinie wird als XTE *Cross Track Error* ausgegeben.

(vgl. STROBEL 1995, S.134ff)

Die in Abbildung 25 aufgeführten Navigationstherme werden von vielen handelsüblichen GPS-Empfängern als NMEA-Signal ausgegeben. Zur Verwendung in der Flugdrohne wurde ein GPS-Gerät ausgewählt, das einen annehmbaren Kompromiß zwischen Leistungsfähigkeit, Preis und Gewicht bildete. Zu Beginn dieser Arbeit gab es auf dem Markt bereits Geräte, die zusätzlich einen integrierten elektronischen Kompaß sowie einen barometrischen Höhenmesser besaßen. Letzterer hätte im Höhenmodul Verwendung finden können, jedoch existierte zu dieser Zeit (Ende 2003) noch kein Gerät, das auch einen gleichzeitigen EGNOS/WAAS-Empfang bot.

Seit ca. Mitte 2005 gibt es Geräte mit dieser Ausstattung, jedoch wird die barometrische Höhe zusammen mit den anderen NMEA-Daten nur einmal pro Sekunde ausgegeben. Das selbst entwickelte Höhenmodul gibt die gemittelte Höhe jedoch zehnmal pro Sekunde aus. Aus diesen Gründen wurde die Eigenentwicklung des Höhenmoduls bevorzugt (siehe Kapitel 3.5.4).

#### **3.5.2 Fernsteuerung**

Die selbständige Steuerung des UAVs ist auf den Zeitraum während seiner Mission beschränkt. Start und Landephase werden vom Piloten am Boden gesteuert. Dieses Vorgehen ist auch bei kommerziellen militärischen Flugdrohnen zu finden, da insbesondere die Start- und Landephase schwierig ist und eine autonome Steuerung durch Hindernisse, Windverhältnisse in Bodennähe und weitere Faktoren sehr erschwert wird.

Zudem ist eine vollständig autonome Landung nicht erforderlich, weil Start und Landung in unmittelbarer Nähe des Piloten stattfinden. Der Startort ist in Regel auch der Zielort, da die zugehörige Ausrüstung andernfalls während des autonomen Fluges von einem Ort zum anderen verbracht werden müßte. Eine gleichzeitige Überwachung der Flugdrohne wäre schwierig.

Die Durchführung der Mission erfolgt zwar selbständig, dennoch wird der Flug ständig durch den Piloten am Boden überwacht, so daß dieser bei eventuellen Problemen sofort eingreifen kann, indem er in den ferngesteuerten Modus umschaltet und damit das Fluggerät sofort direkt kontrolliert.

Der Start der Flugdrohne erfolgt mit manueller Steuerung bis zu der beabsichtigten Flughöhe, dann folgt der vorher definierte autonome Flug mit den durchzuführenden Aufgaben sowie die Rückkehr zum Startwegpunkt und anschließend die manuelle, ferngesteuerte Landung.

Für die Kontrolle der Start- und Landephase des UAVs wird eine herkömmliche Fernsteuerung aus dem Modellbaubereich eingesetzt.

Die Fernsteuerung benötigt nur drei bis vier Kanäle zur Steuerung:

1. Antrieb
2. Richtung (Seitenruder)
3. Höhe (Höhenruder)
4. optional Abstieghilfe (Bremsklappen, Störklappen)

Zusätzlich wird eine weitere Fernsteuerung eingesetzt, die folgende Funktionen besitzt:

1. Ein/Aus des Autopiloten
2. Ein/Aus der automatischen Höhensteuerung

Diese zweite Fernsteuerung stammt aus folgendem Grund nicht aus dem Modellbau: Modellbausteuerungen senden ununterbrochen, um eine proportionale Steuerung zu ermöglichen. Bei Störungen wird das Signal nicht mehr korrekt übertragen und ist bei EIN/AUS Funktionen unzuverlässig. Daher wurde ein professioneller Funkfernswitcher eingesetzt, der das Höhenmodul und den Navigationsrechner über große Entfernung sicher ein- und ausschalten kann. Diese Funkverbindung ist codiert und nur bei einem Schaltsignal wird ein Funksignal abgegeben. Somit können die Module nicht durch Funkstörungen zufällig ein- oder ausgeschaltet werden.

#### **3.5.3 Bordrechner**

Zur Vereinfachung wurden die Versuche zur Navigation zunächst auf den zweidimensionalen Raum beschränkt. Eine Navigation im dreidimensionalen Raum unterscheidet sich nur durch die Höhenkomponente, die aber im Unterschied zur Flugrichtung (Recht- und Linkssteuerung) während des Fluges konstant bleiben soll. Daher besteht der Bordrechner grundsätzlich aus zwei Komponenten:

1. Navigationsrechner für Richtungssteuerung (Navigationsmodul)
2. Automatische Höhensteuerung zum Einhalten einer bestimmten Flughöhe (Höhenmodul)

Ein Navigationsmodul, das in der Ebene funktioniert, sollte auch fähig sein, ein um alle Achsen stabil fliegendes Fluggerät zu steuern, wenn es um eine automatische Höhensteuerung ergänzt wird. Das größte Problem bei der Konstruktion eines UAV liegt zunächst weniger in der Steuerung bzw. Navigation begründet, sondern darin, daß kaum ein Fluggerät existiert, daß sich ähnlich einem Auto einfach links/rechts lenken läßt und dabei zusätzlich eine konstante Drehgeschwindigkeit besitzt.

Welche Fluggeräte dieser Idealvorstellung nahe kommen, wird in Kapitel 4 erläutert werden.

### 3.5.3.1 Navigationsmodul

Um einen Autopiloten zur Navigation im zunächst zweidimensionalen Raum zu entwickeln (vgl. 3.5.3), wurde ein Modellfahrzeug mit GPS und einem Bordrechner ausgestattet. Der Bordrechner besteht im wesentlichen aus einem Einplatinencomputer, auf dem ein selbst entwickeltes Programm läuft, das die Daten des GPS verarbeitet und in Steuersignale umwandelt, die dann über *Servos* (Rudermaschinen) an die Lenkung ausgegeben werden.

Servos werden im Modellsport eingesetzt und wandeln die Steuersignale (normalerweise die des Funkempfängers) in mechanische Bewegungen um. Die Hebelstellung eines Servos wird durch Veränderung der Pulsweitenmodulation des Steuersignals proportional beeinflusst (vgl. SCOTT EDWARDS ELECTRONICS 2000, S.6).

Ein solches Servo kommt bei der Richtungsteuerung zum Einsatz. Die erforderlichen Steuersignale mit Pulsweitenmodulation werden von einem Servocontrollerchip generiert, der seine Signale wiederum vom Programm des Navigationsmoduls erhält.

Getestet wurde das Navigationsmodul anschließend mit obigem Modellfahrzeug in der Ebene. Als Teststrecke wurde ein U-förmiger Kurs mit vier Wegpunkten erstellt und die Wegpunkte in der Realität auf einer großen Rasenfläche markiert. Die Geschwindigkeit des Fahrzeuges wurde fest mit ca. vier Stundenkilometern eingestellt. Die Anleitung des verwendeten GPS fordert eine Mindestgeschwindigkeit von nur einem Stundenkilometer (THALES NAVIGATION 2002, S.54).

In vielen Tests wurde versucht, das Navigationsprogramm so anzupassen, daß die Markierungen der Route entsprechend angefahren wurden. Von Interesse war dabei auch, ob ein Wegpunkt als erreicht erkannt wurde, um den nächsten Wegpunkt anzusteuern. Dieses wurde jedoch in allen Fällen problemlos vom GPS-Gerät erkannt.

Ein unerwartetes Problem trat jedoch bei der Ansteuerung der Wegpunkte selbst auf: Die Drehgeschwindigkeit in den Kurven war für die Navigation offenbar zu hoch. Mit Drehgeschwindigkeit ist der Winkel gemeint, den das Fahrzeug oder Flugzeug bei maximalen Lenkausschlag pro Sekunde drehen kann.

Die Versuche ergaben, daß diese Drehgeschwindigkeit zwingend begrenzt werden muß. Die Ursache dafür liegt offenbar in dem Zeitintervall von einer Sekunde, mit dem das GPS-Signal empfangen werden kann. Innerhalb zweier Navigationssignale

(zwei Sekunden) darf der aktuell gefahrene Kurs sich nicht zu stark ändern, da der aktuelle Kurs durch das Verbinden der letzten beiden empfangenen Positionen errechnet wird. Der Bordrechner kann daher nur mit Informationen rechnen, die schon eine Sekunde alt sind. Eine Kurskorrektur kann sich daher nur auf die Position beziehen, die vor einer Sekunde eingenommen wurde.

Dieses Problem tritt nur bei agilen Richtungsänderungen auf, die aufgrund der sehr kleinen Abmessungen der verwendeten Modellfahrzeuge und -flugzeuge entstehen. Die GPS-Geräte sind jedoch für größere Fahr- und Flugzeuge entwickelt worden, die wesentlich größere Wenderadien besitzen und Ihre Fahrtrichtung nicht abrupt ändern (können). Beispielsweise war das zum Test verwendete Modellfahrzeug ursprünglich aufgrund seines geringen Wenderadius in der Lage, innerhalb nur einer Sekunde einen Vollkreis zu fahren. Bei einer derart hohen Drehgeschwindigkeit ist mit einem handelsüblichen GPS-Gerät keine sinnvolle Navigation möglich.

Problematisch ist nicht die gelegentliche Änderung der Bewegungsrichtung (wie z.B. das Abbiegen eines PKWs an einer Kreuzung), sondern die länger andauernde, hohe Drehgeschwindigkeit bei Kurskorrekturen. Wurde die Drehgeschwindigkeit bei dem Modellfahrzeug mechanisch auf zehn Grad pro Sekunde begrenzt, wurde das Ziel mit nur leichter Kurvenfahrt erreicht. Um einen solchen akzeptablen Kursverlauf bei einem UAV zu erreichen, muß daher die Richtungssteuerung auf entsprechend geringe Ausschläge begrenzt werden.

Zu beachten ist hierbei, daß von einem Vollausschlag der Steuerung ausgegangen wurde, d.h. bei einem Steuersignal nach links wurde der maximale Steuerausschlag nach links ausgegeben. Diese Annahme wurde nur zum besseren Verständnis des Problems verwendet. Die spätere Steuerung wird den Lenkausschlag in Abhängigkeit von der Kursabweichung vornehmen. Kleine Abweichungen vom Sollkurs werden dann mit ebenfalls kleinen Korrekturen angesteuert, größere mit stärkeren Lenkausschlägen. Die Steuerkorrektur arbeitet daher in Abhängigkeit zur Sollkursabweichung.

Mit einer angepaßten Steuerung darf die maximale Drehgeschwindigkeit größer sein als bei einer Steuerung mit Vollausschlägen, weil das Pendeln in Richtung des Zielwegpunktes durch angepaßte Steuerausschläge minimiert wird. Bei Erreichen eines Wegpunktes und der Umschaltung auf den nächsten Wegpunkt ist die Drehgeschwindigkeit hingegen wieder von Bedeutung, weil hier ein Vollausschlag herbeigeführt würde.

Um die Drehgeschwindigkeit zu stabilisieren, kann ein SMM-Kreisel (*Silicon Micro Machine*) eingesetzt werden. Dieser kann im sogenannten *Heading Modus* die Drehgeschwindigkeit konstant halten. Es wird dabei nicht mehr das Lenkservo direkt angesteuert, sondern dem Kreisel wird eine Drehrate vorgegeben und dieser steuert

dann entsprechend das Servo. Auch äußere Störeinflüsse, wie z.B. Windböen, haben kaum mehr einen Einfluß auf die Drehgeschwindigkeit. Der tatsächliche Kursverlauf zwischen zwei Wegpunkten wird so nahezu geradlinig gehalten.

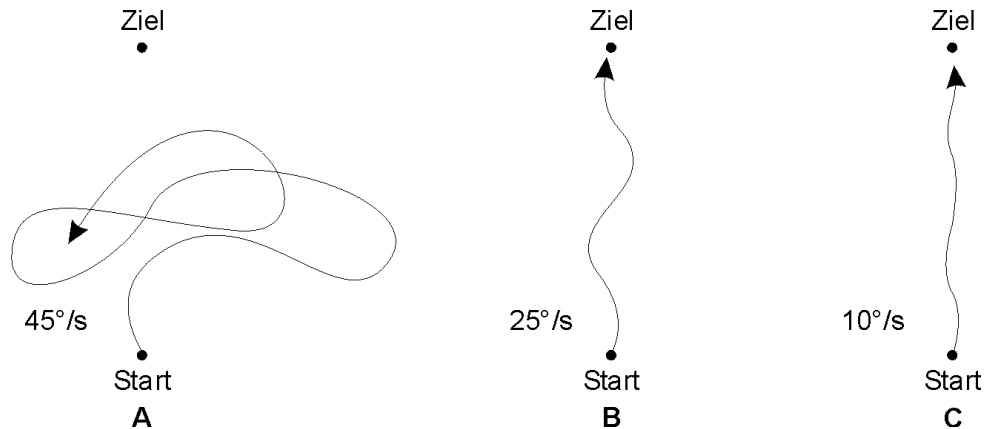


Abbildung 26: Einfluß der Drehgeschwindigkeit auf den Kursverlauf bei Vollausschlag (eigene Erstellung)

Eine Begrenzung der Drehgeschwindigkeit hat Einfluß auf den kleinsten Radius, den das UAV fliegen kann. Dieser minimale Kurvenradius hängt bei einem fest vorgegebenen maximalen Drehwinkel nur noch von der geflogenen Geschwindigkeit ab. Bei höheren Geschwindigkeiten wird der Kurvenradius zwangsweise größer. Um einen kleinen Kurvenradius zu erreichen, ist daher eine niedrige Fluggeschwindigkeit erstrebenswert. Beispiele für unterschiedliche Fluggeräte und die daraus resultierenden minimalen Kurvenradien werden im Folgenden erläutert:

### 3.5.3.2 Berechnung des minimalen Kurvenradius

(siehe auch Abbildung 26)

*Vorgaben:*

Maximaler Drehwinkel: 10°/s

Geschwindigkeit  $v = 8 \text{ m/s}$

*Strecke für 360° Kurve:*

$$360^\circ / 10^\circ = 36$$

$$36 * 8 \text{ m/s} = 288 \text{ m}$$

*Kurvenradius:*

$$r = \frac{288 \text{ m}}{2\pi} \approx 46 \text{ m}$$

Der Kurvendurchmesser muß daher selbst bei der geringen Fluggeschwindigkeit von 8 m/s mindestens  $2 \cdot r \approx 92$  m betragen und ergibt eine zurückgelegte Strecke von 288 m.

Dieser recht hoch erscheinende Wert wird insofern relativiert, da ein Vollkreis nur im Landeanflug als Warteschleife geflogen wird. Eine Kursänderung von  $90^\circ$  an einem Wegpunkt (z.B. auf einer quadratisch geformten Route) bedarf nur einer Strecke von  $\frac{1}{4} \cdot 288 \text{ m} = 72$  m. Eine Übersicht der minimalen Kurvenradien und der entsprechenden Strecken in Abhängigkeit vom erlaubten Drehwinkel zeigt Tabelle 4.

Tabelle 4: Minimale Kurvenradien bei  $v = 8$  m/s und dabei zurückgelegte Strecken in Abhängigkeit des erlaubten Drehwinkels

Drehwinkel [°]	Kurvenradius [m]	Strecke [m]
5	92	576
10	46	288
25	18	115
45	10	64

### 3.5.3.3 Auswertung des NMEA-Signals durch das Navigationsmodul

Vom GPS-Gerät werden detaillierte Informationen über den aktuellen Kurs und den anzusteuern den Wegpunkt übertragen. Einige Datensätze enthalten Angaben, in welche Richtung gesteuert werden muß, um den nächsten Wegpunkt möglichst schnell zu erreichen. Leider erfolgt diese Richtungsangabe nur in der Form „Rechts“ oder „Links“ – ohne jegliche Angabe, wie intensiv der Lenkausschlag erfolgen soll.

Wenn das Navigationsmodul nur auf diese Daten zurückgreift, müßte es einen fest eingestellten Lenkeinschlag ausführen. Maximaler und minimaler Lenkausschlag wären dann gleich. Das ist jedoch sehr ungünstig, weil auf dem Streckenflug zum nächsten Wegpunkt meist nur sehr geringe Ausschläge (wenige Grad) erforderlich sind und beim Wechsel zum nächsten Wegpunkt hingegen viel größere Lenkausschläge (z.B.  $100^\circ$ ).

Die Lösung dafür erscheint zunächst recht einfach, da alle notwendigen Basisdaten übertragen werden. Sie müssen nur durch den Bordrechner neu berechnet werden. Prinzipiell zieht dieser nur den aktuellen Kurs von dem Kurs zum Wegpunkt ab. Die Größe der Differenz kann dann proportional als Lenkausschlag umgesetzt werden.

Da das NMEA Signal die Kurse in Wertebereichen jedoch zwischen  $1^\circ$  und  $360^\circ$  ausgibt, würde ein einfacher Wertevergleich nicht weiterhelfen. Der problematische

Übergang zwischen  $360^\circ/1^\circ$  muß beachtet werden. Ebenfalls muß die Richtungskorrektur in die richtige Richtung, d.h. die kürzere Drehrichtung, erfolgen.

**Beispiel während des Streckenfluges:**

Aktueller Kurs  $359^\circ$ , Kurs zum Wegpunkt:  $2^\circ$ .

Gewünschte Lösung:  $3^\circ$  leicht rechts steuern.

**Beispiel nach Erreichen eines Wegpunktes:**

Aktueller Kurs  $200^\circ$ , Kurs zum Wegpunkt:  $40^\circ$ .

Gewünschte Lösung:  $160^\circ$  stark links steuern.

Diese Problemstellung wurde mit einem weiteren Programmteil für den Mikrocontroller gelöst, wobei zuerst über die kürzere Drehrichtung entschieden wird und dann die Intensität der Korrektur in Grad übergeben wird.

Der Mikrocontroller gibt daher nach Auswertung des NMEA-Signals zunächst aus, wie stark und in welche Richtung gesteuert werden muß, um den nächsten Wegpunkt direkt zu erreichen. Danach wird dieser Wert zur Kompensation des *Cross Track Error* (siehe Abbildung 24) mit einem Vorhaltewinkel versehen, so daß bei Windtrift der nächste Wegpunkt nahezu geradlinig über Grund angefliegen wird.

### 3.5.4 Höhenstabilisierung

Unter Höhenstabilisierung wird in dieser Arbeit eine Komponente verstanden, die in der Lage ist, die Flughöhe des Fluggerätes in engen Grenzen zu halten. Wenn z.B. 200 Meter als Ausgangshöhe des UAVs erreicht wurden, soll die Höhenstabilisierung aktiviert werden und selbständig durch Beeinflussen des Steigens bzw. Sinkens die Flughöhe stabil halten.

Angestrebt wird dabei eine Flughöhe, die um den Wert von  $\pm 5$  m der Ausgangshöhe schwankt, wobei die dafür nötigen Höhenkorrekturen möglichst harmonisch ausgeführt werden sollen, so daß das Fluggerät keine abrupten Lageänderungen erfährt und nicht in eine Pendelbewegung gerät.

Als auszuwertendes Eingangssignal zur Höhenstabilisierung wird der Luftdruck verwendet, der mittels eines elektromechanischen Luftdrucksensors gemessen wird.

Die Stabilisierung der Flughöhe ergibt sich aus den Luftdruckmessungen, die mehrmals pro Sekunde erfolgen. Zunächst wird der Luftdruckwert, der unmittelbar nach Aktivierung des Höhenmoduls gemessen wird, gespeichert. Anschließend wird jede 1/10 Sekunde ein neuer Luftdruckwert eingelesen und mit dem gespeicherten Wert verglichen. Je nach Größe der Differenz zwischen diesen beiden Werten, wird das Höhenruder angesteuert und damit die Höhendifferenz kompensiert.



Um den weiteren Aufwand für die Entwicklung der Höhenregelung gering zu halten, wurde dem Höhenmodul ein käufliches elektronisches Kreiselssystem nachgeschaltet, das Lageabweichungen der y-Achse (vgl. Abbildung 4), verursacht durch äußere Einflüsse (z.B. Böen, Thermik) während des Streckenfluges, sofort entgegen steuert. Da es sich um ein SMM-Kreisel (*Silicon Micro Machine*) mit *Heading*-Funktion handelt, wird die Störung nicht nur gedämpft, sondern das Flugzeug in denselben Flugwinkel wie vor der Störung zurückgeführt.

Damit das Fluggerät die Änderungen nicht abrupt ausführt, sind die Extrembereiche der Höhenrudersteuerung für das Höhenmodul ausgenommen. Die Höhenregelung erfolgt daher in einem Höhenruderausschlag von maximal 20 Prozent des möglichen Höhenruderausschlages. Gleichzeitig wird die Motorleistung mit etwas Leistungsüberschuß konstant gehalten, um bei längerem maximalen Höhenruderausschlag nach oben einen Strömungsabriß zu verhindern.

Die Höhensteuerung stellt somit ein von anderen Modulen, wie z.B. dem Navigationsmodul (der Richtungssteuerung), unabhängiges Modul dar, welches nach Aktivierung die aktuelle Flughöhe in engen Grenzen beibehalten kann.

## 4 Geeignete Fluggeräte

Das UAV soll während der Mission von einem einfachen Bordcomputer gesteuert werden. Daher muß nach Möglichkeit ein Fluggerät gefunden werden, das weitgehend eigenstabil fliegt.

Eigenstabil bedeutet hierbei, daß das Fluggerät ohne Eingriff eines Piloten aus jeder Fluglage von selbst in einen stabilen Flug übergeht. Ein derartiges Verhalten zeigen aber nur wenige Flugzeuge, da dieses meist gar nicht gewünscht ist. Bei einem Kurvenflug beispielsweise müßte bei hoher Eigenstabilität ständig dem Drang des Flugzeuges, wieder in den Geradeausflug zu gehen, entgegen gesteuert werden. Einem erfahrenen Piloten ist dieses Flugverhalten eher lästig.

Herkömmliche Flugzeuge fliegen daher nur bedingt eigenstabil. Je nach Flugzeugart müssen Steuerbewegungen impulsweise erfolgen, d.h. bei einer Veränderung um die Längsachse kann z.B. der Steuerknüppel nicht in der Position „links“ verbleiben, sondern muß wieder zurückgenommen werden (Im Gegensatz zum Auto, wo das Lenkrad bei Kurvenfahrt in einer bestimmten Position eingeschlagen bleibt).

Beim Flugzeug würde ein derartiges Steuern zu kritischen Flugzuständen führen. Es existieren zwar sogenannte eigenstabile Flugzeugtypen (insbesondere Schulungsflugzeuge – sogenannte Trainer), das eigenstabile Verhalten bezieht sich hier aber nur auf den Zustand, wenn keine Steuerung erfolgt (Loslassen des Steuerknüppels). Fluganfängern bietet diese Eigenstabilität größere Sicherheit, da nach einem Steuerfehler alle Anlenkungen der Ruder losgelassen werden können und das Flugzeug automatisch wieder in einen neutralen Flug übergeht.

Somit sind als geeignete Fluggeräte zunächst sogenannte „Anfängermodelle“ aus dem Flugmodellbau anzusehen, die ihre Eigenstabilität entweder durch einen tief liegenden Schwerpunkt und/oder eine starke V-Form der Tragflächen erhalten. Auf diese Art werden insbesondere Elektrosegelflugmodelle für Anfänger konstruiert. Ein solches Flugmodell kann sich recht gut um die Quer-, Hoch- und Längsachse stabilisieren, wenn es entsprechend sorgfältig berechnet und gebaut wurde.

