



Studienarbeit

Dynamischer Segelflug für Kleinfluggeräte

cand. ing. Ingo Martin

11.04.2011

Dipl. Ing. Andreas Gäb

communicated by Prof. Dr.-Ing. D. Moormann

Inhaltsverzeichnis

1	Überblick	1
2	Einleitung	2
2.1	Aufgabenstellung und Vorgehensweise	2
3	Grundlagen des dynamischen Segelfluges	3
4	Entwicklung und Aufbau der Regelung für den dynamischen Segelflug	6
4.1	Konzept	6
4.2	Implementierung	7
4.2.1	Ablaufsteuerung	8
4.2.2	Lageregelung	12
5	Simulation	13
5.1	Startbedingungen	13
5.2	Ablauf	14
5.3	Auswertung und Diskussion der Simulationsergebnisse	14
6	Optimierung	18
6.1	Optimierungsziel	18
6.2	Optimierungsalgorithmus	18
6.2.1	Optimierungsergebnis	20
6.3	Einfluss von Flächenbelastung und Gleitzahl auf den dynamischen Segelflug	21
6.4	Einfluss der Flächenbelastung	21
6.5	Einfluss der Gleitzahl	23
7	Zusammenfassung und Ausblick	25
7.1	Zusammenfassung	25
7.2	Ausblick	25
	Anhang	27
A	Verlauf weiterer Zustandsgrößen	27
B	Detaillierte Beschreibung der Simulationsumgebung	31
C	Parameter für die genetische Optimierung	32
	Literaturverzeichnis	33

Abbildungsverzeichnis

3.1	Horizontale Scherschicht in Bodennähe	4
3.2	Schematische Darstellung des dynamischen Segelflugs, [7]	5
4.1	Erste Ebene der Implementierung - Modul für das Fluggerät und Regler	8
4.2	Regler, bestehend aus Ablaufsteuerung und Lageregelung	9
4.3	Verlauf von y über x für ein Manöver	11
4.4	Verlauf von z über x für ein Manöver	11
4.5	Struktur der Lageregelung	12
5.1	Verlauf von Höhen-, Seiten- und Querruder über der Simulationsdauer	15
5.2	Flugbahn für die Simulationsdauer von 20s, eingefärbt mit dem relativen Energiegewinn	15
5.3	Verlauf des Bahnneigungswinkels γ über der Simulationsdauer	16
5.4	Darstellung des absoluten Lastvielfachen	17
6.1	Verlauf der Optimierung	19
6.2	Verschiedene Flugbahnen im Verlauf einer Optimierung	19
6.3	Die Trajektorie des optimierten Individuums	20
6.4	Verlauf der zurückgelegten Strecke über der Flächenbelastung	22
6.5	Verlauf des relativen Energiegewinns über der Flächenbelastung	22
6.6	Verlauf der zurückgelegten Strecke über der Gleitzahl	23
6.7	Verlauf des relativen Energiegewinns über der Gleitzahl	24
A.1	Verlauf von V_k und V_a über der Simulationsdauer	27
A.2	Verlauf der Rollrate über der Simulationsdauer	28
A.3	Verlauf der Nickrate über der Simulationsdauer	28
A.4	Verlauf der Gierrate über der Simulationsdauer	29
A.5	Verlauf der x-Position über der Simulationsdauer	29
A.6	Verlauf der y-Position über der Simulationsdauer	30
A.7	Verlauf der z-Position über der Simulationsdauer	30

Symbolverzeichnis

Lateinische Buchstaben

ΔE_{rel}	Totalenergie des Fluggerätes bezogen auf den Anfangszustand	-	skalar
h	Flughöhe	m	skalar
h_0	Grenzschicht: Höhe, in welcher die Geschwindigkeit null ist	m	skalar
h_{min}	Flughöhe, bei welcher der <i>Abstieg</i> endet und die untere Kurve beginnt	m	skalar
h_{ref}	Grenzschicht: Referenzhöhe	m	skalar
K	Koeffizient zur Anpassung des Hängewinkels Φ	-	skalar
m	Flugzeugmasse	Kg	skalar
n	Lastvielfaches	-	skalar
V_a	aerodynamische Geschwindigkeit	m/s	skalar
V_k	Bahngeschwindigkeit	m/s	skalar
V_W	Windgeschwindigkeit	m/s	skalar
V_{min}	Mindestgeschwindigkeit am Übergang von <i>Aufstieg</i> zu <i>oben</i>	m/s	skalar
$V_{W_{ref}}$	Grenzschicht: Windgeschwindigkeit in Referenzhöhe h_{ref}	m/s	skalar

Griechische Buchstaben

γ	Bahnwinkel	rad	skalar
γ_{ab}	Bahnwinkel beim Abstieg mit dem Wind	rad	skalar
γ_{auf}	Bahnwinkel beim Aufstieg gegen den Wind	rad	skalar
κ	Scherrate der Bodengrenzschicht	1/s	skalar
Φ	Hängewinkel	rad	skalar
Ψ	Azimut	rad	skalar
Ψ_{Wind}	Windrichtung	rad	skalar
Φ_{max}	Größtmöglicher Hängewinkel, begrenzt durch maximales Lastvielfaches	rad	skalar



Indizes

a	aerodynamische Größe	-	skalar
C	Steuerkommando	-	skalar
k	Bahngröße	-	skalar

1 Überblick

Der dynamische Segelflug ist ein Flugmanöver, welches es ermöglicht, beim Flug in einer Scherschicht aus dieser Energie zu gewinnen. Als Vorbild dient der Albatros, welcher die konstanten Windverhältnisse im Südpazifik nutzt, um in der Bodengrenzschicht mit wenig Energieeinsatz große Strecken zurück zu legen. In dieser Arbeit sollte durch Simulationen gezeigt werden, ob sich der dynamische Segelflug zur Vergrößerung des Einsatzradius von Kleinfluggeräten eignet. Dabei wurde für eine bestehende Simulationsumgebung auf Basis von Simulink ein Modul für den dynamischen Segelflug entwickelt und erprobt. Für die Abbildung des Manövers wurde dieses in vier Flugphasen unterteilt und mit fünf Parametern einer anschließenden Optimierung zugänglich gemacht. Es entstand ein Regler, welcher für den Fall der Scherströmung mit konstanter Scherrate einen dauerhaften dynamischen Segelflug ermöglicht. Durch die Optimierung konnte das Manöver so effizient gestaltet werden, dass die erforderliche Höhe der Scherrate derjenigen in der natürlich vorkommenden Bodengrenzschicht über dem Südpazifik entspricht.

2 Einleitung

Ein Albatros ist in der Lage, stundenlang in der Luft zu bleiben und dabei mehrere hundert Kilometer zurück zu legen, ohne einmal mit den Flügeln zu schlagen. Dabei macht er sich das Prinzip des dynamischen Segelfluges zu Nutze. Es handelt sich dabei um ein wellenförmiges, sich wiederholendes Flugmanöver, bei welchem Bewegungsenergie aus einer Scherschicht gewonnen werden kann.

Der Einsatzradius von Kleinfluggeräten ist durch die an Bord gespeicherte Energie begrenzt. Um die Reichweite zu erhöhen, ist es erforderlich, Energie aus der Umgebung aufzunehmen. Hierzu kommen beispielsweise Sonnenenergie und Aufwinde in Frage. In dieser Arbeit soll nun die Erschließung einer weiteren Energiequelle - der Scherschicht - untersucht werden. Dazu wird für ein Modell des Segelflugzeuges ASK 21 im Maßstab 1:10, welches in seinen Eigenschaften einem Albatros ähnlich ist, in einer Simulation mit einem Regler für den dynamischen Segelflug ausgestattet.

2.1 Aufgabenstellung und Vorgehensweise

Ziel dieser Arbeit ist die Erweiterung einer bestehenden Simulink-basierten Simulationsumgebung um eine Regelung für den dynamischen Segelflug sowie ein einfaches, lineares Scherschichtmodell. Dazu wird das bestehende Modell zunächst um eine Lageregelung ergänzt, um eine zuverlässige Umsetzung von Steuerkommandos zu ermöglichen. Dann wird eine Ablaufsteuerung entwickelt, welche den dynamischen Segelflug ermöglicht. Aufbauend auf diesem System werden Parameteroptimierungen für verschiedene Kombinationen von Gleitzahl und Flächenbelastungen durchgeführt und deren Einfluss auf den dynamischen Segelflug dargestellt. Zur Abbildung des dynamischen Segelfluges wird das komplexe Flugmanöver des Albatros zunächst vereinfacht und auf möglichst wenige Parameter reduziert. Dann wird in Simulink eine Ablaufsteuerung erstellt, welche auf Basis dieser Parameter das Flugmanöver in Form von Steuersignalen an die Lageregelung weiter gibt.

3 Grundlagen des dynamischen Segelfluges

Der dynamische Segelflug ist ein Flugmanöver, welches es ermöglicht, aus einer Scherschicht wie der Bodengrenzschicht Energie zu gewinnen. Die horizontale Scherschicht in der Bodengrenzschicht, welche von Albatrossen genutzt wird, lässt sich mit dem folgenden logarithmischen Modell nähern [6]:

$$V_W = V_{W_{ref}} \frac{\ln(h/h_0)}{\ln(h_{ref}/h_0)} \quad (3.1)$$

Dabei sind h_{ref} die Referenzhöhe, h_0 die Höhe, in welcher die Windgeschwindigkeit null ist und $V_{W_{ref}}$ ist die Windgeschwindigkeit in der Referenzhöhe. Die Scherschicht über dem Pazifik kann beispielsweise folgende Werte annehmen:

- $h_{ref} = 10 \text{ m}$
- $h_0 = 0.03 \text{ m}$
- $V_{W_{ref}} = 20 \text{ m/s}$

In Abbildung 3.1 ist das obige Beispiel dargestellt. Es wird deutlich, dass die höchsten Gradienten in Bodennähe zu finden sind. Diesem Sachverhalt trägt auch der Flug der Albatrosse Rechnung - sie fliegen den unteren Teil des Manövers in unmittelbarer Bodennähe. Die für den dynamischen Segelflug des Albatros erforderlichen Windverhältnisse hat Sachs in [7] ermittelt. Demnach beträgt für den reinen dynamischen Segelflug des Albatros die minimale Referenzgeschwindigkeit der Scherschicht in einer Höhe von $h_0 = 10 \text{ m}$ $V_{W_{ref}} = 8.4 \text{ m/s}$. Die Bahngeschwindigkeit schwankt dabei zwischen etwa 10 m/s und 25 m/s . Bei den scharf geflogenen Manövern werden Hängewinkel von bis zu 70° erreicht. In dieser Arbeit wird zur Vereinfachung ein lineares Grenzschichtmodell verwendet, welches innerhalb des Flugbereiches von etwa $5 \text{ m} - 55 \text{ m}$ einen Mittelwert der Scherrate aufweist. Abbildung 3.1 zeigt beide Grenzschichtmodelle, welche in einer Höhe von 18.7 m die gleiche Steigung haben. Das Flugmanöver lässt sich entsprechend Abbildung 3.2 in 4 Flugphasen einteilen:

1. Aufstieg gegen den Wind
2. Obere Kurve

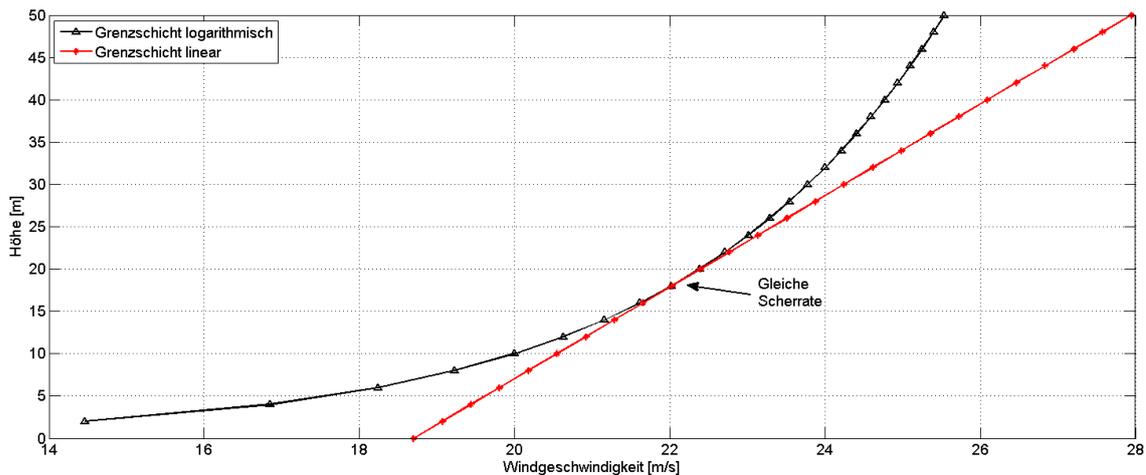


Abbildung 3.1: Horizontale Scherschicht in Bodennähe

3. Abstieg mit dem Wind

4. Untere Kurve

Während des Aufstiegs gegen den Wind sinkt die Geschwindigkeit des Fluggerätes relativ zum Boden. Durch die mit der Höhe ansteigende Geschwindigkeit in der Grenzschicht wird dieser Effekt teilweise aufgehoben, wodurch ein höherer Aufstieg möglich wird. In der oberen Kurve erfährt das Fluggerät dann eine Beschleunigung, so dass in Bodennähe eine hohe Bahngeschwindigkeit erreicht ist. Ist der Energiegewinn durch das Flugmanöver mindestens so groß wie der durch den Luftwiderstand hervorgerufene Verlust, so ist ein permanenter Flug ohne Antrieb möglich. Dies soll anhand eines Zahlenbeispiels verdeutlicht werden.

