

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
Standortbibliothek
Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Institutsbericht
IB 111-2008/25

**Beiträge zur Entwicklung von Steuerstrategien
für den Kurvenflug
von Segelflugzeugen in Aufwindfeldern**

Sven Hargens

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
Standortbibliothek
Diensthaus
D-38103 Braunschweig

BS-R 13965

BSR : 2009/754

Institutsbericht
IB 111-2008/25

**Beiträge zur Entwicklung von Steuerstrategien
für den Kurvenflug
von Segelflugzeugen in Aufwindfeldern**

Sven Hargens

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

109 Seiten
49 Abbildungen
10 Referenzen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Flugdynamik und Simulation

Stufe der Zugänglichkeit: I, intern und extern unbeschränkt zugänglich

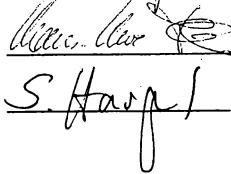
Braunschweig, 31.03.2008

Unterschriften:

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



komm. Abteilungsleiter: Dr.-Ing. K.-U. Hahn



Verfasser: cand.-Ing. Sven Hargens



Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	v
Tabellenverzeichnis	vii
Nomenklatur	viii
1. Einleitung	1
1.1. Einführung in die Problemstellung	1
1.2. Am Markt verfügbare Zentrierhilfen	4
1.3. Ziel der Arbeit	6
2. Flugmechanik	7
2.1. Vektoren	7
2.2. Koordinatensysteme	8
2.3. Flugzeugkinematik	10
2.4. Flugleistung	12
2.5. Flugmanöver	15
2.6. Aerodynamische Optimalpunkte	19
3. Modellierung von Aufwindfeldern	24
3.1. thermische Aufwindfelder	24
4. Optimaler Kreisflug in Aufwindfeldern	28
4.1. Optimaler Kreisflug	28
4.2. Optimale Querlage in einem bekannten Aufwindfeld	30
5. Detektion und Prädiktion eines unbekannten Aufwindfeldes	35
5.1. Identifikation der notwendigen und hinreichenden Parameter	35
5.2. Sensorik	39
5.3. Anordnung der Sensorik	44
5.4. Auswertung der Messdaten	44
5.5. Vergleich der Lösungsverfahren	47
5.6. Optimales Zentrieren	50
6. Simulation	52
6.1. Flugleistungsberechnung	52
6.2. Das Flugleistungsvergleich-GUI	52
6.3. Das Simulinkmodell	54
7. Zusammenfassung und Diskussion	58
7.1. Zusammenfassung	58
7.2. Diskussion und Ausblick	59
Literatur	61
A. Berechnungen	62

B. Skripte und Funktionen	63
B.1. Funktion zum Berechnen der aerodynamischen Beiwerte	63
B.2. Funktion zum Berechnen des Kreisradius	65
B.3. Funktion zum Berechnen des Eigensinken	65
B.4. Funktion zum Berechnen der optimalen Kreisfluglage	68
B.5. Funktion zum Berechnen des Modellaufwindfeldes	69
B.6. Funktionen zum Berechnen verschiedener Flugbahnen	71
B.7. Skript zum Berechnen einer vorgegebenen Flugbahn	72
B.8. Skript zum Berechnen der Kreisflugpolaren	74
B.9. Skript zur Wegsimulation	78
B.10. Skript zum Anzeigen der Simulationsergebnisse	84
B.11. Skript zum Erstellen des GUI	88
C. Simulinkmodell	102

Abbildungsverzeichnis

1.	Abschnitte eines Streckenfluges	2
2.	graphische Ausgabe von Steigwerten	4
3.	SDI C4 Competition	5
4.	SDI ZS1 100	5
5.	Zentrieren mit Themis	5
6.	geodaetisches KOS [1]	8
7.	flugbahnfestes KOS [1]	9
8.	flugzeugfestes KOS [1]	10
9.	Kräfte am Flugzeug im Gleichgewichtszustand ohne Wind [3]	13
10.	Kräfte im Kurvenflug ohne Wind [3]	14
11.	Polarendiagramm nach Lilienthal	15
12.	Geschwindigkeitspolare ASK 21 [Schleicher Flugzeugbau]	18
13.	Sinkgeschwindigkeiten im Kreisflug bei verschiedenen Kreisfluggeschwindigkeiten V_K und Querneigungswinkeln ϕ	20
14.	Lilienthalpolare mit eingezeichneten Optimalpunkten [4]	22
15.	Vergleich von $C_{A,Kurve}^{**}$ und C_{Amax} des Modellflugzeugs über den Kurvenradius	23
16.	qualitative Aufwindverteilungen aus den drei Forderungen	26
17.	Übersicht über die verwendeten Aufwindmodelle	27
18.	Vergleich der Kreisflugpolaren des Modellflugzeuges bei verschiedenen Auftriebsbeiwerten	29
19.	Bestimmen des optimalen Kreisradius	31
20.	Bestimmen des optimalen Kreisradius	32
21.	Gegenüberstellung der Geschwindigkeitspolaren des Modells, der Ka8b und des Astirs	33
22.	Gegenüberstellung der optimalen Kreisradien bei unterschiedlichen Flächenbelastungen des Nimbus 4 mit Klappenstellung L	34
23.	Flugbahn im Aufwindfeld	35
24.	gemessene Steigwerte an diskreten Positionen	36
25.	Positionen im Aufwindfeld	38
26.	Schema eines mechanischen Dosenvariometers	40
27.	Anordnung der Sensorik	45
28.	Umgebung möglicher Startwerte der Position des Aufwindzentrums	47
29.	Iterationsverlauf für die Kombination 1) c)	49
30.	Iterationsverlauf für die Kombination 2) b)	49
31.	Iterationsverlauf für die Kombination 3) c)	50
32.	Bestimmung der Winkel zum optimalen Steuerkurs	51
33.	Flussdiagramm zur Bestimmung der Kreisflugpolaren	53
34.	GUI des Flugleistungsvergleichswerkzeuges	54
35.	Anzeige der Simulationsergebnisse von links oben nach rechts unten: (1) Höhen- und Variometeranzeige, (2) Flugweg und angenommene optimale Kreisflugbahnen, (3a) und (3b) Verlauf der geschätzten Parameter, (4) Vektor zum erwarteten Zentrum, (5) Flugweg in 3D	55
36.	Flussdiagramm der Zentrierhilfe	57
37.	Hauptebene des Simulinkmodells (Ebene 0)	102

38. Untergruppe zur Koordinatentransformation (Ebene 1)	103
39. Untergruppe zur Berechnung der Schwerpunktbahn (Ebene 1)	103
40. Untergruppe zur Berechnung der Schwerpunktbahn (Ebene 2)	104
41. Untergruppe zur Berechnung der Bruttosteigwerte (Ebene 3)	104
42. M-Function zur Berechnung der Bruttosteigwerte (Ebene 4)	105
43. Look-Up-Table zur Bestimmung der Steigwerte (Ebene 4)	105
44. M-Function zur Berechnung des Eigensinkens (Ebene 3)	106
45. Untergruppe zur Berechnung der Schwerpunktbahn (Ebene 3)	106
46. Untergruppe zur Berechnung der Flügelspitzenbahn (Ebene 1)	107
47. Untergruppe zur Berechnung der Flügelspitzenbahn (Ebene 2)	108
48. Look-Up-Table zum Bestimmen Steigwerte am Steuerbordflügel (Ebene 3)	108
49. Look-Up-Table zum Bestimmen Steigwerte am Backbordflügel (Ebene 3) .	109

Tabellenverzeichnis

1.	Parameter der Aufwindtypen nach Horstmann	26
2.	optimale Kreisfluglage	30
3.	Vergleich der optimalen Kreisradien und maximalen Nettosteiggeschwin- digkeiten	31
4.	Gegenüberstellung signifikanter Flugzeugparameter verschiedener Flugzeuge	32
5.	Vergleich der optimalen Kreisradien bei unterschiedlichen Flächenbelastungen	33
6.	Gegenüberstellung und Bewertung der Lösungsverfahren bei verschiedenen Einfugszenarien	48

Nomenklatur

Die aufgeführten skalaren Größen und Funktionen können mittelbar oder unmittelbar von der Zeit abhängen. Dieser Zusammenhang wird in der folgenden Aufstellung vorausgesetzt und nicht explizit aufgeführt. Im Einzelfall ist im Kontext das Gefüge der Einflußgrößen auf die Variable detailliert beschrieben.

Abkürzungen

Abkürzung	Bezeichnung
Akaflieg	Akademische Fliegergruppe
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
.DOF	Dedrees of Freedom (Freiheitsgrade)
GUI	Graphical User Interface
IDAFLIEG	Interessengemeinschaft Deutscher Akafliegs
JAR	Joint Aviation Requirements
KOO	Koordinaten
KOS	Koordinatensystem
TE	Totalenergie
TEK	Totalenergierekompensation
TEP	Totalenergie- und Geschwindigkeitskompensation
TUHH	Technische Universität Hamburg-Harburg
Vario	Variometer

Lateinische Symbole

Zeichen	Bedeutung	Einheit
C_A	Auftriebsbeiwert	[·]
$C_{A,opt}$	optimaler Auftriebsbeiwert	[·]
C_W	Widerstandsbeiwert	[·]
C_{w0}	Null-Widerstandsbeiwert	[·]
D	geflogene Strecke	[m]
E	Gleitzahl	[·]
E	Energie	[J]
G	Gewichtskraft	[N]
H	Höhe über Grund	[m]
P	Position	[m]
S	Flügelfläche	[m ²]
T	Temperatur	[K]
T_0	Referenztemperatur	[K]

Zeichen	Bedeutung	Einheit
V	Geschwindigkeit	[km/h]
g	Erdbeschleunigung	[m/s ²]
k	k-Faktor, Kennzahl aus Flügelstreckung und OSWALD-Faktor	[·]
r	Kreisradius	[m]
r_0	maximaler Radius des Aufwindfeldes	[m]
t	Zeit	[s]
t_G	Zeit im Gleitflug	[s]
t_{St}	Zeit im Steigflug	[s]
w_A	Aufwindgeschwindigkeit	[m/s]
$w_{A,max}$	maximale Aufwindgeschwindigkeit	[m/s]
w_S	Sinkgeschwindigkeit	[m/s]
w_{St}	Steiggeschwindigkeit (Nettosteigen)	[m/s]
x_Z	X-Koordinate des Aufwindzentrums	[m]
y_Z	Y-Koordinate des Aufwindzentrums	[m]

Griechische Buchstaben

Zeichen	Bedeutung	Einheit
θ	Längslagewinkel	[rad]
χ	Bahnazimut	[rad]
α	Anstellwinkel	[rad]
β	Schiebewinkel	[rad]
δ	kleine Zahl	[universell]
ϵ	reziproke Gleitzahl	[·]
γ	Bahnwinkel	[rad]
μ	Hilfswinkel zwischen Navigationspunkten	[rad]
ν	Hilfswinkel zwischen Navigationspunkten	[rad]
ϕ	Querneigungswinkel	[rad]
ρ	Dichte	[kg/m ³]

Operatoren

- $x' = dx/dr$ Ableitung nach der Koordinate r
 $\dot{x} = dx/dt$ Ableitung nach der Zeit t

Indizes

Zeichen	Bedeutung
<i>A</i>	aerodynamische Größen
<i>K</i>	Bahngrößen
<i>Kurve</i>	Kurvenflug
<i>R</i>	Reise
<i>W</i>	Windgrößen
<i>a</i>	aerodynamisch
<i>f</i>	flugzeugfest (körperfest)
<i>g</i>	geodätisch
<i>k</i>	bahnfest (kinetisch)
<i>kin</i>	kinetisch
<i>pot</i>	potentiell
*	erster Optimalpunkt
**	zweiter Optimalpunkt

1. Einleitung

1.1. Einführung in die Problemstellung

Dem Piloten, der mit seinem Segelflugzeug eine Streckenflugaufgabe zu erfüllen hat, stehen zum Durchführen seines Fluges Sonne und Wind als Energiequellen zur Verfügung. Über den Erfolg oder Misserfolg seines Fluges entscheiden nicht zuletzt seine Kenntnisse über Meteorologie und die taktisch kluge Anwendung dieses Wissens, um diese Energiequellen optimal zu nutzen.

1.1.1. Streckenflugtheorie

Ziel eines jeden Streckenfliegers ist es, eine möglichst lange Distanz in möglichst kurzer Zeit mit seinem Segelflugzeug zurückzulegen. Um dieses Ziel zu erreichen ist also eine Maximierung der Reisegeschwindigkeit bzw. eine Maximierung der mittleren Überlandfluggeschwindigkeit nötig. Die mittlere Überlandfluggeschwindigkeit ist maßgeblich von der Leistung des Segelflugzeuges, den meteorologischen Bedingungen und den Fähigkeiten des Piloten abhängig.

1.1.2. Energiehaushalt des Segelflugzeuges

Wie noch gezeigt werden wird, ist ein Segelflugzeug ständig darauf angewiesen potentielle Energie in kinetische Energie umzuwandeln, um letztlich dann aus der kinetischen Energie Geschwindigkeit und Strecke über Grund zu gewinnen. Die Gesamtenergie ist die Summe aus potentieller und aerokinetischer Energie gemäß

$$E_{ges} = E_{pot} + E_{kin} = m \cdot g \cdot H + \frac{1}{2} \cdot m \cdot V^2 \quad (1)$$

Da potentielle Energie, also Höhe, jedoch kontinuierlich, um die Widerstandarbeit zu kompensieren, abgebaut wird, sinkt das Segelflugzeug, ruhige Luft vorausgesetzt, stetig. Um den Verlust an potentieller Energie auszugleichen nutzt der Pilot thermische Aufwinde, um deren kinetische Energie in Form ihrer Vertikalgeschwindigkeit w_A , für sich in für den Gleitflug nutzbare potentielle Energie zu verwandeln.

Da diese thermischen Aufwindfelder jedoch lokal begrenzt sind und je nach Topologie eng und in ihrer Ausdehnung begrenzt sind, findet das Steigen in den vertikal aufsteigenden Luftmassen meist im Kreisflug statt. Für das maximal zu erreichende Steigen sind also die Kreisflugleistungen ausserordentlich wichtig.

Im Gleitflug erfolgt nun die Umwandlung der gewonnenen potentiellen Energie in kinetische Energie. Hierbei ist es wichtig, anhand der Geschwindigkeitspolare seines Segelflug-

zeuges, den für ein erwartetes Steigen richtigen Gleitwinkel und die maximal zu erzielende Gleitzahl zu erreichen.

1.1.3. Einteilung des Streckenfluges

Wie im vorangehenden Abschnitt beschrieben, gliedert sich der Überlandflug in Gleitflug-, oder auch Vorflug-, und Kreisflugsegmente (Abb. 1). Um nun die mittlere Überlandfluggeschwindigkeit zu maximieren und die Faktoren zu bewerten, von denen diese abhängig ist, ist es vorteilhaft eine vereinfachte mathematische Beschreibung des Überlandfluges zu erstellen. Eine solche mathematische Beschreibung liefert MACCREADY [5]. Demnach ist die Überland- oder Reisegeschwindigkeit V_R eine Funktion der Gleitgeschwindigkeit im Vorflugsegment, der Gleitzahl und der erzielten Steiggeschwindigkeit, d.h.

$$V_R = f(V_G, E_{V_g}, w_{St}). \quad (2)$$

Die Steiggeschwindigkeit wiederum ist eine Funktion der Aufwindgeschwindigkeit und des Eigensinkens des Flugzeugs im Kreisflug, sie ergibt sich daher zu

$$w_{St}(r) = f(w_A(r), w_{SK}(r)) = w_A(r) - w_{SK}(r). \quad (3)$$

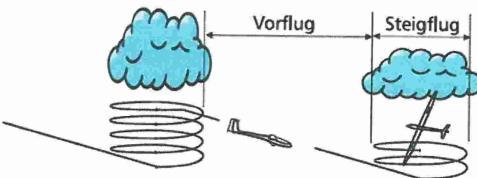


Abbildung 1: Abschnitte eines Streckenfluges

Die für einen Überlandflug benötigte Zeit t setzt sich aus der Zeit im Gleitflug t_G und der Steigzeit im Kreisflug t_{St} zusammen. Es ergibt sich für die Reisegeschwindigkeit daher eine weitere Beziehung, als Funktion der geflogenen Distanz D und der Zeit in den einzelnen Segmenten.

$$V_R = f(D, t_G, t_{St}) = \frac{D}{t_G + t_{St}}. \quad (4)$$

Zur Maximierung der Reisegeschwindigkeit ist es bei gegebener Distanz (z.B. bei Wettbewerbsflügen) nötig, die Verweildauer in den Segmenten zu optimieren. Da die Zeit im Vorflugsegment durch

$$t_G = \frac{H}{w_s} \quad (5)$$

über die Sinkgeschwindigkeit mit der Gleitzahl und damit mit den flugzeugspezifischen Leistungen verbunden ist, lässt sich als Pilot an diesem Parameter wenig verändern. Der entscheidende Faktor zur Optimierung der Reisegeschwindigkeit ist demnach über die Steigzeit t_{St} indiziert, die durch

$$t_{St} = \frac{H}{w_{St}} \quad (6)$$

mit dem Nettosteigen und der erzielten Höhe verknüpft ist. Optimierte man nun also das Nettosteigen, optimiert man die Reisefluggeschwindigkeit.

Betrachtet man weiterhin die Steigzeit t_{St} als Gesamtzeit, die notwendig ist, ein Aufwindfeld zu erkennen, den Kreisflug einzuleiten bis zum Erreichen einer Kreisflugbahn um das Zentrum, auf der man konstantes Steigen erfleigt, d.h.

$$t_{St} = t_{Zentrieren} + t_{Steigen}, \quad (7)$$

ergeben sich zwei Forderungen zur Optimierung der Steigzeit:

- Minimierung der Zeit bis zum Zentrieren des Aufwindkerns,
- Minimierung der Zeit des Steigens bis zur gewünschten Höhe H .

Die erste Forderung verlangt also nach der Kenntnis des Ortes des Aufwindkerns, d.h. nach einem Satz geodätischer Koordinaten. Um die zweite Forderung zu erfüllen ist es hingegen nötig das Nettosteigen Gl. (3) zu Maximieren. Da die Aufwindgeschwindigkeit w_A nicht beeinflusst werden kann, sie aber genau wie das Eigensinken im Kreisflug eine Funktion der Kreisflugbahn ist, gilt es eine für das vorherrschende Aufwindfeld optimale Fluglage einzunehmen. Die Kenntnis über die Flugleistungen im Kreisflug, sprich der günstigste Flugzustand für jeden Radius, und die Topologie des Aufwindfeldes, sind demnach zur Maximierung des Nettosteigens und damit zur Minimierung der Steigzeit von ausschlaggebender Bedeutung.

Die Sollfahrt-Theorie, d.h. das mathematische Konzept nach MACCREADY ist in erster Linie als ein Hilfsmittel gedacht, um mit Hilfe der Flugzeugpolaren und unter Berücksichtigung der Historie der erlogenen Steigwerte ("mittleres Steigen"), seinem Vorflug effizient der Wetterlage und den Flugleistungen seines Flugzeuges anzupassen, da sich der Streckenflug, wie gezeigt, jedoch aus einer zyklischen Aneinanderreihung von Vorflugphase und Kreisflugphase, "Kurbeln", zusammensetzt und die Sollfahrt-Theorie lediglich



(a) Steigwerte über Flugweg

(b) Steigwerte über Grund zum Wiederfinden der Thermik

Abbildung 2: graphische Ausgabe von Steigwerten

die Vorflugphase optimiert, ist der Pilot zunächst allein auf sein fliegerisches Geschick angewiesen, die Steigzeit und die Steigwerte zu optimieren.

1.2. Am Markt verfügbare Zentrierhilfen

Eine Anzahl von auf dem Markt erhältlichen Segelflugrechnern und Loggern bieten zur Unterstützung des Piloten zum Erfüllen seiner Mission neben dem Sollfahrtgeber, der auf der MACCREADY-Theorie beruht, auch eine Funktion "Zentrierhilfe".

Die meisten dieser Geräte, wie zum Beispiel das IQ Compeo der Firma Bräuniger, zeigen einem jedoch nur die Richtung zum letzten besten Steigen, oder bieten einem eine farb- oder kontrastcodierte, graphische Darstellung der letzten Steigwerte über der Flugbahn (XC-Trainer der Firma Aircotec (Abb. 2a und Abb. 2b)). Die Geräte der Firma SDI Zander, das C4 Competition (Abb. 3) und das ZS1 System (Abb. 4), gehen in ihrer Anzeige noch einen Schritt weiter.

Das C4 Competition gibt einem die Information, ob man sich vom Zentrum der Thermik weg, oder zu ihm hin bewegt. Das ZS1 beobachtet das mittlere Steigen über einen geflogenen Vollkreis. Wird das Steigen in einem Abschnitt des Kreises besser als das mittlere Steigen, wird der Betrag und die Richtung des besseren Steigens angezeigt. In diese Richtung gilt es somit die Flugbahn zu verlagern.

Allen vorgestellten Systemen ist gemein, dass sie einem das Wiederfinden eines einmal erflögenden Aufwindfeldes und u.U. auch das Auffinden eines virtuellen Zentrums (= bestes Steigen), um sich so durch eine Anzahl von Kreisflügen dem realen Zentrum zu nähern, erleichtern. Keines der Geräte bzw. der Software dieser Geräte gibt jedoch einen Hinweis darauf, wann und mit welcher Geschwindigkeit und Querneigung ein Kreis eingeleitet oder verlagert werden sollte. Dieses ist eine Schwäche, da der Pilot bei dieser Entschei-



Abbildung 3: SDI C4 Competition



Abbildung 4: SDI ZS1 100

dung noch immer auf seine fliegerische Erfahrung, sein Geschick und eine Portion Glück angewiesen ist. Gerade unerfahrenen Piloten und Flugschülern fehlen die ersten beiden genannten Eigenschaften.

Ein weiteres Gerät das eine Zentrierhilfenfunktion bietet, ist das System "Themi" der Firma Scheffel Automation. Themi berechnet an Hand der GPS-KOO und der Steigwerte ein virtuelles Zentrum des Aufwindfeldes und gibt dem Piloten über Lichtsignale Kommandos zum Einnehmen der nötigen Fluglagen, um das Aufwindfeld zu zentrieren. Auch hier ist der Pilot darauf angewiesen zunächst selbstständig bei Thermikberührung den Kreisflug, im Bezug auf Richtung und Fluglage, einzuleiten.

Nach einer Weile hat Themi ein erstes virtuelles Zentrum errechnet und führt den Piloten mit Hilfe der in Abb. 5a und Abb. 5b gezeigten Anzeigen auf eine Kreisbahn um das Zentrum. Bis zum Verfassen dieser Arbeit war es nicht möglich eine Aussage über das Rechenverfahren bzw. den Algorithmus, dem sich Themi bedient, zu erhalten.

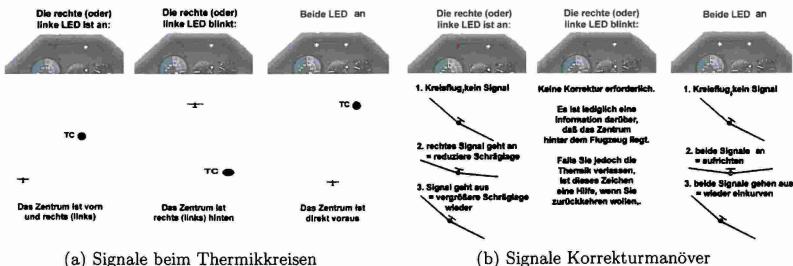


Abbildung 5: Zentrieren mit Themis

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass einem die z.Zt. auf dem Markt befindlichen Geräte das Wiederauffinden von Aufwindfeldern und des letzten besten Steigen erleichtern, aber, bis auf Ausnahme des Themi Systems, keine Flug- oder Einkreisempfehlung gegeben wird. Weiterhin bietet keines der Geräte die Möglichkeit, die momenten günstigste Fluglage im Bezug auf Fluggeschwindigkeit und Querneigung unter Berücksichtigung der Topologie des Aufwindfeldes zu ermitteln.

1.3. Ziel der Arbeit

Die vorliegende Arbeit setzt an diesem Punkt an und stellt dem Piloten ein Hilfsmittel zur Verfügung, seinen Kreisflug bzgl. der erzielbaren Steigwerte zu optimieren. Dieses setzt die Kenntnis über den Aufwindtyp, die geodätische Position des Aufwindzentrums und der Kreisflugeigenschaften des eigenen Flugzeuges voraus. Im Folgenden wird erläutert, wie die einzelnen Informationen entstehen, bewertet und zueinander in Beziehung gesetzt werden, um eine Strategie zum optimalen Zentrieren eines Aufwindfeldes zu entwickeln. Ziel dieser Arbeit ist es demnach ein Verfahren zu entwickeln, bei dem sowohl

- die Position des Aufwindzentrums als Bezug für einen Kreisflug bestimmt wird, als auch
- die Ermittlung des optimalen Kreisradius und eine Empfehlung für die optimale Fluglage gegeben wird und
- dem Piloten eine Steuerstrategie vorgeschlagen wird, den optimalen errechneten Flugzustand schnellst möglich herzustellen.

2. Flugmechanik

In diesem Kapitel werden die Grundgleichungen und Modelle zur Beschreibung der Flugzeugbewegungen hergeleitet und beschrieben. Vereinfachend wird für den gesamten weiteren Verlauf dieser Arbeit das Flugzeug als Starrkörper angenommen, so dass die Bewegung eines solchen Flugzeuges durch drei translatorische und drei rotatorische Freiheitsgrade komplett beschrieben werden kann.

Im ersten Abschnitt dieses Kapitels geht es um die Definition der an einem Flugzeug auftretenden Größen. Im zweiten Abschnitt werden geeignete Koordinatensysteme zur Referenz und Beschreibung dieser Größen eingeführt. Zu deren Bezeichnung finden die Konventionen der DIN 9300 Anwendung. Im dritten Abschnitt wird die Flugzeugkinematik, d.h. die Bewegung des Flugzeugs in den KOS, behandelt. Im vierten und fünften Abschnitt geht es um die Flugleistungen und einige grundlegende Flugmanöver, wie sie für diese Arbeit wichtig sind.

2.1. Vektoren

Die an einem Flugzeug auftretenden Kräfte und Momente sind im Allgemeinen gerichtete Größen, d.h. sie können als Vektoren geschrieben werden. Geht man davon aus, dass rechtwinklige, orthogonale KOS verwendet werden, ergeben sich dreidimensionale Vektoren. Es gelten somit für:

$$\begin{array}{lll} \text{Kräfte:} & \text{Momente:} & \text{Geschwindigkeiten:} \\ \underline{R} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} & \underline{M} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} & \underline{V} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \end{array}$$

und für die

$$\begin{array}{lll} \text{Position:} & \text{Winkelgeschwindigkeit:} & \text{Lagewinkel (Euler-Winkel):} \\ \underline{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} & \underline{\Omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} & \underline{\Phi} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \end{array}$$

Anmerkung: Die Euler-Winkel beziehen sich nicht auf ein orthogonales KOS, da sich bei Drehung um einen Euler-Winkel, alle Achsen entsprechend mitdrehen.

2.2. Koordinatensysteme

Vektoren sind auf einem bestimmtem Vektorraum definiert. Wie einleitend erwähnt, wird von der Verwendung von dreidimensionalen, orthogonalen KOS ausgegangen, sodass sich zur sinnvollen Beschreibung der eingeführten Größen folgende KOS anbieten.

2.2.1. geodätisches Koordinatensystem

Der Ursprung des geodätischen KOS fällt zum Zeitpunkt t_0 in den Schwerpunkt des Flugzeuges. Die Achsen stehen orthogonal aufeinander, wobei die x_g -Achse und die y_g -Achse in der Horizontalebene der Erde liegen und die z_g -Achse entsprechend dem Verlauf der Erdbeschleunigung senkrecht in Richtung Erdmittelpunkt orientiert ist. Dieses KOS ist rechtshändig, wobei Größen, die in diesem KOS beschrieben werden, mit dem Index g gekennzeichnet werden.