## 4.1 Anforderungen

Um die Auswahl eines geeigneten Fluggerätes durchführen zu können, müssen zunächst die Anforderungen definiert werden. Ausgehend von den bisherigen Überlegungen und Rahmenbedingungen sollte der Flugkörper über folgende Eigenschaften verfügen:

- Hohe Eigenstabilität um die Hoch-, Quer- und Längsachse
- Steuerung möglichst nur auf Höhe und Richtung beschränkt
- Hoher Nutzlastanteil
- Einfacher Handstart
- Geringe Landegeschwindigkeit
- Geringer Flächenbedarf bei Start und Landung
- Geringe Empfindlichkeit gegenüber Wind
- Ausreichende Flugzeit (min. 30 Minuten)
- Leichter Transport und Aufbau
- Geringe Abmessungen beim Transport
- Geringe Gesamt- und Wartungskosten
- Geringer Wartungsaufwand

Es wird somit ein Fluggerät benötigt, das ohne Zutun eines Piloten möglichst eigenstabil fliegt. Aus diesem Grund wurde nach einem gutmütig fliegenden konventionellen Flugzeug sowie nach Fluggeräten gesucht, die gänzlich anders konstruiert sind. Es existieren zumindest zwei alternative Fluggeräte, die geeignet erscheinen. Das ist zum einen der *Gleitschirm* und zum anderen der *Rogallo-Gleiter*.

In der folgenden Tabelle findet sich ein Vergleich der wichtigsten Flugeigenschaften der möglichen Fluggeräte. Die Angaben der Eigenschaften beruhen auf eigenen Erfahrungen, die im Rahmen von Vorversuchen gemacht wurden.

Tabelle 5: Vergleich geeigneter Fluggeräte

	<b>Motorgleitschirm</b>	<b>Rogallo-Gleiter</b>	<b>Freiflugmotormodell*</b>
<b>Stabilität Längsachse</b>	sehr gut	gut	gut
<b>Stabilität Querachse</b>	sehr gut	gut	gut
<b>Stabilität Hochachse</b>	mäßig	gut	sehr gut
<b>Geschwindigkeit</b>	gering	gering bis mittel	mittel
<b>Nutzlastanteil</b>	sehr hoch	hoch	mittel bis hoch
<b>Startverhalten</b>	schlecht bis mäßig	sehr gut	gut bis sehr gut
<b>Landeverhalten</b>	gut	gut	mäßig bis gut
<b>Windempfindlichkeit</b>	hoch	hoch	mäßig
<b>Sinken</b>	mittel	hoch	gering

\* Eigenschaften stark von der aerodynamischen Auslegung abhängig (siehe Kapitel 5)

Auf die Eigenschaften von Motorgleitschirm und Rogallo-Gleiter wird in den folgenden Kapiteln näher eingegangen sowie eine überschlägige Berechnung zur Dimensionierung vorgenommen.

## 4.2 Motorgleitschirm

Der Motorgleitschirm ist insofern einzigartig, als daß er bei ruhigen Wetterbedingungen vollkommen eigenstabil auf der Quer- und Längsachse und bedingt auch auf der Hochachse fliegt. Diese Stabilität beruht u.a. auf dem ungewöhnlich tief liegenden Schwerpunkt.

Der Gleitschirm besitzt ein sehr enges Geschwindigkeitsfenster. Wird die Leinengeometrie im Flug nicht verändert, ist die Fluggeschwindigkeit nahezu konstant. Zudem besitzt er ein exzellentes Leistungsgewicht, da das Gewicht der flexiblen Tragfläche sehr gering im Verhältnis zum Gesamtgewicht ist.

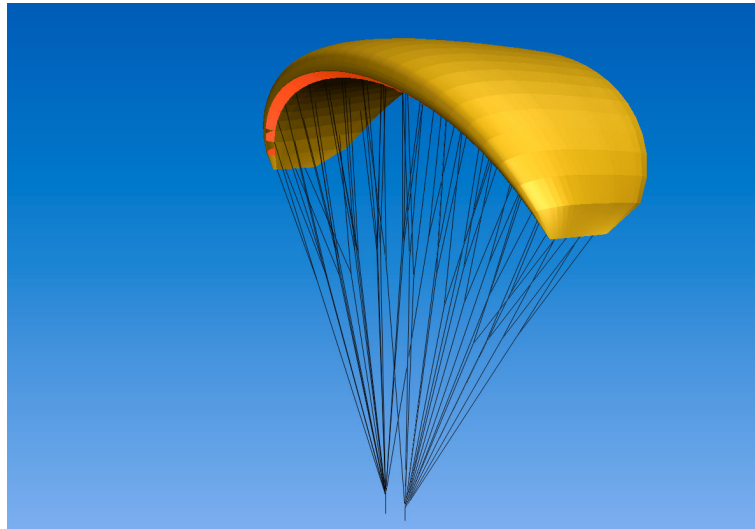


Abbildung 27: Gleitschirm (ohne Last), erstellt mit Surfplan 5.0 (ABERDEEN 2005)

Die Steuerung eines Gleitschirmes ist sehr einfach: Rechtes oder linkes Ziehen der Bremsleine steuert die Richtung. Bei gleichzeitigem Ziehen beider Leinen wird die Sinkgeschwindigkeit erhöht. Das kann erforderlich sein, wenn das Fluggerät in starke Thermik gerät und die Flughöhe trotz gedrosseltem Motor weiter zunimmt. Im Normalfall reguliert jedoch die Drehzahl des Antriebs das Steigen oder Sinken des Motorgleitschirmes.

Die Verwendung eines motorisierten Gleitschirmes als UAV bietet folgende Vorteile:

- Hohe Eigenstabilität
- Einfache Steuerung (nur Steigen/Sinken und rechts/links)
- Konstante Fluggeschwindigkeit
- Hohe Sicherheit: Beim Ausfall vom Antrieb gleitet er wie ein Fallschirm zu Boden.
- Ausgezeichnetes Leistungsgewicht
- Sehr kleines Packmaß
- Preiswertes Material
- Mechanische Unempfindlichkeit aufgrund der flexiblen Tragfläche

Der Modellgleitschirm wäre das ideale Fluggerät als Basis für ein UAV, wenn nicht folgende Nachteile dagegen sprächen:

- Geringe Fluggeschwindigkeit: Der Modellgleitschirm kann daher nur bei geringen Windgeschwindigkeiten eingesetzt werden.

- Geringe Richtungsstabilität: Ein Gleitschirm fliegt nur bedingt geradeaus, da ein Seitenleitwerk zur Stabilisierung der Hochachse nicht vorhanden ist.
- Der Start aus der Hand hat sich in eigenen Feldversuchen als schwierig herausgestellt.
- Die Nutzlast ist nur flexibel über Leinen mit der Tragfläche verbunden. Pendel- und Drehbewegungen müßten durch geeignete Maßnahmen ausgeglichen werden.
- Konstruktionsbedingt kann die Nutzlast nicht weit vom Antrieb entfernt eingebaut werden. Probleme mit mechanischen Schwingungen und elektrischen Störungen durch den Antrieb sind zu befürchten.

Zudem besteht das Problem der Beschaffung des eigentlichen Schirmes. Im Handel sind Modellgleitschirme erhältlich, die allerdings nur geringe Massen tragen können. Das Abfluggewicht liegt meist bei maximal 2-2,5 kg. Diese Dimensionierung erlaubt eine Nutzlast von ca. 300 g und damit zu wenig für Elektronik und Kameraplattform eines UAV.

Derartige Modellgleitschirme geben jedoch Hinweise zur Auslegung eines Gleitschirmes mit einem Startgewicht von den beabsichtigten 5 kg. Ein solcher Modellgleitschirm könnte eine Nutzlast von 1,5-2 kg tragen.

### 4.2.1 Steuerung

Bei originalgroßen Gleitschirmen kommt überwiegend die Steuerung über Bremsleinen zum Einsatz. Hierbei wird eine Seite der hinteren Kante des Schirmes heruntergezogen und somit eine einseitige Bremswirkung erzielt: Der Gleitschirm dreht sich in Richtung der gebremsten Kante. Für den Piloten oder einen Autopiloten ist die Steuerung somit extrem einfach: Rechtes Ziehen der Bremsleine: Kursänderung nach rechts, linkes Ziehen der Bremsleine: Kursänderung nach links.

Eine Kursänderung kann, muß aber nicht, durch eine Gewichtsverlagerung des Piloten unterstützt werden. Ebenso ist, vor allem bei Gleitschirmmodellen, eine Steuerung ausschließlich über eine Gewichtsverlagerung möglich. Der Schirm wird hierbei an einer *Flybar* aufgehängt, an dem der Schwerpunkt der angehängten Last verschoben werden kann. Diese Art der Steuerung bietet den großen Vorteil, auf Bremsleinen verzichten zu können. Nachteilig ist hingegen, daß ein erhöhtes Sinken durch beidseitiges Ziehen der Bremsleinen nicht herbeigeführt werden kann.

### 4.2.2 Vorbilder/Marktübersicht

Zu Beginn dieser Arbeit existierte nur ein UAV auf Basis eines Motorgleitschirmes: Der französische „Pixy“ des IRD (Institut de Recherche pour le Développement)

(siehe ASSELINE 2005). Dieses Modell ist in Deutschland in dieser Form aufgrund der gesetzlichen Bestimmungen jedoch nur sehr begrenzt einsetzbar und besitzt zudem weitere entscheidende Nachteile:

Durch den Antrieb mit einem Verbrennungsmotor entstehen starke Vibrationen, die zu Bildunschärfen führen können. Zudem kann der Verbrennungsmotor nicht ferngesteuert abgeschaltet und gestartet werden. Auch darf mit einem Verbrennungsmotor in Deutschland nur in nicht bewohnten Gebieten geflogen werden, und man würde aufgrund seines Gewichtes in Deutschland zudem eine Aufstiegserlaubnis (vergleiche 2.6) benötigen.

Hinzu kommen die beträchtlichen Lärm-, Abgas- und Treibstoffemissionen, so daß sich der Einsatz z.B. in Gebieten des Natur- und Landschaftsschutzes von selbst verbietet. Gerade Monitoringeinsätze für den Naturschutz könnten jedoch ein zentrales Anwendungsgebiet sein. Die Nachteile des „Pixy“ zusammengefaßt:

- Hohe Geräuschentwicklung
- Gefahr des Öl- und Treibstoffaustrittes
- Starke Vibrationen durch Verbrennungsmotor
- Aufwendige Wartung des Verbrennungsmotors
- Motor kann im Flug nicht abgestellt und wieder gestartet werden (z.B. während einer Aufnahme zur Vermeidung von Bildunschärfen durch Vibrationen)
- Kein Betrieb in bewohnten Gebieten in der BRD
- Aufstiegserlaubnis in der BRD erforderlich

Abgesehen von den obigen Nachteilen war „Pixy“ zunächst nur ein ferngesteuerter Modellgleitschirm. Es besaß keinerlei Bordcomputer, geschweige denn einen Autopiloten. Derzeit wird zwar als Option ein Autopilot des Herstellers MICROPILOT angeboten. An den oben genannten Nachteilen ändert dieses jedoch nichts.

Ein ebenfalls motorgetriebener Gleitschirm wird in den USA eingesetzt. Die Firma AIRFOIL AVIATION hat spezielle Schirme entwickelt, die sich teilweise in der Form deutlich von Gleitschirmen unterscheiden. Allerdings wird auch hier auf Verbrennungsmotoren gesetzt.

Viele der oben aufgeführten Nachteile würden durch die Verwendung eines elektrischen Antriebes entfallen. Um einen Modellgleitschirm elektrisch anzutreiben, genügt es jedoch nicht, einfach einen Elektromotor einzubauen. Vielmehr muß das gesamte Konzept auf einen elektrischen Antrieb ausgelegt sein. Das hat Auswirkungen auf nahezu alle Komponenten beim Einsatz als Fernerkundungsplattform.

Im Folgenden wird überschlägig die notwendige Größe eines Modellgleitschirmes bestimmt.

### 4.2.3 Auslegung eines Motorgleitschirmes

Als Basis für eigene Entwicklungen können die wenigen auf dem Markt befindlichen kleineren Modellmotorgleitschirme dienen. Für den von der Firma IHL-MODELL-TECHNIK (2005) produzierten Modell-Motorgleitschirm „PARA Victor 26-e“ werden folgende Daten angegeben:

Spannweite:	2,25 m
Streckung:	4,5
Tragende Fläche:	1,2 m <sup>2</sup>
Startgewicht:	1,8 bis 3 kg

Aus diesen Angaben errechnet sich eine Flächenbelastung von 1,5 bis 2,5 kg/m<sup>2</sup> in Abhängigkeit vom Fluggewicht.

Ein Gleitschirm mit 5 kg Abfluggewicht sollte demnach eine tragende Fläche von ca. 2 m<sup>2</sup> (Flächenbelastung = 3 kg/m<sup>2</sup>) bis 3,3 m<sup>2</sup> (Flächenbelastung = 1,8 kg/m<sup>2</sup>) besitzen. Bei einer Streckung von 4,5 (Verhältnis Breite zu Länge des Schirmes) errechnet sich die Spannweite eines 5 kg schweren Motorgleitschirmes wie folgt:

- A Schirmfläche
- $S_t$  Streckung
- $S_p$  Spannweite
- $T_i$  Flächentiefe

$$\text{Schirmfläche } A = S_p \cdot T_i$$

$$\text{Gegeben ist } S_p / T_i = 4,5$$

Die Spannweite ergibt sich aus:

$$T_i = A / S_p$$

$$S_p^2 / A = 4,5$$

$$S_p = \sqrt{4,5 \cdot A}$$

Die Spannweite der 5 kg-Variante muß somit zwischen 3,0 und 3,8 Metern betragen. Zusammengefaßt ergeben sich daraus folgende Eigenschaften:

Spannweite:	3 - 3,8 m
Streckung:	ca. 4,5
Tragende Fläche:	2 - 3,3 m <sup>2</sup>
Flächenbelastung:	1,5 - 2,5 kg/m <sup>2</sup>
Startgewicht:	5 kg



Ein Modellgleitschirm mit diesen Daten ist im Handel leider nicht erhältlich. Jedoch gibt es Lenkdrachen (sogenannte Matten, Flexifoils, etc.), die genau dieser Größe entsprechen. Diese Lenkdrachen werden teilweise sogar von Herstellern von manntragenden Gleitschirmen produziert. Es handelt sich meist um maßstäblich verkleinerte Modelle von Gleitschirmen in Originalgröße. Es wurde davon ausgegangen, daß derartige Schirme grundsätzlich als Motorgleitschirm geeignet wären.

Leider besteht jedoch das Problem, daß die Leinengeometrie ganz und gar nicht dem eines Gleitschirmes entspricht, sondern dem Einsatz als Lenkdrachen angepaßt wurde. Die Waagepunkte befinden sich sehr weit auseinander und es werden sehr starke Leinen verwendet.

Um einen solchen Schirm nutzen zu können, müßte eine völlig neue Leinengeometrie berechnet werden. Anfragen zu diesem Thema bei verschiedenen Gleitschirm- und Lenkdrachenherstellern ergaben, daß dieses Verfahren sehr aufwendig wäre und für einen Prototypen aus finanzieller Sicht undenkbar sei. Es wurde von den Herstellern jedoch zunächst bestätigt, daß der eigentliche Schirm dem eines original großen Gleitschirmes entspräche.

Ein weiteres Problem bei der Verwendung von Lenkdrachen als Modellgleitschirm ist der Umstand, daß diese für eine hohe Fluggeschwindigkeit ausgelegt sind. Bei der Verwendung als Gleitschirm ist die Fluggeschwindigkeit jedoch sehr gering. Als Folge treten Probleme beim Füllen der Zellen mit Luft auf – der Schirm erreicht durch sein höheres Gewicht (aufgrund der Auslegung für hohe Zugkräfte und hohe Windgeschwindigkeiten als Drachen) und der geringen Fluggeschwindigkeit keine ausreichende Stabilität. Ein Start bei Windstille ist kaum möglich, da die erforderliche Startgeschwindigkeit zum Füllen der Zellen nicht erreicht werden kann.

Ein Umbau eines Lenkdrachens wurde daher nach diversen Test wieder verworfen und folgende Erkenntnisse gewonnen:

- Der Schirm eines Modellgleitschirmes muß aus leichterem Gewebe bestehen als bei Lenkdrachen.
- Die Zellenöffnungen müssen größer sein und ggf. verstärkt, damit sie sich bei geringer Anströmung schon voll öffnen.
- Die Leinen müssen möglichst dünn sein, um den Luftwiderstand gering zu halten.
- Die Leinengeometrie muß der eines Gleitschirmes nachempfunden werden.
- Die Befestigungspunkte der Waage müssen wie bei einem Gleitschirm dichter beieinander liegen.

Durch Zufall konnte ein Modellgleitschirm erstanden werden, der den meisten der obigen Anforderungen entspricht. Es handelt sich hierbei um ein sehr seltenes Modell, von dem nur sechs Stück von einem Gleitschirmhersteller als Vorserienmodell gefertigt wurden.

Dieser Modellgleitschirm ist eine exakte Verkleinerung eines großen Gleitschirmes. Das Modell zeichnet sich durch eine sehr hochwertige Verarbeitung aus, die sich insbesondere in der Profiltreue und damit verbunden vor allem in den Flugeigenschaften widerspiegelt. Wie ein originalgroßer Gleitschirm ist das Modell mit A, B, C, und D-Leinen sowie Bremsleinen ausgestattet. Bei im Handel erhältlichen Modellgleitschirmen ist die Leinengeometrie meist stark vereinfacht und führt ggf. zu einer schlechteren Profiltreue und damit verbunden nur mäßigen Flugeigenschaften.

Allerdings ermöglichte dieser Gleitschirm auch nur ein Abfluggewicht von ca. 2,6 kg und war daher für die angestrebte Nutzlast noch zu klein. Es wurde beabsichtigt, auf Basis dieses Modellgleitschirmes zunächst die gesamte Bordelektronik (v.a. den Autopiloten und die automatische Höhensteuerung) zu testen und Erfahrungen zur prinzipiellen Eignung des Fluggerätes als Fernerkundungsplattform zu sammeln. Bei erfolgreichem Test sollte ein größeres Fluggerät mit 5 kg Abfluggewicht konstruiert und mit dem Nutzlastmodul versehen werden.

Ein gravierender Nachteil dieses Gleitschirmes war sein Startverhalten (Aufziehen des Schirmes, Einschalten des Antriebes) welches sich als unerwartet schwierig erwies und nur einer von zehn Startversuchen zum gewünschten Start führte. Problematisch war insbesondere, daß bei einem Fehlstart (z.B. seitliches Wegdriften des Schirmes) der Schirm absackte, um Fahrt aufzunehmen und dabei die gesamte angehängte Last meist aus ca. zwei Metern Höhe nahezu ungebremst auf den Boden fiel. Eine solche Behandlung der empfindlichen Elektronik und Mechanik ist jedoch undenkbar.

Konventionelle manntragende Gleitschirme funktionieren nach folgendem Prinzip: Die anströmende Luft bläst die Kappe über Öffnungen in der Leitkante auf und verleiht der Kappe damit Profil und Stabilität. Der Start ist verhältnismäßig unproblematisch – es verbleibt meist genügend Zeit, um Fehler zu korrigieren.

Ganz anders hat sich das Startverhalten von Modellgleitschirmen dargestellt: Ein langsames, kontrolliertes Aufziehen ist nicht möglich, da der Schirm sich nicht füllen würde. Ein Modellschirm muß wesentlich schneller aufgezogen werden, damit sich die kleinen Kammern mit Luft füllen können. Fehlstarts durch Einklappen der Kappe oder nicht vollständiges Füllen waren dabei die häufigste Ursache eines Startabbruches.

Nach vielen weiteren Versuchen und Kontaktaufnahme mit Gleitschirmherstellern, stellte sich heraus, daß der Gleitschirm *zu sehr* einem originalgroßen Gleitschirm ähnelte. Die Kombination von Hochleistungsprofil, maßstäblich verkleinerten Lufteintrittsöffnungen und vollständiger Waageaufhängung erforderte ein sehr feinfühliges Aufziehen des Schirmes, was in dieser Modellgröße kaum zu schaffen war.

Ein besseres Startverhalten wäre denkbar, wenn das Fluggerät bodenstartfähig wäre. Dazu ist aber eine ebene Fläche (Kurzgraspiste, Straße) notwendig. Dieses widerspricht jedoch einem flexiblen Einsatz der Flugdrohne, der einen problemlosen Handstart erfordert. Ein weiterer Lösungsansatz wäre eine Art Startkatapult, womit ein definierter und damit reproduzierbarer Start möglich wäre. Aufgrund des flexiblen Schirmes existieren jedoch keine fixen Befestigungspunkte. Eine zufriedenstellende Lösung des problematischen Startverhaltens dieses Schirmes konnte nicht gefunden werden.

### 4.2.4 Fazit Modellgleitschirm

Ein herkömmlicher flexibler Lenkdrachenschirm ist so konstruiert, daß er höchste Windgeschwindigkeiten und eine raue Behandlung aushält. Dadurch sind diese Schirme viel schwerer als für eine Nutzung als Gleitschirm notwendig.

Schwerwiegender ist jedoch, daß die Lufteinlässe zu klein sind, um bei den geringen Fluggeschwindigkeiten bei der Nutzung als Gleitschirm sicher offen zu sein. Daraus resultiert eine Instabilität des Schirmes: Der Schirm erfährt nicht genügend Staudruck und neigt daher zum Einklappen. Ein unkontrollierter Flugzustand ist die Folge. Um ein derartiges Einklappen zu verhindern, könnten Versteifungen in der Leitkante angebracht werden, die den Schirm offen halten. Ein dünner Stab aus CFK in der Leitkante hat die Häufigkeit des Einklappens bei dem Testmodell deutlich verringert.

Wie die Versuche mit einem maßstäblich verkleinerten Gleitschirm ergaben, funktioniert ein solcher Schirm trotzdem nur schlecht. Bei der maßstäblichen Verkleinerung werden die Lufteinlässe zu klein, da die unveränderte Viskosität der Luft nicht berücksichtigt wurde. Ein Modellgleitschirm benötigt demnach große Lufteinlässe, um der geringen Anströmgeschwindigkeit gerecht zu werden.

Anders als beim maßstäblich verkleinerten Gleitschirm stimmt die Leingeometrie eines Lenkdrachens nicht mit den Erfordernissen überein: Die Waagebefestigungspunkte sind bei Lenkdrachen relativ weit auseinander (ca. 100 cm). Schaut man sich die Aufhängung manntragender Gleitschirm an, sind diese dagegen dicht beieinander (Schulterbreite). Verkleinert auf die Flugdrohne betrüge der Abstand nur

noch ca. 15-20 cm. Bei einer Änderung der Waageaufhängepunkte müßte allerdings die komplette Leingeometrie neu berechnet werden.

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß, obwohl eine sogenannte „Lenkmatte“ aus dem Drachenhandel optisch zunächst einem Gleitschirm zum Verwechseln ähnlich sieht, sie aufgrund des zu schweren Materials, der falschen Dimensionierung der Lufteinlässe, der ungünstigen Leingeometrie und des falschen Anstellwinkels als Modellgleitschirm nahezu unbrauchbar ist.