Es sei zunächst angenommen, dass keine Reibungsverluste auftreten. Zudem kann vereinfachend angenommen werden, dass Auf- und Abstieg etwa isoenergetisch verlaufen, wie auch Abbildung 5.2 zeigt. Die weiteren angenommenen Manöverparameter sind:

- untere Flughöhe, $h_u = 0$ m
- Anfangsgeschwindigkeit bei unterer Flughöhe, $V_{k,u} = 30$ m/s
- konstante Scherrate, $\kappa = 0.185$ /s
- Masse des Fluggerätes, $m = 0.5$ kg
- Abbruch des Aufstiegs bei der oberen Bahngeschwindigkeit $V_{k,o,1} = 10$ m/s

Beim isoenergetischen Aufstieg lässt sich die obere Flughöhe $h_o = 40$ m mittels Energiebilanz ermitteln. Die Totalenergie beträgt jeweils $E_u = E_{o,1} = 225$ J. Daraufhin wird die obere Kurve eingeleitet. Beim Drehen von einer Flugrichtung gegen den

Wind zu einer Flugrichtung mit dem Wind bleibt die aerodynamische Geschwindigkeit gleich - im flugzeugfesten Koordinatensystem betrachtet ändert sich auch die Totalenergie nicht. Die Bahngeschwindigkeit erhöht sich aber um das Zweifache der in h_o herrschenden Windgeschwindigkeit um $2\kappa h_o = 14.8 \text{ m/s}$. Die Totalenergie im bahnfesten Koordinatensystem steigt entsprechend um $E_{o,2} - E_{o,1} = 129 \text{ J}$ - das entspricht einem relativen Energiegewinn von 57%. Abstieg und untere Kurve verlaufen wieder isoenergetisch (in der unteren Kurve ist die Windgeschwindigkeit null), so dass der Energiegewinn in der oberen Kurve stattfindet. Bei nichtverschwindender Windgeschwindigkeit unten muss analog zur oberen Kurve der entsprechende Energiebetrag abgezogen werden. Für einen dauerhaften dynamischen Segelflug muss dieser Energiegewinn ausreichen, um die Reibungsverluste auszugleichen. Die Berechnung des relativen Energiegewinns ΔE_{rel} wird entsprechend Gleichung Gleichung 3.2 durchgeführt.

$$\Delta E_{rel} = \frac{(1/2 \cdot mV_k^2 + mgh) - (1/2 \cdot mV_{k,0}^2 + mgh_0)}{1/2 \cdot mV_{k,0}^2 + mgh_0} \quad (3.2)$$

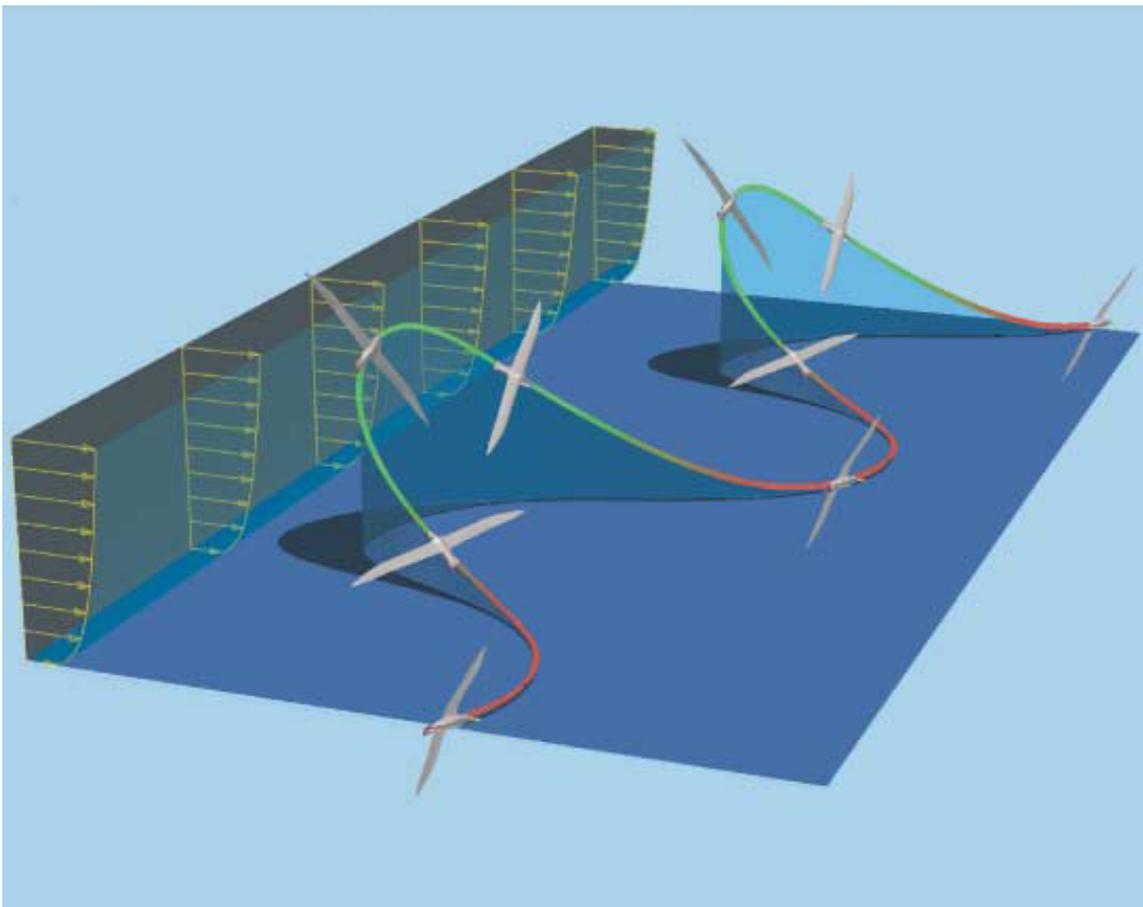


Abbildung 3.2: Schematische Darstellung des dynamischen Segelflugs, [7]

4 Entwicklung und Aufbau der Regelung für den dynamischen Segelflug

4.1 Konzept

Voraussetzung für die Regelung des dynamischen Segelfluges ist die Implementierung einer Lageregelung. Diese ist erforderlich, damit das Flugzeug ein stabiles Flugverhalten aufweist und dient gleichzeitig als Schnittstelle, um die Lagekommandos der Ablaufsteuerung umzusetzen. Im Rahmen dieser Arbeit wurde eine einfache Lageregelung implementiert. Sie umfasst die folgenden Elemente:

- Nicklageregler
- Nickdämpfer
- Rolllageregler
- Rolldämpfer
- Kursregler
- Kurvenkoordinierung
- Kurvenkompensation

Sie wurden jeweils mit linearen Regelkreisgliedern umgesetzt.

Für die Umsetzung des DS-Reglers (DS steht für dynamischen Segelflug) wurde zunächst der Einsatz von Fuzzy-Logic erwägt, wie sie in [6] vorgestellt wurde. Die dabei verwendete Sugeno-Methode berechnet die aktuellen Steuerkommandos (Höhen- Seiten- und Querruder) aus einer Linearkombination von Fluglage und Flughöhe. Durch die direkte Ansteuerung der Steuerflächen entfällt hier die zusätzliche Lageregelung. Dabei wird zwischen den Flugzuständen hoch und tief unterschieden, welche linear ineinander übergehen. Weil sich die Steuerkommandos direkt aus dem Flugzustand ergeben und aufgrund des linearen Charakters lassen sich die einzelnen Parameter gut aus einfachen Zusammenhängen herleiten. Nachteilig ist dabei die große Zahl der erforderlichen Parameter. Für die in [6] vorgeschlagene einfach

gehaltene Regelung mit zwei Flugzuständen, vier Eingangsvariablen und drei Ruderkommandos werden bereits 24 Parameter benötigt. Diese Komplexität wirkt dem ursprünglich intuitiven Charakter entgegen und bedeutet zugleich einen hohen Aufwand für eine Optimierung. Aus diesem Grund wurde für die vorliegende Arbeit eine alternative Regelung mit wenigen Parametern entwickelt, die im Folgenden vorgestellt wird.

Wie in Kapitel 3 beschrieben lässt sich das Flugmanöver in vier Flugphasen unterteilen:

1. Aufstieg gegen den Wind
2. Obere Kurve
3. Abstieg mit dem Wind
4. Untere Kurve

Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Ablaufsteuerung definiert für jede dieser Flugphasen Vorgaben für Hängewinkel, Bahnwinkel und Kurs. Für den Übergang von einer Flugphase in die nächste wurden Übergangskriterien definiert. So wird beispielsweise der Abstieg mit dem Wind so lange beibehalten, bis eine untere Höhe unterschritten wurde und es folgt der Übergang zur unteren Kurve. Um eine einfache und effiziente Beschreibung des Flugverhaltens zu entwickeln, wurde ein Manöver entwickelt, dessen Charakteristik anhand von fünf Parametern angepasst werden konnte. Diese Parameter sind der Anteil vom maximalen Lastvielfachen in der unteren und oberen Kurve, die Winkel von Auf- und Abstieg und die Bahngeschwindigkeit, bei welcher vom Aufstieg in die obere Kurve übergegangen wird. Neben diesen variablen Parametern wurden die weiteren das Manöver bestimmenden Größen als konstant gesetzt. Beispiele hierfür sind:

- h_{min}
- Flugrichtung bei Auf- und Abstieg
 - Die Flugbahn wurde beim Auf- und Abstieg etwas „aufgebogen“, wodurch das Flugmanöver robuster gestaltet werden konnte.
 - Konkret wurde der Bahnazimut beim Aufstieg auf $\Psi = \Psi_W - 0.9\pi$ und beim Abstieg auf $\Psi = \Psi_W + 0.25\pi$ eingestellt.
- das maximale Lastvielfache ($n = 3$)

4.2 Implementierung

Für die Implementierung in Matlab wurde auf die Bibliothek des Instituts für Flugsystemdynamik an der RWTH Aachen zurückgegriffen, in welcher bereits die Ae-

rodynamik und die Bewegungsgleichungen für das verwendete Fluggerät vorhanden sind. Dieses bestehende System wurde als Black-Box betrachtet und mit dem Regler kombiniert, wie in Abbildung 4.1 dargestellt ist. Dieses Modul wird im Folgenden als Physikmodul bezeichnet. Als Eingangsgröße verwendet der Regler die Windrichtung und die Zustandsgrößen. Von den Zustandsgrößen werden lediglich der Azimut, die Flughöhe und die absolute Bahngeschwindigkeit verwendet. Der Regler ist, wie in Abbildung 4.2 gezeigt, aufgeteilt in die konventionelle Lageregelung und die Ablaufsteuerung für den dynamischen Segelflug.

