

Institutsbericht  
IB 111-2020/220

## Umsetzung eines Formationsfluges mittels modellbasierter Flugsteuerung auf einem opensource Autopiloten

Tom Krogmann

Institut für Flugsystemtechnik  
Braunschweig

88 Seiten  
66 Abbildungen  
17 Tabellen  
41 Referenzen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für Flugsystemtechnik  
Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge

**Stufe der Zugänglichkeit: I, öffentlich zugänglich**

Braunschweig, den 11.05.2020

Institutsdirektor: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag  
Abteilungsleiter: Dipl.-Ing. Johann Dauer  
Betreuer: M.Sc. Sebastian Cain  
Verfasser: Tom Krogmann

Unterschriften:



johann.dauer@dlr.de  
Hannover  
2020.12.16 18:21:  
07+01'00'



Digital signiert von Sebastian Cain  
DN: OU=FT-ULF, CN=Sebastian Cain,  
E=sebastian.cain@dlr.de  
Grund: Signierungsgrund hier eingeben  
Ort: hier den Ort der Signierung ein  
Datum: 2020.12.16 17:30:17+01'00'  
Foxit Reader Version: 10.1.0



**Fachhochschule Aachen**

**Fachbereich  
Luft- und Raumfahrttechnik**

**Lehrgebiet Flugsystemtechnik  
und Flugführung**

**Bachelorarbeit**

**Umsetzung eines Formationsfluges durch  
modellbasierte Flugsteuerung auf einem  
opensource Autopiloten**

**Tom Krogmann**

Mat.-Nr.: 3083405

**Referent: Prof. Dipl.-Ing. J.-Michael Bauschat**

**Korreferent: M.Sc. Sebastian Cain**

**Betreuer: M.Sc. Sebastian Cain**

**Mai 2020**

In Zusammenarbeit mit dem  
**Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)**



**FH AACHEN**  
UNIVERSITY OF APPLIED SCIENCES



Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



## I. Bibliographische Angaben

Verfasser: Tom Krogmann  
Geboren: 06.07.1996 in Lohne  
Mat.-Nr.: 3083405

Titel: Umsetzung eines Formationsfluges durch modellbasierte Flugsteuerung auf einem opensource Autopiloten

Dokumentenart: Bachelorarbeit

Studiengang: Luft- und Raumfahrttechnik

Kooperation: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)  
Institut für Flugsystemtechnik, Unbemannte Luftfahrzeuge  
Lilienthalplatz 7  
38108 Braunschweig  
Tel: +49 531 295-2600

Abgabedatum: 11.05.2020

Schlagworte: unbemanntes Fluggerät, Autopilot, Flugregelung, Flugmechanik, Flugerprobung, Formationsflug



## II. Kurzreferat / Abstract

### Kurzreferat

Gegenstand dieser Arbeit ist die Untersuchung einer modellbasierten Flugsteuerung hinsichtlich des Aufbaus einer kooperierenden Formation zwischen zwei unbemannten Starrflüglern. In Vorbereitung auf die Einnahme der Formationsposition soll das verfolgende Flugzeug zusätzlich einen positionierenden Warteflug leisten. Hierzu werden Lösungen erarbeitet, die den Warteflug mittels einer Rollwinkelregelung in Abhängigkeit der radialen Abweichung von der Zielkreisbahn und den Formationsflug basierend auf der Kommunikation relevanter Flugdaten durch eine Telemetrestrecke in einer Leader-Follower Formation umsetzen. Die Methoden werden in Bodentests auf ihre grundlegende Funktionsweise überprüft und anschließend im Flugversuch erprobt. Die Flugversuche haben gezeigt, dass der Warteflug mit einer direkten Rollwinkelregelung nicht performant ist. Auf Basis der Auswertung des Wartefluges wird eine Kurswinkelregelung mittels Ausnutzung des Richtungsfeldes eines stabilen Grenzyklus in das Modell implementiert. Diese Methode konnte aufgrund der Schließung des DLRs durch die Coronakrise nicht mehr im Flugversuch getestet werden. Die grundlegende Funktionsweise zum Aufbau eines Formationsflugverhaltens wird im Flugtest erfolgreich nachgewiesen.

### Abstract

Subject of this thesis is the investigation of a model-based flight control software regarding the composition of a formation flight of two fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV). In preparation of the formation flight engagement the formation following aircraft is expected to loiter over a defined position. Solutions were developed using a roll angle control method depending on the targeted circular path and a formation flight entry utilizing communication of relevant flight data between the two aircrafts within a telemetry data link to build a leader-follower formation. After implementation, ground tests were done checking the basic functionality in preparation of flight tests. The circle flight test has shown that the method of roll angle control based on the circular path radius is not performable. According to the flight test analysis the initial method is replaced by a course commanding method using a direction field of a steady state limit cycle. This method could not be verified in flight tests because of the closure of the DLR due to the corona crisis. The formation flight test went successful on validating the fundamental functionality.



### **III. Danksagung**

An dieser Stelle möchte ich die Gelegenheit ergreifen, mich bei allen Personen zu bedanken, die mich bei der Anfertigung dieser Bachelorarbeit unterstützt haben. Mein Dank gilt allen Mitarbeitern der Abteilung unbemannter Luftfahrzeuge des DLR Instituts für Flugsystemtechnik für den stets freundlichen und kollegialen Umgang. Besonders erwähnen möchte ich hier meinen Betreuer Sebastian Cain, auf dessen fachlichen Rat ich stets zählen konnte. Für die erfolgreiche Durchführung der Flugversuche möchte ich mich bei den Sicherheitspiloten David Peters, Michael Kislak-Schmidt und Pascal Lipke bedanken. Bei meinem betreuenden FH Professor Herrn Bauschat möchte ich mich für die Gelegenheit bedanken, dieses spannende Projekt bearbeiten zu dürfen.

Zuletzt möchte ich mich bei all meinen Kommilitonen, Freunden und natürlich bei meiner Familie bedanken, ohne deren Rückhalt diese Bachelorarbeit nicht möglich gewesen wäre.

Vielen Dank!





## IV. Eigenständigkeitserklärung

### Erklärung

Ich versichere hiermit, dass ich die vorliegende Arbeit selbständig verfasst und keine anderen als die im Quellenverzeichnis angegebenen Quellen benutzt habe.

Stellen, die wörtlich oder sinngemäß aus veröffentlichten oder noch nicht veröffentlichten Quellen entnommen sind, sind als solche kenntlich gemacht.

Die Zeichnungen oder Abbildungen in dieser Arbeit sind von mir selbst erstellt worden oder mit einem entsprechenden Quellennachweis versehen.

Diese Arbeit ist in gleicher oder ähnlicher Form noch bei keiner anderen Prüfungsbehörde eingereicht worden.



Braunschweig, im Mai 2020

---

Tom Krogmann



## V. Inhaltsverzeichnis

<b>I</b>	<b>Bibliographische Angaben .....</b>	<b>I</b>
<b>II</b>	<b>Kurzfassung/Abstract .....</b>	<b>II</b>
<b>III</b>	<b>Danksagung .....</b>	<b>III</b>
<b>IV</b>	<b>Eigenständigkeitserklärung .....</b>	<b>IV</b>
<b>V</b>	<b>Inhaltsverzeichnis .....</b>	<b>V</b>
<b>VI</b>	<b>Abbildungsverzeichnis.....</b>	<b>VI</b>
<b>VII</b>	<b>Tabellenverzeichnis.....</b>	<b>VII</b>
<b>VIII</b>	<b>Abkürzungsverzeichnis.....</b>	<b>VIII</b>
<b>IX</b>	<b>Symbolverzeichnis .....</b>	<b>IX</b>
<b>1</b>	<b>Einleitung.....</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Aufgabenstellung und Zielsetzung .....</b>	<b>3</b>
<b>3</b>	<b>Grundlagen .....</b>	<b>4</b>
3.1	Hardwarekomponenten .....	4
3.1.1	Flugversuchsträger .....	4
3.1.2	Pixhawk Autopilot und externe Hardware .....	5
3.2	Flugsteuerungssoftware .....	6
3.2.1	PX4-Firmware .....	6
3.2.1.1	Flight Stack.....	6
3.2.1.2	Middleware.....	8
3.2.2	Modellbasierte Flugsteuerung .....	12
3.2.2.1	Paparazzi Flugbahnregler .....	13
3.2.2.2	Ardupilot Lageregler .....	16
3.2.2.3	Modellierung in Matlab/Simulink.....	17
3.2.2.4	Implementierung in die PX4-Firmware .....	19
<b>4</b>	<b>Eigener Ansatz .....</b>	<b>21</b>
4.1	Vorbereitender Warteflugmodus .....	21
4.1.1	Erweiterung der Rollwinkelregelung .....	21

4.1.2	Kursregelung .....	28
4.2	Aufbau eines Formationsflugverhaltens .....	30
4.2.1	Definition der Regelgrößen.....	31
4.2.2	Bestimmung der Relativposition.....	35
4.2.3	Transformationen .....	39
4.2.4	Telemetriestrecke zur Datenübertragung .....	42
4.2.5	Anbindung in die PX4-Firmware .....	45
<b>5</b>	<b>Testaufbau und Durchführung.....</b>	<b>48</b>
5.1	Bodentests .....	48
5.1.1	Überprüfung der Telemetriestrecke .....	48
5.1.2	Validierung der Transformationen und der Ablagenberechnung ....	49
5.1.3	Funktionalität der Kreismittelpunktberechnung .....	50
5.2	Flugtests .....	51
5.2.1	Vorbereitung .....	51
5.2.2	Durchführung.....	53
<b>6</b>	<b>Ergebnisse .....</b>	<b>55</b>
6.1	Funktionalität Warteflugmodus.....	55
6.1.1	Ergebnisdarstellung.....	55
6.1.2	Diskussion.....	59
6.2	Funktionalität Formationsmodus.....	61
6.2.1	Ergebnisdarstellung.....	61
6.2.2	Diskussion.....	64
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick .....</b>	<b>73</b>
7.1	Zusammenfassung .....	73
7.2	Ausblick .....	74
<b>8</b>	<b>Literaturverzeichnis .....</b>	<b>76</b>
<b>Anhang .....</b>	<b>.....</b>	<b>79</b>
Anhang A – Ardupilot Lageregelung .....	.....	79
Anhang A.1 – Ardupilot Rollwinkelregelung Parameter .....	.....	79
Anhang A.2 – Modellierung der Ardupilot Rollwinkelregelung in Simulink.....	.....	80
Anhang A.3 – Ardupilot Nickwinkelregelung Parameter .....	.....	81

Anhang A.4 – Modellierung der Ardupilot Nickwinkelregelung in Simulink .....	82
Anhang B – Modellierung des Warteflugmodus in Simulink .....	83
Anhang C – Modellierung des Formationsflugmodus in Simulink .....	84
Anhang C.1 – Modellierung der Relativpositionierung des Formationsmodus .....	84
Anhang C.2 – Berechnung der Regelgrößen des Formationsmodus in Simulink .....	85
Anhang D – Flight Test Sheets Warteflug .....	86
Anhang E – Flight Test Sheets Formationsflug .....	88

## VI. Abbildungsverzeichnis

<i>Abbildung 1-1: IAC-Methodik (Stefan Krause et al. 2019)</i> .....	1
<i>Abbildung 3-1: Ranger Ex 757-3 (Volantex 2020)</i> .....	4
<i>Abbildung 3-2: Pinout Pixhawk Cube 2 (Lorenz Meier 2012g)</i> .....	5
<i>Abbildung 3-3: PX4 Flight Stack (Lorenz Meier 2012h)</i> .....	7
<i>Abbildung 3-4: PX4 Middleware (Lorenz Meier 2012h)</i> .....	8
<i>Abbildung 3-5: Parameter Definition (Lorenz Meier 2012l)</i> .....	9
<i>Abbildung 3-6: Airspeed Message (Lorenz Meier 2012a)</i> .....	10
<i>Abbildung 3-7: uORB Schema (uORB 2020)</i> .....	11
<i>Abbildung 3-8: Message Format (Lorenz Meier 2012e)</i> .....	11
<i>Abbildung 3-9: Implementierte Kaskadenregelung</i> .....	12
<i>Abbildung 3-10: Kursregelung</i> .....	13
<i>Abbildung 3-11: Vertikalgeschwindigkeitsregelung</i> .....	14
<i>Abbildung 3-12: Geschwindigkeitsregelung</i> .....	15
<i>Abbildung 3-13: Ardupilot Rollwinkelregelung (Ardupilot 2019a)</i> .....	16
<i>Abbildung 3-14: Ardupilot Nickwinkelregelung (Ardupilot 2019a)</i> .....	16
<i>Abbildung 3-15: Simulink Modell der Flugsteuerung</i> .....	17
<i>Abbildung 3-16: Schema Flugsteuerung</i> .....	18
<i>Abbildung 3-17: Firmware Build Befehl</i> .....	20
<i>Abbildung 4-1: Geodätisches NED System (Don Koks 2008, S.5)</i> .....	22
<i>Abbildung 4-2: Bahnfestes Koordinatensystem (Brockhaus et al. 2011, S.58)</i> .....	23
<i>Abbildung 4-3: Positionsbestimmung Kreisflug</i> .....	24
<i>Abbildung 4-4: Kurvenflug – in Anlehnung an (Rossow et al. 2014, S.266)</i> .....	25
<i>Abbildung 4-5: Regelgrößen Warteflugmodus</i> .....	27
<i>Abbildung 4-6: Richtungsfeld um Kreismittelpunkt</i> .....	29
<i>Abbildung 4-7: Matlab Code des Richtungsfeldes</i> .....	30
<i>Abbildung 4-8: Umsetzung des Formationsmodus</i> .....	30
<i>Abbildung 4-9: Winkel Horizontalebene (Prof. Dr.-Ing. Jörg Buchholz 2017, S.97)</i> .....	32
<i>Abbildung 4-10: Darstellung Ground Speed</i> .....	33

<i>Abbildung 4-11: Regelgrößen Formationsmodus</i> .....	34
<i>Abbildung 4-12: local_position topic (Lorenz Meier 2012r)</i> .....	35
<i>Abbildung 4-13: vehicle_gps_position topic (Lorenz Meier 2012q)</i> .....	36
<i>Abbildung 4-14: Formationsollpunkt xy-Ebene</i> .....	37
<i>Abbildung 4-15: Berechnung Formationsabstand</i> .....	38
<i>Abbildung 4-16: ECEF Transformation (Theresa Neuhierl 2005, S.29)</i> .....	40
<i>Abbildung 4-17: NED Transformation (Theresa Neuhierl 2005, S.29)</i> .....	41
<i>Abbildung 4-18: Berechnungsschema Formationsmodus</i> .....	42
<i>Abbildung 4-19: Message – in Anlehnung an (Lorenz Meier 2012c)</i> .....	43
<i>Abbildung 4-20: Aufbau des Topics</i> .....	43
<i>Abbildung 4-21: Message Funktionsaufruf</i> .....	44
<i>Abbildung 4-22: Handle Message Funktion</i> .....	45
<i>Abbildung 4-23: Flugbahnkompensation Formationsflug</i> .....	46
<i>Abbildung 5-1: Telemetrietest</i> .....	49
<i>Abbildung 5-2: Ablagentest</i> .....	50
<i>Abbildung 5-3: Kreismittelpunktberechnung Simulink</i> .....	50
<i>Abbildung 5-4: Remote Control – in Anlehnung an (Graupner 2020)</i> .....	52
<i>Abbildung 5-5: Setup Flugversuch</i> .....	53
<i>Abbildung 5-6: Formation Zielflugbahn</i> .....	54
<i>Abbildung 6-1: Auswertung Warteflug 1. Teilbereich</i> .....	56
<i>Abbildung 6-2: Rollwinkelanteile 1. Teilbereich</i> .....	57
<i>Abbildung 6-3: Auswertung Warteflug 2. Teilbereich</i> .....	58
<i>Abbildung 6-4: Rollwinkelanteile 2. Teilbereich</i> .....	58
<i>Abbildung 6-5: Formationsabweichung in Horizontalrichtung</i> .....	62
<i>Abbildung 6-6: Formationsabweichung in Längsrichtung</i> .....	63
<i>Abbildung 6-7: Formationsabweichung in Vertikalrichtung</i> .....	63
<i>Abbildung 6-8: Kommandierter Bahnazimut</i> .....	65
<i>Abbildung 6-9: Auswertung Horizontalkomponente</i> .....	66
<i>Abbildung 6-10: Umsetzung vorgesteuerter Bahnazimut</i> .....	66



## Abbildungsverzeichnis

---

<i>Abbildung 6-11: Umsetzung der kommandierten Ground Speed</i> .....	68
<i>Abbildung 6-12: Auswertung Längskomponente</i> .....	69
<i>Abbildung 6-13: Vergleich Ground Speed Komponenten</i> .....	70
<i>Abbildung 6-14: Auswertung Vertikalkomponente</i> .....	71
<i>Abbildung 7-1: Modellierung der Rollwinkelregelung in Simulink (A. Arnold 2019)</i> .....	80
<i>Abbildung 7-2: Modellierung der Nickwinkelregelung in Simulink (A. Arnold 2019)</i> .....	82
<i>Abbildung 7-3: Modellierung des Warteflugmodus in Simulink</i> .....	83
<i>Abbildung 7-4: Modellierung der Relativpositionierung des Formationsmodus</i> .....	84
<i>Abbildung 7-5: Berechnung der Regelgrößen des Formationsmodus in Simulink</i> .....	85

## VII. Tabellenverzeichnis

<i>Tabelle 3-1: Parameter der Kursregelung</i> .....	14
<i>Tabelle 3-2: Parameter der Regelung der Vertikalgeschwindigkeit</i> .....	14
<i>Tabelle 3-3: Parameter der Geschwindigkeitsregelung</i> .....	15
<i>Tabelle 4-1: PX4-Parameter Warteflugmodus</i> .....	28
<i>Tabelle 4-2: PX4-Parameter Formationsmodus</i> .....	47
<i>Tabelle 5-1: Parameteranpassung im Formationsflugversuch</i> .....	54
<i>Tabelle 7-1: Parameter Rollwinkelregelung (A. Arnold 2019)</i> .....	79
<i>Tabelle 7-2: Parameter Nickwinkelregelung (A. Arnold 2019)</i> .....	81
<i>Tabelle 7-3: Simulink Signale Regelung Warteflug</i> .....	86
<i>Tabelle 7-4: Simulink Steuersignale Warteflug</i> .....	86
<i>Tabelle 7-5: Logging Warteflug Tabelle 1</i> .....	87
<i>Tabelle 7-6: Logging Warteflug Tabelle 2</i> .....	87
<i>Tabelle 7-7: Simulink Signale Regelung Formationsflug</i> .....	88
<i>Tabelle 7-8: Simulink Steuersignale Formationsflug</i> .....	88
<i>Tabelle 7-9: Logging Formationsflug Tabelle 1</i> .....	89
<i>Tabelle 7-10: Logging Formationsflug Tabelle 2</i> .....	89
<i>Tabelle 7-11: Logging Formationsflug Tabelle 3</i> .....	90

## VIII. Abkürzungsverzeichnis

<b>Abkürzung</b>	<b>Bedeutung</b>
ECEF	Earth-centered, Earth-fixed
ESC	Electronic Speed Controller
FALCon	Formation Flight for In-Air Launcher 1st Stage Capturing Demonstration
GPS	Global Positioning System
GS	Ground Speed
IAC	In-Air-Capturing
I2C	Inter-Integrated Circuit
IMU	Inertial Measurement Unit
KOS	Koordinatensystem
MAVLink	Micro Air Vehicle Communication Protocol
Msg	Message
MSL	Mean Sea Level
NED	North East Down
OS	Operating System
PX4-FMU	PX4 Flight Management Unit
PX4-IO	PX4 Input Output Board
PWM	Pulsweitenmodulation
RC	Remote Control
RCIN	Eingangssignal
RCOUT	Ausgangssignal
RevMult	Reverse Multiplier
RLV	Reusable Launch Vehicle
RTK	Real Time Kinematic
SP	Setpoint
SRV_TRIM	PWM Trimmwert Servomotor
SRV_MAX-SRV	PWM Maximalwert Servomotor
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
uORB	Object Request Broker
WGS84	World Geodetic System 1984

## IX. Symbolverzeichnis

<b>Symbol</b>	<b>Bedeutung</b>
$a$	Größere Halbachse des Erdellipsoiden
$A$	Auftriebsvektor
$c$	Kreisrichtung
$dx$	Formationsabweichung in x-Richtung
$dx_{soll}$	Sollabstand der Formation in x-Richtung
$dy$	Formationsabweichung in y-Richtung
$dy_{soll}$	Sollabstand der Formation in y-Richtung
$dz$	Formationsabweichung in z-Richtung
$dz_{soll}$	Sollabstand der Formation in z-Richtung
$e$	Erste numerische Exzentrizität
$F$	Schubkraft
$g$	Erdbeschleunigung
$h$	Höhe über dem Meeresspiegel
$k$	Intensität der Ausrichtung des Richtungsfelds
$h_{ist}$	Flughöhe im aktuellen Flugzustand
$h_{soll}$	Referenzflughöhe
$m$	Flugzeugmasse
$M_{gk}$	Transformationsmatrix Flugbahnfestes Koordinatensystem in Geodätisches Koordinatensystem
$M_{kg}$	Transformationsmatrix Geodätisches Koordinatensystem in Flugbahnfestes Koordinatensystem
$M_{NED/ECEF}$	Transformationsmatrix ECEF Koordinatensystem in NED Koordinatensystem
$N$	Krümmungsradius
$K_{p\Delta h}$	Proportionalitätsfaktor der Höhendifferenz
$K_{p\Delta r}$	Proportionalitätsfaktor der radialen Abweichung
$K_{p,dx}$	Proportionalitätsfaktor der Formationsabweichung in x-Richtung
$K_{p,dy}$	Proportionalitätsfaktor der Formationsabweichung in y-Richtung
$K_{p,dz}$	Proportionalitätsfaktor der Formationsabweichung in z-Richtung
$P_{ECEF}$	Positionsvektor im ECEF System
$P_g$	Positionsvektor im geodätischen Koordinatensystem
$P_k$	Positionsvektor im flugbahnfesten Koordinatensystem
$P_{NED}$	Positionsvektor im NED System

$P_{ref}$	Referenzpositionsvektor im NED System
$r_{ist}$	Kreisradius im aktuellen Flugzustand
$r_{soll}$	Sollradius der Kreisbahn
$t_0$	Zeitpunkt der Aktivierung des Warteflugmodus
$t_1$	Zeitpunkt nach Aktivierung des Warteflugmodus
$u_g$	Translatorische Geschwindigkeit in geodätischer x-Richtung
$v_g$	Translatorische Geschwindigkeit in geodätischer y-Richtung
$V_A$	Anströmgeschwindigkeit
$V_{gs}$	Grund-Geschwindigkeit (Ground Speed)
$V_{gs,command}$	Kommandierte Grund-Geschwindigkeit
$V_{gs,dx}$	Komponente der Grund-Geschwindigkeit zur Kompensation der Formationsabweichung
$V_{gs,L}$	Grund-Geschwindigkeit des Leaders
$V_K$	Bahngeschwindigkeitsvektor
$V_{TAS}$	Wahre Fluggeschwindigkeit (True Airspeed)
$V_{TAS,command}$	Kommandierte wahre Fluggeschwindigkeit
$V_w$	Windgeschwindigkeit
$x_{ECEF}$	x-Koordinate im Earth-centered, Earth-fixed Koordinatensystem
$x_{k',F_{ist}}$	x-Koordinate des Followers im transformierten Hilfssystem
$x_{k',F_{soll}}$	x-Koordinate des Followers der Formationsollposition im transformierten Hilfssystem
$x_{k,l}$	x-Koordinate des Leaders im bahnfesten Koordinatensystem des Leaders
$x_{NED,ref}$	x-Koordinate des Kreismittelpunktes im NED-System
$y_{ECEF}$	y-Koordinate im Earth-centered, Earth-fixed Koordinatensystem
$y_{k',F_{ist}}$	y-Koordinate des Followers im transformierten Hilfssystem
$y_{k',F_{soll}}$	y-Koordinate des Followers der Formationsollposition im transformierten Hilfssystem
$y_{k,l}$	y-Koordinate des Leaders im bahnfesten Koordinatensystem des Leaders
$y_{NED,ref}$	y-Koordinate des Kreismittelpunktes im NED-System
$z_{ECEF}$	z-Koordinate im Earth-centered, Earth-fixed Koordinatensystem
$z_{k',F_{ist}}$	z-Koordinate des Followers im transformierten Hilfssystem
$z_{k',F_{soll}}$	z-Koordinate des Followers der Formationsollposition im transformierten Hilfssystem
$z_{k,l}$	z-Koordinate des Leaders im bahnfesten Koordinatensystem des Leaders
$\beta$	Schiebewinkel
$\beta_w$	Windschiebewinkel

## Symbolverzeichnis

---

$\gamma$	Bahnwinkel
$\gamma_{t_0}$	Bahnwinkel zum Zeitpunkt der Aktivierung des Warteflugmodus
$\delta_A$	Querruderausschlag (Aileron deflection)
$\delta_E$	Höhenruderausschlag (Rudder deflection)
$\Delta h$	Differenz der Flughöhe
$\Delta r$	Radiale Abweichung von der Kreisbahn
$\Delta x_{NED}$	Positionsdifferenz in x-Richtung zwischen Flugzeug und Referenzpunkt im geodätischen Koordinatensystem
$\Delta y_{NED}$	Positionsdifferenz in y-Richtung zwischen Flugzeug und Referenzpunkt im geodätischen Koordinatensystem
$\lambda$	Geographische Länge
$\varphi$	Rollwinkel
$\varphi_{command}$	Kommandierter Rollwinkel
$\varphi_{r_{soll}}$	Rollwinkelanteil in Abhängigkeit der Zielkreisbahn
$\varphi_{\Delta r}$	Rollwinkelanteil in Abhängigkeit der radialen Abweichung der Kreisbahn
$\phi$	Geographische Breite
$\chi$	Bahnazimutwinkel
$\chi_{command}$	Kommandierter Bahnazimutwinkel
$\chi_{dy}$	Bahnazimutwinkel zur Kompensation der Formationsabweichung
$\chi_F$	Bahnazimutwinkel des Followers
$\chi_L$	Bahnazimutwinkel des Leaders
$\chi_{t_0}$	Bahnazimutwinkel zum Zeitpunkt der Aktivierung des Warteflugmodus
$\dot{\chi}$	Wendegeschwindigkeit
$\psi$	Kurswinkel
$\psi_l$	Zielkurswinkel der Richtungsfeldmethode



## 1 Einleitung

Das DLR-Institut für Flugsystemtechnik erforscht in der Abteilung unbemannter Luftfahrzeuge im Projekt FALCon (Formation Flight for In-Air Launcher 1st Stage Capturing Demonstration) eine Methode zur Gewichtsreduktion von wiederverwendbaren Raketenantriebsstufen. Das Forschungsvorhaben sieht vor, dass die von der Rakete abgelöste Antriebsstufe mit einem Schleppflugzeug zurück zum Startpunkt geführt wird. Durch den Rücktransport soll das sekundäre Antriebssystem der Raketenstufe für die Landung eingespart werden. Das Verfahren wird nach der sogenannten „In-Air-Capturing“ (IAC) Methode umgesetzt, die in Abbildung 1-1 dargestellt ist.

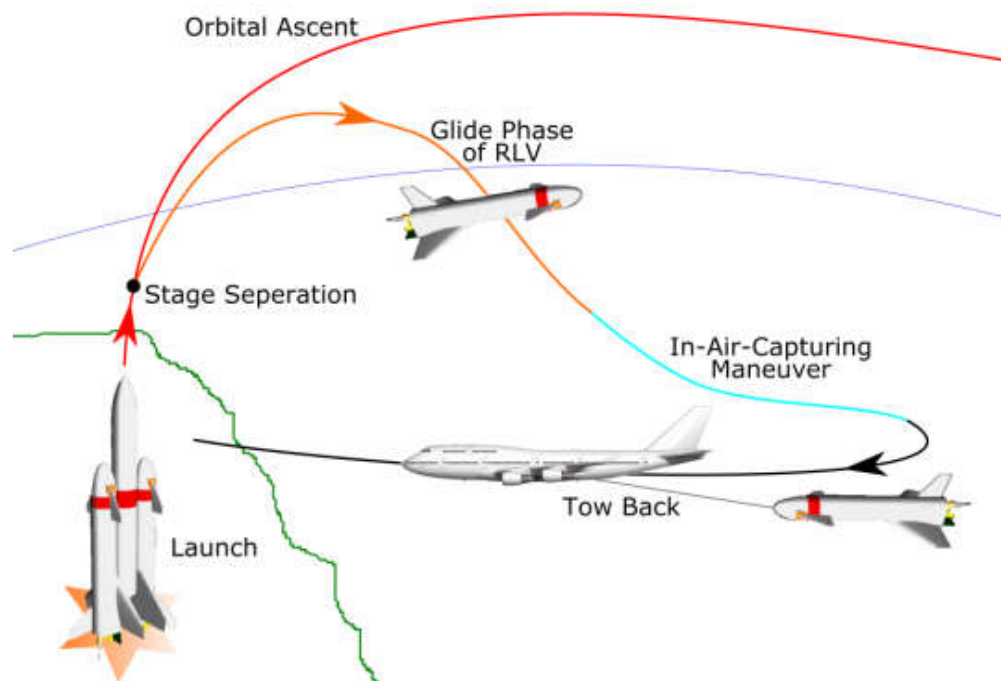


Abbildung 1-1: IAC-Methodik (Stefan Krause et al. 2019)

Nach dem Start und der erfolgreichen Separation von der Rakete geht die abgetrennte Antriebsstufe (Reusable Launch Vehicle, RLV) in einen Gleitflug über. Zu diesem Zeitpunkt beginnt das Schleppflugzeug sich in der Nähe der abgeschätzten Trajektorie des Gleitfluges zu positionieren, indem es um einen festgelegten Punkt kreist. In der ersten Phase des IAC-Zyklus beginnt das Schleppflugzeug auf Basis von GPS Daten eine Relativposition zu der Raketenstufe einzunehmen. Wie in Abbildung 1-1 dargestellt, begibt sich das Schleppflugzeug in einen Formationsflug mit dem RLV, in dem es sich vor diesem positioniert. Zu diesem Zeitpunkt wird eine am Schleppflugzeug angebrachte Koppereinheit ausgefahren, die in der Lage ist, sich durch Steuerflächen eigenständig zu positionieren. In der letzten Phase des Zyklus wird dann mit der Koppereinheit durch



Verwendung bildbasierter Objekterkennung die Verbindung zum RLV hergestellt und der Schleppflug eingeleitet (*Stefan Krause et al. 2019*).