As Konsequenz bliebe sinnvollerweise nur die Neuentwicklung eines Modell-Motorgleitschirmes von Grund auf. So könnten alle Ansprüche am ehesten realisiert werden.

#### 4.2.5 Alternativen

Auf demselben Prinzip wie ein Gleitschirm basierend, dennoch eine völlig andere Konstruktion, sind sogenannte *Kitesurfschirme*. Sie verfügen nicht über Kammern, sondern über einen aufgeblasenen Wulst als Leitkante, an dem das eigentliche Segeltuch angebracht ist. Der große Vorteil liegt in der eigenstabilen Leitkante, die wie eine aufgeblasene Luftmatratze ihre Form behält (siehe Abbildung 28).

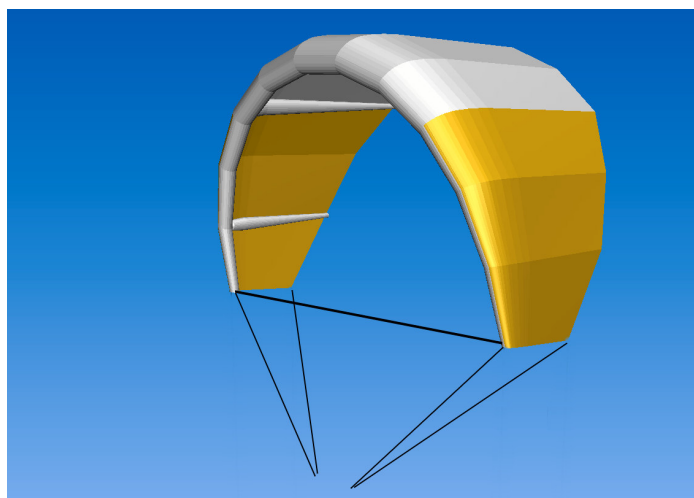


Abbildung 28: Ein Kitesurfschirm als Modellgleitschirm, erstellt mit Surfplan 5.0 (vgl. ABERDEEN 2005)

Dadurch kann der Schirm nicht mehr einklappen und behält seine Form – auch bei extrem geringer Geschwindigkeit, Turbulenzen und insbesondere beim Starten.

Ein weiterer Vorteil ist die einfache Waageometrie. Theoretisch genügen zwei Waageschnüre, um die Gondel daran aufzuhängen. Die vielen Waageleinen wie bei herkömmlichen Schirmen werden nicht benötigt. Der Luftwiderstand verringert sich deutlich und auch die Handhabung wird durch die wenigen Leinen sehr einfach. Nachteilig ist allerdings die starke Krümmung des Schirmes bezogen auf sein

Gewicht. Dadurch ist die projizierte Fläche im Verhältnis zur tragenden Fläche gering.

Ob ein solcher Schirm überhaupt schon als Gleitschirm genutzt wurde, konnte nicht in Erfahrung gebracht werden. Diese Schirme sind eine recht neue Entwicklung und könnten gut als Schirm für ein UAV geeignet sein. Die Entwicklung wäre allerdings rein experimentell, da auf keine Erfahrungswerte aus manntragenden Vorbildern zurückgegriffen werden kann.

### 4.3 Rogallo-Gleiter

Dieser Gleiter wurde ursprünglich von Francis Rogallo Anfang der 1950er Jahre entwickelt und gilt als Vorläufer der heutigen Hängegleiter. Ein Rogallo-Gleiter fliegt stabil um alle drei Achsen, fliegt schneller als ein Gleitschirm gleichen Gewichts und, aufgrund seines Mittelholmes, sehr gut geradeaus.

Das Leistungsgewicht ist etwas schlechter als das eines Gleitschirmes. Weil der Rogallo-Gleiter kein Profil aufweist, sind seine Flugeigenschaften bezüglich der Steig- und Sinkwerte recht schlecht. Der Rogallo-Gleiter reagiert bei geringer Flächenbelastung außerdem empfindlich auf Wind. Bei böigem Wind ist kein Einsatz möglich, da die Wahrscheinlichkeit, in einen kritischen Flugzustand zu geraten, zu groß ist.

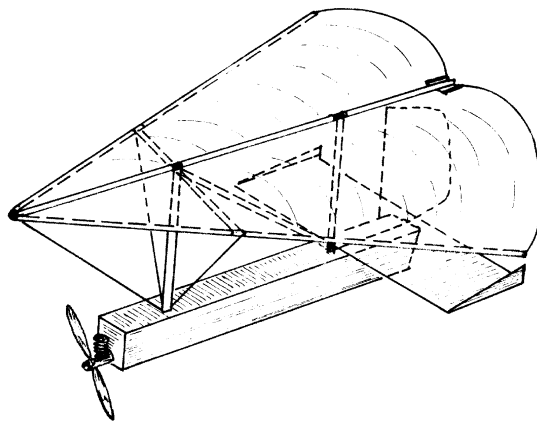


Abbildung 29: Rogallo-Gleiter mit Steuerung über Seitenruder (aus: STENGELE 1990)

Erste Erfahrungen mit dieser Art von Fluggerät wurden mit dem Modell „Skyflex“ der Firma ROBBE gemacht. Es hat ein Fluggewicht von nur 1,5 kg, was zu wenig für eine Nutzlast ist, was aber für die grundsätzliche Eignungsprüfung nicht von Bedeutung war. Positiv aufgefallen ist das ruhige Flugbild und die im Vergleich zum Gleitschirm unkomplizierte Startprozedur. Bei 50 Startversuchen war nicht ein Fehlstart zu verzeichnen.

### 4.3.1 Steuerung

Bei dem Vorbild „Skyflex“ erfolgt die Richtungssteuerung durch ein Verändern der Segelgeometrie. Laut Firma ROBBE hat dies v.a. den Grund, ein agileres Flugverhalten zu ermöglichen (schneller Richtungswechsel, enger Kurvenflug). Da dieses Verhalten bei der Flugdrohne jedoch nicht erforderlich ist, könnte die Richtungssteuerung wie bei Flugzeugen durch ein Seitenruder erfolgen (vgl. WIMMER 1993, S.42 und siehe auch Abbildung 29).

Die Lösung, den Mittelholm zu verlagern, führt jedoch zu einem geringeren Gesamtgewicht und kommt zugleich mit weniger Bauteilen aus. Da sie zudem weniger störanfällig ist, sollte diese Form der Richtungssteuerung bevorzugt werden.

### 4.3.2 Auslegung eines Rogallo-Gleiters

Die Dimensionierung eines Rogallo-Gleiters mit 5 kg Abfluggewicht kann auf Grundlage der Daten des Modells „Skyflex 2000“ erfolgen. Der Hersteller (ROBBE, 1998, S.41) gibt folgende Daten an:

Spannweite: 1,8 m  
Flächentiefe: 1,02 m  
Fluggewicht: 1,5 kg

Weil die Flächenbelastung nicht vom Hersteller angegeben ist, wurde diese durch Ausmessen des Modells ermittelt:

Die Form des Segels entspricht im Flug nahezu einem rechtwinkligen Dreieck, wobei die Spannweite der Hypotenuse entspricht und ca. 1,80 m lang ist. Die Seitenlängen entsprechen den Katheten und sind jeweils ca. 1,30 m lang. Eine genauere Vermessung ist nicht erforderlich, da vor allem das Verhältnis Fläche zu Masse von Interesse ist und dieses dann auf eine größere Fläche bzw. Masse übertragen wird.

Die Fläche des Modells errechnet sich aus:

$$\begin{aligned} A &= \frac{\text{Ankathete} * \text{Gegenkathete}}{2} \\ &= \frac{\text{Seitenlänge}^2}{2} = \frac{(1,3 \text{ m})^2}{2} \approx 0,84 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

Die Flächenbelastung  $F_b$  beträgt somit:

$$F_b = \frac{1,5 \text{ kg}}{0,84 \text{ m}^2} \approx 1,8 \text{ kg/m}^2$$

Ein Modell mit 5 kg Abfluggewicht benötigt daher eine Tragfläche mit der Größe:

$$A = \frac{5 \text{ kg}}{1,8 \text{ kg/m}^2} \approx 2,78 \text{ m}^2$$

Die Maße eines 5 kg-Rogallo-Gleiters sind demnach:

### Seitenlänge

$$A = 2,78 \text{ m}^2 = \frac{\text{Seitenlänge}^2}{2}$$

$$\text{Seitenlänge} = \sqrt{2 \cdot 2,78} \approx 2,36 \text{ m}$$

### Spannweite

$$a^2 + b^2 = c^2$$

$$\text{Spannweite} = \sqrt{2,36^2 + 2,36^2} \approx 3,34 \text{ m}$$

Da ein Modell dieser Größe nicht im Handel erhältlich ist, müßte es selbst konstruiert werden.

### 4.3.3 Fazit Rogallo-Gleiter

Der Rogallo-Gleiter zeichnet sich durch einen einfachen Handstart, einen guten Geradeausflug und eine hohe Nutzlastkapazität aus. Zudem ist er durch die flexible Tragfläche vergleichsweise unempfindlich bei der Landung und in der allgemeinen Handhabung. Die Steuerung erfolgt ähnlich einfach wie bei einem Motorgleitschirm: Es gibt nur die Möglichkeit, rechts oder links zu steuern sowie die Flughöhe durch Regelung des Antriebes zu variieren.

Nachteilig sind seine vergleichsweise schlechten aerodynamischen Leistungen, weil er kein echtes Tragflächenprofil besitzt. Dadurch ist der Energiebedarf höher bzw. die Flugzeit geringer als bei Modellen mit besseren aerodynamischen Leistungen wie z.B. denen konventioneller Flugzeugformen. Bei geringen Flächenbelastungen hat der Rogallo-Gleiter sich zudem als recht empfindlich gegenüber Turbulenzen erwiesen.

Trotz gewisser Nachteile besticht der Rogallo-Gleiter durch seine einfache und preiswerte Konstruktion sowie die einfache Steuerungsmöglichkeit. Der Rogallo-Gleiter stellt somit eine mögliche Basis für den Aufbau eines Fernerkundungsflugzeuges dar.

#### 4.4 Konventionelles Flugzeug als Basis

Nachdem die Erfahrungen mit Motorgleitschirm und Rogallo-Gleiter nicht vollständig zufrieden stellten, wurde nach einem möglichst gutmütig fliegenden, konventionellen Modellflugzeug gesucht.

Die Erfahrungen mit einem sogenannten *Parkflyer* mit nur 500 g Abfluggewicht zeigten, daß durchaus ein Modellflugzeug konstruiert werden kann, das auch ohne Steuerung des Piloten stabil fliegt. Ein deutlich größeres Modell mit ähnlichen aerodynamischen Eigenschaften müßte hervorragend als Basis für ein Fernerkundungsflugzeug geeignet sein.

Die Recherche nach derzeit erhältlichen Modellflugzeugen in Form von Fertigmodellen oder Bausätzen ergab, daß sich diese wider Erwarten leider nicht als Ausgangsbasis für die Flugdrohne eigneten. Der Grund dafür ist offenbar folgender: Anfängermodelle sind meist sehr klein bei gleichzeitig geringem Abfluggewicht und besitzen daher kaum Nutzlastpotential. Die größeren Modelle hingegen sind für erfahrenere Piloten konzipiert, die sich gleichzeitig ein agileres Fliegen wünschen und daher z.B. ein Modell mit geringer V-Form und Querrudern bevorzugen.

Ein geeignetes großes, langsam fliegendes, eigenstabiles, elektrisch angetriebenes Modellflugzeug, das nur über Seitenruder und Höhenruder gesteuert wird und zugleich über ein ausreichend hohes Nutzlastpotential verfügt, war nicht zu finden.

Am ehesten entsprechen den Anforderungen Freiflugmodelle aus den 1930er bis 1940er Jahren. Zu dieser Zeit wurden mangels Fernsteuerungen Modelle gebaut, die extrem eigenstabil fliegen mußten, da keine Steuerung vom Boden aus möglich war.

Zudem waren die verwendeten Motoren im Vergleich zu den heutigen Antrieben sehr leistungsschwach und schwer, so daß die zu Verfügung stehende Antriebsenergie möglichst effizient umgesetzt werden mußte. Dies resultierte in recht großen, leichten Modellflugzeugen von meist zwei bis drei Metern Spannweite und geringen Flächenbelastungen. Durch die geringe Flächenbelastung besaßen die Freiflugmodelle zudem eine geringe Fluggeschwindigkeit, die vorteilhaft für die unkontrollierte Landung war.

Für derartige Modelle sind vor allem in Großbritannien und den USA noch Baupläne zu erhalten. Einige Modelle wurden von Oldtimer-Enthusiasten auf ferngesteuerten Betrieb umgerüstet. Der große Vorteil bei Freiflugmodellen ist, daß sie wirklich von alleine fliegen, ganz ohne Eingriffe eines Piloten. Freiflugmodelle sollten daher sehr gut für die Flugdrohne als Ausgangsbasis geeignet sein.

Es wurden zahlreiche verschiedene Baupläne derartiger Modelle besorgt, um Gemeinsamkeiten und Unterschiede zu heutigen Flugmodellen herauszuarbeiten.



Aus den gewonnen Erkenntnissen wurden Richtlinien für den Bau eines Flugzeuges aufgestellt, das als Basis für die Flugdrohne geeignet wäre.

Daraufhin wurde ein Fernerkundungsflugzeug entworfen, daß die gutmütigen Flugeigenschaften der klassischen Freiflugmodelle erreicht und gleichzeitig durch Verwendung moderner Baumaterialien eine hohe Nutzlast bei gleichzeitig größerer Stabilität besitzt. Dieses Ziel konnte durch eine ausgesprochene Leichtbauweise aller Komponenten erreicht werden.

### 4.4.1 Leichtbauweise

Das maximale Abfluggewicht der Flugdrohne ist mit 5 kg aus gesetzlichen Gründen vorgegeben (siehe Kapitel 2.6). Um den Anteil der Nutzlast am Gesamtgewicht zu maximieren, müssen alle Komponenten des Fernerkundungsflugzeuges möglichst leicht und dennoch den Belastungen entsprechend ausgelegt werden. Ein konsequenter Leichtbau ist daher schon aus diesem Grund erforderlich.

Eine Leichtbauweise besitzt zudem nach DOLCH 1996 (S.10f) weitere Vorteile:

- *Die Mindestfluggeschwindigkeit ist niedriger*  
Start und Landung werden unkritischer. Handstarts sind einfacher und bei Landungen verbleibt mehr Zeit für Kurskorrekturen.
- *Die Sinkgeschwindigkeit ist niedriger*  
Geringes Sinken in Verbindung mit niedrigem Gewicht reduziert die erforderliche Antriebsleistung.
- *Die Bruchempfindlichkeit ist geringer*  
Ein leichtes und langsames Modell besitzt eine geringere kinetische Energie als ein schweres und schnelles Modell. Bei unsanften Landungen nimmt ein leichtes Modell weniger Schaden, weil weniger Bewegungsenergie in Verformungsenergie umgewandelt werden muß.

Für die Umsetzung der Leichtbauweise stehen verschiedene Möglichkeiten zur Verfügung. Im Bereich der Tragfläche ist die klassische Holm-Rippenbauweise, ganz aus Holz, hinsichtlich des Gewichts und insbesondere bei geringen Flächenbelastungen sogar bezüglich der Stabilität, nach wie vor voll konkurrenzfähig.

Eine etwas modernere Form der Rippenbauweise ist die Kombination von Holzwerkstoffen mit Faserverbundwerkstoffen, wie sie z.B. die Rohrholmbauweise darstellt (vorgestellt in DOLCH 1996). Hier werden die Biege- und Torsionskräfte durch einen runden Kohlefaserholm getragen. Die aerodynamische Form der Fläche wird konventionell durch Rippen aus Holz oder Verbundstoffen erzielt.

Letztere Bauweise bietet bezüglich Gewicht, Festigkeit und Torsionssteife sehr gute Eigenschaften. Allerdings sind extreme Leichtbauflächen dieser Bauweise unter Umständen eingeschränkt in ihrer Alltagstauglichkeit. Je nach Auslegung sind derartige Flächen in der Luft nahezu unzerstörbar, am Boden jedoch empfindlich gegenüber Stoß und Druck, wie sie bei unsanften Landungen oder Transporten auftreten. Die notwendige Robustheit könnte hier durch einen gemäßigten Leichtbau erlangt werden.

Die Tragfläche des Fernerkundungsflugzeuges wurde in dieser Rohrholmbauweise gefertigt. Dabei kam ein eigens berechneter und gefertigter Kohlefaserrohrholm zum Einsatz, mit Rippen aus Balsaholz und einer leichten Polyesterbespannung. Ein Detailausschnitt ist in Abbildung 30 zu sehen. Durch das sehr geringe Gewicht der Tragfläche bei gleichzeitig hoher Stabilität sind bisher, auch bei unsanfteren Landungen, keine Beschädigungen aufgetreten.



Abbildung 30: Rohrholmbauweise der Tragfläche (eigene Aufnahme)

Alternativ könnte die Fläche als Styropor-Sandwich-Konstruktion hergestellt werden, wie z.B. in STEENBUCK & BARON 1985 dargestellt. Die Flügeloberfläche ist wegen des vollflächig darunterliegenden Stützstoffes (Styropor) weniger empfindlich gegenüber Druck und Stoß. Diese Flächen sind daher robuster in der Handhabung, aber deutlich schwerer als oben genannte Rohrholm- oder Holzbauweise. Bei der Styropor-Sandwich-Bauweise gibt es einige Variationsmöglichkeiten, um das Gewicht weiter zu optimieren, das geringe Gewicht einer Rohrholmbauweise läßt sich damit jedoch nicht erzielen.

## **5 Technische Umsetzung**

Die aerodynamische Auslegung eines Flugmodells ist sehr komplex. Daher wurde kein völlig neues aerodynamisches Konzept entworfen, sondern bewährte Konzepte, die eine hohe Flugstabilität versprechen, kombiniert.

Im Folgenden werden die Überlegungen zur Konstruktion der einzelnen aerodynamischen Komponenten des Fluggerätes dargestellt, um die letztliche Formgebung des Fernerkundungsflugzeuges nachvollziehen zu können.

### **5.1 Tragfläche**

Das wichtigste Bauteil eines Flugzeuges ist die Tragfläche. Beim Entwurf sollte ein guter Kompromiß zwischen Bauaufwand, Gewicht, Kosten und Nutzen gefunden werden.

Die äußere Form hat insbesondere Einfluß auf das Abreißverhalten und die Auftriebsverteilung des Tragflügels. Ein Abreißen der Strömung am Tragflügel kann zu unkontrollierten Flugzuständen führen. Für das Fernerkundungsflugzeug ist daher ein möglichst gutmütiges Abreißverhalten erwünscht.

Als Flügelformen mit gutmütigem Abreißverhalten gelten der Rechteckflügel und der mäßig zugespitzte Trapezflügel (SIMONS 1986, S.72ff und WEISS 2005, S.77f). Diese beiden Formen findet man auch am häufigsten bei den erwähnten ungesteuerten Freiflugmodellen. Die unterschiedlichen Tragflügelumrisse und ihre Auswirkung auf die Auftriebsverteilung sind in Abbildung 31 dargestellt.

Ein gutmütiges Abreißverhalten ist insofern für die Flugdrohne wichtig, weil häufig in beengten Platzverhältnissen gelandet werden muß. Bei einem steilen Landeanflug kann die Strömung abreißen. Ein gutmütiges Modell nimmt bei einem beginnenden Abriß von selbst die Nase runter, um wieder Fahrt aufzunehmen. Ein empfindliches Modell neigt in dieser Situation zum unkontrolliertem Abkippen über einen Flügel.

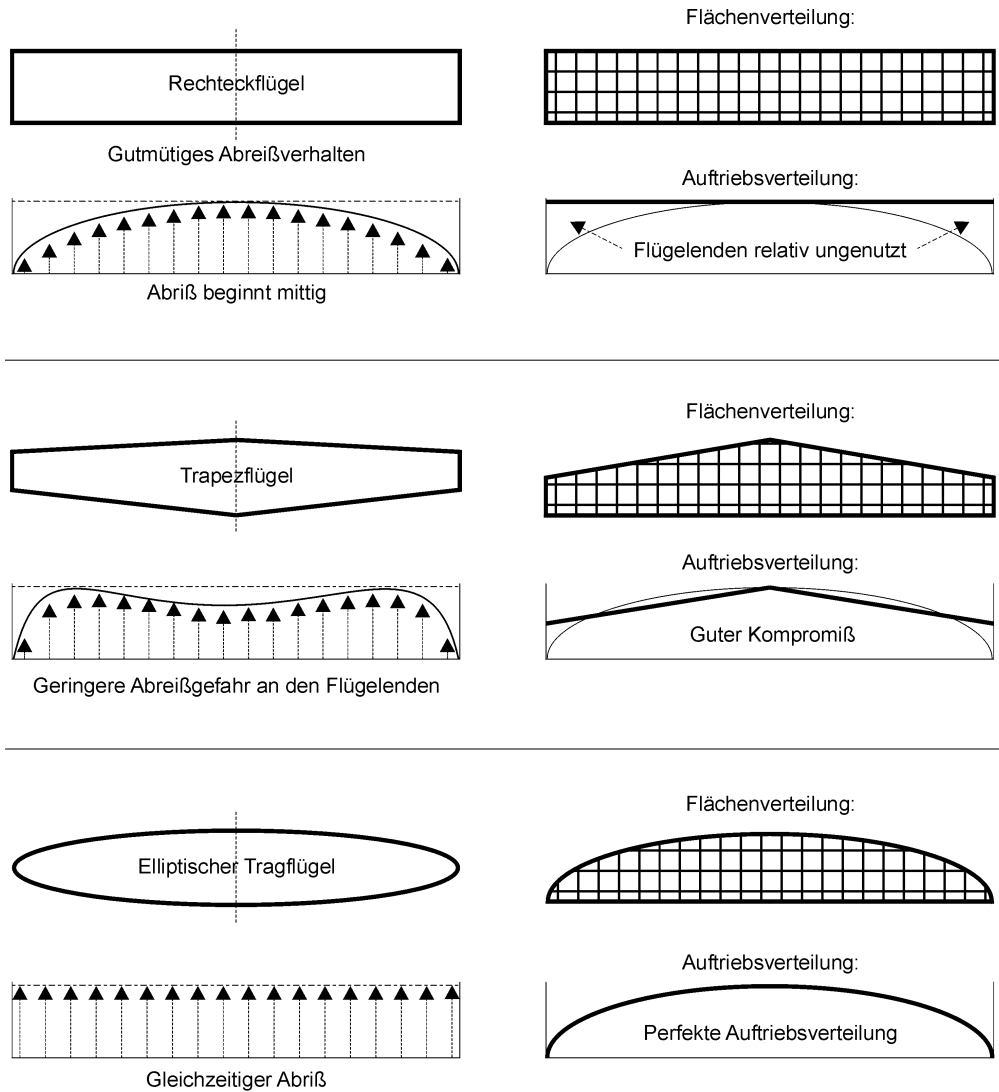


Abbildung 31: Tragflügelumrisse und Auftriebsverteilungen (nach SIMONS 1986, S.74, verändert)

### 5.1.1 Geometrische Schränkung / Verwindung

Unter geometrischer Schränkung bzw. Verwindung wird das gegenseitige Verdrehen der Profile eines Flügels über die Flügelspannweite verstanden. Eine richtig gewählte Flügelverwindung kann die Flugeigenschaften verbessern (vgl. LNĚNIČKA & JANOVEC 1994, S.75f).