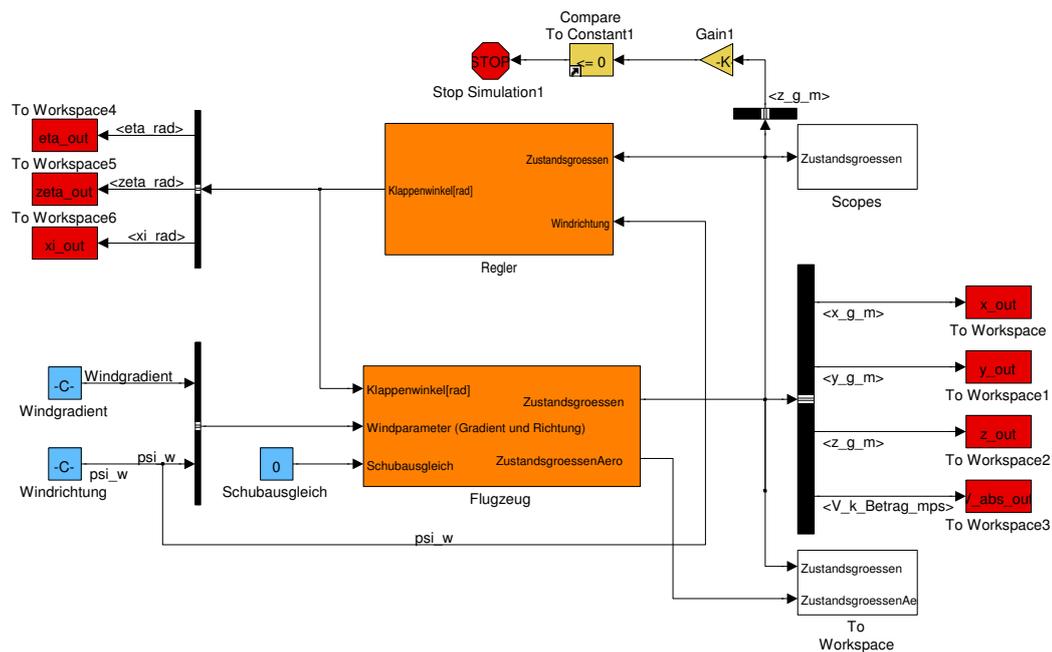


Abbildung 4.1: Erste Ebene der Implementierung - Modul für das Fluggerät und Regler

4.2.1 Ablaufsteuerung

Zur Realisierung der Ablaufsteuerung wurde eine sogenannte embedded-Matlab-Funktion verwendet. Embedded-Matlab-Funktionen sind Simulink-Blöcke, welche mittels C- oder m-Code frei programmierbar sind. Eingangsgrößen für diese Funktion sind die Zustandsgrößen Azimut, Flughöhe und Bahngeschwindigkeit, die Windrichtung und die Parameter für die Charakteristik der Flugbahn. Ausgangsgrößen sind die Lagekommandos für die Lageregelung. Innerhalb der Funktion wurden die Gleichungen 4.1 bis 4.15 umgesetzt.

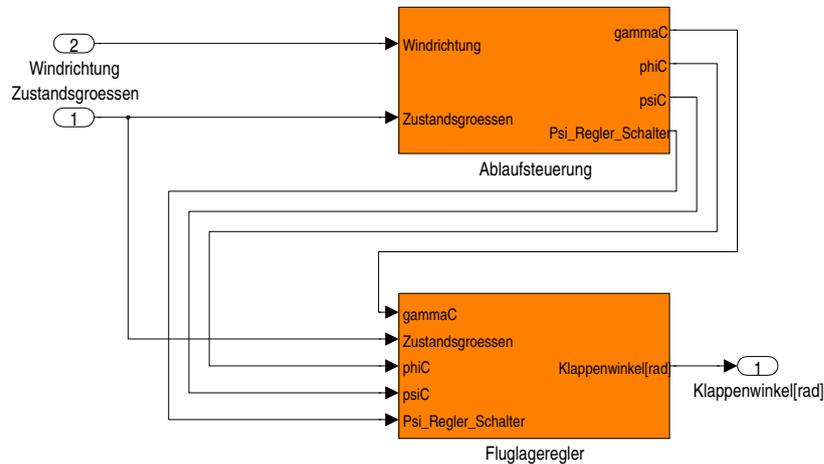


Abbildung 4.2: Regler, bestehend aus Ablaufsteuerung und Lageregelung

Die Gleichungen 4.1 bis 4.15 beschreiben die einzelnen Flugphasen und die Übergangskriterien. Diese Gleichungen wurden im Rahmen dieser Arbeit erstellt und haben die folgenden Überlegungen als Grundlage:

Die *untere Kurve* beginnt mit dem Abfangen der Abwärtsbewegung, setzt sich in einer durch den Hängewinkel definierten Kurvenbewegung fort und endet nach einer Kursänderung von etwa 180° . Um nach dem Vorbild des Albatros ein rasches Manöver zu ermöglichen, wird in Gleichung 4.1 direkt der mit dem Optimierungsparameter K_{unten} skalierte maximale Hängewinkel vorgegeben. Die Vorgabe für den Bahnwinkel wird in Gleichung 4.2 entlang der Kurve als fließender Übergang zwischen Ab- und Aufwärtswinkel gestaltet. Wenn der Kurs fast senkrecht gegen die Windrichtung zeigt, wird der *Aufstieg* eingeleitet.

Während des *Aufstiegs* wird der Kurs gehalten und ein Hängewinkel von 0° vorgegeben. Der kommandierte Bahnwinkel γ_{auf} kann in der Optimierung eingestellt werden. Bei Unterschreiten der Geschwindigkeit V_{min} endet der Aufstieg und es beginnt die *Obere Kurve*.

Die *obere Kurve* verhält sich wie die untere Kurve mit dem Unterschied, dass hier ähnlich dem Bahnwinkel auch der Hängewinkel mit dem Kurswinkel variiert wird. Dabei steigt die Hängewinkelvorgabe im Verlauf der Kurve bis zur halben Kursänderung an und sinkt dann wieder ab. Der Übergang zum *Abstieg* wird eingeleitet, wenn der Kurs fast in Windrichtung zeigt.

Wie beim Aufstieg sind während des Abstiegs sämtliche Lagekommandos konstant. Der Kurs wird gehalten und ein Hängewinkel von 0° eingestellt. Um eine Kollision mit dem Boden zu vermeiden wird bei Unterschreiten einer Mindesthöhe h_{min} die scharf geflogene untere Kurve eingeleitet.

Zustand: *unten*

$$\Phi_C = K_{unten} \cdot (-\Phi_{max}) \quad (4.1)$$

$$\gamma_C = \gamma_{auf} + (\gamma_{ab} - \gamma_{auf}) \cdot \cos^2\left(\frac{\Psi - \Psi_W}{2}\right) \quad (4.2)$$

Kriterium für den Übergang von *unten* nach *Aufstieg*

$$|\Psi - \Psi_{Wind}| \geq \pi \cdot 0.9 \quad (4.3)$$

Zustand: *Aufstieg*

$$\Psi_C = \Psi_{Wind} - \pi \cdot 0.9 \quad (4.4)$$

$$\Phi_C = 0 \quad (4.5)$$

$$\gamma_C = \gamma_{auf} \quad (4.6)$$

Kriterium für den Übergang von *Aufstieg* nach *oben*

$$|V_k| \leq V_{min} \quad (4.7)$$

$$(4.8)$$

Zustand: *oben*

$$\Phi_C = K_{oben} \cdot (-\Phi_{max}) \cdot \left(\sin^2\left(\frac{\Psi - \Psi_W}{2}\right) + 0.5\right) \quad (4.9)$$

$$\gamma_C = \gamma_{auf} + (\gamma_{ab} - \gamma_{auf}) \cdot \cos^2\left(\frac{\Psi - \Psi_W}{2}\right) \quad (4.10)$$

Kriterium für den Übergang von *oben* zu *Abstieg*

$$|\Psi - \Psi_{Wind}| \leq \pi \cdot 0.25 \quad (4.11)$$

Zustand: *Abstieg*

$$\Psi_C = \Psi_{Wind} + \pi \cdot 0.25 \quad (4.12)$$

$$\Phi_C = 0 \quad (4.13)$$

$$\gamma_C = \gamma_{ab} \quad (4.14)$$

Kriterium für den Übergang von *Abstieg* zu *unten*

$$z \geq -h_{min} \quad (4.15)$$

In Abbildung 4.3 und Abbildung 4.4 sind die Verläufe der Flugbahnen projiziert auf die xy- und zx-Ebene dargestellt.

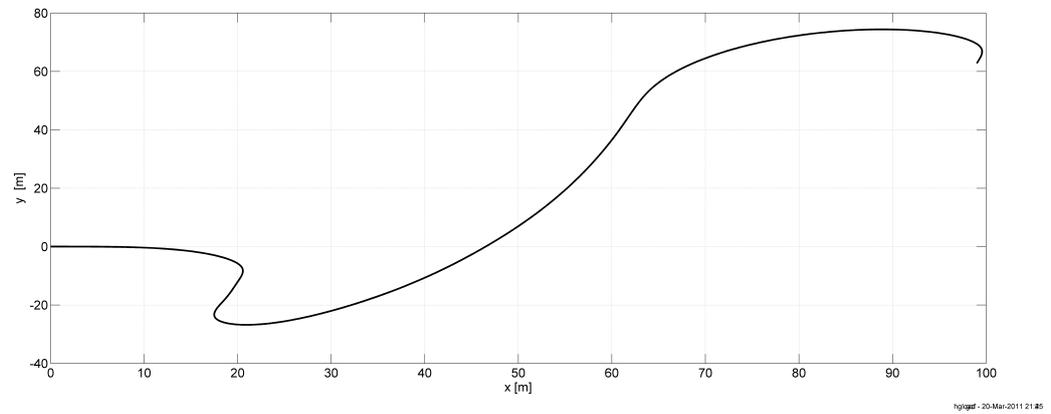


Abbildung 4.3: Verlauf von y über x für ein Manöver

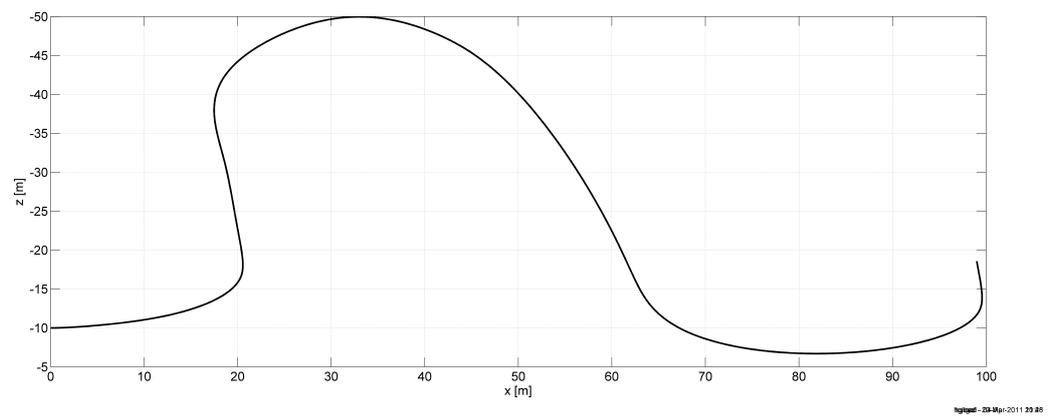


Abbildung 4.4: Verlauf von z über x für ein Manöver

4.2.2 Lageregelung

Der Fluglageregler, siehe Abbildung 4.5, hat als Eingang die Zustandsgrößen und die drei Kommandos aus der Ablaufsteuerung. Die ausgegebenen Klappenwinkel werden direkt an das Physikmodul weitergegeben. Die Komponenten des Reglers, Nicklageregler, Rolllageregler, Kursregler, Kurvenkoordinierung und Kurvenkompensation sind mit P-Gliedern realisiert. Einzige Besonderheit ist der Kursregler, welcher beim Durchfliegen der oberen und unteren Kurve über einen Schalter abgeschaltet wird.