Gegenstand dieser Bachelorarbeit ist die Umsetzung der ersten Phase der IAC-Methode des Forschungsprojektes. Hierzu wird ein positionierender Warteflug sowie der GPS basierte Formationsflug mittels modellbasierter Flugsteuerung auf kleinen Starrflügel UAVs untersucht.

### **2 Aufgabenstellung und Zielsetzung**

Im Rahmen dieser Bachelorarbeit soll der Aufbau einer Formation zwischen zwei Starrflügel UAVs gleichen Typs untersucht werden. Die Flugversuchsträger sollen dazu eine sogenannte Leader-Follower-Formation einnehmen, in der allein der Leader die einzuhaltende Flugbahn bestimmt. Zur Vorbereitung für die Einnahme der Formationsposition soll der Follower zunächst an einer festgelegten Position kreisen, bevor er sich dann relativ zu dem bewegten System des Leaders positioniert.

Für die Berechnung der Formationsposition wird das vorausfliegende Flugzeug seine Positions- und Flugbahndaten mit dem nachfliegenden Flugzeug kommunizieren. Hierzu wird eine Schnittstelle eingerichtet, die die gesendeten Telemetrienachrichten in der internen Datenstruktur des Autopiloten hinterlegt. Auf Basis der übermittelten Werte wird dann eine Formationsposition berechnet, die mit der eigenen verglichen wird. Die daraus resultierenden Ablagen sollen dann als Vorgabewerte in die Flugbahnregelung übertragen werden.

Als Basis dieser Arbeit gilt eine in Flugversuchen eingestellte Flugsteuerung zur Regelung der Lage und Flugbahn. In dieses bestehende Modell werden zwei Modi implementiert. Der Warteflugmodus gewährleistet einen positionierenden Kreisflug mittels Warteschleifen. Innerhalb des Formationsmodus werden Vorgabewerte für die Einnahme einer Formationsposition definiert, die von der implementierten Flugbahnregelung umgesetzt werden.

Anschließend erfolgen zur Beurteilung der Funktionalität Boden- und Flugtests. Am Boden wird zunächst die grundlegende Funktionsweise nachgewiesen. In Flugversuchen wird dann eine genaue Beurteilung der Flugsteuerung vorgenommen. Hierzu werden während der Flugtests relevante Daten aufgezeichnet, die im Anschluss zur Auswertung herangezogen werden. Die Bearbeitung der Problemstellung lässt sich somit in 4 Arbeitspaketen zusammenfassen:

1. Ausarbeitung einer Methodik für den Kreis- und Formationsflug
2. Modifikation der Flugsteuerung zur Berechnung von Vorgabewerten
3. Vorbereitung und Durchführung von Boden- und Flugtests
4. Auswertung der Flugversuche zur Beurteilung der Funktionalität

### 3 Grundlagen

Im nachfolgenden Abschnitt wird das bestehende Modell der modifizierten PX4-Firmware sowie das Flugversuchssetup erläutert. Sie stellen die Grundvoraussetzung dieser Bachelorarbeit dar und bilden die Basis für alle weiteren Implementierungen. Das Kapitel wird hierzu in einen Hardware- und Softwareteil unterteilt.

#### 3.1 Hardwarekomponenten

##### 3.1.1 Flugversuchsträger

Für die Flugtests werden zwei UAVs vom Typ Volantex Ranger Ex 757-3 aus dem Modellflugbereich eingesetzt (Abbildung 3-1). Diese weisen eine Spannweite von 1,98m und eine Länge von 1,17m bei einem Leergewicht von 1,5kg auf.



Abbildung 3-1: Ranger Ex 757-3 (Volantex 2020)

Angetrieben werden sie von einem Außenläufer Elektromotor, der einen hinter der Tragfläche angeordneten Push-Propeller antreibt. Zur Steuerung der Landeklappen und der Ruder sind insgesamt 6 Servomotoren verbaut (Volantex 2020). Im vorderen Bereich des Rumpfes wird, verschlossen durch eine Steckverbindung, der Großteil der verwendeten Elektronik verstaut. Dazu zählen der Pixhawk Cube 2 Autopilot, der die PX4-Firmware ausführt, ein 4 Zellen Lithium-Polymer Akkumulator sowie Telemetrie Module, die der Kommunikation mit der Bodenstation und der Kommunikation zwischen den Rangern dienen. An der Spitze des Rumpfes ist ein Airspeed Sensor (Pitot-Rohr) eingestrichelt und im hinteren Bereich des Rumpfes vor dem Leitwerk eine GPS-Antenne befestigt worden.

### 3.1.2 Pixhawk Autopilot und externe Hardware

Der in diesem Projekt verwendete Autopilot ist ein Pixhawk Cube 2 (Abbildung 3-2). Dieser wird mit dem NuttX Operating System (OS) unter Verwendung von zwei Microcontrollern, dem PX4 Input Output Board (PX4-IO) und der PX4 Flight Management Unit (PX4-FMU), betrieben.

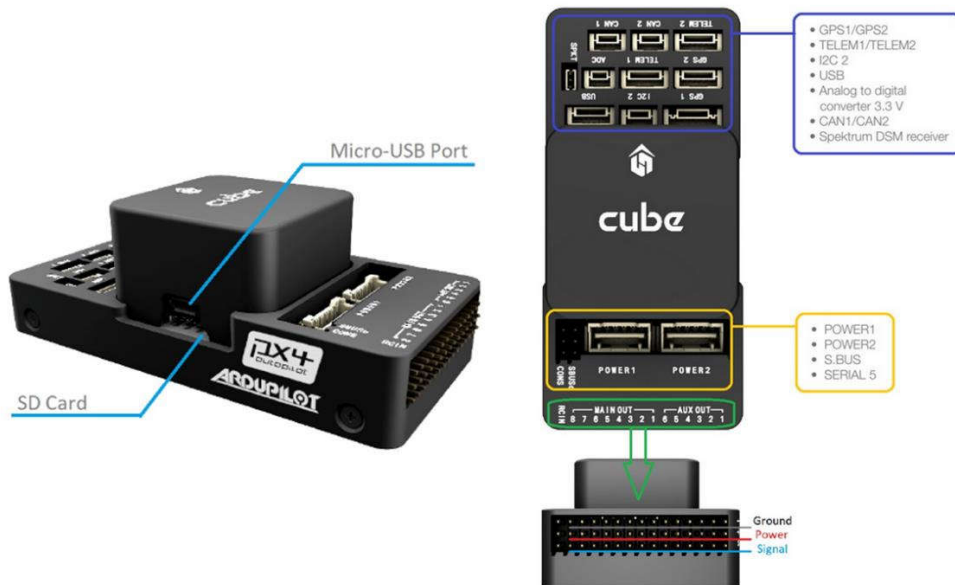


Abbildung 3-2: Pinout Pixhawk Cube 2 (Lorenz Meier 2012g)

Der Pixhawk dient neben der Umsetzung der Flugsteuerung als Schnittstelle für den Anschluss und Betrieb sämtlicher externer Hardware. Hierzu zählen eine GPS-Antenne (GPS Port), der Airspeed Sensor (I2C Port), der über den seriellen Datenbus I2C betrieben wird, und die Telemetrie Module (Telem1 und Telem2). Bereits integriert sind 3 Inertiale Messeinheiten (IMU), die 3 Beschleunigungssensoren, 3 Gyroskope, **3 Magnetometer und 2 Barometer** beinhalten. Hierdurch wird eine redundante Messung der translatorischen und rotatorischen Beschleunigungen und Geschwindigkeiten, der Lage sowie der Flughöhe gewährleistet. Neben den bereits erwähnten Anschlüssen verfügt der Pixhawk auch über einen SD Card Slot und einen Micro-USB Port, über den eine serielle Verbindung aufgebaut werden kann. Das PX4-IO Board erzeugt über die PWM Main Out Ports ein pulsweitenmoduliertes (PWM) Signal für die Steuerung der Servos und des Elektromotors über einen Electronic Speed Controller (ESC) (Philip Rowse 2016; Lorenz Meier 2012j; Lorenz Meier 2012g).

### 3.2 Flugsteuerungssoftware

Im Softwarekapitel wird zunächst grundlegend die Struktur der PX4-Firmware vorgestellt. Anschließend wird der Aufbau sowie die Implementierung der in Simulink modellierten Flugsteuerung in die PX4-Firmware beschrieben.

#### 3.2.1 PX4-Firmware

Die PX4-Firmware ist eine open source Flugsteuerungssoftware für UAVs, die in der Programmiersprache C/C++ entwickelt wurde. Mittels der PX4-Firmware können unbemannte Fluggeräte wie Quadcopter, Hexacopter sowie Starr- und Drehflügler verschiedener Konfigurationen auf unterschiedlichen Hardware Boards betrieben werden. Mit der Veröffentlichung des Codes hat sich seit dem Start des Projektes eine weite Community an Softwareentwicklern gebildet, die diese für eigene UAV Projekte benutzen. Da die Dokumentation verstärkt Wege zur Modifikation der Softwarefragmente aufzeigt, ergibt sich das Potential, diese für Forschungsvorhaben heranzuziehen, in denen die Flugsteuerung für ein spezifisches Flugverhalten angepasst werden muss. In dieser Arbeit wird daher eine modifizierte PX4-Flugsteuerung verwendet, in der ein modellbasierter Flugregler zur Steuerung der Flugbahn und Lage eingebettet wurde. Da für die Implementierung der modellbasierten Flugsteuerung in die PX4-Firmware Teile der Software deaktiviert wurden, wird im Folgenden der grundlegende Aufbau unter Berücksichtigung der vorgenommenen Modifikation erläutert.

Der Softwarecode der PX4-Firmware ist grundlegend in separate Module gegliedert, die unabhängig voneinander arbeiten. Die Gesamtheit der Module lässt sich in ihrer Softwarearchitektur in den Flight Stack und die Middleware einteilen, die in den folgenden Kapiteln vorgestellt werden (*Lorenz Meier 2012h*).

##### 3.2.1.1 Flight Stack

Der Flight Stack fasst die Module zusammen, die für die Umsetzung der Flugsteuerung zuständig sind. Er besteht aus Algorithmen zur Navigation, Flugregelung und Erzeugung der Steuersignale. Der Zusammenhang zwischen den Modulen des Flight Stacks ist in Abbildung 3-3 dargestellt.

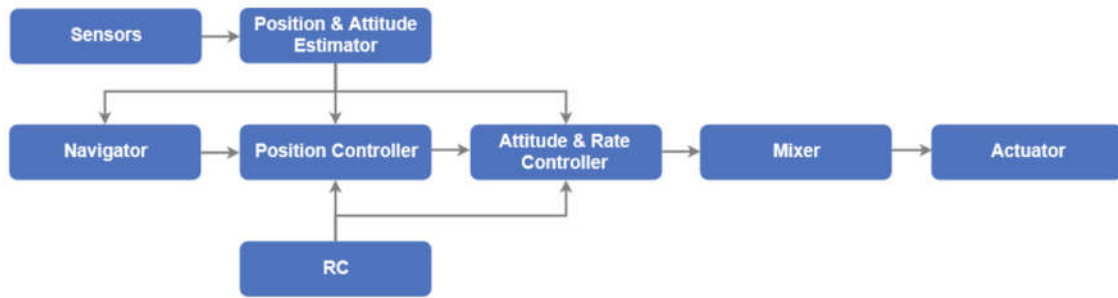


Abbildung 3-3: PX4 Flight Stack (Lorenz Meier 2012h)

Der Eingriff des Flight Stacks in die Flugsteuerung geschieht in Abhängigkeit des aktivierten Flugmodus. Der Flugmodus (Flight Mode) definiert, welche Steuersignale von der Flugregelung und welche vom Piloten mittels der Remote Control (RC) kommandiert werden. Hierbei wird zwischen manuellen, assistierten und automatisierten Flight Modes unterschieden. Das UAV kann demnach manuell durch die RC, teilautomatisiert durch die Stabilisierung der Lage durch die Flugregelung sowie voll automatisiert, beispielsweise durch eine Wegpunktmission, kontrolliert werden. Das Modul des Navigators übersetzt den aktuellen Flight Mode in Vorgabewerte für die Flugregelung. Diese besteht aus den beiden Modulen Position Controller und Attitude & Rate Controller (vgl. Abbildung 3-3), die die Positions- und Lageregelung darstellen. An dieser Stelle ist noch das Modul des Commanders zu erwähnen, das die Änderung des Flight Modes innerhalb eines Zustandsautomaten koordiniert und umsetzt sowie die Kalibrierung der Sensorik durchführt. Für die Erfassung des aktuellen Flugzustandes wird das Sensormodul benötigt, welches Sensordaten der Treiber aufbereitet und für die Berechnung innerhalb der Flugregelung bereitstellt. Bevor die Parameter in die eigentliche Regelstruktur übergeben werden, werden sie von Positions- und Lageschätzern (Position & Attitude Estimator) gefiltert. Die von der Flugregelung berechneten Ausgangssignale werden final durch das Modul des Mixers in ein PWM-Signal übersetzt (Lorenz Meier 2012i; Lorenz Meier 2012k).

Für die Implementierung der modellbasierten Flugsteuerung in die PX4-Firmware wird das Modul `px4_simulink_app` eingebunden. Die im Simulink Modell aufgebaute Reglerstruktur ersetzt damit den in der PX4-Firmware verwendeten Positionsregler durch einen der Paparazzi Methode nachempfundenen Flugbahnregler und den Lageregler (Attitude & Rate Controller in Abbildung 3-3) durch den Lageregler einer Ardupilot Version der PX4-Firmware. Durch die geänderte Struktur der Flugregelung entfallen die Funktionalität des Navigator und Commander Moduls, da die Flight Modes und die dazugehörige Berechnung der Vorgabewerte auf der Reglerstruktur der Standard PX4-Firmware basieren. Die Parameter der Sensorkalibrierung durch den Commander werden in einer Parameterliste gespeichert, die beim Booten des Pixhawk eingelesen wird. Somit

lässt sich auch das Modul des Commanders deaktivieren. Das Modul des Mixers zur Erzeugung der PWM-Signale der Aktuatoren wird umgangen, indem die Berechnung der Steuersignale bereits im Simulink Modell durchgeführt wird (A. Arnold 2019).

Insgesamt entfällt hierdurch die Verwendung folgender Module, die durch die *px4\_simulink\_app* ersetzt werden:

- *Fw\_att\_control* (Modul des Lagereglers)
- *Fw\_pos\_control\_l1* (Modul des Positionsreglers)
- *Navigator*
- *Commander*

### 3.2.1.2 Middleware

Die Middleware umfasst sämtliche Module, die die nötige Infrastruktur innerhalb der Software des Autopiloten bereitstellen. Der Aufbau der Middleware und die darin enthaltenen Module sind in Abbildung 3-4 dargestellt.

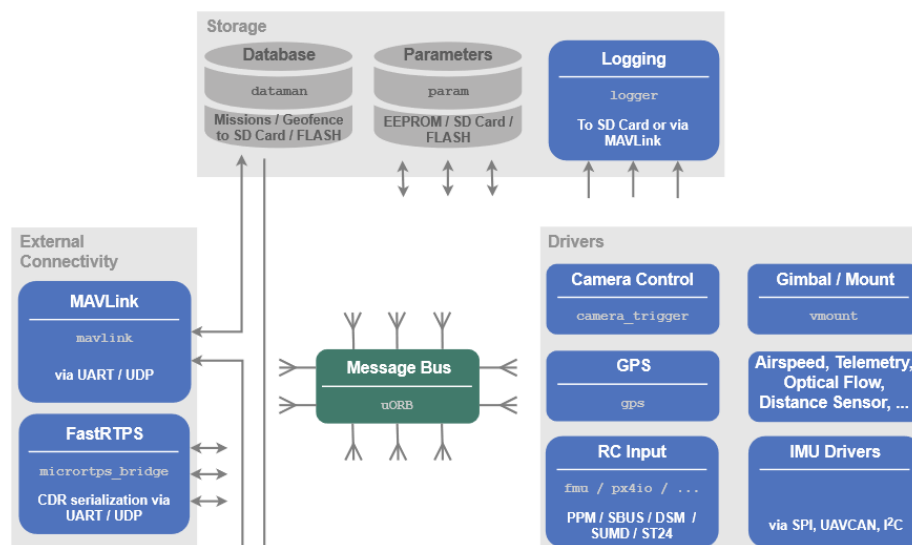


Abbildung 3-4: PX4 Middleware (Lorenz Meier 2012h)

Die Middleware lässt sich in 4 Teilbereiche gliedern:

1. Treibermodule (Drivers)
2. Speichermodule (Storage)
3. Interne Kommunikation (uORB)
4. Externe Kommunikation (MAVLink)

## 1. Treibermodule

Für den Betrieb von interner Hardware (Mikrocontroller des Pixhawk und IMUs) und externer Hardware (GPS-Empfänger, Telemetrie Module, Empfänger der RC und Airspeed Sensor) werden Treibermodule benötigt. Diese agieren als Schnittstelle zur Anbindung von Hardwaredaten in die interne Softwarestruktur (Lorenz Meier 2012k).

## 2. Speichermodule

Die interne Datenstruktur wird durch die Definition von Parametern innerhalb des Moduls *Param* charakterisiert. Parameter werden aus Textdateien generiert, die Listen mit 32-bit integer und float Werten enthalten und nach folgender Darstellung aufgebaut sind (Lorenz Meier 2012j; Lorenz Meier 2012k):

```
/**
 * Pitch P gain
 *
 * Pitch proportional gain, i.e. desired angular speed in rad/s for error 1 rad.
 *
 * @unit 1/s
 * @min 0.0
 * @max 10
 * @decimal 2
 * @increment 0.0005
 * @reboot_required true
 * @group Multicopter Attitude Control
 */
PARAM_DEFINE_FLOAT(MC_PITCH_P, 6.5f);
```

Abbildung 3-5: Parameter Definition (Lorenz Meier 2012l)

Der zu definierende Parameter wird nach Abbildung 3-5 einer Untergruppe zugeordnet und mit einer kurzen Beschreibung versehen. Des Weiteren wird der Wertebereich durch einen Minimal- und Maximalwert begrenzt und ein Standardwert des Parameters festgelegt. Auf diese Weise können auch benutzerdefinierte Parameter analog zur Darstellung in Abbildung 3-5 in die Software integriert werden. Darüber hinaus können Parameter nach der Definition durch modulspezifische Kommandos konfiguriert werden. Das Betriebssystem NuttX des Pixhawk Cube 2 stellt mit der Nutshell eine Konsole dar, in der durch definierte Befehle auf die Module der Firmware zugegriffen werden kann (Lorenz Meier 2012m). Parameter können somit durch folgende Befehle in ihrem Wert geändert (1.), in einer Parameterliste gespeichert (2.) und aus einer Parameterdatei geladen werden (3.) (Lorenz Meier 2012k):



1. param set *<Parametername>* *<Wert>*
2. param save *<Pfad>* *<Dateiname>*
3. param load *<Dateiname>*

Mit diesen Befehlen können interne Parameter mittels der Nutshell des Pixhawks modifiziert und überprüft werden, ohne dabei auf den Quellcode der Firmware zugreifen zu müssen. Für die Durchführung von Flugversuchen ergibt sich hierdurch die Möglichkeit, variabel Parameteränderungen vornehmen zu können.

### 3. Interne Kommunikation (uORB)

Für den internen Datenaustausch von Parametern wird das Kommunikationsmodul uORB eingesetzt. uORB ist ein publish/subscribe messaging Bus, der für die Kommunikation zwischen den Module des Autopiloten verwendet wird (*Lorenz Meier 2012o*). Das Modul gliedert die interne Datenstruktur in Topics, in denen themenverwandte Parameter, z.B. aus einer Sensormessung, zusammengefasst werden. Topics werden in .msg Dateien definiert, die im Textformat die Variablen des Topics mit den dazugehörigen Datentypen initialisieren. In Abbildung 3-6 ist beispielhaft die *airspeed.msg* Datei dargestellt.

```
1  uint64 timestamp                # time since system start (microseconds)
2
3  float32 indicated_airspeed_m_s  # indicated airspeed in m/s
4
5  float32 true_airspeed_m_s       # true filtered airspeed in m/s
6
7  float32 air_temperature_celsius  # air temperature in degrees celsius, -1000 if unknown
8
9  float32 confidence              # confidence value from 0 to 1 for this sensor
```

Abbildung 3-6: Airspeed Message (*Lorenz Meier 2012a*)

Aus diesen Textdateien werden Headerdateien generiert, die aus einem C Struct mit den in der Textdatei initialisierten Variablen bestehen. Die Verwendung von Topics im Code geschieht dann durch Inkludieren jener Headerdateien. Neben den standardmäßig definierten uORB Topics können auch benutzerdefinierte Topics angelegt werden, die analog zu Abbildung 3-6 definiert werden.

Die Module der PX4-Firmware verhalten sich zu Topics entweder als Publisher oder als Subscriber. Das bedeutet, dass sie entweder Daten in einem Topic veröffentlichen oder Daten aus einem Topic auslesen. Dies wird innerhalb des uORB Moduls durch spezifische Funktionen umgesetzt, die in Abbildung 3-7 aufgeführt sind.

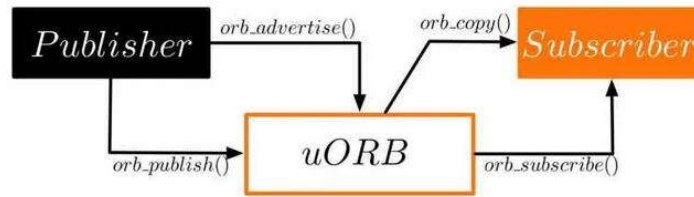


Abbildung 3-7: uORB Schema (uORB 2020)

Dadurch, dass mehrere Module zu einem Topic als Publisher oder Subscriber agieren können, entsteht ein eng verzweigtes Netz der internen Kommunikation.

Auf das uORB Modul kann mit dem *listener* Befehl in der Nutshell zugegriffen werden. Hierdurch lässt sich die interne Datenstruktur überprüfen, indem die letztmalig veröffentlichten Werte des entsprechenden Topics aufgezeigt werden (Lorenz Meier 2012o).

#### 4. Externe Kommunikation über MAVLink

Für die externe Kommunikation wird in der PX4-Firmware das Modul MAVLink (Micro Air Vehicle Communication Protocol) genutzt. Es dient zur Kommunikation zwischen dem UAV und der Bodenstation und wird im Rahmen dieser Arbeit auch für den Datenlink zwischen den Rangern für den Formationsaufbau verwendet. MAVLink definiert Message sets in XML files, die auch als *Dialect* bezeichnet werden. Diese beinhalten Messages, Commands und Enums. Commands stellen Kommandos dar, mit denen in der Bodenstation z.B. der Flight Mode definiert und an das UAV kommuniziert werden kann. Enums beschreiben Parameter, mit denen Zustände oder Fehlermeldungen festgestellt werden. Messages definieren in ihrer Payload ein C Struct mit mehreren Feldern und weisen eine ähnliche Struktur wie uORB Topics auf (Lorenz Meier 2012f). Aus *Dialects* werden mit der MAVLink Toolchain *mavgen* Bibliotheken generiert, die für die Kommunikation in der PX4-Firmware im Code inkludiert werden. *Dialects* definieren ein spezifisches Message Set für eine MAVLink kompatible Flugsteuerungssoftware. In allen MAVLink Dialects ist das Common Messages Set implementiert, welches dahingehend definiert worden ist, dass es den grundlegenden Informationsaustausch zwischen den MAVLink Systemen und der dazugehörigen Bodenstation abdeckt. Das Format einer MAVLink Message ist in Abbildung 3-8 dargestellt (Lorenz Meier 2012d).

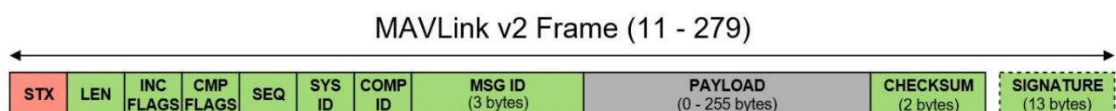


Abbildung 3-8: Message Format (Lorenz Meier 2012e)

Eine Message besteht je nach Größe der Payload aus 11-279 bytes und wird neben der Message ID auch über die system- und Component ID spezifiziert. Anhand der System ID kann die Message eindeutig einem Teilnehmer aus einem MAVLink Netzwerk zugeordnet werden. Mit der Component ID kann eine weitere Kategorisierung eines MAVLink Systems, z.B. in den Autopiloten und einen Companion Computer erfolgen. MAVLink ist bezüglich der Verwendung in der PX4-Firmware eng mit der internen uORB Datenstruktur verknüpft. So werden empfangene Messages direkt in die interne Datenstruktur übertragen, indem die Payload der Messages in Structs der uORB Topics gepublished wird (Lorenz Meier 2012e).

### 3.2.2 Modellbasierte Flugsteuerung

In diesem Kapitel wird die Struktur der in Simulink modellierten Flugregelung dargestellt. Die Regelung wird dabei in einer Kaskadenstruktur aufgebaut, die aus einer äußeren Regelschleife in Form einer Flugbahnregelung (Navigation Control) und einer inneren Regelschleife in Form einer Lageregelung (Attitude Control) besteht. Anhand von Abbildung 3-9 soll zunächst ein Überblick über das gesamte Modell vermittelt werden.

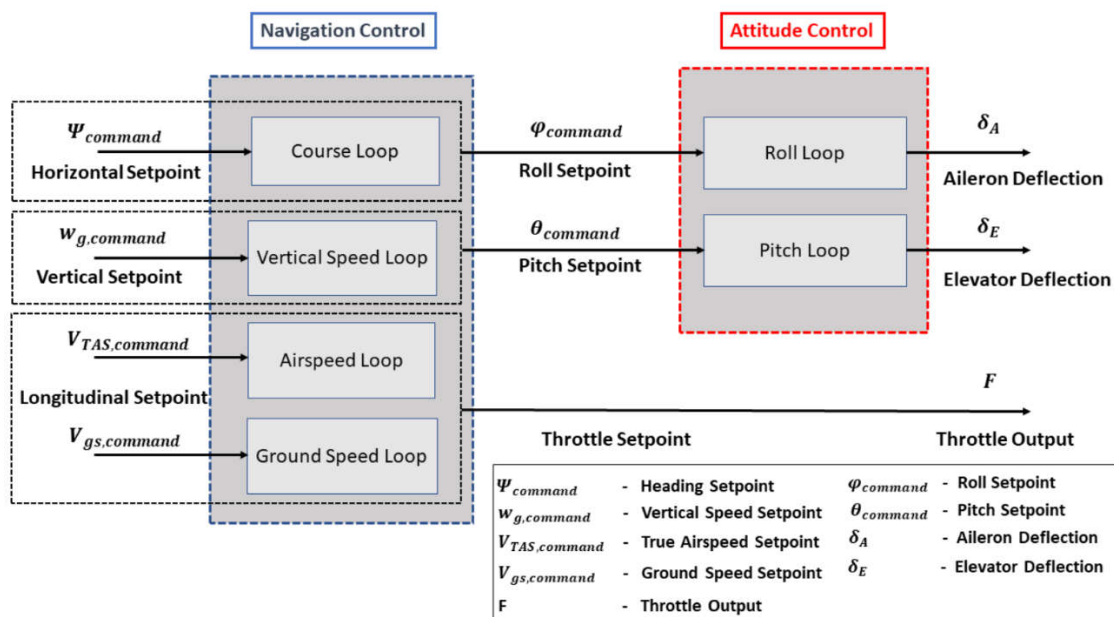


Abbildung 3-9: Implementierte Kaskadenregelung

Zur Regelung der Flugbahn werden im Navigation Controller ein horizontaler-, vertikaler- und longitudinaler Eingangswert (Setpoint) kommandiert. Die horizontale Ausrichtung der Flugbahn wird durch eine Kursregelung (Course Loop) realisiert, die einen Zielrollwinkel  $\varphi_{sp}$  (Roll Setpoint) als Eingangswert für die Rollregelung (Roll Loop) berechnet. In vertikaler Richtung wird eine Steig-/Sinkgeschwindigkeit geregelt, die im

Lageregler durch eine Anpassung des Nickwinkels  $\theta_{sp}$  (Pitch Setpoint) umgesetzt wird. Für die Regelung des Flugzeugs innerhalb der Längsachse wird die Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  (True Airspeed) herangezogen (A. Arnold 2019). Da der Formationsflug die Regelung der Flugbahn in Längsrichtung über eine Kommandierung der Grund-Geschwindigkeit  $V_{gs}$  (Ground Speed) umsetzt, wird der Ground Speed Loop eingeführt. Damit weiterhin sowohl die Airspeed als auch die Ground Speed als Eingangswert eingestellt werden können, wird für die Festlegung des Eingangswertes der Geschwindigkeitsregelung ein Parameter im Simulink Modell eingeführt. Es sei an dieser Stelle angemerkt, dass im Attitude Controller kein Yaw Loop, also keine Regelung der Gierbewegung enthalten ist.