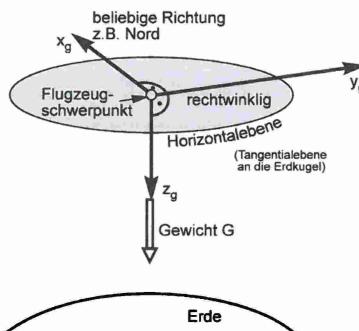


Abbildung 6: geodätisches KOS [1]

2.2.2. flugbahnfestes Koordinatensystem

Das flugbahnfeste KOS, dessen Ursprung üblicherweise ebenfalls mit dem Schwerpunkt des Flugzeuges zusammenfällt, bewegt sich mit der Zeit relativ zum geodätischen Koordinatensystem entlang der Flugtrajektorie. Die Richtung der x_k -Achse liegt per Definition zu jedem Zeitpunkt t in Richtung der Bahngeschwindigkeit V_k und damit tangential zur Flugbahn zum betrachteten Zeitpunkt. Der Schnittwinkel γ der x_k -Achse mit der durch x_g und y_g aufgespannten Ebene wird Bahnneigungswinkel genannt und ist für den Steigflug positiv definiert. Die y_k -Achse liegt zu jedem Zeitpunkt in der Horizontalebene

des geodätischen KOS und ist orthogonal zur x_k -Achse. Da es sich um ein orthogonales KOS handelt, steht die z_k -Achse senkrecht auf der x_k - y_k -Ebene und ist in Richtung der z_g -Achse, mit der sie sich ebenfalls unter dem Winkel γ schneidet, positiv definiert. Die Projektion der x_k -Achse auf die Horizontalebene liefert, bezogen auf die x_g -Achse, den Bahnnazimut χ .

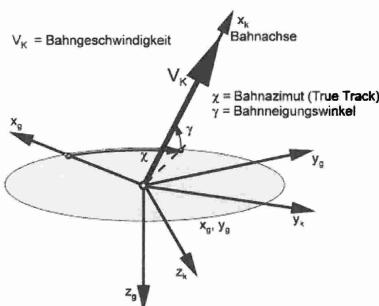


Abbildung 7: flugbahnfestes KOS [1]

2.2.3. flugzeugfestes Koordinatensystem

Das flugzeugfeste KOS hat seinen Ursprung für alle Zeiten t im Schwerpunkt des Flugzeugs (körperfest). Die x_f -Achse fällt in die Symmetrieebene des Flugzeuges und ist in Richtung der Bugspitze gerichtet positiv definiert. Sie ist gleichzeitig die Rollachse des Flugzeugs (Querneigungs- / Hängewinkel ϕ). Die y_f -Achse steht senkrecht zur x_f -Achse und wird als Nickachse bezeichnet (Längslagewinkel θ). Die z_f -Achse vervollständigt das KOS zu einem rechtshändigen orthogonalem System und steht senkrecht auf der durch x_f und y_f aufgespannten Ebene. Die Flugzeughochachse z_f wird auch als Gierachse bezeichnet (Schiebewinkel β).

2.2.4. weitere Koordinatensysteme

In der DIN 9300 sind noch eine Reihe weiterer Koordinatensysteme definiert, die die Beschreibung von Größen erleichtern, beispielsweise seien hier das aerodynamische oder das experimentelle KOS genannt. Da diese KOS keine Anwendung in dieser Arbeit finden, wird an dieser Stelle nicht weiter darauf eingegangen und auf die Norm verwiesen.

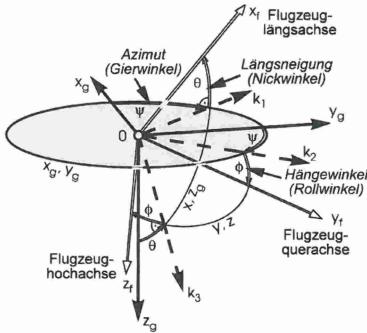


Abbildung 8: flugzeugfestes KOS [1]

2.2.5. Koordinatentransformation

Die auf ein Flugzeug wirkenden Kräfte, Massenkräfte, Momente und Massenträgheitsmomente werden zur Vereinfachung in den jeweils geeigneten KOS ermittelt. Für einige Anwendungen und weiteren Betrachtungen kann es jedoch nötig sein, die ermittelten Größen in anderem KOS anzugeben. Als Beispiel sei hier das Aufstellen der Bewegungsgleichungen, wofür die Vektoren und Momente in ein gemeinsames KOS überführt werden müssen, oder die zur Navigation benötigte Darstellung der im flugbahnenfesten KOS ermittelten Flugbahn im geodätischen KOS genannt. Um dieses zu erreichen, sind eine Anzahl von Koordinatentransformationen definiert, die im Detail in [2] eingesehen werden können und hier nicht weiter beschrieben werden. Die wichtigsten hier verwendeten Koordinatentransformationen finden sich im Anh. B.

2.3. Flugzeugkinematik

Die Flugzeugkinematik beschäftigt sich mit der Bewegung und der zeitlichen Änderung des Positionsvektors des Flugzeuges, um Aussagen über die Flugbahn eines Flugzeuges machen zu können. Die Flugbahn wird durch die Geschwindigkeit und die Richtung des Flugzeuges bestimmt.

2.3.1. Geschwindigkeitskinematik

Das Flugzeug bewegt sich im Allgemeinen in einer gestörten, nicht windstillen Umgebung. Die Geschwindigkeit des Flugzeuges über Grund \underline{V}_{kg} setzt sich daher aus zwei

Komponenten zusammen, dem Vektor der Fluggeschwindigkeit \underline{V} und dem Vektor der Windgeschwindigkeit \underline{V}_W .

$$\underline{V}_K = \underline{V} + \underline{V}_W \quad (8)$$

Während der Windgeschwindigkeitsvektor in geodätischen Koordinaten angegeben wird, liegt die Fluggeschwindigkeit im flugwindfesten oder auch aerodynamischen KOS vor. Die Fluggeschwindigkeit wird zur Bestimmung der aerodynamischen Kräfte und Momente benötigt. Zur Vereinfachung wird in dieser Arbeit als Randbedingung der Windeinfluss in der Horizontalebene vernachlässigt, d.h. $u_W = 0$ und $v_W = 0$ und auf die Betrachtung der noch zu definierenden w_W -Komponente beschränkt. Da $|V_W| \ll |V|$ vereinfacht sich Gl. (8) zu

$$\underline{V}_K \approx \underline{V} \quad (9)$$

Durch Koordinatentransformation lässt sich der Fluggeschwindigkeitsvektor in das geodätische KOS überführen. Da eine direkte Transformation nicht möglich ist, wird ein Umweg über das flugzeugfeste KOS genommen. Es gilt

$$\underline{V}_{Kg} \approx \underline{T}_{gf} \left(\underline{T}_{fa} \underline{V}_a \right) \quad (10)$$

Bei Annahme eines schiebefreien Fluges, d.h. $\beta = 0$, und kleinen Anstellwinkel, d.h. $\alpha \ll 1$, ergibt sich für die erste Transformation $a \rightarrow f$

$$\underline{V}_{Kg} \approx \underline{T}_{gf} \left(V \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} \right) \approx \underline{T}_{gf} \left(\begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right) \quad (11)$$

und für die zweite Transformation $f \rightarrow g$

$$\underline{V}_{Kg} \approx V \cdot \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta \\ \sin \Psi \cos \Theta \\ -\sin \Theta \end{bmatrix} \approx V \cdot \begin{bmatrix} \cos \chi \cos \gamma \\ \sin \chi \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} \quad (12)$$

Hierbei wird berücksichtigt, dass aufgrund der Vernachlässigung des Horizontalwindes $\Psi = \chi$ gilt. Des Weiteren gilt unter Berücksichtigung der Randbedingungen für die Flugzeuglängsbewegung $\Theta = \gamma + \alpha - \alpha_W$ [1]. Unter Annahme, dass im stationären Gleitflug die Flugzeuglängsachse x_f mit der x_k -Achse des bahnfesten KOS zusammenfällt, d.h. $\alpha = \alpha_W$, ergibt sich $\Theta = \gamma$.

Die w -Komponente in Gl. (12) stellt gegenüber der Erde die Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeit dar, d.h. die zeitliche Änderung der z_g -Koordinate. Häufig wird anstelle von z_g die

Flughöhe H verwendet. Es gilt:

$$H \equiv -z_g \quad (13)$$

und

$$\dot{H} = \frac{dH}{dt} \equiv -w_{Kg} = V_K \sin \gamma \quad (14)$$

Für die folgenden Betrachtungen sind nach den oben angenommenen Vereinfachungen folgende Randbedingungen zubeachten:

- schiebefreier Flug $\Leftrightarrow \beta = 0$,
- keine horizontalen Windkomponenten $\Leftrightarrow u_W = 0$ und $v_W = 0$,
- und $V \approx V_K$.

2.4. Flugleistung

Der folgende Abschnitt beschäftigt sich mit der Beschreibung der auf ein Segelflugzeug wirkenden Kräfte, der Entstehung des Auftriebs und des Widerstands und ihrem Zusammenhang und den sich daraus ergebenden Größen. Die Bestimmung und das Wissen über die Zusammenhänge dieser Größe sind wichtig, um Flugzustände zu bewerten und Schlüsse auf das Flugverhalten zuziehen.

2.4.1. Kräfte am Flugzeug

Damit ein Flugzeug fliegt, ist es auf eine Luftkraft angewiesen, die sein Gewicht gegenüber dem Erdschwerefeld trägt.

Diese Luftkraft entsteht durch die Umströmung der Tragflächen. Sie lässt sich aufteilen in eine Auftriebskomponente, die senkrecht zur Anströmung wirkt, und eine Widerstandskomponente, die in Richtung der Anströmung wirkt. Auftrieb und Widerstand sind also über die Anströmung miteinander verknüpft. Die Komponenten der Luftkraft ergeben sich aus den folgenden Gleichungen, es gilt für den Auftrieb nach [1]

$$A = C_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \quad (15)$$

und für den Widerstand

$$W = C_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \quad (16)$$

Für einen stationären Horizontalflug, muss der Auftrieb gerade so groß sein, dass er die Gewichtskraft kompensiert und es muss eine Vortriebskraft erzeugt werden, die die Widerstandskraft kompensiert. Anders als bei motorgetriebenen Luftfahrzeugen kann die Vortriebskraft bei einem Segelflugzeug nicht durch ein Triebwerk erzeugt werden. Somit kann das Segelflugzeug nur durch einen Bahnneigungsflug durch Umwandlung von potentieller in kinetische Energie nach dem Prinzip der schiefen Ebene eine Vortriebskraft als Komponente der Gewichtskraft erzeugen (Abb. 9).

Im stationären Bahnneigungsflug stellt sich der Bahnneigungswinkel γ nun entsprechend der Gleichgewichtsbedingungen der Kräftebilanz ein. Im Gleichgewichtszustand gilt:

$$A = G \cos \gamma \quad (17)$$

$$W = G \sin \gamma \quad (18)$$

Für die resultierende Luftkraft gilt:

$$\underline{L}_a = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -W \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} W \\ 0 \\ A \end{bmatrix} \quad (19)$$

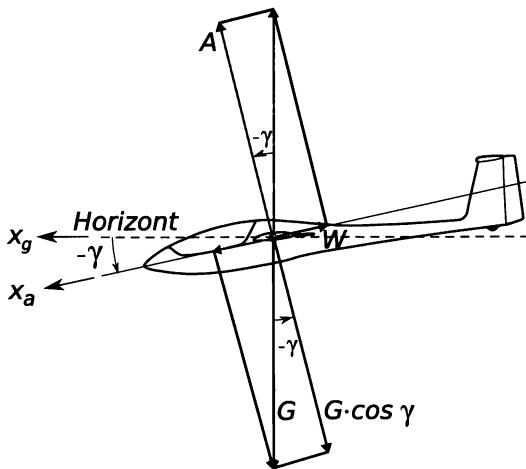


Abbildung 9: Kräfte am Flugzeug im Gleichgewichtszustand ohne Wind [3]

Im Kurvenflug erweitert sich die Kräftebilanz um die durch die Drehung um den Momentalpol hervorgerufene Zentrifugalkraft

$$F_z = m \cdot \omega^2 \cdot r = m \cdot \dot{\chi}^2 \cdot r. \quad (20)$$

Diese zusätzliche Kraft muss ebenfalls durch die Auftriebskraft kompensiert werden. Da die Auftriebskraft stets senkrecht auf der Anströmung steht, muss eine Kurve schiebefrei ($\beta = 0$) mit einem Querneigungswinkel ϕ geflogen werden, sodass eine Kraftkomponente entgegen der Zentrifugalkraft erzeugt wird (Abb. 10)

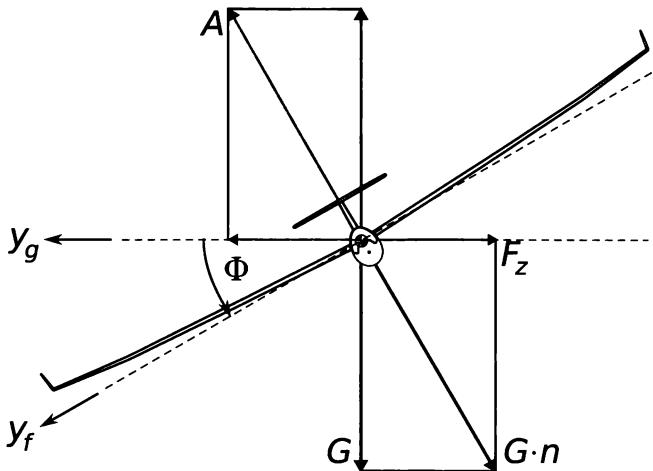


Abbildung 10: Kräfte im Kurvenflug ohne Wind [3]

Demnach hängen Gewichtskraft, Auftrieb und Zentrifugalkraft über den Querneigungswinkel ϕ miteinander zusammen. Für kleine Bahnwinkel ergeben sich in guter Näherung folgende Zusammenhänge:

$$G = A \cdot \cos \phi \quad (21)$$

$$F_z = A \cdot \sin \phi \quad (22)$$

2.4.2. Lilienthalpolare

Wie in Gl. (15) und Gl. (16) angeführt, hängen der Auftrieb und der Widerstand jeweils linear von den dimensionlosen Beiwerten C_A und C_W ab. Diese beiden Beiwerte werden

für jedes Profil im Windkanal ermittelt und hängen idealisiert quadratisch miteinander zusammen. Die Polaren der in dieser Arbeit betrachteten Flugzeuge stammen aus Flugversuchen der IDAFLIEG und wurden über ein Regressionsmodell mit einem Polynom 4. Ordnung angenähert ([7] und Anh. A). Als Referenzflugzeug und für die in Kap. 6 beschriebene Simulation wurde ein Flugzeugmodell mit einem quadratischen Polarenansatz gewählt. Hierbei ergibt sich die Polare gemäß:

$$C_W = C_{W0} + k \cdot C_A^2 \quad (23)$$

Wird C_A gegen C_W aufgetragen ergibt die flugzeugspezifische Widerstandspolare (Abb. 11).

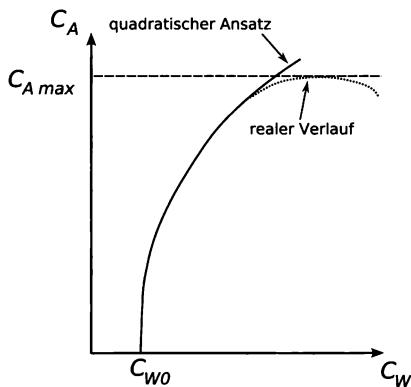


Abbildung 11: Polarendiagramm nach Lilienthal

Dabei treten imbesonderen Abweichungen zwischen dem realen und dem quadratisch genäherten Verlauf im C_{Amax} -Bereich auf. So wird beim quadratischen Ansatz der große C_W -Anstieg bei praktisch keinem weiterem C_A Zuwachs weitestgehend nicht erfasst, ebenso wenig der Effekt des Auftriebsverlustes (Stall) nach Erreichen von C_{Amax} .

2.5. Flugmanöver

Dieser Abschnitt behandelt die beiden wichtigsten Flugmanöver für diese Arbeit. Dynamische Übergänge zwischen diesen beiden Flugzuständen bleiben o.B.d.A. unberücksichtigt, d.h. es werden nur stationäre Flugzustände betrachtet.

2.5.1. Flugzeuglängsbewegung

Wie in Kap. 1.1.2 und Kap. 2.4.1 bereits erwähnt, führt ein Segelflugzeug zur Erzeugung der Vortriebskraft einen Bahnneigungsflug mit $\gamma_a < 0$ durch und nutzt damit das Prinzip der Schiefen Ebene. Hierbei gleicht die durch den Höhenverlust freiwerdende potentielle Energie die Widerstandsarbeit aus. Aus dem Bahnneigungsflug ergibt sich für das Flugzeug somit eine aus der Geschwindigkeitskinematik resultierende Sinkgeschwindigkeit w_{Sg} . Die Eigensinkgeschwindigkeit hängt nach Gl. (14), ohne Betrachtung des Vertikalwindes, über die Beziehung

$$w_{Sg} = -V \cdot \sin \gamma_a \quad (24)$$

mit der Fluggeschwindigkeit zusammen.

Aus den Gleichgewichtsbedingungen in x-Richtung im flugbahnenfesten KOS (windstille) ergibt sich für die Flugzeuglängsbewegung:

$$0 = -W - G \cdot \sin \gamma = -W - A \cdot \sin \gamma \quad (25)$$

Unter Berücksichtigung des Lastvielfachen, dass nach [2] als

$$n_z = \frac{A}{G} \quad (26)$$

definiert ist und der Annahme, dass der Auftrieb gleich der effektiven Flächenbelastung ist (vgl. Abb. 9), ergibt sich für das Lastvielfache

$$n_z = \frac{A}{G} = \frac{G \cdot \cos \gamma}{G} = \cos \gamma. \quad (27)$$

Aus Gl. (25) und Gl. (27) ergeben sich somit unter Berücksichtigung von Gl. (15) und Gl. (16) unter Annahme üblicher Flugzustände für den Bahnneigungswinkel kleine Winkel, und es gilt:

$$\sin \gamma = -\frac{W}{G} = -\frac{C_W}{C_A} \cdot n_z \approx \gamma \text{ für } n_z \approx 1 \quad (28)$$

Führt man nun für das Verhältnis $-C_W/C_A$ die reziproke Gleitzahl ϵ ein, so ergibt sich ein Maß für die Güte des Flugzustandes. Jedem Arbeitspunkt auf der Lilienthalpolare (vgl. Abb. 11) lässt sich ein bestimmtes C_W/C_A Verhältnis zuordnen. Die Arbeitspunkte stellen sich je nach Flugzustand ein. Nach Gl. (28) ergibt sich daher für jeden Arbeitspunkt und damit für jeden Flugzustand ein Bahnwinkel γ .

Der Gleitzahl kommt im Segelflug eine besondere Rolle zu. Sie gibt an, welche Strecke ein Segelflugzeug bei gegebener Höhe zurücklegen kann. Moderne Segelflugzeuge der Of-

fenen Klasse haben Gleitzahlen jenseits der 60, sodass sie bei ruhiger Luft (kein Flug durch aufsteigende oder absinkende Luftmassen, kein Wind) aus einem Kilometer Höhe 60 km Strecke und mehr zurücklegen können. Die Gleitzahlen von Segelflugzeugen der Standard-/Clubklasse bewegen sich im Bereich von 20 bis 50, bei Gleitwinkeln zwischen 1° und 3°.

Aus der Auftriebsgleichung Gl. (15) lässt sich unter Annahme von $\cos \gamma \approx 1$ folgende Beziehung für die Fluggeschwindigkeit finden:

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{S} \cdot \frac{1}{C_A}} \quad (29)$$

Da diese Gleichung einen Zusammenhang zwischen der Fluggeschwindigkeit V , der Flächenbelastung G/S und dem Auftriebsbeiwert C_A herstellt, ist sie für alle weiteren Flugleistungsbetrachtungen äußerst wichtig. So lässt sich aus der Gleichung herleiten, dass für größere Fluggeschwindigkeiten kleinere Auftriebsbeiwerte nötig sind, aber auch, dass die Fluggeschwindigkeit, unter Annahme gleicher Bahnwinkel und bei gleicher Auftriebsbeiwerte, ausschließlich von der Flächenbelastung G/S abhängig ist.

Ein weiteres wichtiges Datenblatt zur Beurteilung der Flugleistungen eines Segelflugzeuges ist die Geschwindigkeitspolare. Diese erhält man durch Umrechnen der Lilienthalpolare Gl. (23) mit Hilfe der Formeln für die Flug- und die Sinkgeschwindigkeit Gl. (29) und Gl. (24).

Hierbei wird auf der Abzisse die Fahrt und auf der Ordinate die Sinkgeschwindigkeit aufgetragen. Dass die Geschwindigkeitspolare eng mit der Lilienthalpolare verknüpft ist, lässt sich an der Form erkennen und so lassen sich auch die selben markanten Punkte identifizieren (vgl. Kap. 2.6). In Abb. 12 ist exemplarisch die Geschwindigkeitspolare für eine ASK21 dargestellt. An dieser Polare lässt sich in Abhängigkeit von der Flächenbelastung die Geschwindigkeit des geringsten Sinkens und des besten Gleitens ablesen.

2.5.2. Flugzeugseitenbewegung

Wie in Kap. 2.4.1 gezeigt, wirkt im Kurvenflug infolge der Zentrifugalkraft eine zusätzliche Kraftkomponente in z_f -Richtung des flugzeugfesten KOS. Die zusätzliche Kraftkomponente ist ein Vielfaches der im Geradeausfluges wirkenden Gewichtskraft. Diese zusätzliche Kraft muss durch einen erhöhten Auftrieb kompensiert werden, sodass auch die Mindestgeschwindigkeit im Kurvenflug steigt. Wie schon im stationären Gleitflug, ist auch im Kurvenflug das Lastvielfache n_z als Verhältnis von Auftrieb zu Gewicht definiert. Somit ergibt aus Gl. (21) das Lastvielfache im Kurvenflug zu

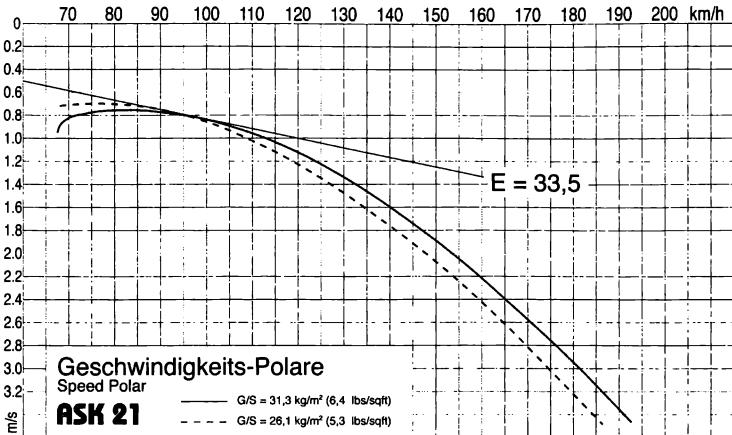


Abbildung 12: Geschwindigkeitspolare ASK 21 [Schleicher Flugzeugbau]

$$n_z = \frac{A}{G} = \frac{1}{\cos \phi} \quad (30)$$

Daraus ergeben sich für die Fluggeschwindigkeit im stationären Kurvenflug analog zu Gl. (29)

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{S} \cdot \frac{1}{C_A \cdot \cos \phi}} \quad (31)$$

und für die Sinkgeschwindigkeit unter Berücksichtigung von Gl. (28) für kleine Bahnwinkel nach [3]

$$w_S = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{S} \cdot \frac{1}{C_A \cdot \cos \phi}} \cdot \frac{C_W}{C_A \cdot \cos \phi} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{S} \cdot \frac{C_W}{C_A^{3/2} \cdot \cos^{3/2} \phi}} \quad (32)$$

Der Kurvenflug nimmt im Segelflug eine besondere Stellung ein, da die Leistung eines Segelflugzeugs in diesem Flugzustand entscheidend für das zu erzielende Steigen in einem Aufwindfeld ist. Flugmechanisch betrachtet ist der Kurvenflug jedoch zunächst ein Flugmanöver zur Änderung des Bahnazimutes und damit, Windstille vorausgesetzt, im gleichen Maße zur Änderung des Steuerkurses.

Ausgehend von den Gl. (20), Gl. (21) und Gl. (22) ergibt sich unter Berücksichtigung der

Gewichtskraft $G = m \cdot g$ folgender Zusammenhang für den Querneigungswinkel:

$$\tan \phi = \frac{F_z}{G} = \frac{V^2}{g \cdot r} \quad (33)$$

Stellt man nun Gl. (33) nach r um, erhält man die Gleichung für den Radius der Kreisbahn

$$r = \frac{V^2}{g \cdot \tan \phi}. \quad (34)$$

Somit ist der Kreisradius durch die zwei Größen Querneigungswinkel ϕ und Fluggeschwindigkeit V eindeutig bestimmt. Dies bedeutet jedoch auch, dass ein bestimmter Radius durch eine Vielzahl von Kombinationen aus Fluggeschwindigkeit und Querneigung erfüllt werden kann. Wird bei vorgegebenen Kurvenradius beispielsweise die Fluggeschwindigkeit erhöht, muss mit einer höheren Querneigung geflogen werden. Dies wird anschaulich klar, wenn man bedenkt, dass durch die erhöhte Fluggeschwindigkeit, bei gleichbleibendem Kreisradius, die Zentrifugalkraft größer wird und durch einen erhöhten Querneigungswinkel, und damit verbundener Zunahme der Auftriebskomponente in radialer Richtung, ausgeglichen werden muss.

Der Radius lässt sich somit bei konstanter Querneigung $\phi = \text{konst.}$ durch Variation der Fluggeschwindigkeit V oder bei $V = \text{konst.}$ durch Variation von ϕ verändern. Dabei ergeben sich für die verschiedenen Flugzustände unter Berücksichtigung von Gl. (32) unterschiedliche Sinkgeschwindigkeiten (vgl. Abb. 13).

Auch diese zunächst qualitativen Aussagen werden deutlich, wenn man bedenkt, dass bei erhöhter Querneigung nur ein kleinerer Teil des Auftriebs zum Tragen des Flugzeugs zur Verfügung steht und dadurch die Sinkgeschwindigkeit steigt. Dass bei höheren Geschwindigkeiten die Sinkgeschwindigkeiten ebenfalls steigen, resultiert aus dem erhöhten Bahnneigungswinkel (vgl. Kap. 2.5.1 und Abb. 12).

Da nach der Auftriebsformel Gl. (15) die Fahrt und die Querneigung über das Lastvielfache mit dem C_A Wert zusammenhängen und sich die Sinkgeschwindigkeit w_{SK} im Kurvenflug nach Gl. (32) aus dem Verhältnis von Widerstand und Auftrieb ergibt, wird dieser Zusammenhang im folgenden Abschnitt näher betrachtet.

2.6. Aerodynamische Optimalpunkte

Wie in den vorigen Abschnitten erwähnt, lassen sich im Polarendiagramm der Widerstandspolare einige charakteristische Arbeitspunkte identifizieren. Für die Mission eines Segelflugzeuges sind hierbei drei Arbeitspunkte interessant. Zum einen ist dies der kleinste zu erzielende Gleitwinkel, d.h. die Maximierung der Gleitzahl, die gerade in den Vorflugsegmenten im Streckenflug signifikant wichtig ist. Zum anderen sind dies der Punkt des

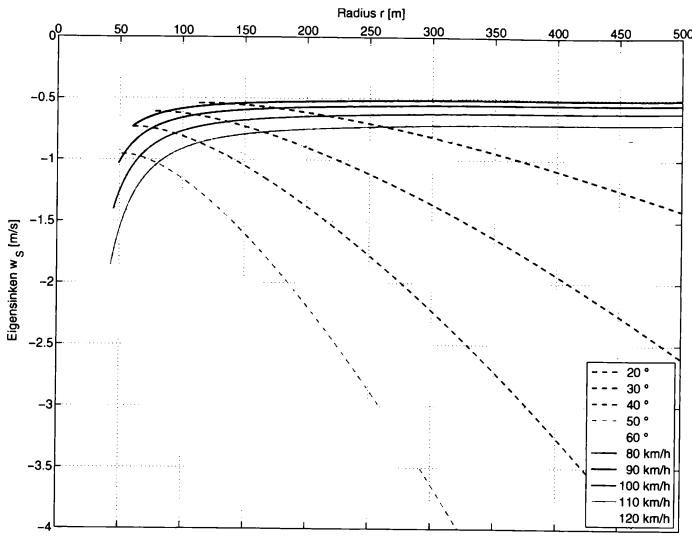


Abbildung 13: Sinkgeschwindigkeiten im Kreisflug bei verschiedenen Kreisfluggeschwindigkeiten V_K und Querneigungswinkeln ϕ

geringsten Eigensinkens, bei dem die maximale Flugzeit erreicht wird, und der Punkt des maximalen Auftriebsbeiwertes.