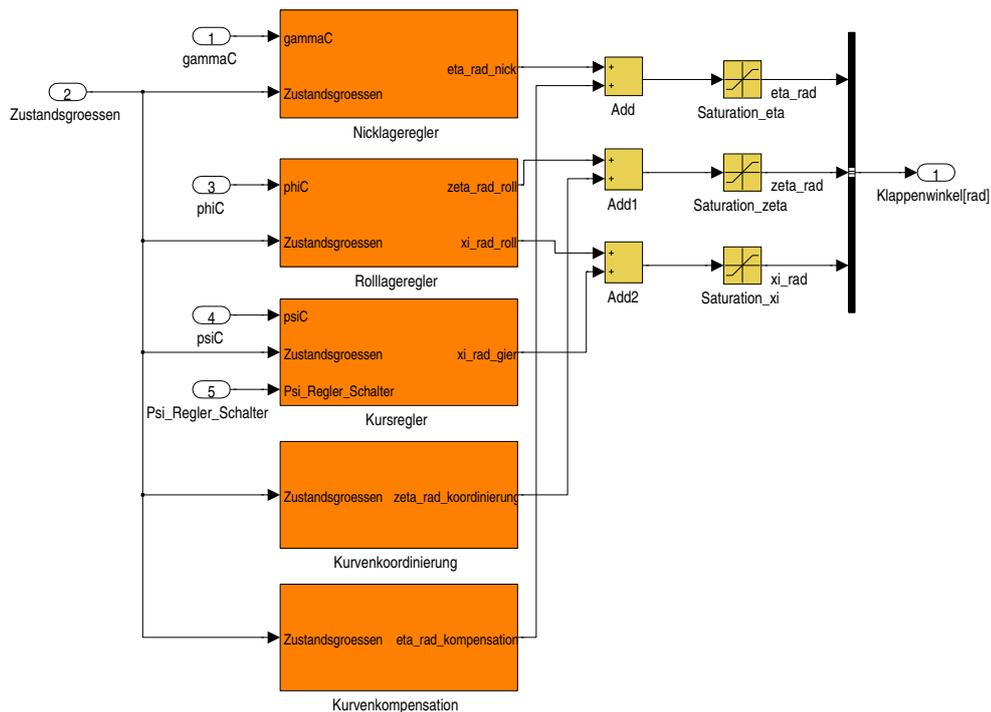


Abbildung 4.5: Struktur der Lageregelung

5 Simulation

In diesem Kapitel wird ein Simulationslauf des dynamischen Segelfluges vorgestellt. Dabei wird zunächst gezeigt, welche Schritte und Vorgaben erforderlich sind. Dann werden einige Steuer- und Zustandsgrößen detailliert ausgewertet. Die Verläufe weiterer Zustandsgrößen sind in Anhang A dargestellt.

5.1 Startbedingungen

Die in diesem Kapitel beschriebene Simulation wurde mit dem Modell des Segelflugzeuges ASK 21 im Maßstab 1:10 und der in Kapitel 4 vorgestellten Regelung durchgeführt. Für die Reglerparameter wurden die folgenden Werte aus der Optimierung gewählt (siehe Kapitel 6):

- $\gamma_{auf} = 45.76^\circ$
- $\gamma_{ab} = -31.40^\circ$
- $K_{oben} = 0.4380$
- $K_{unten} = 0.8264$
- $V_{min} = 19.47 \text{ m/s}$

Als Scherschicht wurde ein einfaches, stationäres Modell mit einer konstanten Scher-rate von $\kappa = 0.185/\text{s}$ vorgegeben. Die Windgeschwindigkeit verhält sich also entsprechend Gleichung 5.1.

$$V_W = \kappa \cdot h \tag{5.1}$$

Der Anfangszustand für das Fluggerät wurde mit der Starthöhe $h_0 = 10 \text{ m}$ und einer Startgeschwindigkeit von $V_0 = 30 \text{ m/s}$ gewählt. Dabei war das Fluggerät so ausgerichtet, dass $\Psi = \Psi_W - \pi/2$ war. Alle verbleibenden Startzustände wurden gleich null gesetzt.

5.2 Ablauf

Im ersten Schritt wurden der Startzustand des Fluggerätes, die Scherrate und die Windrichtung initialisiert. Dieser Schritt wurde mit einem Skript durchgeführt. Nach Festlegen der Simulationsdauer auf 20s in Simulink konnte die Simulation dann gestartet werden.

Im Verlauf der Simulation wurde dann der Verlauf des Flugzustandes, der Steuerkommandos aus der Ablaufsteuerung sowie die Position des Fluggerätes aufgezeichnet. Diese Daten werden im folgenden Abschnitt vorgestellt und diskutiert.

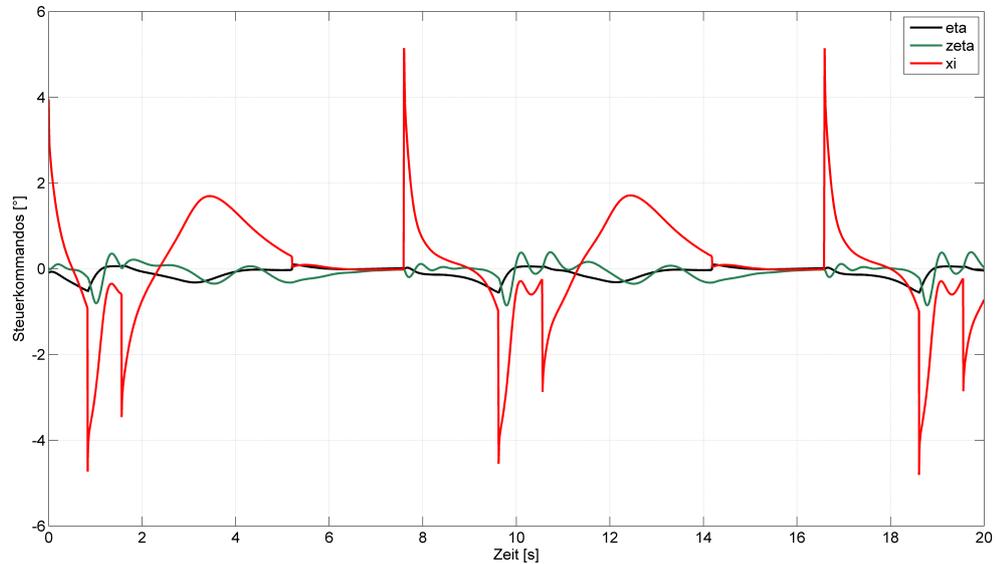
5.3 Auswertung und Diskussion der Simulationsergebnisse

In diesem Abschnitt wird der Verlauf der verschiedenen Zustandsgrößen diskutiert, welche während der oben vorgestellten Simulation aufgetreten sind. Wie in Kapitel 4 besprochen, wird die Flugbahn durch einen Regler vorgegeben. Der Regler gibt dabei direkt die Auslenkung der Steuerflächen vor. Da im Flugzeugmodell bislang kein Aktuatormodell implementiert ist, werden die Steuerflächen unmittelbar ausgeschlagen.

Die Ablaufsteuerung steuert den Hängewinkel und den Bahnwinkel, beim Aufschwung und beim Abschwung kommt jeweils noch der Kurs hinzu. Die Bahnneigungswinkel von Auf- und Abschwung werden durch das Höhenruder geregelt, die Ein- und Ausleitung der unteren und oberen Kurve werden durch das Querruder initiiert. Da zu Gunsten eines scharf geflogenen Manövers auf die Implementierung eines weichen Übergangs verzichtet wurde, werden vor allem die Ausschläge des Querruders übergangslos ausgeführt. In Abbildung 5.1 ist der Verlauf von Höhen-, Seiten- und Querruder dargestellt. Es ist gut zu erkennen, dass bereits das zweite und dritte Manöver sehr ähnlich sind - es wird also bereits das erste vollständig geflogene Manöver korrekt geflogen.

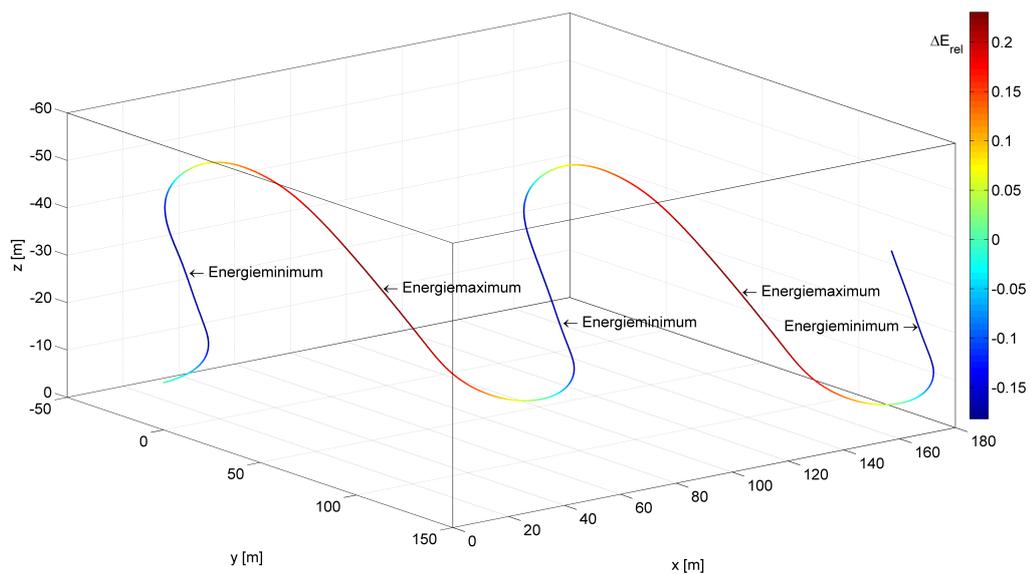
Bei 7.5s wird mit einem scharfen Ausschlag des Querruders die untere Kurve eingeleitet. Kurz darauf folgt, ausgelöst durch die Kurvenkompensation, eine Reaktion des Höhenruders, welche die eigentliche Abfangkurve einleitet. Bei 9.5s wird mit einem umgekehrten Steuerimpuls des Querruders die untere Kurve ausgeleitet. Kurz darauf folgt mit einem Impuls in die gleiche Richtung die Einleitung der oberen Kurve, welche dann mit einem ruhigen Verlauf ausgeleitet wird.

Abbildung 5.2 stellt den, mit dem relativen Gewinn der totalen Energie eingefärbten, Verlauf der Flugbahn dreidimensional dar. Es ist deutlich zu erkennen, dass die Energie beim Aufschwung abnimmt, in der oberen Kurve schnell ansteigt und beim Abschwung ihr Maximum erreicht. Dabei ist auffällig, dass die Energie beim



hgload - 08-Feb-2011 18:27

Abbildung 5.1: Verlauf von Höhen-, Seiten- und Querruder über der Simulationsdauer

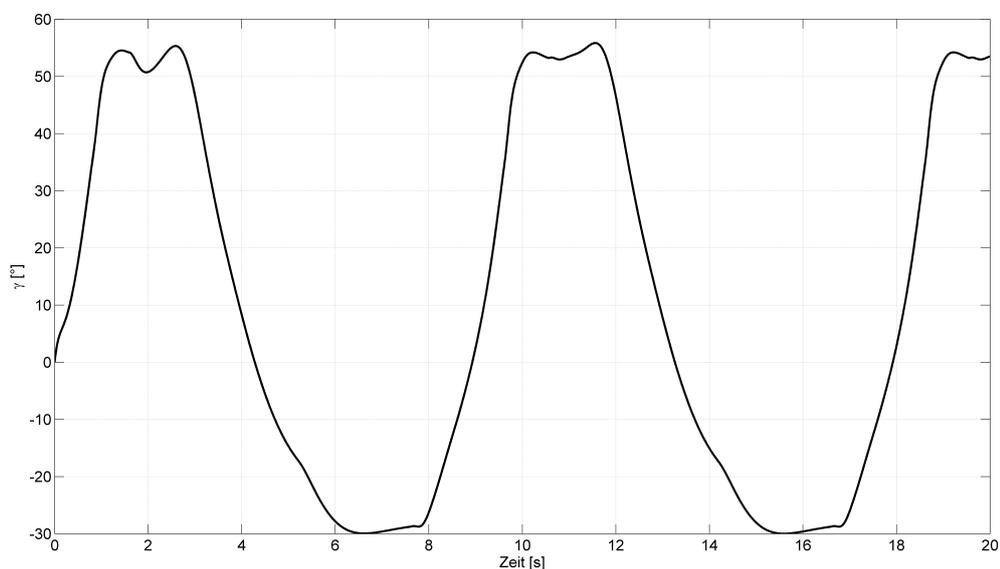


hgload - 22-Feb-2011 18:34

Abbildung 5.2: Flugbahn für die Simulationsdauer von 20s, eingefärbt mit dem relativen Energiegewinn

Aufschwung zwar ihr Minimum erreicht, diese Energie aber trotz des Anstiegs nahezu gleich bleibt. Dies ist ein wichtiger Aspekt beim dynamischen Segelflug: Der Aufstieg gegen den Wind in einer Scherschicht mit verringertem Totalenergieverlust.