Weil ein Rechtecktragflügel ein natürliches gutmütiges Abreißverhalten besitzt, bedarf er keiner geometrischen Schränkung. Das wird jedoch durch eine etwas geringere aerodynamische Leistungsfähigkeit erkauft (vgl. SIMONS 1986, S.73).

Bessere Leistungen zeigt der Trapezflügel. Sein etwas schlechteres Abreißverhalten kann durch oben genannte geometrische Schränkung, d.h. eine Veränderung des Profilanstellwinkels über die Tragfläche, verbessert werden (vgl. SIMONS 1986, S.77).

### 5.1.2 Position der Tragfläche

Die Position des Tragflügels am Rumpf hat Einfluß auf das Flugverhalten. Die unterschiedliche vertikale Positionierung der Tragfläche am Rumpf führt zu den Konfigurationen Tiefdecker, Mitteldecker, Hochdecker und Parasol-Hochdecker. Eine höhere Positionierung der Tragfläche am Rumpf unterstützt die waagerechte Ausrichtung der Tragfläche durch den tiefer liegenden Schwerpunkt (vgl. WEISS 2005, S.78f).

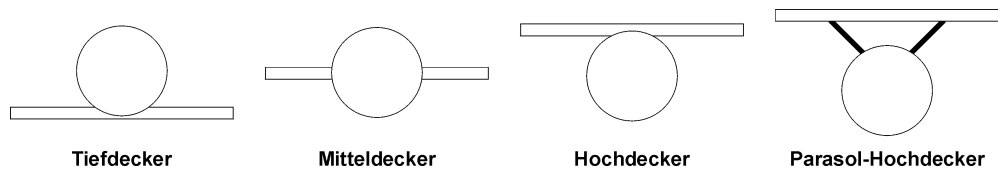


Abbildung 32: Tragflügelpositionen (eigene Erstellung)

Da die Nutzlast des Fernerkundungsflugzeuges eher breit als hoch ist, könnte der Rumpf durch einen Pylon von der Tragfläche abgesetzt werden (sogenannter Parasol-Hochdecker, siehe Abbildung 32). Zusätzlicher Vorteil ist zum einen ein niedrigerer Schwerpunkt, zum anderen ein geringerer Interferenzwiderstand zwischen Rumpf und Tragfläche (vgl. SIMONS, 1986, S.139).

### 5.1.3 V-Form

Die Seitenstabilität des Flugmodells wird durch eine geeignete Wahl der V-Form, deren Größe und ferner durch die Rumpfsseitenflächen bestimmt (vgl. LNĚNIČKA & JANOVEC 1994, S.77).



Abbildung 33: Verschiedene V-Formen (nach SIMONS 1986, S.160, verändert)

Tragflügel mit V-Form verfügen über eine Rolldämpfung. Aufgrund des ungleichen Auftriebes bei Rollbewegungen wird das Flugmodell wieder in seine Ausgangslage

zurückgebracht. Die Wirkung der Rolldämpfung ist abhängig von der Art und Stärke der V-Form (vgl. SIMONS 1986, S.159). Verschiedene Möglichkeiten einer V-Form werden in Abbildung 33 gezeigt.

Eine zu große V-Form vermindert hingegen die Leistungsfähigkeit des Tragflügels. Es sollte daher nur die maximal nötige V-Form verwendet werden. Die optimale und gleichzeitig am schwierigsten zu bauende V-Form ist elliptisch (Variante C in Abbildung 33). Daher ist es oftmals besser, sich der elliptischen Form anzunähern, vorzugsweise indem mehrere geringe V-Formen (Variante D in Abbildung 33) verwendet werden, anstatt einer einzelnen starken (vgl. SIMONS 1986, S.161).

### 5.1.4 Profil

Das Profil der Tragfläche hat einen wesentlichen Einfluß auf die Flugeigenschaften des Fernerkundungsflugzeuges und sollte daher mit Bedacht gewählt werden.

Flugmodelle haben andere aerodynamische Eigenschaften als die manntragenden Vorbilder. Das liegt hauptsächlich daran, daß Flugmodelle in einem anderen, viel geringerem, Reynoldszahlenbereich fliegen. Günstige Eigenschaften für langsam fliegende Motorflugmodelle weisen z.B. die Profile der Baureihe *NACA 44\*\** auf. Ein weiterer Vorteil dieser Baureihe ist ihre Unempfindlichkeit gegenüber Abweichungen von der theoretischen Kontur, wie sie bei der Holm-Rippen-Bauweise entsteht, wo ein leichtes Einfallen der gespannten Folie zwischen den Rippen unvermeidbar ist (vgl. LNĚNIČKA & JANOVEC 1994, S.100ff).

Im Flugmodellbau ist das Profil *CLARK Y* sehr weit verbreitet. Durch seine gerade Unterseite ist es einfacher zu bauen als symmetrische Profile. Alternative (halb)symmetrische Profile sind z.B. die Profile *NACA 2415* und *NACA 2412*, die häufig bei Motorflugmodellen verwendet werden und sich nur in der Profildicke unterscheiden.

Die Flugdrohne gehört aufgrund ihrer Spannweite von 2,5 m und der Profiltiefe von 33 cm schon zu den Großmodellen. Für derartige Modelle ist das Profil *Göttingen 797* ggf. besser geeignet, da es bei größeren Profiltiefen höhere Auftriebswerte als die genannten anderen Profile bietet und zugleich ein sehr gutmütiges Abreißverhalten besitzt. Zudem können die Tragflächen durch die große Profildicke sehr stabil gebaut werden (vgl. WEISS 2005, S.66ff).

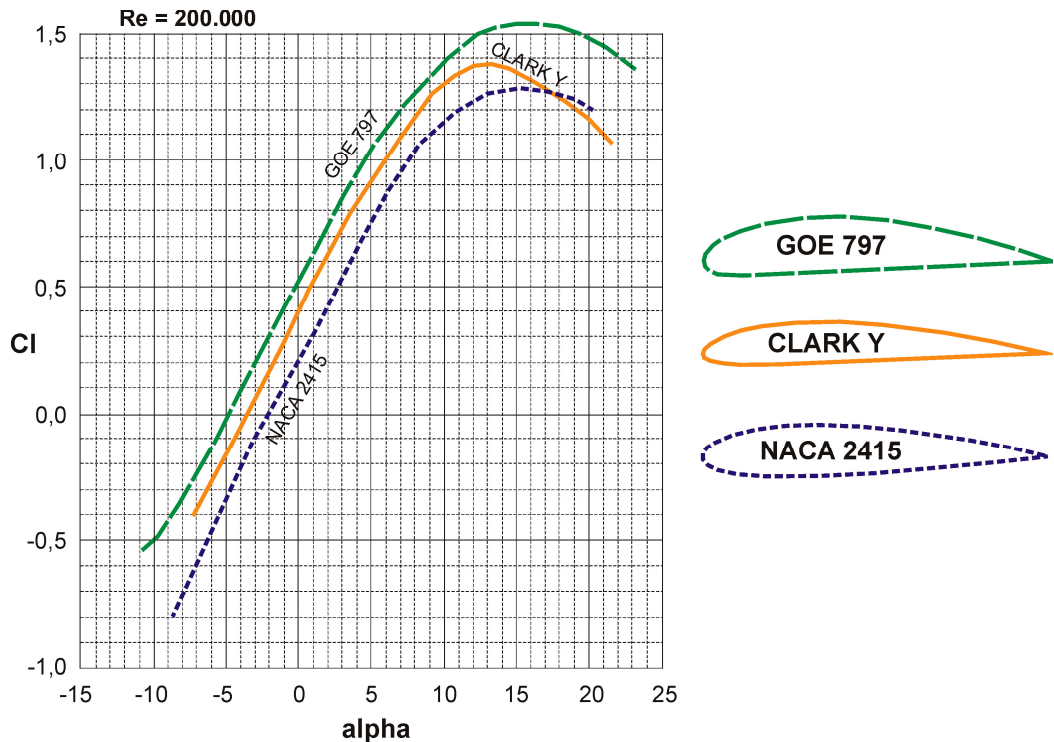


Abbildung 34: Vergleich der Auftriebswerte geeigneter Profile bei unterschiedlichen Anstellwinkeln. Eigene Erstellung mit Rechenwerten des Programms Profili 2.19 Pro (siehe DURANTI 2005).

Die verschiedenen Auftriebswerte der Profile *Göttingen 797*, *CLARK Y* und *NACA 2415* sind in Abbildung 34 im Vergleich zu sehen. Die Auftriebswerte wurden für eine Reynoldszahl von 200.000 mit dem Programm Profili 2.19 Pro (DURANTI 2005) gerechnet. Dieser Reynoldswert ergibt sich laut Profili für die angestrebte Flächentiefe von 0,33 m und einer Fluggeschwindigkeit von 9 m/s in einer Flughöhe von 200 m ü. NN.

Der Auftrieb nimmt beim *Göttingen 797* und dem *NACA 2415* bis zu Anstellwinkeln von ca. 17 Grad zu, um dann sanft abzufallen. Der Strömungsabriß tritt hier erst sehr spät und allmählich auf.

Bei dem in Modellflugkreisen ebenfalls als gutmütig geltenden *CLARK Y* hingegen wird der Auftrieb bereits bei einem Anstellwinkel von ca. 14 Grad deutlich weniger und läßt daher bei der beabsichtigten Flächentiefe ein schlechteres Abreißverhalten als die beiden anderen Profile erwarten. Für den angestrebten Reynoldszahlenbereich ist demnach aufgrund des gutmütigen Abreißverhaltens das *Göttingen 797* und das *NACA 2415* bevorzugt einzusetzen.

Dieses Ergebnis hängt vor allem mit der größeren Flächentiefe des Fernerkundungsflugzeuges zusammen. Kleinere Flugmodelle mit geringeren Flächentiefen sind hingegen mit der Verwendung des *CLARK Y* besser beraten.

### 5.1.5 Randbögen

Der Flügelabschluß (Randbogen) verursacht induzierten Widerstand, der die Flugleistungen verschlechtert. Beim Bau sollte ein Kompromiß zwischen Stabilität und geringem Gewicht gefunden werden. Der einfachste Flügelabschluß wäre eine verstärkte Rippe oder ein verschliffener Balsaklotz. Dieser ist stabil, zugleich aber auch vergleichsweise schwer.



Abbildung 35: Lamellierter Randbogen (eigene Aufnahme)

Besonders leichte und zugleich stabile und aerodynamisch zufriedenstellende Flügelabschlüsse erhält man durch die etwas aufwendigere Herstellung lamellierter Randbögen, die aus mehreren Schichten Balsaholz bestehen (vgl. HOFMAN 1995, S.62ff und HOLLAND 1991, S.51f). Diese Art des Randbogens wurde am Fernerkundungsflugzeug eingesetzt (siehe Abbildung 35) und weist ein minimales Gewicht bei hoher Festigkeit auf.

### 5.1.6 Flügelbefestigung

Der Hauptflügel wird mittels mehrerer spezieller Gummibänder befestigt. Diese Art der Befestigung hat sich seit Jahrzehnten im Modellbau für langsame Flugmodelle bewährt. Bei Hindernissen am Boden bzw. unsanften Landungen können sich die Flügelhälften verschieben oder sogar abscheren, ohne größeren Schaden zu nehmen (vgl. HOFMAN 1995, S.79f).

Alternativ kann eine Befestigung mittels Kunststoffschrauben erfolgen, die bei Belastung nachgeben. Das Beschädigungspotential ist hierbei allerdings höher und daher ist diese Befestigungsmöglichkeit eher für schwerere, stabilere Modelle geeignet.



## 5.2 Leitwerk

Die bekannteste Form des Leitwerkes ist wohl das Kreuzleitwerk, gefolgt von dem deutlich selteneren T-Leitwerk. Das V-Leitwerk wird in der manntragenden Fliegerei kaum verwendet, ist jedoch im Modellflugbereich weit verbreitet. Es besitzt den Vorteil einer leichten und Platz sparenden Demontagemöglichkeit für den Transport und, je nach Ausführung, Gewichtsvorteile. Die drei häufigsten Leitwerksformen sind aus folgender Abbildung ersichtlich:

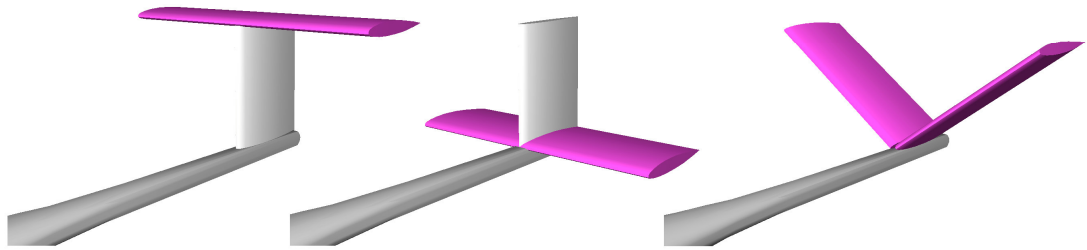


Abbildung 36: T-, Kreuz- und V-Leitwerk (eigene Erstellung)

Um Beschädigungen des Leitwerkes beim Landen, z.B. im hohen Gras, zu vermeiden, ist eine möglichst große Bodenfreiheit des Leitwerkes vorteilhaft. Ein Kreuzleitwerk wäre hier am ungünstigsten.

Ein V-Leitwerk hat eine ausreichende Bodenfreiheit und könnte zudem abnehmbar gestaltet werden. Allerdings stehen bei einem V-Leitwerk die Steuerfunktionen *Höhe* und *Seite* nur gemischt zur Verfügung und beeinflussen. Weil das Fernerkundungsflugzeug vorwiegend für den Geradeaus- und leichten Kurvenflug konzipiert ist, könnte diese Vermischung der Steuerfunktionen nachteilig sein.

Ein Vorteil des V-Leitwerkes ist, insbesondere beim Verwendung eines Druckpropellerantriebes, daß es nicht so stark im verwirbelten Luftstrom des Propellers steht wie andere Leitwerkskonstruktionen.

Die Fläche eines V-Leitwerkes muß zum Erzielen gleicher Stabilität ein wenig größer sein, als ein vergleichbares Kreuz- oder T-Leitwerk. Die Gründe liegen hierfür in der Verkoppelung und teilweisen gegenseitigen Verschattung der Leitwerksflächen (vgl. SIMONS 1986, S.138).

Keinen der bisher genannten Nachteile weist hingegen das T-Leitwerk auf. Es bietet große Bodenfreiheit und könnte ebenfalls abnehmbar gestaltet werden, während z.B. das Seitenleitwerk am Rumpf verbleibt. Die Steuerfunktionen *Seite* und *Höhe* werden hier getrennt und unverfälscht angesteuert. Aus diesen Gründen wird in der Flugdrohne ein T-Leitwerk verwendet.

### 5.3 Antrieb

Der größte Störfaktor für die Nutzlast, in diesem Fall optische Sensoren, stellt der Antrieb dar, bestehend aus Elektromotor und Propeller.

Störungen durch den Antrieb treten vor allem in Form von Vibrationen auf. Aber auch elektrische Störungen durch Magnetfelder können auf die digitalen Sensoren einwirken. Schon aus diesem Grund sollte die Nutzlast möglichst weit von dem Elektromotor entfernt platziert werden.

Im Normalfall ist an den Elektroantrieb direkt der Propeller befestigt. Der Propeller verursacht ebenfalls Störungen. Zum einen durch die Verwirbelung der Luft, die sich negativ auf die Aufnahmequalität der Luftbilder auswirken könnte, zum anderen in Form von Druckwellen an den Flügelspitzen, die wiederum Vibrationen erzeugen.

Wenn der Antrieb vorne im Rumpf installiert wird, müßte aus Gründen der Schwerpunktverschiebung die Nutzlast hinten im Rumpf installiert werden. Damit würde jedoch eine montierte Kamera durch den verwirbelten Luftstrom des Propellers hindurch fotografieren. Eine mögliche Lösung wäre z.B. die Verwendung von zwei Propellern außerhalb des Rumpfes (Motorgondeln). Das würde allerdings wiederum zu einer aufwendigeren Verkabelung, höherem Gewicht und ggf. Transportproblemen führen.

Am sinnvollsten erscheint die Verwendung eines Druckantriebes hinten und die Platzierung der Nutzlast weit vorne im Rumpf. Hier befindet sie sich im ungestörten Luftstrom. Ein weiterer Vorteil dieser Konstruktion ist der geschützt liegende Propeller, der dadurch zusätzlich ein geringeres Verletzungsrisiko darstellt.

Nach den in Kapitel 2.6 erläuterten Rahmenbedingungen kommt nur ein elektrischer Antrieb in Frage, um die Flugdrohne möglichst flexibel einsetzen zu können. Da elektrische Flugantriebe zur Zeit noch ein geringeres Leistungsgewicht als vergleichbare Verbrennungsantriebe besitzen, muß auf einen möglichst hohen Wirkungsgrad aller Komponenten geachtet werden.

Der elektrische Antrieb soll folgende Anforderungen erfüllen:

- Leistungsstark
- Zuverlässig
- Hoher Wirkungsgrad
- Geräuscharm
- Lange Laufzeit
- Geringes Gewicht
- Geringe Kosten

Um diese Ziele zu erreichen, müssen bei der Auswahl der Antriebskomponenten zahlreiche Faktoren berücksichtigt werden, auf die im Folgenden näher eingegangen wird.

### **5.3.1 Elektromotor**

Stand der Technik zum Antreiben von größeren Modellluftschrauben sind derzeit bürstenlose Außenläufermotoren. Ein derartiger bürstenloser Motor ist einem herkömmlichen Motor vorzuziehen, weil er leistungsfähiger und zuverlässiger ist sowie meist einen besseren Wirkungsgrad besitzt. Ferner entstehen keine Störimpulse durch Funkenbildung wie bei Elektromotoren mit Bürsten. Störimpulse beeinträchtigen die Funkverbindungen als auch die bordseitige Elektronik. Ferner sind bei bürstenlosen Motoren, außer den Lagern, keine Verschleißteile mehr enthalten.

Unter den bürstenlosen Motoren ist ein Außenläufer die erste Wahl. Außenläufer besitzen eine geringere Drehzahl und verfügen zugleich über ein höheres Drehmoment als herkömmliche Innenläufermotoren. Diese Eigenschaft ermöglicht den Einsatz von sehr großen Luftschrauben, ohne daß ein Getriebe notwendig ist.

Einer der wenigen Nachteile des bürstenlosen Außenläufers ist sein höherer Preis. Bei der Verwendung von bürstenlosen Motoren wird zudem ein spezieller Motorsteller benötigt. Die Vorteile sind jedoch überzeugend, so daß diese Antriebstechnik bei dem Fernerkundungsflugzeug Verwendung findet.

### **5.3.2 Antriebsauslegung**

Um zu vermeiden, daß das Fluggerät später zu schwach oder zu stark motorisiert ist, muß der ungefähre Leistungsbedarf berechnet werden. Eine Untermotorisierung würde zu schlechten Steigleistungen führen. Die gewünschte Ausgangshöhe könnte dann nur sehr langsam oder im Extremfall gar nicht erreicht werden.

Eine Übermotorisierung hätte zur Folge, daß zwar sehr gute Steigleistungen erreicht würden, jedoch während des Streckenfluges der Motor im unteren Bereich des Teillastbereiches betrieben würde. Ein Elektromotor besitzt seinen besten Wirkungsgrad jedoch nicht über den gesamten Leistungsbereich, sondern bei einem bestimmten Strom. Eine Übermotorisierung verursacht daher im Teillastbereich größere Verluste.

Der Elektromotor muß daher so ausgewählt werden, daß er ein ausreichendes Steigen erlaubt, als auch im Streckenflug mit einem guten Wirkungsgrad arbeitet, damit eine möglichst lange Flugzeit erreicht wird.

Die Leistung  $P_n$ , die benötigt wird, um ein Flugzeug im Schwebeflug zu halten, ist nach CZEPA (1998) abhängig von seiner Masse  $m$ , der Sinkgeschwindigkeit  $V_y$  und der Gravitation  $g$ :

$$P_n = m * V_y * g$$

Nach CZEPA (1998) nimmt man für leichte Modelle mit geringer Flächenbelastung die Sinkgeschwindigkeit  $V_y$  mit 0,3 m/s an, für mittelschwere Modelle etwa 0,6 m/s und für schwere Motormodelle ca. 1 m/s.

Eigene Telemetrie-Messungen an einem sogenannten Parkflyer mit mittlerer Flächenbelastung ergaben eine Leistungsaufnahme von ca. 85 Watt brutto für den Steigflug von 2 m/s und ca. 20 Watt brutto für den Schwebeflug (Es wurde ein herkömmlicher Bürstenmotor verwendet) sowie eine Sinkgeschwindigkeit  $V_y$  von 1 m/s.

Nach zuvor genannter Formel würden  $0,8 * 1 \text{ m/s} * 9,81 \text{ m/s}^2 \approx 8 \text{ Watt}$  für den Schwebeflug genügen. Messungen ergaben eine Eingangsleistung von 25 Watt. Somit sind 68 % der Eingangsleistung Verlust und der Gesamtwirkungsgrad beträgt nur 32 %. Dieser Wirkungsgrad deckt sich mit den empirischen Werten von CZEPA (1998), wonach verbreitete Gesamtwirkungsgrade von Bürstenmotorantrieben bei 40% und weniger lägen.

Für ein Modell von 5 kg Gesamtgewicht, mit einer angenommenen Sinkgeschwindigkeit von 1 m/s, wird für den Schwebeflug demnach folgende Nettoleistung benötigt:

$$P_n = 5 \text{ kg} * 1 \text{ m/s} * 9,81 \text{ m/s}^2 \approx 49 \text{ Watt}$$

Soll ein Steigflug von 1 m/s möglich sein, werden schon

$$P_n = 5 \text{ kg} * 2 \text{ m/s} * 9,81 \text{ m/s}^2 \approx 98 \text{ Watt benötigt.}$$

Bei 2 m/s Steigen sind es

$$P_n = 5 \text{ kg} * 3 \text{ m/s} * 9,81 \text{ m/s}^2 \approx 147 \text{ Watt Nettoleistung.}$$

In Tabelle 6 sind die Nettoleistung  $P_n$ , die Bruttoleistung  $P_b$  und das erzielbare Steigen aufgeführt. Es wird ersichtlich, daß für einen Steigflug von 1 m/s ca. 245 Watt mit einem durchschnittlichen Elektroantrieb aufgebracht werden müssen. Mit einem sehr gut ausgelegten Antrieb (Gesamtwirkungsgrad >60%) werden nur noch ca. 163 Watt benötigt.

Tabelle 6: Abhängigkeit des Steigens eines 5 kg schweren Fluggerätes mit der eigenen Sinkgeschwindigkeit von 1 m/s von der Leistung und des Wirkungsgrades seines Antriebes.

Steigen [m/s]	Nettoleistung [Watt]	Bruttoleistung bei 40% Effizienz [Watt]	Bruttoleistung bei 60% Effizienz [Watt]
0	49	122	82
1	98	245	163
2	147	367	245

Bei derselben Eingangsleistung von 245 Watt sind mit einem mäßigen Antrieb (40% Wirkungsgrad) 1 m/s Steigen möglich – mit einem sehr guten Antrieb (60% Wirkungsgrad) hingegen 2 m/s. Obwohl der Wirkungsgrad nur um die Hälfte verbessert wurde, verdoppelt sich hierbei die Steigrate.

Es wird im Weiteren davon ausgegangen, daß mindestens 2 m/s Steigen für das Fernerkundungsflugzeug notwendig sind. Das Fluggerät würde dann eine Ausgangshöhe von 100 m in maximal 50 Sekunden erreichen.