Den Punkt des flachesten Bahnwinkels, d.h. der kleinsten reziproken Gleitzahl, erhält man durch Berechnung des Minimums von Gl. (28). Bei Annahme einer quadratischen Polare Gl. (23) ergibt sich für die reziproke Gleitzahl ϵ :

$$\epsilon = \frac{C_W}{C_A} = \frac{C_{W0}}{C_A} + k \cdot C_A. \quad (35)$$

Bilden der Ableitung nach C_A ergibt für Gl. (35)

$$\frac{d}{dC_A} \epsilon = -\frac{C_{W0}}{C_A^2} + k = 0 \quad (36)$$

und nach Bestimmung der Nullstelle von Gl. (36) erhält man für C_A^* und C_W^*

$$C_A^* = \sqrt{\frac{C_{W0}}{k}}, \quad (37)$$

$$C_W^* = 2 C_{W0}. \quad (38)$$

Dieser Punkt lässt sich aus dem Polarendiagramm (vlg. Abb. 14) auch graphisch ermitteln, indem man vom Ursprung ausgehend eine Tangente an die Kurve legt. Die Tangente berührt die Kurve dann exakt bei C_A^* und C_W^* und bildet mit der Ordinate den Winkel γ^* .

Der zweite angesprochene wichtige Arbeitspunkt ist der Punkt des geringsten Eigensinks. Diesen erhält man aus Minimierung der Funktion für die Sinkgeschwindigkeit Gl. (24) im Geradeausflug. Die minimale Sinkgeschwindigkeit ergibt aus:

$$\frac{d}{dC_A} w_S = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \frac{d}{dC_A} \left(\frac{C_W}{C_A^{3/2}} \right) \stackrel{!}{=} 0. \quad (39)$$

Bei einer quadratischen Polare gemäß Gl. (23) ergeben sich die aerodynamischen Beiwerte für den Geradeausflug mit kleinen Bahnwinkeln γ , d.h. $n \approx 1$ zu:

$$C_A^{**} = \sqrt{3 \frac{C_{W0}}{k}} = \sqrt{3} \cdot C_A^*, \quad (40)$$

$$C_W^{**} = 4 \cdot C_{W0} = 2 \cdot C_W^*. \quad (41)$$

Durch Vergleich von Gl. (37) und Gl. (40) wird deutlich, dass der Auftriebsbeiwert der minimalen Sinkgeschwindigkeit deutlich größer ist, als der des minimalen Gleitwinkels (vgl. Abb. 14).

Die hier hergeleiteten Formeln für die aerodynamischen Optimalpunkte gelten zunächst jedoch noch für den stationären horizontalen ($\gamma \approx 0$) Geradeausflug. Es gilt nun zu überprüfen inwieweit sich die Optimalpunkte im Kurvenflug von denen im Geradeausflug unterscheiden.

Unter Berücksichtigung des Lastvielfachen gilt im Kurvenflug für das Eigensinken Gleichung Gl. (32) ($\gamma \approx 0$, aber $\phi \neq 0$). Mit dieser Gleichung, der Gleichung zur Bestimmung des Kreisradius Gl. (34) und der Bahngeschwindigkeit Gl. (31) ergibt sich nach [3] die Sinkgeschwindigkeit zu:

$$w_S(r, C_A, C_W) = \underbrace{C_W \cdot C_A^{(-3/2)} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S}} \cdot \underbrace{\left[1 - \left(\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S} \cdot \frac{1}{r \cdot g \cdot C_A} \right)^2 \right]^{(-3/4)}}_{\frac{1}{\cos^{(3/2)} \phi}}}_{w_S(\phi=0)} \quad (42)$$

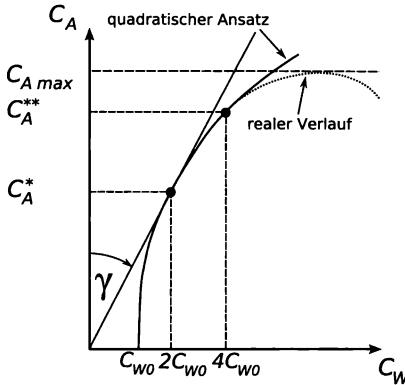


Abbildung 14: Lilienthalpolare mit eingezeichneten Optimalpunkten [4]

Der Optimalpunkt für den Kurvenflug ergibt sich analog zu Gl. (39) Extremwertbestimmung der Funktion des Eigensinkens im Kurvenflug für C_A , d.h.

$$\frac{\partial}{\partial C_A} w_S(r, C_A, C_W) \stackrel{!}{=} 0. \quad (43)$$

Die Lösung von Gl. (43) ergibt dann den optimalen Auftriebsbeiwert $C_{A,Kurve}^{**}$ für den Kurvenflug als Funktion des Kurvenradius r (Lösungsweg siehe Gl. (70) in Anh. A)

$$C_{A,Kurve}^{**}(r) = \frac{\sqrt{k(16 \cdot G^2 \cdot k + 3 \cdot C_{W0} \cdot (\rho \cdot S \cdot r \cdot g)^2)}}{k \cdot \rho \cdot S \cdot r \cdot g}. \quad (44)$$

Wird der Verlauf des optimalen Auftriebsbeiwertes über den Radius aufgetragen, wird jedoch deutlich, dass die analytisch gefundene Lösung in der Realität kaum erfüllt werden kann, da sich in diesem Beispiel, für kleinere Radien als $r \approx 339$ m, Auftriebsbeiwerte jenseits vom maximalen Auftriebsbeiwert $C_{A \max}$ ergeben (vgl. Abb. 15).

Im weiteren Verlauf bis zu unendlichen großen Kurvenradien konvergiert der optimale Auftriebsbeiwert gegen den Punkt des geringsten Eigensinkens C_A^{**} . Da der Geradeausflug als Kurve mit unendlich großem Radius angesehen werden kann, ist dieses Verhalten zu erwarten.

Um diese Annahme zu überprüfen wird der Grenzwert für $r \rightarrow \infty$ gebildet. Unter Anwendung der üblichen Vereinfachungen zur Grenzwertbildung ergibt sich

$$\lim_{r \rightarrow \infty} C_{A,Kurve}^{**}(r) = \lim_{r \rightarrow \infty} \frac{\sqrt{k \cdot 3 \cdot C_{W0} \cdot (\rho \cdot S \cdot r \cdot g)^2}}{k \cdot \rho \cdot S \cdot r \cdot g} = \sqrt{3 \frac{C_{W0}}{k}} = C_A^{**}, \quad (45)$$

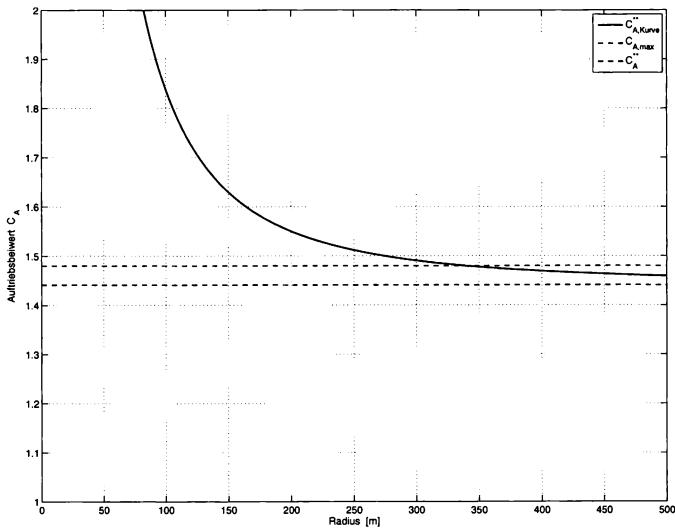


Abbildung 15: Vergleich von $C_{A,Kurve}^{**}$ und $C_{A,max}$ des Modellflugzeuges über den Kurvenradius

wonach sich die getroffene Annahme bestätigt.

3. Modellierung von Aufwindfeldern

Als Aufwindfelder bezeichnet man Bereiche, in denen Luftpakete im Bezug auf die umgebende Luft aufsteigen. Sie besitzen eine vertikale Geschwindigkeitskomponente, die je nach geographischen und atmosphärischen Bedingungen, mehr oder weniger ausgeprägt sind. Man unterscheidet Aufwindfelder aufgrund ihrer Entstehung und Auftrittsgebieten. Für den Segelflug nutzbare Aufwinde sind durch den

- erzwungenen Hangaufwind,
- thermischen, wolkenlosen Aufwind ('Blauthormik'),
- Wolkenaufwind ('Cumulusthermik'),
- Frontaufwind, vor Böen- oder Gewitterfronten, und
- Mazagotl- oder Leewellenaufwind (orographischer Aufwind)

gegeben. Interessant für diese Arbeit sind insbesondere die thermischen Aufwinde, da diese in allen geographischen Regionen auftreten können, weil sie nicht auf Hindernisse, durch deren Umströmung die Vertikalkomponente erzeugt wird, angewiesen sind, sondern auch in der Ebene durch konvektive Vorgänge entstehen können. Im folgenden werden die betrachteten thermischen Aufwindfelder als rotationssymmetrische Potentialfelder angenommen. [6]

3.1. thermische Aufwindfelder

Vereinfacht gesagt entstehen thermische Aufwindfelder aufgrund von durch Temperaturdifferenzen verursachten Dichteänderungen und damit verbundenen Auftriebseffekten gegenüber der umgebenden Luft, wenn sich bei unbedecktem Himmel der Boden durch Sonnenstrahlung aufheizt und einen Wärmestrom an die darüberliegende Luftsicht abgibt. Nach dem idealen Gasgesetz $p = \rho \cdot R \cdot T$ und der Annahme, dass die Atmosphäre in einer Horizontalebene eine isobare Charakteristik aufweist, erfährt die Luftsicht, aufgrund der Temperaturänderung eine dazu umgekehrt proportionale Dichteänderung. Unterstellt man weiterhin, dass sich der Boden aufgrund unterschiedlicher Beschaffenheit auch unterschiedlich aufheizt, entstehen über einem Gebiet unterschiedliche Temperaturgradienten und damit unterschiedliche Dichteverhältnisse. Stellt sich nun ein überadiabatischer Temperaturgradient ein, d.h. dass der Temperaturgradient $\frac{dT}{dH}$ mehr als $1^\circ/100\text{ m}$ beträgt, beginnt die warme Luft aufgrund der Dichtedifferenz und dem damit verbundenen Auftriebseffekt aufzusteigen.

Die aufsteigenden Luftblasen haben in der Regel einen Durchmesser von ca. 100 - 300 m. Die Vertikalgeschwindigkeit beträgt im Mittel zwischen 1 und 2 m/s bis max. 5 bis

6 m/s bei freier Konvektion. In Gewitterwolken können Aufwindgeschwindigkeiten von mehr als 30 m/s erreicht werden. [6]

Häufig bilden sich kleine, örtlich begrenzte Thermikblasen, die alleine nicht die Hebeungsenergie aufbringen können, um die Adhäsionskräfte, die sie am Boden halten, zu überwinden. Diese werden vom Wind solange über den Boden getrieben, bis sie an ein Hindernis, eine Verwirbelung oder auf einen Bereich geringerer Bodentemperatur stoßen und durch erzwungene Konvektion beginnen aufzusteigen. Im Konvektionsraum zwischen 100 und 200 m vereinigen sich die kleinen thermischen Aufwindblasen zu einem Warmluftschlauch, den sog. "Bart". Dieser steigt auf, bis er in eine Luftsicht vorstößt, in der Isothermie herrscht, oder an die Untergrenze einer Inversionsschicht stößt.

Während des Aufstieges kühlst sich die Thermikblase trockenadiabatisch ab. Ist der Taupunkt erreicht, bevor der Auftieg durch eine der oben genannten Effekte gestoppt wird, beginnt der in der Luft gespeicherte Wasserdampf zu kondensieren und die Wolkenbildung setzt ein. Aus der Blauthermik wird Cumulusthermik.[6]

Cumulus- oder auch Quellwolkenbildung ist ein sicherer Indikator für das Vorhandensein von Aufwinden, lässt jedoch noch keine Aussage über die Aufwindverteilung und Aufwindstärke zu.

Die Schwierigkeit für den Entwurf und die Vergleichbarkeit von Flugleistungen von Segelflugzeugen in Aufwindfeldern liegt in einer repräsentativen mathematischen Formulierung ihrer vielfältigen Formen und Ausprägungen (Radius / Ausdehung, Stärke).

Erste Formulierungen für ein Modell zur Beschreibung von thermischen Aufwinden wurden von CARMICHAEL im Jahre 1954 gemacht. Er unterscheidet in seinen Untersuchungen zwischen drei Typen von Aufwindfeldern, der starken, der schwachen und der weiten Thermik. [5]

HORSTMANN stellte eigene Untersuchungen über neue Thermikmodelle an, da sich die Ergebnisse von CARMICHAEL beim Vergleich mit den Kreisflugpolaren von zu der Zeit typischen Flugzeugen der Standard- und der Offenen-Klasse (ASW 15 und Nimbus II), im Bezug auf die optimale Querneigung nicht mit empirischen Erfahrungen deckte. Lediglich das weite Thermikmodell und mit Einschränkungen das schwache Thermikmodell lieferten bedingt sinnvolle und repräsentative Ergebnisse. [5]

Ausgehend von Messungen der Akaflieg Stuttgart und KONOVALOV formuliert HORSTMANN zunächst drei Kriterien zur Definition neuer Aufwindmodellverteilungen für thermische Aufwinde:

- Erfassung der verschiedenen Thermikarten (gut / schwach) durch mindestens zwei unterschiedliche Aufwindstärken,

- Erfassung der Variation des stark variierenden Aufwindgradienten durch zwei repräsentative Randwerte,
- Annäherung der Messkurven für $w_A = f(r)$ als Geraden. [5]

Durch diese Forderungen ergeben sich bereits vier qualitative Aufwindmodelle (vgl. Abb. 16).

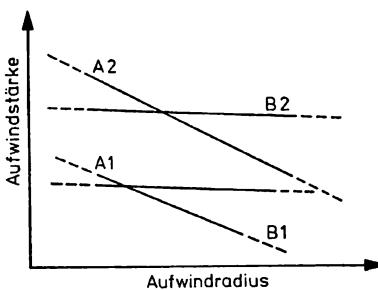


Abbildung 16: qualitative Aufwindverteilungen aus den drei Forderungen

Die sich daraus ergebenden Verteilungen werden Klassifiziert als:

- A1: enge, schwache Thermik
- A2: enge, gute Thermik
- B1: weite, schwache Thermik
- B2: weite, gute Thermik

Die von HORSTMANN ermittelten Gradienten der verschiedenen Aufwindfeldtypen sind Tab. 1 zu entnehmen.

Typ	$w_A(r = 60\text{m}) [\text{m/s}]$	Gradient [$\frac{\text{cm}}{\text{s}}/\text{m}$]	Radius [m]
A1	1,75	2,50	130
A2	3,50	3,20	169
B1	1,75	0,45	448
B2	3,50	0,60	643

Tabelle 1: Parameter der Aufwindtypen nach Horstmann

Als weitere Aufwindform wird in dieser Arbeit eine hypothetische Verteilung in Anlehnung an die Vertikalböe aus der JAR 23.333 betrachtet. Sie zeichnet sich vor allem durch wechselnde Gradienten und Monotonie über den gesamten Radius aus (vgl. Gl. (46) und Abb. 17). In Abhängigkeit vom Radius berechnet sich die Aufwindgeschwindigkeit aus

$$w_A(r) = \frac{1}{2} \cdot w_{A,max} \cdot \left(1 - \cos \left(\frac{r}{r_{max}} \cdot \pi - \pi \right) \right). \quad (46)$$

Ein Vorteil dieses mathematischen Modells ist, dass für die spätere Berechnung und den Vergleich verschiedener Aufwindfelder die Parameter der maximalen Aufwindgeschwindigkeit $w_{A,max}$ und der maximalen Ausdehnung r_{max} im Rahmen physikalisch sinnvoller Annahmen frei gewählt werden können. Typische Werte für $w_{A,max}$ liegen hier im Bereich von 1...5 m/s und für r_{max} im Bereich von 100...650 m. [6]

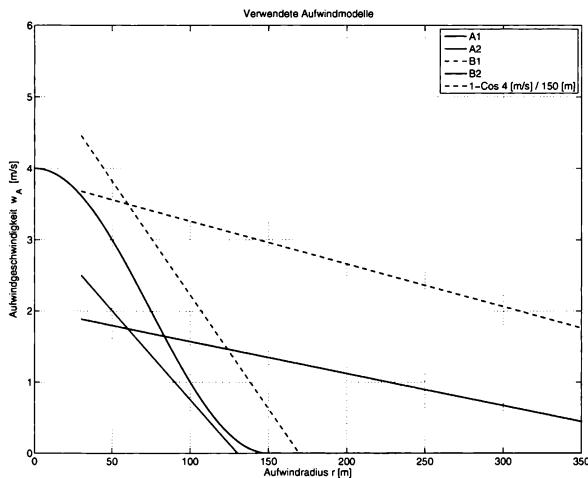


Abbildung 17: Übersicht über die verwendeten Aufwindmodelle

4. Optimaler Kreisflug in Aufwindfeldern

Dieses Kapitel beschäftigt sich mit dem optimalen Kreisflug von Segelflugzeugen, um in einem gegebenem Aufwindfeld das bestmögliche Steigen zu erzielen, d.h. w_{St} zu Maximieren (vgl. Kap. 1.1.3).

4.1. Optimaler Kreisflug

Wie in Kap. 2.5.2 bereits hergeleitet, kann ein Flugzeug jeden Kreisradius durch eine, im Rahmen der zulässigen aerodynamischen ($C_{A,max}$) und strukturellen ($n_{z,max}$) Grenzen, beliebige Kombination der Fluggeschwindigkeit V und der Querneigung ϕ einnehmen. Die unterschiedlichen Fluglagen unterscheiden sich in ihrem Arbeitspunkt auf der Lilienthal-Polare. Nach Gl. (32) ist aber die Sinkgeschwindigkeit im Kurvenflug vom jeweiligen Arbeitspunkt abhängig und es ergeben sich die Sinkgeschwindigkeiten entsprechend Abb. 13.

Die optimale Kreisflugpolare mit den geringsten Sinkgeschwindigkeiten und den dazugehörigen Fluglagen (Querneigung ϕ und Kreisfluggeschwindigkeit V) ergibt sich aus der Eihüllenden der Kreisflugpolaren für konstante Querneigungen und Kreisfluggeschwindigkeiten (vgl. Abb. 13). Um diese zu Bestimmen bieten sich zwei Verfahren an. Die optimalen Querneigungswinkel lassen sich durch die Schnittpunkte der Polaren, bei denen je ein Parameter konstant gehalten worden ist (ϕ oder V), für jeden Radius beim geringsten Sinken bestimmen (vgl. Abb. 13).

Da dieses Verfahren verhältnismäßig rechenaufwändig ist und für jeden Radius eine Vielzahl von Berechnungen notwendig ist (Querneigung konstant halten, Geschwindigkeit variieren und jeweils über die aerodynamischen Beiwerte das Eigensinken bestimmen), wird ein weiter Ansatz über den in Kap. 2.6 hergeleiteten Optimalpunkt gewählt.

Mit dem in Kap. 2.6 hergeleiteten Zusammenhang für den optimalen Auftriebsbeiwert ergibt sich zunächst für $C_{A,Kurve}^{**}$

$$C_{A,Kurve}^{**}(r) = \begin{cases} C_{Amax} & \text{für } C_{A,Kurve}^{**}(r) \geq C_{Amax}, \\ \frac{\sqrt{k(16 \cdot G^2 \cdot k + 3 \cdot C_{W0} \cdot (\rho \cdot S \cdot r \cdot g)^2)}}{k \cdot \rho \cdot S \cdot r \cdot g} & \text{für } C_{A,Kurve}^{**}(r) < C_{Amax}. \end{cases} \quad (47)$$

Hiermit folgt schließlich, bei Annahme einer quadratischen Polaren Gl. (23), die analytische Form der optimalen Kreisflugpolaren aus Gl. (42)

$$w_{S,Kurve}^{**}(r, C_{A,Kurve}^{**}, C_{W,Kurve}^{**}) = C_{W,Kurve}^{**} \cdot C_{A,Kurve}^{**(-3/2)} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S}} \cdot \left[1 - \left(\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S} \cdot \frac{1}{r \cdot g \cdot C_{A,Kurve}^{**}} \right)^2 \right]^{(-3/4)} \quad (48)$$

In Abb. 18 wird deutlich, dass sich mit $C_{A,Kurve}^{**}$ kleinere Sinkgeschwindigkeiten als mit C_A^{**} erreichen lassen, wobei dieser Effekt bei größeren Kurvenradien verschwindet und auch bei kleinen Kreisradien lediglich eine Verringerung des Eigensinkens im Hundertstel Bereich ausmacht. Der Effekt den das Fliegen beim optimalen Auftriebsbeiwert für den Kurvenflug gegenüber dem Fliegen beim optimalen Auftriebsbeiwert für den Horizontalflug ($\gamma \approx 0$ und $\phi = 0$) hat ist demnach in der Realität zu vernachlässigen.

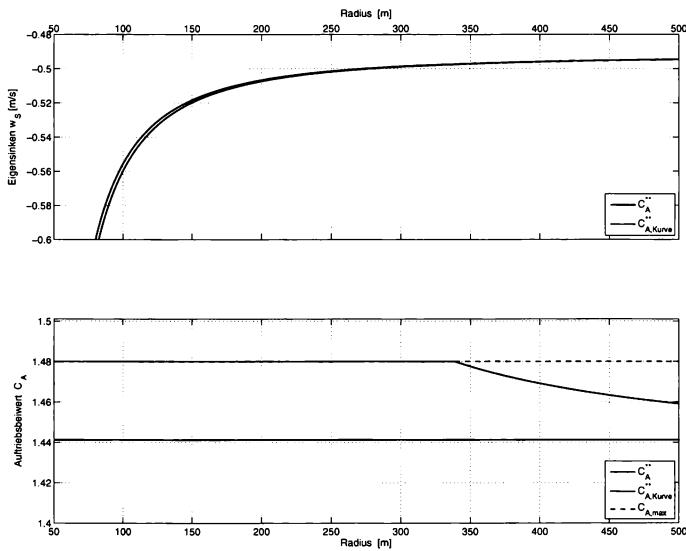


Abbildung 18: Vergleich der Kreisflugpolaren des Modellflugzeuges bei verschiedenen Auftriebsbeiwerten

Aus Gl. (42) bzw. Gl. (48) ergibt sich der optimale Querneigungswinkel ϕ_{Kurve}^{**} für jeden Radius aus

$$\cos \phi_{Kurve}^{**}(r, C_{A,Kurve}^{**}) = \left[1 - \left(\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S} \cdot \frac{1}{r \cdot g \cdot C_{A,Kurve}^{**}} \right)^2 \right]^{(1/2)} \quad (49)$$

und damit die optimale Kreisfluggeschwindigkeit durch Umstellen von Gl. (34) als

$$V_{Kurve}^{**}(r, \phi_{Kurve}^{**}) = \sqrt{r \cdot g \cdot \tan \phi_{Kurve}^{**}} \quad (50)$$

Mit diesem Parametersatz $[V_{Kurve}^{**} \phi_{Kurve}^{**} w_{S,Kurve}^{**}]^T$ ist der optimale Kreisflug nun vollständig beschrieben.

4.2. Optimale Querlage in einem bekannten Aufwindfeld

Da für jeden Kreisradius eine optimale und energetisch optimale Fluglage existiert, stellt sich im ersten Schritt die Frage nach dem optimalen Kreisradius.

Um diesen zu ermitteln muss der Verlauf der Steigwerte über die Ausdehnung des Aufwindfeldes bekannt sein. Ausgehend von den in Kap. 3.1 eingeführten Verläufen ergibt sich durch Überlagerung des Aufwindfeldschnittes mit der Kreisflugpolaren eines Segelflugzeuges durch Gl. (3) der Verlauf des Nettosteigens $w_{St}(r)$.

Durch Bestimmen des Maximums

$$\frac{d}{dr} w_{St} \stackrel{!}{=} 0 \quad (51)$$

lässt sich der optimale Kreisradius wie in Abb. 19 ermitteln. Hier wird das Nettosteigen gemäß Gl. (3) durch die Kreisflugpolare des Modellflugzeuges Gl. (48) und dem Aufwindprofil eines Aufwinds vom Typ A2 (siehe Kap. 5.1.2) berechnet und der Maximalwert mit dem dazugehörigen Kreisradius bestimmt. Sobald der optimale Kreisradius bestimmt ist, lassen sich über die Beziehungen Gl. (49) und Gl. (50) die entsprechenden Fluglagen eindeutig bestimmen.

Es ergibt sich für das Modellflugzeug aus Abb. 19 für einen Flug in einem Aufwindfeld vom Typ A2 die in Tab. 2 angegebene optimale Kreisfluglage.

Aufwindtyp A2	w_{St} [m/s]	r [m]	V_K [km/h]	ϕ [°]
Modell	2,89	52	80,48	47,86

Tabelle 2: optimale Kreisfluglage

Vergleicht man die Querlagen und die maximal erzielbaren Nettosteiggeschwindigkeiten unterschiedlicher Flugzeugtypen miteinander, stellt man fest, dass die einzelnen Flugzeugtypen in den unterschiedlichen Aufwindfeldern jeweils Stärken und Schwächen bzgl. des

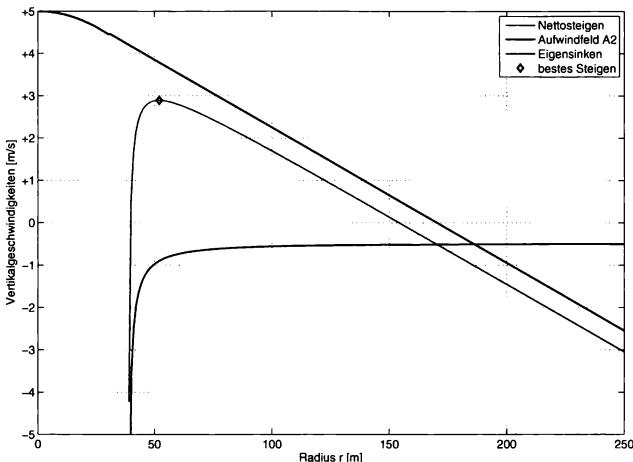


Abbildung 19: Bestimmen des optimalen Kreisradius

maximal erzielbaren Nettosteigens haben (vgl. Abb. 20 und Tab. 3).

Typ	Modell		Ka8b		Astir CS Jeans	
	w_{St} [m/s]	r [m]	w_{St} [m/s]	r [m]	w_{St} [m/s]	r [m]
A1	1,08	54	1,17	44	0,72	56
A2	2,89	52	3,05	43	2,51	54
B1	1,07	75	0,96	65	0,78	81
B2	2,80	70	2,71	60	2,51	76
1-Cosinus $\frac{w_{A,max}}{r_{max}} = 3 \text{ m/s}$	1,33	53	1,43	44	0,96	55

Tabelle 3: Vergleich der optimalen Kreisradien und maximalen Nettosteiggeschwindigkeiten

Auffällig ist, dass gerade die Ka8b im Vergleich gut abschneidet und bei den engen Aufwinden A1 und A2 sogar die anderen Muster übersteigt.

Nun entspricht dies zwar den Erfahrungen und empirischen Beobachtungen im normalen Flugbetrieb, doch stellt man die Geschwindigkeitspolare und Gleitzahl der Ka8b mit denen des Modells und des Astirs gegenüber, ist dieses Verhalten zunächst nicht zu erwarten, da die Ka8b die schlechteren Gleitflugleistungen aufweist (vgl. Abb. 21 und Tab. 4).