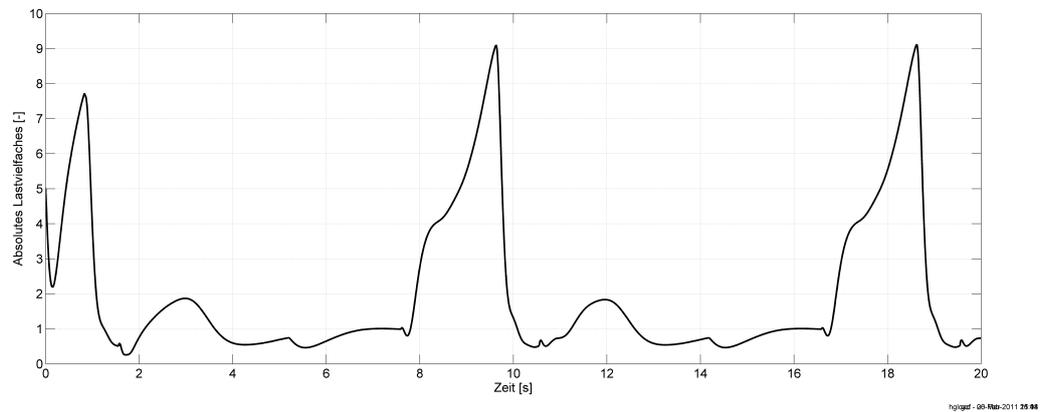
Der Verlauf des Bahnneigungswinkels, welcher in Abbildung 5.3 dargestellt ist, bleibt während des Abschwungs zwischen der sechsten und achten Sekunde nahezu konstant, steigt dann während der unteren Kurve gleichmäßig an, zeigt ein leichtes Überspringen während des Aufschwungs und wieder einen gleichmäßigen Übergang zum Abschwung. Das ruckartige Ausschlagen aufgrund des fehlenden Aktuatormodells wirkt sich hier nur wenig aus, weil die Einleitung der Kurven durch das Querruder initiiert wird und die Kurvenkompensation auf die erst allmählich einsetzende Rotation des Kleinfluggerätes reagiert.



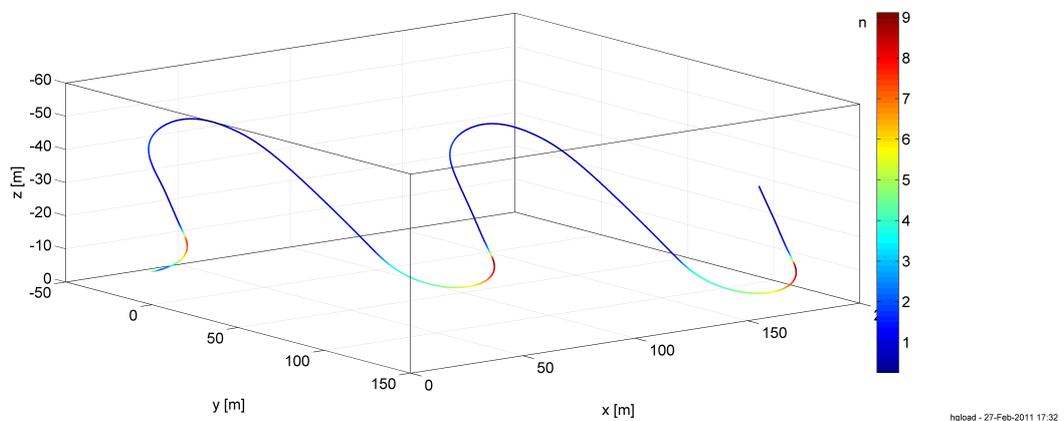
hg1gfd - 08-Feb-2011 18:38

Abbildung 5.3: Verlauf des Bahnneigungswinkels γ über der Simulationsdauer

Wie in Abbildung 5.4 dargestellt zeigt das absolute Lastvielfache sehr hohe Werte im Bereich der unteren Kurve. Kurz vor Beginn des Aufschwungs werden Lastvielfache von bis zu neun erreicht. Dies lässt sich teilweise mit dem Fehlen eines Aktuatormodells erklären, darüber hinaus ist dies aber auch ein Ergebnis der scharf geflogenen unteren Kurve. Für den Einsatz in einem realen Kleinfluggerät müsste das Lastvielfache begrenzt werden. [7] hat in einer vergleichbaren Simulation Lastvielfache zwischen 2.8 und 3.3 ermittelt. Diese Werte scheinen durch Anpassung des Manövers für die Untere Kurve auch für die in dieser Arbeit verwendete Regelung realistisch.



(a) Verlauf des absoluten Lastvielfachen über der Simulationsdauer



(b) Flugbahn für die Simulationsdauer von 20s, eingefärbt mit dem absoluten Lastvielfachen

Abbildung 5.4: Darstellung des absoluten Lastvielfachen

6 Optimierung

Das in Abschnitt Kapitel 4 vorgestellte System ermöglicht bereits die Ausführung des dynamischen Segelfluges. Um aber Aussagen über die Effizienz des Manövers machen zu können, wurde die Charakteristik des Manövers parametrisiert und damit einer Optimierung zugänglich gemacht. Die fünf dazu eingeführten Parameter sind in Abschnitt Kapitel 4.1 dargestellt.

6.1 Optimierungsziel

Für die Optimierung des dynamischen Segelfluges kommen je nach Umweltbedingungen und Mission verschiedene Optimierungsziele in Frage. Für einen Albatros auf Futtersuche sind beispielsweise möglichst lange Gleitphasen in unmittelbarer Nähe zur Wasseroberfläche hilfreich; ein anderes Ziel könnte die optimale Energieausbeute sein, wenn beispielsweise nur ein relativ kleiner Windgradient zur Verfügung steht. Die vorliegende Arbeit dient der Erforschung einer Möglichkeit zur Erweiterung des Einsatzradius von Kleinfluggeräten – als Optimierungsziel wurde daher die Maximierung der im Simulationszeitraum zurückgelegten Strecke, genauer der Abstand der Position zu Beginn und am Ende eines Fluges verwendet. Es wurde also alleine die zurückgelegte Strecke ohne Berücksichtigung der Flugrichtung optimiert.

6.2 Optimierungsalgorithmus

Für die Auswahl eines geeigneten Optimierungsalgorithmus entscheidend war im vorliegenden Fall der komplexe Zusammenhang zwischen den Optimierungsparametern und der Zielfunktion. Ein energetisch optimales Manöver beispielsweise führt zu einem größeren Höhenunterschied zwischen oberer und unterer Kurve und damit tendenziell zu einer Verringerung der zurückgelegten Strecke; dem entgegen steht die höhere Durchschnittsgeschwindigkeit. Die Vielzahl dieser Einflussfaktoren und der nichtlineare Charakter vieler Zusammenhänge führt nach Einschätzung des Autors zu einer Vielzahl lokaler Maxima. Mit gradientenbasierten Optimierern wurde stets eines dieser lokalen Maxima gefunden

Aus diesem Grund wurde zur Findung der jeweils bestmöglichen Parameterkombination ein genetischer Algorithmus eingesetzt. Für die Optimierung wurde für 10

Individuen (Parametersätze) jeweils eine Flugzeit von 300s simuliert und die Zielfunktion ausgewertet. Die besten zwei Individuen wurden ausgewählt und auf dieser Basis durch zufällige Variation der Parameter (Mutation) die nächste Generation von 10 Individuen erstellt. Das vollständige Setup des Optimierers ist im Anhang C aufgelistet. Nach 20 Generationen wurde das beste Individuum ausgewählt. In Abb. Abbildung 6.1 ist eine Optimierung dargestellt. Oben links ist die Zielfunktion über den Generationen aufgetragen. Die schwarzen Punkte stehen dabei für den jeweils besten Wert einer Generation, während blaue Punkte die Mittelwerte repräsentieren. Alle 200 Flugbahnen derselben Simulation werden in Abbildung Abbildung 6.2

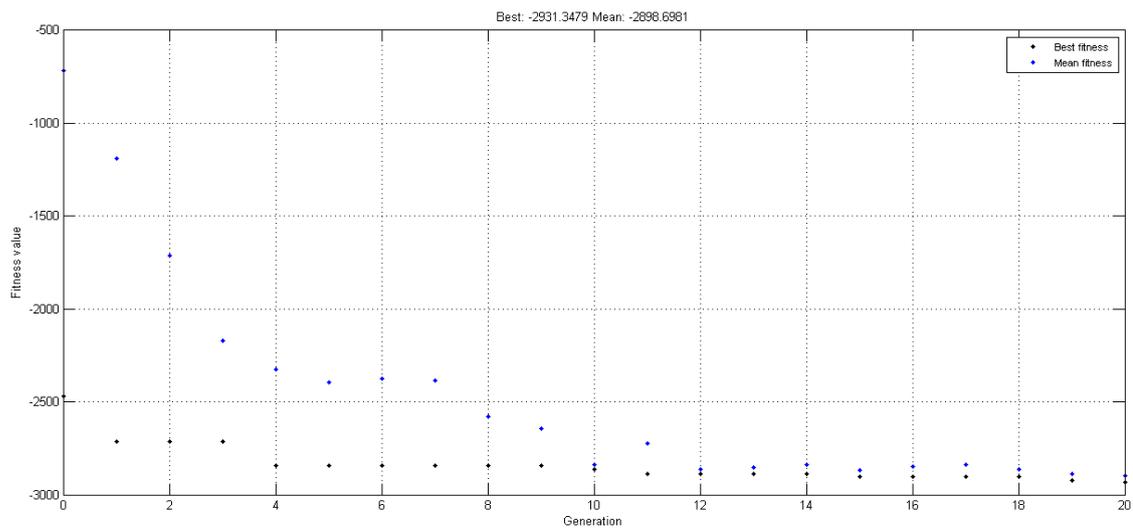


Abbildung 6.1: Verlauf der Optimierung

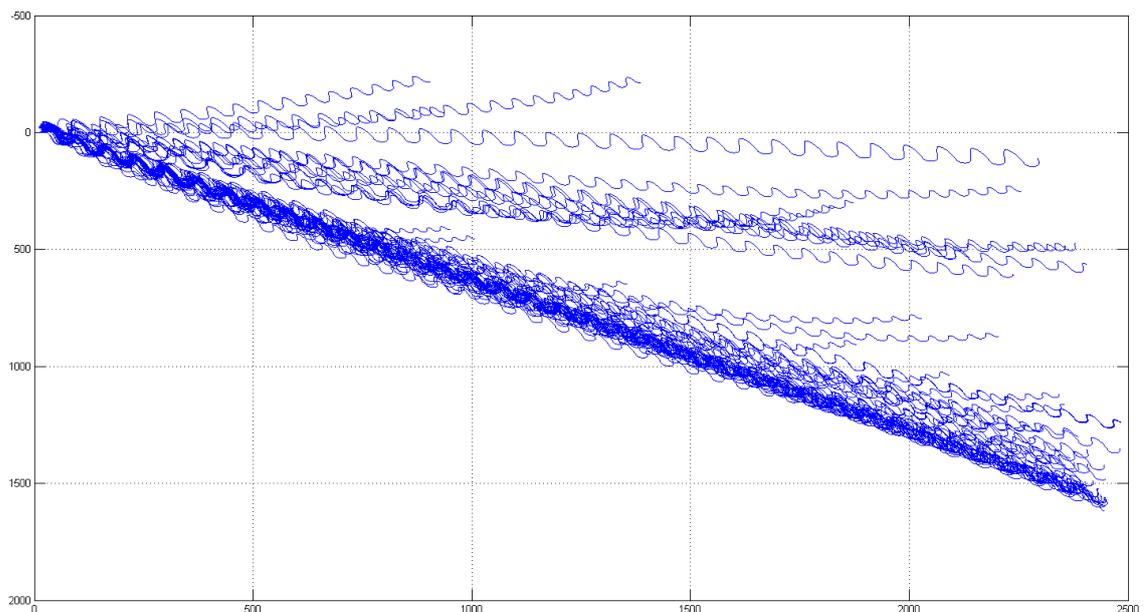


Abbildung 6.2: Verschiedene Flugbahnen im Verlauf einer Optimierung

gezeigt. Ganz kurze Flüge mit nur einem Zyklus, wie sie zu Beginn der Optimierung auftreten, sind nicht zu erkennen. Deutlich wird jedoch, dass es bei denjenigen

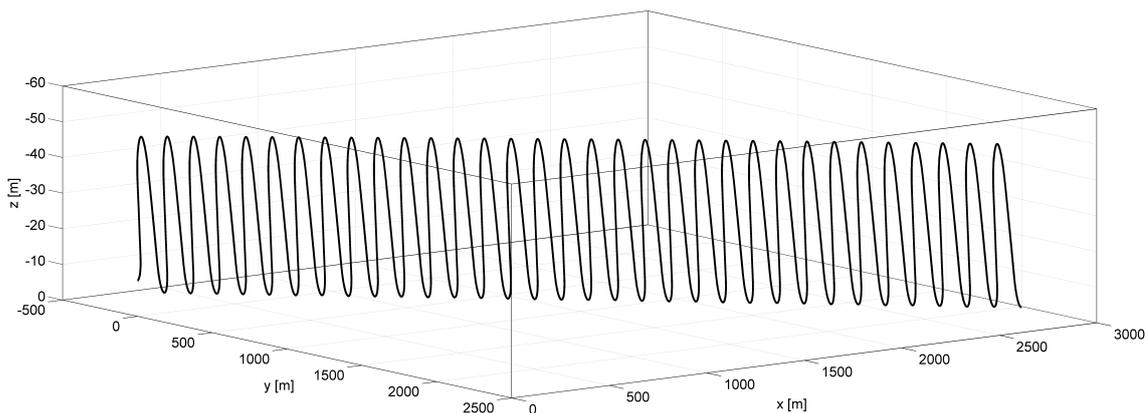
Individuen, welche im Simulationszeitraum von 300 s große Strecken zurückgelegt haben, große Unterschiede hinsichtlich der Flugroute gibt. Es hat sich gezeigt, dass Individuen, deren Flugroute etwa senkrecht zur Windrichtung verläuft, auf Dauer kein stabiles Flugverhalten aufweisen.