Ausgehend von den obigen Berechnungen wird angestrebt, einen bürstenlosen Außenläufer mit einer Eingangsleistung von 200 bis 300 Watt zu verwenden, der aufgrund seines hohen Gesamtwirkungsgrades ausreichende Steigleistungen beim Start sowie einen ausreichenden Wirkungsgrad im Streckenflug erwarten läßt.

### 5.3.3 Energiespeicher

Zur Speicherung der elektrischen Energie kommen verschiedene Arten von Akkumulatoren in Frage. Tabelle 7 zeigt eine Übersicht erhältlicher Akkumulatoren und wichtiger Parameter für die praktische Anwendung.

Für einen Einsatz im UAV sind NiMH-Akkumulatoren geeignet, da sie einen guten Kompromiß der drei Faktoren Leistungsgewicht, Strombelastbarkeit und Kosten darstellen. Zudem sind sie einfach und schnell zu laden, sowie gefahrlos zu handhaben.

Die Verwendung von LiPoly-Akkus hingegen bietet große Gewichtsvorteile. Allerdings benötigen LiPoly-Akkus einer sorgfältigen Handhabung. Es werden spezielle Ladegeräte benötigt, und bisherige LiPoly-Akkus sind im Gegensatz zu NiMH- und NiCd-Akkus nicht schnellladefähig, so daß sie nicht vor Ort in wenigen Minuten wieder aufgeladen werden können. Außerdem werden sie durch

Tiefentladen permanent geschädigt und bei Überladung oder Überlastung besteht Brand- und Explosionsgefahr.

Tabelle 7 : Akkumulatoren im Vergleich

	<b>Nickel Cadmium (NiCd)</b>	<b>Nickel Metall Hydrid (NiMH)</b>	<b>Lithium Polymer (LiPoly)</b>	<b>Lithium Cobalt/Nickel*</b>
<b>Leistungsge wicht</b>	gering	mittel	hoch	sehr hoch
<b>Strombelast barkeit</b>	sehr hoch	hoch	gering - hoch	sehr hoch
<b>Selbstentlad ung</b>	hoch	hoch	gering	sehr gering
<b>Kosten</b>	mäßig	mäßig	hoch	sehr hoch

\*derzeit noch experimenteller Akkumulator

Bei LiPoly-Akkus wurde in den letzten Jahren die Fähigkeit, hohe Ströme zu liefern, verbessert, was bisher ein limitierender Faktor war. Diese neuen Akkutypen wurden vor allem für den Flugmodellbau entwickelt, wo hohe Ströme bei gleichzeitig geringem Gewicht gefordert werden.

Für das Fernerkundungsflugzeug wurden aufgrund der Gewichtsvorteile LiPoly-Akkus verwendet. Der verwendete Akkupack kann nach eigenen Messungen eine durchschnittliche Leistung von ca. 150 Watt (vergleiche auch 5.3.2) über einen Zeitraum von ca. 30 Minuten aufrecht erhalten. Für die Startphase stünden kurzzeitig bis zu 700 Watt zur Verfügung.

Das Entladeverhalten des Akkumulators stimmt günstigerweise mit dem Flugverhalten der Flugdrohne überein: Während der Startphase und im Steigflug kann der Akku die größte Leistung bereitstellen, während des Streckenfluges kann über einen langen Zeitraum mit fast konstanter Leistung geflogen werden. Erst wenige Minuten vor Erreichen der Entladeschlussspannung des Akkus bricht die Leistung merklich ein.

Bei entsprechender Leichtbauweise der Flugdrohne könnten sogar zwei dieser Akkus Verwendung finden, ohne die 5 kg Abfluggewicht zu überschreiten. Die Flugzeit könnte dann nahezu verdoppelt werden (das zusätzliche Gewicht des zweiten Akkus kostet wiederum einige Minuten Flugzeit).

Ständig werden die Kapazitäten der im Modellflug verwendeten Akkumulatoren gesteigert. Derzeit bietet der LiPoly-Akku die höchste Energiedichte der am Markt erhältlichen Akkumulatoren. Weitere Steigerungen der Energiedichte sind mit neuen Entwicklungen und Varianten zu erwarten.

Das entwickelte Fernerkundungsflugzeug kann mit den LiPoly-Akkus bereits eine Stunde in der Luft bleiben und dabei ca. 30 km zurücklegen, wobei eine Nutzlast von einem Kilogramm mitgeführt werden kann. Angestrebt wird für das Fernerkundungsflugzeug ein kleinräumiger Einsatz auf Flächen von ca.  $1 \text{ km}^2 = 100 \text{ ha}$ . Um dieses Areal einmal umfliegen zu können (4 km), sind bei 9 m/s Fluggeschwindigkeit nur ca. 8 Minuten erforderlich, so daß für diesen Einsatzbereich LiPoly-Hochleistungsakkus mehr als ausreichend sind.

Die Reichweite könnte sogar auf ca. 50 km erhöht werden, wenn ein zweites Akkupack mitgeführt wird. Derartige Reichweiten überschreiten den geplanten Einsatzbereich jedoch deutlich. Dieses Beispiel soll nur zeigen, daß der elektrische Antrieb bereits jetzt alle Anforderungen erfüllt und in Zukunft weitere Optimierungen zu erwarten sind.

### 5.4 Telemetrie

Die Flugdrohne kann den Kameraflug selbständig, ohne Steuerung durch den Piloten am Boden, durchführen. Um dabei die Position und weitere wichtige Daten während des Fluges zu überwachen, ist eine einseitige Funkverbindung (Telemetrie) zur Bodenstation vorhanden, die in regelmäßigen Abständen (ca. eine Sekunde) Daten übermittelt.

Das Telemetriemodul hat die Aufgabe, die Daten möglichst weit und störungsfrei zu übertragen. Begrenzt wird die Reichweite von der erlaubten Sendeleistung und weiteren Einflüssen, die größtenteils vom Anwender optimiert werden können. Die Telemetriefunkverbindung erfolgt auf dem kostenlosen und lizenzfreien ISM-Band (*Industrial, Scientific and Medical Band*) auf 433 Mhz.

Der Gesetzgeber schreibt eine maximale Sendeleistung von 10 mW vor. Um mit dieser geringen Leistung eine möglichst hohe Distanz sicher überbrücken zu können, wurden alle Möglichkeiten einer Reichweitenmaximierung ausgeschöpft, wie sie in dem Applikationshinweisen zu den verwendeten Funkmodulen (siehe ZETTL 2005) beschrieben werden. Dazu gehören:

- Senden einer Präambel zum Einschwingen der Funkverbindung
- Niedrige Übertragungsrate (hier 1200 Baud)
- Sehr empfindlicher Empfänger
- Optimale Position der Antennen

- Manchestercodierung der Übertragung

So läßt sich z.B. durch eine Verringerung der Datenrate von 9600 auf 2400 Baud (Viertelung) eine Verdopplung der Reichweite erzielen. Günstig wirkt sich zudem die hohe Position des Senders über Grund aus, da sich die Reichweite bei Luft-Boden Verbindungen zusätzlich verdoppelt bis vervierfacht. Die Verwendung einer Manchestercodierung stellt ferner eine gleichmäßige Verteilung der Datenbits sicher, so daß verrauschte oder gestörte Impulse besser wiederhergestellt werden können (vgl. ZETTL 2005a).

Durch die beschriebenen Maßnahmen konnte trotz der geringen Senderleistung von nur 10 mW eine zuverlässige Telemetrieverbindung über ca. 2 km aufgebaut werden. Dieses ist mehr als ausreichend für Flüge mit Sichtkontakt zur Flugdrohne.

Mit Hilfe der Telemetrieverbindung werden die wichtigsten Daten des GPS-Empfängers übertragen sowie die barometrische Höhe des Höhenmoduls und ggf. weitere Daten von optionalen Sensoren.

Die folgenden Daten sind erfahrungsgemäß für die Beurteilung des aktuellen Status des Fernerkundungsflugzeuges während einer Bildflugmission am wichtigsten:

- Höhe über Grund (barometrisch)
- Name des nächsten Wegpunktes
- Dauer bis zum Erreichen des nächsten Wegpunktes
- Aktuelle Geschwindigkeit
- Stärke und Qualität des Satellitenempfanges
- Aktuelle Position
- Aktueller Kurs
- Kurs zum nächsten Wegpunkt

An das Navigationsmodul, das auch die Daten des GPS-Empfängers auswertet und bearbeitet, können problemlos weitere Sensoren angeschlossen werden und deren Daten mit in die Telemetrieverbindung eingebunden werden. Somit stünden diese Daten ebenfalls direkt am Boden zur Verfügung. Denkbar wären folgende Sensoren:

- Temperatur der Außenluft
- Luftfeuchte der Außenluft
- Akkuspannung oder Akkukapazität
- Stromaufnahme



- Geschwindigkeit in der Luft
- Motortemperatur

Das Navigationsmodul fragt die Telemetriedaten einmal pro Sekunde vom GPS, dem Höhenmodul und weiteren Sensoren ab und übergibt sie an das Telemetrie-Sendemodul. Um die geforderte geringe Verbindungsgeschwindigkeit von 1200 Baud zu ermöglichen, muß der Bordrechner sich auf die wichtigsten Werte aus dem NMEA-Signal des GPS beschränken, da ansonsten die Bandbreite für ein sekundliches Senden nicht ausreicht.

Das GPS selbst überträgt das NMEA-Signal mit 4800 Baud an das Navigationsmodul. Allerdings sind viele dieser Daten nicht von großem Interesse und teilweise in verschiedenen Datensätzen redundant vorhanden. Daher werden vom Navigationsmodul die wichtigsten Daten aus dem NMEA-Signal extrahiert und zusammen mit der barometrischen Höhe und optional weiteren Sensordaten als kompaktes, optimiertes Datenpaket an das Telemetrie-Sendemodul geschickt.

Am Boden wird dieses Datenpaket durch das Telemetrie-Bodenmodul empfangen, von einem weiteren Mikrocontroller verarbeitet und die wichtigsten GPS-Daten, die barometrische Höhe sowie ggf. zusätzliche Sensorwerte ausgegeben.

### 5.4.1 Bodenstation

Der autonome Flug des UAVs wird ständig mit Hilfe einer Bodenstation überwacht. Diese Bodenstation bestand zunächst aus einem Laptop, der die folgenden Daten anzeigte:

- Aktuelle Position des UAVs auf einer Karte
- Bisher geflogene Strecke
- Zu fliegende Strecke
- Position und Bezeichnung des nächsten Wegpunktes
- Aktuelle Geschwindigkeit über Grund
- Aktuelle Höhe über Grund
- Aktuelle Flugrichtung

*Optionale GPS Daten:*

- Geschwindigkeit in der Luft (wichtig bei Wind)
- Qualität des Satellitenempfanges
- Dauer bis zum Erreichen des nächsten Wegpunktes

- Zurückgelegte Strecke

### *Optionale Daten des Fluggerätes:*

- Ladezustand des Antriebsakkus
- Drehzahl der Luftschraube
- Temperatur des Motors und des Flugakkus
- Umgebungstemperatur
- Aktuelle Stromaufnahme

### *Optionale Daten der Kamera:*

- Anzahl der Luftaufnahmen
- Äußere Orientierung der Kamera

Bei der praktischen Anwendung hat sich herausgestellt, daß ein herkömmlicher Laptop als Bodenstation nicht optimal geeignet ist. Es wird dafür vor Ort eine Aufstellmöglichkeit benötigt (z.B. ein Tisch) und die Lesbarkeit bei Sonnenlicht ist fast nicht mehr gegeben. Zudem wird beim Einsatz mit einer einzelnen Person der eigenständige Flug ohnehin aus Sicherheitsgründen mit dem bloßem Auge oder dem Fernglas verfolgt, so daß ein gleichzeitiges Beobachten der Daten auf dem Laptop kaum umzusetzen ist.

Um eine möglichst kompakte Bodenstation für den Ein-Personen-Einsatz zu erhalten, wurde die Bodenstation auf das Wesentlichste reduziert, was im Folgenden beschrieben wird.

### **5.4.2 Kompaktbodenstation**

Die Kompaktbodenstation besteht aus dem Telemetrieempfänger, einem Mikrocontroller zum Extrahieren und Anzeigen der Daten und einem beleuchteten LCD-Display. Alles zusammen wurde in einem Handgehäuse untergebracht (siehe Abbildung 37). Die Kompaktbodenstation beschränkt sich auf die Anzeige folgender Daten:

- Flughöhe über Grund
- Geschwindigkeit über Grund
- Aktueller Kurs
- Name des nächsten Wegpunktes
- Distanz bis zum nächsten Wegpunkt

- Geschätzte Zeit bis zum nächsten Wegpunkt

Diese Auswahl an Daten hat sich in der Praxis als ausreichend erwiesen, um eine Mission erfolgreich überwachen zu können. Solange die Flughöhe und der Kurs gehalten wird, ist der Flugstatus in Ordnung. Anhand der Entfernung zum nächsten Wegpunkt und des Umschaltens bei Erreichen kann man erkennen, ob die Route korrekt abgeflogen wird. Die Fluggeschwindigkeit über Grund gibt Anhaltspunkte über die Windgeschwindigkeit vor Ort, da die Eigengeschwindigkeit des Fernerkundungsflugzeuges bekannt ist und im Streckenflug bei ca. 8-10 m/s liegt. Höhere oder niedrigere Geschwindigkeiten über Grund weisen auf Rücken- bzw. Gegenwind hin. Die geschätzte Zeit bis zur Ankunft am nächsten Wegpunkt ist hilfreich zur Einordnung der aktuellen Position auf der aktuellen Flugroute.



Abbildung 37: Kompaktbodenstation als Handgerät (eigene Aufnahme)

Mit dieser handlichen Bodenstation kann der Standort leicht gewechselt werden, z.B. wenn der Startplatz nicht mit dem Landeplatz identisch ist.

Sämtliche Daten können auch an Bord des Fernerkundungsflugzeuges auf eine CompactFlash-Karte gespeichert werden. Zur Aufzeichnung ist daher auch hier kein Laptop erforderlich. Einzig zur vorherigen Routenplanung ist ein PC notwendig.

## 6 Praktischer Einsatz und Testflüge

Das Fernerkundungsflugzeug wurde nach den in Kapitel 5 aufgeführten Spezifikationen gebaut, wobei jede Komponente möglichst in Leichtbauweise hergestellt wurde. So konnte z.B. für die komplette Tragfläche ein Gewicht von nur 470 g realisiert werden (Abmessungen 2,5 m x 0,33 m). Das fertige Fernerkundungsflugzeug ist in Abbildung 38 zu sehen, die Lage der einzelnen Komponenten und Module ist aus Abbildung 39 ersichtlich.

Bei einem Abfluggewicht von 3,6 kg sind 1 kg Nutzlast enthalten. Die Antriebsenergie reicht problemlos für den Start, das Erreichen von 250 Metern Flughöhe, einen Streckenflug von 30 Minuten und die Landung inklusive einer Reserve für erneute Landeanflüge.

Es erfolgte zunächst das Einfliegen, um den optimalen Schwerpunkt und eine günstige EWD (Einstellwinkeldifferenz) zu finden. Das sorgfältige Erliegen dieser beiden Parameter ist wichtig für eine optimale Flugstabilität des Flugzeuges und die Voraussetzung für die Steuerung durch das Navigationsmodul und das Höhenmodul. Für die weiteren Testflüge wurden möglichst unbebaute Gebiete (d.h. keine Gebäude im Umkreis von mindestens 600 Metern) an verschiedenen Standorten in Schleswig-Holstein gewählt.



Abbildung 38: Fernerkundungsflugzeug beim Handstart (eigene Aufnahme)

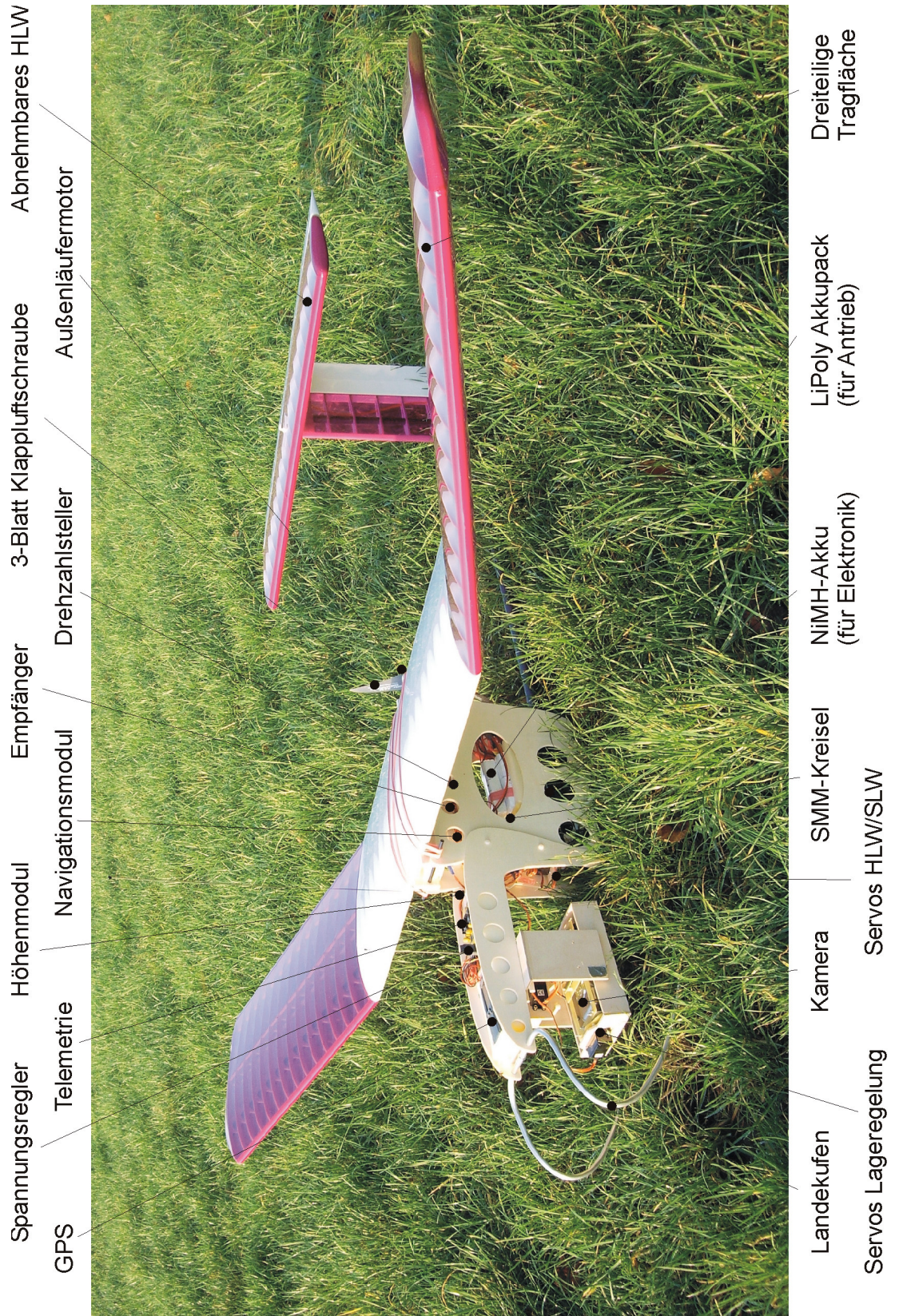


Abbildung 39: Komponenten und Module des Fernerkundungsflugzeuges (eigene Aufnahme)

An Stelle des späteren Fernerkundungssystems (Nutzlastmodul) wurde für die ersten Testflüge ein Bleigewicht von einem Kilogramm Gewicht eingebaut. Anschließend wurde das Fernerkundungsflugzeug zunächst wie ein herkömmliches Modellflugzeug im ferngesteuerten Modus geflogen, um sich mit den Flugeigenschaften vertraut zu machen und insbesondere Start und Landung zu üben.

Hierbei machte sich das vorangegangene Training an einem professionellen Modellflugsimulator (siehe NITSCHMANN 2005) sehr positiv bemerkbar. Das Flugverhalten des Fernerkundungsflugzeuges im realen Flug stimmt erstaunlich gut mit der Simulation überein. Diese Realitätsnähe wurde erreicht, indem dem Modellflugsimulator die aerodynamischen Parameter des Fernerkundungsflugzeuges übergeben wurden. Die Umsetzung ist so überzeugend, daß jemand, der dieses Modell im Simulator fliegen und landen kann, auch im realen Einsatz kaum Probleme damit haben wird.

Es wurden diverse reale Testflüge durchgeführt, wobei geringfügige Verbesserungen am Flugzeug durchgeführt wurden. Diese betrafen vor allem die Justierung der Ausschläge von Höhen- und Seitenruder und die Form und Anordnung der Landekufen.

Danach wurde das Fernerkundungsflugzeug komplett mit der Fernerkundungstechnik, bestehend u.a. aus der Kameraplattform, GPS, Telemetrie, Höhenmodul und Navigationsmodul, ausgerüstet. Die praktischen Erfahrungen mit den jeweiligen Modulen und daraus gewonnene Schlußfolgerungen werden im Folgenden detaillierter beschrieben.

### **6.1 Einsatz Höhenmodul**

Die Fernerkundungsflüge wurden wie geplant aus der Hand gestartet und mittels Fernsteuerung wurde das Fernerkundungsflugzeug auf die Zielflughöhe gebracht. Diese Höhe wurde bei jedem Flug variiert und lag zwischen 50 und 300 Metern. Bei Erreichen der jeweiligen Höhe wurde das Höhenmodul eingeschaltet und dessen Funktion überprüft.

Es zeigte sich, daß die Regelung des Höhenmoduls nicht zum Aufschwingen neigte. Das Höhenmodul in Verbindung mit dem SMM-Kreisel vermochte die Flughöhe im Streckenflug sehr gut einzuhalten (vgl. 3.5.4). Die Flughöhe konnte durch die Telemetrie am Boden empfangen und sekundlich aufgezeichnet werden.

Anhand dieser Höhendaten konnte man erkennen, daß das Höhenmodul zuverlässig arbeitet und die Flughöhe innerhalb enger Grenzen einhält. Abweichungen unter 5 Metern sind die Regel. Seltene Abweichungen größer 10 Meter entstehen durch thermische Ablösungen, die nicht schnell kompensiert werden können bzw. sollen. Das Flugzeug wird hierbei in einem kurzen Zeitraum

durch die aufsteigenden Luftmassen als Ganzes nach oben versetzt, ohne seinen Anstellwinkel zu verändern. Die so gewonnene Höhe muß anschließend langsam abgebaut werden, um abrupte Lageänderungen zu vermeiden.

In Abbildung 40 werden zwei Flüge mit derselben Flugroute im Juli 2006 und den dabei gemessenen Flughöhen dargestellt. Der erste Flug wurde zur Mittagszeit durchgeführt, der zweite am selben Ort und Tag in den Abendstunden bei tiefstehender Sonne. Zur Mittagszeit herrschte starke Thermik und ca. 3 Beaufort Wind. Abends nur noch 1-2 Beaufort und keine Thermik.

Die Flughöhen in Abbildung 40 zeigen deutlich das Fehlen der Thermik am Abend. Die Höhe konnte abends sehr gut gehalten werden. Zur Mittagszeit hingegen war die Thermik so stark, daß gelegentlich von der Sollhöhe deutlich abgewichen wurde und anschließend durch entsprechenden Tiefenruderausschlag die Höhe wieder auf die Sollgröße zurückgeführt wurde.