### 3.2.2.1 Paparazzi Flugbahnregler

Die in der Flugsteuerung implementierte Flugbahnregelung ist dem opensource Projekt Paparazzi UAV nachempfunden, die ähnlich zu der PX4-Firmware ebenfalls eine Flugsteuerungssoftware für UAVs unterschiedlicher Konfigurationen bereitstellt (Antoine Drouin 2003). Die Flugbahnregelung besteht aus insgesamt 3 Regelkreisen, deren Parameter in Flugversuchen aus vorangegangenen Arbeiten eingestellt wurden und für diese Arbeit weiterverwendet werden. Anhand der Blockschaltbilder soll nun eine genauere Betrachtung der einzelnen Regelkreise vorgenommen werden, um die Funktionalität für die Verwendung innerhalb der zu implementierenden Flugmodi zu erläutern.

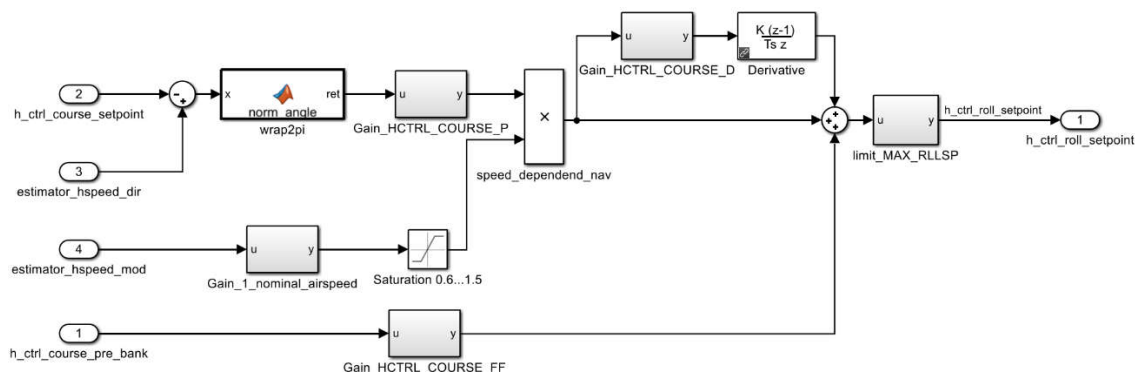


Abbildung 3-10: Kursregelung

Die Kursregelung ist in einer PD-Regelung nach Abbildung 3-10 realisiert, wobei der Zielrollwinkel mit einem Limit von  $[-60^\circ, 60^\circ]$  begrenzt wird. Der Proportionalitätsanteil wird zusätzlich durch einen Geschwindigkeitsfaktor gewichtet, der sich aus der Division der momentanen Airspeed und einer nominalen Airspeed berechnet. Zusätzlich kann eine weitere Rollwinkelkomponente vorgesteuert werden. Für das Anfliegen von Wegpunkten wurden jedoch sowohl die Vorsteuerung als auch der Differentiator deaktiviert. Die somit in den Flugversuchen eingestellten Parameter sind in Tabelle 3-1 aufgeführt.

Parameter	Bedeutung	Wert
HCTRL_COURSE_P	Proportionalitätsfaktor	-2
HCTRL_COURSE_D	Differenzierbeiwert	0 s
HCTRL_COURSE_FF	Vorsteuerung	0

Tabelle 3-1: Parameter der Kursregelung

Die Regelung der Vertikalgeschwindigkeit, die in Abbildung 3-11 dargestellt ist, wird in einer PI-Regelung umgesetzt, wobei der Zielnickwinkel zusätzlich durch zwei Vorsteuerungen beaufschlagt wird.

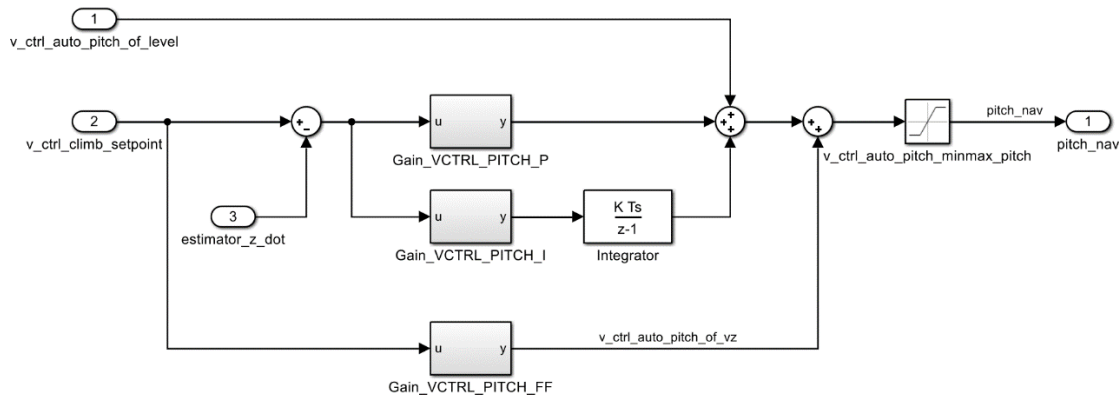


Abbildung 3-11: Vertikalgeschwindigkeitsregelung

Um die Reaktionsgeschwindigkeit der Regelung zu erhöhen, wird in Abhängigkeit der kommandierten Vertikalgeschwindigkeit eine Nickwinkelkomponente vorgesteuert. Des Weiteren wird für die Trimmung des Flugzeugs in der Nickachse in einer weiteren Vorsteuerung ein konstanter Nickwinkel beaufschlagt. Der insgesamt berechnete Nickwinkel wird analog zum Rollwinkel der Kursregelung in einem Intervall von  $[-45^\circ, 45^\circ]$  limitiert. Die eingestellten Parameter sind in Tabelle 3-2 zusammengefasst.

Parameter	Bedeutung	Wert
VCTRL_PITCH_P	Proportionalitätsfaktor	$-0.015 \frac{rad}{m*s^{-1}}$
VCTRL_PITCH_I	Integrierbeiwert	$-0.002 \frac{1}{s}$
VCTRL_PITCH_FF	Vorsteuerung (Reaktion)	$-0.0218 \frac{rad}{m*s^{-1}}$
VCTRL_PITCH_REF	Vorsteuerung (Trimmung)	$0.05 rad$

Tabelle 3-2: Parameter der Regelung der Vertikalgeschwindigkeit

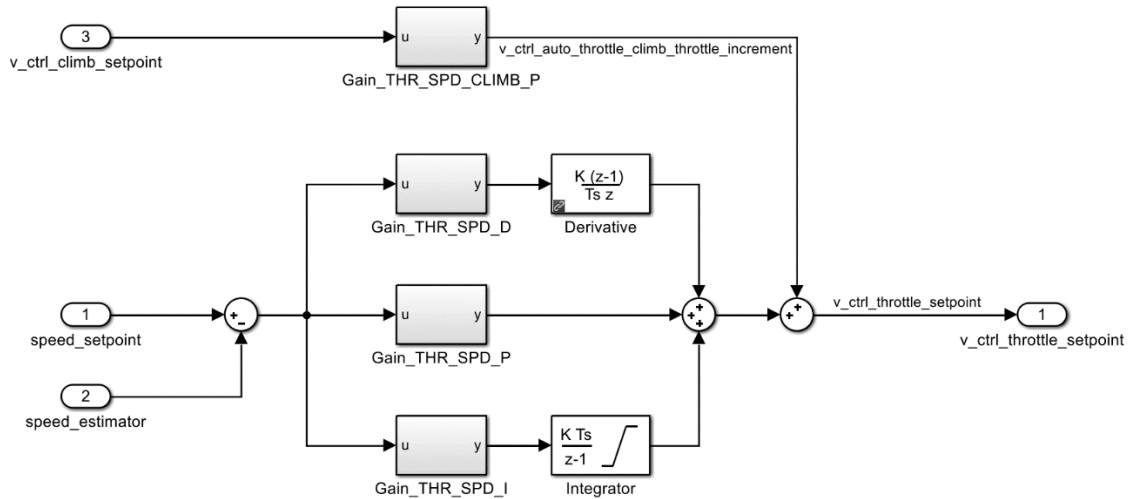


Abbildung 3-12: Geschwindigkeitsregelung

Für die Geschwindigkeitsregelung, die in Abbildung 3-12 abgebildet ist, ist in eine PID-Regelung implementiert worden. Wie bereits erwähnt, kann als Eingangswert entweder ein Airspeed- oder ein Ground Speed Setpoint gewählt werden. Die Funktionalität der Geschwindigkeitsregelung basiert auf der Anpassung eines konstanten Schub Trimmwertes. Der Schub Wert wird entsprechend der ermittelten Regelabweichung der Geschwindigkeit geändert. Neben der PID-Regelung wurde eine Vorsteuerung in Abhängigkeit der kommandierten Vertikalgeschwindigkeit implementiert. In den Flugversuchen, in denen Wegpunktmissionen durchgeführt wurden, wurde jedoch lediglich der Proportionalitätsanteil eingestellt. In nachfolgender Tabelle 3-3 sind die Parameter der Geschwindigkeitsregelung dargestellt.

Parameter	Bedeutung	Wert
THR_SPD_P	Proportionalitätsfaktor	$0.1 \frac{s}{m}$
THR_SPD_I	Integrierbeiwert	$0 \frac{1}{s}$
THR_SPD_D	Differenzierbeiwert	$0 s$
THR_SPD_CLIMB_P	Vorsteuerung	$0 \frac{s}{m}$

Tabelle 3-3: Parameter der Geschwindigkeitsregelung

### 3.2.2.2 Ardupilot Lageregler

Die Roll- und Nickwinkelregler der Lageregelung stammen aus dem Ardupilot Projekt und wurden bezüglich ihrer Parameter erfolgreich zur Stabilisierung der Lage im Flugversuch eingestellt. Die Ardupilot Flugsteuerungssoftware sieht die Umsetzung der Rollwinkel- und Nickwinkelregelung jeweils in einer PID-Regelung vor. Eingangswert ist jeweils der Zielroll- bzw. Zielnickwinkel im Bogenmaß, der in einer P-Regelung in eine Zielroll- bzw. Zielnickrate umgerechnet wird. Als Ausgangswerte werden der Quer- und Höhenruderausschlag in Grad berechnet. In Abhängigkeit des Rollwinkels wird eine Komponente der Nickwinkelrate zur Kompensation im Kurvenflug berechnet. Zusätzlich werden die Integratoren durch eine Anti-Windup Methode versehen, in der der integrierende Anteil bei Sättigung der Stellgröße rückführend limitiert wird. (A. Arnold 2019) Die vollständige Abbildung der Lageregelung im Simulink Modell und die eingestellten Parameter sind Anhang A zu entnehmen.

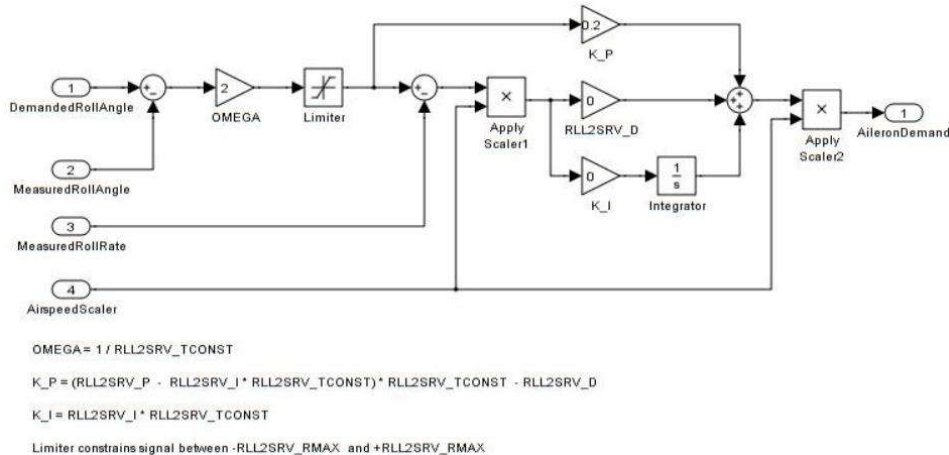


Abbildung 3-13: Ardupilot Rollwinkelregelung (Ardupilot 2019a)

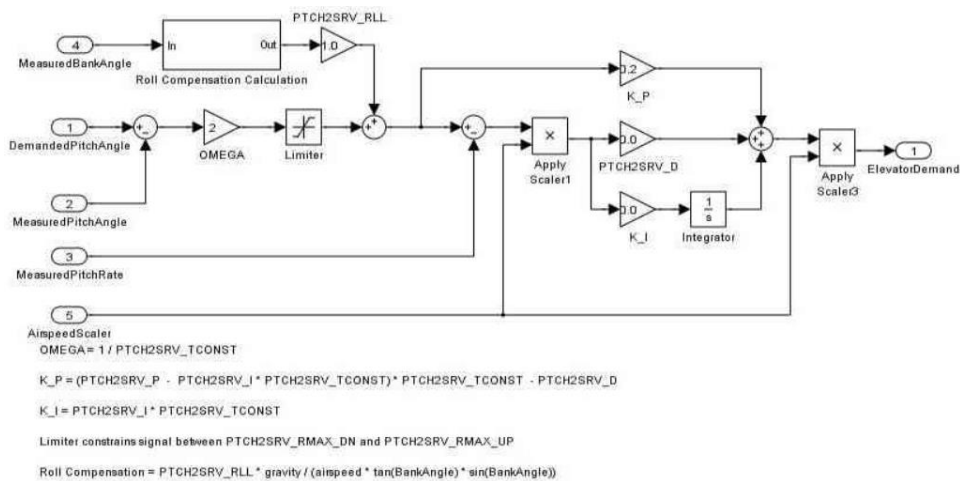


Abbildung 3-14: Ardupilot Nickwinkelregelung (Ardupilot 2019a)

### 3.2.2.3 Modellierung in Matlab/Simulink

Der Aufbau des Simulink Modells strukturiert sich in eine Hauptkontrollstruktur, in der die Kaskadenregelung implementiert ist, und Blöcke aus dem PX4 Embedded Coder Support Package, welche die Anbindung von in der PX4-Firmware unterstützter Hardware an das Simulink Modell ermöglichen. Diese Blöcke werden als Target Blocks bezeichnet und dienen dem Nutzer als übersichtliche Interfacestruktur, aus der C Code generiert wird. Abbildung 3-15 stellt eine Gesamtübersicht über die Modellierung dar. Die 5 Hauptblöcke, die in nachstehender Abbildung nummeriert sind, sollen in ihrer Funktionalität im Folgenden vorgestellt werden.

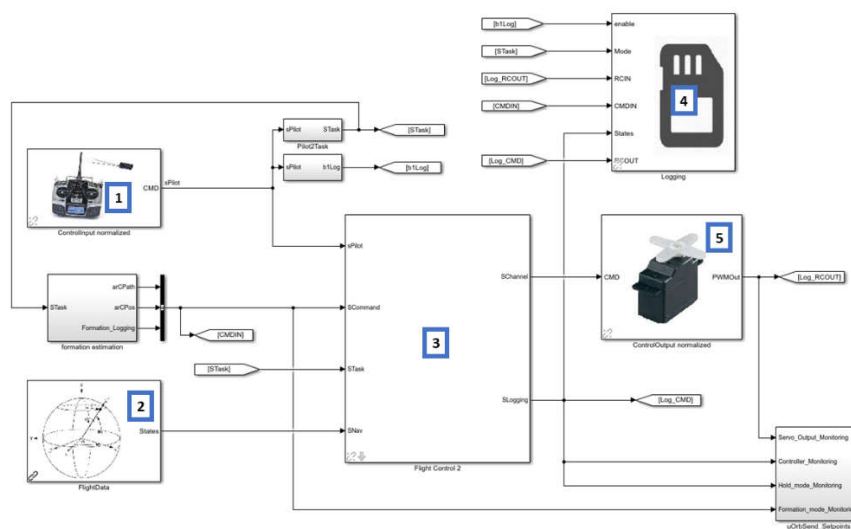


Abbildung 3-15: Simulink Modell der Flugsteuerung

#### 1. Radio Control Transmitter

Der Radio Control Transmitter Block stellt die Anbindung der Signale der Fernsteuerung (RC) in das Modell dar. Er interpretiert die Signale der einzelnen Kanäle der Fernsteuerung, indem das uORB Topic *input\_rc* ausgelesen wird (*Embedded Coder Support Package for PX4 Autopilots 2020*). Die Signale der RC werden in das Simulink Modell übertragen, da über einen Kippschalter für die Flugversuche der Flight Mode, der im Modell als *Paparazzi\_mode* bezeichnet wird, gesetzt wird, um die Vorgabewerte der Regelung zu bestimmen. Weiterhin lässt sich hiermit eine teilautomatisierte Steuerung des UAVs umsetzen, indem sowohl Steuersignale vom Piloten als auch von der Flugregelung kommandiert werden (*A. Arnold 2019*).

#### 2. Sensorbus

Der Sensorbus stellt eine Ansammlung von Sensordaten aus der internen Sensorik des Pixhawk und der externen Sensorik dar, die in dafür vorgesehenen uORB Topics



veröffentlicht werden. Die Daten werden im Block des Sensorbus ausgelesen und in dem Bus *sNav* gesammelt, der diese dann für die Berechnung innerhalb des Blocks der eigentlichen Flugregelung gebündelt bereitstellt. Darin enthalten sind die Parameter aus der Messung des Airspeed Sensors, die GPS-Daten (lokal sowie global), translatorische sowie rotatorische Geschwindigkeiten (Roll-, Nick- und Gierrate) und die Lagewinkel.

### 3. Flugsteuerung

Der Block der Flugsteuerung setzt die Berechnung der Steuersignale mittels der implementierten Kaskadenregelung um (Kapitel 3.2.2). Für die Berechnung und Koordinierung der Steuersignale werden eingangs 4 separate Signalbusse verwendet. Mit dem *sPilot* Bus werden die RC Eingangssignale des Piloten in die Flugsteuerung übertragen, wobei in einer Matlab Funktion die Ausgabe des Steuersignals des Piloten oder der Regelung koordiniert wird. Der *sCommand* Bus strukturiert die Eingangssignale der Regelung mit den berechneten Vorgabewertwerten der Regelung.

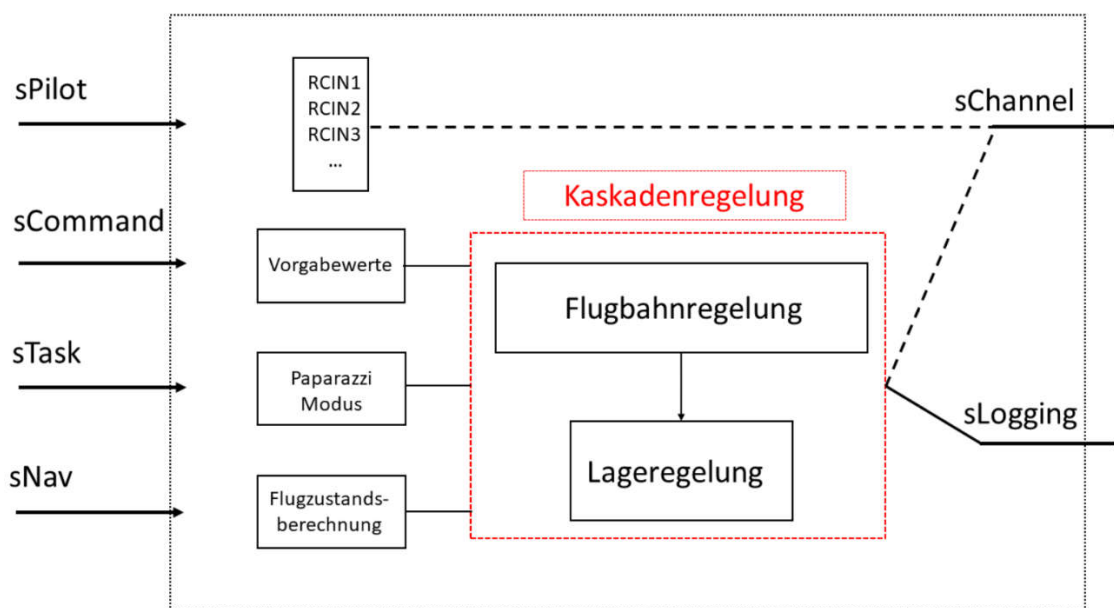


Abbildung 3-16: Schema Flugsteuerung

Die Flugsteuerung gibt dann, je nach aktivem Modus, die Steuersignale des Piloten oder der Flugregelung als Ausgangssignale mittels des *sChannel* Bus aus, der diese für die Berechnung der PWM-Signale der Servos und des Elektromotors bereitstellt. Innerhalb des kompletten Systems werden für die Auswertung relevante Signale im *sLogging* Bus zusammengefasst, die mittels des SD Card Loggers aufgezeichnet werden.

### 4. SD Card Logger

Mit dem SD Card Logger werden ausgewählte Signale in einer Binär-Datei auf der im Pixhawk eingesetzten SD-Karte gespeichert. Mit der Funktion `px4_read_binary_file` können die geloggtten Signale dann in einer Post-Flight Analyse aus der Binär-Datei in eine Matrix im Matlab Workspace geschrieben werden.

### 5. PWM Output

Der PWM Output Block konfiguriert die PWM-Signale und sendet diese an den PX4 Input Output Microcontroller. Die PWM-Signale werden in Mikrosekunden berechnet und stellen die Pulsbreite des Rechtecksignals in der festgelegten Periodendauer dar. Sie werden nach folgender Funktion berechnet:

$$RCOUT = SRV\_TRIM + RCIN * (SRV\_MAX - SRV\_TRIM) * RevMult \quad (3.1)$$

Das Ausgangssignal *RCOUT* wird durch die Trimmstellung (*SRV\_TRIM*), also der Nullstellung des Servos, sowie durch einen Maximalausschlag (*SRV\_MAX-SRV*) begrenzt und kann mit dem Parameter *RevMult* (Wert -1 bzw. 1) im Vorzeichen geändert werden. Dies findet beispielsweise Anwendung, indem für eine Rollbewegung die Servos der linken/rechten Querruder gegensätzlich kommandiert werden.

Der Zugriff auf die interne Datenstruktur der PX4-Firmware wird im Simulink Modell durch uORB Read, uORB Write und uORB Message Blöcke umgesetzt. Diese finden besonders im Sensorbus Verwendung, indem somit Sensordaten zur Erfassung des Flugzustandes in die Berechnungen der Flugregelung einbezogen werden können. Die Funktionalität der Blöcke besteht darin, dass sie C Structs der uORB header in Bus Signale konvertieren, die somit die Verwendung in Simulink gewährleisten (*Embedded Coder Support Package for PX4 Autopilots 2020*).

#### 3.2.2.4 Implementierung in die PX4-Firmware

Die Codegenerierung durch das Simulink Modell wird mittels des *PX4 Embedded Coder Support Packages* durchgeführt, durch welches in Simulink C++ Code für die Integration des `px4_simulink_app` Moduls in die PX4-Firmware generiert werden kann. Der Code wird dabei in das *modules* Verzeichnis im Ordner der PX4-Firmware hinterlegt. Um den erzeugten Code in die PX4-Firmware einzubetten wird die PX4 Toolchain (Windows Cygwin Toolchain) verwendet. Für die Kompilierung der gesamten PX4-Firmware, einschließlich des eingebetteten `px4_simulink_app` Moduls, wird in der Cygwin Bash Konsole der `make` Befehl im Pfad der Firmware ausgeführt, der aus der Firmware das

Anwendungsprogramm zur Ausführung der Flugsteuerung baut. Die erzeugte Datei wird dann in der Bodenstationssoftware Mission Planner auf das board des Pixhawks geladen (Lorenz Meier 2012s; *Embedded Coder Support Package for PX4 Autopilots* 2020).

```
krog_to@FT-ULF-HITLNB /cygdrive/c/krog_to/SL_Regler/Firmware
$ make nuttx_px4fmu-v3_default
ninja: Entering directory '/cygdrive/c/krog_to/SL_Regler/Firmware/build/nuttx_px4fmu-v3_default'
[0/1] Re-running CMake...
-- PX4 VERSION: v1.8.0
-- CONFIG: nuttx_px4fmu-v3_default
-- Build Type: MinSizeRel
CMake Deprecation Warning at /usr/share/cmake-3.6.2/Modules/CMakeForceCompiler.cmake:79 (message):
  The CMAKE_FORCE_C_COMPILER macro is deprecated. Instead just set
  CMAKE_C_COMPILER and allow CMake to identify the compiler.
Call Stack (most recent call first):
  cmake/toolchains/Toolchain-arm-none-eabi.cmake:31 (cmake_force_c_compiler)
  build/nuttx_px4fmu-v3_default/CMakeFiles/3.6.2/CMakeSystem.cmake:6 (include)
  CMakeLists.txt:176 (project)
```

Abbildung 3-17: Firmware Build Befehl

Standardmäßig wird der Systemstart beim Booten des Pixhawks über Shellskripte durchgeführt. Shellskripte sind Textdateien, in denen Konsolenbefehle des Betriebssystems interpretiert und ausgeführt werden können. Durch Shellskripte werden beim Systemstart die Module der Firmware gestartet und Parameterdefinitionen getroffen. Für die Anbindung der in Simulink modellierten Flugsteuerung in die Firmware muss daher das *px4\_simulink\_app* Modul beim Bootvorgang in die Liste der gestarteten Module hinzugefügt werden. Gleichzeitig müssen die in Kapitel 3.2.1.1 erwähnten Module der Standard PX4-Firmware deaktiviert werden, die durch das Simulink Modell ersetzt werden. Für die Konfiguration des Bootvorgangs wird die Textdatei *rc.txt* auf der SD-Karte angelegt. Sofern die Datei im Verzeichnis *etc* auf der SD Karte vorliegt, wird der Standardbootvorgang deaktiviert. In dieser Textdatei werden dann die für die Flugsteuerung benötigten Module aufgeführt, die beim Bootvorgang gestartet werden sollen. Des Weiteren wird ein Befehl ausgeführt, der die MAVLink Verbindung zur Bodenstation initialisiert. Zuletzt wird eine Parameterliste geladen, in der benutzerdefinierte Parameter sowie die Parameter der Sensorkalibrierung übermittelt werden (A. Arnold 2019; Lorenz Meier 2012n).

### 4 Eigener Ansatz

In diesem Kapitel werden die Ansätze zur Umsetzung des positionierenden Warteflugmodus und des Formationsmodus beschrieben. Im ersten Schritt werden Anforderungen aufgestellt, aus denen das Vorgehen zur Umsetzung hergeleitet wird. Anschließend werden die Berechnung der Vorgabewerte der Regelung und die Implementierung des Modus in der PX4-Firmware erläutert.

#### 4.1 Vorbereitender Warteflugmodus

Im Zuge erster Entwicklungen eines Wartefluges wurde ein Entwurf in das Modell implementiert, der den Kreisflug anhand der Kommandierung eines konstanten Rollwinkels von  $25^\circ$  und der Kommandierung einer Vertikalgeschwindigkeit von  $0 \frac{m}{s}$  getestet hat (A. Arnold 2019). Die Ergebnisse haben gezeigt, dass das UAV infolge von Windeinfluss stark in seiner Position abgedriftet ist. Hieraus resultiert also die Anforderung, eine Positionshaltung anhand eines definierten Referenzpunktes durchzuführen, sodass das Flugzeug um diesen Punkt mit einem konstanten Radius kreist. Neben dem Kreisradius soll auch die Flughöhe geregelt werden.

Für die Umsetzung werden im Folgenden sowohl eine direkte Rollwinkelregelung als auch eine Kurswinkelregelung vorgestellt. Letztere ist aufgrund der Ergebnisse des Flugversuches abschließend in das Modell implementiert worden und wird in Kapitel 4.1.2 beschrieben.

##### 4.1.1 Erweiterung der Rollwinkelregelung

Auf Basis der in Kapitel 4.1 erläuterten Anforderungen wird der implementierte Warteflugmodus hinsichtlich der Positionsbestimmung eines Kreismittelpunktes erweitert.

Durch den Kreismittelpunkt wird die Sollkreisbahn definiert, die anhand eines PX4-Parameters variabel eingestellt werden kann. Für die Navigation entlang der Zielkreisbahn muss die bestehende Kommandierung des konstanten Rollwinkels so angepasst werden, dass der Rollwinkel in Abhängigkeit des eingestellten Kreisradius berechnet wird. Um das Abweichen von der Kreisbahn zu verhindern, wird fortlaufend die Position zum Kreismittelpunkt berechnet. In Abhängigkeit der radialen Abweichung von der Kreisbahn wird dann der kommandierte Rollwinkel korrigiert.