6.2.1 Optimierungsergebnis

Als Ergebnis der Optimierung der Standardkonfiguration wurde die folgende Parameterkombination gefunden:

- $\gamma_{auf} = 45.76^\circ$
- $\gamma_{ab} = -31.40^\circ$
- $K_{oben} = 0.4380$
- $K_{unten} = 0.8264$
- $V_{min} = 19.4744 \text{ m/s}$

Abbildung 6.3 zeigt die Flugbahn für die optimale Parameterkonfiguration. Im Zeitraum von 300 s wurde eine Strecke von 3621 m zurückgelegt. Es ergibt sich eine Nettogeschwindigkeit von 12.1 m/s, was etwa dem zweieinhalbfachen der Windgeschwindigkeit in der mittleren Flughöhe entspricht. Die Änderung der mittleren relativen Totalenergie ΔE_{rel} betrug 14%.



Auswerteskript - 20. Mär. 2011 22

Abbildung 6.3: Die Trajektorie des optimierten Individuums

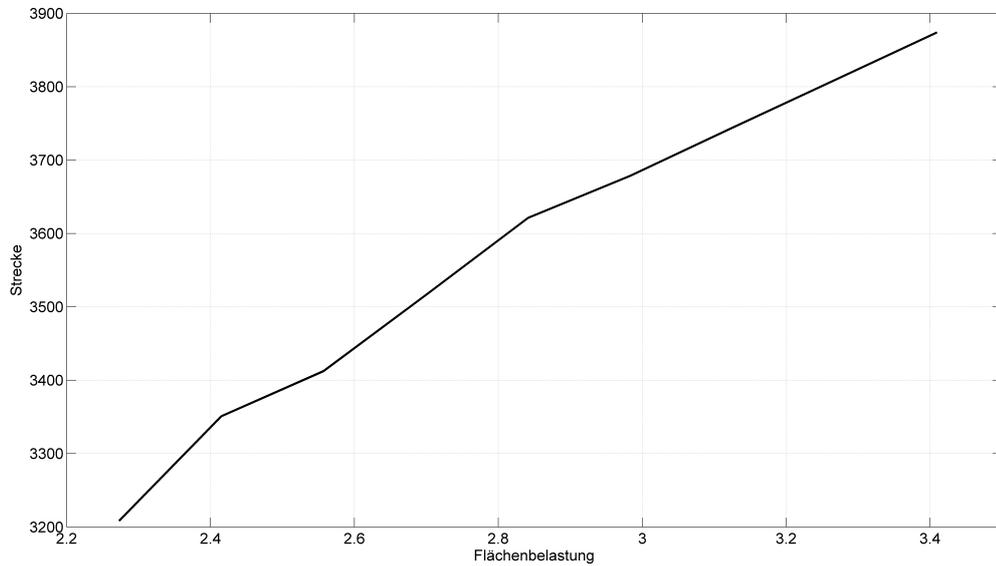
6.3 Einfluss von Flächenbelastung und Gleitzahl auf den dynamischen Segelflug

Der im Abschnitt Kapitel 6.2 vorgestellte Optimierungsalgorithmus wurde verwendet, um die Änderung der optimalen Parameter und der Zielfunktion mit unterschiedlichen Flächenbelastungen und Gleitzahlen zu bestimmen. Ziel ist eine Aussage, ob und wie sich die Eigenschaften des Kleinfluggerätes auf den dynamischen Segelflug auswirken.

Ausgehend von der ursprünglichen Konfiguration mit einer Flächenbelastung von $(G/S) = 2.8412 \text{ kg/m}^2$ und einer Gleitzahl von $E = 15.63$ wurden die Variationen um 10% und 20% nach oben und unten optimiert.

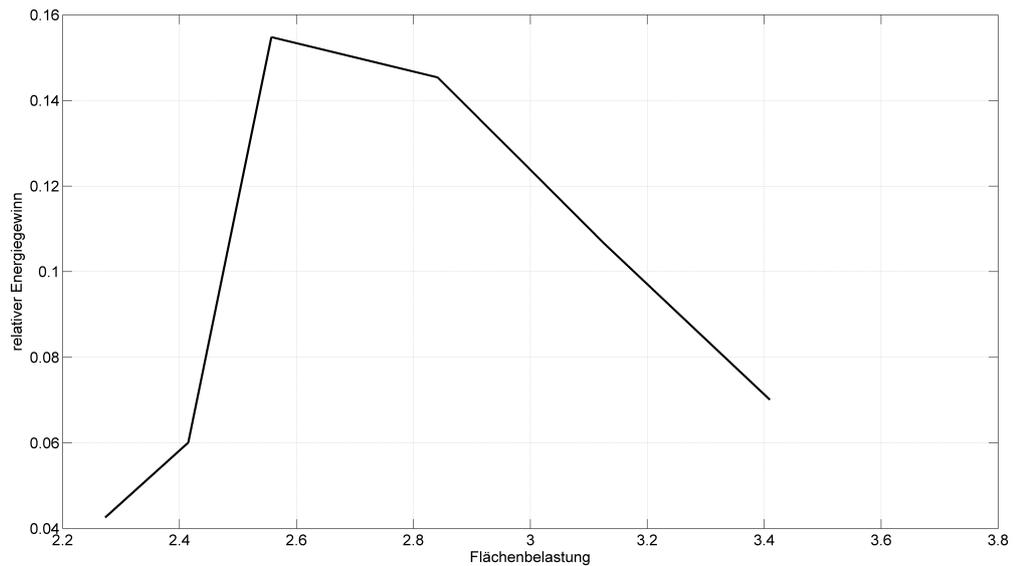
6.4 Einfluss der Flächenbelastung

Für die Optimierungen in dieser Arbeit wurde die Flächenbelastung durch Variation der Flugzeugmasse angepasst. Um ähnliche Flugbedingungen zu gewährleisten, musste auch die Startgeschwindigkeit angepasst werden; dazu wurde der Zusammenhang $m V^2 = \text{const.}$ verwendet. Um einen Sprung in benachbarte lokale Maxima zu verhindern, wurden als Startwerte die Ergebnisse der benachbarten Optimierung verwendet. Für eine um 20% höhere Flächenbelastung wurden also die Optimierungsparameter der um 10% erhöhten Flächenbelastung verwendet. In Abbildung 6.4 ist der Verlauf der zurückgelegten Strecke über der Flächenbelastung aufgetragen. Es wird deutlich, dass es einen nahezu linearen Zusammenhang zwischen der zurückgelegten Strecke und der Flächenbelastung gibt. Mit steigender Flächenbelastung steigt auch die im selben Zeitraum zurückgelegte Strecke. Dies ist auf die höhere Fluggeschwindigkeit zurückzuführen. Es konnte allerdings beobachtet werden, dass mit steigender Flächenbelastung die senkrecht zur Windrichtung zurückgelegte Strecke nahezu gleich blieb, während die Abdrift mit dem Wind stieg. Der relative Zugewinn an totaler Energie hingegen war stets positiv, hatte aber bei einer um 10% verringerten Flächenbelastung sein Maximum. Der Verlauf des relativen Energiegewinns über der Flächenbelastung ist in Abbildung 6.5 dargestellt. Es zeigt sich, dass es offenbar ein Optimum der Flächenbelastung im Bereich von $(G/S) = 2.6$ gibt. Dies kann dadurch erklärt werden, dass ein Fluggerät mit zu kleiner Flächenbelastung aufgrund der geringeren Geschwindigkeit zu wenig kinetische Energie aufbauen kann, um während des Aufschwunges eine große Flughöhe zu erreichen. Wird die Flächenbelastung aber zu hoch, so werden die Verluste durch den vergrößerten Luftwiderstand stärker als der Zugewinn durch den dynamischen Segelflug. Weil die günstigste simulierte Konfiguration einen vierfach höheren relativen Energiegewinn aufweist als die ungünstigste Konfiguration muss festgestellt werden, dass die Flächenbelastung ein wesentliches Designmerkmal ist.



hgloged - 27-Feb-2011 21:28

Abbildung 6.4: Verlauf der zurückgelegten Strecke über der Flächenbelastung



hgloged - 27-Feb-2011 21:28

Abbildung 6.5: Verlauf des relativen Energiegewinns über der Flächenbelastung

6.5 Einfluss der Gleitzahl

Die Gleitzahl des Kleinfluggerätes wurde durch Veränderung des Luftwiderstandsbeiwertes C_W mittels eines Faktors angepasst. Im Unterschied zur Variation der Flächenbelastung zeigte die Gleitzahl keinen Einfluss auf die zurückgelegte Strecke. Der Einfluss der Gleitzahl auf die zurückgelegte Strecke ist in Abbildung dargestellt. Da sowohl die Optimierungsparameter als auch der relative Zugewinn der totalen Energie sich nicht verändert haben, scheint hier keine Abhängigkeit zu bestehen. Ähnlich wie mit der Strecke verhält es sich auch mit dem relativen Energiegewinn,

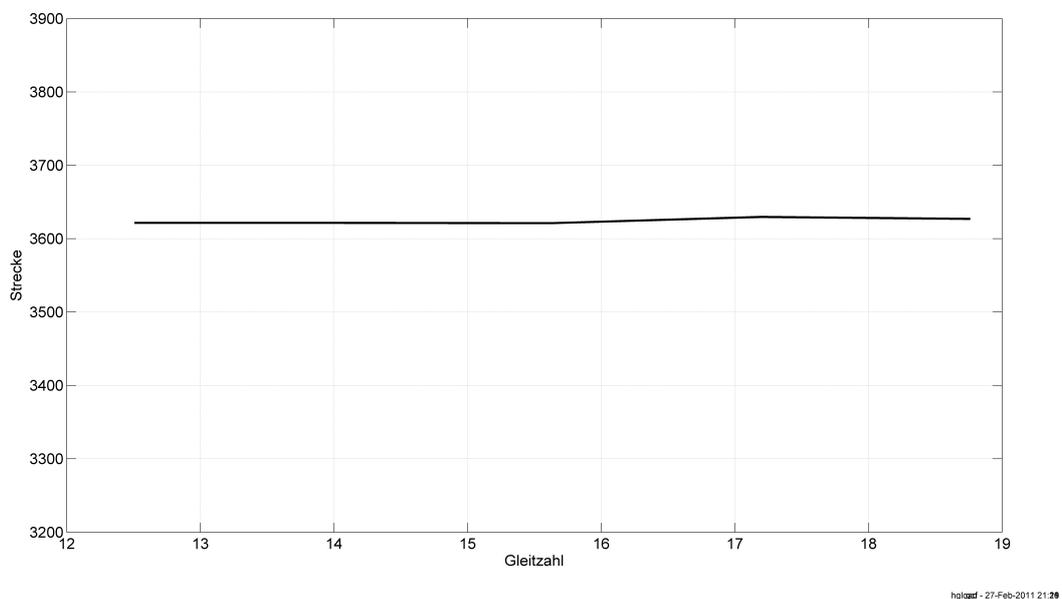
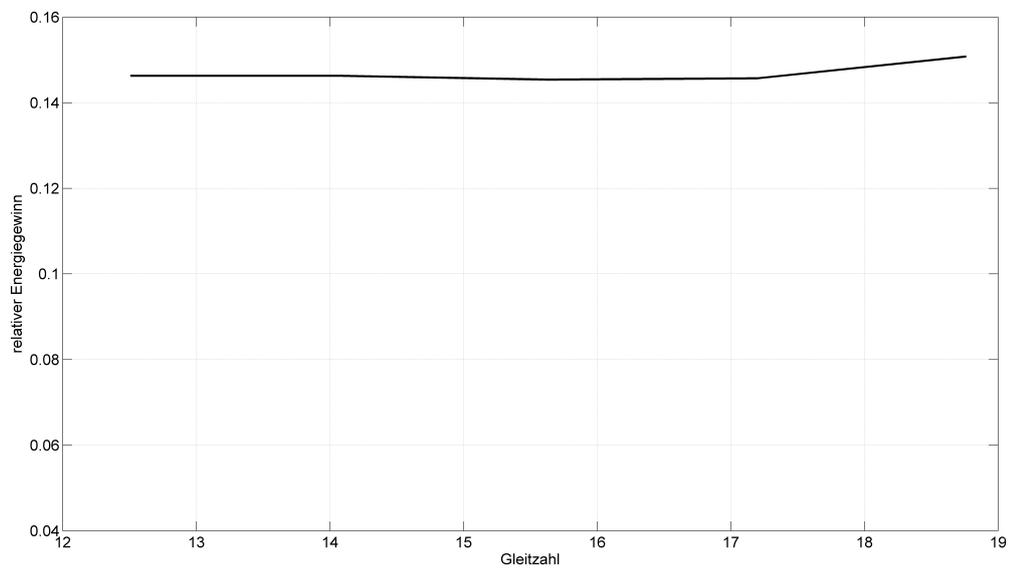