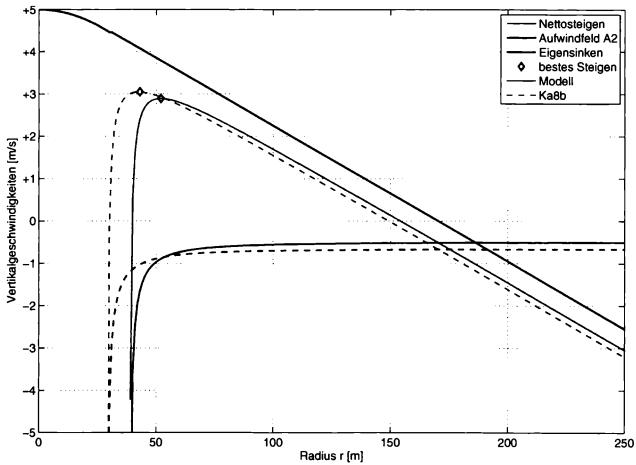


Abbildung 20: Bestimmen des optimalen Kreisradius

	Modell	Ka8b	Astir CS Jeans
E	≈ 46	≈ 29	≈ 33
C_{Amax}	1,48	1,14	1,26
G/S	$34,29 \text{ dN/m}^2$	$19,8 \text{ dN/m}^2$	$28,71 \text{ dN/m}^2$
$w_{S,min}$	0,49 m/s	0,72 m/s	0,62 m/s

Tabelle 4: Gegenüberstellung signifikanter Flugzeugparameter verschiedener Flugzeuge

Betrachtet man die Werte in Tab. 4 jedoch genauer, ist festzustellen, dass die Ka8b mit deutlich geringerer Flächenbelastung, als die anderen beiden Muster, fliegt. Dieses legt die Vermutung nahe, dass die Sinkgeschwindigkeit, da sich die Gleitwinkel beider Flugzeuge ähneln, maßgeblich von der Flächenbelastung beeinflusst wird. Bei genauerer Betrachtung von Gl. (42), stellt man fest, dass

$$w_{SK}^2 \sim \frac{G}{S}. \quad (52)$$

gilt und somit der optimale Kreisflug maßgeblich mit von der Flächenbelastung, und nicht vom maximalen Auftriebswert nach Gl. (47) bestimmt wird. Um dieses Ergebnis zu validieren soll, ein und das selbe Flugzeug bei unterschiedlichen Flächenbelastungen untersucht werden. Abb. 22 und Tab. 5 machen deutlich, dass die zu erzielenden Kreisflugleistungen bei geringer Flächenbelastung besser ausfallen, als bei Flügen mit hohen

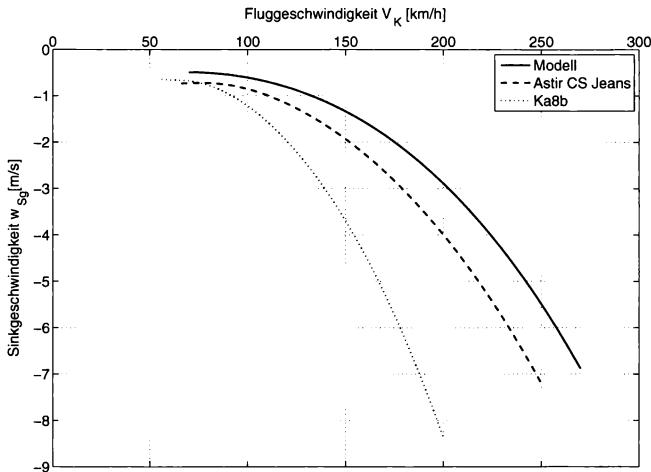


Abbildung 21: Gegenüberstellung der Geschwindigkeitspolaren des Modells, der Ka8b und des Astirs

Flächenbelastungen. Grade in engen Aufwinden können dadurch kleinere Radien erflogen werden und somit das Nettosteigen um fast 0,5 m/s verbessert werden. Nachteilig wirkt sich die geringere Flächenbelastung jedoch auf die Flugleistung im Vorflugsegment aus, da die Fluggeschwindigkeit bei gleicher Polare ausschließlich von der Flächenbelastung abhängig ist (vgl. Kap. 2.5.1 und Kap. 1.1.3).

Typ	Nimbus 4 L / 36,6 kg/m ²		Nimbus 4 L / 44,9 kg/m ²	
	w_{St} [m/s]	r [m]	w_{St} [m/s]	r [m]
A1	0,75	68	0,38	79
A2	2,47	64	2,01	78
B1	1,05	87	0,93	107
B2	2,76	85	2,61	102
1-Cosinus $w_{A,max} = 3 \text{ m/s}$ $r_{max} = 150 \text{ m}$	0,94	53	0,49	79

Tabelle 5: Vergleich der optimalen Kreisradien bei unterschiedlichen Flächenbelastungen

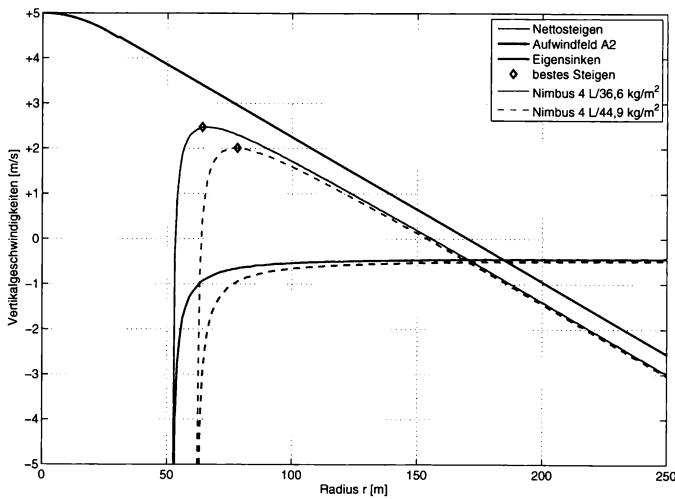


Abbildung 22: Gegenüberstellung der optimalen Kreisradien bei unterschiedlichen Flächenbelastungen des Nimbus 4 mit Klappenstellung L

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die erzielbaren Kreisflugleistungen von drei wesentlichen Parametern abhängen,

- dem maximalen Auftriebsbeiwert C_{Amax} ,
- der Flächenbelastung G/S und
- vom radialen Verlauf des Aufwindfeldes.

5. Detektion und Prädiktion eines unbekannten Aufwindfeldes

Im vorangehenden Kapitel wurde ein Verfahren zum Bestimmen der optimalen Kreisflugbahn in einem bekannten Modellaufwindfeld und die sich daraus ergebenden Fluglagen hergeleitet. In der Realität gilt es jedoch zunächst ein Aufwindfeld zu detektieren. Sobald ein Aufwind dedektiert ist, ist über geeignete mathematische Verfahren ein Radialprofil des Feldes zu bestimmen, um je nach Flugzeug den optimalen Kreisradius zu ermitteln. Schlussendlich müssen die Koordinaten des Zentrums des Feldes gefunden werden, um einen Bezugspunkt für die zu fliegende Kreisbahn zu haben.

Im folgenden Kapitel werden daher Möglichkeiten und Verfahren zur Erkennung und Bestimmung unbekannter Aufwindfelder erörtert.

5.1. Identifikation der notwendigen und hinreichenden Parameter

5.1.1. Beobachtung der Steigwerte

Die grundlegende Information für einen erfolgreichen Thermikflug ist die Kenntnis von der Position des Zentrums des Aufwindfeldes. Um dieses Zentrum wird einen zentrierten Kreisflug eingeleitet, aus dem im Idealfall gleichmäßige Steigwerte über den gesamten Radius resultieren.

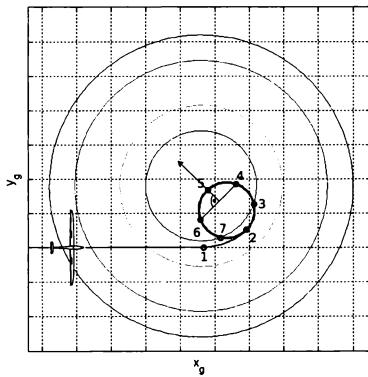


Abbildung 23: Flugbahn im Aufwindfeld

Die heute häufig gelehrt Flugtaktiken zum schnellen Zentrieren eines Aufwindfeldes empfehlen dem Piloten 1 - 2 Sekunden, nachdem er das stärkste Steigen registriert hat

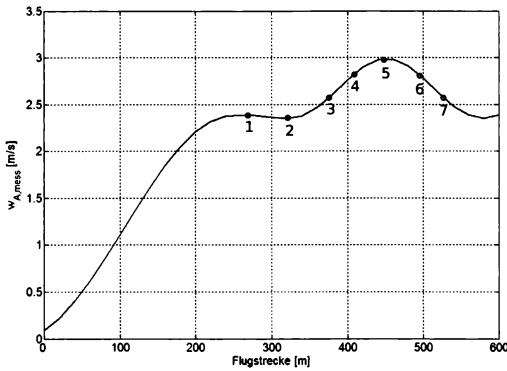


Abbildung 24: gemessene Steigwerte an diskreten Positionen

in die Richtung der sich hebenden Fläche mit einer Geschwindigkeit nahe der Minimalfahrt und einem Querneigungswinkel von ca. 35° - 45° einzukreisen (vgl. Abb. 23 und Abb. 24). Häufig ist der Bart dann noch nicht optimal zentriert und es sind Korrekturmanöver erforderlich. Aus den über den ersten Vollkreis gemessenen Steigwerten lässt sich zunächst eine Richtung, in der das Zentrum liegen muss, ermitteln, jedoch noch keine quantitative Aussage über die Entfernung bzw. seine Position treffen. Im folgenden wird vereinfachend davon ausgegangen, dass alle Aufwindfelder rotationssymmetrisch sind und sich exakt einem der in Kap. 3.1 eingeführten Modellen zuordnen lassen. So ergibt sich der Richtungsvektor zum Zentrum durch Bilden der Orthogonalen auf der Sekante zwischen zwei Äquipotentialpunkten (Abb. 23 Punkte 4 und 6), wobei sich das Vorzeichen aus der Kreisflugrichtung ergibt.

5.1.2. Ausgleichsrechnung

Ausgehend von den in Kap. 3.1 eingeführten Modellen bietet es sich an, die Frage nach dem Verlauf eines thermischen Aufwindfelds als ein Ausgleichsproblem zu formulieren.

$$F = \sum_{i=1}^n (w_{A \text{ modell}}(\vec{a}) - w_{A \text{ mess},i})^2 \stackrel{!}{=} \min_{\vec{a} \in \mathbb{R}^m} \sum_{i=1}^n (w_{A \text{ modell}}(\vec{a}) - w_{A \text{ mess},i})^2 \quad (53)$$

Bei diesem Verfahren werden die gemessenen Aufwindgeschwindigkeiten mit Werten verglichen, die durch eine geeignete Ansatzfunktion errechneten ermittelt werden. Durch Variation der Parameter \vec{a} der Ansatzfunktion wird versucht, das Fehlerquadrat zwischen

realen und errechneten Werten zu minimieren.

Als Ansatzfunktion eignen sich in diesem Fall die Gleichungen für die Aufwindverteilungen nach HORSTMANN, die sich entsprechend der Gradienten (vgl. Tab. 1) durch folgende Funktionen darstellen lassen, die nahe des Zentrums jedoch ihre Gültigkeit verlieren:

$$w_{A\ A1}(r) = -0,025 \cdot r + 3,25 \quad \text{für } r < 130 \text{ m} \quad (54)$$

$$w_{A\ A2}(r) = -0,032 \cdot r + 5,42 \quad \text{für } r < 169 \text{ m} \quad (55)$$

$$w_{A\ B1}(r) = -0,0045 \cdot r + 2,02 \quad \text{für } r < 448 \text{ m} \quad (56)$$

$$w_{A\ B2}(r) = -0,006 \cdot r + 3,86 \quad \text{für } r < 643 \text{ m} \quad (57)$$

Als Parameter dient zunächst, bei Verwendung einer einzigen Ansatzfunktion, der Radius r , d.h. die Position bzw. der Ort der Messstelle in einem Aufwindfeld. Die Position des Messpunktes in Relation zur Position des Zentrums im geodätischen KOOS ergibt sich für r (vgl. Abb. 25) zu

$$|r| = \sqrt{(x - x_Z)^2 + (y - y_Z)^2}. \quad (58)$$

Da die Position der Messstelle durch den Parametersatz $[x\ y]^T$ festgelegt ist, gilt es also den Parametervektor $\vec{a} = [x_Z\ y_Z]^T$ zu variieren, um das Ausgleichsproblem Gl. (53) zu lösen. Dieser Parametersatz stellt zugleich die Position des Aufwindzentrums. Wählt man als Ansatzfunktion die 1-Cosinus-Böe ergeben sich mit Gl. (58) entsprechend

$$w_A(r) = \frac{1}{2} \cdot w_{A,max} \cdot \left(1 - \cos \left(\frac{r}{r_{max}} \cdot \pi - \pi \right) \right)$$

vier Parameter, die zu optimieren sind und für die das Ausgleichsproblem gelöst werden muss. Diese Ansatzfunktion bietet bei der Bestimmung der Art des Feldes die größte Flexibilität, da als Unbekannte zusätzlich zum Zentrum des Aufwindfeldes auch die Intensität $w_{A,max}$ und die Ausdehnung r_{max} auftreten, sodass sich der Parametervektor zu $\vec{a} = [w_{A,max}\ r_{max}\ x_Z\ y_Z]$ ergibt.

Durch Gl. (46) und Gl. (58) werden die Gleichungen Gl. (46) und Gl. (54) bis Gl. (57) bzgl. des Parametervektors \vec{a} nichtlinear.

Um das lineare Ausgleichsproblem Gl. (53) lösen zu können, müssen die Ansatzfunktion zunächst linearisiert werden. Dies geschieht mit Hilfe des Satzes von Taylor und Abbruch der Taylorreihe nach dem linearem Therm.

In Matrixschreibweise lautet das allgemeine lineare Ausgleichsproblem

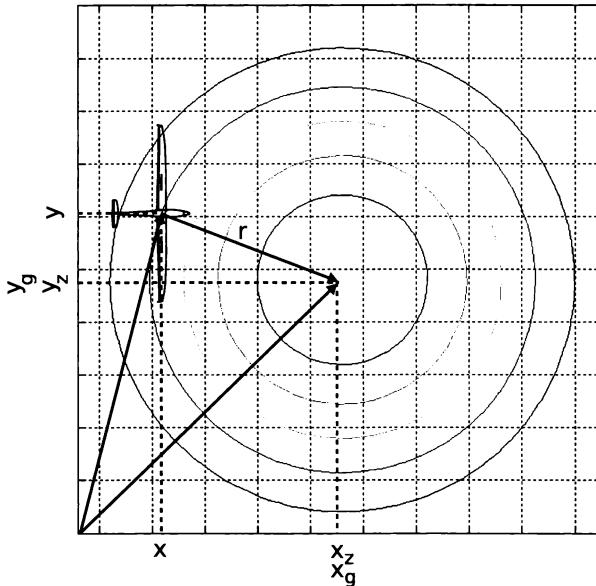


Abbildung 25: Positionen im Aufwindfeld

$$\|Ax^* - b\|_2^2 = \min_{x \in \mathbb{R}^n} \|Ax - b\|_2^2 = \min_{\vec{a} \in \mathbb{R}^m} \|F(\vec{a})\|_2^2 \quad (59)$$

im vorliegenden Fall wird $F(\vec{a})$ zu

$$F(\vec{a}) = w_A \text{ modell}(\vec{a}, r) - w_A \text{ mess,}i \quad (60)$$

mit $w_A \text{ modell} \in \mathbb{R}^{n \times m}$, $w_A \text{ mess,}i \in \mathbb{R}^n$, $\vec{a} \in \mathbb{R}^m$ und $i = 1 \dots n$ Anzahl der Messungen.

Mit dem Satz von Taylor ergibt sich Gl. (60) mit $\vec{a} = a$ linearisiert zu

$$F(a) \approx F(a^k) + \underbrace{D w_A \text{ modell}(a^k)}_{\text{Jacobi-Matrix } J_{w_A}} (a - a^k), \quad (61)$$

so dass sich Gl. (59) letztendlich zu

$$\|F(a^k) + D w_A \text{ modell}(a^k) (a - a^k)\|_2^2 = \min_{a \in \mathbb{R}^m} \|F(a^k) + J_{w_A} s^k\|_2^2 \quad (62)$$

ergibt. [8]

Das nun formulierte Ausgleichsproblem lässt sich bzgl. $s^k \in \mathbb{R}^m$ z.B. mit dem Newton-Gauß-Verfahren lösen. Der nach dem Abbruch der Iteration bei erreichen eines vorgegebenen Residuum erhaltene Vektor s^k , enthält den Parametersatz, der das durchflogene Aufwindgebiet mit der verwendeten Ansatzfunktion am besten approximiert. In wieweit die in r linearen Verteilungen von HORSTMANN mit dem nichtlinearem Modell der 1-Cosinus-Böe erfasst werden können bleibt zu untersuchen.

Zum Abschluss der bisherigen Überlegungen ergeben sich nun zwei für die lineare Regression zu messende Größen:

- die momentane geodätische Position des Flugzeuges $[x \ y]^T$ und
- die momentane Vertikalgeschwindigkeit w_A .

Wie diese Größen erfaßt werden, wird im nächsten Abschnitt beschrieben.

5.2. Sensorik

Die Instrumente zum Messen der Position des Flugzeugs und der Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs sind heute in jedem modernen Segelflugzeug vorhanden, d.h. es müssen keine teuren zusätzlichen Instrumente angeschafft werden. Die Ermittlung der geodätsischen KOO des Flugzeugs erfolgt über ein GPS-System mit möglichst hoher Auflösung. Die Messung der absoluten Vertikalgeschwindigkeit der Luftmassen im Bart scheint zunächst etwas schwieriger. Zwar sind die meisten Flugzeuge mit einem oder mehreren Variometern ausgestattet, doch sind diese in ihrem Funktionsprinzip nicht alle dazu geeignet die Netto- bzw. Absolutaufwindgeschwindigkeit zu bestimmen.

Man unterscheidet i.A. zwischen drei Typen von Variometern

- dem unkompenzierten Höhen-Variometer,
- dem totalenergiokompenzierten Brutto-Variometer (TEK-Vario) und
- dem totalenergiokompenzierten Netto-Variometer (TEP-Vario).

Generelle Arbeitsweise eines (mechanischen) Variometers

Die heute häufig verwendeten Varios sind Dosen- oder Stauscheibenvariometer. Sie sollen dem Piloten einen Eindruck über das Steigen und Sinken des eigenen Flugzeuges über Grund vermitteln. Die primäre Idee der mechanischen Varios beruht, analog zum

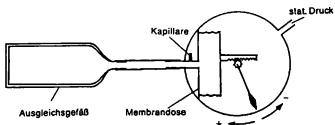


Abbildung 26: Schema eines mechanischen Dosenvariometers

Höhenmesser, auf dem Prinzip der Luftdruckabnahme mit der Höhe. Anders als ein Höhenmesser kehren sie jedoch nach Einstellen eines stationären Flugzustandes wieder in Nullstellung zurück. Dieser Effekt wird durch ein Ausgleichsgefäß und Kapillarwirkung erzielt. Beim Aufsteigen des Flugzeuges nimmt der statische Druck in dem Variometergehäuse ab und eine Membrandose, die über eine Kinematik mit dem Zeiger verbunden ist dehnt sich aus, da sie aus einem Ausgleichsgefäß noch mit höherem Druck aus den tieferen Luftsichten versorgt ist. Wird nun ein stationärer horizontaler Flugzustand eingenommen, kommt es zu einem Druckausgleich über eine Kapillare zwischen der Membrandose und dem Variometergehäuse vgl. Abb. 26. Das Stauscheibenvariometer arbeitet nach einem ähnlichen Prinzip, jedoch wird hier auf die Membrandose verzichtet und eine Scheibe, die direkt mit dem Zeiger verbunden ist, liegt drehbar gelagert im Ausgleichsluftstrom zwischen statischem Druck und dem Druck im Ausgleichsgefäß. [9]

Höhen-Variometer

Das unkomponierte Variometer zeigt dem Piloten die absolute Änderung der Höhe pro Zeiteinheit an. Dabei ist es unerheblich, ob die Höhenänderung aus einer Fahrtänderung resultiert (Änderung des Bahnwinkels durch Ziehen oder Drücken, die sog. "Knüppelthermik"), oder durch Änderung der Höhe durch äußere Einflüsse (aufsteigende oder absinkende Luftmassen). Das unkomponierte Variometer zeigt also nur dann die tatsächliche Vertikalgeschwindigkeit des durchflogenen Luftpaketes an, wenn ohne Fahrtvariation geflogen wird. Doch auch unter dieser idealisierten Annahme, zeigt die Anzeige nicht die absolute Vertikalgeschwindigkeit des Aufwindfeldes an, sondern die Summe aus Aufwindgeschwindigkeit und Eigensinken.

Brutto-Variometer

Das totalkomponierte Brutto-Variometer zeigt, wie das Höhen-Variometer, die Summe aus Luftmassenbewegung und Eigensinken an, reagiert jedoch nur auf die Änderung der Gesamtenergie des Flugzeuges. Die Gesamtenergie eines Segelflugzeuges beträgt die Summe aus potentieller und kinetischer Energie (vgl. Kap. 1.1.2), d.h.

$$E_{ges} = E_{pot} + E_{kin}. \quad (63)$$

TEK-Variometer arbeiten nach dem Prinzip des Energieerhaltungssatzes, d.h. aus Gl. (63) ergibt sich mit V die aerokinetische Energie

$$E_{ges} = m \cdot g \cdot H + \frac{1}{2} \cdot m \cdot V^2 = const. \quad (64)$$

und damit die Vertikalgeschwindigkeit als Änderung der Höhe zu

$$\begin{aligned} \dot{E}_{ges} &= g \cdot \frac{d}{dt} H + V \cdot \frac{d}{dt} V = 0 \\ \frac{d}{dt} H &= -\frac{1}{g} \cdot V \cdot \frac{d}{dt} V. \end{aligned} \quad (65)$$

D.h., dass aus einer Fahrtänderung v immer eine Änderung der Vertikalgeschwindigkeit \dot{H} resultiert. Will man diese Fahrtabhängigkeit filtern, ist notwendig die Fahrtänderung aus dem Messsignal zu eliminieren. Zu diesem Zweck werden sog. Kompensierdüsen eingesetzt, die am Druckabnahmepunkt einen Unterdruck erzeugen, der betragsmäßig genau so groß ist wie der Staudruck. Als Meßdruck dient daher die Differenz aus dem statischen Druck und dem Staudruck. Durch diese Maßnahme reagieren TEK Varios nur auf die Veränderung der Gesamtenergie und zeigen als Summe die tatsächlichen Vertikalgeschwindigkeiten und das Eigensinken nahezu (abhängig von der Güte der Kompensation und abhängig vom Geschwindigkeitsbereich) unabhängig von etwaigen Fahrtänderungen an (durch Knüppelthermik oder Horizontalböen induzierte Fahrtsprünge).

Netto-Variometer

Die TEP-Varios, oder auch Netto-Varios, kompensieren zusätzlich zur Höhenänderung durch Fahrtänderungen auch das polare Eigensinken des Segelflugzeuges aus der Anzeige heraus, d.h. es wird nur die tatsächliche Vertikalgeschwindigkeit des Aufwindfeldes zur Anzeige gebracht. Dieses wird durch Integration eines zusätzlichen Strömungswiderstandes (Abhängig vom Segelflugzeug und von der Wahl des Betriebspunktes) in der Variometerschaltung erreicht. Ein Nachteil der Netto-Varios besteht jedoch darin, dass die Geschwindigkeitspolare nur im Geradeausflug gilt und für den Kreisflug andere Polaren anzusetzen sind. Zwar liegt der Anwendungsbereich des Netto-Varios gerade zum Bestimmen der Sollfahrt mit einem Netto-McCready-Ring im Geradeausflug, doch hätte man mit einem solchen Gerät die Möglichkeit, die reine Vertikalgeschwindigkeit des Aufwindfeldes zu messen.

Die vorangehenden Ausführungen machen deutlich, dass rein mechanische Varios als Messinstrumente für absolute Vertikalgeschwindigkeiten von Aufwindfeldern zunächst nur eingeschränkt zur Verwendung in Frage kommen. Als weitere Messprinzipien bieten sich nun noch

- das elektrische Variometer,
- die Temperaturmessung und
- die Messung von Strömungsparametern mit Hilfe einer Mehrlochsonde an.

Elektrische Variometer

Elektrische Variometer arbeiten nach dem Prinzip des Hitzdrahts. Dabei wird die Temperaturabhängigkeit des elektrischen Widerstands der Leitermaterialien ausgenutzt. Je nach Messsonde sind zwei oder mehr aufgeheizte Widerstandsdrähte hintereinander im Ausgleichsluftstrom zwischen statischem Druck und Ausgleichsgefäß angebracht. Strömt nun Luft durch den Messkanal wird der zuerst angeströmte Widerstandsdräht stärker abgekühlt als der letzte. Die Widerstände sind über eine Brückenschaltung verschaltet. Aus dem durch die veränderten Widerstände erzeugten elektrischen Signal lässt sich Stärke und Richtung des Ausgleichsluftstromes ermitteln. Wird eine zweite Messsonde an ein zweites Ausgleichsgefäß, das an den Gesamtdruck (Pitotrohr) angeschlossen ist, in das System integriert, lässt sich über einen sog. Kompensationsverstärker und dem Segelflugrechner ein fahrtkompensierte Variosignal erzeugen. Bei Kenntnis des Lastvielfachen n_z , würde sich durch ein im Segelflugrechner hinterlegtes Programm, das polare Sinken unter Berücksichtigung des Lastvielfachen (Kreisflugpolare) filtern lassen und so die Nettovertikalgeschwindigkeit ermitteln. Die Bestimmung des Lastvielfachen ließe sich durch einen Beschleunigungssensor oder einem Gyroskop ermitteln. Abzuwegen bleibt hier der Kalibreraufwand der verwendeten Inertialsensoren, der jedoch bei modernen Beschleunigungssensoren in Grenzen hält oder ganz entfällt. [6]

Temperaturmessung

Die Idee über eine Temperaturmessung Thermik zu detektieren ist nicht neu und wurde z.B. schon in der Akaflieg Erlangen im Projekt Ω (IDAFLIEG Wintertreffen 1993) und in der Akaflieg Hannover im Projekt AFH16 (Temperaturdifferenzmessgerät zur Erforschung thermischer Aufwinde") untersucht. Die Akaflieg Erlangen kam bis 1993 jedoch nicht darüber hinaus thermische Aufwinde lediglich zu detektieren. Eine Aussage über tatsächlichen Aufwindgeschwindigkeiten aufgrund der Temperaturdifferenzen war zu der Zeit noch nicht möglich.

5-Loch-Sonde

Mehrlochsonden sind i.d.R. schlanke Stäbe, an deren Spitzen eine Reihe von Bohrungen eingelassen sind. Durch Anströmen der Sonde stellen sich, je nach Art der Stömung (Geschwindigkeit und Richtung) und Platzierung der Bohrungen, bestimmte Druckverhältnisse in der Sonde ein. Mit Hilfe von vorher ermittelten Kalibrierwerten, lassen sich nun Richtung und Geschwindigkeit der Anströmung ermitteln.

Sind die Bahngeschwindigkeit \underline{V}_K , z.B. aus GPS oder besser INS Daten, und die Fluggeschwindigkeit V , aus Daten der 5-Loch-Sonde, bekannt, lässt sich der Windgeschwindigkeitsvektor \underline{V}_W gemäß

$$\underline{V}_W = \underline{V}_K - \underline{V} \quad (66)$$

bestimmen. Hieraus wiederum lässt sich die z-Komponente eines Aufwindgebietes ermitteln. Da Gl. (66) jedoch nur eine Vereinfachung für den Fall des symmetrischen Geraudeausflug darstellt und im Kurvenflug gerade durch dynamische Effekte hervorgerufene Relativbewegungen der Flügel spitzen bzgl. der Vertikalkomponenten des Aufwindfeldes die Messungen stören, sind auch hier Korrekturberechnung mit Hilfe von Inertialmessgebern durchzuführen. Da der Kalibrieraufwand einer Mehrlochsonde jedoch erheblich ist, eignet sich dieses Verfahren wohl nur für Anwendungen im Rahmen von Messflügen. [7]

Abschließend ist zu sagen, dass nach Abwägung von Aufwand, Kosten und Ausnutzung bereits standardmäßig vorhandener Messtechnik, der Einsatz eines elektronischen Netto-Varios in Verbindung mit einer Inertialplattform und eines Standard-GPS Systems grundlegend ausreichend ist. Bei Verwendung einer Inertialplattform, könnte das GPS zur Positionsbestimmung u.U. sogar entfallen, da sich mit Hilfe der Inertialnavigation in der Kurzzeitnavigation höhere Genauigkeiten, als mit dem GPS erzielen lassen.