Damit der Warteflugmodus im Rahmen der Flugversuche vollständig durch eine Steuereingabe des Sicherheitspiloten aktiviert werden kann, wird der Kreismittelpunkt in Abhängigkeit der Position des Flugzeugs zum Zeitpunkt der Aktivierung bestimmt. Für die

Positionsbestimmung des Flugzeugs wird das geodätische North-East-Down (NED) Koordinatensystem verwendet, das in Abbildung 4-1 dargestellt ist.

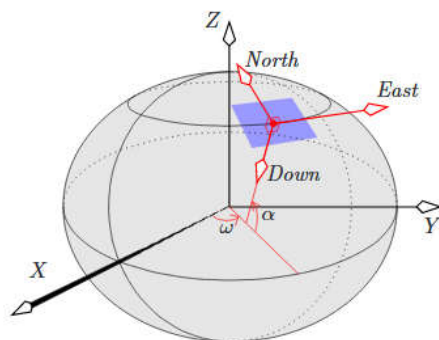


Abbildung 4-1: Geodätisches NED System (Don Koks 2008, S.5)

Der Ursprung des NED Systems stellt einen Punkt auf der Erdoberfläche dar und wird in der PX4-Firmware zum Zeitpunkt der Aktivierung des Pixhawk in der aktuellen Position gesetzt. Das Koordinatensystem ist in seiner Ausrichtung in erster Linie durch die x-Achse definiert, die in geographische Nordrichtung (Abbildung 4-1 Achse North) zeigt. Die y-Achse (East) des Systems ist zur North Achse um  $90^\circ$  gedreht und zeigt in Ostrichtung. Die z-Achse (Down) steht senkrecht zur Ebene, die durch die North- und East-Achse aufgespannt ist, und zeigt nach unten. Sie ergänzt somit das Rechtssystem (Theresa Neuhierl 2005, S.28). Durch geeignete Transformation des geodätischen NED Systems in ein System, welches entsprechend des flugbahnfesten Koordinatensystem des Flugzeugs ausgerichtet ist, kann der Kreismittelpunkt so gesetzt werden, dass sich das Flugzeug zum Zeitpunkt der Aktivierung des Modus bereits auf der Sollkreisbahn befindet. Das flugbahnfeste Koordinatensystem (Index k) ist anhand der Richtung des Bahngeschwindigkeitsvektors  $V_K$  ausgerichtet, der durch den Bahnazimut  $\chi$  und dem Bahnwinkel  $\gamma$  zum geodätischen System rotiert ist (Brockhaus et al. 2011, S.58).  $V_K$  lässt sich als skalare Größe durch die Geschwindigkeitsanteile  $u_g$ ,  $v_g$  und  $w_g$  im geodätischen System wird mittels Gleichung 4.1 bestimmen.

$$V_K = \sqrt{u_g^2 + v_g^2 + w_g^2} \quad (4.1)$$

Die Bahnwinkel  $\chi$  und  $\gamma$ , die das flugbahnfeste Koordinatensystem definieren, werden trigonometrisch aus den Geschwindigkeitsanteilen des geodätischen Systems bestimmt.

$$\gamma = -\mathbf{atan2}(w_g, |u_g + v_g|) \quad (4.2)$$

$$\chi = \mathbf{atan2}(u_g, v_g) \quad (4.3)$$

Für die Bestimmung von  $\chi$  und  $\gamma$  wird die atan2 Funktion genutzt. Diese unterscheidet sich vom gewöhnlichen Arkustangens dadurch, dass sie aufgrund der Vorzeichen der

beiden Funktionsargumente den Winkel in allen 4 Quadranten bestimmen kann. Die atan2 Funktion berechnet den Zielwinkel in einem Wertebereich von  $[-\pi, \pi]$  (MathWorks 2020).

Die x-Achse des bahnfesten Koordinatensystems zeigt in Flugbahnrichtung und ist somit anhand von  $V_K$  ausgerichtet. Die y-Achse des Systems ist um den Bahnazimut  $\chi$  gegenüber der y-Achse des geodätischen Systems rotiert. Die z-Achse des bahnfesten Systems wird durch Drehung der z-Achse des geodätischen Systems um den Bahnwinkel  $\gamma$  erzeugt. Der Zusammenhang zwischen dem geodätischen System (Index g) und dem flugbahnfesten Koordinatensystem (Index k) ist in Abbildung 4-2 dargestellt.

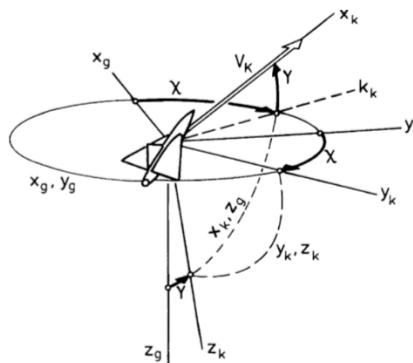


Abbildung 4-2: Bahnfestes Koordinatensystem (Brockhaus et al. 2011, S.58)

Das bahnfeste System wird durch Rotation des geodätischen Systems um die Bahnwinkel  $\chi$  und  $\gamma$  erzeugt. Der Positionsvektor  $P_k$  im bahnfesten System lässt sich anhand der Transformationsmatrix  $M_{kg}$  und des Positionsvektors  $P_g$  des NED Systems nach Gleichung 4.4 berechnen (Prof. Dipl.-Ing. J.-Michael Bauschat 2020).

$$P_k = M_{kg} * P_g = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ -\sin \chi & \cos \chi & \mathbf{0} \\ \sin \gamma \cos \chi & \sin \gamma \sin \chi & \cos \gamma \end{bmatrix} * \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_g = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_k \quad (4.4)$$

Die Verwendung der Ausrichtung des bahnfesten Koordinatensystems wird zur Kreismittelpunktberechnung genutzt. Dabei wird die Position im lokalen NED System der PX4-Firmware in ein Koordinatensystem transformiert, das entsprechend des bahnfesten Koordinatensystems des Flugzeugs ausgerichtet ist. Es sei an dieser Stelle angemerkt, dass es sich hierbei nicht um das flugbahnfeste Koordinatensystem handelt, da der Ursprung des Systems nicht im Schwerpunkt des Flugzeugs befindet. Das transformierte System hat also einen Ursprung außerhalb des Flugzeugschwerpunktes, ist aber nach dem bahnfesten Koordinatensystem ausgerichtet. Dieses System wird im Folgenden mit dem Index  $k'$  versehen. Das Verfahren zur Kreismittelpunktberechnung wird in Abbildung 4-3 veranschaulicht. Das NED Koordinatensystem der PX4-Firmware besitzt einen geographischen Ursprung, der bei Einschaltung des Pixhawk in der aktuellen

Position definiert wird. Somit stellt der Ursprung des Koordinatensystems im oberen linken Bereich von Abbildung 4-3 den Ort der Einschaltung des Flugzeugs dar.

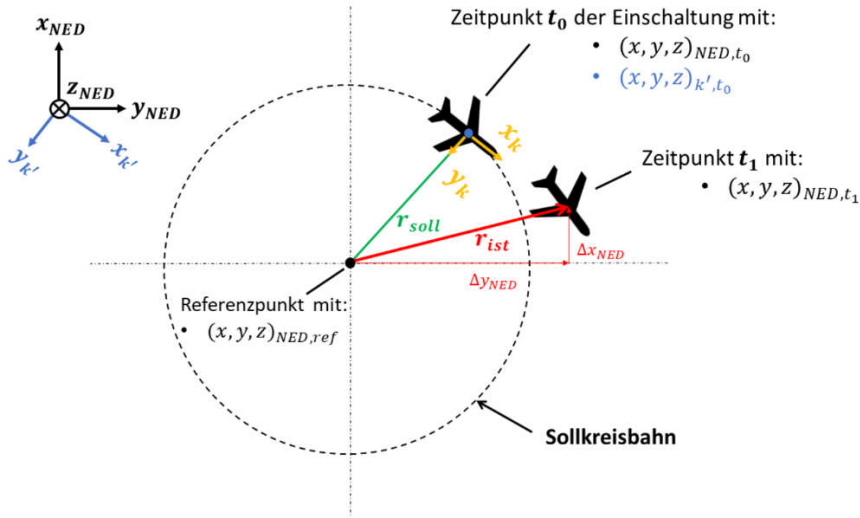


Abbildung 4-3: Positionsbestimmung Kreisflug

Zum Zeitpunkt  $t_0$  der Aktivierung werden die lokalen NED Koordinaten mit den Bahnwinkeln  $\gamma_{t_0}$  und  $\chi_{t_0}$  in ein System transformiert, welches in Richtung des flugbahnfesten Koordinatensystems ausgerichtet ist. Auf die  $y_{k',t_0}$  Komponente des Flugzeugs wird dann der Kreisradius  $r_{soll}$  addiert. Dadurch wird der Kreismittelpunkt rechts neben das Flugzeug gesetzt, da die  $y_{k'}$ -Achse positiv nach rechts in Flugbahnrichtung definiert ist. Das Flugzeug stellt somit zum Zeitpunkt  $t_0$  einen Punkt auf der Kreisbahn dar und ist bezüglich des Bahnvektors  $V_K$  tangential zur Kreisbahn ausgerichtet. Da das bahnfeste System bei Änderung der Flugbahn durch die Bahnwinkel rotiert, ist die fortlaufende Erfassung der Position in diesem sich drehenden System unzulässig. Daher müssen die Koordinaten des Kreismittelpunktes nach der Kreismittelpunktberechnung zurück in das NED System transformiert werden. Die Rücktransformation ist in Gleichung 4.5 dargestellt (Prof. Dr.-Ing. Jörg Buchholz 2017, S.92):

$$P_g = M_{gk} * P_k = \begin{bmatrix} \cos \gamma_{t_0} & \cos \chi_{t_0} & -\sin \chi_{t_0} & \cos \chi_{t_0} \sin \gamma_{t_0} \\ \sin \chi_{t_0} \cos \gamma_{t_0} & \cos \chi_{t_0} & \sin \chi_{t_0} \sin \gamma_{t_0} & \sin \chi_{t_0} \sin \gamma_{t_0} \\ -\sin \gamma_{t_0} & 0 & \cos \gamma_{t_0} & 0 \end{bmatrix} * \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_{k,ref} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_{NED,ref} \quad (4.5)$$

Die Koordinaten des Kreismittelpunktes sind somit festgelegt und werden in einer Ablage für die weitere Berechnung gespeichert. Durch Erfassung der Position des Flugzeugs im NED System kann nun der Abstand zum Kreismittelpunkt, also der aktuelle Kreisradius, berechnet werden. Hierzu ist in Abbildung 4-3 der Zeitpunkt  $t_1$  eingezeichnet, in dem der Ranger radial von der Kreisbahn abweicht. Durch die Berechnung der Abstände  $\Delta x_{NED}$  und  $\Delta y_{NED}$  kann der Kreisradius  $r_{ist}$  zum Mittelpunkt berechnet werden.

$$r_{ist} = \sqrt{\Delta x_{NED}^2 + \Delta y_{NED}^2} \quad (4.6)$$

Mit dem festgelegten Sollradius  $r_{soll}$  lässt sich dann die Abweichung  $\Delta r$  von der Kreisbahn feststellen.

$$\Delta r = r_{ist} - r_{soll} \quad (4.7)$$

Die Kreismittelpunktberechnung ist also darauf abgestimmt, dass sich das Flugzeug zum Zeitpunkt der Aktivierung bereits auf der Zielkreisbahn befindet. Zu diesem Zeitpunkt muss dann die Rollwinkelregelung aktiv werden. Hierzu muss ein Zusammenhang gefunden werden, der den Rollwinkel in Abhängigkeit des definierten Kreisradius berechnet. Dieser lässt sich durch die Betrachtung des stationären, horizontalen und schiefbefreien Kurvenfluges in Abbildung 4-4 aufstellen.

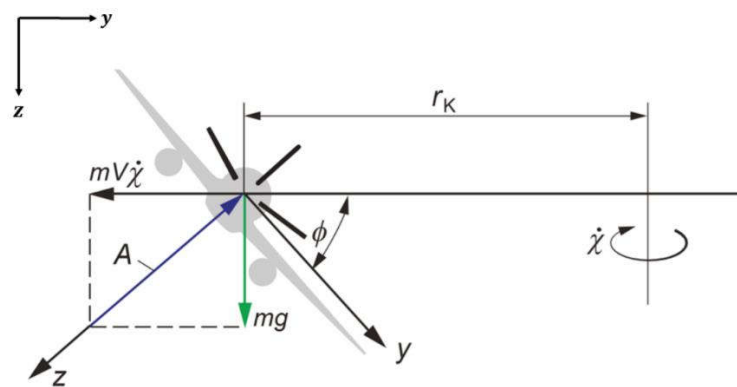


Abbildung 4-4: Kurvenflug – in Anlehnung an (Rossow et al. 2014, S.266)

Der Auftriebsvektor  $A$  wird dabei um den Rollwinkel  $\varphi$  in Richtung Kurvenmittelpunkt gekippt. Die in Abbildung 4-4 betrachtete Darstellung und die daraus aufgestellte Berechnung des Rollwinkels basiert hierbei auf der Durchführung einer Rechtskurve. Mit der Zentrifugalkraft  $mV_{TAS}\dot{\chi}$  und der Gewichtskraft  $mg$  gilt nach Abbildung 4-4 folgendes Kräftegleichgewicht im horizontalen, stationären Kurvenflug (Rossow et al. 2014, S.266):

$$\sum F_z = 0 = m * g - A * \cos \varphi \quad (4.8)$$

$$\sum F_y = 0 = m * V_{TAS} * \dot{\chi} - A * \sin \varphi \quad (4.9)$$



Durch Division von Gleichung 4.9 mit Gleichung 4.8 lässt sich folgender Zusammenhang des Rollwinkels  $\varphi$  und der Wendegeschwindigkeit  $\dot{\chi}$  formulieren:

$$\tan \varphi = \left( \frac{V_{TAS}}{g} \right) * \dot{\chi} \quad (4.10)$$

Die Wendegeschwindigkeit  $\dot{\chi}$  lässt sich mit dem Kurvenradius und der True Airspeed  $V_{TAS}$  ausdrücken:

$$r_{soll} = \frac{V_{TAS}}{\dot{\chi}} \quad (4.11)$$

Durch Einsetzen von Gleichung 4.11 in Gleichung 4.10 lässt sich der Rollwinkel  $\varphi$  in Abhängigkeit des Kreisradius  $r_{soll}$  und der True Airspeed  $V$  berechnen:

$$\varphi_{r_{soll}} = \arctan \left( \frac{V_{TAS}^2}{g * r_{soll}} \right) \quad (4.12)$$

Der in Gleichung 4.12 ermittelte Rollwinkel wird dann ab dem Zeitpunkt der Aktivierung des Modus kommandiert, um den Kurvenflug mit dem definierten Radius der Zielkreisbahn durchzuführen. Für die Positionshaltung des Flugzeugs wird der Rollwinkelanteil aus Gleichung 4.12 in Abhängigkeit der in Gleichung 4.7 ermittelten radialen Abweichung  $\Delta r$  angepasst. Die Berechnung des Rollwinkelanteils durch radiale Abweichung von der Kreisbahn wird in einer P-Regelung nach Gleichung 4.13 umgesetzt.

$$\varphi_{\Delta r} = \Delta r * K_{p_{\Delta r}} \quad (4.13)$$

Aus Gleichung 4.12 und 4.13 ergibt sich dann der insgesamt kommandierte Rollwinkel für die Navigation entlang der definierten Kreisbahn:

$$\varphi_{command} = \varphi_{r_{soll}} - \varphi_{\Delta r} \quad (4.14)$$

Bei diesem Konzept des Kreisfluges ist nach der Aktivierung (Zeitpunkt  $t_1$  in Abbildung 4-3) zunächst solange mit einem Abweichen von der Kreisbahn zu rechnen, bis der berechnete Rollwinkel  $\varphi_{\Delta r}$  der Vorsteuerung wirksam wird. Die nach Aktivierung entstehende positive radiale Abweichung  $\Delta r$  muss also durch den Anteil  $\varphi_{\Delta r}$  kompensiert werden.

Für die Stabilisierung des Flugzeugs in der Vertikalen wird die zum Zeitpunkt der Aktivierung des Modus ermittelte Flughöhe gespeichert und fortlaufend mit der aktuellen Flughöhe verglichen, wodurch die Höhendifferenz  $\Delta h$  berechnet wird.

$$\Delta h = h_{soll} - h_{ist} \quad (4.15)$$

Zur Kompensation der Höhendifferenz wird dann mittels Gleichung 4.16 eine Vertikalgeschwindigkeitskomponente  $w_{g,\Delta h}$  berechnet.

$$w_{g,\Delta h} = \Delta h * K_{p\Delta h} \quad (4.16)$$

Da für den Warteflugmodus keine Anforderung hinsichtlich der Fluggeschwindigkeit existiert, kann für die Regelung der Flugbahn in Längsrichtung ein konstanter Airspeed Parameter  $V_{TAS,command}$  aus dem mittleren Geschwindigkeitsbereich des Rangers kommandiert werden. In Abbildung 4-5 ist abschließend eine Übersicht über die Regelgrößen des Warteflugmodus gegeben. Es sei hierbei erwähnt, dass die in der Flugbahnregelung enthaltene Kursregelung (Course Loop Abbildung 4-5) in dieser Methode des Kreisfluges nicht genutzt wird. Eine vollständige Abbildung der Modellierung des Warteflugmodus in Simulink ist Anhang B zu entnehmen.

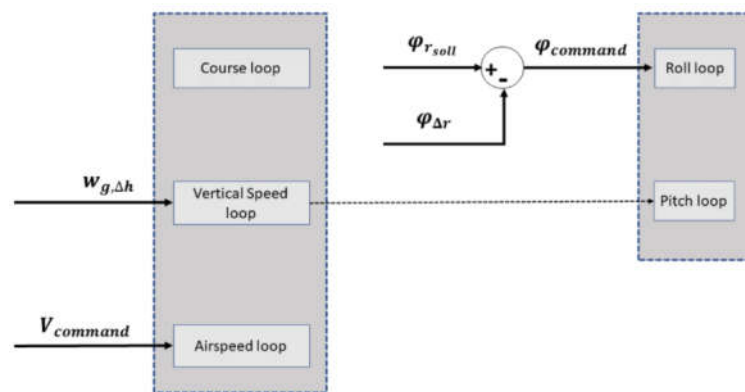


Abbildung 4-5: Regelgrößen Warteflugmodus

Damit die Regelung die korrekte Kompensation für eine radiale Abweichung  $\Delta r$  und eine Höhendifferenz  $\Delta h$  berechnet, müssen die Vorzeichen von  $K_{p\Delta h}$  und  $K_{p\Delta r}$  nach Gleichung 4.14 und 4.16 definiert werden. Eine positive Rollwinkelkomponente  $\varphi$ , erzeugt durch positive Rollbeschleunigung um die flugzeugfeste x-Achse, führt zur Einleitung einer Rechtskurve (Brockhaus et al. 2011, S. 70). Der Proportionalitätsfaktor  $K_{p\Delta r}$  muss daher ein negatives Vorzeichen erhalten, um nach Gleichung 4.7 bei einem positiven  $\Delta r$  eine positive Rollwinkelkomponente  $\varphi_{\Delta r}$  zu berechnen. Im NED System charakterisiert eine positive Vertikalgeschwindigkeit  $w_g$  das Sinken des Flugzeuges. Durch Einsetzen

von Gleichung 4.15 in 4.16 ergibt sich daher ein negatives Vorzeichen für den Proportionalitätsfaktor  $K_{p_{\Delta h}}$ . Für den koordinierten Kurvenflug wird in Abhängigkeit des Querrudersignals eine Seitenruderkomponente (ROLL2RUD Tabelle 4-1) eingeführt, da keine eigenständige Regelung der Seitenruderkomponente in der Lageregelung enthalten ist. Damit Parameter während des Flugversuchs über MAVLink mittels der Nutshell angepasst werden können, werden sie als benutzerdefinierte PX4-Parameter definiert. Die Parameter müssen vor dem ersten Flugversuch abgeschätzt werden, da keine Vorauslegung durch eine Simulationsumgebung durchgeführt werden konnte. Sie sind abschließend in Tabelle 4-1 aufgelistet.

PX4-Parameter	Bedeutung	Standardwert
R_SOLL	Kreisradius	50m
AIRSPEED_SP	Airspeed Setpoint	$12 \frac{m}{s}$
ROLL2RUD	Prozentualer Seitenruderanteil des Querrudersignals	-0.4
V_CTRL_ALT_P	Proportionalitätsfaktor $K_{p_{\Delta h}}$	$-0.05 \frac{m \cdot s^{-1}}{m}$
H_CTRL_PATH_P	Proportionalitätsfaktor $K_{p_{\Delta r}}$	$-0.026 \frac{rad}{m}$
HCTRL_RLL_RMAX	Begrenzung des Rollwinkelanteils $\phi_{\Delta r}$	$\pm 0.34906 rad$

Tabelle 4-1: PX4-Parameter Warteflugmodus

### 4.1.2 Kursregelung

Da im Rahmen des Flugversuchs zum Test der Rollwinkelregelung keine zufriedenstellenden Ergebnisse erzielt wurden, wird auf Basis der in Kapitel 6.1 erläuterten Auswertung eine Ersatzmethode implementiert, die den Kreisflug über eine direkte Kurswinkelregelung umsetzt. Bei der implementierten Methode handelt es sich um die sogenannte Richtungsfeldmethode. Für die Navigation entlang einer Kreisbahn kann das Richtungsfeld eines stabilen Grenzzyklus mit einer isolierten periodischen Lösung, dessen Gleichungssystem in Gleichung 4.17 dargestellt ist, genutzt werden (*Jose Ortiz 2010, S.62*).

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_{NED} \\ \dot{y}_{NED} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c y_{NED} + \frac{x_{NED}}{k * r_{soll}^2} * (r_{soll}^2 - x_{NED}^2 - y_{NED}^2) \\ -c x_{NED} + \frac{y_{NED}}{k * r_{soll}^2} * (r_{soll}^2 - x_{NED}^2 - y_{NED}^2) \end{pmatrix} \quad (4.17)$$

Für dieses Differentialgleichungssystem existiert eine isolierte periodische Lösung, die einer geschlossenen Kurve, nämlich der Zielkreisbahn mit dem Kreisradius  $r_{soll}$ ,

entspricht. Die Definition eines stabilen Grenzyklus besagt, dass benachbarte Trajektorien, die zeichnerische Näherungslösungen des Differentialgleichungssystems beschreiben, auf die periodische Lösung hinlaufen (*Wikipedia 2020*). Dies lässt sich anhand von Abbildung 4-6 veranschaulichen, in der das Richtungsfeld von Gleichungssystem 4.17 dargestellt ist.

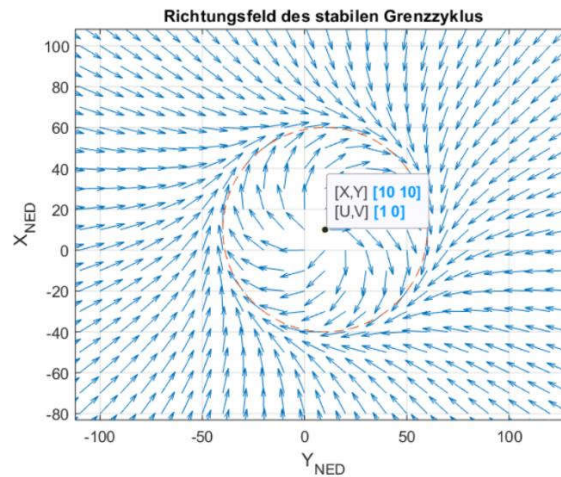


Abbildung 4-6: Richtungsfeld um Kreismittelpunkt

Das abgebildete Richtungsfeld des Grenzyklus ist zu einem festgelegten Kreismittelpunkt durch Differenz des x- und y-Wertebereichs mit den Kreismittelpunktkoordinaten  $[x_{ref}, y_{ref}] = [10, 10]$  verschoben. Durch den Parameter  $c = 1$  wird das Kreisen im Uhrzeigersinn festgelegt ( $c = -1$  entspricht Kreisen gegen den Uhrzeigersinn). Der Parameter  $k$  legt die Intensität der Ausrichtung des Richtungsfeldes zur periodischen Lösung, also zur Sollkreisbahn, fest (*Jose Ortiz 2010, S.62-66*). Er ist hier auf einen Wert von 0,9 eingestellt. Ein höherer Wert von  $k$  beschreibt eine stärkere Ausrichtung der Lösung in senkrechter Richtung zur Kreisbahn, ein geringerer Wert von  $k$  entsprechend umgekehrt. Die Abbildung zeigt, dass das Richtungsfeld für alle x- und y-Werte innerhalb und außerhalb des Kreisradius auf die Sollkreisbahn (hier in orange angedeutet) ausgerichtet ist. Anhand der Position des Flugzeuges im NED System kann die Ausrichtung der entsprechenden Komponente des Richtungsfeldes als Zielkurswinkel kommandiert werden. Die Berechnung im Simulink Modell wird durch die in Abbildung 4-7 dargestellte Matlab Funktion umgesetzt, in der der Zielkurs  $\psi_t$  mit der atan2 Funktion aus dem örtlichen Richtungsvektor berechnet wird. Der Funktion werden die aktuelle Position (x und y) sowie der zum Zeitpunkt der Aktivierung festgesetzte Kreismittelpunkt ( $x_{ref\_in}$  und  $y_{ref\_in}$ ) im NED System übergeben. Die Eingangswerte  $k$ , direction (c in Gleichung 4.5) und  $r_{soll}$  sind als PX4-Parameter definiert und geben die Intensität der Ausrichtung des Richtungsfeldes, die Kreisbahnrichtung sowie den Sollradius der Kreisbahn an.

```
4 function psi_l = Loiter_course_calculation(x, y, x_ref_in, y_ref_in, k, direction, r_soll)
5
6 dx = x - x_ref_in;
7 dy = y - y_ref_in;
8
9 h = r_soll^2 - (dx^2) - (dy^2);
10
11 delta_x = dx / (k * r_soll^2) * h;
12 delta_y = dy / (k * r_soll^2) * h;
13
14 delta_x = dy * direction + delta_x;
15 delta_y = -dx * direction + delta_y;
16
17 psi_l = atan2(delta_y, delta_x);
```

Abbildung 4-7: Matlab Code des Richtungsfeldes

## 4.2 Aufbau eines Formationsflugverhaltens

Der Formationsmodus hat das Ziel, eine kooperierende Formation aus 2 Flugzeugen aufzubauen. Dazu wird eine Formation angestrebt, in der ein Flugzeug vorausfliegt, das somit den Formationsführer (Leader) darstellt, und ein zweites Flugzeug folgt, welches sich auf Basis des Leaders relativ hierzu positioniert (Follower). Der Leader gibt eigenständig und ohne Einwirkung des Followers die Flugbahn vor. Diese Art der Formation wird als Leader-Follower Formation bezeichnet.

Für die Einnahme der Formationsposition des Followers muss ein Konzept aufgestellt werden, welches Vorgabewerte zur Einnahme der Formationsposition mittels der implementierten Flugbahnregelung berechnet. Die in Kapitel 3.2.2.1 vorgestellte Flugbahnregelung legt daher den Rahmen der zu berechnenden Eingangswerte fest.

Da die Berechnung der Formationsposition mittels der modifizierten PX4-Firmware auf dem Pixhawk des verfolgenden Flugzeugs durchgeführt wird, ist es notwendig, relevante Flugdaten, die für die Charakterisierung der Flugbahn und der Position des Leaders notwendig sind, zu kommunizieren. Dies wird mittels des externen Telemetrieprotokolls MAVLink über eine dafür vorgesehene Telemetriestrecke durchgeführt. Die kommunizierten Daten müssen in die interne Datenstruktur der PX4-Firmware übertragen werden, sodass diese für die Modellierung der Berechnung innerhalb des Simulink Modells verwendet werden können. Die Modellierung in Simulink muss so konfiguriert werden, dass der Formationsmodus aus Sicherheitsgründen im Flugversuch vom Sicherheitspiloten durch eine Steuereingabe an der RC ein- und ausschaltbar ist. Das Arbeitspaket zur Umsetzung des Formationsmodus lässt sich somit in 4 Punkte gliedern, dessen Bearbeitung in Abbildung 4-8 chronologisch dargestellt ist.



Abbildung 4-8: Umsetzung des Formationsmodus

### 4.2.1 Definition der Regelgrößen

Die Berechnung der Regelgrößen zur Einnahme der Formationsposition des Followers geschieht auf Basis der zur Verfügung stehenden Flugbahnregelung und setzt sich aus zwei Anforderungen zusammen. Für den Formationsflug müssen die Formationsteilnehmer die gleiche Flugbahn befolgen und eine abgestimmte Relativposition zueinander einhalten. Da der Leader eigenständig die Formationsposition vorgibt, lassen sich die Vorgabewerte der Flugbahnregelung des Followers aus der oben genannten Anforderung in jeweils zwei Komponenten einteilen:

- 1) **Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders**
- 2) **Kompensation der Flugbahn zur Einhaltung der Formationsposition**

Die implementierte Flugbahnregelung setzt die Regelung der Flugbahn in Horizontalrichtung über eine Kursregelung, in Vertikalrichtung über eine Regelung der Vertikalgeschwindigkeit und in Längsrichtung über eine Geschwindigkeitsregelung um. Da der Formationsflug durch verschiedene flugmechanische Parameter charakterisiert wird und somit auf verschiedene Arten geregelt werden kann, werden im Folgenden mögliche Vorgabewerte diskutiert, verglichen und hinsichtlich der Umsetzung innerhalb der bestehenden Flugbahnregelung ausgewählt.