Abbildung 6.6: Verlauf der zurückgelegten Strecke über der Gleitzahl

wie Abbildung 6.7 verdeutlicht: Im Untersuchten Bereich hat die Gleitzahl keinen nennenswerten Einfluss auf die Eigenschaften des Fluggerätes bezüglich des dynamischen Segelfluges.



hglogedf - 27-Feb-2011 21:08

Abbildung 6.7: Verlauf des relativen Energiegewinns über der Gleitzahl

7 Zusammenfassung und Ausblick

7.1 Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurde das Simulink-Modell eines Kleinfluggerätes um eine Bodengrenzschicht mit konstanter Scherrate und eine Regelung für die Ausführung des dynamischen Segelfluges erweitert. Beim dynamischen Segelflug handelt es sich um ein Flugmanöver, welches es ermöglicht, beim Flug in einer Scherschicht Energie zu gewinnen. Es wurde ein zustandsbasierter Algorithmus entwickelt, welcher das Manöver in vier Teilmanöver unterteilt: die untere Kurve, den Aufstieg gegen den Wind, die obere Kurve und den Abstieg mit dem Wind. Der Vorteil des zustandsbasierten Algorithmus gegenüber einer ebenfalls in Erwägung gezogenen Regelung mit Fuzzy Logic sind die Robustheit des Manövers und die Möglichkeit der Parametrisierung mit wenigen, nachvollziehbaren Größen. Dazu wurde ein Satz von Gleichungen erstellt, welcher für die einzelnen Flugphasen die Ansteuerung eines Lagereglers beschreibt. Der Lageregler wurde ebenfalls in dieser Arbeit implementiert. Zudem wurde für jede Flugphase ein Kriterium für den Übergang in die nächste Flugphase entwickelt. Dieser 2-stufige Regler war in der Lage, das Manöver des dynamischen Segelfluges auszuführen. Die Implementierung des Reglers erfolgte in Embedded Matlab®.

Da die Effektivität der Energiegewinnung in großem Maße vom geflogenen Manöver abhängt, wurde der vorangegangene Regler durch die Schaffung von fünf charakteristischen Parametern der Optimierung mit einem genetischen Algorithmus zugänglich gemacht. Anschließend wurde der Parametersatz für verschiedene Werte von Flächenbelastung und Gleitzahl optimiert. Es zeigte sich, dass die zurückgelegte Strecke mit steigender Flächenbelastung zunimmt und es in der betrachteten Scherschicht mit Blick auf die Effektivität der Energiegewinnung ein Optimum der Flächenbelastung gibt. Es konnte ebenso gezeigt werden, dass der Einfluss der Gleitzahl im betrachteten Bereich zu vernachlässigen ist.

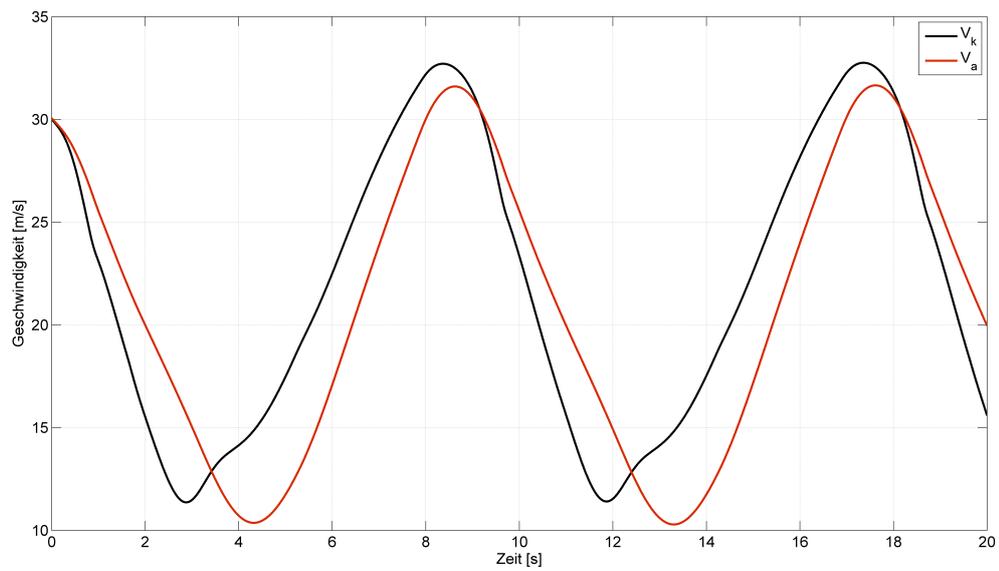
7.2 Ausblick

Das in dieser Arbeit erarbeitete und vorgestellte System zur Regelung des dynamischen Segelfluges dient als Machbarkeitsstudie, zeigt also die Möglichkeit der Nutzung des dynamischen Segelfluges auf. Es wurde ein robuster Algorithmus zur Rege-

lung gefunden, welcher zunächst aber nur für den Einsatz in einer Scherschicht mit konstanter Scherrate funktioniert. Für den Einsatz in einer logarithmischen Scherschicht ist es erforderlich, möglichst dicht über dem Boden zu fliegen. Durch Anpassung der Regelung scheint es ferner möglich, die Flugrichtung zu kontrollieren. Bis hin zu einem Flug senkrecht zur Windrichtung konnten in den Optimierungen bereits einige Individuen beobachtet werden, welche sich aber bei der gesetzten Zielfunktion nicht durchgesetzt haben.

In [4] gibt der Autor bezüglich der bestehenden theoretischen Untersuchungen des dynamischen Segelfluges zu bedenken, dass das Manöver, welches auch in dieser Arbeit untersucht wird, in dieser reinen Form in der Natur nicht vorkommt. So nutzen beispielsweise die Albatrosse neben der Scherschicht auch die Ablöseblasen hinter Wellenkämmen und ähnliche lokal auftretende Strömungsphänomene zur Energiegewinnung. Die Umsetzung des in dieser Arbeit vorgestellten Algorithmus ist für die Realisierung für ein wirklich effektives Fluggerät nicht ausreichend. Als Inspiration für die Erschließung weiterer Mechanismen zur Energiegewinnung möchte der Autor auf die Möglichkeit hinweisen, mit Kleinfluggeräten die atmosphärische Turbulenz als Energiequelle zu nutzen. Erste Untersuchungen hierzu wurden in [3] vorgestellt.