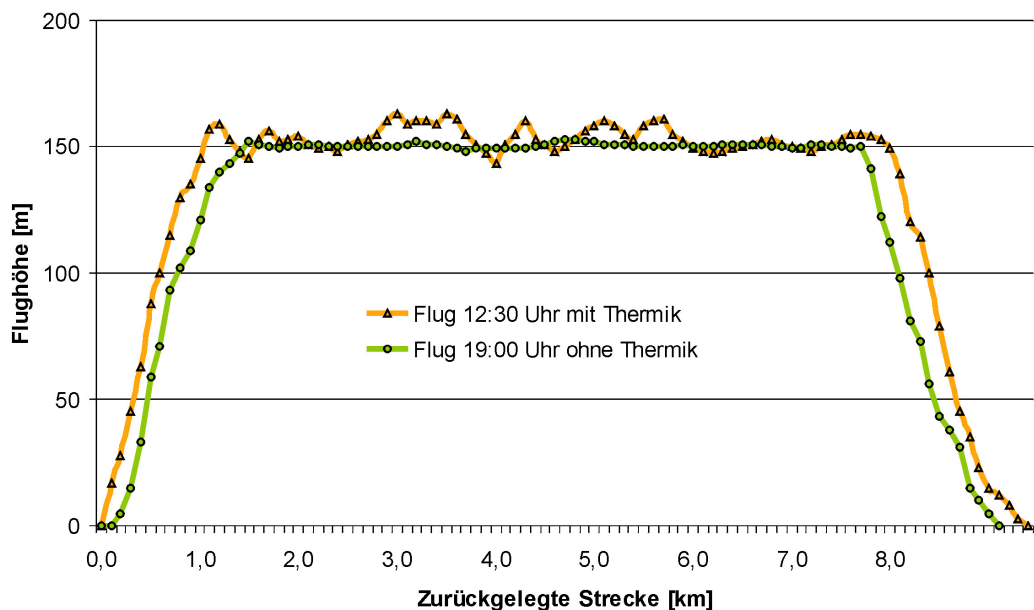


Abbildung 40: Funktion der Höhenregelung bei starker Thermik am Mittag und ohne Thermik am Abend (eigene Erstellung)

Die Höhe wird somit auch bei Thermik zuverlässig geregelt. Gestört wird das ruhige Flugbild des Fernerkundungsflugzeuges nur, wenn es in eine Thermikablösung hineinfliegt – insbesondere bei einem schrägen Einflug (Schneiden). Hierbei wird eine Tragflügelhälfte zuerst angehoben und das Flugzeug um die Längsachse gekippt. Diese Störung wird durch das eigenstabile Verhalten des Fernerkundungsflugzeuges schnell ausgeglichen, dennoch sind in diesem Augenblick aufgrund der schnellen Änderung der Lage keine Luftbildaufnahmen sinnvoll.

Aus oben genannten Gründen sollte der Einsatz des Fernerkundungsflugzeuges bei möglichst ruhigen Luftmassen mit geringer Thermik erfolgen. Diese Voraussetzungen sind auch im Hochsommer, z.B. drei Stunden nach Sonnenaufgang und drei Stunden vor Sonnenuntergang, gegeben.

### 6.2 Einsatz Navigationsmodul

Nachdem das Höhenmodul den Anforderungen entsprechend eine zuvor definierte Höhe des Fernerkundungsflugzeuges durch Steuerung des Höhenruders zuverlässig halten konnte, wurde als nächste Komponente das Navigationsmodul überprüft.

Das mit dem Navigationsmodul verbundene GPS wurde mit einer einfachen Route, bestehend aus den vier Wegpunkten *WP1*, *WP2*, *WP3* und *Ende*, programmiert. Jeder Schenkel dieser Route entsprach einer ungefähren Länge von 600 Metern in Natur (siehe Abbildung 41).

Nach dem Start des Fernerkundungsflugzeuges wurde in 150 Metern Höhe das Höhenmodul und kurz darauf das Navigationsmodul eingeschaltet. Mit geringen Lenkausschlägen des Seitenruders dirigierte daraufhin das Navigationsmodul wie geplant das Fernerkundungsflugzeug zum ersten Wegpunkt *WP1*.

Bei Erreichen dieses Wegpunktes konnte mittels Telemetrie verfolgt werden, wie das GPS auf den nächsten Wegpunkt *WP2* umschaltete. Der Wegpunkt *WP2* lag in einem  $55^\circ$  Winkel in Bezug auf die Anflugrichtung von dem Wegpunkt *Start*.

Durch die bewußt begrenzte Drehgeschwindigkeit (siehe 3.5.3.2) erfolgte die Ansteuerung des Wegpunktes *WP2* in einem großzügigem Bogen (siehe Abbildung 41). Anschließend steuerte das Navigationsmodul planmäßig zur Kompensation des *Cross Track Errors* (siehe 3.5.1) zunächst links an dem Wegpunkt *WP2* vorbei, bis die gedachte Verbindungslinie *WP1-WP2* erreicht wurde. Erst dann wurde mit geringen Lenkausschlägen der Kurs zum Wegpunkt *WP2* gehalten. Die Ansteuerung der weiteren Wegpunkte *WP3* und *Ende* erfolgte analog zu obigem Vorgang.

Bei Erreichen des Wegpunktes *Ende* beendet das GPS nicht die Route, sondern gibt immer den letzten Wegpunkt erneut als nächsten Zielpunkt an. Das hat zur Folge, daß beim Erreichen bzw. Überfliegen des letzten Wegpunktes der Route automatisch eine Wende geflogen wird, um diesen letzten Wegpunkt erneut anzusteuern. Daher kreist das Fernerkundungsflugzeug solange über dem letzten Wegpunkt, bis das Navigationsmodul per Fernsteuerung ausgeschaltet wird. Dieses Verhalten ist sehr hilfreich, wenn der Startort nicht mit dem Landeort übereinstimmt, z.B. bei einer linienhaften Befliegung (vgl. 3.3.10).



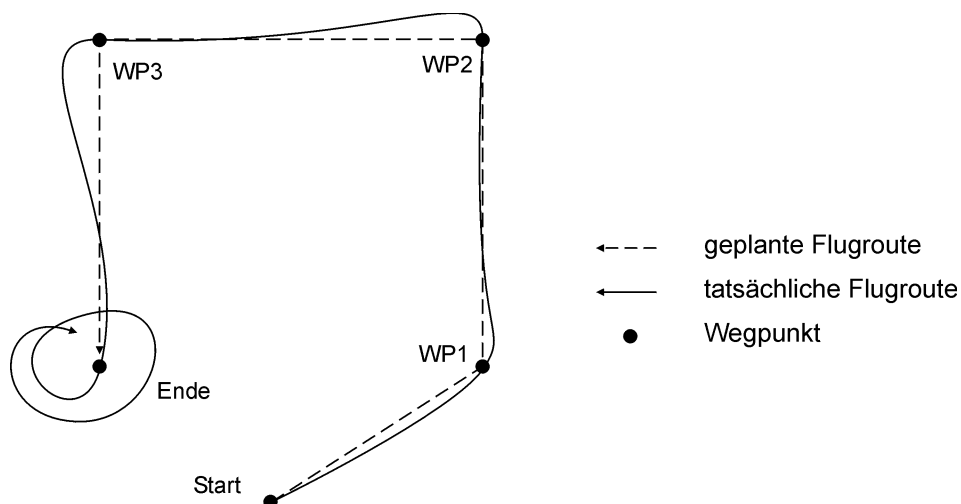


Abbildung 41: Theoretische und reale Flugroute im Vergleich (eigene Erstellung)

Das Navigationsmodul hat somit den praktischen Einsatz erfolgreich absolviert. In weiteren Flügen wurde der minimale Kurvenradius angepaßt und die Stärke der Lenkausschläge in Abhängigkeit von der Kursabweichung einreguliert. Diese Einstellungen sind abhängig von den aerodynamischen Eigenschaften des verwendeten Flugkörpers und mußten in mehreren Testflügen erfolgen werden.

Bei dem Vergleich der geplanten mit der tatsächlich geflogenen Flugroute (siehe Abbildung 41) ist zu erkennen, daß es beim Wechsel von einem Wegpunkt zum nächsten zu weiträumigen Kurven in der Flugbahn kommt. Eine kleinräumige, flächenhafte Befliegung, wie in 3.3.10 dargestellt, ist daher mit Schwierigkeiten verbunden, weil die Kurven zum Wiedereintritt in den Befliegungsraum zu groß würden.

Die in der Praxis sinnvollste Art der Befliegung für kleinräumige Befliegungen stellt somit die punktuelle Befliegung dar (vgl. 3.3.10). Hierbei werden mehrere Aufnahmepunkte festgelegt, die jeweils mit einem Wegpunkt übereinstimmen

Die Position des Flugzeuges bzw. der Kamera zwischen den Wegpunkten ist aufgrund der oben aufgeführten notwendigen Kurvenflüge und möglicher Windtrift nicht vorhersehbar und daher für die Aufnahmeplanung wenig geeignet. Bei der Verwendung der Wegpunkte als Aufnahmepunkte ist hingegen sichergestellt, daß eine Aufnahme auch an dieser Position erfolgt, da ein Wegpunkt auf wenige Meter genau angefliegen wird.

### 6.3 Einsatz Nutzlastmodul (Kameramodul)

Mit Hilfe des Höhenmoduls und des Navigationsmoduls ist es bisher gelungen, eine Nutzlast an eine vorher bestimmte Position (Länge, Breite, Höhe) im Luftraum zu dirigieren. Die Nutzlast in Form einer Kamera mußte nun an dieser Position lotrecht

ausgerichtet und ausgelöst werden sowie die Position und weitere Daten (vgl. 3.3.9) im Augenblick der Aufnahme aufgezeichnet werden.

Die lotrechte Ausrichtung der Kameraachse erfolgte mit dem in 3.3.7.1 beschriebenen Beschleunigungssensor und der mechanischen Umsetzung über Servos wie in 3.3.8 beschrieben.

Die Funktion der Kameraplattform wurde am Boden überprüft und die Abweichung vom Sollwert liegt inklusive mechanischer Toleranzen unter zwei Grad. Die Reaktionsgeschwindigkeit der Kamerastabilisierung liegt deutlich höher als die bewußt geplanten trägen Flugbewegungen des Fernerkundungsflugzeuges. Es wurde daher angenommen, daß die Bewegungen des Flugkörpers während der ruhigen Flugphasen (ohne Beschleunigungen außer der Erdbeschleunigung) zwischen zwei Wegpunkten durch die Kamerastabilisierung ausgeglichen werden können. Eine genauere Überprüfung der Stabilisierung während des Fluges könnte mit einem INS (siehe auch 3.3.7.1) vorgenommen werden, was jedoch im Rahmen dieser Arbeit aus Kostengründen nicht möglich war.

Die Kameraauslösung erfolgte während der ruhigen Flugphase wenige Meter vor Erreichen eines Wegpunktes, um den Zeitraum der Kurskorrektur kurz nach Erreichen des Wegpunktes zu vermeiden.

Im Folgenden werden einige Beispiele der durchgeführten Luftaufnahmen gezeigt. Aufgrund der Größe der Luftaufnahmen werden anschließend Ausschnitte in voller Auflösung gezeigt. In den Abbildungen Abbildung 42 bis Abbildung 44 ist zur Veranschaulichung jeweils ein verkleinertes ganzes Luftbild mit zugehörigen Aufnahmedaten dargestellt.

Diese Aufnahmedaten (früher: Nebenabbildungen) sind die Daten, die separat während der Aufnahme im Bordrechner gespeichert wurden. Eine direkte Einblendung der Daten im Luftbild, wie bei der herkömmlichen analogen Luftbildbefliegung, wäre auch denkbar, würde jedoch möglicherweise wichtige Bildinformationen verdecken. Die Daten werden daher während der Aufnahme vom Bordrechner in einer Textdatei auf einer Speicherkarte gespeichert und können nach der Befliegung mit Hilfe des Bildnamens dem entsprechendem Bild zweifelsfrei zugeordnet werden.



Abbildung 42: Beispiel eines ganzen Luftbildes (verkleinert). Links Gerstenfeld, rechts Weizenfeld ( $t=1/400$  s, Blende 3.5,  $f=28$  mm, 220 m über Grund), niedriger Sonnenstand, abschüssiges Gelände (eigene Aufnahme).



Abbildung 43: Drainierte Moorlandschaft, tlw. als Grünland genutzt. Niedriger Sonnenstand. Ganzes Luftbild, verkleinert ( $t=1/250$  s, Blende 3.5,  $f=28$  mm, 135 m über Grund) (eigene Aufnahme).

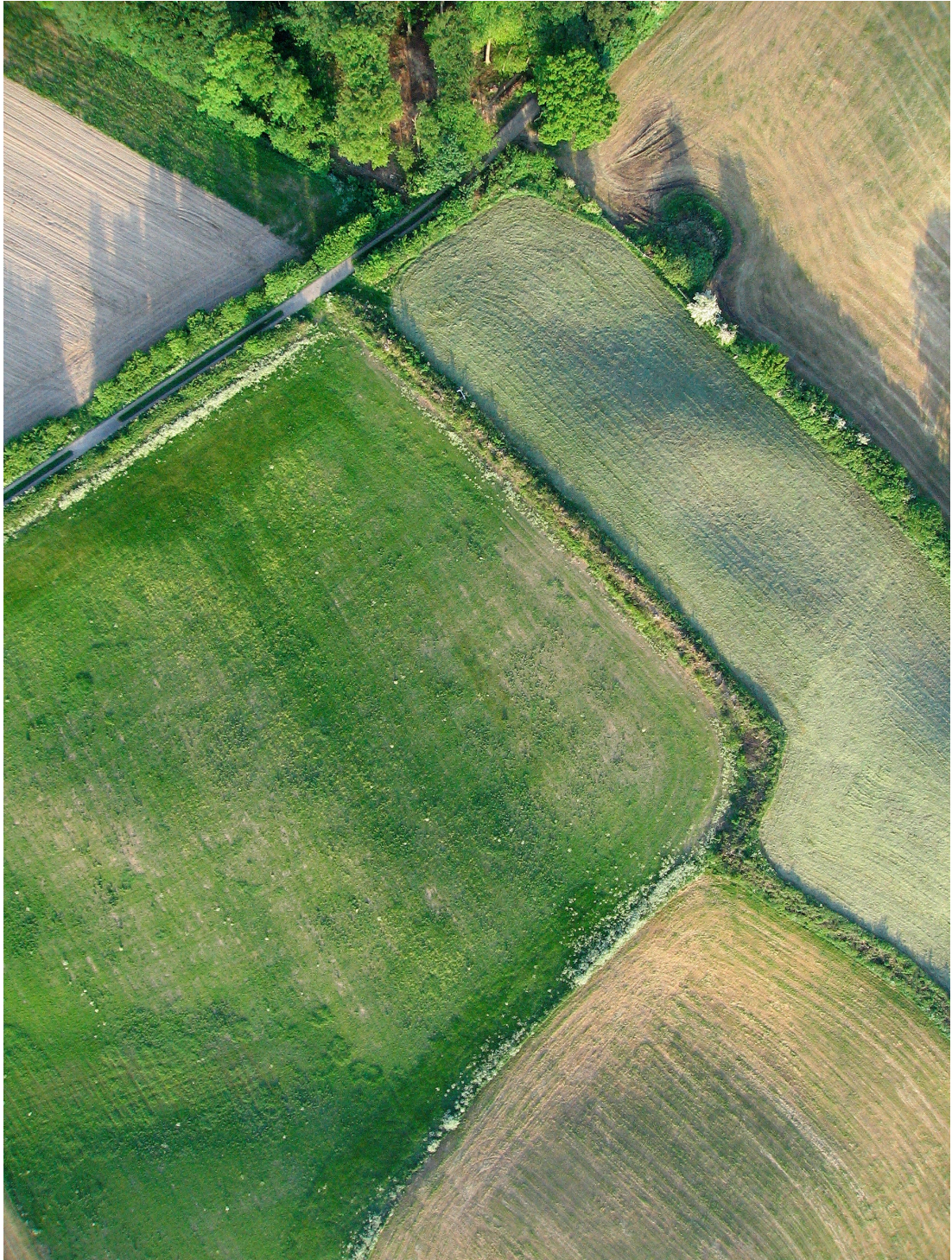


Abbildung 44: Hügeliges Grasland. Feld rechts kürzlich gemäht. Durch den niedrigen Sonnenstand ist das Relief deutlich zu erkennen. Ganzes Luftbild, verkleinert ( $t=1/400$  s, Blende 4.0,  $f=28$  mm, 166 m über Grund) (eigene Aufnahme).

Die Bodenauflösung ist unter anderem von der Flughöhe abhängig. Um einen Eindruck zu gewinnen, welche Details aus welcher Flughöhe bereits mit einer herkömmlichen Verbraucherkamera mit fünf Megapixel erreicht werden können, werden im Folgenden einige Ausschnitte in Originalauflösung abgebildet.



Abbildung 45: Gerstenfeld

( $t=1/400$  s, Blende 3.2,  $f=28$  mm, 146 m ü.G.) (eigene Aufnahme)



Abbildung 46: Hochsitz in Moorlandschaft

( $t=1/250$  s, Blende 4.0,  $f=28$  mm, 157 m ü.G.) (eigene Aufnahme)



Abbildung 47: Flurschaden durch Schlepper auf Moorfläche

( $t=1/250$  s, Blende 4.5,  $f=28$  mm, 53 m ü.G.) (eigene Aufnahme)



Abbildung 48: Hofanlage  
( $t=1/400$ , Blende 4.5,  $f=28$  mm, 216 m ü.G.) (eigene Aufnahme)

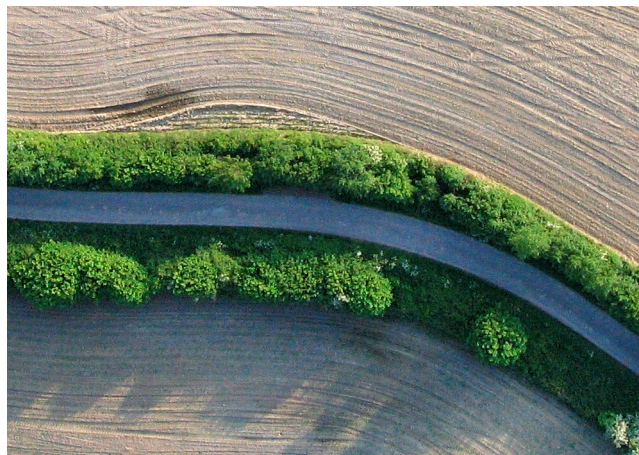


Abbildung 49: Knicks entlang Landstraße  
( $t=1/400$  s, Blende 5.0,  $f=28$  mm, 126 m ü.G.) (eigene Aufnahme)



Abbildung 50: Ausgesparte Moorlinie  
( $t=1/250$  s, Blende 4.5,  $f=28$  mm, 152 m ü.G.) (eigene Aufnahme)



Abbildung 51: Punktuelle Vernässung des Untergrundes  
( $t=1/250$  s, Blende 4.0,  $f= 28$  mm, 70 m ü.G.) (eigene Aufnahme)



Abbildung 52: Waldweg im Mischwald  
( $t=1/400$  s, Blende 2.8, 28 mm, 178 m ü.G.) (eigene Aufnahme)

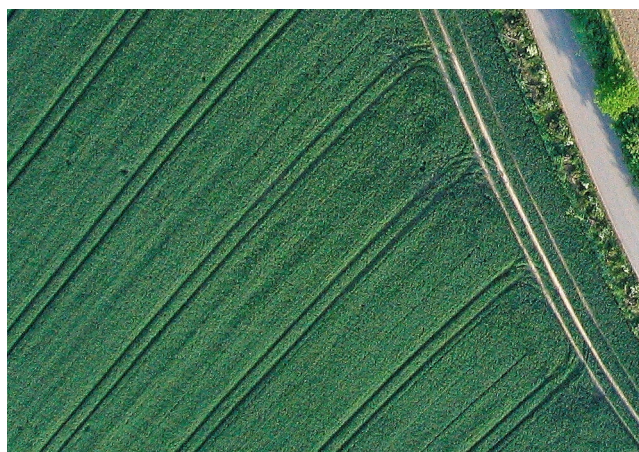


Abbildung 53: Weizenfeld  
( $t=1/400$  s, Blende 4.5, 28 mm, 123 m ü.G.) (eigene Aufnahme)



#### **6.4 Einsatz Telemetriemodul**

Entgegen den Befürchtungen, die Telemetrier Verbindung könnte aufgrund der geringen gesetzlich erlaubten Sendeleistung zu schwach sein, waren die Ergebnisse in der Praxis sehr überzeugend. Bei einer Flughöhe von 150 m über Grund waren die Telemetriedaten über einen Kilometer störungsfrei zu empfangen.

Mit zunehmender Flughöhe steigt die Reichweite der Telemetrier Verbindung. Für den angestrebten Einsatzbereich von ca. einem Kilometer Radius war die Übertragungsqualität zu jeder Zeit ausreichend, was vor allem auf die durchgeführten Optimierungen des Funkprotokolls (siehe 5.4) zurückzuführen ist.

#### **6.5 Sichtgrenze**

Das Fernerkundungsflugzeug kann bei Entfernungen von bis zu 600 Metern bei 150 m Flughöhe noch gut mit bloßem Auge erkannt werden – die Fluglage und Flugrichtung kann dabei gerade noch ausgemacht werden. Daher ist diese Entfernung auch diejenige, bei der ein Umschalten auf manuellen Flug noch notfalls möglich wäre. Mit 600 Metern Flugradius kann ein Gebiet von gut einem Quadratkilometer abgedeckt werden.

Zur optimalen Erkennung der Fluglage ist es sinnvoll, die Unterseite der Tragfläche in einer dunklen Farbe zu wählen und die Oberseite in einer hellen Signalfarbe. Durch diese Farbgebung kann in größerer Entfernung die Drehrichtung bei Kurvenflügen besser eingeschätzt werden, was bei einer manuellen Steuerung der Flugdrohne zwingend notwendig ist. Andernfalls wäre es bei Entfernungen um 600 m kaum möglich zu unterscheiden, ob das Flugzeug eine Rechts- oder eine Linkskurve fliegt oder vom Piloten wegfliegt bzw. auf ihn zukommt.

Obige Empfehlung wurde bei dem realisierten Fernerkundungsflugzeug jedoch aus Gewichts- und optischen Gründen nicht umgesetzt. Aufgrund der verwendeten Rohrholm/Rippenbauweise wurde eine Bespannung verwendet. Hierbei sind transluzente Bespannungen nochmals deutlich leichter als Bespannungen mit deckenden Farben. Daher wurde überwiegend eine sehr leichte, durchscheinende Polyesterbespannung in der Farbe der Universität (Magenta) gewählt. Die Fluglagenerkennung bei dieser Farbgebung ist ausreichend, könnte aber, wie oben beschrieben, noch verbessert werden.

#### **6.6 Fazit der praktischen Versuche**

Neben der erfolgreichen technischen Umsetzung des Fernerkundungsflugzeuges traten in der Praxis einige Probleme auf, die bei der Planung nicht vorhergesehen wurden. Andererseits sind einige in der Planung skizzierten Probleme nicht, oder in viel geringerem Maße als befürchtet, in der Praxis aufgetreten.