#### 1. Flugbahnregelung in Horizontalrichtung

Die Flugbahnregelung in Horizontalrichtung wird durch die Kommandierung eines Kurswinkels umgesetzt. Die erste mögliche Regelgröße in der Horizontalrichtung ist der Kurswinkel  $\psi$ , der durch die Ausrichtung der x-Achse des geodätischen und des flugzeugfesten Koordinatensystems definiert ist. Der Bahnazimut  $\chi$ , der durch die Ausrichtung der x-Achse des geodätischen und des flugbahnfesten Koordinatensystems definiert ist, stellt eine weitere potentielle Regelgröße dar. Da damit zu rechnen ist, dass die Flugzeuge während des Formationsfluges sowohl seitlich angeströmt als auch durch Windwirkung in ihrer Flugbahn beeinflusst werden, zeigt Abbildung 4-9, weshalb die Kommandierung des Bahnazimuts  $\chi$  sinnvoll ist. Hier ist eine vollständige Betrachtung der Koordinatensysteme und Winkel in der Horizontalebene dargestellt, die durch die x- und y-Achse aufgespannt wird. Infolge lokaler seitlicher Anströmung durch den Geschwindigkeitsvektor  $V_A$  kann sich der Schiebewinkel  $\beta$  einstellen. Des Weiteren kann das Flugzeug durch lokalen Windeinfluss in Folge des Windschiebewinkels  $\beta_w$  rotiert werden. Der Einfluss dieser beiden Störgrößen auf die Änderung der Flugbahn lässt sich nicht mit dem Kurswinkel  $\psi$  bestimmen. Der Bahnazimut  $\chi$  wird dieser Anforderung jedoch

gerecht und wird deshalb als Komponente zur Regelung der Flugbahn in Horizontalrichtung ausgewählt (Brockhaus et al. 2011, S.699f.).

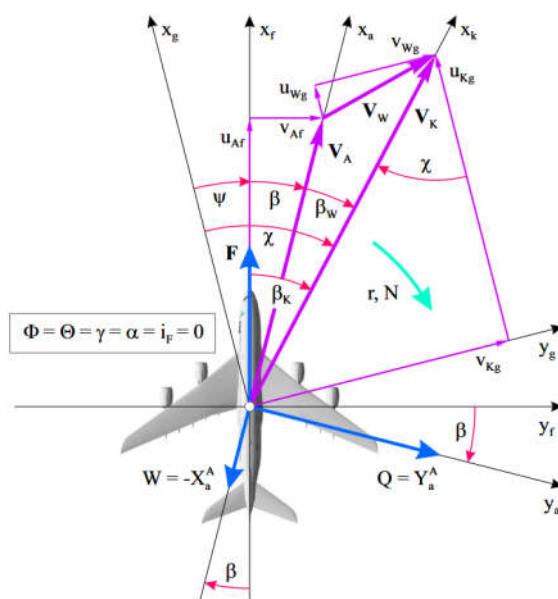


Abbildung 4-9: Winkel Horizontalebene (Prof. Dr.-Ing. Jörg Buchholz 2017, S.97)

Der Bahnazimut  $\chi$  lässt sich trigonometrisch durch die Geschwindigkeitsanteile  $u_g$  und  $v_g$  (in Abbildung 4-9 als  $u_{kg}$  und  $V_{kg}$  bezeichnet) im geodätischen System anhand Gleichung 4.3 berechnen.

## 2. Flugbahnregelung in Vertikalrichtung

Die Flugbahnregelung in Vertikalrichtung wird durch die Kommandierung einer Vertikalgeschwindigkeit  $w_g$  im geodätischen Koordinatensystem umgesetzt. Die Flugbahn in Vertikalrichtung lässt sich neben der Vertikalgeschwindigkeit auch durch den Bahnwinkel  $\gamma$  beschreiben. Da die Verwendung des Bahnwinkels  $\gamma$  als Vorgabewert für die Flugbahnregelung in der Vertikalen jedoch mindestens die Einführung eines weiteren Proportionalitätsfaktors benötigt, wird von dieser Lösung abgesehen. Es wird daher die Vertikalgeschwindigkeit  $w_{g,L}$  des Leaders vorgesteuert, die in der Lage ist, Störungen durch lokalen Windeinfluss zu erfassen und somit die vertikale Flugbahn eindeutig zu charakterisieren.

## 3. Flugbahnregelung in Längsrichtung

In Längsrichtung kommandiert die implementierte Flugbahnregelung eine Horizontalgeschwindigkeit. In der Horizontalrichtung können sowohl die True Airspeed  $V_{TAS}$  als auch die Ground Speed  $V_{GS}$  kommandiert werden. Die True Airspeed beschreibt die

Geschwindigkeit des Flugzeugschwerpunkts relativ zur umgebenden Luftschicht. Durch unterschiedliche Anströmverhältnisse innerhalb der Formation kann deshalb mit der True Airspeed keine einheitliche Geschwindigkeit zur Charakterisierung der Flugbahn in Längsrichtung beider Flugzeuge gefunden werden. Da die Ground Speed die Geschwindigkeit relativ zu einem ruhenden Punkt auf der Erde beschreibt, liefert sie einen Zusammenhang für eine gleichwertige Beschreibung der Flugbahnen in Längsrichtung. Die Relationen der Geschwindigkeitsanteile, die für die Berechnung der Ground Speed erforderlich sind, werden in Abbildung 4-10 dargestellt.

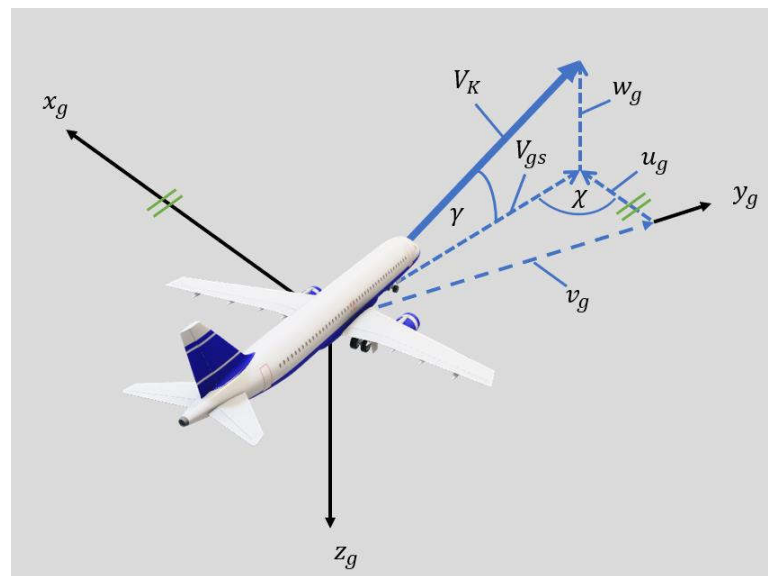


Abbildung 4-10: Darstellung Ground Speed

Die Kommandierung des Bahngeschwindigkeitsvektors  $V_K$  zur Regelung der Flugbahn in Längsrichtung ist nicht zulässig, da dieser den Anteil der Vertikalgeschwindigkeit  $w_g$  enthält, der bereits für die Regelung der Flugbahn in Vertikalrichtung verwendet wird. Die Ground Speed wird durch Gleichung 4.18 mit dem Bahngeschwindigkeitsvektor  $V_K$  und dem Bahnwinkel  $\gamma$  bestimmt (Brockhaus et al. 2011, S.371).

$$V_{gs} = V_K * \cos \gamma \quad (4.18)$$

Aus der bisherigen Betrachtung konnten Parameter identifiziert werden, die die Flugbahn des vorausfliegenden Flugzeugs charakterisieren. Für die Einnahme einer Formationsposition muss außerdem die Relativpositionierung zwischen den beiden Flugzeugen berücksichtigt werden. Die vorgesteuerte Flugbahn des Leaders muss deshalb in Abhängigkeit der Relativpositionierung zwischen den beiden Flugzeugen angepasst werden. Hierzu wird die Abweichung zu einem Sollpositionspunkt der Formation in der Horizontal-, Vertikal- und Längsrichtung berechnet. Die daraus entstehenden



Formationsabstände  $dx$ ,  $dy$  und  $dz$  müssen dann in der entsprechenden Längs-, Horizontal- und Vertikalregelung der Flugbahn kompensiert werden.

Die Berechnung der Regelgrößen der Flugbahnregelung ergibt somit ein Konzept, das jeweils aus der Vorsteuerung der Flugbahn des vorausfliegenden Flugzeugs und einer P-Regelung zur Kompensation der Abweichung der Formationsposition besteht. Im Rahmen der erstmaligen Erprobung im Flugversuch wird die Regelung zur Kompensation der Formationsabstände zunächst nur mittels P-Regelungen umgesetzt. Die Einführung von Integratoren sollte hier schrittweise in den Flugversuchen erfolgen, konnte aber aufgrund der Schließung des DLRs nicht mehr umgesetzt werden. Es ergeben sich somit folgende Regelgrößen:

1) **Horizontalregelung**

$$\chi_{command} = \chi_L - \chi_{dy} \quad (4.19)$$

$$\chi_{dy} = K_{p,dy} * dy \quad (4.20)$$

2) **Vertikalregelung**

$$w_{g,command} = w_{g,L} - w_{g,dz} \quad (4.21)$$

$$w_{g,dz} = K_{p,dz} * dz \quad (4.22)$$

3) **Längsregelung**

$$V_{gs,command} = V_{gs,L} - V_{gs,dx} \quad (4.23)$$

$$V_{gs,dx} = K_{p,dx} * dx \quad (4.24)$$

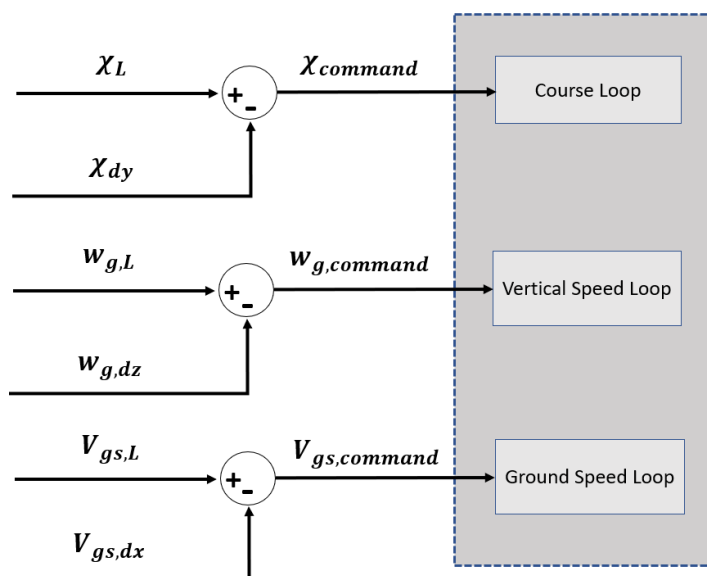


Abbildung 4-11: Regelgrößen Formationsmodus

Eine Übersicht über die der Berechnung der Regelgrößen des Formationsmodus im Simulink Modell ist in Anhang C.2 gegeben.

### 4.2.2 Bestimmung der Relativposition

Der Formationsflug in der hier vorgesehenen Leader-Follower Formation stellt die Anforderung, dass das nachfliegende Flugzeug einen Relativabstand basierend auf der Position des vorausfliegenden Flugzeugs einhält. Für den Formationsmodus ergibt sich hieraus also die Aufgabe, ein Berechnungsschema aufzustellen, welches einen Formations-sollpunkt definiert und die Abweichung des Followers von der Sollposition berechnet. Dieses Berechnungsschema muss anhand der in der PX4-Firmware zur Verfügung stehenden Positions- und Flugdaten umgesetzt werden. Die Berechnung und Umsetzung des Formationsmodus erfolgt innerhalb der modellbasierten Flugsteuerung in der modifizierten PX4-Firmware auf dem Pixhawk des Followers. Das bedeutet, dass die Positionsdaten des Followers aus der internen uORB Datenstruktur entnommen werden können und die Daten des vorausfliegenden Flugzeuges über MAVLink kommuniziert werden müssen.

Daher muss im ersten Schritt überprüft werden, welche Positionsdaten in der PX4-Firmware vorliegen und inwiefern sich diese für die Berechnung der Relativposition eignen. Die PX4-Firmware referenziert die Position des verwendeten Flugobjektes standardmäßig in zwei Koordinatensystemen:

#### 1) Lokales NED System

Das lokale NED System berechnet die Position des Flugzeuges unter North-East-Down Ausrichtung der Koordinatenachsen mit einem lokalen Koordinatenursprung (vgl. Abbildung 4-1, S.21). Die Position wird im uORB Topic *local\_position* bereitgestellt, welches in Abbildung 4-12 dargestellt ist.

```
55  * Fused local position in NED.
56  */
57  struct vehicle_local_position_s {
58      uint64_t timestamp;           /**< Time of this estimate, in microseconds since system start */
59      bool xy_valid;                /**< true if x and y are valid */
60      bool z_valid;                /**< true if z is valid */
61      bool v_xy_valid;             /**< true if vx and vy are valid */
62      bool v_z_valid;             /**< true if vz is valid */
63      /* Position in local NED frame */
64      float x;                     /**< X position in meters in NED earth-fixed frame */
65      float y;                     /**< Y position in meters in NED earth-fixed frame */
66      float z;                     /**< Z position in meters in NED earth-fixed frame (negative altitude) */
```

Abbildung 4-12: *local\_position* topic (Lorenz Meier 2012r)

Der Ursprung des lokalen NED Systems wird in der PX4-Firmware bei der Einschaltung des Pixhawk in der aktuellen Position definiert. Da somit durch das jeweilige Flugzeug ein unterschiedlicher Koordinatenursprung gesetzt wird, eignet es sich nicht für eine einheitliche Referenz der Positionen beider Flugzeuge.

## 2) World Geodetic System 1984

Das World Geodetic System 1984 (WGS 84) bestimmt die Position des Flugzeugs anhand des Längen- und Breitengrades. Die Höhe wird hier über dem mittleren Meeresspiegel (mean sea level, MSL) referenziert. Der Ursprung des Systems liegt im Erdmittelpunkt. In Abbildung 4-13 ist das uORB topic, welches die Position im WGS 84 System bereitstellt, abgebildet.

```
54  * GPS position in WGS84 coordinates.
55  */
56  struct vehicle_gps_position_s {
57      uint64_t timestamp_position;           /**< Timestamp for position information */
58      int32_t lat;                          /**< Latitude in 1E-7 degrees */
59      int32_t lon;                          /**< Longitude in 1E-7 degrees */
60      int32_t alt;                          /**< Altitude in 1E-3 meters (millimeters) above MSL */
```

*Abbildung 4-13: vehicle\_gps\_position topic (Lorenz Meier 2012q)*

Das WGS84 System definiert die Position in einem globalen, erdfesten Ursprung. Es stellt somit ein einheitliches Koordinatensystem dar, welches die Erfassung der Relativposition zwischen Leader und Follower ermöglicht. Für die Definition der Formationsposition des Followers bedarf es jedoch eines Koordinatensystems (KOS), das die Position und Lage des Flugzeugs bestimmen kann. Das WGS84 System kann die Lage und Ausrichtung des Flugzeugs in der Luft nicht bestimmen, weshalb es sich in seiner Grundform für die Definition der Sollposition der Formation nicht eignet. Weil der Leader eigenständig die Flugbahn der Formation vorgibt, muss die Formationsposition des Followers auf Basis der Position des Leaders berechnet werden. Die Regelung der Flugbahn des Followers basiert darauf, dass er die gleiche Flugbahn wie die des Leaders einhält. So muss der Sollpunkt der Formation auch in Abhängigkeit der Zielflugbahn definiert werden. Die Ausrichtung des flugbahnfesten Koordinatensystems ermöglicht eine Positionsbestimmung in Abhängigkeit der Flugbahn. Es stellt sich daher die Aufgabe, die globale WGS 84 Position des Leaders in ein Hilfssystem zu transformieren, das entsprechend des bahnfesten Koordinatensystems des Leaders ausgerichtet ist. In Abhängigkeit der Koordinaten des Leaders im Hilfssystem kann dann die Sollposition des Followers bestimmt werden. Hierzu wird auf die Position des Leaders der Sollabstand zwischen den Flugzeugen addiert. Somit wird in Abhängigkeit der Position und Flugbahn des Leaders ein virtueller Formationspunkt erzeugt. Für die Definition des Sollpunktes der Formation muss also

die Position des Leaders im globalen WGS84 Koordinatensystem in das dem flugbahnfesten Koordinatensystem ausgerichteten Hilfssystem transformiert werden. In Abbildung 4-14 ist die Berechnung des Formationsollpunktes mit den entsprechenden Koordinatensystemen abgebildet. Das Hilfssystem wird mit dem Index  $k'$  versehen, während das tatsächliche bahnfeste Koordinatensystem mit dem Index  $k$  bezeichnet wird.

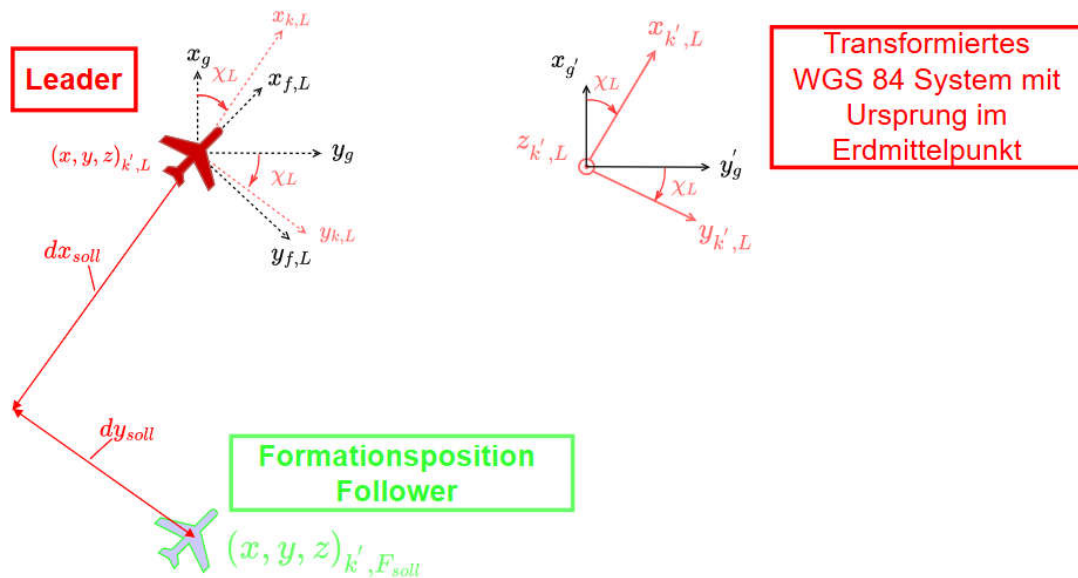


Abbildung 4-14: Formationsollpunkt xy-Ebene

Im oberen rechten Teil der Abbildung ist der Ursprung des globalen, transformierten WGS84 Koordinatensystem dargestellt. Der Ursprung des Systems liegt somit im Erdmittelpunkt und die Achsen  $x_{k'}$ ,  $y_{k'}$  und  $z_{k'}$  sind entsprechend der Flugbahn des Leaders orientiert. In diesem System werden die Koordinaten  $(x, y, z)_{k',L}$  des Leaders referenziert. Auf die Koordinaten des Leaders werden dann die Sollabstände  $dx_{soll}$ ,  $dy_{soll}$  und  $dz_{soll}$  addiert. In Abbildung 4-14 sind exemplarisch ein negativer Sollabstand  $dx_{soll}$  in  $x_{k,L}$ -Richtung und ein positiver Sollabstand  $dy_{soll}$  in  $y_{k,L}$ -Richtung eingezeichnet. Die Sollposition des Followers berechnet sich also mit den nachstehenden Gleichungen 4.25-4.27.

$$\mathbf{x}_{k',F_{soll}} = \mathbf{x}_{k',l} + \mathbf{dx}_{soll} \quad (4.25)$$

$$\mathbf{y}_{k',F_{soll}} = \mathbf{y}_{k',l} + \mathbf{dy}_{soll} \quad (2.26)$$

$$\mathbf{z}_{k',F_{soll}} = \mathbf{z}_{k',l} + \mathbf{dz}_{soll} \quad (4.27)$$

Das Ergebnis dieser Berechnungen ist eine virtuelle Sollposition des Followers im transformierten WGS 84 System. Um eine Abweichung des Followers von der Formationsposition zu bestimmen, muss die aktuelle Position des Followers mit der Sollposition verglichen werden. Die hieraus berechneten Differenzen  $dx$ ,  $dy$  und  $dz$  sollen dann in der

entsprechenden Regelung der Flugbahn kompensiert werden. Um die Differenz zur Sollposition berechnen zu können, muss auch die aktuelle Position des Followers in das Hilffssystem transformiert werden, welches entsprechend der Flugbahn des Leaders ausgerichtet ist. Die daraus resultierende Transformation erfolgt analog zu der des Leaders und nutzt ebenfalls WGS84 Positionsdaten.

In Abbildung 4-15 ist ein Beispiel für eine mögliche Abweichung von der Sollposition in der xy-Ebene dargestellt.

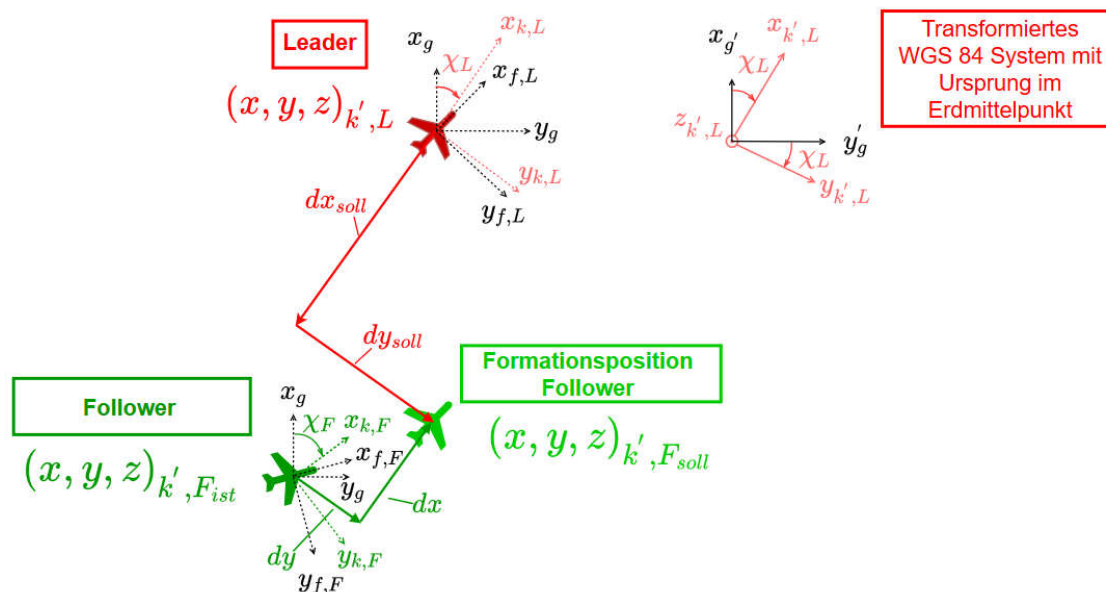


Abbildung 4-15: Berechnung Formationsabstand

Durch die Transformation der Position des Followers in das Hilffssystem können die in grün eingezeichneten Abweichungen  $dx$  und  $dy$  berechnet werden. Gleiches gilt für die Abweichung  $dz$ , die in der xy-Ebene jedoch nicht darstellbar ist. Die Abweichungen ergeben sich zu:

$$dx = x_{k',F_{soll}} - x_{k',F_{ist}} \quad (4.28)$$

$$dy = y_{k',F_{soll}} - y_{k',F_{ist}} \quad (4.29)$$

$$dz = z_{k',F_{soll}} - z_{k',F_{ist}} \quad (4.30)$$

Durch das Vorzeichen der bestimmten Abstände wird dann festgestellt, in welcher Richtung der Follower von der Formationsposition abweicht. In Gleichung 4.20, 4.22 und 4.24 wird dann die entsprechende Anpassung der Flugbahn zur Kompensation der Formationsabstände  $dx$ ,  $dy$  und  $dz$  berechnet. Bei einer Differenz von  $\chi_F$  und  $\chi_L$  größer  $90^\circ$  ergibt sich eine Vertauschung des  $dx$  und  $dy$  Abstandes. Um an dieser Stelle unzulässige Kompensationen durch  $\chi_{dy}$  und  $V_{gs,dx}$  zu vermeiden, werden sie bezüglich ihres Wertes

begrenzt. Dadurch wird gewährleistet, dass Differenzen in der Ausrichtung der Flugbahn des Followers zunächst durch die Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders ausgeglichen werden. Sobald der Follower die Flugbahn des Leaders eingenommen hat wird die Regelung zur Einnahme der Formationsposition durch die Komponenten  $\chi_{dy}$ ,  $V_{gs,dx}$  und  $w_{g,dz}$  wirksam.

### 4.2.3 Transformationen

Da eine direkte Transformation der Position aus dem WGS 84 System in das Hilfssystem, das entsprechend des bahnfesten Systems ausgerichtet ist, nicht möglich ist, bedarf es hierzu weiteren Zwischenschritten.

Die Position im Hilfssystem wird mittels Transformation der Position eines geodätischen System erzeugt. Die WGS 84 Koordinaten müssen also zunächst in ein geodätisches System transformiert werden. In der PX4-Firmware wird hierzu das geodätische NED System verwendet. Die Transformation der Position des WGS 84 System in das NED System ist mit einem weiteren Zwischenschritt verbunden. Für die Transformation der WGS 84 Positionsdaten in das NED System fällt ebenfalls ein weiterer Zwischenschritt an. Die WGS 84 Position muss als erstes in das geozentrische Earth-centered, Earth-fixed (ECEF) System transformiert werden (vgl. Abbildung 4-16). Aus dem ECEF System kann dann die Position im NED System erzeugt werden, wodurch final die Transformation in das Hilfssystem möglich ist.

Für die Transformation der WGS 84 Position in das Hilfssystem sind also insgesamt 3 Transformationen nötig:

1. Transformation der WGS 84 Koordinaten in ECEF Koordinaten
2. Transformation der ECEF Koordinaten in NED Koordinaten
3. Transformation der NED Koordinaten in das Hilfssystem

### 1) Transformation der WGS84 Koordinaten in ECEF Koordinaten

Das ECEF System stellt „ein dreidimensionales System mit Zentrum im Erdschwerpunkt, Z-Achse in der mittleren Rotationsachse, XY-Ebene in der mittleren Äquatorebene und XZ-Ebene in der mittleren Meridianebene von Greenwich“ dar (Christoph Haselberger 2011, S.11).

Um die WGS 84 Position, also die geographische Breite  $\phi$ , die geographische Länge  $\lambda$  und die Höhe  $h$  über dem Meeresspiegel, in das ECEF System zu transformieren, muss zunächst der Krümmungsradius  $N$  der zu transformierenden Koordinaten bestimmt werden. Dieser wird mit dem Wert der größeren Halbachse  $a$  des Erdellipsoiden sowie der ersten numerische Exzentrizität  $e$  berechnet. Hiermit lässt sich die WGS84 Position in das ECEF System transformieren (Christoph Haselberger 2011, S.11f.) (National Geospatial-Intelligence Agency 2014, Appendix B-3).

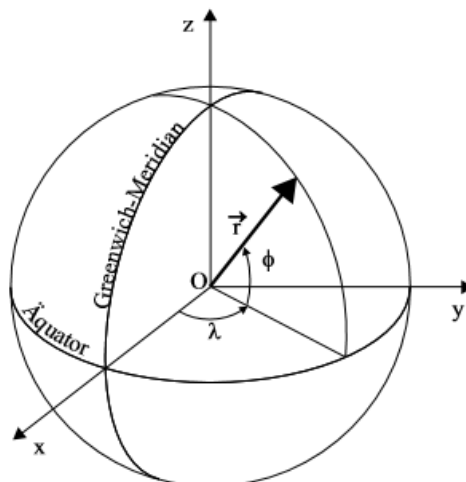


Abbildung 4-16: ECEF Transformation (Theresa Neuhierl 2005, S.29)

$$x_{ECEF} = (N + h) * \cos(\phi) * \cos(\lambda) \quad (4.31)$$

$$y_{ECEF} = (N + h) * \cos(\phi) * \sin(\lambda) \quad (4.32)$$

$$z_{ECEF} = [N(1 - e^2) + h] * \sin(\phi) \quad (4.33)$$

mit:

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 * \sin^2 \phi}} \quad (4.34)$$

$$e^2 = 6.69437999013 * 10^{-3}$$

$$a = 6378137m$$

## 2) Transformation der ECEF Koordinaten in NED Koordinaten

Die Transformation der ECEF Koordinaten ( $P_{ECEF}$ ) in NED Koordinaten ( $P_{NED}$ ) erfolgt in Gleichung 4.35 mit der Transformationsmatrix  $M_{NED/ECEF}$  anhand der geographischen Länge  $\lambda$  und der Breite  $\phi$ , durch die die zu transformierenden Koordinaten im ECEF-System definiert sind (Cai et al. 2011, S.31f.).