A Verlauf weiterer Zustandsgrößen



hgloged - 02-Feb-2011 15:04

Abbildung A.1: Verlauf von V_k und V_a über der Simulationsdauer

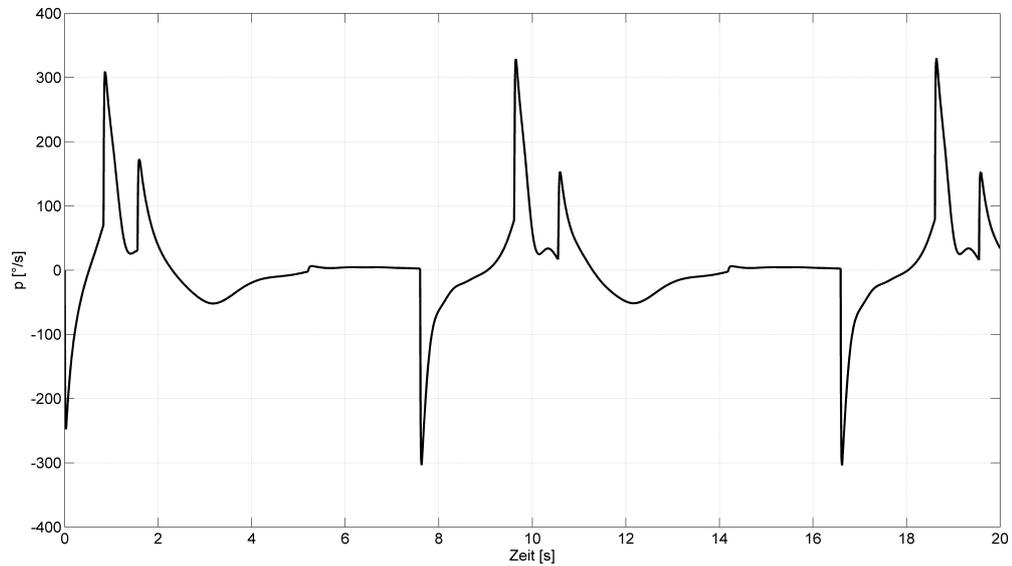


Abbildung A.2: Verlauf der Rollrate über der Simulationsdauer

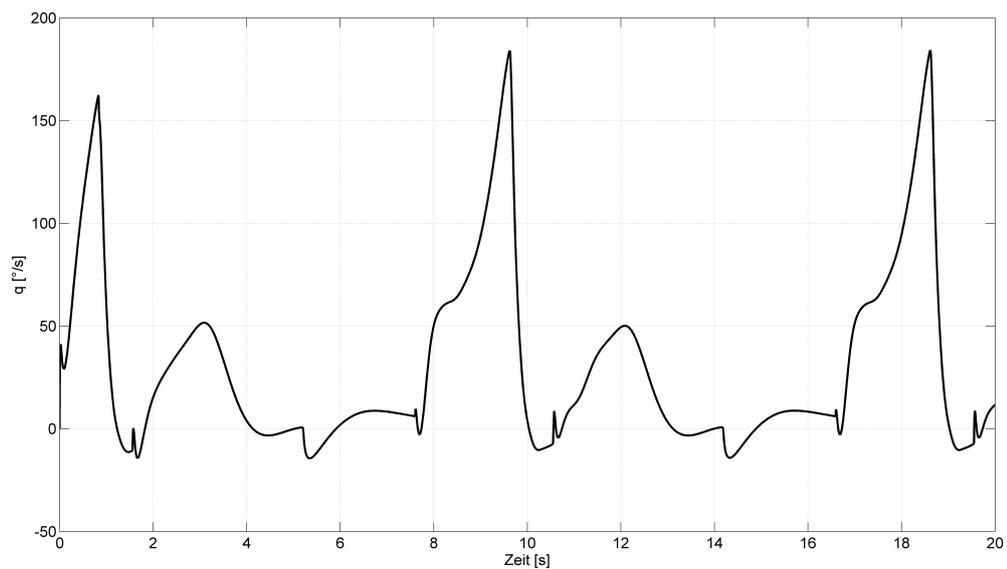
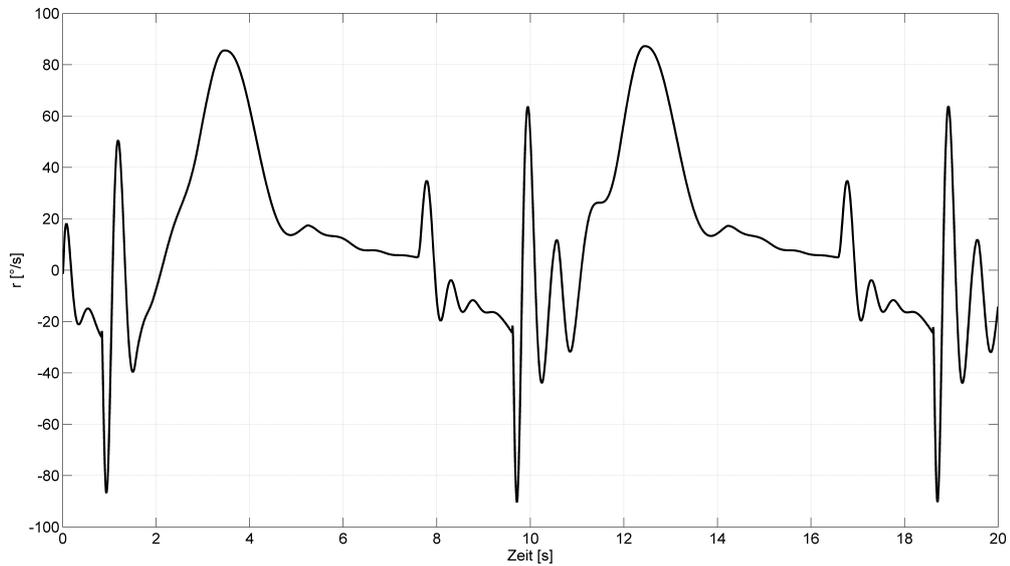
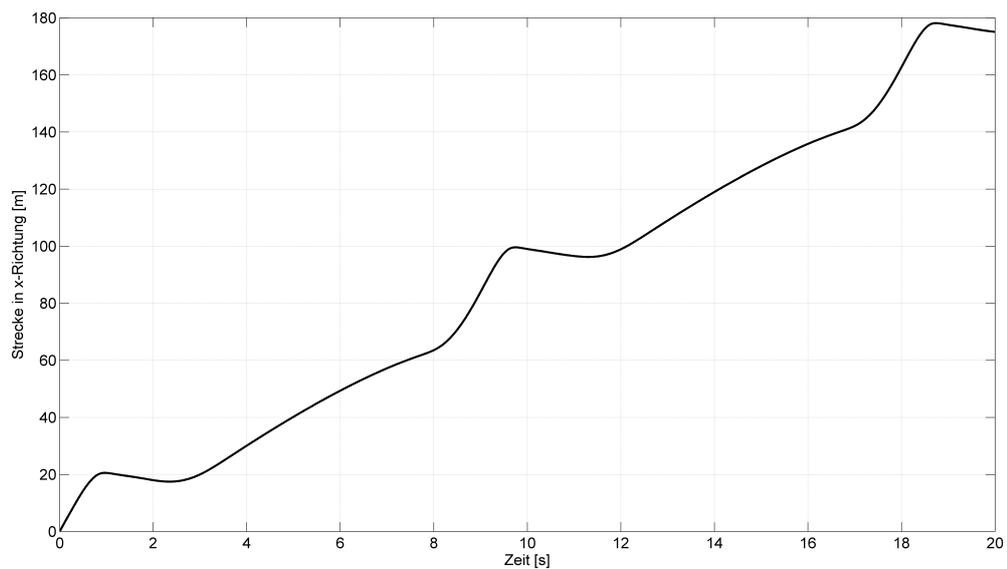


Abbildung A.3: Verlauf der Nickrate über der Simulationsdauer



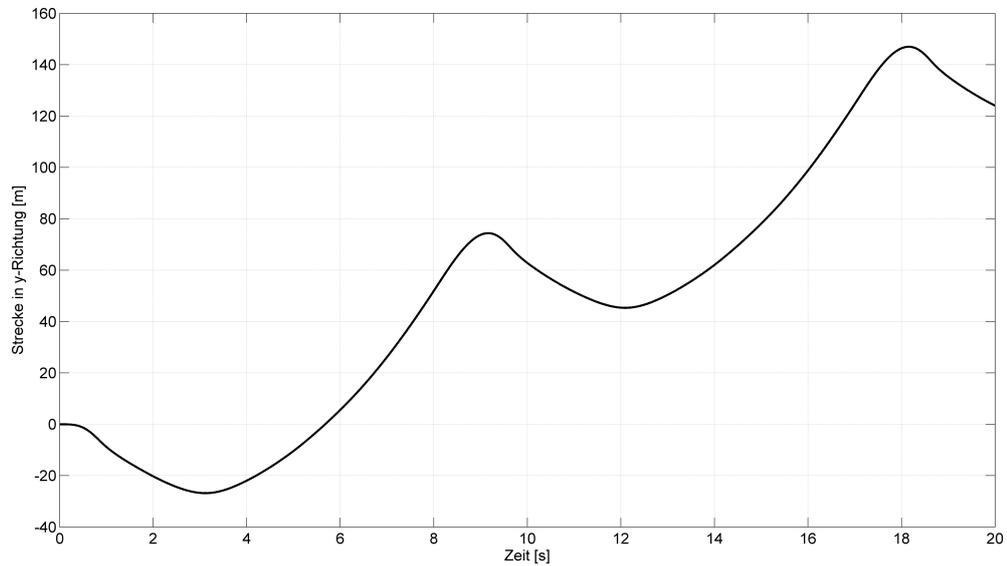
hg1qsd - 22-Feb-2011 18:25

Abbildung A.4: Verlauf der Gierrate über der Simulationsdauer



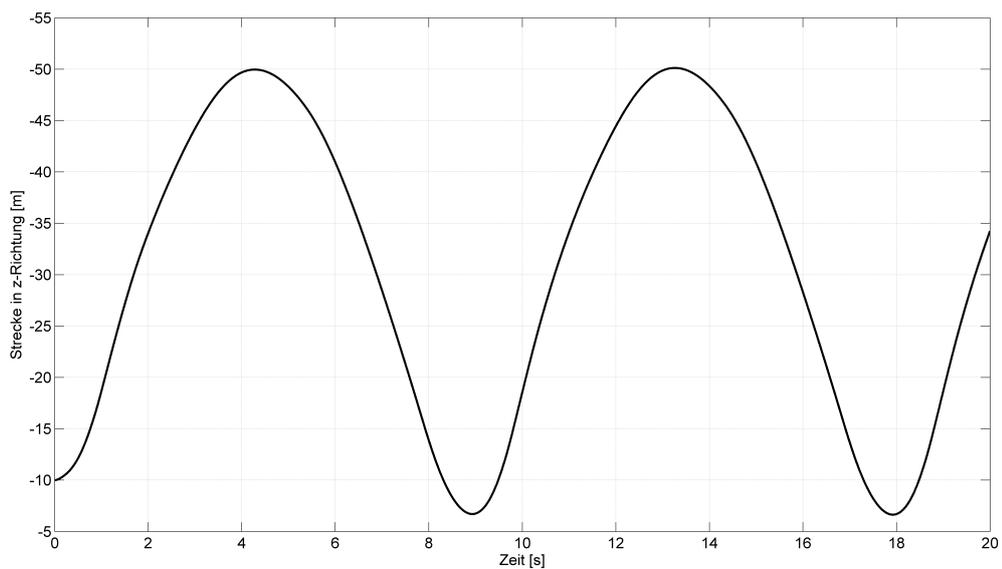
hg1qsd - 08-Feb-2011 18:00

Abbildung A.5: Verlauf der x-Position über der Simulationsdauer



hglogsd - 08-Feb-2011 18:08

Abbildung A.6: Verlauf der y-Position über der Simulationsdauer



hglogsd - 08-Feb-2011 18:08

Abbildung A.7: Verlauf der z-Position über der Simulationsdauer

B Detaillierte Beschreibung der Simulationsumgebung

Wie auch in der dieser Arbeit zugrunde liegenden Simulationsumgebung wird die Simulation in Simulink durchgeführt; das Pre- und Postprocessing findet in Matlab statt. Für das Preprocessing wird das Skript „Initialisierung.m“ ausgeführt. Dieses enthält den Startzustand des Fluggerätes, bei einer Simulation ohne Optimierung die fünf charakteristischen Manöverparameter, die Konstanten für die Lageregelung und einen Schalter, mit welchem zwischen dem Betrieb mit oder ohne Optimierung unterschieden wird. Zusätzlich werden die Kennwerte des Fluggerätes aus bestehenden Dateien geladen.

Vor dem Simulationsstart können im Simulink-Modell noch die Scherrate der Grenzschicht und die Windrichtung verändert werden. Zusätzlich ist für spätere Untersuchungen bereits das Umschalten eines konstanten Schubausgleiches vorgesehen. Dieser kann in hybriden Szenarien verwendet werden, welche den Nutzen des dynamischen Segelfluges bei mäßigen Scherraten in Kombination mit einem Antrieb untersuchen.

Für das Postprocessing sind viele Auswertungen möglich - viele Zustandsgrößen werden im Block „to Workspace“ bereits ausgeschrieben und es können mit wenig Aufwand noch weitere Größen hinzugefügt werden. Mit Ausführen des Skriptes „Auswerteskript.m“ werden Plots mit dem Bahnverlauf und für den Verlauf des relativen Energiegewinns ausgegeben. Zudem sind weitere Plots in auskommentierter Form enthalten. Auch hier kann schnell erweitert werden.

Für die Optimierung mit dem in dieser Arbeit verwendeten genetischen Algorithmus muss zunächst in „Initialisierung.m“ der Schalter „Optimierung = 1;“ gesetzt werden. Dann wird aus Matlab mit dem Befehl „optimtool“ die Optimierungs-GUI gestartet. Über das Pulldown-Menü wird dann der Solver „ga“ ausgewählt. Um Instabilitäten zu vermeiden, müssen in jedem Fall die Schranken „lowerBounds“ und „upperBounds“ gesetzt werden. Sie werden aber mit der Initialisierung unter diesen Namen bereits vorgegeben (also einfach „lowerBounds“ und „upperBounds“ in die entsprechenden Felder eintragen. Als Zielfunktion kann die fertige „Optimization.m“ verwendet werden. Dazu muss „@Optimization“ eingetragen werden, da es sich um ein function handle handelt. Die Zahl der Variablen ist 5 und muss ebenfalls angegeben werden. Anschließend können die einzelnen Einstellungen des Löser verändert werden. Die von mir verwendeten Parameter sind in der Datei „gaOptimproblemAlbatros.mat“ abgelegt und können in die Optimierungs-GUI importiert werden.

C Parameter für die genetische Optimierung

Für die genetische Optimierung in Matlab wurde der Optimierungsalgorithmus `ga` – Genetic Algorithm verwendet. Die oberen und unteren Schranken wurden in „Initialisierung.m“ festgelegt und über die Variablen „`lowerBounds`“ und „`upperBounds`“ an den Optimierer übergeben. Zusätzlich wurde die Zahl der Optimierungsparameter auf 5 festgelegt; als Optimierungsziel wurde das function handle `@Optimization` angegeben, welches in „Optimization.m“ abgelegt ist. Um die Einstellungen des Optimierers schnell vornehmen zu können wurden sämtliche Einstellungen in der Datei „`gaOptimproblemAlbatros.mat`“ gespeichert, welche in den Optimierer importiert werden kann. Die Dauer der einzelnen Simulationsläufe wurde auf in „`Albatros.mdl`“ auf 300 s festgelegt.

Gegenüber den Default-Werten des Optimierers wurden die folgenden Werte angepasst:

- `PopulationSize` 10
- `Generations` 20
- `MutationFcn` `@mutationadaptfeasible`

Literaturverzeichnis

- [1] HANSEN, Thomaë Hartel: *Dynamischer Segelflug*, RWTH Aachen, Diplomarbeit, 1980
- [2] HARALD FRISCH, Dipl.-Ing. Gerhard W.: *Dynamischer Segelflug*, RWTH Aachen, Diplomarbeit, 1977
- [3] LANGELAAN, Jack W.: Gust Energy Extraction for Mini and Micro Uninhabited Aerial Vehicles. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 32 (2009)
- [4] PENNYCUICK, Colin J.: Gust soaring as a basis for the flight of petrels and albatrosses (Procellariiformes). In: *Avian Science* 2 (2002)
- [5] PRANDTL, Ludwig: Beobachtungen über den dynamischen Segelflug. In: *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt* (1930), S. 116
- [6] RENAUD BARATE, Jean-Arcady M. Stéphane Doncieux D. Stéphane Doncieux: Design of a bio-inspired controller for dynamic soaring in a simulated unmanned aerial vehicle. In: *Institute of Physics Publishing* (2006)
- [7] SACHS, Gottfried: Minimum shear wind strength required for dynamic soaring of albatrosses. (2005)