Die wichtigsten Erkenntnisse aus den praktischen Versuchen sind im Folgenden zusammengefaßt:

- Starts und Landungen benötigen mehr Raum als erwartet. Insbesondere Luftverwirbelungen durch Knicks, Bäume und Waldränder reduzieren die Anzahl potentieller Start- und Landeplätze erheblich. Gerade Schleswig-Holstein verfügt über sehr viele Knicks an Feldwegen, so daß hier nicht gestartet und gelandet werden kann, sondern meist auf bewirtschaftete Flächen ausgewichen werden muß.
- Wiesen in Form von Grasanbau, die eine ideale Start- und Landefläche darstellen, sind in Schleswig-Holstein sehr selten. Auf nahezu allen landwirtschaftlichen Flächen werden Weizen, Gerste, Mais, Raps oder Feldfrüchte angebaut.
- Grünland ist häufig ebenfalls nicht für Starts bzw. insbesondere Landungen geeignet, da es sich meist um kleinere Flächen handelt, die mit Knicks oder Zäunen eingefaßt sind.

Im praktischen Einsatz treten daher mehr organisatorische Hindernisse auf als ursprünglich erwartet. Für die technischen Probleme hingegen wurde fast überall eine zufriedenstellende Lösung gefunden. Verblieben sind Teilaspekte, die weiterentwickelt werden sollten. Erkenntnisse aus der technischen Umsetzung und Bereiche für eine weitere Entwicklung sind im Folgenden aufgeführt:

- Ein Handstart einer 5 kg schweren Drohne ist zwar möglich, aber nicht empfehlenswert, da diese Masse bei nach oben ausgestreckter Hand recht anstrengend zu halten ist und vor allem schwer mittels Startwurf zu beschleunigen ist. Immerhin muß die Drohne beim Starten eine Mindestgeschwindigkeit von ca. 7 m/s (ca. 25 km/h) erreichen (bei Windstille). In der Praxis hat sich ein Startgewicht von ca. 3,5 kg für den Handstart bewährt. Der Unterschied zwischen 3,5 kg und 5 kg mag nicht viel erscheinen. Der empfundene Gewichtsunterschied war jedoch gravierend.
- Die Flugzeit wird mit ca. 45-60 Minuten als völlig ausreichend angesehen. Hierbei konnten Flugstrecken von 20 bis 30 km zurückgelegt werden. Die Technik der LiPoly-Akkus im Zusammenhang mit einem bürstenlosen Außenläufermotor erscheint sowohl ausgereift als auch effizient und ist sehr zuverlässig im Betrieb.
- Die Verwendung von Landekufen hat sich bewährt. Bei Landungen auf unebenem Gelände wären Räder aufgrund ihrer zu geringen Größe nicht geeignet gewesen, da sie sich z.B. in Ackerfurchen verfangen können. Nicht

zuletzt wegen der geringen Flächenbelastung des Fernerkundungsflugzeuges funktionierte die Kufenlandung hervorragend.

- Trotz der filigran anmutenden Flügelkonstruktion in Rohrholmbauweise sind keine Beschädigungen bei Landungen auf Wiesen und Äckern aufgetreten, was insbesondere auf den hoch liegenden Flügel, seine V-Form und seine geringe Masse zurückzuführen ist.
- Die Technik am Boden muß so einfach wie möglich gehalten werden, es sei denn, ein speziell ausgerüstetes Fahrzeug wird bereitgestellt. Bewährt hat sich die in 5.4.2 vorgestellte Kompakt-Bodenstation. Wenn eine Befliegung vorher an einem PC geplant wird, ist die Kompakt-Bodenstation während der Flugphase völlig ausreichend. Insbesondere bei einer mehrfachen Befliegung desselben Untersuchungsgebietes mit den gleichen Wegpunkten ist kein weiteres Zubehör am Boden notwendig.
- Für Start und Landung wäre ein geringerer Flächenbedarf wünschenswert, da in der Praxis häufig Hindernisse, vor allem im Landeanflug, störten. Der Gleitwinkel beim Landeanflug wurde generell als zu gering empfunden. Daher sollte in weiteren Modellen eine sogenannte Gleitwinkelsteuerung eingebaut werden, z.B. in Form von Stör- oder Bremsklappen.
- Es sollte ein Sensor integriert werden, der mißt, ob die Lotrechte durch die Kamerastabilisierung eingehalten werden kann oder ob durch Luftverwirbelungen oder Böen die Abweichung der Objektivachse von der Lotrechten zu stark wird.
- Die Bodenauflösung wird bei einer festen Sensorauflösung mit zunehmender Höhe geringer. Die erforderlichen Verschußzeiten zur Vermeidung von Bewegungsunschärfen werden gleichzeitig länger. Bei dem verwendeten 5-Megapixel-Sensor haben sich Flughöhen zwischen 100 und 250 m als sinnvoll erwiesen. Geringere Flughöhen erforderten zu kurze Verschußzeiten. Bei Höhen größer als 250 m wird die Bodenauflösung, je nach Verwendungszweck, zu gering.

Die entstandene Flugdrohne hat gezeigt, daß es sinnvoll war, die Entwicklung auf die Anforderungen in der Physischen Geographie auszurichten, weil die meisten Anforderungen nur durch spezielle Eigenschaften der Flugdrohne zu erfüllen waren. Viele der geforderten Eigenschaften werden durch die aerodynamische Auslegung des Fluggerätes festgelegt. So werden Platzbedarf für Start und Landung, Fluggeschwindigkeit und Abfluggewicht durch das verwendete Fluggerät definiert.

Nur die Eigenschaften der Nutzlast sind unabhängig vom Fluggerät – daher kann die Nutzlast einfach gegen andere Sensoren gleicher Abmessungen und Gewichte ausgetauscht werden.

Ein universelles UAV kann es jedoch nicht geben. Selbst innerhalb des Fachbereiches der Physischen Geographie könnte daher Bedarf an unterschiedlichen Flugdrohnen für spezielle Fragestellungen bestehen.

## 7 Zusammenfassung und Ausblick

Es konnte in dieser Arbeit aufgezeigt werden, daß für die zivile geographische Fernerkundung prinzipiell andere Ansprüche an ein UAV gestellt werden als an vergleichbare UAVs aus dem militärischen Sektor.

Die kleinräumige Gliederung der Naturlandschaft mit den damit verbundenen kleinen Start- und Landeflächen machen ein UAV notwendig, das aus der Hand gestartet werden kann und auf sehr kleinen Flächen wieder gelandet werden kann. Ausschlaggebend ist jedoch, aufgrund der geringen Flughöhe, eine möglichst geringe Fluggeschwindigkeit, um Bildunschärfen zu vermeiden.

Um eine geringe Fluggeschwindigkeit zu erreichen, muß das UAV eine geringe Flächenbelastung besitzen, was wiederum bei einem beschränkten Gesamtgewicht von 5 kg eine Leichtbauweise erfordert, um eine ausreichend schwere Nutzlast (Kamera) transportieren zu können.

UAVs aus dem militärischen Sektor sind zumeist so konstruiert, daß sie auch bei widrigsten Wetterbedingungen noch fliegen können. Das wird vor allem durch eine hohe Flächenbelastung erreicht, was den zuvor gestellten Ansprüchen widerspricht. Vor allem hinderlich für die bodennahe Fernerkundung wäre die mit der hohen Flächenbelastung verbundene hohe Fluggeschwindigkeit und damit die Gefahr von Bildunschärfen bei der Aufnahme.

Die meisten militärischen UAVs können nicht zu zivilen Zwecken in der BRD genutzt werden, weil sie nicht die gesetzlichen Rahmenbedingungen erfüllen. Daher wurde in dieser Arbeit insbesondere darauf geachtet, daß das konstruierte Fernerkundungsflugzeug sich den rechtlichen Rahmenbedingungen anpaßt und somit möglichst flexibel innerhalb der BRD eingesetzt werden kann.

UAVs können unter bestimmten Voraussetzungen unter den Gesetzen und Vorschriften des Modellfluges agieren, für die jedoch einige Einschränkungen in Kauf genommen werden müssen. Dazu gehören vor allem ein elektrischer Antrieb und die Begrenzung des Abfluggewichtes auf maximal fünf Kilogramm. Diese Arbeit hat gezeigt, daß trotz dieser gesetzlichen Einschränkungen eine Nutzlast von ca. einem Kilogramm über Strecken von 20 bis 30 Kilometern in einer Höhe von 100 bis 300 Metern transportiert werden kann.

Die Wahl eines elektrischen Antriebes ist aufgrund der fortgeschrittenen Akku- und Motortechnik kein limitierender Faktor mehr für die geringen erforderlichen Reichweiten in der bodennahe Fernerkundung.

Bisherige zivile UAVs sind häufig technisch überfrachtet, weil sie meist Forschungsgegenstand von Instituten der Luft- und Raumfahrttechnik oder Informatik sind, und der Fokus auf die Stabilisierung von Natur aus instabiler Flugkörper gelegt wird.

Diese Arbeit ging deshalb einen anderen Weg. Es wurde Wert darauf gelegt, einen weitgehend von sich aus stabil fliegenden Flugkörper als Basis für ein UAV zu verwenden, um den Aufwand an Stabilisierungsmaßnahmen möglichst gering zu halten.

Dabei kamen die drei Flugkörper Gleitschirm, Rogallo-Gleiter und Freiflugmodell (auf Basis einer traditionellen Flugzeugform), in die engere Wahl. Letztlich wurde auf Basis von Freiflugmodellen das Fernerkundungsflugzeug aerodynamisch so ausgelegt, daß es äußerst gutmütige Flugeigenschaften aufwies. Ähnlich den Freiflugmodellen zu Anfang des vergangenen Jahrhunderts fliegt das Fernerkundungsflugzeug auch ohne Steuerung von allein. Störungen der Flugbahn von Außen, wie z.B. durch Windböen, werden überwiegend aerodynamisch kompensiert.

Mit der entwickelten Elektronik, die hauptsächlich aus einer Höhensteuerung und einem Navigationsmodul mit GPS besteht, wird das UAV entlang einer vorher bestimmten Route selbständig gesteuert. Die für die bodennahe Fernerkundung erforderlichen Senkrechtaufnahmen konnten mit Hilfe einer einfachen elektromechanischen Kamerastabilisierung durchgeführt werden.

Insgesamt wird die Entwicklung des Fernerkundungsflugzeuges als erfolgreich angesehen. Es sind zahlreiche neue Aspekte herausgearbeitet worden, wobei die Ansprüche und Einsatzmöglichkeiten für die bodennahe Fernerkundung konkretisiert werden konnte.

### **7.1 Ausblick**

Bei den Vorbereitungen zu dieser Arbeit (Mitte 2003) gab es noch kein frei käufliches UAV-System für den zivilen Einsatzbereich. Spezielle elektronische Komponenten wie INS/IMU oder komplette Autopiloten waren noch nicht ausgereift, zu teuer oder konnten aufgrund von Ausfuhrkontollen nicht bezogen werden.

Zum Schluß dieser Arbeit (Ende 2006) haben sich zahlreiche Neuerungen ergeben. Mittlerweile bieten einige Hersteller (MICROPILOT, UNAV) komplette, kleine Autopiloten an, auf deren Basis man ein UAV aufbauen könnte. Die Preise sind auf wenige tausend Euro gesunken. Autopiloten können laut Firma UNAV aufgrund geänderter Ausfuhrgesetze der USA seit Anfang 2006 wieder nach Deutschland geliefert werden.

Einige der in dieser Arbeit vorgestellten Anforderungen der Geographie wurden dieses Jahr (2006) durch die kanadische Firma CropCam erfüllt (siehe CROPCAM 2006). Sie bietet ein Modellflugzeug an, das mit Digitalkamera, Autopilot und GPS ausgestattet ist und auf die Aufnahme von Luftbildern für Ackerflächen spezialisiert sein soll. Der Preis soll bei ca. 7000 USD liegen. Allerdings fallen auch folgende Nachteile auf:

- Der Antrieb erfolgt mit Verbrennungsmotor und nicht elektrisch mit den daraus folgenden starken Einschränkungen in der BRD (siehe 2.6).
- Die im Verkaufsprospekt angegebene „vollautomatische Landung“ ist zumindest für die kleinen Ackerflächen in der BRD (im Vergleich zu den USA und Canada) zweifelhaft.
- Es ist nicht angegeben, ob die Kamera überhaupt eine Vorrichtung zur lotrechten Ausrichtung der Bildachse besitzt. Ohne eine Ausrichtung der Kamera würde es sich jedoch wieder nur um Luftbildschnappschüsse handeln (vgl. 3.3).
- Es wird eine einfache Digitalkamera verwendet (Pentax Optio s5i), ein Wechsel gegen einen anderen Sensor (z.B. thermisches Infrarot) ist nicht vorgesehen.

Das Angebot der Firma CropCam zeigt jedoch, wie schnell die Entwicklung im Bereich der UAVs voranschreitet und mittlerweile erste Schritte im Bereich der Vermarktung für zivile Anwendungen unternommen werden.

Es ist davon auszugehen, daß in den nächsten Jahren ähnliche Produkte auf den Markt kommen, die den in dieser Arbeit aufgestellten Anforderungen genügen könnten. Es wird zudem erwartet, daß in naher Zukunft ein kompletter Autopilot mit IMU, GPS und barometrischem Höhenmesser für deutlich unter 2000 Euro erhältlich sein wird und somit ein vollständig stabilisiertes UAV kostengünstig möglich wird.

### **7.2 Derzeitige und zukünftige Anwendungsmöglichkeiten**

Ein Hauptanwendungsbereich eines UAVs im Bereich der Physischen Geographie wird voraussichtlich die Durchführung von Monitoringaufgaben sein. In vielen Teilgebieten der Physischen Geographie werden Prozesse beobachtet – um derartige Prozesse optimal dokumentieren und später analysieren zu können, bedarf es Daten mit hoher temporaler Auflösung. Erst ein UAV ermöglicht es, Luftbilder bzw. Fernerkundungsdaten mit überschaubaren Kosten in einem geringen zeitlichen Abstand aufzunehmen.

Die Geographie und ihre Nachbarwissenschaften könnten vom Einsatz eines UAV deutlich profitieren. Das in dieser Arbeit vorgestellte UAV ist für gering besiedelte Gebiete konzeptioniert – weniger für den urbanen Raum. Für kulturgeographische und insbesondere stadtgeographische Anwendungen müßte demnach ein anderes

UAV, mit entsprechend angepaßtem Start-, Lande- und Sicherheitskonzept, entwickelt werden. Der Einsatz im Bereich der Physischen Geographie findet hingegen überwiegend im ländlichen bzw. gering besiedelten Raum statt, wo ausreichend Start- und Landeflächen bestehen und bei einer Fehlfunktion mit geringerem Schaden gerechnet werden muß.

Vielfältige Einsatzbereiche bieten sich in der Physischen Geographie insbesondere in ihren Teilbereichen wie z.B. Pflanzengeographie, Klimatologie, Küstengeographie, Geomorphologie und Hydrologie sowie ihren Nachbardisziplinen wie Landschaftsentwicklung, Botanik, Bodenkunde, Geologie, Ozeanographie und Wasserwirtschaft.

Prinzipiell ist der Einsatz eines UAVs in der Geographie überall dort von Vorteil, wo bisherige großmaßstäbige Luftaufnahmen nicht aktuell genug, zu teuer oder in zu großen Zeitabständen vorlagen. Die Nutzungsmöglichkeiten eines UAVs zur Bearbeitung von Fragestellungen in der Physischen Geographie sind somit sehr vielfältig. An dieser Stelle werden daher nur einige Beispiele aus den Bereichen Küstengeographie, Landschaftsentwicklung und Agrarwirtschaft für mögliche Einsätze aufgeführt werden, die Anregungen für weitere Anwendungsgebiete geben sollen:

### **Küstengeographie, Küstenschutz**

- Wirkungsanalyse von Küstenschutzmaßnahmen, z.B. von Wellenbrechern, Buhnen oder Sandvorspülungen.
- Analyse von Sedimentverlagerungen im kleinräumigen Bereich (z.B. Interaktion zwischen Seebrücken und Wellenbrechern).
- Monitoring von sedimentgefährdeten Seeschiffahrtstrassen (Sicherstellung ausreichender Fahrrinntiefen für die Berufsschiffahrt).
- Schadensanalyse nach Sturmfluten, Analyse von Veränderung von Ästuaren und Wasserwegen durch Sturmfluten und Gezeiten.
- Algenblüte: Monitoring örtlich begrenzter, wichtiger Bereiche (Badegebiete).
- Monitoring von Strandhaferbeständen an Küstenzonen. Dokumentation der Schäden durch Winterstürme, Sukzession in den Sommermonaten, ggf. schädigender Einfluß durch anthropogene Eingriffe.
- Kliff-Monitoring: Dokumentation und Visualisierung des Landverlustes an aktiven Kliffs. Grundlage und Argumentationshilfe zur Einleitung ggf. erforderlicher Küstenschutzmaßnahmen. Mittel zur visuellen Erfolgskontrolle ggf. bereits erfolgter Küstenschutzmaßnahmen.



### **Landschaftsentwicklung, Naturschutz**

- Vegetationsaufnahmen in kurzen zeitlichen Abständen zur Dokumentation und Analyse von Pflanzensukzessionen.
- Analyse der Resilienz von Vegetation gegenüber natürlichen (Feuer, Windbruch, Überschwemmungen) oder anthropogenen Störungen (Befahren, Vertritt).
- Dokumentation der sukzessiven Neubesiedelung ehemals intensiv genutzter Bereiche (temporäre Brachflächen, versiegelte Mülldeponien, dauerhafte Nutzungsaufgabe z.B. im Tagebau).
- Als Grundlage für Vegetationskartierungen zur Bestandsaufnahme und zur optischen Abgrenzung von Pflanzengesellschaften.
- Forstinventuren zur Aufnahme von Schäden aufgrund anthropogener Einflüsse (saurer Regen, Schwermetallbelastung, Monokulturen). Veränderungen im Baumbestand bzw. in den Baumkronen können in kurzen Intervallen festgehalten werden.
- Analyse der Wassererwärmung in Flüssen nach Kraftwerken (Kühlwasser) mittels thermographischer Luftaufnahmen.
- Fahndung nach illegalen Einleitungen in Seen und Flüsse.
- Monitoring von Schilfgürteln bzw. Ufergürteln. Erfolgskontrolle von Sanierungsmaßnahmen in Naturschutzgebieten.
- Dokumentation und Erfolgskontrolle der Renaturierung z.B. von Hoch- und Niedermooren, Tagebaugebieten und bei Flußsanierungen.

### **Agrarwirtschaft**

- Optimierung von Nährstoff- und Wasserversorgung der Pflanzen (z.B. mittels multispektraler Luftaufnahmen).
- Ermittlung des optimalen Erntezeitpunktes bei Pflanzen mit engen Erntezeitfenstern (z.B. Mais oder Weinanbau).
- Überwachung der Inanspruchnahme von EU-Fördermitteln: Stichprobenartige Kontrolle von Agrarflächen auf korrekte Flächenprämien.
- Planung und Kontrolle der Wirksamkeit von Drainagemaßnahmen.

### **Beispiel: Precision Farming**

Im Bereich der teilflächenspezifischen Landwirtschaft – dem Präzisionsackerbau (*Precision Farming*) – können mittels Luftaufnahmen aus UAVs zeitnah Informationen über die Anbaufläche erhoben werden und z.B. als Ergänzung zu

bodengestützten Systemen zur teilflächenspezifische Ausbringung von Betriebsmitteln dienen.

Insbesondere großmaßstäbige, multispektrale Luftbilder können Inhomogenitäten in Anbauflächen aufdecken. Ein Beispiel hierfür ist der unterschiedliche Reifegrad von Anbaufrüchten je nach Bodenqualität und Exposition. Für bestimmte Pflanzen besteht ein vergleichsweise enges Zeitfenster für den Erntezeitpunkt, das aus nur wenigen Tagen bestehen kann. Vor allem bei sehr großen Anbauflächen kann der Reifegrad manuell nur schwierig festgestellt werden. Die Inhomogenität der Anbaufläche wird hierbei meist vernachlässigt bzw. ein Mittelwert der Fruchtreife angenommen.

Daß der Bereich der Landwirtschaft mit anspruchsvollen Pflanzen mit engen Erntezeitfenstern ein potentiellen Anwendungsfeld ist, zeigt beispielsweise der Kaffeeanbau auf Kuai, Hawaii: Hier hat die NASA als Vorzeige-Projekt eine solargetriebene (große) Flugdrohne entwickelt und stellt der Kaffeepflanzung Aufnahmen zur Verfügung, woraus der optimale Erntezeitpunkt hervorgehen soll (vgl. NASA 2002). Die Ernte erfolgt dabei mit vollautomatischen Maschinen (sog. *Harvester*). Mittels der Luftaufnahmen sollen diese Maschinen zur Ernte in die Plantagen mit den jeweils reifsten Kaffeekirschen gesandt werden (vgl. HERWITZ et al. 2002).

Neben den bisher genannten Anwendungsgebieten erschließen sich neue Möglichkeiten, die selbst mit aktuellen herkömmlichen Fernerkundungsdaten bisher nicht möglich waren: Das größte Potential eines UAVs in der Physischen Geographie könnte die hohe temporale Auflösung sein, die in dieser Form bisher nicht zur Verfügung stand.

Die Möglichkeit, ein Luftbild an derselben Position in engen zeitlichen Abständen aufzunehmen, könnte zu einem neuen Anwendungsgebiet in der Geographie führen: Der visuellen Darstellung von Prozessen mittels bodennaher multitemporaler Luftbilder.

Werden diese Luftbilder mit nahezu der gleichen Position und Ausrichtung ineinander übergeblendet, entsteht eine Art Luftbild-Film oder -videosequenz von den Veränderungen im Beobachtungsraum, analog zu sogenannten „Satelliten-Filmen“ der Wetterprognosen.

Damit könnten z.B. Stofftransporte, wie sie im Küstenvorfeld stattfinden oder die Veränderungen von Vegetation im Laufe des Jahres anschaulich visualisiert werden. Veränderungen werden nicht nur durch die zwei Zustände *vorher* und *nachher* sichtbar, sondern der Prozeß als Ganzes kann durch mehrere Zwischenbilder nachvollzogen werden. Derartige Visualisierungen könnten z.B.

durch den Bereich der Geomedien die Wahrnehmung der Geographie in der Öffentlichkeit verändern.

Die Aufgabe der Geographie sollte es daher sein, die Entwicklung von zivilen UAVs nicht nur zu beobachten, sondern auch zur Entwicklung der UAVs zu Fernerkundungs- und Monitoringzwecken beizutragen, indem weitere Ansprüche und Anwendungen ausgearbeitet und konkretisiert werden.

Zusammen mit anderen Fachwissenschaften wie der Elektrotechnik, der Informatik und dem Maschinenbau oder privater Einrichtungen könnte diese Aufgabe technisch realisiert werden. Die letzte Gewinnung, Nutzung und Analyse der Daten bleibt jedoch deutlich ein Themengebiet der Geographie.