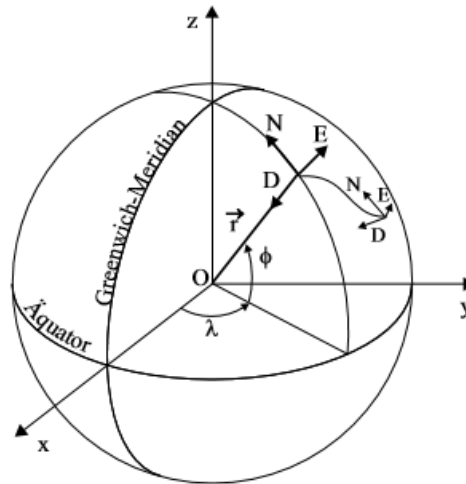


Abbildung 4-17: NED Transformation (Theresa Neuhierl 2005, S.29)

$$P_{NED} = M_{NED/ECEF} * (P_{ECEF} - P_{ref}) \quad (4.35)$$

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_{NED} = \begin{bmatrix} -\sin \phi \cos \lambda & -\sin \phi \sin \lambda & \cos \phi \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\cos \phi \cos \lambda & -\cos \phi \sin \lambda & -\sin \phi \end{bmatrix} * \left[ \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_{ECEF} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \right] \quad (4.36)$$

Der Positionsvektor  $P_{ref}$  in Gleichung 4.35 kann genutzt werden, um einen lokalen Koordinatenursprung des NED Systems, wie in Abbildung 4-17 dargestellt, zu setzen. Dies ist aber nicht nötig, denn es ist für die Berechnung der Relativpositionierung der beiden Flugzeuge nicht relevant, ob das Zielsystem, also das Hilfssystem, einen Koordinatenursprung im Erdmittelpunkt hat, oder ob dieser lokal definiert ist. Entscheidend ist, dass an dieser Stelle der Transformationen sowohl bei der Positionsberechnung des Leaders als auch des Followers jeweils der gleiche Koordinatenursprung, in diesem Fall weiterhin der Erdmittelpunkt, gewählt wird.



### 3) Transformation der NED Koordinaten in das Hilffssystem

Für die Transformation der geodätischen NED Koordinaten in das Hilffssystem wird hier auf Gleichung 4.4 verwiesen.

#### 4.2.4 Telemetriestrecke zur Datenübertragung

Aus der Berechnung der Vorgabewerte für den Formationsmodus ergibt sich, dargestellt in Abbildung 4-18, folgender Satz an Positions- und Geschwindigkeitsdaten, die der Follower über MAVLink empfangen muss:

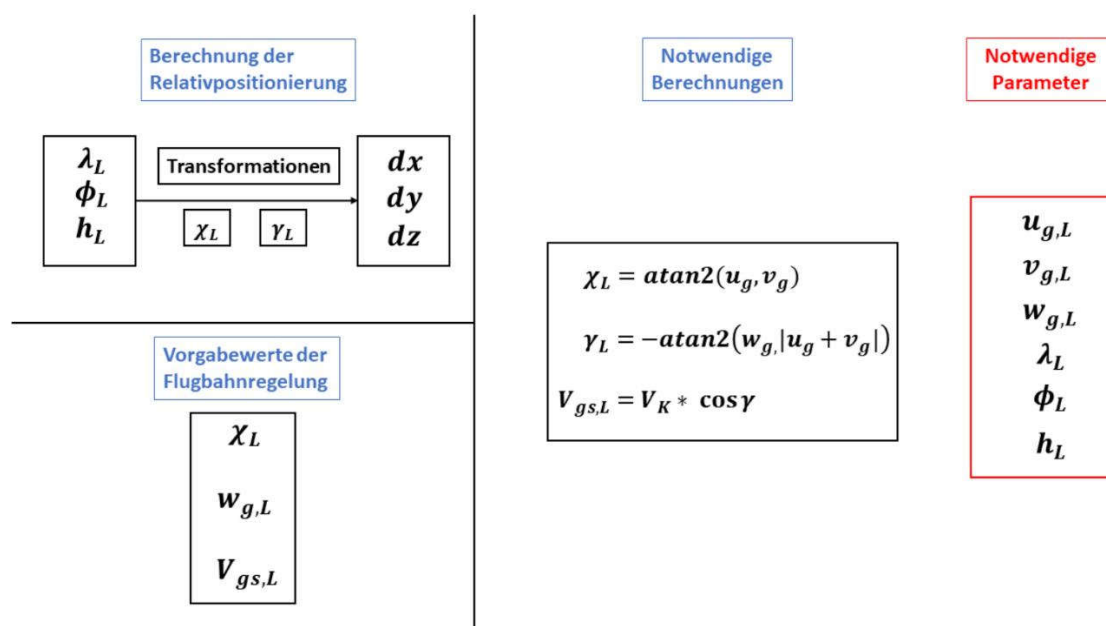


Abbildung 4-18: Berechnungsschema Formationsmodus

Damit die Parameter für die Berechnung innerhalb des Simulink Modells verwendet werden können, müssen sie in die interne Datenstruktur, also in ein dafür angelegtes uORB Topic, der PX4-Firmware des Followers übertragen werden. Auf dem vorausfliegenden Flugzeug wird eine Ardupilot Flugsteuerungssoftware genutzt. Deshalb stehen für die Kommunikation die MAVLink Messages zur Verfügung, die im Ardupilot spezifischen Dialect definiert und inkludiert sind. Im Ardupilot Dialect inkludiert ist auch das für alle MAVLink kompatiblen Systeme, standardmäßig definierte Common Messages Set. In der MAVLink Dokumentation wird empfohlen, Messages des Common Sets gegenüber Dialect spezifischen vorzuziehen, sofern die notwendigen Informationen in diesen enthalten sind. Daher wurden die Common Messages auf die notwendigen Parameter überprüft. Hieraus konnte die *GLOBAL\_POSITION\_INT* Message identifiziert werden, die in Abbildung 4-19 dargestellt ist.

### GLOBAL\_POSITION\_INT ( #33 )

[Message] The filtered global position (e.g. fused GPS and accelerometers). The position is in GPS-frame (right-handed, Z-up). It is designed as scaled integer message since the resolution of float is not sufficient.

Field Name	Type	Units	Description
time_boot_ms	uint32_t	ms	Timestamp (time since system boot).
lat	int32_t	degE7	Latitude, expressed
lon	int32_t	degE7	Longitude, expressed
alt	int32_t	mm	Altitude (MSL). Note that virtually all GPS modules provide both WGS84 and MSL.
relative_alt	int32_t	mm	Altitude above ground
vx	int16_t	cm/s	Ground X Speed (Latitude, positive north)
vy	int16_t	cm/s	Ground Y Speed (Longitude, positive east)
vz	int16_t	cm/s	Ground Z Speed (Altitude, positive down)
hdg	uint16_t	cdeg	Vehicle heading (yaw angle), 0.0..359.99 degrees. If unknown, set to: UINT16_MAX

Abbildung 4-19: Message – in Anlehnung an (Lorenz Meier 2012c)

Sie enthält die WGS84 Positionsdaten, wobei hier die geographische Breite  $\phi$  als Latitude (lat), die geographische Länge  $\lambda$  als Longitude (lon) und die Höhe  $h$  als Altitude (alt) bezeichnet sind. Auch die Geschwindigkeitsanteile  $u_g$ ,  $v_g$  und  $w_g$  im NED System (hier vx, vy und vz genannt) können aus der Message entnommen werden. Die Message deckt somit alle benötigten Parameter des Leaders ab.

Das MAVLink Modul des Followers muss nun so modifiziert werden, dass die GLOBAL\_POSITION\_INT Message registriert und die darin enthaltenen Daten in ein dafür vorgesehenes uORB Topic veröffentlicht werden.

Hierzu wird zunächst ein neues uORB Topic definiert. Das Anlegen eines benutzerdefinierten uORB Topics erfolgt in 2 Schritten (Lorenz Meier 2012p):

Zuerst wird im msg Verzeichnis der PX4-Firmware eine neue Textdatei angelegt, in der die Variablen initialisiert werden, die den Werten der GLOBAL\_POSITION\_INT Message entsprechen.

```

1 # This struct contains global position data of the formation leading aircraft
2
3 uint32 time_boot_ms      # Timestamp (time since system boot) - ms
4 int32  lat               # Latitude, expressed - degE7
5 int32  lon               # Longitude, expressed - degE7
6 int32  alt               # Altitude, expressed - mm
7 int32  relative_alt     # Altitude above ground - mm
8 int16  vx                # Ground X Speed - cm/s
9 int16  vy                # Ground Y Speed - cm/s
10 int16  vz                # Ground Z Speed - cm/s
11 uint16 hdg              # Vehicle heading - cdeg

```

Abbildung 4-20: Aufbau des Topics

Anschließend muss im gleichen Verzeichnis der Name des Topics in der Datei CMakeLists.txt hinzugefügt werden. Aus der Textdatei wird eine entsprechende Header-

Datei generiert, in der ein Struct mit den Variablen aus der Message definiert ist. Durch Inkudieren der Header-Datei kann das Topic nun im weiteren Verlauf im Code verwendet werden.

Die `GLOBAL_POSITION_INT` Message wird von allen MAVLink verwendenden Fluggeräten standardmäßig an die dazugehörige Bodenstation ausgesendet. Damit sie jedoch auf dem Pixhawk des Followers als eingehende Message registriert wird, muss in der PX4-Firmware der Code des MAVLink Moduls entsprechend modifiziert werden. Der Code, der die Verarbeitung der empfangenen Nachrichten umsetzt, ist in der Datei `mavlink_receiver.cpp` und der dazugehörigen Header-Datei `mavlink_reciver.h` im Verzeichnis des MAVLink Moduls definiert. Der Code überprüft an dieser Stelle die Message ID der eintreffenden Nachricht. Anhand der Message ID kann der Inhalt identifiziert und zugeordnet werden. Entsprechend wird dann eine Funktion aufgerufen, die den Inhalt der Message in das dafür vorgesehene uORB Topic veröffentlicht. In der Dokumentation der PX4-Firmware wird die notwendige Erweiterung des Codes beschrieben, um benutzerdefinierte MAVLink Messages zu empfangen. Die darin beschriebenen Ergänzungen der Header-Datei `mavlink_receiver.h` werden in folgenden Schritten umgesetzt (Lorenz Meier 2012e):

1. Inkudieren der Headerdatei des erstellten uORB Topics

```
#include <uORB/topics/test_dummy.h>
```

2. Deklaration einer Funktion zur Verarbeitung der gesendeten Daten

```
void handle_message_global_position_int(mavlink_message_t *msg);
```

3. Hinzufügen eines uORB Publishers in der `MavlinkReceiver` Klasse

```
orb_advert_t _test_dummy_pub;
```

In der `mavlink_receiver.cpp` Datei wird die ID der `GLOBAL_POSITION_INT` Message ergänzt (Lorenz Meier 2012e).

```
371     //DLR_TK: inserting case for global position int message
372     case MAVLINK_MSG_ID_GLOBAL_POSITION_INT:
373         handle_message_global_position_int(msg);
374         break;
375     //DLR_TK: end
```

Abbildung 4-21: Message Funktionsaufruf

Außerdem wird die in der Header-Datei deklarierte `handle_message_global_position_int` Funktion implementiert (Lorenz Meier 2012e). Die Funktion dekodiert die empfangene Message und weist die Daten einem Objekt des Structs aus der generierten

Header-Datei des angelegten Topics zu. Dann wird überprüft, ob in dem entsprechenden Topic bereits Daten veröffentlicht worden sind. Entsprechend wird eine Funktion aufgerufen, die entweder erstmalig die Daten veröffentlicht oder die bestehenden Daten der letztmalig empfangenen Message überschreibt. Die vollständige `handle_message_global_position_int` Funktion ist in Abbildung 4-22 dargestellt.

```
758 //DLR_TK: implementing the handle_message_global_position_int function
759 void
760 MavlinkReceiver::handle_message_global_position_int(mavlink_message_t *msg)
761 {
762
763     mavlink_global_position_int_t leader;
764     mavlink_msg_global_position_int_decode(msg, &leader);
765
766     struct test_dummy_s l = {};
767
768     l.timestamp = leader.time_boot_ms;
769     l.time_boot_ms = leader.time_boot_ms;
770     l.lat = leader.lat;
771     l.lon = leader.lon;
772     l.alt = leader.alt;
773     l.relative_alt = leader.relative_alt;
774     l.vx = leader.vx;
775     l.vy = leader.vy;
776     l.vz = leader.vz;
777     l.hdg = leader.hdg;
778
779
780     if (_test_dummy_pub == nullptr) {
781         _test_dummy_pub = orb_advertise(ORB_ID(test_dummy), &l);
782     } else {
783         orb_publish(ORB_ID(test_dummy), _test_dummy_pub, &l);
784     }
785
786
787 }
788 //DLR_TK: end
```

Abbildung 4-22: Handle Message Funktion

Abschließend wird für die Kommunikation zwischen den Rangern eine separate Telemetriestrecke auf 433MHz Basis eingerüstet, die jeweils über den Telem2 Port des Pixhawk des Leaders und des Followers verwendet wird. MAVLink Messages können in ihrer stream rate über einen Parameter in der Ardupilot Firmware, die auf dem Leader verwendet wird, angepasst werden. Hierzu wird der `SR2_Position` Parameter in der Bodenstationsoftware auf die maximale Stream Rate von 10 Hz gesetzt (*Ardupilot 2019b*).

### 4.2.5 Anbindung in die PX4-Firmware

Um während des Flugversuchs Parameter des Formationsmodus anpassen zu können, kann durch die MAVLink Konsole in der Bodenstationssoftware auf die Nutshell des Pixhawk zugegriffen werden. Gegebenenfalls einzustellende Parameter sind deshalb als benutzerdefinierte PX4-Parameter einzuführen. Hierzu zählen auch die P-Faktoren der Flugbahnregelung. In Abhängigkeit des Vorzeichens der Formationsabweichungen  $dx$ ,  $dy$  und  $dz$  müssen anhand Gleichung 4.19, 4.21 und 4.23 die Vorzeichen der P-

Faktoren  $K_{p,dx}$ ,  $K_{p,dy}$  und  $K_{p,dz}$  für die korrekten Kompensationen der Flugbahn festgelegt werden. Die ist exemplarisch in Abbildung 4-23 dargestellt.

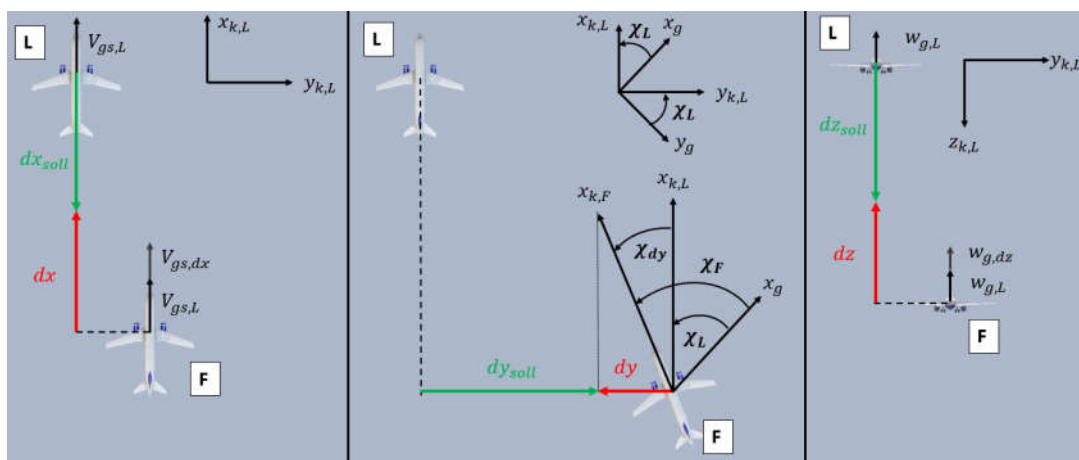


Abbildung 4-23: Flugbahnkompensation Formationsflug

Befindet sich der Follower (F) hinter der durch den Leader (L) vorgegebenen Sollposition, ergibt sich nach Gleichung 4.28 ein positiver Formationsabstand  $dx$ . Für die Kompensation ist ein positiver Anteil  $V_{gs,dx}$  notwendig. Damit dieser in Gleichung 4.7 positiv einfließt, muss das Vorzeichen von  $K_{p,dx}$  negativ sein. Der in Abbildung 4-23 dargestellte Formationsabstand  $dy$  in der Horizontalrechnung wird durch Gleichung 4.29 als negativer Wert berechnet. Für die entsprechende Kompensation muss ein negativer Anteil  $\chi_{dy}$  (Änderung des Bahnazimuts gegen den Uhrzeigersinn) berechnet werden. Durch Einsetzen von Gleichung 4.4 in 4.3 ergibt sich daher, dass  $K_{p,dy}$  ein negatives Vorzeichen erhält. In der Vertikalrichtung wird für die in Abbildung 4-23 dargestellte Anordnung von Leader und Follower nach Gleichung 4.30 ein negativer Formationsabstand  $dz$  berechnet. Da die vertikale  $z$ -Achse des NED Systems in positive Richtung nach unten zeigt, wird das Sinken des Flugzeugs als positive- und das Steigen des Flugzeugs als negative Vertikalgeschwindigkeit  $w_g$  gewertet. Für die Kompensation einer negativen Formationsabweichung  $dz$  muss also eine negative Vertikalgeschwindigkeit kommandiert werden. Damit eine negative Komponente  $w_{g,dz}$  in Gleichung 4.5 bei einer negativen Formationsabweichung eingestellt wird, muss nach Gleichung 4.6 ein negatives Vorzeichen für  $K_{p,dz}$  eingeführt werden.

Parametername	Bedeutung	Standardwert
DX_SOLL	Formationsabstand in $x_k$ -Richtung	-20m
DY_SOLL	Formationsabstand in $y_k$ -Richtung	20m
DZ_SOLL	Formationsabstand in $z_k$ -Richtung	20m
H_CTRL_CHI_P	Proportionalitätsfaktor $K_{p,dy}$	$-0.026 \frac{rad}{m}$
L_CTRL_GSP_P	Proportionalitätsfaktor $K_{p,dx}$	$-0.12 \frac{m * s^{-1}}{m}$
V_CTRL_WG_P	Proportionalitätsfaktor $K_{p,dz}$	$-0.04 \frac{m * s^{-1}}{m}$
H_CTRL_CHI_MAX	Begrenzung der horizontalen Kompensation $\chi_{dy}$	$\pm 0.026 \text{ rad}$
L_CTRL_GSP_MAX	Begrenzung der Längskompensation $V_{gs,dx}$	$\pm 2 \frac{m}{s}$
V_CTRL_WG_MAX	Begrenzung der vertikalen Kompensation $w_{g,dz}$	$\pm 0.8 \frac{m}{s}$

Tabelle 4-2: PX4-Parameter Formationsmodus

### 5 Testaufbau und Durchführung

In diesem Kapitel werden die durchgeführten Boden- und Flugtests erläutert, die für die Bewertung der implementierten Flugsteuerung unerlässlich sind. Im Rahmen der Bodentests werden die Implementierungen hinsichtlich der grundlegenden Funktionalität getestet und vorbereitend für die Durchführung der Flugversuche überprüft.

#### 5.1 Bodentests

##### 5.1.1 Überprüfung der Telemetriestrecke

Hauptvoraussetzung für die Umsetzung des Formationsmodus ist eine funktionierende Datenübertragung der Positions- und Geschwindigkeitsdaten des Leaders. Deshalb muss das Empfangen der in das MAVLink Modul des Followers implementierten Message in Vorbereitung für den Flugversuch überprüft und sichergestellt werden. Hierzu wird die für die Kommunikation zwischen den Rangern verwendete Telemetriestrecke, die über den Telem2 Port des jeweiligen Pixhawks des Leaders und Followers eingerichtet wird, getestet. Zunächst wird die Telemetrier Verbindung des Followers zur Bodenstation initialisiert, die über den Telem1 Port betrieben wird. In der Bodenstation des Followers kann dann mittels MAVLink auf die Nutshell des Pixhawks zugegriffen, wodurch das Topic mit den Positions- und Geschwindigkeitsdaten des Leaders ausgelesen werden kann. Hierzu wird der *listener* Befehl genutzt. Da die MAVLink Verbindung des Leaders zunächst noch bewusst deaktiviert ist, ist mit dem Callback *never published* in der Konsole zu rechnen. Dies zeigt, dass die korrespondierende MAVLink Message des Topics noch nicht empfangen worden ist und somit auch keine Daten im Topic vorliegen.

Nachdem beim erstmaligen Auslesen des Topics das erwartete Callback *never published* verzeichnet werden konnte, wird der Leader eingeschaltet und die MAVLink Verbindung zu der dazugehörigen Bodenstation aktiviert. Ein erneutes Auslesen des Topics zeigt, dass nun Daten veröffentlicht worden sind. Um die Plausibilität der Daten zu testen, kann das in der Message enthaltene Heading des Leaders herangezogen werden. Hierzu wird nach einer Änderung des Headings des Leaders der im topic veröffentlichte Wert mit dem Wert verglichen, der im Primary Flight Display der Bodenstation angezeigt wird. Änderungen können übereinstimmend festgestellt werden.

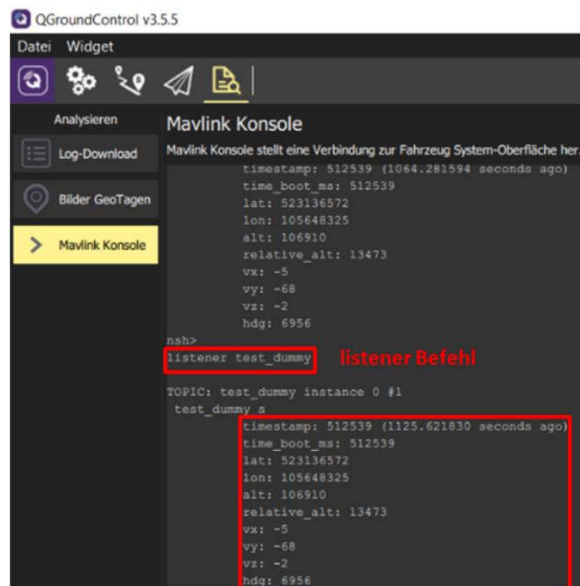


Abbildung 5-1: Telemetrietest

### 5.1.2 Validierung der Transformationen und der Ablagenberechnung

Um die Berechnung der Formationsposition in Vorbereitung für den Flugversuch zu validieren, werden schrittweise die Ergebnisse der Transformationen sowie die Ablagenberechnung ( $dx$ ,  $dy$  und  $dz$ ) innerhalb des Simulink Modells überprüft. Hierzu wird in einem ersten Schritt die Fake-GPS Funktion des GPS Moduls genutzt, die es ermöglicht, die Berechnung der Transformationen im Simulink Modell mit einer simulierten Position und einer simulierten Fluggeschwindigkeit durchzuführen (Lorenz Meier 2012b). Um die einzelnen transformierten Positionen nachvollziehen zu können, wird für jede Transformation ein eigenes uORB Topic definiert, wodurch die Zwischenergebnisse (ECEF und NED Position) der Gesamttransformation ausgelesen werden können. Um Vergleichswerte zu schaffen, wird händisch eine vollständige Transformation in das Zielsystem mit der simulierten WGS 84 Position berechnet. Nachdem die korrekte Umsetzung der Transformationen bestätigt werden konnte, werden mit den simulierten Positionen schließlich die resultierenden Formationsabstände  $dx$ ,  $dy$  und  $dz$  überprüft. Da dem Leader und dem Follower die gleiche Position mittels Fake GPS zugewiesen wurde, ist zu erwarten, dass die Formationsabstände den eingestellten Formationsabständen  $dx_{soll}$ ,  $dy_{soll}$  und  $dz_{soll}$  entsprechen. Diese wurden hier exemplarisch auf jeweils 20m eingestellt. Im linken Teil von Abbildung 5-2 werden die Formationsabstände mit den simulierten WGS 84 Positionen aus dem korrespondierenden uORB Topic ausgelesen. Die Variablen  $x$ ,  $y$  und  $z$  des Topics entsprechen dabei den Formationsabständen  $dx$ ,  $dy$  und  $dz$  und ergeben wie erwartet die eingestellten Formationsabstände. Um das System final unter realen Bedingungen zu testen, werden exemplarisch zwei Pixhawk Cube 2 unter Verwendung von realen GPS Daten betrieben. Um die im vorherigen



Kapitel beschriebene Telemetriestrecke nachzustellen werden die Autopiloten über die Telem2 Ports per Kabel direkt verbunden. Der rechte Teil von Abbildung 5-2 zeigt das Ergebnis der Berechnung der Formationsabstände unter Verwendung realer GPS Daten mittels der dafür vorgesehenen Telemetriestrecke. Es zeigt sich, dass aufgrund der Schwankungen der GPS Positionen leichte Abweichungen von den Formations Sollabständen entstehen. Der Test bestätigt jedoch an dieser Stelle die Funktionalität der Berechnung der Formationsposition unter realen Flugversuchsbedingungen.

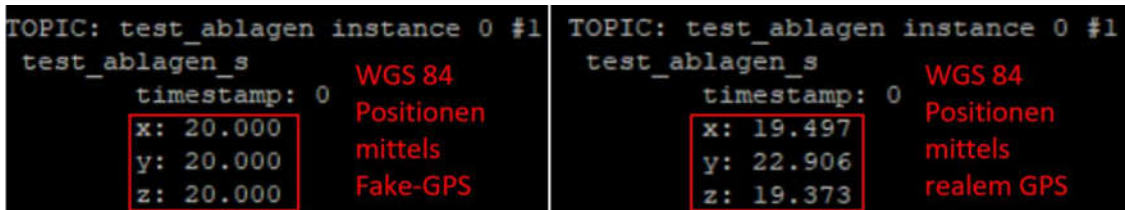


Abbildung 5-2: Ablagentest

### 5.1.3 Funktionalität der Kreismittelpunktberechnung

Für die Kreismittelpunktberechnung ist in Simulink eine Logik entworfen worden, die die Berechnung und Speicherung der Kreismittelpunktkoordinaten in Abhängigkeit der Aktivierung des Warteflugmodus umsetzt. Dafür wird eine Kombination aus einem *enabled subsystem* (reference position in Abbildung 5-3) und einem *detect change* Block verwendet. Die Logik ist dabei so aufgebaut, dass nach einer Aktivierung des Modus (Paparazzi Modus = 3) die letztmalig ausgelesenen Positionskoordinaten  $x_{ref\_in}$ ,  $y_{ref\_in}$  und  $z_{ref\_in}$  des *enabled subsystems* als konstantes Signal ausgegeben werden ( $x_{ref\_out}$ ,  $y_{ref\_out}$ ,  $z_{ref\_out}$ ).

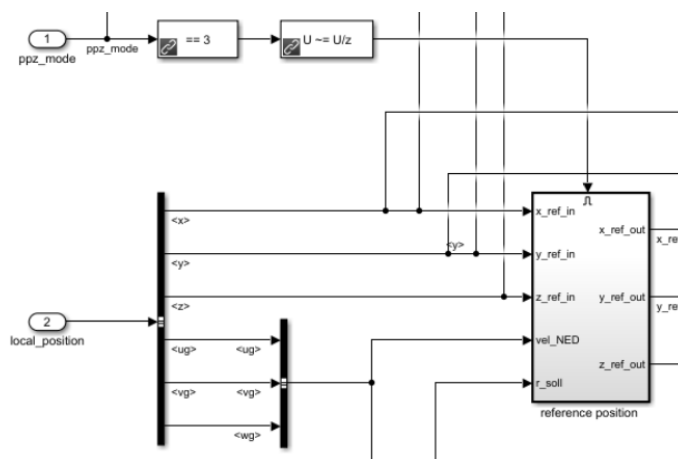


Abbildung 5-3: Kreismittelpunktberechnung Simulink

Um dies in Vorbereitung für den Flugversuch zu testen, werden die Parameter des Topics *vehicle\_local\_position\_setpoint* durch einen uORB Write Block mit den

Ausgangssignalen des *enabled subsystems* und den Signalen der NED Positionsdaten aus dem *local\_position* Topic überschrieben. Die korrespondierende MAVLink Message *POSITION\_TARGET\_LOCAL\_NED* wird zur Überprüfung der Signale in der Bodenstationssoftware ausgelesen. Nach Aktivierung des Warteflugmodus durch die Fernsteuerung zeigt sich, dass die letzten ausgelesenen Positionsdaten konstant gehalten werden. Bei Deaktivierung des Modus werden wieder wie vorgesehen die aktuellen Positionsdaten aus dem *local\_position* Topic ausgelesen. Neben der Kreismittelpunktberechnung werden auch die berechneten Steuersignale der Regelung in Vorbereitung für die Flugversuche überprüft, die testweise ebenfalls in das uORB topic der *POSITION\_TARGET\_LOCAL\_NED* Message geschrieben worden sind. Durch Variation der Flugzeugposition hinsichtlich einer negativen und positiven radialen Abweichung werden die Querruderaus schläge bezüglich der korrekten Kompensation festgestellt. Das gleiche Vorgehen wird für die Validierung des Höhenruderaus schlags zur Einhaltung der Referenzflughöhe angewendet. Nachdem die Logik also erfolgreich getestet worden ist, wird die Transformation der gespeicherten Kreismittelpunktposition in das System, welches entsprechend des bahnfesten Koordinatensystems des Flugzeugs ausgerichtet ist, in das *subsystem* integriert. Abschließend werden die Addition des Kreisradius und auch die Rücktransformation in das NED System hinzugefügt. Insgesamt setzt das *enabled subsystem* nun also die vollständige Kreismittelpunktberechnung mit den letztmalig ausgelesenen Positionsdaten des Flugzeugs bei der Aktivierung des Warteflugmodus um.