Beschleunigungssensoren und Gyroskope

Um die zur Kompensation des Eigensinks nötige Information über das Lastvielfache n_z zu erhalten bietet es sich an, einen einachsigen Beschleunigungssensor strapdown, d.h. strukturstark, in y_f -Ausrichtung im Schwerpunkt anzubringen. Nach der Definition des Lastvielfachen im Kurvenflug Gl. (30), ließe sich somit auch der Querneigungswinkel bestimmen, vorausgesetzt, dass sich die Fluglage bzgl. der Querachse nicht ändert und kleine Bahnwinkel γ vorliegen (vgl. Gl. (27)).

Sinn würde ebenfalls der Einsatz einer kompletten IMU (Inertial Measurement Unit) machen, da sich mit ihrer Hilfe, nicht nur die Beschleunigungen entlang aller drei Achsen, sondern ebenfalls alle Änderungen der Lagewinkel messen lassen, sodass dem Piloten ein komplettes Fluglagebild zur Verfügung gestellt wird.

5.3. Anordnung der Sensorik

Die Frage nach der Anordnung der Sensorik umfasst ebenfalls die Frage, nach der Anzahl der einzusetzenden Sensoren. Die Antwort auf beide Fragen ist einerseit von der Art der verwendeten Sensoren und andererseits von der geforderten Geschwindigkeit und Qualität der Messwerte abhängig.

Grundsätzlich ist eine Konfiguration mit einer großen Anzahl an unabhängigen Sensoren zu bevorzugen, zum einem, um in kurzer Zeit eine größere Menge an Messpunkten zu erhalten (Auflösung), und zum anderem, um das Gesamtsystem robuster gegen zufällige Fehler zu machen.

Ausgehend von der Standardkonfiguration, d.h. TEK-Vario (statischer Druck, Staudruck, TEK), Fahrtmesser (Staudruck), Höhenmesser (statischer Druck) und GPS, lässt sich bereits mit den in Kap. 5.1 vorgestellten Verfahren eine Identifikation des Aufwindfeldes durchführen und der Vektor zum Zentrum ermitteln. Eine Erhöhung der Anzahl der Sensoren würde hier keinen Sinn machen, da sich keine neuen und unabhängigen Daten hieraus ergeben würden, denn eine Vermehrung des GPS würde kein genaueres Positionsbestimmung ermöglichen und weitere Variometer, unabhängig von ihrer Position, würden keine anderen Messwerte liefern, da sich ihre Anzeige auf das Gesamtsystemflugzeug bezieht. Eine Vermehrung der Sensoren würde nur bei dem Einsatz von Mehrlochsonden sinnvoll sein, da mit ihrer Hilfe eine differenzielle Bestimmung der Anströmung und damit des Windanstellwinkels an diskreten Stellen des Flugzeuges möglich ist.

Wird das Flugzeug zusätzlich mit einer IMU ausgerüstet, lassen sich neben den oben erwähnten Messgrößen auch die Lagewinkel bestimmen. Dieses bringt eine Reihe von Vorteilen, denn mit der Kenntnis der Lagewinkel, lassen sich zum einen, unter Berücksichtigung des Staudrucks und Kenntnis der Flugzeugpolaren, das Eigensinken in jeder Fluglage bestimmen, und zum anderen erhält man eine Möglichkeit zum einsteuern der richtigen bzw. optimalen Fluglage im Kurvenflug. Eine mögliche Sensoranordnung zeigt Abb. 27.

5.4. Auswertung der Messdaten

Schon mit den aus der Standardinstrumentierung (mit zusätzlichen Beschleunigungssensoren in z_f -Richtung) lässt sich eine Aussage über die Topologie des Aufwindfeldes machen und sich das Ausgleichsproblem Gl. (53) lösen.

Als Löser stehen dem Anwender eine Reihe von Algorithmen zur Verfügung. Für diese Arbeit werden als Löser für das oben beschriebene Problem die Matlab eigenen Bordmitteln `fminsearch` und `fminunc`, sowie ein eigener Gleichungslöser, der mit dem in Gl. (62) formuliertem linearisiertem Problem arbeitet, verwendet. Im folgenden werden die verwendeten Verfahren kurz vorgestellt.

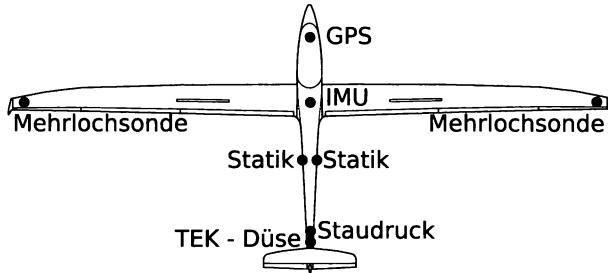


Abbildung 27: Anordnung der Sensorik

fminsearch

Die Funktion `fminsearch` arbeitet mit einem sog. "Simplex" - Verfahren. Ausgehend von einem Startvektor \vec{a}_0 und n weiteren aus Linearkombinationen von \vec{a}_0 konstruierten Parametersätzen wird ein $n + 1$ -eckiger Simplex (sei n die Anzahl der Parameter) gebildet. Dazu werden für jede Ecke die Funktionswerte mit dem entsprechenden Parametersatz gebildet. Die Ecke mit dem schlechtesten Funktional (bei Minimierungsproblemen also das größte), wird am Schwerpunkt der übrigen Ecken gespiegelt und mit dem neuen Parametersatz wiederum das Funktional bestimmt. Ist das neue Funktional, der Spiegelpunkt, ein neues Minimum, wird das Verfahren mit dem zweitschlechten Funktional aus dem vorhergehenden Schritt wiederholt, bis ein absolutes Minimum gefunden wird. Ist der neue Spiegelpunkt größer, kann es zu einer Oszillation der Funktionale kommen, in diesem Fall wird die Schrittweite der Spiegelung halbiert. Im einfachen zweidimensionalen Fall würde sich ein Dreieck ergeben, bei dem jeweils die schlechteste Ecke am Verbindungsvektor der übrigen Ecken gespiegelt werden würde. [10]

fminunc

`fminunc` benutzt ein BFGS-Quasi-Newton-Verfahren, kombiniert mit einer quadratischen oder kubischen Liniensuchmethode. Hierbei wird die Hesse-Matrix numerisch nicht explizit berechnet, da hierfür der Rechenaufwand für jeden Schritt zu groß werden würde, sondern lediglich das Verhalten von $f(x)$ und $\nabla f(x)$ beobachten und die Hesse-Matrix entsprechend einem Algorithmus approximieren. [10]

Alle Verfahren benötigen einen Satz von Startwerten \vec{a}_0 zu Beginn des Iterationsverfahrens. Die Konvergenz der Verfahren ist jedoch erheblich von der Güte der Startwerte abhängig, sodass es nötig wird, eine Strategie für das Auffinden geeigneter Startwerte zu entwickeln. Da bei der Verwendung der 1-cos-Böe als Ansatzfunktion neben den Koordinaten

naten des Zentrums, auch die Aufwindstärke und der Radius des Aufwindfeldes bestimmt werden müssen, sind zunächst hierfür geeignete Startwerte zu bestimmen.

Im Zuge seiner Schnittflugmessungen in thermischen Aufwindfeldern stellte KONOVALOV einen Zusammenhang zwischen den Auftrittswahrscheinlichkeiten bestimmter Aufwindfeldtypen und ihrer Ausdehnung, sowie maximaler Aufwindstärke her. Den von HORTSMANN vorgeschlagenen Aufwindverteilungen entspricht der Typ (b) von KONOVALOV am ehesten, sodass das die Ergebnisse von KONOVALOV bzgl. diesen Typs nun auf die verwendeten Aufwindtypen übertragen werden. Er fand heraus, dass 50% aller Aufwindfelder des Typs (b) einen Durchmesser von 150-350 m haben. Ein geeigneter Startwert, sollte daher in diesem Intervall angesiedelt sein. Im Vergleich zu den HORTSMANNschen Verteilungen, deren Durchmesser zwischen 260-340 m (Typ A) und 900-1300 m (Typ B), kann man den Schluß ziehen, dass die Typen A weitaus häufiger vorkommen, als die Typen B. Um beiden Darstellungen zu genügen, erscheint ein Startwert für r_0 von 150 m sinnvoll. Be trachnet man die Auftrittswahrscheinlichkeit bestimmter Aufwindgeschwindigkeiten des Typs (b), stellt man fest, dass sich die maximalen Aufwindgeschwindigkeiten im Bereich von 0,5-5 m/s bewegen, wobei die maximale Aufwindgeschwindigkeit bei ca. 25% aller Aufwindfelder in der Größenordnung von $w_{A \ max} \approx 1,8 \text{ m/s}$ zu finden ist. Im Vergleich mit dem Typ A1 Aufwindfeld von HORSTMANN und eigenen Erfahrungen würde hier ein Startwert von 2,5 m/s sinnvoll erscheinen.

Schwieriger ist es nun eine Annahme über die Position des Zentrums relativ zum eigenen Flugzeug zu machen. Dadurch, dass sich beim Anschneiden eines Aufwindfeldes eine der Tragflächen hebt (Aufwindfeld tangential angeschnitten, Zentrum links oder rechts), oder lediglich ein Steigen zu beobachten ist (Zentrum direkt vorraus), was durch die Signale der IMU oder das eigene Sitzgefühl ermittelt werden kann, lässt sich mit guter Näherung zunächst eine qualitative Annahme über die Position des Aufwindfeldes machen.

Bis hierher sind Startwerte für die maximale Aufwindgeschwindigkeit $w_{A \ max}$ und die Ausdehnung r_0 gefunden und eine Annahme für den Quadranten, indem das Zentrum zu finden sein wird, getroffen worden. Für eine genauere Schätzung der Position des Zentrums kommt nun ein Bereich von mit einer Fläche $\frac{1}{4}\pi r_0^2$ im Falle einer sich hebenden

Fläche, oder ein Bereich von $\frac{\pi r_0^2 \nu}{4}$, mit ν als Öffnungswinkel, im Falle eines direkt vorrausliegenden Zentrums in Frage (vgl. Abb. 28). Unter diesen Voraussetzungen macht es Sinn die Startwerte je nach Bereich des erwarteten Zentrums entweder 150 m um 45° querab oder 150 m direkt vorraus der Position, bei dem die ersten Steigwerte gemessen wurden, zu wählen.

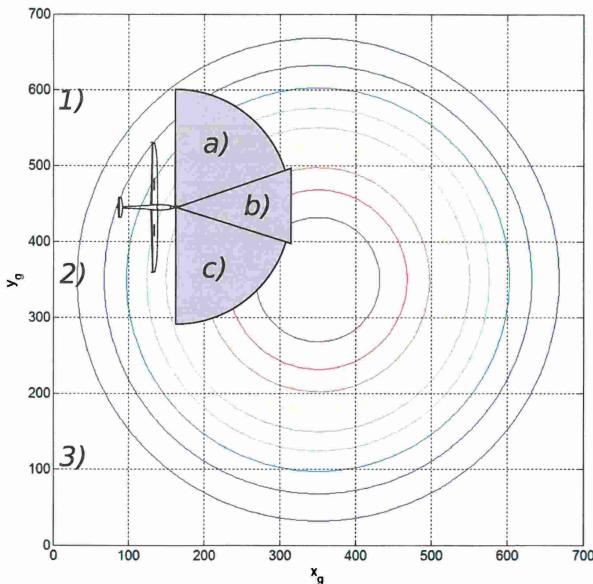


Abbildung 28: Umgebung möglicher Startwerte der Position des Aufwindzentrums

5.5. Vergleich der Lösungsverfahren

Ausgehend von den im vorangehenden Abschnitt eingeführten Startwertbereichen sollen nun die zur Verfügung stehenden Lösungsverfahren auf ihre Tauglichkeit und Sensitivität gegenüber den Startwerten überprüft werden. Hierzu werden bestimmte Einflugszenarien in ein Aufwindfeld und verschiedene Startwertkombinationen untersucht. So kann das Aufwindfeld von der linken oder der rechten Seite angeschnitten oder das Zentrum direkt angeflogen werden (vgl. Abb. 28 1) - 3)). Die Startwertbereiche liegen entsprechend in den Bereichen a) - c).

Die Ergebnisse der simulierten Einflüge sind in Tab. 6 aufgeführt. Einflüge bei denen die korrekten Parameter identifiziert werden konnten sind mit '+' gekennzeichnet, Einflüge bei denen das Lösungsverfahren nicht konvergiert hat oder die Ergebnisse nicht korrekt waren sind mit '-' gekennzeichnet. Für beide Verfahren wurde die 1-Cosinus-Aufwind nach Gl. (46) als Ansatzfunktion gewählt. Da diese Funktion im \cos -Therm π -periodisch ist können durch die Lösungsverfahren auch Nebenminima gefunden werden. Gerade die Funktion `fminsearch` ist durch das Simplexverfahren hierfür anfällig. Die Ergebnisse sind

demnach nicht nur auf Konvergenz, sondern auch auf Plausibilität zu untersuchen. Erkennbar ist hier, dass zunächst beide untersuchten Verfahren im Bezug Einflugposition und Startwerte qualitativ das gleiche Verhalten zeigen.

Einflugszenario		fminsearch	fminunc
1)	a)	-	-
	b)	-	-
	c)	+	+
2)	a)	+	+
	b)	+	+
	c)	+	+
3)	a)	+	+
	b)	-	+
	c)	-	-

Tabelle 6: Gegenüberstellung und Bewertung der Lösungsverfahren bei verschiedenen Einflugszenarien

Einen Unterschied der Verfahren lässt jedoch im jedenfall bei Gegenüberstellung der Zeitverläufe feststellen. Beide Verfahren haben in ≈ 10 Sek. das Aufwindfeldzentrum gefunden und die Aufwindfeldparameter bestimmt. Offensichtlich neigt die Funktion fminunc unter den gewählten Randbedingungen jedoch offensichtlich dazu in den Lösungsparametern zu überschießen (vgl. Abb. 29 und Abb. 30).

Im Allgemeinen ist es daher sinnvoll die Parameter erst dann für die Navigation zu benutzen, sobald sich die Parameter nicht mehr als um einen festzulegenden Betrag δ verändern.

In Abb. 31 ist der oben beschriebene Effekt zu erkennen, der Auftritt, wenn die das Lösungsverfahren ein Nebenminimum findet. Hierbei drehen sich im vorliegenden Fall z.B. die Vorzeichen der Aufwindfeldzentrumkoordinaten um.

Es lässt sich festhalten, dass die für diese Arbeit verwendeten und in Matlab implementierten Funktionen fminsearch und fminunc ausreichen, die Idee und Vorgehensweise zum Bestimmen der Aufwindparameter vorzustellen und unter idealisierten Bedingungen zu demonstrieren. Um solche Verfahren alltagstauglich zu machen, müssten Mechanismen für eine online Plausibilitätsprüfung (z.B. Verhindern des Hängenbleibens in Nebenminima), Verbesserung und Nachbesserung der Startwerte und Abbruchmechanismen beim überschreiten bestimmter Schwellwerte in den Parametern implementiert werden.

Ausserdem sollte der Pilot in der Lage sein von Hand in die Wahl der Startwerte einzutreten, da er von seiner Position und seinen Sinneseindrücken her, gerade bei zerrissener Thermik, die Lage des Zentrums evtl. besser Einschätzen kann und die errechneten Werte entsprechend nur noch für eine Korrektur und Nachbesserung der eigenen Flugbahn

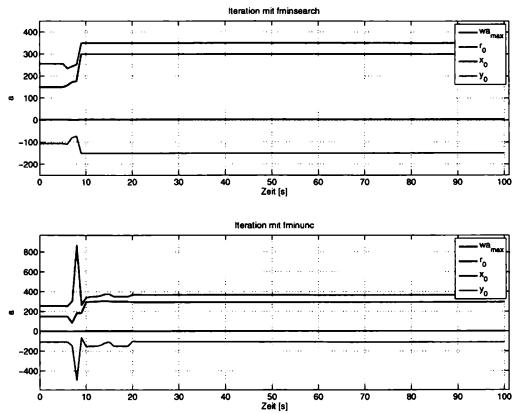


Abbildung 29: Iterationsverlauf für die Kombination 1) c)

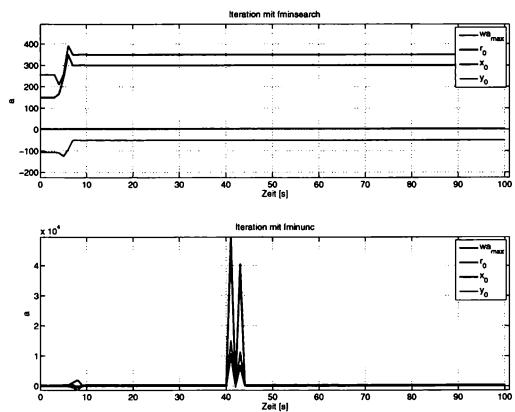


Abbildung 30: Iterationsverlauf für die Kombination 2) b)

nutzen könnte.

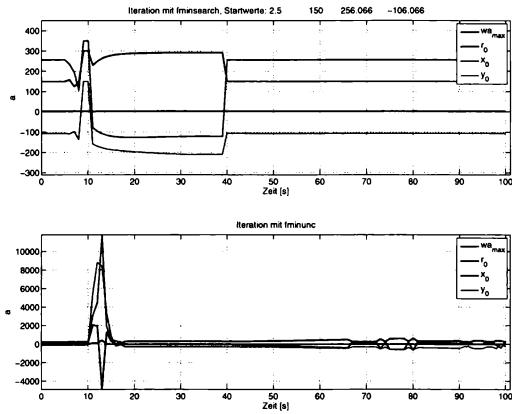


Abbildung 31: Iterationsverlauf für die Kombination 3) c)

Um eine Verbesserung der Schätzgüte zu erreichen könnten mehrstufige oder intelligente Verfahren genutzt werden. Bei den mehrstufigen Verfahren kommen für das Hauptverfahren bereits berechnete Startwerte zum Einsatz, während sich die intelligenten Verfahren in Form von Neuronalen Netzen durch Evolution sukzessive verbessern.

5.6. Optimales Zentrieren

Sind die Parameter des Aufwindfeldes errechnet und die Flugleistungen des eigenen Flugzeuges bekannt, lässt mit den in Kap. 4.2 erarbeiteten Methoden die optimale Flugbahn um das Aufwindfeldzentrum legen. Ausgehend von der aktuellen Position des Flugzeuges und der Lage der optimalen Flugbahn, muss ein Kurs ermittelt werden, der einen möglichst günstig auf diese führt. Eine Möglichkeit dieses zu erreichen besteht darin, die optimale Flugbahn tangential von der derzeitigen Position des eigenen Flugzeuges anzufliegen und dann am Berührpunkt, bzw. je nach Flugzeugdynamik früher, die optimale Fluglage bzgl. Fahrt und Querneigungswinkel einzunehmen.

Der Steuerkurs χ_{opt} zum Berührpunkt errechnet sich gemäß

$$\chi_{opt} = \frac{\pi}{2} - \mu - \nu = \frac{\pi}{2} - \left[\arctan \left(\frac{P2_y - P1_y}{P2_x - P1_x} \right) + \arcsin \left(\frac{r_{opt}}{\|P2 - P1\|} \right) \right] \quad (67)$$

Mit $P1$ als derzeitige Flugzeugposition, $P2$ der Position des Zentrums und $P3$ der Positi-

on des Berührpunktes (vgl. Abb. 32). Vor erreichen des Berührpunktes muss dann unter Berücksichtigung der Flugzeugdynamik der Kreisflug eingeleitet werden.

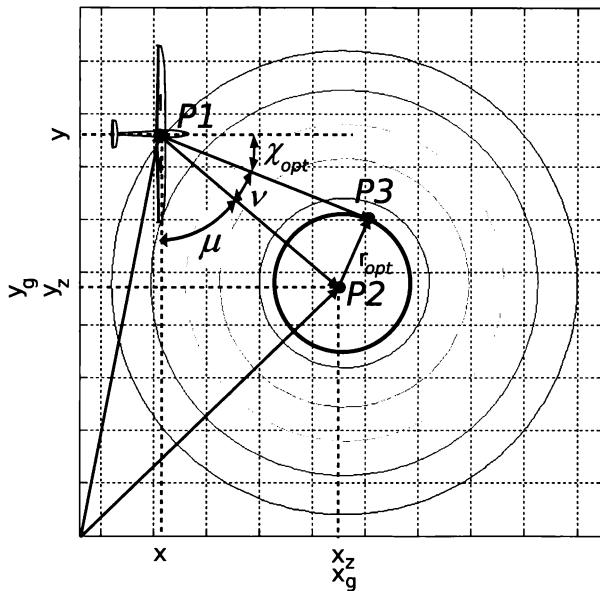


Abbildung 32: Bestimmung der Winkel zum optimalen Steuerkurs

Dieses Verfahren ist noch nicht optimal, da es noch nicht den Aspekt der Verlustenergieminimierung berücksichtigt, wie zum Beispiel die optimale Anfluggeschwindigkeit nach MACCREADY oder die Einhaltung eines besonders energiesparsamen Anflugvektors, der das erhöhte Eigensinken bei Kursänderungen berücksichtigt.
 Eine solche Betrachtung lässt sich erst mit einem 6-DOF-Modell verlässlich durchführen, da hierbei auch dynamische Effekte bei Kursänderungen mit berücksichtigt werden können.
 Im vorliegenden Fall beschränkt sich die Betrachtung jedoch auf stationäre Prozesse.

6. Simulation

Im diesem Kapitel wird auf die Berechnung der Flugleistungsdaten einiger, exemplarisch für ihre jeweilige Klasse ausgewählter, Flugzeugtypen und die Verifikationsrechnungen für die in den vorangegangenen Abschnitten erarbeiteten Methoden eingegangen.

6.1. Flugleistungsberechnung

Die Berechnung der Flugleistungen der einzelnen Flugzeugtypen beruht auf real vermessenen Widerstandspolen. Diese werden mit Hilfe von Regressionsmethoden (Polynom- und Spline-Interpolation) in für die Berechnung nutzbare Funktionen übertragen. Hierbei handelt es sich i.A. um Polynome vom Grade $\Pi^n \leq \Pi^4$, d.h. die in den vorherigen Abschnitten hergeleiteten Ansätze lassen sich nicht mehr anwenden, da diese von einer quadratischen Polare ausgehen. Der Ansatz höherer Ordnung wurde bewußt gewählt, um die Messpunkte aus vorliegenden Polaren ohne zu großen Fehler zu übernehmen.

Die im Folgendem verwendeten Kreisflugpolaren und die dazugehörigen Fluglagen sind das Ergebnis numerischer Berechnungen.

Zunächst wurde hierzu ein Radienintervall gewählt, für das die Kreisflugpolare berechnet werden sollte. Dieses wurde als $r = 0 \dots 500$ definiert. Als nächstes musste eine "Auflösung" für den zu variierten Querneigungswinkel bestimmt werden. Diese wurde mit $\Delta\Phi = 0.01^\circ$ angenommen. Im folgenden Schritt wurden nun mit Hilfe der nach V umgestellten Gl. (33), der nach C_A umgestellten Gl. (31) und den Interpolationsansätzen für die Widerstandspolen nach dem in Abb. 35 abgebildetem Schema die Kreisflugpolaren und die dazugehörigen optimalen Fluglagen bestimmt.

Ein Vergleich der Π^4 -Widerstandspolen mit dem quadratischen Ansatz zeigt prinzipiell das gleiche Verhalten. Auch hier ist deutlich erkennbar, dass es zur Minimierung des Eigensinkens sinnvoll ist, bei kleinen Kreisradien mit C_{Amax} zu fliegen.

6.2. Das Flugleistungsvergleich-GUI

Um einen Überblick über die Steigleistungen verschiedener Flugzeugtypen in den unterschiedlichen Aufwindfeldtypen zu erhalten, wurde im Rahmen dieser Arbeit ein Werkzeug entwickelt, mit dessen Hilfe sich Vergleiche zwischen einzelnen stationären Steigverhalten anstellen lassen. Es können entweder die Steigverhalten eines bestimmten Flugzeuges in den verschiedenen Aufwindfeldtypen verglichen werden, oder das Steigverhalten verschiedener Flugzeuge in einem bestimmten Typ. Für den Nimbus IV können zudem noch unterschiedliche Wölbklappenstellungen und Flächenbelastungen gewählt werden. Das GUI dieses Werkzeuges ist in Abb. 34 dargestellt.

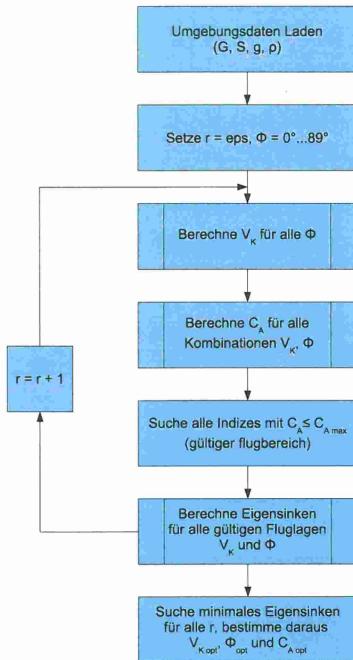


Abbildung 33: Flussdiagramm zur Bestimmung der Kreisflugpolaren

Das Programm arbeitet mit den gemäß Kap. 6.1 bestimmten Kreisflugpolaren und Gl. (3), wobei hier die Ansätze Gl. (54) bis Gl. (57) und Gl. (46) verwendet werden. Die 1-Cosinus-Böe lässt sich in den Paramtern $w_{A,max}$ und r_0 beliebig anpassen.

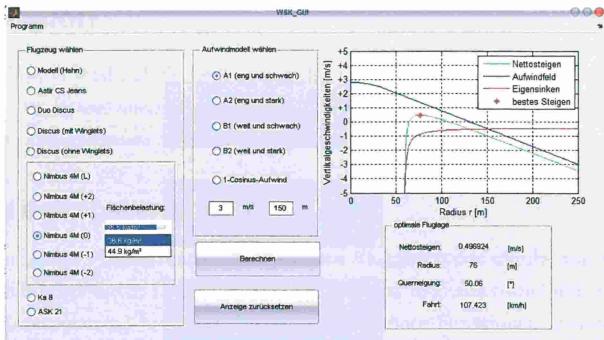


Abbildung 34: GUI des Flugleistungsvergleichswerkzeuges

6.3. Das Simulinkmodell

Zum Überprüfen und Verifizieren der Ergebnisse aus der Flugleistungsbetrachtung und den erarbeiteten Methoden zum Identifizieren und Zentrieren eines Aufwindfeldes wird ein kombiniertes Simulink/Matlab Programm verwendet. Das Simulinkmodell übernimmt hierbei die Berechnung der Flugzeugbewegung über Grund und die Bestimmung der Steigwerte an jeder durchflogenen Position und dient damit als Netto-Variometer. Die Berechnung der Flugzeugbewegung beschränkt sich hier auf die Ermittlung der Position aufgrund des anliegenden Steuerkurses χ und der Integration der Bahngeschwindigkeit V_K . Dynamische Vorgänge bei der Kursänderung bleiben unberücksichtigt, eine Änderung der Fluglage im Bezug auf Geschwindigkeit und Querneigungswinkel erfolgt instantan.

Die Berechnung der Steigwerte an der aktuellen Flugzeugposition erfolgt mittels Gl. (58) und Gl. (46). Hierbei sind die Parameter $w_{A,max}$, r_0 , x_Z und y_Z vorher anzugeben.

Die Auswertung der von dem Simulinkmodell gelieferten Werte erfolgt in einem Matlab-Skript, aus dem heraus auch das Simulinkmodell gestartet wird. Die Eingangsgrößen für das Modell sind, neben der Startposition und der Startgeschwindigkeit, auch eine vorgegebene Flugbahn in Form eines Vektors, der für jeden Zeitpunkt der Simulation den einzunehmenden Steuerkurs enthält. Des Weiteren reagiert das Simulinkmodell auf Vorgaben im Querneigungswinkel und im Bahnwinkel. Der Eingangsvektor des Bahnwinkels ist jedoch der Nullvektor, da sich der Bahnwinkel in der Simulation aus dem Eigensinken und der Aufwindgeschwindigkeit ergibt.