## 8 Literaturverzeichnis

- ABERDEEN, D. (2005): Surfplan 5.0. URL: <http://www.surfplan.com.au> (abgerufen am 9.5.2005)
- AIRFOIL AVIATION, Inc. (2004): Powered Parachute. Loraine, IL, USA. URL: <http://www.airfoilaviation.com> (abgerufen am 11.12.2004)
- ALBERTZ, J. (2001): Einführung in die Fernerkundung. Grundlagen der Interpretation von Luft- und Satellitenbildern. Zweite, überarbeitete und erweiterte Auflage, Wissenschaftliche Buchgesellschaft, Darmstadt.
- ANALOG DEVICES (2000): ADXL202 -  $\pm 2$  g Dual Axis Accelerometer, Analog Devices Inc., Norwood, MA, USA. URL: [http://www.analog.com/UploadedFiles/Data\\_Sheets/53728567227477ADXL202E\\_a.pdf](http://www.analog.com/UploadedFiles/Data_Sheets/53728567227477ADXL202E_a.pdf) (abgerufen am: 6.11.2006)
- AOPA (2006): AOPA acts to keep unregulated UAV operation out of navigable airspace. Aircraft Owners and Pilots Association (AOPA). Frederick, USA. URL: <http://www.aopa.org/whatsnew/newsitems/2006/060215uav.html> (abgerufen am: 23.07.2006)
- ASSELINE, J. (2005): Drone Pixy. Institut de Recherche pour le Développement, Montpellier, Frankreich. URL: <http://www.uav-pixy.com> (abgerufen am 2.5.2005)
- BÄHR, H.-P. & VÖGTLE, T., (Hrsg.) (1991): Digitale Bildverarbeitung. Anwendung in Photogrammetrie, Kartographie und Fernerkundung. Zweite, völlig neubearbeitete Auflage, Wichmann, Karlsruhe.
- BEUTNAGEL, R. / BIECK, W. / BÖHNKE, O. (1995): Sport & Design Drachen 5/1995. Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- BLASCHKE, T. (Hrsg.) (2002): Fernerkundung und GIS, Neue Sensoren – innovative Methoden. Wichmann Verlag, Heidelberg.
- BLASCHKE, T. / GLÄBER, C. / LANG, S. (2002): Bildverarbeitung in einer integrierten GIS/Fernerkundungsumgebung – Trends und Konsequenzen. In: Blaschke, T. (Hrsg.) (2002), S.1-8.
- BROCKHAUS, R. (2001): Flugregelung. Zweite, neu bearbeitete Auflage. Springer Verlag, Berlin.

- BÜRKERT A. / MAHLER, F. / GÉRARD, B. (1997): Mit dem Fesselballon auf Spurensuche - Luftaufnahmen für die Landwirtschaft. In: Forschung - Mitteilungen der DFG, Band 2-3, S.11-15, VCH Verlagsgesellschaft mbH, Weinheim
- BUNDESGESETZBLATT (2005), Nr. 47, Neunte Verordnung zur Änderung der Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung, S.2275. In: Bundesanzeiger, Ausgabe Nr. 156 vom 19. August 2005, Bundesanzeiger Verlagsgesellschaft mbH, Köln.
- BUSSE, M. (2004): NMEA 0183 Datensätze. Busse Yachtshop, Flintbek. URL: <http://www.nmea.de> (abgerufen am: 5.7.2006)
- CRAMER, M. (1999): Direct geocoding – is aerial triangulation obsolete? In: Fritsch & Spiller (1999), S.59-70.
- CROPCAM (2006): A new altitude in agriculture. CropCam, Manitoba, Kanada. URL: <http://cropcam.com/documents/brochure.pdf> (abgerufen am 25.7.2006)
- CZEPA, O. (1998): Die verflixte Luftschraubenanpassung. In: prop 2/1998, Aero-Club, Wien, Österreich.
- CZEPA, O. (2000): Profiländerungen am Außenflügel. In: prop 3/2000 und 4/2000, Aero-Club, Wien, Österreich.
- DEUTSCHE FLUGSICHERUNG (Hrsg.) (2004): Luftraumstruktur/Sichtflugregeln in der Bundesrepublik Deutschland, Fallbeispiel, Schematische Darstellung. Deutsche Flugsicherung DFS, Langen.
- DEUTSCHE FLUGSICHERUNG (Hrsg.) (2005): LUFTFAHRTKARTE AERONAUTICAL CHART ICAO 1:500 000. Ausgabe 2005, Hamburg (NO 53/6), Deutsche Flugsicherung DFS, Langen.
- DOLCH, S. (1996): Rippenflügel aus Faserverbundwerkstoffen: Leichtbau mit Rohrholmen in Theorie und Praxis. Zweite Auflage, Verlag Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- DURANTI, S. (2005): Profili 2.19 Pro. URL: <http://www.profil2.com> (abgerufen am 14.10.2005)
- EHLERS, M. (2002): Fernerkundung für GIS-Anwender - Sensoren und Methoden zwischen Anspruch und Wirklichkeit. In: Blaschke, T. (Hrsg.) (2002), S.10-23.
- ELBIT SYSTEMS (2006): UAV Skylark. Elbit Systems Ltd., Israel. URL: [http://www.elbitsystems.com/data/SKYLARK\\_L\\_1.jpg](http://www.elbitsystems.com/data/SKYLARK_L_1.jpg) (abgerufen am: 23.07.2006)
- ELLIS, J. M. & DODD, H. (2001): Using Airborne Digital Cameras for Environmental Applications. Fifth International Conference on Airborne Remote Sensing, HJW Geospatial, San Francisco, USA.

- EMT INGENIEURGESELLSCHAFT (2006): Mini-Drohne Aladin. EMT Ingenieurgesellschaft, Penzberg. URL: <http://www.emt-penzberg.de> (abgerufen am: 23.07.2006)
- ERASMI, S. (2003): Optische Fernerkundung zur teilflächenspezifischen Zustandsbeschreibung von Winterweizenbeständen. Göttinger Geographische Abhandlungen. Heft 110. Verlag Erich Goltze GmbH & Co. KG, Göttingen.
- ESA (2003): ESTB – EGNOS System Testbed. European Space Agency. Paris, Frankreich. URL: <http://esamultimedia.esa.int/docs/egnos/estb/esaEG/estb.html> (abgerufen am: 4.7.2006)
- ESA (2006): EGNOS for Professionals. European Space Agency. Paris, Frankreich. URL: [http://esamultimedia.esa.int/docs/egnos/estb/egnos\\_pro.htm](http://esamultimedia.esa.int/docs/egnos/estb/egnos_pro.htm) (abgerufen am: 4.7.2006)
- ETKIN, B. & REID, L. D. (1996): Dynamics of flight: stability and control. Dritte Auflage. John Wiley & Sons, Inc., New York, USA.
- ETTINGER, S. M. / NECHYBA, M. C. / IFJU, P. G. / WASZAK, M. (2002): Vision-Guided Flight Stability and Control for Micro Air Vehicles. In: Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS2002), EPFL, Lausanne, Schweiz, S.2134-2140.
- FALKNER, E. (1995): Aerial Mapping - Methods and Applications. Mapping Science Series, Lewis Publishers, Boca Raton, USA.
- FAHLSTROM, P. G. & GLEASON, T. J. (1998): Introduction to UAV Systems. Second Edition, UAV Systems, Inc., Columbia, USA.
- FARRELL, J. A. & BARTH, M. (1999): The Global Positioning System & Inertial Navigation. McGraw-Hill, New York, USA.
- FELLING, W. (1997): Modellflug und Recht. Neckar Verlag, Villingen-Schwenningen.
- FELLING, W. (2002a): Stellungnahme zur rechtlichen Situation des Modellflugrechts. In: Modell 6/2002, S.42ff und Modell 7/2002, S.40ff, Neckar Verlag, Villingen-Schwenningen.
- FELLING, W. (2002b): Aus für Modellflug in Naturschutzgebieten. In: Modell 12/2002, S.42f, Neckar-Verlag, Villingen-Schwenningen.
- FELLING, W. (2003): Wie hoch dürfen Flugmodelle fliegen? In: Luftsport 3/2003, S.27f, VLS Verlag Luftsport GmbH, Duisburg.
- FMA DIRECT INC., Frederick, USA. URL: <http://www.fmadirect.com> (abgerufen am: 23.07.2006)

- FRITSCH, D. & SPILLER, R. (Hrsg.) (1999): Photogrammetric Week '99. Wichmann Verlag, Heidelberg.
- GIERLOFF-EMDEN H.-G. & SCHROEDER-LANZ, H. (1970): Luftbildauswertung, Band I, Grundlagen. Bibliographisches Institut, Hochschultaschenbücher-Verlag, Mannheim.
- HECKES, J. (1987): Überblick über Kammerträger für Luftaufnahmen im Nahbereich. In: ISPRS/DBM (Hrsg.), S.25-31.
- HEIER, H. & LUHMANN, T. (1987): Überblick über photogrammetrische Aufnahmekammern und Auswertesysteme. In: ISPRS/DBM (Hrsg.), S.13-20.
- HERWITZ, S. R. / JOHNSON, L. F. / ARVESEN, J. C. / HIGGINS, R. G. / LEUNG, J. G. / DUNAGAN, S. E. (2002): Precision Agriculture as a Commercial Application for Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles. In: AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA's 1st Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles, Systems, Technologies, and Operations. May 2002, Portsmouth, VA, USA.
- HILDEBRANDT, G. (1996): Fernerkundung und Luftbildmessung für Forstwirtschaft, Vegetationskartierung und Landschaftsökologie. Erste Auflage. Wichmann Verlag, Heidelberg.
- HOFMANN, J. (1995): Tragflächen in Rippenbauweise. Erste Auflage. Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- HOLLAND, P. (1991): Flugmodelle erfolgreich bauen: Tips und Tricks. Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- IHL MODELLTECHNIK (2005): PARA Victor 26-e, Betriebsanleitung. IHL Modelltechnik, Dollern.
- ISPRS/DBM (Hrsg.) (1987): Luftaufnahmen aus geringer Flughöhe. Arbeitstagung der Kommission V, Arbeitsgruppe V/2 der Internationalen Gesellschaft für Photogrammetrie und Fernerkundung. Veröffentlichung Nr. 41 aus dem Deutschen Bergbaumuseum, Bochum.
- JESCHOR, A. (1989): Orientierung mit Karte und Luftbild. Bearbeitet von Bleiel, K.H.. Dritte, überarbeitete Auflage, Walhalla und Praetoria Verlag, Regensburg.
- JOHNSON, E. N. / FONTAINE, S. G. / KAHN, A. (2001): Minimum Complexity Uninhabited Air Vehicle Guidance and Flight Control System. Proceedings of the 20<sup>th</sup> Digital Avionics Systems Conference, IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, Florida, USA.

- KÄMPER, N. (Hrsg.) (2004): Luftverkehrsrecht. Luftverkehrsgesetz, Luftverkehrsordnung, Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung, Nationale Verordnungen, EG-Recht. Zweite Auflage. Beck'sche Textausgaben. Verlag C.H. Beck, München.
- KAPPAS, M. (1994): Fernerkundung nah gebracht. Leitfaden für Geowissenschaftler. Dümmlers Verlag, Bonn.
- KARRAS, G. E. / MAVROMATI, D. / MADANI, M. / MAVRELIS, E. / LYMPEROPOULOS, E. / KAMBOURAKIS, A. / GESAFIDIS, S. (1999): Digital Orthophotography in Archaeology with Low-Altitude Non-Metric Images. In: International Archives of Photogrammetry & Remote Sensing, XXXII (5W11), S.8-11. WG V/2 & 5: Photogrammetric Measurement, Object Modeling and Documentation in Architecture and Industry. 7-9 July, Thessaloniki, Greece.
- KRACHEEL, K. (1993): Flugführungssysteme – Blindfluginstrumente, Autopiloten, Flugsteuerungen. Acht Jahrzehnte deutsche Entwicklungen von Bordinstrumenten für Flugzustand, Navigation, Blindflug, von Autopiloten bis zu digitalen Flugsteuerungssystemen (>Fly-by-wire<), Bernard & Graefe Verlag, Bonn.
- KRAUS, K. (1996): Photogrammetrie. Band 2. Verfeinerte Methoden und Anwendungen. Institut für Photogrammetrie und Fernerkundung der Technischen Universität Wien. Dritte Auflage, Dümmlers Verlag, Bonn.
- KRAUS, K. (1997): Photogrammetrie. Band 1. Grundlagen und Standardverfahren. Institut für Photogrammetrie und Fernerkundung der Technischen Universität Wien. Sechste Auflage, Dümmlers Verlag, Bonn.
- KÜGELGEN, M. (1987): Ein ferngelenktes, unbemanntes Kleinflugzeug für wissenschaftlich-technische Nutzlasten. In: ISPRS/DBM (Hrsg.), S.41-47.
- KUMM, W. (2000): GPS Global Positioning System. Sechste, neu bearbeitete Auflage, Delius Klasing Verlag, Bielefeld.
- LEXIKOGRAPHISCHES INSTITUT MÜNCHEN (Hrsg.) (1985): Das deutsche Wörterbuch. C.H. Beck'sche Buchdruckerei, Nördlingen.
- LANDESVERMESSUNGSAMT SCHLESWIG-HOLSTEIN (2005): Produktkatalog. Ausgabe 2006/07. Landesvermessungsamt Schleswig-Holstein, Kiel.
- LESER, C. (2002): Operationelle Biotopkartierung mit HRSC-Daten - Probleme und Lösungsansätze. In: BLASCHKE, T. (Hrsg.) (2002), S.88-97.
- LILIENTHAL, H. (2003): Entwicklung eines bodengestützten Fernerkundungssystems für die Landwirtschaft. In: Landbauforschung Völkenrode - FAL Agricultural Research, Sonderheft 254, Bundesforschungsanstalt für Landwirtschaft (FAL), Braunschweig.



- LINKE, W. (1996): Orientierung mit Karte, Kompaß, GPS. Achte, überarbeitete und erweiterte Auflage, Verlag Busse Seewald, Herford.
- LÖFFLER, E. / HONECKER, U. / STABEL, E. (2005): Geographie und Fernerkundung. Dritte, neubearbeitete und erweiterte Auflage. Gebrüder Borntraeger Verlagsbuchhandlung, Berlin.
- LNĚNIČKA, J. & JANOVEC, J. (1994): Aerodynamik der Motor-Flugmodelle. Zweite Auflage, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- MARZOLFF, I. (1999): Großmaßstäbige Fernerkundung mit einem unbemannten Heißluftzeppelin für GIS-gestütztes Monitoring von Vegetationsentwicklung und Geomorphodynamik in Aragón (Spanien). Freiburger Geographische Hefte, Heft 57. Selbstverlag des Institutes für Physische Geographie der Albert-Ludwigs-Universität Freiburg i. Br. .
- MARZOLFF, I. & RIES, J. B. (2000): Großmaßstäbiges Luftbildmonitoring mit einem ferngesteuerten Heißluftzeppelin. Petermanns Geographische Mitteilungen 144 (6), S.4-5.
- MEMSIC (2005): Improved, Ultra Low Noise  $\pm 3$  g Dual Axis Accelerometer with Digital Outputs, Memsic, Inc., North Andover, MA, USA. URL: <http://www.memsic.com/memsic/data/products/MXD2125G&M/MXD2125G&M.pdf> (abgerufen am: 6.11.2006)
- MICROPILOT, Stony Mountain, Manitoba, Kanada. URL: <http://www.micropilot.com> (abgerufen am 12.1.2005)
- MOHINDER, S. G. / LAWRENCE, R. W. / ANGUS, P. A. (2001): Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. John Wiley & Sons, Inc. Publications, New York, USA.
- NASA (2002): The Uninhabited Aerial Vehicle (UAV) Coffee Project. Nasa Ames Research Center, Moffet Field, CA, USA. URL: <http://www.nasa.gov/centers/ames/research/factsheets/FS-020901ARC.html> (abgerufen am: 10.03.2007)
- NEWCOME, L. (2006): Vendors Sales. SRA International Inc., Alexandria, VA, USA. URL: [http://www.uavforum.com/vendors/vendors\\_sales.htm](http://www.uavforum.com/vendors/vendors_sales.htm) (abgerufen am: 9.10.2006)
- NEWCOME, L. (2006a): Vehicles Overview. SRA International Inc., Alexandria, VA, USA. URL: <http://www.uavforum.com/vehicles/overview.htm> (abgerufen am: 9.10.2006)
- NITSCHMANN, W. (2005): Reflex XTR, Professionelle Modellflugsimulation für Helicopter und Flugzeuge. Reflex Products, Bokholt-Hanredder. URL: <http://www.reflex-sim.de> (abgerufen am 8.11.2005)

- PFEIFFER, B. & WEIMANN, G. (1991): Geometrische Grundlagen der Luftbildinterpretation. Zweite, neubearbeitete Auflage, Wichmann Verlag, Karlsruhe.
- PRASAD, R. & RUGIERI, M. (2005): Applied Satellite Navigation Using GPS, GALILEO, and Augmentation Systems. Artech House, Boston, USA.
- PRETOLANI, R. / SAGGIANI, G. M. / TEODORANI, B. (2003): A low cost unmanned platform for geophysical and environmental applications. Department of Mechanical Engineering (DIEM), Aerospace Division. University of Bologna, Italien.
- PREU, C. / STERR, H. / ZUMACH, W.-D. (1989): Monitoring of the coastal environments by means of a remote controlled balloon-borne camera (LAP-technique). Sixth Symposium on Coastal and Ocean Management/ASCE. July 11-14, Charleston, SC, S.4847-4861.
- REODIQUE, A. & SCHULTZ, W. (1998): Noise Considerations for Integrated Pressure Sensors. Semiconductor Application Note, Document AN1646, Motorola Inc, USA.
- ROBBE (1998): Hauptkatalog 98/99. Robbe Modellsport GmbH & Co. KG, Grebenhain.
- ROSE, A. (1984): Entzerrung von Scannerbildern mit Prädiktionsansätzen. Dissertation der Hohen landwirtschaftlichen Fakultät der Rheinischen Friedrich-Wilhelms-Universität zu Bonn. Reihe C, Heft Nr. 303. Verlag der Bayerischen Akademie der Wissenschaften in der Kommission bei der C.H. Beck'schen Verlagsbuchhandlung München.
- SCALLOUD, J. (2002): Direct Georeferencing in Aerial Photogrammetric Mapping. In: Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, März 2002, Journal of the American Society for Photogrammetry and Remote Sensing, Bethesda, USA.
- SCHLÜTER, D. (1987): Ferngesteuerte Kleinflugzeuge und speziell Kleinhubschrauber für Nahbereichs-Luftaufnahmen. In: ISPRS/DBM (Hrsg.), S.33-40.
- SCHNEIDER, S. (1974): Luftbild und Luftbildinterpretation, Walter de Gruyter, Berlin, New York.
- SCHÖNHERR, M. (2003): Luftaufnahmen für die Archäologie aus ferngesteuertem und kreiselstabilisiertem Kleinstflugzeug. URL: <http://www.net-art.de/mech/Luftbilder/> (abgerufen am: 02.11.2006)
- SCOTT EDWARDS ELECTRONICS (2000): Mini SSC II Serial Servo Controller - User's Manual 07/00. Sierra Vista, USA.
- SIMONS, M. (1986): Flugmodell-Aerodynamik. Übers. v. Hans-Walter Bender. Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.

- SPILLER, R. & ZEILINGER, M. (2002): Produktreport Digitale Modulare Kamera (DMC). In: Blaschke, T. (Hrsg.) (2002), S.129f.
- STANFORD UNIVERSITY (2006): Project Hummingbird. Aerospace Robotics Laboratory. URL: <http://sun-valley.stanford.edu/users/heli/> (abgerufen am: 25.7.2006)
- STEENBUCK, U. & BARON, C. (1985): Moderner Tragflächenbau: Styropor-Sandwich- und Voll-Gfk-Bauweise. Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- STENGELE, J. (1990): Motorisierter Rogallo-Gleiter. Erschienen in: FMT-Flugmodell und Technik. MT-Bauplan 852. Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- STROBEL, J. (1995): GPS - Global Positioning System, Franzis' Verlag, Poing.
- TAMIR ESHEL (Hrsg.) (2004): Skylark IV Miniature Aerial vehicle - Elbit Systems (Israel), In: Defense Update, Ausgabe 2/2004, Onlinepublikation. URL: <http://www.defense-update.com/products/s/skylark1-uav.htm> (abgerufen am 23.07.2006)
- TAYLOR, B., BIL, C., WATKINS, S. (2003): Horizon Sensing Attitude Stabilization: A VMC Autopilot. 18<sup>th</sup> International UAV Systems Conference, Bristol, United Kingdom.
- TECHNISCHE UNIVERSITÄT BERLIN (2006): Projekt MARVIN. Institut für Technische Informatik und Mikroelektronik. URL: <http://pdv.cs.tu-berlin.de/MARVIN> (abgerufen am: 25.7.2006)
- TETRACAM (2006): ADC2 Flyer. Tetracam, Inc., Chatsworth, USA.
- THALES NAVIGATION (2002): Magellan Sportrak Handheld GPS User Guide, Thales Navigation, Inc., San Dimas, USA.
- UNAV, LLC (2005): Picopilot. Marysville, WA, USA. URL: <http://www.u-nav.com> (abgerufen am 14.12.2005)
- WEISS, A. (2005): RC-Flugmodelle konstruieren und bauen. Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- WIMMER, J. (1993): Experimentalmodelle: Grundlagen - Anregungen - Entwürfe. Erste Auflage, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden.
- WONG, K. C. (2001): Survey Of Regional Developments: Civil Applications. School of Aerospace, Mechanical and Mechatronic Engineering, University of Sydney, Australien.

- WONG, K.C. & BIL, C. (1998): UAVs over Australia - Market And Capabilities (presented to the Bristol RPV/UAV Systems Conference, Bristol), Department of Aeronautical Engineering, University of Sydney, Australien.
- ZETTL, S. W. (2005): Applikationshinweis M1, Zettl Karlsruhe - Telemetrie, Flugtechnik. Walzbachtal. URL: [http://www.zft.de/pdf/app\\_m1.pdf](http://www.zft.de/pdf/app_m1.pdf) (abgerufen am 8.5.2005)
- ZETTL, S. W. (2005a): Datenblatt UHF Telemetrie Sender TMA9824, Zettl Karlsruhe - Telemetrie, Flugtechnik. Walzbachtal. URL: <http://www.zft.de/pdf/tma9824.pdf> (abgerufen am 8.5.2005)

---

## Erklärungen

Ich erkläre an Eides Statt, daß ich meine Dissertation „Eine semiautonome Flugdrohne (UAV – Unmanned Aerial Vehicle) zur Aufnahme großmaßstäbiger Senkrechtluftbilder für die bodennahe Fernerkundung“ selbständig ohne fremde Hilfe angefertigt habe, und daß ich alle von anderen Autoren wörtlich übernommenen Stellen wie auch die sich an Gedanken anderer Autoren eng anlehenden Ausführungen meiner Arbeit besonders gekennzeichnet und die Quellen nach den mir angegebenen Richtlinien zitiert habe.

---

Ort, Datum

---

Unterschrift

Hiermit versichere ich, daß ich bisher noch keinen Promotionsversuch unternommen habe.

---

Ort, Datum

---

Unterschrift

---

## Lebenslauf

Name: Tim Brüggemann  
Staatsangehörigkeit: deutsch  
Geburtsort: Kiel  
Geburtsdatum: 18.08.1975  
Familienstand: ledig

1982-1986 Grundschule Sonderburger Platz, Kiel  
1986-1995 Ernst-Barlach-Gymnasium, Kiel  
1995 Allgemeine Hochschulreife  
1995-1996 Ableistung Zivildienst  
1996 Immatrikulation an der CAU-Kiel für Geographie (Diplom) und den Nebenfächern Landschaftsentwicklung und Wasserwirtschaft  
1998 Vordiplom  
1999-2000 Dänisches Staatsstipendium, Geographie-Studium in Kopenhagen  
2000 Hinzunahme des Nebenfaches Geologie  
2002 Diplom in Geographie  
2002 Anstellung als Geograph  
2004 Eintragung in die Promotionsrolle im Fach Physische Geographie  
2007 Einleitung des Promotionsverfahrens