## 5.2 Flugtests

### 5.2.1 Vorbereitung

Nachdem die Implementierungen in den Bodenversuchen auf ihre grundlegende Funktionalität getestet worden sind, muss die Flugsteuerung nun für die Durchführung der Flugversuche vorbereitet werden. Um eine detaillierte Auswertung der Flugversuche vornehmen zu können, müssen die relevanten Signale innerhalb des Simulink Modells im SD-Card Logger hinzugefügt werden. Eine Übersicht über die für den Warteflugmodus und den Formationsflugmodus geloggten Signale ist in Anhang D und E gegeben. Damit bereits während des Flugversuchs Berechnungen innerhalb des Simulink Modells nachvollzogen und ausschlaggebende Parameter wie z.B. die radiale Abweichung von der Kreisbahn und die Abweichungen von der Formationsposition überwacht werden können, werden die uORB Parameter der *ATTITUDE\_TARGET* und *POSITION\_TARGET\_LOCAL\_NED* Message mit Signalen des Simulink Modells beschrieben. Die uORB Parameter dieser Messages werden in der PX4-Firmware zur Überwachung der Lage und der Position des Flugzeugs an der Bodenstation verwendet und können problemlos überschrieben werden, da sie nicht zur Funktionalität der Berechnungen innerhalb des

Simulink Modells beitragen. Die entsprechenden MAVLink Messages mit den Signalen des Simulink Modells können dann während des Flugversuchs in der Bodenstation überwacht werden (Anhang D und E). Das Beschreiben der Parameter der oben genannten MAVLink Messages sowie die Konfiguration der Flugmodi bezüglich der RC innerhalb des Simulink Modells wurden bereits in einer vorangegangenen Arbeit zur Entwicklung der Flugsteuerung genutzt und wird hier für die Validierung der implementierten Modi übernommen. Des Weiteren wird das Modell hinsichtlich der Aktivierung der zu testenden Flugmodi über die RC konfiguriert. Mit dem in Abbildung 5-4 in grün dargestellten Kippschalter können über eine Schaltbrücke die PWM-Eingangssignale der Servos und des Elektromotors gesteuert werden. Der Sicherheitspilot kann somit zwischen der manuellen Steuerung über den Empfänger der RC und der automatisierten Steuerung durch die PWM-Signale des Autopiloten wechseln. Dies stellt einen wichtigen Sicherheitsaspekt für die Flugversuche dar, da der Pilot somit jederzeit die Kontrolle über das Flugzeug übernehmen kann. Für die Aktivierung des jeweiligen Flugmodus wird der rechte 3-Weg Kippschalter verwendet (rot gekennzeichnet in Abbildung 5-4).



Abbildung 5-4: Remote Control – in Anlehnung an (Graupner 2020)

Hiermit wird der Paparazzi-Mode im Simulink Modell gesteuert, in Abhängigkeit dessen die Vorgabewerte der Regelung bestimmt werden. Die Schalterstellung ist dabei im Modell so konfiguriert worden, dass der Pilot in der oberen Stellung das Flugzeug rein manuell wie bei einer RC Steuerung kontrolliert, in der mittleren Stellung die Vorgabewerte für den Warteflugmodus eingegeben werden und in der unteren Stellung der Formationsflug aktiviert wird. Abschließend ist in Abbildung 5-5 das vollständige Setup für den Betrieb der UAVs im Formationsflug abgebildet.

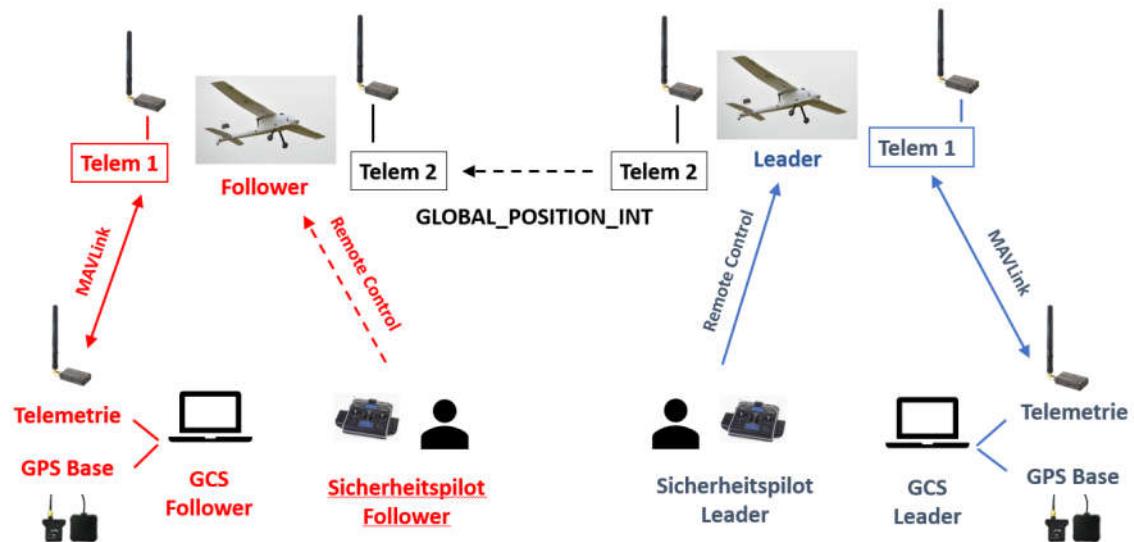


Abbildung 5-5: Setup Flugversuch

### 5.2.2 Durchführung

Da für beide Flugmodi eine exakte Positionsbestimmung von entscheidender Bedeutung ist, wird für die Flugversuche eine Real Time Kinematic (RTK) GPS Messung verwendet (Ardupilot 2019c). Dazu wird das sog. Basismodul des GPS kits an die Bodenstation angeschlossen, in der die Messung der Position des Basismoduls hinsichtlich der zu erzielenden Genauigkeit gestartet wird. Insgesamt sind hier Genauigkeiten im Zentimeterbereich möglich. Im zeitlichen Rahmen der Flugversuche ist eine Genauigkeit von 2m erreicht worden.

Nachdem in der Bodenstation die GPS Referenzposition mit der eingestellten Genauigkeit erreicht worden ist und die MAVLink Verbindung mit den Rangern initialisiert worden ist, erfolgt die erste Aktivierung des jeweiligen Modus. Es handelt sich hierbei um eine experimentelle Erprobung. Vor der erstmaligen Aktivierung müssen die Parameter der Regelung zunächst abgeschätzt werden, da für die Ranger keine Simulationsumgebung vorliegt. Entsprechend der beobachteten Reaktion und der ersten Analyse der Loggingdaten während des Flugversuchs werden dann die Parameter der Regelung angepasst. Für den Warteflug mittels der direkten Rollwinkelregelung (Kapitel 4.1.1) ist der Proportionalitätsfaktor  $K_{p_{\Delta r}}$  in einem Bereich von -0,8 bis -1,6 variiert worden, um Daten bei unterschiedlich starker Kompensation der radialen Abweichung für die Auswertung zu generieren. Des Weiteren wurde schrittweise neben der Regelung der horizontalen Flugbahn auch die Regelung der Vertikalgeschwindigkeit sowie die Geschwindigkeitsregelung aktiviert. Aufgrund der Schließung des DLRs durch die Coronakrise konnte ein Flugversuch zur Richtungsfeldmethode nicht mehr durchgeführt werden.

Für den Formationsflug sind die Formationsollabstände zu  $dx_{soll} = -20m$ ,  $dy_{soll} = 0m$  und  $dz_{soll} = 5m$  eingestellt worden, sodass der Follower dem Leader auf einer Linie

folgen sollte. Der Sicherheitspilot des Leaders ist dann dazu angewiesen worden, die in Abbildung 5-5 dargestellte Flugbahn abzufliegen.

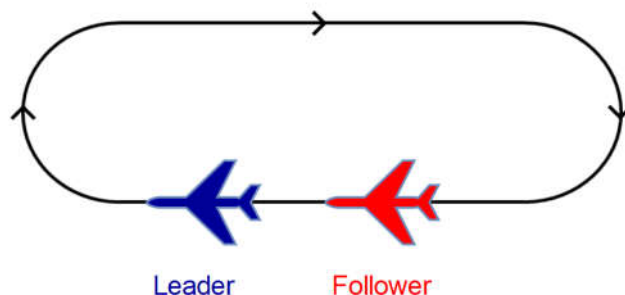


Abbildung 5-6: Formation Zielflugbahn

Da bei der erstmaligen Aktivierung des Formationsmodus mit den abgeschätzten Reglerparametern nur eine sehr schwache Kompensation hinsichtlich der Formationsposition erreicht worden ist, sind die Parameter für den weiteren Durchlauf signifikant erhöht worden. Die Änderung sowie die ursprünglich definierten Parameter sind in Tabelle 5-1 zusammengefasst.

Parameter	Standardwert	Änderung
H_CTRL_CHI_P	$-0.008726 \frac{rad}{m}$	$-0.026 \frac{rad}{m}$
L_CTRL_GSP_P	$-0.075 \frac{m * s^{-1}}{m}$	$-0.12 \frac{m * s^{-1}}{m}$
V_CTRL_WG_P	$-0.04 \frac{m * s^{-1}}{m}$	$-0.04 \frac{m * s^{-1}}{m}$
H_CTRL_CHI_MAX	$0.1745 rad$	$0.52 rad$
L_CTRL_GSP_MAX	$1.5 \frac{m}{s}$	$2 \frac{m}{s}$
V_CTRL_WG_MAX	$0.8 \frac{m}{s}$	$0.8 \frac{m}{s}$

Tabelle 5-1: Parameteranpassung im Formationsflugversuch

## 6 Ergebnisse

In diesem Kapitel erfolgen die Ergebnisdarstellung und Auswertung der durchgeführten Flugversuche. Die beiden getesteten Modi werden anhand der aufgezeichneten Loggingdaten hinsichtlich ihrer Funktionalität bewertet.

### 6.1 Funktionalität Warteflugmodus

Die Auswertung des Warteflugmodus geschieht unter der Beurteilung folgender 2 Kriterien:

- a) Funktionalität der Kreismittelpunktberechnung
- b) Funktionalität der Rollwinkelregelung unter radialer Abweichung von der Kreisbahn

Sowohl eine Bewertung der Regelung der Vertikalgeschwindigkeit zur Einhaltung der zum Zeitpunkt der Aktivierung detektierten Flughöhe als auch eine Bewertung der Geschwindigkeitsregelung werden nicht vorgenommen. Die Funktionalität zur Regelung der Vertikalgeschwindigkeit und der Airspeed wurde in vorherigen Arbeiten bereits erfolgreich getestet und konnte auch im Rahmen des Flugversuches des Warteflugmodus bestätigt werden. Auf eine erneute Darstellung dieser bereits validierten Funktionalität der Flugsteuerung wird deshalb hier verzichtet.

#### 6.1.1 Ergebnisdarstellung

Für die Auswertung des Warteflugmodus werden Teilbereiche aus 2 Flügen mit jeweils unterschiedlicher Einstellung des P-Faktors  $K_{p,\Delta r}$  der Rollwinkelregelung betrachtet. Es wird jeweils die Trajektorie (Flugbahn) des Flugzeugs ab dem Zeitpunkt der Aktivierung des Modus dargestellt. Hierzu wird die Flugbahn anhand der aufgezeichneten x- und y-Koordinaten in der Horizontalebene des lokalen NED Systems rekonstruiert. Zur Beurteilung der Flugbahn wird als Referenz der Sollkreis (grün gestrichelte Linie Abbildung 6-1 und 6-3), berechnet durch die gespeicherten Koordinaten des Kreismittelpunktes, in das Diagramm geplottet. Neben der Flugbahn wird auch der zeitliche Verlauf der Abweichung  $\Delta r$  von der Zielkreisbahn für den betrachteten Teilbereich abgebildet. Abschließend wird die Reaktion der Regelung unter Betrachtung der berechneten Rollwinkelanteile des jeweiligen Teilbereichs diskutiert.

1) Teilbereich mit  $K_{p,\Delta r} = -1.2$  und  $\varphi_{\Delta r_{max}} = 30^\circ$

In Abbildung 6-1 ist die Flugbahn sowie die radiale Abweichung von der Kreisbahn für den ersten Teilbereich mit dem P-Faktor  $K_{p,\Delta r} = -1.2$  dargestellt.

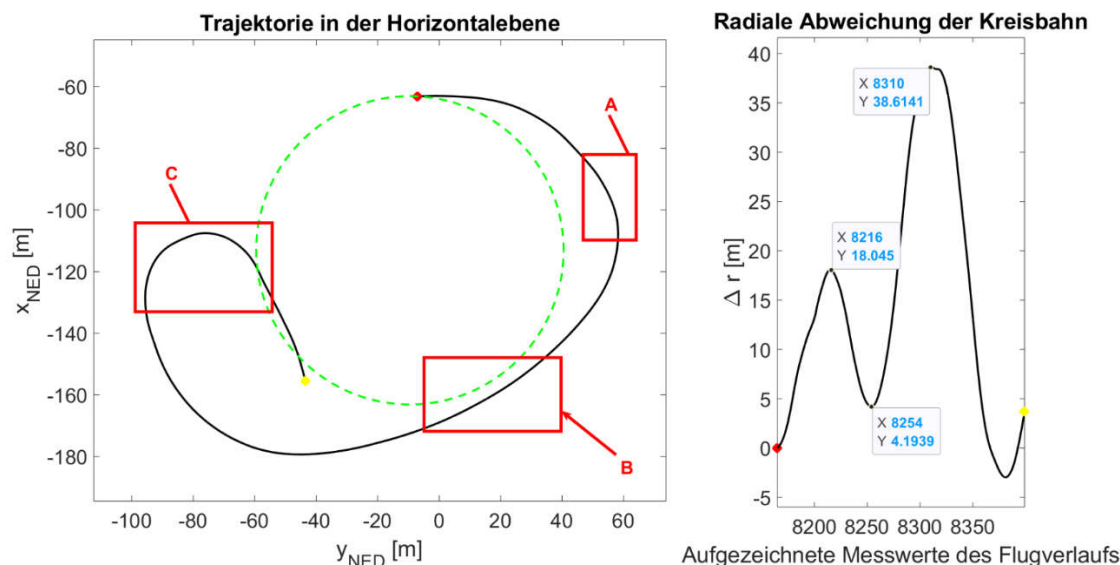


Abbildung 6-1: Auswertung Warteflug 1. Teilbereich

Der rote Punkt stellt den Zeitpunkt der Aktivierung des Warteflugmodus dar, während die gelbe Markierung den letzten Punkt der Flugbahn des Teilbereichs aufzeigt. Es ist zu erkennen, dass der Kreismittelpunkt zum Zeitpunkt der Aktivierung wie erwartet in Flugbahnrichtung rechts vom Flugzeug gesetzt wird. Das Flugzeug ist somit zum Zeitpunkt der Einschaltung tangential in Flugbahnrichtung zum Sollkreis ausgerichtet. Die Kreismittelpunktberechnung wird demnach korrekt ausgeführt. Nach der Aktivierung kommt es trotz Einleitung einer Rechtskurve durch die Berechnung positiver Rollwinkelkomponenten zu einem starken Überschwingen der Regelgröße von  $\Delta r = 18$  m.

In Abbildung 6-2 sind die einzelnen Rollwinkelanteile geplottet. Dabei stellt  $\varphi_{r_{soll}}$  (grüne Kurve) den Rollwinkel der Vorsteuerung und  $\varphi_{\Delta r}$  (blaue durchgezogene Kurve) den Rollwinkelanteil der Regelung durch die radiale Abweichung von der Kreisbahn dar. Die Komponente  $\varphi_{ist}$  (violette Kurve) zeigt den tatsächlichen Gesamtrollwinkel des Flugzeugs auf. Da die Addition der berechneten Anteile aus der Vorsteuerung und der Regelung mit guter Genauigkeit dem tatsächlichen Gesamtrollwinkel  $\varphi_{ist}$  entspricht, wird aus Gründen der Übersichtlichkeit auf die Darstellung des insgesamt kommandierten Rollwinkels verzichtet. Es zeigt sich, dass die Rollwinkelregelung des Lagereglers den Zielrollwinkel unter leichten Schwingungen umsetzt. Die gestrichelte blaue Linie kennzeichnet die Begrenzung des Rollwinkels  $\varphi_{\Delta r}$  durch radiale Abweichung auf maximal  $30^\circ$ .

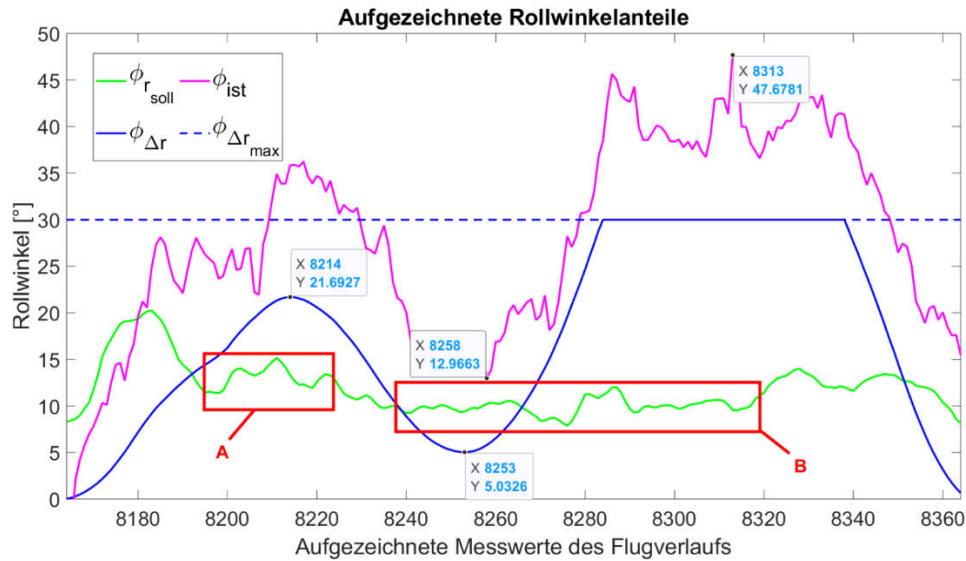


Abbildung 6-2: Rollwinkelanteile 1. Teilbereich

Es zeigt sich anhand von Abbildung 6-2, dass im Bereich nach der Aktivierung (Bereich A) für die Vorsteuerung des Rollwinkels anhand Gleichung 4.6 Werte von ca. 11-15° berechnet werden. In Folge des Überschwingvorgangs steigt der Rollwinkelanteil  $\phi_{\Delta r}$  kontinuierlich auf ein Maximum von 21,7° an, wodurch in Summe eine Kompensation der Flugbahn in Richtung Sollkreisbahn entsteht. Die radiale Abweichung kann hierdurch kurzzeitig auf 4,2m korrigiert werden. Durch den Kurvenflug nimmt die Geschwindigkeit des Flugzeugs leicht ab. In Folge dessen kommt es gemäß Gleichung 4.6 zu einer quadratischen Abnahme des Rollwinkels der Vorsteuerung, sodass sich der Wertebereichbereich auf 9-12° verringert (Bereich B Abbildung 6-2). Dadurch, dass der radiale Abstand zur Kreisbahn infolge der Kompensation der Regelung fast vollständig abgebaut worden ist, sinkt der Anteil von  $\phi_{\Delta r}$  gleichermaßen auf 5° ab. Der resultierende Gesamtrollwinkel erreicht einen Minimalwert von 13°. Das Flugzeug fliegt nun nahezu geradeaus weiter und ist durch die Vorsteuerung kaum in Richtung des Sollkreises ausgerichtet (Bereich B Abbildung 6-1). Folglich ist aufgrund des noch niedrigeren Rollwinkels der Vorsteuerung, verglichen zum ersten Überschwingvorgang, ein Anstieg der radialen Abweichung von  $\Delta r = 38,6\text{m}$  zu erkennen. Die Regelung berechnet nun eine derartig starke Kompensation mit einem Maximalwert des Gesamtrollwinkels von  $\phi_{i\text{st}} = 47,6^\circ$ , dass eine Kursänderung von nahezu 180° entsteht (Bereich C Abbildung 6-1). Besonders ist hierbei, dass das Flugzeug nun etwa tangential zur Sollkreisbahn ausgerichtet ist und durch die Positionsberechnung zum Kreismittelpunkt nur eine geringe radiale Abweichung errechnet wird. Obwohl der Kreismittelpunkt nun links vom Flugzeug liegt, wird von der Vorsteuerung weiterhin eine Rechtskurve eingeleitet, die durch Zunahme der radialen Abweichung von der Regelung verstärkt wird. Durch starkes Überschwingen beginnt das Flugzeug im Extremfall um einen Punkt außerhalb des Zielbereichs zu kreisen.



2) Teilbereich mit  $K_{p,\Delta r} = -0.8$  und  $\phi_{\Delta r_{max}} = 30^\circ$

Die Auswertung des zweiten Teilbereichs erfolgt analog zum ersten und verwendet die gleiche Darstellungsweise der Ergebnisse, hier als Abbildung 6-3 und 6-4 bezeichnet. Es werden die Ergebnisse für einen geringeren Proportionalitätsfaktor von  $K_{p,\Delta r} = -0.8$  dargestellt.

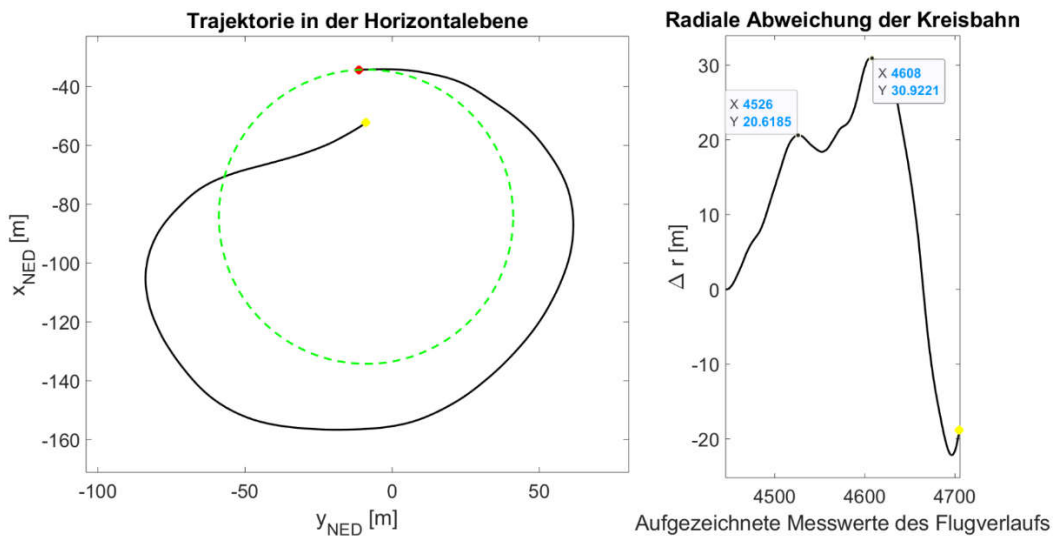


Abbildung 6-3: Auswertung Warteflug 2. Teilbereich

Es zeigt sich erneut, dass die Kreismittelpunktberechnung wie vorgesehen ausgeführt wird und, dass sich das Flugzeug zum Zeitpunkt der Aktivierung auf der Kreisbahn befindet. Ab dem Zeitpunkt der Aktivierung nimmt die radiale Abweichung von der Kreisbahn nahezu konstant bis zu einem Wert von  $\Delta r = 20m$  zu.

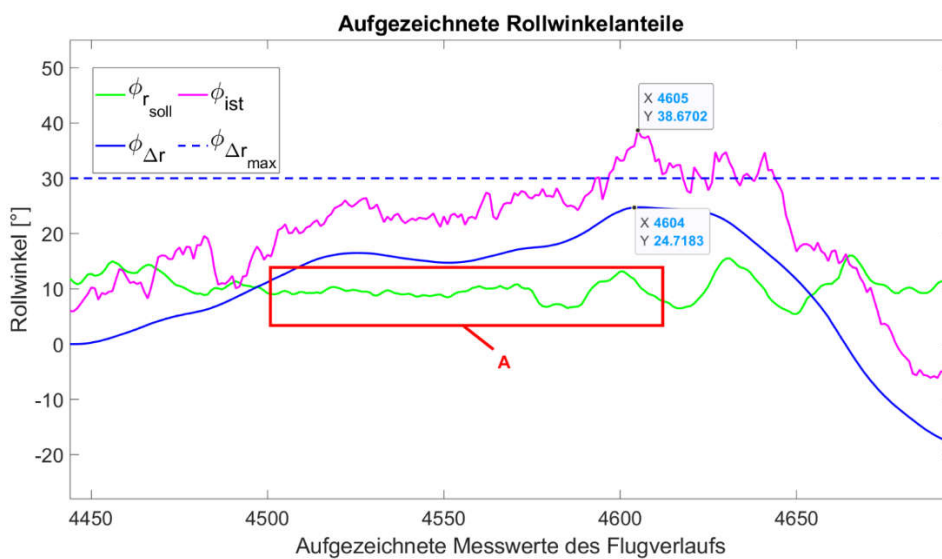


Abbildung 6-4: Rollwinkelanteile 2. Teilbereich

Der Rollwinkelanteil der Vorsteuerung schwankt hierbei in einem Wertebereich von etwa 8-15° und beträgt während der kontinuierlichen Zunahme von  $\Delta r$  durchschnittlich ca. 10° (Bereich A Abbildung 6-4). Nach Erreichen einer radialen Abweichung von knapp 20m tritt kurzzeitig eine leichte Schwankung auf, mit der die Flugbahn minimal in Richtung des Sollkreises kompensiert wird. Daraufhin steigt  $\Delta r$  jedoch erneut bis zu einem Maximalwert von 31m an. Erst bei Erreichen eines maximalen Gesamrollwinkel von etwa 39° und einem Anteil von knapp 25° durch die Regelung zeigt sich eine wirksame Kompensation in Richtung des Sollkreises in Folge der Abnahme von  $\Delta r$ . Die daraus resultierende Kursänderung ist dann so stark, dass das Flugzeug in den Sollkreis hineinfliegt. Entsprechend wird von der Regelung infolge eines negativen  $\Delta r$  ein negativer Rollwinkel berechnet, der anteilig zu einer Linkskurve führt. Anhand von Abbildung 6-4 zeigt sich hier, dass der negative Anteil von  $\varphi_{\Delta r}$  sogar insgesamt zu einem negativen Gesamrollwinkel führt. An dieser Stelle wird also so lange die Rechtskurve unterbrochen, bis das Flugzeug wieder aus dem Kreis herausfliegt und ein positives  $\Delta r$  aufbaut.

### 6.1.2 Diskussion

Aus der Auswertung der beiden dargestellten Teilbereiche und allen weiteren aufgezeichneten Daten des Warteflugmodus geht jeweils hervor, dass es aufgrund einer kontinuierlichen Zunahme der radialen Abweichung  $\Delta r$  zu einem starken Überschwingen der Regelgröße  $r_{ist}$  kommt. Im ersten Teilbereich kann das Flugzeug durch die Kompensation der Regelung zur Kreisbahn zurückgeführt werden (Bereich B Abbildung 6-1). In der darauf folgenden Strecke zeichnet sich jedoch trotz der Korrektur erneut ein Anstieg der radialen Abweichung ab. Auch unter Variation des Proportionalitätsfaktors  $K_{p,\Delta r}$  zeigt sich, dass es stets zu einem Überschwingen der Regelgröße kommt.

Aufgrund der Rekonstruierbarkeit des Problems lässt sich schlussfolgern, dass der in Gleichung 4.12 berechnete Rollwinkel der Vorsteuerung nicht ausreichend ist und zu geringe Werte berechnet werden. Durch die Flugtests kann gezeigt werden, dass die Berechnung des Rollwinkels der Vorsteuerung in einem Wertebereich von lediglich durchschnittlichen 8-15° erfolgt. Es gelingt hierdurch nicht, das Flugzeug ausreichend in Richtung der Kreisbahn zu lenken. Es lässt sich schlussfolgern, dass das Kräftegleichgewicht zwischen der Zentrifugalkraft und der horizontalen Komponente der Auftriebskraft nicht vorhanden gewesen sein kann. Weiterhin geht aus der Untersuchung hervor, dass die Vorsteuerung auch nach einer Kompensation der Flugbahn durch die Regelung nicht in der Lage ist, eine entsprechende Kursänderung in Richtung der Kreisbahn vorzunehmen. Dies trifft sowohl auf einen Bereich außerhalb als auch innerhalb des Sollkreises zu. Abbildung 6-1 veranschaulicht dies im Anschluss an Bereich C, indem es

aufgrund des starken Überschwingvorgangs im Extremfall zum Kreisen außerhalb des Zielbereichs kommt. Am Ende des zweiten Teilbereichs zeigt sich in Abbildung 6-3 sogar, dass die Vorsteuerung nicht dominant genug ist, um weiterhin eine der Kreisbahn angepasste Rechtskurve beizubehalten. Das Konzept der getesteten Regelungsmethode ist insgesamt nur dann performant, wenn die Vorsteuerung das Flugzeug so in Richtung der Kreisbahn ausrichten kann, dass lediglich kleine Störungen, beispielweise hervorgerufen durch Windeinfluss, durch die Regelung kompensiert werden müssen. Um eine genaue Aussage über das Kräfteverhältnis zwischen Zentrifugalkraft und dem horizontalen Anteil der Auftriebskraft treffen zu können, müsste der Vektor der Auftriebskraft rekonstruiert werden. Da für den Ranger keine genauen Daten bezüglich der Aerodynamik des Tragflügelprofils vorliegen, lässt sich eine Berechnung der Auftriebskraft nicht durchführen. Deshalb kann aus dieser Untersuchung keine klare Aussage darüber getroffen, weshalb die Vorsteuerung des Rollwinkels nicht zielführend gewesen ist. Es lässt sich hier lediglich die Hypothese aufstellen, dass durch die anteilige Kommandierung des Seitenruders in Abhängigkeit des Querrudersignals keine Schiebefreiheit im Sinne einer idealen Kurve umgesetzt werden konnte.