Die von der Simulation zurückgegebenen Größen sind die geodätische Position $[x \ y]^T_{Kg}$ des Flugzeugs und der aktuelle Bruttosteigwert w_A zu jedem Zeitpunkt.

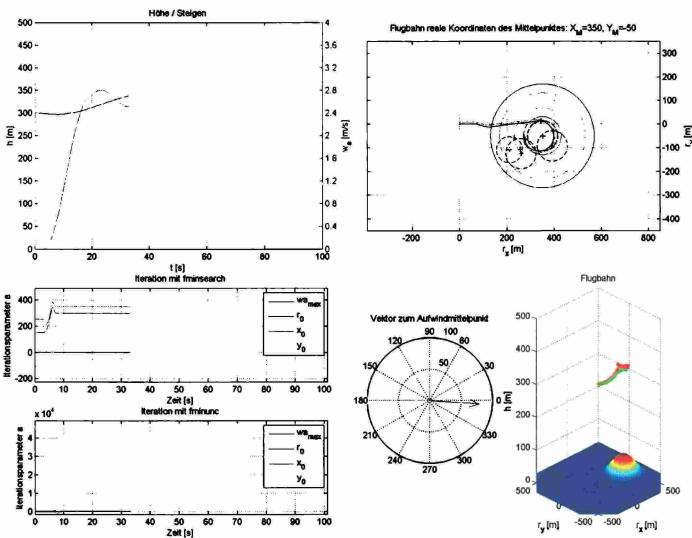


Abbildung 35: Anzeige der Simulationsergebnisse von links oben nach rechts unten: (1) Höhen- und Variometeranzeige, (2) Flugweg und angenommene optimale Kreisflugbahnen, (3a) und (3b) Verlauf der geschätzten Parameter, (4) Vektor zum erwarteten Zentrum, (5) Flugweg in 3D

Diese Daten werden im Skript als Eingangsdaten zur Lösung des Ausgleichsproblems Gl. (53) mit Hilfe der Funktion `fminsearch` verwendet. Diese Funktion liefert mit den gemäß Kap. 5.4 gefundenen Startwerten den Parametervektor $\vec{\alpha}$ als Lösung des Ausgleichsproblems. Als Ansatzfunktion wird Gl. (46) verwendet.

Mit geschätzten Parametern für Aufwindstärke und Radius wird nun entsprechend der im vorangehenden Abschnitt vorgestellten Methode, die optimalen Fluglagen kontinuierlich bestimmt. Festzuhalten ist an dieser Stelle, dass die Näherung der Parameter durch die Optimierungsfunktion umso besser wird, je länger sich das Flugzeug im Aufwindeld befindet und je besser die Schätzung der Startwerte ist.

Die geodätischen KOO der Simulation ($P1(t)$) und die Ergebnisse der Optimierung bzgl. der Position des Aufwindfeldzentrums ($P2$) werden zur Bestimmung des Steuerkurses zum Berühr- bzw. Einkreispunktes nach Gl. (67) verwendet. Der bisherige Eingangsvektor des Steuerkurses wird nun mit dem neuen Steuerkurs zum Einkreispunkt überschrieben und

sich das Flugzeug in dessen Richtung bewegt.

Erreicht das Flugzeug nun den Berührpunkt $P3$ wird in instantan der Kreisflug durch einnehmen der vorher berechneten optimalen Querneigung und Fluggeschwindigkeit eingeleitet. Hierzu wird mit den gegebenen optimalen Parametern die Wendegeschwindigkeit gemäß

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V} \cdot \tan \Phi \quad (68)$$

berechnet [4] und über

$$\chi_{t+1} = \chi_t + \dot{\chi} \quad (69)$$

fortlaufend der neue Steuerkurs bestimmt. Dieser ersetzt wieder den alten Vektor des Steuerkurses als Eingang für das Simulinkmodell. Der Ablauf des gesamten Programmes ist in Abb. 36 dargestellt.

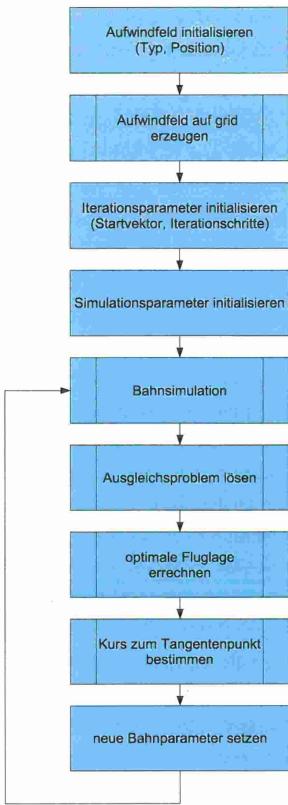


Abbildung 36: Flussdiagramm der Zentrierhilfe

7. Zusammenfassung und Diskussion

Im diesem letzten Kapitel werden die Ergebnisse der Untersuchungen nocheinmal qualitativ zusammengetragen und diskutiert. Des Weiteren wird ein Ausblick für zukünftige Arbeiten, Verbesserungsvorschläge und Probleme dieser Arbeit angesprochen.

7.1. Zusammenfassung

Der erfolgreiche Streckenflug ist von der optimalen Ausnutzung der gefundenen Aufwindzonen und einer optimalen Vorflugstrategie abhängig. Um den Vorflug zu optimieren existieren auf dem Markt der Segelflug- und Gleitschirmrechner eine breite Palette an Produkten, die die hierzu nötigen Informationen und Steuervorgaben an Hand eines weithin akzeptierten mathematischen Modells, der MACCREADY-Theorie, berechnen. Einige dieser Geräte bieten dem Piloten ebenfalls eine Unterstützung beim Wiederauffinden eines einmal erflogenen Aufwindes und eine Richtungsanzeige zum letzten besten Steigen. Der Segelflugrechner Themi bietet als einziges untersuchtes Produkt neben der Loggerfunktion zusätzlich die Funktion einer Zentrierhilfe, die dem Piloten unter Berücksichtigung der erflogenen Steigwerte und Trajektorie eine Steuerempfehlung zum einfachen Zentrieren des Aufwindfeldes gibt. Die durch die Steuerempfehlung erreichte Flugbahn um das Zentrum stellt jedoch nicht den Anspruch optimal bezüglich des erzielbaren Nettosteigens zu sein. Dieses Defizit soll mit einer neuen Zentrierhilfe, die unter Berücksichtigung der Topologie des Aufwindfeldes und der Kreisflugleistung des Segelflugzeuges eine bezüglich des Nettosteigens optimale Flugbahn vorschlägt, beseitigt werden.

Um zunächst einen Überblick über die Flugleistungen eines Segelflugzeuges im Kreisflug und eine Grundlage für die Optimierung der Steigleistung zu erhalten, ist die Kreisflugpolare des Flugzeuges ein wichtiges Hilfsmittel. Um diese zu bestimmen sind analytische und numerische Verfahren vorgestellt worden, die auf der Kenntnis der flugzeugspezifischen Widerstandspolare beruhen. Im Zuge dieser Arbeit wurden die Berechnung sowohl mit einer quadratischen Modellpolare, als auch mit, durch Polynome höherer Ordnung angenäherten, realen Polaren durchgeführt.

Nachdem die Kreisflugpolare des Flugzeuges bestimmt und für jeden Radius die optimale Fluglage ermittelt ist, muß nun der günstigste Radius in Abhängigkeit von einem bestimmten Aufwindtyp berechnet werden. Auch hier helfen Modellannahmen für die Beurteilung der Aufwindtypen. Annhand der Auswertung von Messflügen wurden von HORSTMANN mathematische Modelle für 4 verschiedene Aufwindtypen erstellt [5]. Zusätzlich zu diesen Typen wird eine Abwandlung der 1-Cosinus-Böe nach JAR 23.333 untersucht. Durch Überlagerung des monotonen Aufwindprofils mit der Kreisflugpolare lässt sich ein Maximum in der Steigleistung für einen bestimmten Radius identifizieren.

Dieser Radius kann durch Einnahme einer bezüglich des Eigensinkens optimalen Kombination aus Fluggeschwindigkeit und Querneigungswinkel erreicht werden. Bei Kreisen in engen Aufwindfeldern sind Flugezüge mit einer geringen Flächenbelastung gegenüber Flugzeugen mit einer großen Flächenbelastung im Vorteil, da sie engere Kurven fliegen können. Ihre höhere Sinkgeschwindigkeit bei engen Kreisflügen wird durch die größeren Aufwindgeschwindigkeiten nahe des Zentrums des Aufwindfelds kompensiert. Der Vorteil der geringeren Flächenbelastung im Kreisflug wirkt sich hingegen jedoch negativ für den Vorflug aus.

Um während eines Fluges in einem Aufwindfeld die optimale Kreisflugbahn zu bestimmen, ist es nötig, den Typ dieses Aufwindfeldes zu bestimmen. Dieses lässt sich durch Sammeln von Information über die geodätische Position und die dazugehörigen eigensinken- und fahrtkompensierten Steigwerte erreichen. Sind eine Anzahl dieser Messpunkte vorhanden, lässt sich mit Hilfe einer Parameteridentifikation der Typ und die Position des Flugzeuges relativ zum Zentrum des Aufwindfeldes bestimmen. Mit diesen Informationen kann dann die optimale Kreisflugbahn unter Berücksichtigung des Aufwindtyps und der Flugleistungen des Segelflugzeuges, sowie ein Steuerkurs, der zu dieser Kreisbahn führt, berechnet werden.

7.2. Diskussion und Ausblick

Ein für den praktischen Flugzeugführer eher überraschendes Ergebnis dieser Berechnung ist die Tatsache, dass es sich gerade für kleine Kreisradien anbietet mit maximalen Auftriebsbeiwert $C_{A,max}$ zu fliegen, da man im ersten Moment vielleicht annimmt, dass der Arbeitspunkt des geringsten Eigensinkens C_A^{**} auch für den Kreisflug gültig ist. Durch den Einfluss des Lastvielfachen im Kurvenflug ergeben sich hier jedoch andere Ge setzmäßigkeiten.

Das Problem bei der praktischen Umsetzung dieser Flugempfehlung ist jedoch, dass sich das Flugzeug bei Flug mit $C_{A,max}$ nahe am überzogenen Flugzustand befindet, was zum einen die Wirksamkeit der Steuerflächen und die Steuerbarkeit des Flugzeuges verringert, als auch gerade im Kurvenflug bei Steuerfehlern seitens des Piloten, schnell zum Einleiten einer Trudelbewegung führen kann. Abb. 18 zeigt jedoch auch, dass der Unterschied zwischen einem Flug mit $C_{A,max}$ und C_A^{**} in der Sinkgeschwindigkeit (bei Annahme einer quadratischen Polare) bei kleinen Radien nur sehr gering ist, aber bezüglich der Arbeitspunkte auf der Widerstandspolare eine zusätzliche Sicherheitsreserve bietet.

Die Identifikation des Aufwindfeldes erfolgt unter Annahme idealer Umgebungszustände, d.h. insbesondere Vernachlässigung des Horizontalwindes, d.h., dass das Aufwindfeld für alle Simulationszeiten und für alle Höhen ortsfest ist und in seiner Intensität bestehen

bleibt. Desweiteren werden Aufwindfelder angenommen und untersucht, die rotations-symmetrisch und erwartungstreu bzgl. der Parameteridentifizierung sind.

Eine Aufgabe für zukünftige Untersuchungen auf diesem Gebiet besteht sicherlich darin, realistischere mathematische Modelle von Aufwindfeldern zu erstellen. Durch neuartige Messinstrumente und -verfahren wird es heutzutage möglich sein, das Gradientenfeld in einer Thermikblase zu bestimmen und so über Beobachtung vieler Aufwindfelder ein verbessertes Modell zu erstellen. Es ist ebenfalls indiziert an einer Verbesserung der Optimierungsalgorithmen zur Parameteridentifizierung zu arbeiten. Ein interessanter Ansatz ist hier der Einsatz von neuronalen Netzwerken bzw. generischer Algorithmen, die, da über die Zeit lernfähig, sich den in einem häufig überflogenen Gebiet typischen Aufwindverhältnissen anpassen könnten. Zudem bleibt die Anfälligkeit und Robustheit solcher Algorithmen und Lösungsverfahren gegenüber Störungen in den Eingangswerten zu untersuchen und inwieweit sich der Einsatz von Filtern (Kalman-Filter) im Bezug auf Sensorfusion (z.B. Positionsbestimmung durch GPS und INS, Kopplung von Variometern und IMU) lohnt.

Da die Verifikationsrechnung in Matlab/Simulink mit einem stark vereinfachten Modell erfolgen, ist es nötig, die gefundenen Ergebnisse in einem nächsten Schritt auf ein 6-Freiheitsgradmodell (6-DOF) eines realen Segelflugzeuges mit einer auch im Poststall vermessenen Polare zu erweitern. Mit Hilfe eines solchen Modells ist es dann möglich auch dynamische Effekte beim Einkreisen und Einnehmen der Fluglagen zu untersuchen und u.U. einen Regler zu entwerfen, der nicht nur die optimale Fluglage einnimmt und hält, sondern das Flugzeug auch auf die optimale Flugbahn führen und dort halten kann. Dieses wäre ebenso ein erster Ansatz, ein solches System in einem unbemannten Flugzeug (UAV) zur Verbesserung der Durchhaltefähigkeit und Verlängerung der Missionsdauer einzusetzen. Die Entwicklung eines geeigneten Anzeigekonzepts, dass die Steuerempfehlungen des Segelflugrechners gut sichtbar, aber im Rahmen der Flugsicherheit zulässigen Art und Weise, an den Piloten weitergibt, ist ebenfalls noch ein nicht zuverlässiger Punkt. Ein Konzept ähnlich der des Themi-Systems, bei dem der Pilot durch Lichtsignale in seinem Gesichtsfeld auf Lagekorrekturen aufmerksam gemacht wird, ist nur eine Idee. Denkbar wären ebenfalls ein Head-Up-Display, in dem noch zusätzliche Fluginformationen weitergegeben werden könnten oder eine dynamische Ansicht der aktuellen Aufwindfeldtopologie über dem Flugweg.

Literatur

- [1] Hahn, K.-U., *Flugmechanik I*, Vorlesungsumdruck TU Hamburg-Harburg, Deutschland, 2006
- [2] [-], *DIN 9300 - Teil 1 bis 7.*, Beuth Verlag GmbH, Berlin, 1990
- [3] Thomas, Fred. , *Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen*, Motorbuch Verlag Stuttgart, Stuttgart 1979
- [4] Vörsmann, Peter *Flugmechanik I - Flugleistung*, Vorlesungsumdruck TU Braunschweig, Deutschland, 2004
- [5] Horstmann, K.-H., *Neue Modellaufwindverteilungen und ihr Einfluß auf die Auslegung von Segelflugzeugen*, IB 151 - 76/12 DLR Braunschweig, Deutschland, 1976
- [6] Hesse, Friedrich, Hesse, Werner, *Der Segelflugzeugführer*, Dr. Wolfram Hitzeroth Verlag, Deutschland, 1988
- [7] Landhäußer, Andreas, *Kalibrierung einer 5-Lochsonde und Erprobung eines Auswerteverfahrens zur Strömungsfeldmessung*, DFVLR-Mitt. 86-19 DFVLR, Institut f. Experimentelle Strömungsmechanik, Göttingen, 1986
- [8] Dahmen, W., Reusken, A., *Numerik für Ingenieure und Naturwissenschaftler*, Springer-Verlag, Deutschland, 2006
- [9] Kassera, Winfried *Flug ohne Motor*, Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1988
- [10] div. *MATLAB Version 7.1.0.246 (R14) Service Pack 3 Help*, The MathWorks Inc., USA, 2005

A. Berechnungen

Unter Annahme einer quadratischen Widerstandspolare (23) ergibt sich für Gl. (43) in Kap. 2.6

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial C_A} w_{SK}(r, C_A) = & \frac{2 \cdot k \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S}}}{\sqrt{C_A} \left(1 - \frac{4 \cdot G^2}{(\rho \cdot S \cdot r \cdot g \cdot C_A)^2} \right)^{3/4}} \\ & - \frac{3 \cdot (C_{W0} + k \cdot C_A^2) \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S}}}{2 \cdot C_A^{5/2} \cdot \left(1 - \frac{4 \cdot G^2}{(\rho \cdot S \cdot r \cdot g \cdot C_A)^2} \right)^{3/4}} \\ & - \frac{6 \cdot (C_{W0} + k \cdot C_A^2) \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S}} \cdot G^2}{C_A^{9/2} \cdot \left(1 - \frac{4 \cdot G^2}{(\rho \cdot S \cdot r \cdot g \cdot C_A)^2} \right)^{7/4} \cdot (\rho \cdot S \cdot r \cdot g)^2}. \end{aligned} \quad (70)$$

B. Skripte und Funktionen

B.1. Funktion zum Berechnen der aerodynamischen Beiwerte

```
% Funktion zur Berechnung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte-----  
  
% Die Funktion berechnet unter Berücksichtigung von Geschwindigkeit,  
% Querneigung und Flugzeugtyp die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte  
  
% Übernehme V_K [m/s], phi [rad] und gewählten Flugzeugtyp  
function [C_A, C_W] = beiwerte(V_K, phi, flugzeugtyp)  
  
% Variablen aus dem Workspace lokal verfügbar machen-----  
  
G=evalin('base','G');  
rho=evalin('base','rho');  
S=evalin('base','S');  
  
% Funktionsvorschrift-----  
  
if flugzeugtyp==1  
    C_W0=evalin('base','C_W0');  
    k=evalin('base','k');  
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));  
    C_W=C_W0 + k.*C_A.^2;  
elseif flugzeugtyp==2  
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));  
    C_W=-0.0169.*C_A.^4+0.0538.*C_A.^3-0.0329.*C_A.^2+0.021.*C_A+0.0083;  
elseif flugzeugtyp==3 % DuoDi mit interpolierter Polare  
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));  
    C_W=0.1202.*C_A.^4-0.3023.*C_A.^3+0.2807.*C_A.^2-0.095.*C_A+0.0201;  
    % Nimbus mit minimaler Flächenbelastung:  
elseif flugzeugtyp==411%Nim L mit interpolierter Polare  
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));  
    %    C_W=0.132.*C_A.^3-0.3146.*C_A.^2+0.2497.*C_A-0.0503;  
    C_W=0.0094.*exp(0.7227.*C_A);  
elseif flugzeugtyp==421%Nim +2 mit interpolierter Polare
```

```

C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.0145.*C_A.^4-0.0323.*C_A.^3+0.0336.*C_A.^2-0.0083.*C_A+0.0117;
elseif flugzeugtyp==431 % Nimbus +1 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.3145.*C_A.^4-0.8951.*C_A.^3+0.9461.*C_A.^2-0.4289.*C_A+0.0818;
elseif flugzeugtyp==441%Nim 0 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.3948.*C_A.^4-1.1791.*C_A.^3+1.2993.*C_A.^2-0.6116.*C_A+0.1143;
elseif flugzeugtyp==451%Nim -1 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.1303.*C_A.^4-0.1989.*C_A.^3+0.1085.*C_A.^2-0.0158.*C_A+0.0077;
elseif flugzeugtyp==461 % Nim -2 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.0063.*exp(1.0743.*C_A);
    % Nimbus mit maximaler Flächenbelastung
elseif flugzeugtyp==412%Nim L mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    % C_W=0.132.*C_A.^3-0.3146.*C_A.^2+0.2497.*C_A-0.0503;
    C_W=0.0094.*exp(0.7227.*C_A);
elseif flugzeugtyp==422%Nim +2 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.0145.*C_A.^4-0.0323.*C_A.^3+0.0336.*C_A.^2-0.0083.*C_A+0.0117;
elseif flugzeugtyp==432 % Nimbus +1 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.3145.*C_A.^4-0.8951.*C_A.^3+0.9461.*C_A.^2-0.4289.*C_A+0.0818;
elseif flugzeugtyp==442%Nim 0 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.3948.*C_A.^4-1.1791.*C_A.^3+1.2993.*C_A.^2-0.6116.*C_A+0.1143;
elseif flugzeugtyp==452%Nim -1 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.1303.*C_A.^4-0.1989.*C_A.^3+0.1085.*C_A.^2-0.0158.*C_A+0.0077;
elseif flugzeugtyp==462 % Nim -2 mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.0063.*exp(1.0743.*C_A);
    % Nimbus ende
elseif flugzeugtyp==51%Discus mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.0835.*C_A.^4-0.2383.*C_A.^3+0.2551.*C_A.^2-0.0971.*C_A+0.0221;

```

```

elseif flugzeugtyp==52%Dis(WL) mit interpolierter Polare
C_A=G./(rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=-0.0073.*C_A.^4+0.0222.*C_A.^3-0.0027.*C_A.^2+0.0061.*C_A+0.0081;
elseif flugzeugtyp==6 % Ka8 mit interpolierter Polare
C_A=G./(rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=-0.0344.*C_A.^4+0.0966.*C_A.^3-0.0607.*C_A.^2+0.0212.*C_A+0.0141;
elseif flugzeugtyp==7 % ASK21 mit interpolierter Polare
C_A=G./(rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=-0.0102.*C_A.^4+0.0236.*C_A.^3+0.0298.*C_A.^2-0.0058.*C_A+0.0082;
end

```

% berechnete Werte global dem Workspace übergeben-----

```

assignin('base','C_A',C_A);
assignin('base','C_W',C_W);

```

B.2. Funktion zum Berechnen des Kreisradius

% Funktion zur Berechnung des Kreisradius als r=f(V_K,phi)-----

```
function [r_phi] = radius(V_K,phi) % Definition
```

% Variablen aus dem Workspace lokal verfügbar machen-----

```
g=evalin('base','g');
```

% Funktionsvorschrift-----

```
r_phi=V_K.^2./(g.*tan(phi));
```

% berechnete Werte global dem Workspace übergeben-----

```
assignin('base','r_phi',r_phi);
```

B.3. Funktion zum Berechnen des Eigensinken

% Funktion zur Berechnung des Eigensinken als w_SK=f(V_K, phi)-----

% Die Funktion berechnet unter Berücksichtigung der

```

% Kreisfluggeschwindigkeit, des Hängewinkels, des Radius und des
% Flugzeugtyps das Eigensinken. Hierfür werden zunächst unter
% Berücksichtigung der unterschiedlichen Polaren die nötigen Beiwerte
% bestimmt.

% Übernahme V_K [m/s], phi [rad] und Flugzeugtyp; Rückgabe w_SK [m/s]
function [w_SK] = eigensinken(V_K, phi, flugzeugtyp)

% Variablen aus dem Workspace lokal verfügbar machen-----
G=evalin('base','G');
rho=evalin('base','rho');
S=evalin('base','S');
C_Amax=evalin('base','C_Amax');
r=evalin('base','r');
g=evalin('base','g');

% Funktionsvorschrift-----
% Berechnung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte unter Berücksichtigung
% des Flugzeugtyps

if flugzeugtyp==1 % Modellflugzeug mit quadratischer Polare
    C_W0=evalin('base','C_W0');
    k=evalin('base','k');
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=C_W0 + k.*C_A.^2;
elseif flugzeugtyp==2 % Astir mit interpolierter Polar
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=-0.0169.*C_A.^4+0.0538.*C_A.^3-0.0329.*C_A.^2+0.021.*C_A+0.0083;
elseif flugzeugtyp==3 % DuoDi mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.1202.*C_A.^4-0.3023.*C_A.^3+0.2807.*C_A.^2-0.095.*C_A+0.0201;
% Nimbus mit minimaler Flächenbelastung:
elseif flugzeugtyp==4%Nim L mit interpolierter Polare
    C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
    C_W=0.132.*C_A.^3-0.3146.*C_A.^2+0.2497.*C_A-0.0503;

```

```

C_W=0.0094.*exp(0.7227.*C_A);
elseif flugzeugtyp==421%Nim +2 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.0145.*C_A.^4-0.0323.*C_A.^3+0.0336.*C_A.^2-0.0083.*C_A+0.0117;
elseif flugzeugtyp==431 % Nimbus +1 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.3145.*C_A.^4-0.8951.*C_A.^3+0.9461.*C_A.^2-0.4289.*C_A+0.0818;
elseif flugzeugtyp==441%Nim 0 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.3948.*C_A.^4-1.1791.*C_A.^3+1.2993.*C_A.^2-0.6116.*C_A+0.1143;
elseif flugzeugtyp==451%Nim -1 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.1303.*C_A.^4-0.1989.*C_A.^3+0.1085.*C_A.^2-0.0158.*C_A+0.0077;
elseif flugzeugtyp==461 % Nim -2 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.0063.*exp(1.0743.*C_A);
% Nimbus mit maximaler Flächenbelastung
elseif flugzeugtyp==412%Nim L mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
% C_W=0.132.*C_A.^3-0.3146.*C_A.^2+0.2497.*C_A-0.0503;
C_W=0.0094.*exp(0.7227.*C_A);
elseif flugzeugtyp==422%Nim +2 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.0145.*C_A.^4-0.0323.*C_A.^3+0.0336.*C_A.^2-0.0083.*C_A+0.0117;
elseif flugzeugtyp==432 % Nimbus +1 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.3145.*C_A.^4-0.8951.*C_A.^3+0.9461.*C_A.^2-0.4289.*C_A+0.0818;
elseif flugzeugtyp==442%Nim 0 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.3948.*C_A.^4-1.1791.*C_A.^3+1.2993.*C_A.^2-0.6116.*C_A+0.1143;
elseif flugzeugtyp==452%Nim -1 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.1303.*C_A.^4-0.1989.*C_A.^3+0.1085.*C_A.^2-0.0158.*C_A+0.0077;
elseif flugzeugtyp==462 % Nim -2 mit interpolierter Polare
C_A=G./((rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.0063.*exp(1.0743.*C_A);
% Nimbus ende
elseif flugzeugtyp==51%Discus mit interpolierter Polare

```

```

C_A=G./(rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=0.0835.*C_A.^4-0.2383.*C_A.^3+0.2551.*C_A.^2-0.0971.*C_A+0.0221;
elseif flugzeugtyp==52%Dis(WL) mit interpolierter Polare
C_A=G./(rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=-0.0073.*C_A.^4+0.0222.*C_A.^3-0.0027.*C_A.^2+0.0061.*C_A+0.0081;
elseif flugzeugtyp==6 % Ka8 mit interpolierter Polare
C_A=G./(rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=-0.0344.*C_A.^4+0.0966.*C_A.^3-0.0607.*C_A.^2+0.0212.*C_A+0.0141;
elseif flugzeugtyp==7 % ASK21 mit interpolierter Polare
C_A=G./(rho/2).*V_K.^2.*S.*cos(phi-eps));
C_W=-0.0102.*C_A.^4+0.0236.*C_A.^3+0.0298.*C_A.^2-0.0058.*C_A+0.0082;
end

% w_SK=-sqrt((2/rho)*(G/S)).*(C_W./(C_A.*cos(phi)).^(3/2))
% w_SK=sqrt((2/rho)*(G/S)).*(C_W./(C_A).^(3/2))
% w_SK=V_K.*(-(C_W(index)./C_A(index)));
% w_SK=-V_K.*sin(C_W./C_A);

% Sinkgeschwindigkeit nach Prof. Thomas
w_SK=-(C_W.*C_A.^(-3/2).*sqrt((2./rho).*(G./S)).*(1-((2./rho).*...
(G./S).*(1./(r.*g.*C_A))).^2).^( -3/4));

% berechnete Werte global dem Workspace übergeben-----
assignin('base','w_SK',w_SK); % Übergebe w_SK [m/s]

```

B.4. Funktion zum Berechnen der optimalen Kreisfluglage

```

function [r_opt, V_K_opt, phi_opt] = kreisflugbahn_opt(a, flugzeugtyp, ...
aufwindtyp)

% Kreisflugpolare:
fluglage_opt = ['\Matlab_Skripte\Daten\fluglage_opt',...
num2str(flugzeugtyp), '.mat'];
load(fluglage_opt);

eval(['fluglage_opt = fluglage_opt', num2str(flugzeugtyp), ';' ]);

```

```

% Referenz aufwindfeld
r = [eps:1:500];
wa_ref = 0.5.*a(1).*(1-cos((r./a(2)).*pi-pi));
wa_ref(1,round(a(2)):501) = zeros(1,501-round(a(2))+1);

% Optimalpunkt bestimmen
% Bestimmung der "gültigen" Fluglagen
non_zero_indices = find(fluglage_opt(2,:));
first_non_zero_indices = find(fluglage_opt(2,:),1,'first');

% Auswahl der Sinkgeschwindigkeiten und Berechnung des Nettosteigens durch
% Addition der Steigwerte des ausgewählten Aufwindfeldes mit der
% Kreisflugplorare des ausgewählten Flugzeuges

wa = wa_ref;
w_SK = fluglage_opt(2,non_zero_indices);
wa_netto = w_SK+wa(non_zero_indices);

assignin('base','wa_netto',wa_netto);
assignin('base','wa_ref',wa_ref);

% Bestimmung des Index des besten Steigwertes
index_wa_max = find(wa_netto == max(wa_netto));

r_opt = fluglage_opt(1,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);
V_K_opt = fluglage_opt(3,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);
phi_opt = fluglage_opt(4,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);

```

B.5. Funktion zum Berechnen des Modellaufwindfeldes

```

function [X,Y,z] = aufwindfelderzeugen(aufwindtyp, radius, amplitude, ...
verschiebung_x,verschiebung_y)

typ = aufwindtyp; % Modell des Aufwindfeldes
wa_radius = radius; % Radius des Aufwindfeldes
r_step = 7.5; % mögliche Werte: 2.5, 3.75, 7.5
vx = verschiebung_x; % Verschiebung des Mittelpunktes in x-Richtung

```

```

vy      = verschiebung_y; % Verschiebung des Mittelpunktes in y-Richtung
r      = -sqrt(vx.^2 + vy.^2) - wa_radius - 3:r_step:wa_radius + 3 + ...
          sqrt(vx.^2 + vy.^2);

% Grundgitter erzeugen
[X Y] = meshgrid(r);
VX    = X-vx;
VY    = Y-vy;
rr    = sqrt((VX).^2+(VY).^2);
n_x   = length(X);
n_y   = length(Y);

if typ == 'A1'
    wa_max     = 130./40;
    wa         = -1/40.*rr+130./40;
    wa_radius = 130;
    aufwindtyp = 1;
elseif typ == 'A2'
    wa_max     = 169.375./31.25;
    wa         = -1/31.25.*rr+169.375./31.25;
    wa_radius = 169.375;
    aufwindtyp = 2;
elseif typ == 'B1'
    wa_max     = 2.02;
    wa         = -0.0045.*rr+2.02;
    wa_radius = 448.889;
    aufwindtyp = 3;
elseif typ == 'B2'
    wa_max     = 3.8601;
    wa         = -0.006.*rr + 3.8601;
    wa_radius = 643.35;
    aufwindtyp = 4;
elseif typ == 'co'
    wa_max     = amplitude;
    r_0        = radius;
    wa         = wa_max.*0.5.*((1-cos(((rr)./r_0).*(pi)-pi)));
    wa_radius = r_0;
    aufwindtyp = 5;

```

```

end

% Rand des Aufwindfeldes definieren
wa_rand = wa_radius >= sqrt((VX).^2+(VY).^2);

% Aufwindfeld erzeugen
z = wa_rand.*wa;

assignin('base','n_x',n_x);
assignin('base','n_y',n_y);
assignin('base','wa_radius',wa_radius);
assignin('base','wa_max',wa_max);
assignin('base','aufwindtyp',aufwindtyp);

```

B.6. Funktionen zum Berechnen verschiedener Flugbahnen

B.6.1. Geradeausflug / Zentriermodus

```

function [lagewinkel] = flugbahn_horizontal(n_step, V_K)

% Bahnnazimut [rad]:
chi_0          = 90.*pi/180;
lagewinkel.chi = chi_0.*ones(1,n_step)';

% Schiebewinkel [rad]:
lagewinkel.beta = zeros(1,n_step)';

% % Hängewinkel [rad]:
% lagewinkel.phi=atan(diff(lagewinkel.chi).*(V_K./9.81));

lagewinkel.phi=[zeros(1,300)].*pi/180;

% Berechnung der Kursänderung infolge Querneigung
for i=1:1:length(lagewinkel.phi)
    chi_punkt(i)=(9.81./V_K).*tan(lagewinkel.phi(i));
    lagewinkel.chi(i+1,1)=lagewinkel.chi(i,1)+chi_punkt(i);
end

```

B.6.2. Vollkreis

```
function [lagewinkel] = flugbahn_vollkreis(n_step, V_K)

% Bahnwinkel gamma [rad]:
% lagewinkel.gamma = zeros(1,)

% Bahnazimut [rad]:
chi_0 = 0;

% Schiebewinkel [rad]:
lagewinkel.beta = zeros(1,n_step)';

% Hängewinkel [rad]:
% lagewinkel.phi = atan(diff(lagewinkel.chi).*(V_K./9.81));

lagewinkel.phi = [zeros(1,5) 0:15:45 45-[1:3:15] 35.* ones(1,20)...
                 35:5:45 45.*ones(1,300)]'.*pi/180;
lagewinkel.chi = chi_0.*ones(1,length(lagewinkel.phi))';

% Berechnung der Kursänderung infolge Querneigung
for i=1:length(lagewinkel.phi)
    chi_punkt(i)          = (9.81./V_K).*tan(lagewinkel.phi(i));
    lagewinkel.chi(i+1,1) = lagewinkel.chi(i,1)+chi_punkt(i);
end
```

B.7. Skript zum Berechnen einer vorgegebenen Flugbahn

```
% Skript zum Erzeugen einer vorgegebenen festen Bahn über ein geodätisches
% Gitternetz.

% Spannweite
b = 15; % [m]

% Geschwindigkeit
V_K = 19; %[m/s]

% Flugbahn
n_step = 301;
```

```

% lagewinkel = flugbahn_s_kurve(n_step, V_K);
% lagewinkel = flugbahn_vollkreis(n_step, V_K);
lagewinkel = flugbahn_horizontal(n_step, V_K);
% lagewinkel = flugbahn_eigenewegfindung(n_step);

chi_0      = 0;
phi_0      = 0;
beta_0     = 0;
gamma_0    = 0;
lagewinkel.gamma=zeros(1,n_step)';
V_K        = V_K.*ones(1,301); %[m/s]

% Startwerte / Position geodätisch
h_0        = 300;
X_Kg_0     = -200; %100;
Y_Kg_0     = -50; %-100;

punkt = [ ...];

```

```
save('C:\Projektarbeit\Matlab_Skripte\Dateln\flugbahn_simulation.mat',...
'punkt','lagewinkel','V_K','b','gamma_0','chi_0','h_0','X_Kg_0',...
'Y_Kg_0');
```

B.8. Skript zum Berechnen der Kreisflugpolaren

```
clear all;
close all;
clc;

%-----
%-----Abfragen-----
%-----

flugzeugtyp=input(['Flugzeugtyp wählen (1) Modell, (2) Jeans Astir,',...
'(3) Duo Discus, (4) Nimbus 4M, (5) Discus (WL),',...
',(6) ASK 21, (7) K8b : '], 's');
if str2num(flugzeugtyp)==4
    clc;
    flugzeugtyp=input('Klappenstellung wählen (41) L, (42) +2, (43)',...
        '+1, (44) 0, (45) -1, (46) -2: ', 's');
elseif str2num(flugzeugtyp)==5
    clc;
    flugzeugtyp=input('(51) ohne Winglets, (52) mit Winglets: ', 's');
end

eval(['load \Matlab_Skripte\Dateln\flugzeugmodell', flugzeugtyp, '.mat;']);

flugzeugtyp=str2num(flugzeugtyp); % Umwandlung des Datentyps

%-----
%-----Umgebungsparameter setzen-----
%-----

r_max=500; % maximaler Kreisradius
r=eps:1:r_max; % Kreisradius
n_r=length(r); % Anzahl der Radienstützpunkte
r_global=r;
```

```

phi=[eps:0.05:85].*pi/180; % Auszuwertende Querneigungswinkel
n_phi=length(phi); % Anzahl der auszuwertenden Querneigungswinkel

%-----
%-----numerische Berechnungen-----
%-----

% Nachfolgend werden für alle Radien 0(eps) bis r_max alle möglichen
% Kombinationen aus Fluggeschwindigkeit und Querneigung für EINEN Radius
% berechnet.
% Anschließend werden für diese Kombinationen die Auftriebs- und
% Widerstandsbeiwerte berechnet und alle Kombinationen aus V_K und phi, für
% die der maximale Auftriebsbeiwert Überschritten werden, herausgefiltert.
% Für die Übriggebliebenen Kombinationen (für die nun gilt C_A<C_A_max)
% wird dann das Eigensinken berechnet.

% for-Schleife zu Berechnung
for i=1:n_r
    %Kreisfluggeschwindigkeit für Radius
    V_K_r(i,1:n_phi)=kreisfluggeschwindigkeit_r(r(i),phi);
    %Beiwerte für alle Geschwindigkeiten
    [C_A_r(i,1:n_phi) C_W_r(i,1:n_phi)]=beiwerte(V_K_r(i,1:n_phi),phi, ...
        flugzeugtyp);
    %Beiwerte filten nach C_Amax
    indices_C_A_max_temp=find(C_A_r(i,1:n_phi)<=C_Amax);
    % Anzahl der Werte mit C_A<C_A_max
    n_indices(i,1)=length(indices_C_A_max_temp);
    % Indizes aller Fluggeschwindigkeiten in V_K mit C_A<C_A_max
    indices_C_A_max(i,1:n_indices(i,1))=indices_C_A_max_temp;
    % alle Geschwindigkeiten die unter Berücksichtigung der zulässigen
    % Beiwerte erfüllt werden können
    V_K_r_possible(i,indices_C_A_max(i,1:n_indices(i,1)))=V_K_r...
        (i,indices_C_A_max(i,1:n_indices(i,1)));
    % Auswahl des jeweiligen Radius
    r=r_global(i);
    % Berechnung der Sinkgeschwindigkeit unter Berücksichtigung für alle
    % möglichen Geschwindigkeiten und Querneigungskombinationen

```

```

wsk(i,indices_C_A_max(i,1:n_indices(i,1)))=...
    [eigensinken(V_K_r_possible(i, ...
        indices_C_A_max(i,1:n_indices(i,1))), ...
        phi(indices_C_A_max(i,1:n_indices(i,1))),flugzeugtyp)];
% Radius 'reinitialisieren'
r=r_global;
clc;
disp(['fertig:',num2str(i/(n_r).*100), ' %'])
end

% Aus den Indizes die ersten nicht leeren Einträge suchen, d.h. den Eintrag
% ab dem der "gültige" Flugbereich beginnt (kleinster möglicher Radius).
first_non_zero=find(n_indices,1,'first');

% Bestimmung der kleinsten Sinkgeschwindigkeiten aus dem gültigen
% Flugbereich
for i=first_non_zero:1:n_r
    % Bestimmung des ersten Eintrages der nicht Null ist, um das minimale
    % Eigensinken zu bestimmen (durch Fkt.'max', daher müssen alle Einträge
    % die Null sind zunächst herausgefiltert werden)
    index_wsk_nonzero(i,1)=find(wsk(i,1:n_phi),1,'first');
    % Bestimmung der Indizes des minimalen Eigensinkens
    index_wsk_min(i,1)=find(wsk(i,index_wsk_nonzero(i,1):n_phi)==...
        max(wsk(i,index_wsk_nonzero(i,1):n_phi)));
    % Speichern dieser Werte und Wiederhinzufügen der zuvor verworfenen
    % "Nullwerte"
    index_wsk_min(i,1)=index_wsk_min(i,1)+index_wsk_nonzero(i,1)-1;
end

% Plotten aller minimalen Sinkwerte -> optimale Kreisflugpolare
% hold on
for i=first_non_zero:1:n_r.
    % plot(r(i),wsk(i,index_wsk_min(i,1)));
    wsk_min(i,1)=wsk(i,index_wsk_min(i,1));
end
% hold off
% grid off
% box on

```

```

% axis([0 250 -4 0])

% Bestimmen der zur minimalen Sinkgeschwindigkeit gehörenden
% Geschwindigkeit, Auftriebsbeiwert und Querneigung

for i=first_non_zero:1:n_r
    % Kreisfluggeschwindigkeit des minimalen Eigensinkens
    V_K_wsk_min(i,i)=V_K_r(i,index_wsk_min(i,1));
    % Berechnung Auftriebsbeiwert des minimalen Eigensinkens
    C_A_wsk_min(i,i)=G./((rho/2).*V_K_wsk_min(i,i).^2.*S.*cos(phi...
        (index_wsk_min(i,1))));

    % phi_wsk_min(i,i)=atan(V_K_wsk_min(i,i)^2./(r(i).*g));
    % Querneigung des minimalen Eigensinkens
    phi_wsk_min(i,i)=phi(index_wsk_min(i,1));
end

% Speichern der Optimalwerte

fluglage_opt=[r; wsk_min'; V_K_wsk_min.*3.6; phi_wsk_min.*180/pi;...
    C_A_wsk_min];

eval(['fluglage_opt',num2str(flugzeugtyp),'=fluglage_opt']);;

eval(['save C:\Projektarbeit\Matlab_Skripte\Dat\fluglage_opt',...
    num2str(flugzeugtyp),'.mat fluglage_opt',num2str(flugzeugtyp)]);


```

```

%-----
%-----Plotten-----
%
```

```

% Plotten aller minimalen Sinkwerte -> optimale Kreisflugpolare
figure(1)
hold on
for i=first_non_zero:1:n_r
    plot(r(i),wsk(i,index_wsk_min(i,1)));

```

```

wsk_min(i,1)=wsk(i,index_wsk_min(i,1));
end
hold off
grid off
box on
axis([0 250 -4 0])

% Plotten der optimalen Auftriebsbeiwerte
figure(2)
hold on
plot(r,C_A_wsk_min(1,1:n_r)')
grid on
box on

% Plotten der minimalen Sinkgeschwindigkeit und er dazugehörigen Kreisflug
% geschwindigkeit
figure(3)
hold on
plotyy(fluglage_opt(1,first_non_zero:501),fluglage_opt(2,%
    first_non_zero:501),fluglage_opt(1,first_non_zero:501),...
    fluglage_opt(3,first_non_zero:501))
grid on;
box on;

disp('.....Ende.....')

```

B.9. Skript zur Wegsimulation

```

close all
clear all
clc

% -----
% -----Startwerte-----
% -----
disp(['']);
disp(['-----Initialisieren-----']);
disp(['']);

```

```

% Parameter Flugzeug und Flugbahn
load('Matlab_Skripte\Dateien\flugbahn_simulation.mat');

% Parameter Aufwindfeld
typ          = 'co';           % co, A1, A2, B1, B2
double_typ   = str2double(typ);
radius        = 400;           % Radius des Aufwindfeldes
amplitude    = 3;             % Aufwindstärke
verschiebung_x = 100;          % geodätische X-KOO des Kerns
verschiebung_y = -50;          % geodätische Y-KOO des Kerns

% Parameter Iteration

% a0  = [2 300 200 -150];% Startvektor für Iteration (amplitude radius X Y)
a0  = [3 150 -(X_Kg_0+sin(45*pi/180)*150) -(Y_Kg_0+cos(45.*pi/180)*150)];
a  = a0           % Anzeige
a10 = a0;          % Startvektor linker Flügel
ar0 = a0;          % Startvektor rechter Flügel
iter = 12500;      % maximale Anzahl an Iterationen

% -----
% -----Erzeugen des Aufwindfeldes-----
% -----
```

[X, Y, z] = aufwindfelderzeugen(typ, radius, amplitude, verschiebung_x, ...
verschiebung_y);

```

% -----
% -----
% -----Flugzeugbewegung-----
% -----
% -----
```

% Flugzeuggaten:
flugzeugtyp = 1; % Flugzeugtyp wählen 1 Modell Hahn

```

%                                         2 GROB Astir CS Jeans
%                                         3 Duo Discus
%                                         41-46 Nimbus IV Flap -2 bis L
%                                         51 Discus mit Winglets
%                                         52 Discus ohne Winglets
%                                         6 K8
%                                         7 ASK 21

% Simulationsparameter
t0      = 0;                      % Startzeit
dt      = 1;                      % Zeitschritte
t_max   = 100;                    % Simulationszeit
time_step = [t0:dt:t_max]';       % Zeitvektor f. Simulationsinput
n_step   = length(time_step);     % Länge des Zeitvektors
schalter = 0;
P3      = [1000.*ones(n_step,1) 1000.*ones(n_step,1)];
c       = 0;
%-----
%-----
% -----Flugzeugbewegung-----
%-----
%-----
disp([' ',']);
disp(['-----Simulation-----']); % Ausgabe
disp([' ',']);

chill = 0;                      % Nullaufwindzähler für Iterationsbeginn

warning off                     % keine Fehlermeldungen anzeigen
tic
for i = 1:1:n_step    % Beginn der Simulations Schleife
%-----Simulation-----
%-----Input-----
input      = [time_step(1:n_step), lagewinkel.gamma(1:n_step),...
            lagewinkel.chi(1:n_step), lagewinkel.phi(1:n_step), ...
            lagewinkel.beta(1:n_step) V_K(1:n_step)']; % Inputvektor
[options]  = simset('solver','ode1','FixedStep',dt); % Sim.optionen

```

```

sim('flugbahn_eigene_wegfindung',time_step(1:i),options,input(1:i,1:6));

%----- Iteration -----
%----- Iteration -----



% Solverparameter definieren:
%
options = optimset('Display','off','iter','maxiter',iter);
options = optimset('Display','on','maxiter',iter,'MaxFunEvals',...
    10000,'TypicalX',[2 500 -100 100]);
%
options = optimset('Display','on','maxiter',iter,'MaxFunEvals',10000);

% Zusammenführen der Messdaten aller Sensoren:
%
X_Kg_all.signals.values = [X_Kg.signals.values(1:i); ...
%
X_Kg_lw.signals.values(1:i);...
%
X_Kg_rw.signals.values(1:i)];
%
Y_Kg_all.signals.values = [Y_Kg.signals.values(1:i);...
%
Y_Kg_lw.signals.values(1:i);...
%
Y_Kg_rw.signals.values(1:i)];
%
wa_all.signals.values = [wa_flightpath.signals.values(1:i);...
%
wa_flightpath_lw.signals.values(1:i);...
%
wa_flightpath_rw.signals.values(1:i)];

% Überprüfen ob Steigen vorliegt und Beginn der Iteration:
if wa_all.signals.values(i,1) == 0
    chill      = chill+i;
    a(i,1:4)   = a0;
    first nonzero = 1;
elseif wa_all.signals.values(i,1)>0
    first nonzero = find(wa_all.signals.values,1,'first');
%
    a(i,1:4)   = fminsearch('aufwind',a0,...
%
options,...);
%
    X_Kg_all.signals.values(first nonzero:first nonzero+2,1),...
%
    Y_Kg_all.signals.values(first nonzero:first nonzero+2,1),...
%
    wa_all.signals.values(first nonzero:first nonzero+2,1));
    a(i,1:4)   = fminsearch('aufwind',a0,options,...);
%
    X_Kg.signals.values(first nonzero:i),...
%
    Y_Kg.signals.values(first nonzero:i),...

```

```

wa_flightpath.signals.values(first nonzero:i));
%
a(i,1:4) = fminunc('aufwind',a0,options,...)
X_Kg.signals.values(first nonzero:i),...
Y_Kg.signals.values(first nonzero:i),...
wa_flightpath.signals.values(first nonzero:i));
%
end

% Ausgabe des absoluten Fehlers der Iteration:
fehler(i)=F;

%%%%%%%%%%%%%%%
%-----optimale Fluglage-----
%%%%%%%%%%%%%%%
%
c = [X_Kg.signals.values...
%
Y_Kg.signals.values...
%
Z_Kg.signals.values...
%
wa_flightpath.signals.values a];
[r_opt(i) V_K_opt(i) phi_opt(i)] = kreisflugbahn_opt(a(i,[1 2]),...
flugzeugtyp, aufwindtyp);
richtungsvektor(1:2,i) = [X_Kg.signals.values(i)-a(i,3);...
Y_Kg.signals.values(i)-a(i,4)];

```



```

% Verlaufsvektor der optimalen Fluglage:
opt = [r_opt; V_K_opt; phi_opt];

%%%%%%%%%%%%%%%
%-----Kursänderungsparameter-----
%%%%%%%%%%%%%%%
bla=length(phi_opt);
% abstand=10000;
% if(i>=2)
% diffff(i,:)=P3(i,:)-[X_Kg.signals.values(i) Y_Kg.signals.values(i)];
% abstand(i)=sqrt(difff(i,1).^2+diff(i,2).^2);
% elseif(i<2)
% abstand(i)=10000;
% end

```

```

% Strecke zwischen Flugzeugposition und Aufwindkern:

P12(i,:)      = [(a(i,3) - X_Kg.signals.values(i)) (a(i,4) - ...
                   Y_Kg.signals.values(i))];

P12_betrag(i) = sqrt(P12(i,1).^2 + P12(i,2).^2);

% tau(i)        = acos(r_opt(i)./P12_betrag(i));

sigma(i)       = 1;

P13_betrag(i) = sqrt(P12_betrag(i).^2 - r_opt(i).^2);

diff(lagewinkel.chi(1:i'));

if(P13_betrag(i)<=8)
    lagewinkel.phi(i:n_step,1) = -(phi_opt(1,i).*ones(n_step-i+1,1)).*...
                                 (pi/180);
    V_K(i)                  = V_K_opt(i)/3.6;
    chi_punkt(i)            = (9.81./V_K(i)).*tan(lagewinkel.phi(i));
    lagewinkel.chi(i:n_step,1) = lagewinkel.chi(i-1,1) + chi_punkt(i);
    schalter                = 1;
    c=c+1;
elseif(P13_betrag(i)>=8)
    if(schalter == 1)
        for I = i:1:n_step
            V_K(I)                  = V_K_opt(i)/3.6;
            chi_punkt(I)            = (9.81./V_K(i)).*...
                                         tan(lagewinkel.phi(i));
            lagewinkel.chi(I:n_step,1) = lagewinkel.chi(I-1,1) + ...
                                         chi_punkt(i);
        end
    elseif(schalter ~= 1)
% Bahnazimut zur Tangente an optimalen Kreis

chi_opt(i,1) = atan((a(i,4) - Y_Kg.signals.values(i))/(a(i,3) - ...
                     X_Kg.signals.values(i))) + asin(r_opt(i)/P12_betrag(i));

```

```

P3(i,1)      = P13_betrag(i).*cos(chi_opt(i)) + X_Kg.signals.values(i);
P3(i,2)      = P13_betrag(i).*sin(chi_opt(i)) + Y_Kg.signals.values(i);

% Position des Tangentenschnittpunkts
% Redefinition des Bahnezimuts und des Querneigungswinkels (instantane Änderung)
lagewinkel.chi(i:n_step,1) = chi_opt(i,1).*ones(n_step-i+1,1);
    end
end

disp([num2str(round(i/n_step*100)), ' %']);
end
end
toc

```

B.10. Skript zum Anzeigen der Simulationsergebnisse

```

close all

scrsz = get(0,'ScreenSize');
Pic = figure('Position',scrsz);

subplot(4,4,[12 16]);
hold on
mesh(X,Y,20.*z)
axis([-500 500 -500 500 0 500])

for I = 2:size(X_Kg.signals.values)

    Pic = figure(1);
    h1 = subplot(4,4,[12 16]);

    hidden off
    plot3(X_Kg.signals.values(1:I),Y_Kg.signals.values(1:I),...
           Z_Kg.signals.values(1:I),'LineWidth',1,'Color','black'),hold on
    plot3(X_Kg_lw.signals.values(1:I),Y_Kg_lw.signals.values(1:I),...
           Z_Kg_lw.signals.values(1:I),'LineWidth',4,'Color','red')
    plot3(X_Kg_rw.signals.values(1:I),Y_Kg_rw.signals.values(1:I),...

```

```

Z_Kg_rw.signals.values(1:I),'LineWidth',4,'Color','green')

axis([-500 500 -500 500 0 500])
grid on
view(-45,15)

title('Flugbahn')
xlabel('r_{x} [m]')
ylabel('r_{y} [m]')
zlabel('h [m]')

Pic = figure(1);
h2 = subplot(4,4,[3 4 7 8]);

contour(X,Y,z)
plot(a(I,3),a(I,4),'linestyle','+', 'color','black'), hold on
plot(X_Kg.signals.values(1:I),Y_Kg.signals.values(1:I),'black')
plot(X_Kg_lw.signals.values(1:I),Y_Kg_lw.signals.values(1:I),'red')
plot(X_Kg_rw.signals.values(1:I),Y_Kg_rw.signals.values(1:I),'green')

xx = r_opt(i).*sin(u);
yy = r_opt(i).*cos(u);

plot(xx+a(i,3),yy+a(i,4),'Color','black','LineStyle','--'), hold on
plot(P3(i,1),P3(i,2),'linestyle','+')
plot(verschiebung_x,verschiebung_y,'linestyle','*','color','r')

desc = {'optimale Fluglage:',['phi_{opt} = ','...',...
    num2str(phi_opt(I)),'^\circ'], ['V_K = ',num2str(V_K(I)), '[m/s]']};
text(0,-400,desc,'Fontsize',11)

axis([(verschiebung_x-wa_radius-100)...
    (verschiebung_x+wa_radius+100)...
    (verschiebung_y-wa_radius-100)...
    (verschiebung_y+wa_radius+100)]) 

grid on

```

```

set(h2,'YAxisLocation','right')
 xlabel('r_{x} [m]')
 ylabel('r_{y} [m]')
 title(['Flugbahn reale Koordinaten des Mittelpunktes: X_{M}=',...
        num2str(verschiebung_x),', Y_{M}=',num2str(verschiebung_y)])
```

```

Pic      = figure(1);
h3       = subplot(4,4,[1 2 5 6]);
[AX H1 H2] = plotyy(time_step(1:I),Z_Kg.signals.values(1:I),...
                     time_step(1:I),wa_flightpath.signals.values(1:I));

set(AX, 'XLim', [0 100])

set(AX(1),'Ylim',[0 500], 'YTick',[0:50:500])
set(AX(2),'Ylim',[0 4], 'YTick',[0:0.4:4])

hold on
grid on
set(get(AX(1),'Ylabel'),'String','h [m]')
set(get(AX(2),'Ylabel'),'String','w_{a} [m/s]')
title('Höhe / Steigen')
 xlabel('t [s]')

desc = {'Höhengewinn absolut','H_{St} = ',...
         num2str(Z_Kg.signals.values(I)-h_0),'[m']};
text(40,100,desc,'FontSize',12)

grid on;
box on;
```

```

Pic = figure(1);
h4 = subplot(4,4,[11 15]);

i = I;
compass(-richtungsvektor(1,i),-richtungsvektor(2,i))

title(['Vektor zum Aufwindmittelpunkt'])
```

```

Pic = figure(1);
h5 = subplot(4,4,[9 10]);

plot(time_step(1:I),a(1:I,1),time_step(1:I),a(1:I,2),...
      time_step(1:I),a(1:I,3),time_step(1:I),a(1:I,4))

grid on
title(['Iteration mit fminsearch, Startwerte: ',num2str(a0)])
xlabel('Zeit [s]')
ylabel('Iterationsparameter a')
axis([0 n_step gamin gamax])
legend('wa_{max}', 'r_{0}', 'x_{0}', 'y_{0}', 'location', 'NorthEast')

Pic = figure(1);
h6 = subplot(4,4,[13 14]);
plot(time_step(1:I),a2(1:I,1),time_step(1:I),a2(1:I,2),...
      time_step(1:I),a2(1:I,3),time_step(1:I),a2(1:I,4))

title('Iteration mit fminunc')
xlabel('Zeit [s]')
ylabel('Iterationsparameter a')
legend('wa_{max}', 'r_{0}', 'x_{0}', 'y_{0}', 'location', 'NorthEast')
axis([0 n_step ga2min ga2max])
grid on

pause(0.05)

% M(I) = getframe;
% Name=[1000-I];
% saveas(Pic,fullfile('C:\Projektarbeit\Bilder',...
% ['zentrierautomatik_Astir_Kosinus_3_300',num2str(Name),'.bmp']))

end
disp(['Ende'])

```

B.11. Skript zum Erstellen des GUI

```
%WSK_GUI M-file for WSK_GUI.fig
function varargout = WSK_GUI(varargin)
%     WSK_GUI, by itself, creates a new WSK_GUI or raises the existing
%     singleton*.
%
%     H = WSK_GUI returns the handle to a new WSK_GUI or the handle to
%     the existing singleton*.
%
%     WSK_GUI('Property','Value',...) creates a new WSK_GUI using the
%     given property value pairs. Unrecognized properties are passed via
%     varargin to WSK_GUI_OpeningFcn. This calling syntax produces a
%     warning when there is an existing singleton*.
%
%     WSK_GUI('CALLBACK') and WSK_GUI('CALLBACK',hObject,...) call the
%     local function named CALLBACK in WSK_GUI.M with the given input
%     arguments.
%
%     *See GUI Options on GUIDE's Tools menu. Choose "GUI allows only one
%     instance to run (singleton)".
%
% See also: GUIDE, GUIDATA, GUIHANDLES

% Edit the above text to modify the response to help WSK_GUI

% Last Modified by GUIDE v2.5 01-Jun-2007 14:56:45

% Begin initialization code - DO NOT EDIT
gui_Singleton = 1;
gui_State = struct('gui_Name',          mfilename, ...
                   'gui_Singleton',    gui_Singleton, ...
                   'gui_OpeningFcn',   @WSK_GUI_OpeningFcn, ...
                   'gui_OutputFcn',   @WSK_GUI_OutputFcn, ...
                   'gui_LayoutFcn',   [], ...
                   'gui_Callback',    []);
if nargin && ischar(varargin{1})
```

```

gui_State.gui_Callback = str2func(varargin{1});
end

if nargin
    [varargout{1:nargout}] = gui_mainfcn(gui_State, varargin{:});
else
    gui_mainfcn(gui_State, varargin{:});
end
% End initialization code - DO NOT EDIT

% --- Executes just before WSK_GUI is made visible.
function WSK_GUI_OpeningFcn(hObject, eventdata, handles, varargin)
% This function has no output args, see OutputFcn.
% hObject    handle to figure
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles     structure with handles and user data (see GUIDATA)
% varargin    unrecognizedPropertyName/PropertyValue pairs from the
%             command line (see VARARGIN)
clc;
warning off all;
load \Matlab_Skripte\Daten\aufwindverteilungen.mat;
load \Matlab_Skripte\Daten\flugzeugmodell1.mat;
load \Matlab_Skripte\Daten\fluglage_opt1.mat;
wa_max      = get(handles.eingabe_wa_max,'String');
wa_max      = str2num(wa_max);
assignin('base','wa_max',wa_max);
r_0=get(handles.eingabe_r_wa_0,'String');
r_0        = str2num(r_0);
assignin('base','r_0',r_0);
assignin('base','r',r);
wa         = wa_a1;
assignin('base','wa',wa);
flugzeugtyp = 1;
assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);

fluglage_opt      = fluglage_opt1;
% Bestimmung der "gültigen" Fluglagen
non_zero_indices = find(fluglage_opt(2,:));

```

```

first_non_zero_indices = find(fluglage_opt(2,:),1,'first');

% Auswahl der Sinkgeschwindigkeiten und Berechnung des Nettosteigens durch
% Addition der Steiwerte des ausgewählten Aufwindfeldes mit der
% Kreisflugplorare des ausgewählten Flugzeuges

w_SK      = fluglage_opt(2,non_zero_indices);
wa_netto = w_SK+wa(non_zero_indices);

% Bestimmung des Index des besten Steigwertes
index_wa_max = find(wa_netto==max(wa_netto));

n_r = length(fluglage_opt(1,:));
hold on
h1 = plot(fluglage_opt(1,non_zero_indices),wa_netto);
h2 = plot(fluglage_opt(1,1:n_r),wa(1:n_r));
h3 = plot(fluglage_opt(1,non_zero_indices),w_SK);
h4 = plot(fluglage_opt(1,index_wa_max+first_non_zero_indices-1),...
    wa_netto(index_wa_max),'Color',[255 0 0]/255,'LineStyle',...
    '*'); % maximales Steigen plotten
axis([0 250 -5 5]);
h = [h1 h2 h3 h4];
legend(h,'Nettosteigen','Aufwindfeld','Eigensinken','bestes Steigen',...
    'Location','NorthEast');
set(gca,'YTick',-5:1:5,'YTickLabel',{'-5','-4','-3','-2','-1','0','+1',...
    '+2','+3','+4','+5'})
grid on;
box on;
xlabel('Radius r [m]');
ylabel('Vertikalgeschwindigkeiten [m/s]');
hold off

handles.r_opt    = fluglage_opt(1,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);
handles.v_opt    = fluglage_opt(3,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);
handles.phi_opt = fluglage_opt(4,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);
handles.wa_opt   = wa_netto(index_wa_max);

```

```

set(handles.steigen, 'String', handles.wa_opt);
set(handles.radius, 'String', handles.r_opt);
set(handles.querneigung, 'String', handles.phi_opt);
set(handles.geschwindigkeit, 'String', handles.v_opt);

set(handles.flaechenbelastung,'Value',1);
flaechenbelastung='';
assignin('base','flaechenbelastung',flaechenbelastung);

% Choose default command line output for WSK_GUI
handles.output = hObject;

% Update handles structure
guidata(hObject, handles);

% UIWAIT makes WSK_GUI wait for user response (see UIRESUME)
% uiwait(handles.figure1);

% --- Outputs from this function are returned to the command line.
function varargout = WSK_GUI_OutputFcn(hObject, eventdata, handles)
% varargout cell array for returning output args (see VARARGOUT);
% hObject handle to figure
% eventdata reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles structure with handles and user data (see GUIDATA)

% Get default command line output from handles structure
varargout{1} = handles.output;

% --- Executes during object creation, after setting all properties.
function figure1_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject handle to figure1 (see GCBO)
% eventdata reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles empty - handles not created until after all CreateFcns called

% -----

```

```

function flugzeugwahl_SelectionChangeFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to flugzeugwahl (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

% flaechenbelastung=evalin('base','flaechenbalastung')
flaechenbelastung=get(handles.flaechenbelastung,'Value');

switch get(hObject,'Tag')    % Get Tag of selected object
    case 'modell_hahn'
        flugzeugtyp = 1;
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_astir'
        flugzeugtyp = 2;
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_duo_discus'
        flugzeugtyp = 3;
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_discus_WL'
        flugzeugtyp = 51;
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_discus_ohne_WL'
        flugzeugtyp = 52;
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_nimbus_0'
        eval(['flugzeugtyp=44',num2str(flaechenbelastung),';']);
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_nimbus_L'
        eval(['flugzeugtyp=41',num2str(flaechenbelastung),';']);
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_nimbus_plus_1'
        eval(['flugzeugtyp=42',num2str(flaechenbelastung),';']);
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_nimbus_plus_2'
        eval(['flugzeugtyp=43',num2str(flaechenbelastung),';']);
        assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
    case 'modell_nimbus_minus_1'
        eval(['flugzeugtyp=45',num2str(flaechenbelastung),';']);

```

```

assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
case 'modell_nimbus_minus_2'
    eval(['flugzeugtyp=46',num2str(flaechenbelastung),';']);
    assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
case 'modell_Ka8'
    flugzeugtyp = 6;
    assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
case 'modell_ASK21'
    flugzeugtyp = 7;
    assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp);
end

flugzeugmodell=get(hObject,'Tag');
assignin('base','flugzeugmodell',flugzeugmodell);

guidata(hObject, handles);

% --- Executes on button press in berechnen.
function berechnen_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to berechnen (see GCBO)
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

flugzeugtyp = evalin('base','flugzeugtyp');
eval(['load \Matlab_Skripte\Datens\aufwindverteilungen.mat;']);
eval(['load \Matlab_Skripte\Datens\flugzeugmodell',num2str(flugzeugtyp),...
    '.mat;']);
eval(['load \Matlab_Skripte\Datens\fluglage_opt',num2str(flugzeugtyp),...
    '.mat;']);

eval(['fluglage_opt=fluglage_opt',num2str(flugzeugtyp),';']);
% Bestimmung der "gültigen" Fluglagen
non_zero_indices = find(fluglage_opt(2,:));
first_non_zero_indices = find(fluglage_opt(2,:),1,'first');

% Auswahl der Sinkgeschwindigkeiten und Berechnung des Nettosteigens durch
% Addition der Steigwerte des ausgewählten Aufwindfeldes mit der

```

```

% Kreisflugplorare des ausgewählten Flugzeuges

wa      = evalin('base','wa');
w_SK    = fluglage_opt(2,non_zero_indices);
wa_netto = w_SK+wa(non_zero_indices);

% Bestimmung des Index des besten Steigwertes
index_wa_max = find(wa_netto==max(wa_netto));

n_r = length(fluglage_opt(1,:));

hold on
h1 = plot(fluglage_opt(1,non_zero_indices),wa_netto,'Color','Green');
h2 = plot(fluglage_opt(1,1:n_r),wa(1:n_r),'Color','Blue');
h3 = plot(fluglage_opt(1,non_zero_indices),w_SK,'Color','Red');
h4 = plot(fluglage_opt(1,index_wa_max+first_non_zero_indices-1),...
    wa_netto(index_wa_max),'Color',[255 0 0]/255,'LineStyle',...
    '*'); % maximales Steigen plotten
axis([0 250 -5 5]);
h = [h1 h2 h3 h4];
legend(h,'Nettosteigen','Aufwindfeld','Eigensinken','bestes Steigen',...
    'Location','NorthEast');
set(gca,'YTick',-5:1:5,'YTickLabel',{'-5','-4','-3','-2','-1','0','+1',...
    '+2','+3','+4','+5'})
grid on
box on
xlabel('Radius r [m]');
ylabel('Vertikalgeschwindigkeiten [m/s]');
hold off

handles.r_opt    = fluglage_opt(1,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);
handles.v_opt    = fluglage_opt(3,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);
handles.phi_opt = fluglage_opt(4,index_wa_max+first_non_zero_indices-1);
handles.wa_opt   = wa_netto(index_wa_max);

set(handles.steigen, 'String', handles.wa_opt);
set(handles.radius, 'String', handles.r_opt);

```

```

set(handles.querneigung, 'String', handles.phi_opt);
set(handles.geschwindigkeit, 'String', handles.v_opt);
guidata(hObject, handles);

% --- Executes during object creation, after setting all properties.
function polaren_plot_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to polaren_plot (see GCBO)
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called

% Hint: place code in OpeningFcn to populate polaren_plot

% --- Executes on button press in reset_anzeige.
function reset_anzeige_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to reset_anzeige (see GCBO)
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

initialize_gui(gcbf, handles, true);

% -----
function beenden_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to beenden (see GCBO)
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

exit
% -----
function Programm_Menue_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to Programm_Menue (see GCBO)
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

% -----
function Programm_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to Programm (see GCBO)

```

```

% eventdata reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles structure with handles and user data (see GUIDATA)

% -----
function aufwindwahl_SelectionChangeFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject handle to aufwindwahl (see GCBO)
% eventdata reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles structure with handles and user data (see GUIDATA)

eval(['load \Matlab_Skripte\Daten\aufwindverteilungen.mat;']);

% wa_max=evalin('base','wa_max',wa_max);
% r_0=evalin('base','r_0',r_0);

wa_max = get(handles.eingabe_wa_max,'String');
wa_max = str2num(wa_max);
assignin('base','wa_max',wa_max);
r_0 = get(handles.eingabe_r_wa_0,'String');
r_0 = str2num(r_0);

switch get(hObject,'Tag') % Get Tag of selected object
    case 'A1'
        wa = wa_a1;
        assignin('base','wa',wa);
    case 'A2'
        wa = wa_a2;
        assignin('base','wa',wa);
    case 'B1'
        wa = wa_b1;
        assignin('base','wa',wa);
    case 'B2'
        wa = wa_b2;
        assignin('base','wa',wa);
    case 'cos'
        wa = wa_max.*0.5.*((1-cos((r./r_0).*(pi)-pi)));

```

```

index_0 = find(wa==0);
n_zero=length(wa)-index_0(1);
wa(1,index_0+1:length(wa))=zeros(1,n_zero);
assignin('base','wa',wa);

end

guidata(hObject, handles);

% -----
function initialize_gui(fig_handle, handles, isreset)
% If the metricdata field is present and the reset flag is false, it means
% we are we are just re-initializing a GUI by calling it from the cmd line
% while it is up. So, bail out as we dont want to reset the data.
% if isfield(handles, 'metricdata') && ~isreset
%     return;
% end

set(handles.steigen, 'String', 0);
set(handles.radius, 'String', 0);
set(handles.querneigung, 'String', 0);
set(handles.geschwindigkeit, 'String', 0);

plot(0,0)
axis([0 250 -5 5]);
set(gca,'YTick',-5:1:5,'YTickLabel',{-5,-4,-3,-2,-1,0,+1,...,+2,+3,+4,+5})
grid on
box on
xlabel('Radius r [m]');
ylabel('Vertikalgeschwindigkeiten [m/s]');

% Update handles structure
guidata(fig_handle, handles);

% --- Executes on selection change in flaechenbelastung.
function flaechenbelastung_Callback(hObject, eventdata, handles)

```

```

% hObject      handle to flaechenbelastung (see GCBO)
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles     structure with handles and user data (see GUIDATA)

% Hints: contents = get(hObject,'String') returns flaechenbelastung
% contents as cell array contents{get(hObject,'Value')} returns selected
% item from flaechenbelastung

flugzeugmodell = evalin('base','flugzeugmodell');
flugzeugtyp    = evalin('base','flugzeugtyp');

switch get(hObject,'Value')
    case 1
        flaechenbelastung = 1;
    case 2
        flaechenbelastung = 2;
end

if flugzeugtyp == 411
    eval(['flugzeugtyp=41',num2str(flaechenbelastung),';']);
    assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%     set(handles.modell_nimbus_L,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 412
    eval(['flugzeugtyp=41',num2str(flaechenbelastung),';']);
    assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%     set(handles.modell_nimbus_L,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 421
    eval(['flugzeugtyp=42',num2str(flaechenbelastung),';']);
    assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%     set(handles.modell_nimbus_plus_2,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 422
    eval(['flugzeugtyp=42',num2str(flaechenbelastung),';']);
    assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%     set(handles.modell_nimbus_plus_2,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 431
    eval(['flugzeugtyp=43',num2str(flaechenbelastung),';']);
    assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%     set(handles.modell_nimbus_plus_1,'Value',1)

```

```

elseif flugzeugtyp == 432
  eval(['flugzeugtyp=43',num2str(flaechenbelastung),';']);
  assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%   set(handles.modell_nimbus_plus_1,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 441
  eval(['flugzeugtyp=44',num2str(flaechenbelastung),';']);
  assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%   set(handles.modell_nimbus_0,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 442
  eval(['flugzeugtyp=44',num2str(flaechenbelastung),';']);
  assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%   set(handles.modell_nimbus_0,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 451
  eval(['flugzeugtyp=45',num2str(flaechenbelastung),';']);
  assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%   set(handles.modell_nimbus_minus_1,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 452
  eval(['flugzeugtyp=45',num2str(flaechenbelastung),';']);
  assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%   set(handles.modell_nimbus_minus_1,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 461
  eval(['flugzeugtyp=46',num2str(flaechenbelastung),';']);
  assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%   set(handles.modell_nimbus_minus_2,'Value',1)
elseif flugzeugtyp == 462
  eval(['flugzeugtyp=46',num2str(flaechenbelastung),';']);
  assignin('base','flugzeugtyp',flugzeugtyp)
%   set(handles.modell_nimbus_minus_2,'Value',1)
end

assignin('base','flaechenbelastung',flaechenbelastung);
% eval(['handles_object=handles.',flugzeugmodell]);

% set(handles_object,'Value',1);
% Update handles structure
guidata(hObject, handles);

% --- Executes during object creation, after setting all properties.

```

```

function flaechenbelastung_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to flaechenbelastung (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called

% Hint: popupmenu controls usually have a white background on Windows.
%       See ISPC and COMPUTER.
if ispc && isequal(get(hObject,'BackgroundColor'),...
    get(0,'defaultUicontrolBackgroundColor'))
    set(hObject,'BackgroundColor','white');
end

function eingabe_wa_max_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to eingabe_wa_max (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

% Hints: get(hObject,'String') returns contents of eingabe_wa_max as text
%        str2double(get(hObject,'String')) returns contents of
%        eingabe_wa_max as a double

wa_max = get(hObject,'String');
wa_max = str2num(wa_max);
assignin('base', 'wa_max', wa_max);
set(handles.cos,'Value',1)

aufwindwahl_SelectionChangeFcn(hObject, eventdata, handles);

% Update handles structure
guidata(hObject, handles);

% --- Executes during object creation, after setting all properties.
function eingabe_wa_max_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to eingabe_wa_max (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called

% Hint: edit controls usually have a white background on Windows.

```

```

% See ISPC and COMPUTER.
if ispc && isequal(get(hObject,'BackgroundColor'),...
    get(0,'defaultUicontrolBackgroundColor'))
    set(hObject,'BackgroundColor','white');
end

function eingabe_r_wa_0_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to eingabe_r_wa_0 (see GCBO)
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

% Hints: get(hObject,'String') returns contents of eingabe_r_wa_0 as text
%        str2double(get(hObject,'String')) returns contents of
%        eingabe_r_wa_0 as a double

r_0 = get(hObject,'String');
r_0 = str2num(r_0);
assignin('base','r_0',r_0);
set(handles.cos,'Value',1)

% Update handles structure
guidata(hObject, handles);

% --- Executes during object creation, after setting all properties.
function eingabe_r_wa_0_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to eingabe_r_wa_0 (see GCBO)
% eventdata   reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called

% Hint: edit controls usually have a white background on Windows.
%       See ISPC and COMPUTER.
if ispc && isequal(get(hObject,'BackgroundColor'),...
    get(0,'defaultUicontrolBackgroundColor'))
    set(hObject,'BackgroundColor','white');
end

```

C. Simulinkmodell

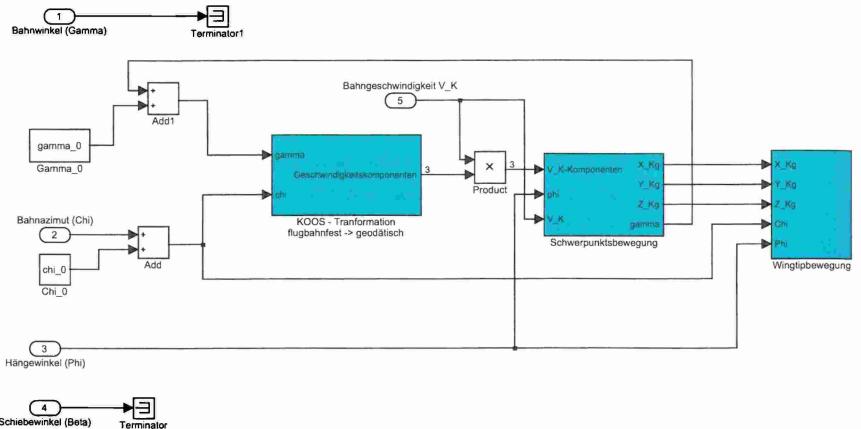


Abbildung 37: Hauptebene des Simulinkmodells (Ebene 0)

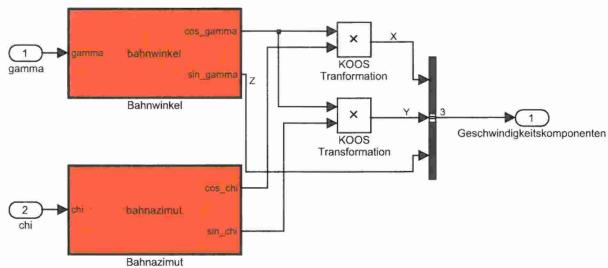


Abbildung 38: Untergruppe zur Koordinatentransformation (Ebene 1)

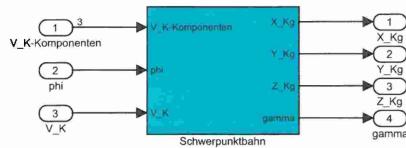


Abbildung 39: Untergruppe zur Berechnung der Schwerpunktbahnen (Ebene 1)

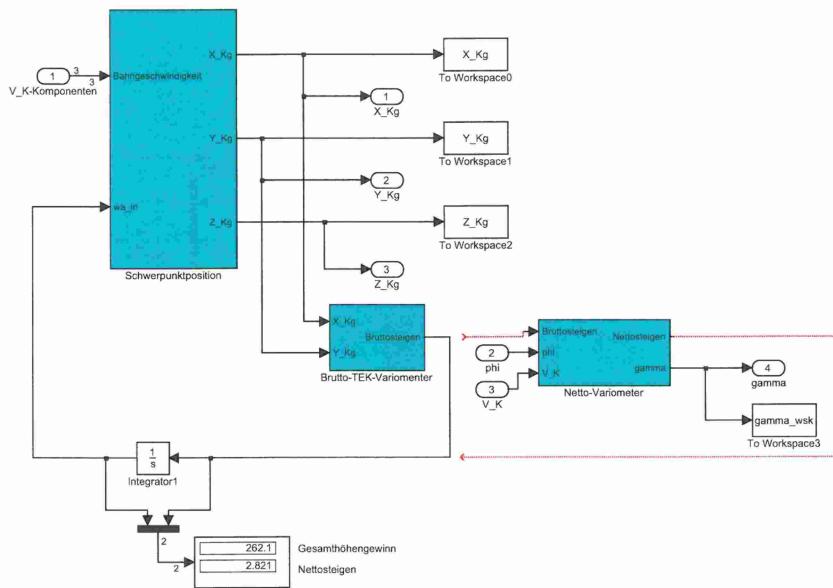


Abbildung 40: Untergruppe zur Berechnung der Schwerpunkt bahn (Ebene 2)

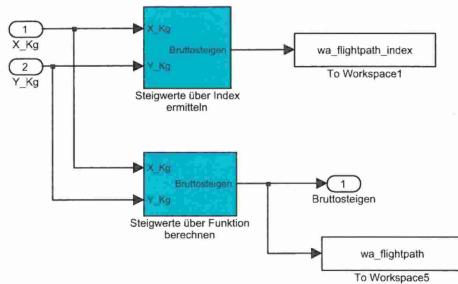


Abbildung 41: Untergruppe zur Berechnung der Bruttosteigwerte (Ebene 3)

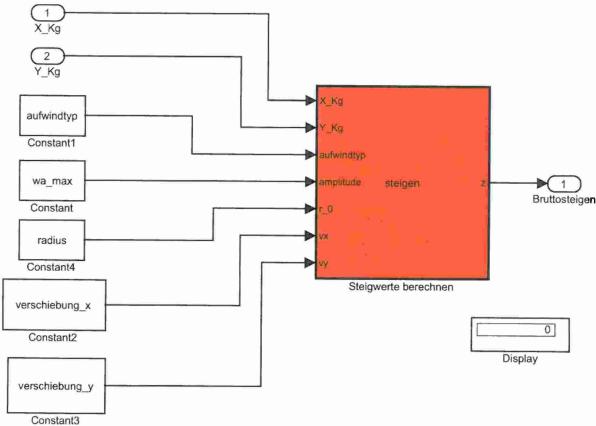


Abbildung 42: M-Function zur Berechnung der Bruttosteigwerte (Ebene 4)

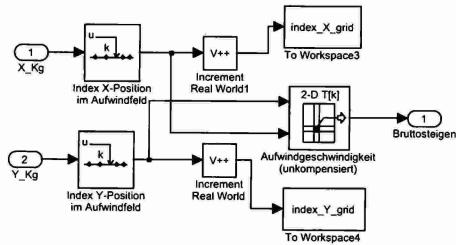


Abbildung 43: Look-Up-Table zur Bestimmung der Steigwerte (Ebene 4)

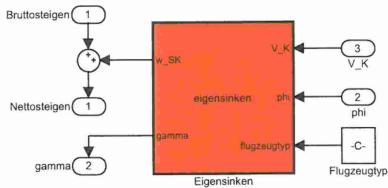


Abbildung 44: M-Function zur Berechnung des Eigensinkens (Ebene 3)

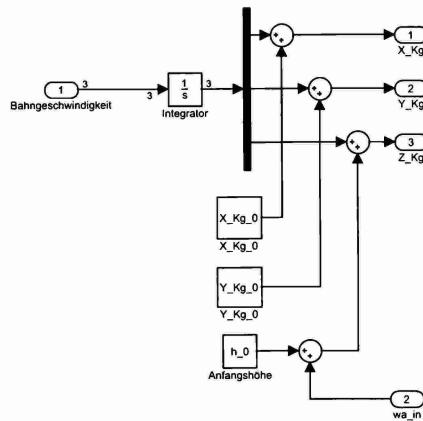


Abbildung 45: Untergruppe zur Berechnung der Schwerpunkt bahn (Ebene 3)

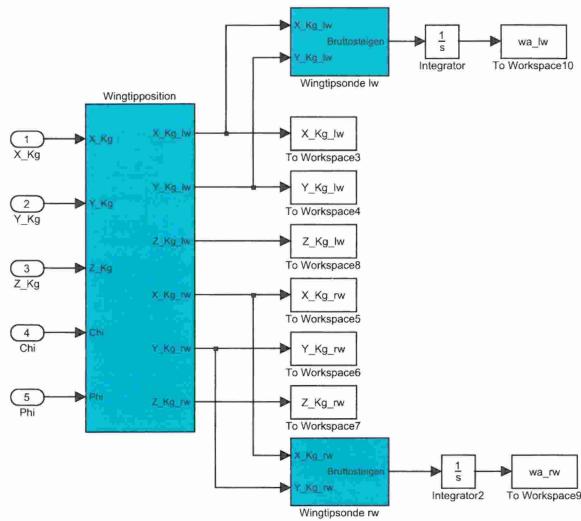


Abbildung 46: Untergruppe zur Berechnung der Flügel spitzenbahn (Ebene 1)

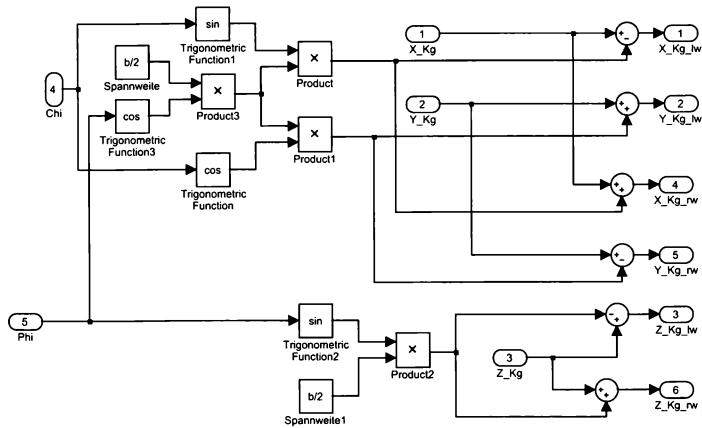


Abbildung 47: Untergruppe zur Berechnung der Flügel spitzenbahn (Ebene 2)

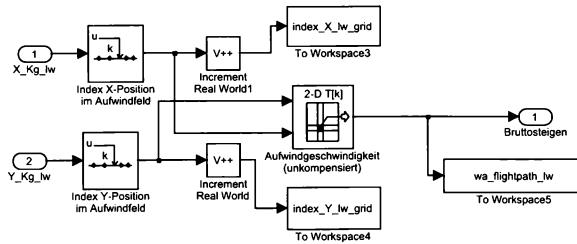


Abbildung 48: Look-Up-Table zum Bestimmen Steigwerte am Steuerbordflügel (Ebene 3)

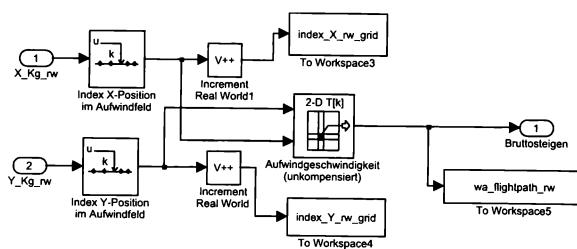


Abbildung 49: Look-Up-Table zum Bestimmen Steigwerte am Backbordflügel (Ebene 3)