Der Flugversuch hat also gezeigt, dass die Rollwinkelberechnung der Vorsteuerung keine zutreffende Kursänderung berechnen kann, um das Flugzeug entlang der festgelegten Zielkreisbahn zu führen. Für die Funktionalität des Kreisfluges ist es jedoch essentiell, dass sowohl außerhalb als auch innerhalb des Kreisradius eine zielführende Kursanpassung berechnet wird, die das Flugzeug schrittweise entlang des Zielkreises navigiert. Aufgrund dieser Anforderung wird auf die in Kapitel 4.1.2 vorgestellte Richtungsfeldmethode verwiesen, deren Funktionalität darauf basiert, eine gezielte Kurswinkelanpassung zur Sollkreisbahn zu berechnen. Diese kommandiert dabei den Kurswinkel des Flugzeugs in Abhängigkeit der Ausrichtung des Richtungsfeldes eines stabilen Grenzyklus, welches so parametrisiert wurde, dass es sowohl innerhalb als auch außerhalb des Sollkreises in Richtung der Zielkreisbahn zeigt. Anhand der Koordinaten des Flugzeugs wird die Position im Richtungsfeld berechnet, um die entsprechende Ausrichtung als Kurswinkel zu kommandieren. Diese Methode ist abschließend in das Simulink Modell implementiert worden. Aufgrund der Schließung des DLRs durch die Coronakrise ist die Richtungsfeldmethode nicht mehr im Flugversuch überprüft und validiert worden.

### 6.2 Funktionalität Formationsmodus

Die Auswertung der Funktionalität des Formationsmodus geschieht unter der Beurteilung folgender 3 Kriterien:

- a) Überprüfung der berechneten Formationsabstände  $dx$ ,  $dy$  und  $dz$
- b) Bewertung der Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders
- c) Bewertung der Kompensation der Flugbahn hinsichtlich der Einnahme der Formationsposition

#### 6.2.1 Ergebnisdarstellung

Die Darstellung und Auswertung der Ergebnisse des Flugversuchs gliedert sich in eine separate Betrachtung der Regelung der Flugbahn in Horizontal-, Vertikal- und Längsrichtung. Es werden die jeweiligen zeitlichen Verläufe der Regelgrößen  $dx$ ,  $dy$  und  $dz$  mit der dazugehörigen Komponente zur Kompensation des Formationsabstandes in einem Bereich von 2 vollständigen Runden der Zielflugbahn dargestellt. Durch das wiederholte Abfliegen der Zielflugbahn lässt sich der Verlauf der Regelgrößen in 4 Durchläufe mit jeweils ähnlichem Verhalten einteilen. Ein Durchlauf fasst die Einleitung und Durchführung der  $180^\circ$  Kurve sowie die darauffolgende Horizontalstrecke unter nahezu konstantem Kurs zusammen. Es sei hier darauf hingewiesen, dass sich die Einteilung der Flugbahnabschnitte auf die Flugbahn des Leaders bezieht. Die Reaktion des Followers wird mittels des jeweiligen Formationsabstandes des betrachteten Flugabschnittes dargestellt. Anhand dieser Vorgehensweise wird ein Überblick über die Funktionalität und über Auffälligkeiten verschafft.

##### 1) Flugbahnregelung in Horizontalrichtung

Für die Auswertung der Flugbahnregelung in der Horizontalrichtung wird in Abbildung 6-5 der Verlauf der Regelgröße  $dy$  zusammen mit der Bahnazimutkomponente  $\chi_{dy}$  zur Kompensation des Formationsabstandes betrachtet. Die blaue Skala stellt den Wertebereich des Formationsabstandes  $dy$  dar, während die orangene Skala den Wertebereich der Bahnazimutkomponente  $\chi_{dy}$  aufzeigt. Bei einer ersten Betrachtung des Diagramms fällt auf, dass  $dy$  in etwa gleichmäßigen Abständen zwischen einem negativen Wert von bis zu  $-80\text{m}$  und einem positiven Wert von bis zu  $80\text{m}$  schwankt. Die Aktivierung des Formationsmodus beginnt mit einem Abstand von  $65\text{m}$  zur Formationsposition. Der positive Abstand zeigt, dass sich der Follower rechts von der Formationsposition

befindet. Während der ersten 180° Kurve entsteht ein Vorzeichenwechsel von einem positiven Formationsabstand  $dy$  hin zu einem negativen Wert.

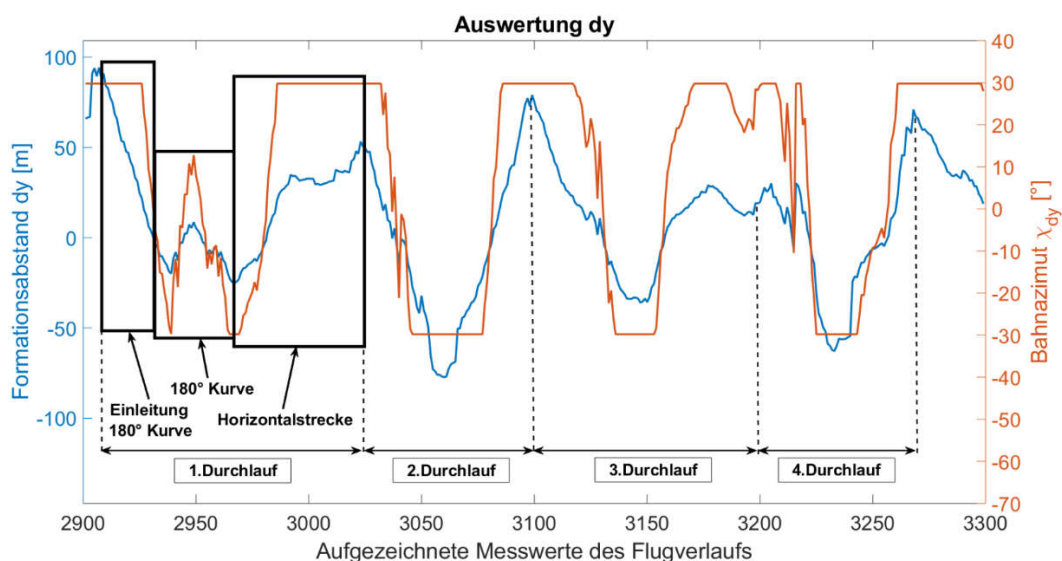


Abbildung 6-5: Formationsabweichung in Horizontalrichtung

Entsprechend ändert sich auch das Vorzeichen der Kompensationskomponente  $\chi_{dy}$ . Daraus geht hervor, dass sich die Flugbahn des Followers bezüglich der  $y_k$  Komponente des Leaders während des Kurvenfluges von der ursprünglichen Ausrichtung rechts des Leaders zu einer Position links des Leaders verschiebt. Innerhalb der darauffolgenden Horizontalstrecke der Flugbahn zeigt sich erneut ein Vorzeichenwechsel zu einem positiven  $dy$  Wert. Infolge des hohen Formationsabstandes kommt es also durch die Kompensation von  $\chi_{dy} = 30^\circ$  zu einem Überschwingen der Regelgröße. In den weiteren Durchläufen wiederholt sich das beschriebene Verhalten.

## 2) Flugbahnregelung in Längsrichtung

In Abbildung 6-6 wird der Verlauf der Regelgröße  $dx$  sowie die durch die Regelung berechnete Ground Speed Komponente  $V_{gs,dx}$  zur Kompensation des Formationsabstandes  $dx$  dargestellt. Die linke y-Achse skaliert den Wertebereich des Formationsabstandes  $dx$ , während die rechte y-Achse des Diagramms den Wertebereich der Ground Speed Komponente darstellt. Zum Zeitpunkt der Aktivierung befindet sich der Follower rund 60m hinter dem Leader, was an der positiven Komponente von  $dx = 60m$  zu erkennen ist. Durch die Einleitung der 180° Kurve des Leaders sinkt der Formationsabstand zunächst, ähnlich zur  $dy$  Komponente, bis in den negativen Bereich. Während der Durchführung der 180° Kurve des Leaders steigt der Formationsabstand wieder bis auf 60m an. In der nachfolgenden Horizontalstrecke kann eine Tendenz zur Kompensation des Abstandes auf bis zu 30m verzeichnet werden. Durch den hohen Abstand  $dx$  berechnet

die Regelung hier konstant die maximal erlaubte Kompensation von  $V_{gs,dx} = 2 \frac{m}{s}$ . In den nachfolgenden Durchläufen wiederholt sich dieser Ablauf. Auffällig ist, dass im zweiten und vierten Durchlauf ein erhöhter Formationsabstand  $dx$  von bis zu 80m entsteht, obwohl sich der Formationsabstand in den vorherigen Horizontalstrecken konstant verhalten hat (vgl. 3. Durchlauf) bzw. vermindert worden ist (vgl. 2. Durchlauf).

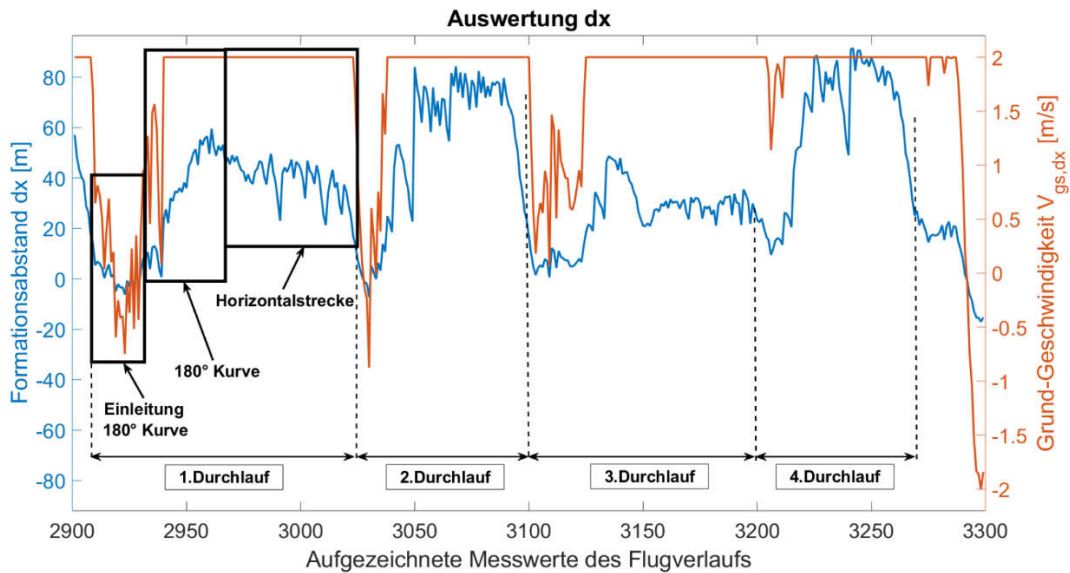


Abbildung 6-6: Formationsabweichung in Längsrichtung

### 3) Vertikalkomponente der Flugbahn

In Abbildung 6-7 ist der Verlauf der Formationsabweichung  $dz$  in der Vertikalrichtung der Flugbahn zusammen mit der Vertikalgeschwindigkeitskomponente  $w_{g,dz}$  zur Kompensation der Formationsabweichung dargestellt.

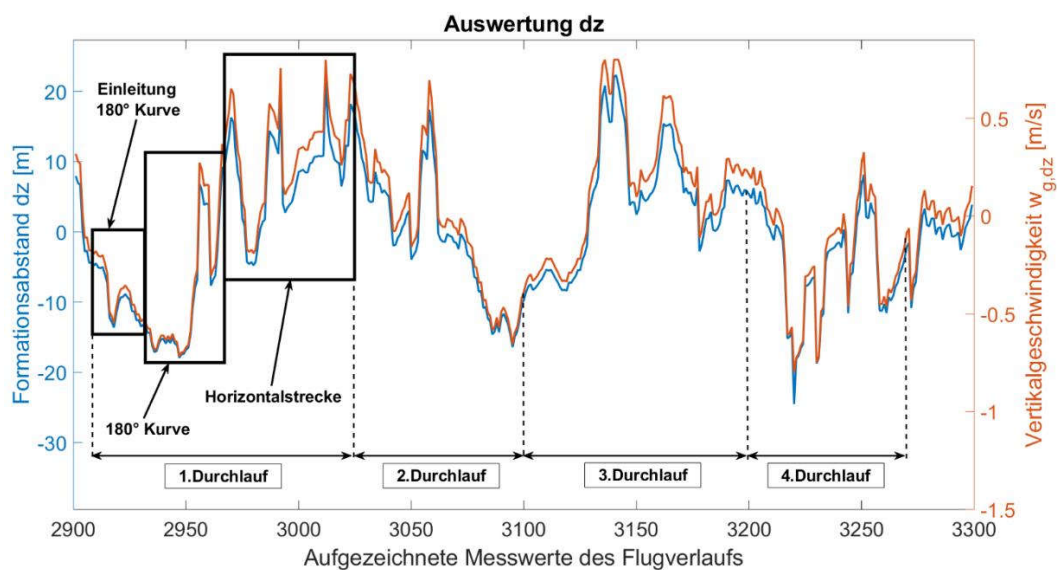


Abbildung 6-7: Formationsabweichung in Vertikalrichtung

Auch hier stellt die blaue y-Achse den Wertebereich des Formationsabstandes  $dz$  und die orangene y-Achse den Wertebereich der Komponente  $w_{g,dz}$  dar. Bei erster Betrachtung des Diagramms lässt sich feststellen, dass  $dz$  in einem Bereich von etwa 20 bis -20m Abweichung schwankt. Nach der Aktivierung des Modus zeigt sich in der Phase der Einleitung der ersten 180° Kurve des Leaders, dass die Formationsabweichung  $dz$  auf einen negativen Wert absinkt. Der Follower sinkt also unter die Formationsposition. Mit der Ausleitung der 180° Kurve und dem darauffolgenden Horizontalstrecke geht ein Anstieg von  $dz$  auf bis zu 20m einher. Anders als bei den vorherigen Ergebnisdarstellungen kommt es in der Vertikalrichtung nicht zu einem ähnlichen Verlauf des Formationsabstandes in den weiteren Durchläufen. Es lässt sich aber ableiten, dass in der Vertikalregelung der Flugbahn insgesamt die geringste Abweichung von der Formationsposition auftritt.

### 6.2.2 Diskussion

In diesem Unterkapitel werden die Ergebnisse des Formationsfluges analysiert. Zunächst wird die Umsetzung der Vorgabewerte der Flugbahnregelung überprüft. Dann werden einzelne aussagekräftige Ausschnitte aus der Ergebnisdarstellung ausgewertet, in denen die Flugbahnen des Leaders und des Followers sowie die Abweichung von der Formationsposition abgebildet sind. Es werden in regelmäßigen Abständen zusammengehörige Punkte der beiden Flugbahnen hervorgehoben, in denen die aktuelle Ausrichtung des flugbahnfesten Koordinatensystems des Leaders eingezeichnet ist. Hierdurch wird die Berechnung der Abweichung von der Formationsposition verdeutlicht. Anhand der Betrachtung der Flugbahnen und den von der Regelung berechneten Kompensationen werden dann die Teilbereiche hinsichtlich der Funktionalität des Formationsfluges diskutiert.

#### 1) Diskussion der Flugbahnregelung in Horizontalrichtung

Für die Auswertung der Flugbahnregelung in Horizontalrichtung wird in Abbildung 6-8 die Umsetzung des kommandierten Bahnazimuts  $\chi_{command}$  in der Kursregelung der Flugbahnregelung dargestellt. Die rote Kurve stellt den kommandierten Bahnazimut  $\chi_{command}$  dar und die blaue Kurve den umgesetzten Wert, der somit dem Istwert entspricht.

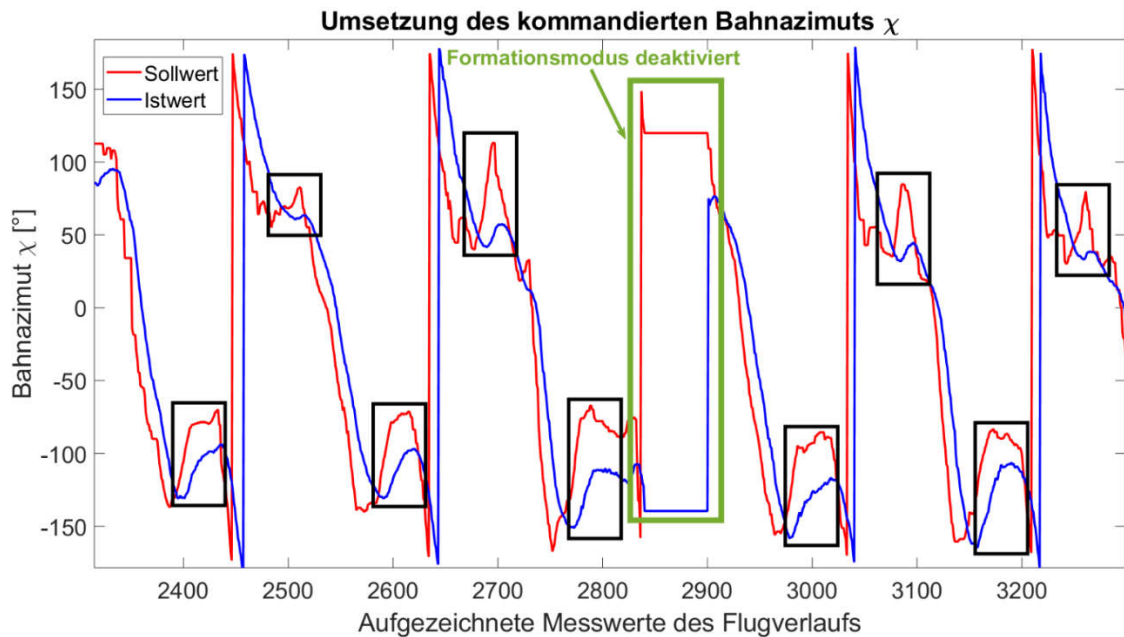


Abbildung 6-8: Kommandierter Bahnazimut

Das Diagramm zeigt, dass der kommandierte Bahnazimut des Leaders von der Regelung stark zeitlich verzögert umgesetzt wird. Die maximale zeitliche Verzögerung zwischen der Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders und der Umsetzung des Followers, die sich durch Einleitung der 180° Kurven ergibt, lässt sich mit einer Latenz von etwa 2,4s eingrenzen. Weiterhin fällt auf, dass periodische Schwankungen des Sollwertes (schwarz umrandet in Abbildung 6-8) auftreten. Die Schwankungen des Sollwertes treten bedingt durch die Rotation des bahnfesten Koordinatensystems des Leaders im Kurvenflug auf. Diese Schwankungen sowie die hohe Differenz zwischen dem Bahnazimut des Leaders und des Followers lassen sich jedoch erst in der nachfolgenden Betrachtung des Teilbereichs genauer erläutern.

In Abbildung 6-9 wird hierzu ein aussagekräftiger Teilbereich betrachtet, in dem die Flugbahn des Followers und Leaders sowie der entsprechende Verlauf des Formationsabstandes  $dy$  abgebildet sind. Es sind hier insgesamt 5 zeitgleich aufgezeichnete Wertepaare der Flugbahn des Leaders und des Followers hervorgehoben, die jeweils durch einen blauen Punkt gekennzeichnet sind. Der rote Punkt markiert den Zeitpunkt der Aktivierung des Modus und der gelbe Punkt stellt den letzten aufgezeichneten Wert des Teilbereichs dar. Da der Sollwert der Formation  $dy_{soll}$  auf 0m gesetzt wurde, sollte der Follower den Leader auf einer Linie verfolgen. Durch die Betrachtung der Flugbahn des Followers zeigt sich, dass der Formationsabstand zwischen Punkt 1 und 2 zum Ende der Horizontalstrecke auf bis zu 10m kompensiert werden kann. Mit der Einleitung der 180° Kurve des Leaders beginnt das bahnfeste Koordinatensystem mit der Änderung der



Flugbahn zu rotieren. Aus der Einleitung der Kurve resultiert im Bereich nach Punkt 2 eine Zunahme des Formationsabstandes  $dy$ .

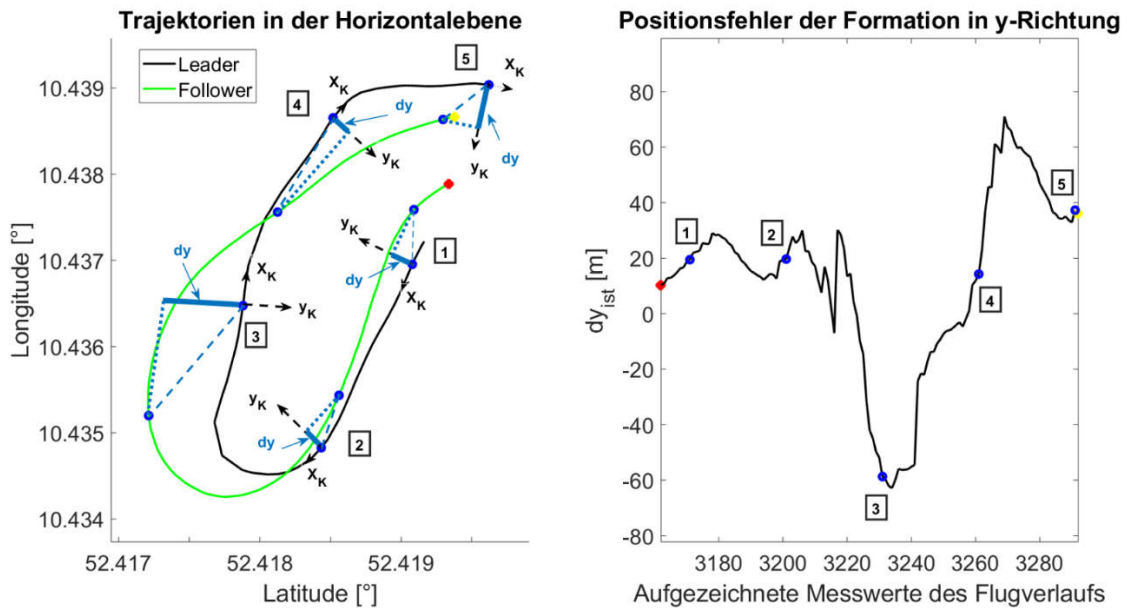


Abbildung 6-9: Auswertung Horizontalkomponente

Mit Beginn in Punkt 2 lässt sich eine deutliche Zunahme der Kursdifferenz zwischen Leader und Follower beobachten. Anhand von Abbildung 6-10 lässt sich das Verhalten von  $dy$  in Abhängigkeit des Bahnazimut  $\chi_L$  des Leaders erläutern.

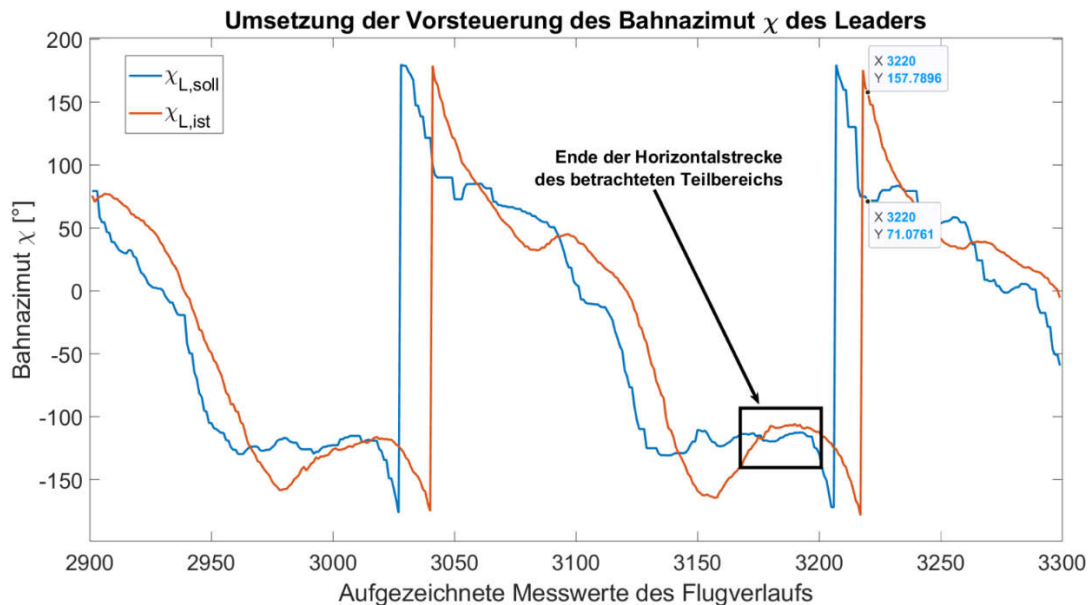


Abbildung 6-10: Umsetzung vorgesteuerter Bahnazimut

Die Abbildung veranschaulicht, dass der vom Follower umgesetzte Bahnazimut  $\chi_{L,ist}$  aus der Vorsteuerung deutliche zeitliche Abweichungen von bis zu 2,4s zum Bahnazimut

$\chi_{L,soll}$  des Leaders aufweist. Im Bereich der Kurveneinleitung des in Abbildung 6-9 betrachteten Teilbereichs lässt sich eine Differenz von bis zu  $86^\circ$  feststellen (Punkt 3220 Abbildung 6-10). Die Differenz zeigt hier, dass der vom Leader vorgegebene Kurs  $\chi_L$  erheblich verzögert und deutlich zu schwach umgesetzt wird. Sobald sich größere Kursdifferenzen zwischen den Flugzeugen aufbauen, entstehen durch die Rotation des Koordinatensystems ungünstige, große Sprünge in der Berechnung des Formationsabstandes  $dx$  und  $dy$ . Bei einer Kursdifferenz von  $90^\circ$ , die aus einer Rotation der Koordinatenachsen um  $90^\circ$  resultiert, kommt es sogar zu einer Vertauschung des  $dx$ -Abstandes mit dem  $dy$ -Abstand. Es ist für den Formationsflug also nicht ausreichend, dass die Kursanpassung des Followers erst durch eine Differenz zwischen Zielflugbahn und der eigenen Flugbahn berechnet wird. Die korrekte Berechnung der Formationsabstände  $dx$  und  $dy$  ist eben dann gegeben, wenn Differenzen zwischen der Flugbahn des Leaders und des Followers durch angemessene Vorsteuerung vermieden werden. Die Sprünge zwischen positiven und negativen  $dy$ -Werten nach Punkt 2 in der  $180^\circ$  Kurve des Leaders sind auf die Rotation des Koordinatensystems zurückzuführen. Zum Zeitpunkt, in dem der Follower die Flugbahn des Leaders kreuzt, springt der Formationsabstand zu einem negativen Wert (Punkt 3). Aufgrund des hohen Formationsabstandes von über  $-60\text{m}$  tritt durch die entsprechende Kompensation von  $\chi_{dy}$  zwischen Punkt 3 und Punkt 4 ein starkes Überschwingen von  $dy$  auf. Der Proportionalitätsfaktor  $K_{p,dy}$  ist mit einem Wert von  $-0,026 \frac{\text{rad}}{\text{m}}$  deutlich zu stark eingestellt. Auch die Begrenzung von  $\chi_{dy}$  auf  $-30^\circ$  bzw.  $30^\circ$  ist deutlich zu hoch angesetzt. Im Kapitel zur Durchführung des Formationsflugversuchs ist bereits erwähnt worden, dass die P-Faktoren sowie die Begrenzungen deutlich erhöht worden sind, damit in der Auswertung eine aktive Kompensation zur Formationsposition sichtbar wird. Hiermit kann also gezeigt werden, dass die Kompensation der horizontalen Flugbahn hinsichtlich der Einnahme der Formationsposition korrekt umgesetzt wird. Das regelmäßige Überschwingen von  $dy$ , welches in der Ergebnisdarstellung in Abbildung 6-6 bereits festgestellt worden ist, entsteht also durch die starke Formationsabweichung im Kurvenflug. Die Erkenntnis, die aus Punkt 2 und dem darauffolgenden Bereich gezogen werden kann, besteht also darin, dass die Vorsteuerung der Flugbahn im Kurvenflug nicht ausreicht, um den verminderten Formationsabstand  $dy$  von knapp  $10\text{m}$  vor der  $180^\circ$  Kurve aufrecht zu erhalten. Die Flugbahn des Followers zeigt hier, dass die Kurve des Leaders zeitlich verzögert eingeleitet wird, und dass die Vorsteuerung der Flugbahn des Followers durch den Bahnazimut  $\chi_L$  des Leaders insgesamt nicht ausreicht, um die gleiche Flugbahn einzuhalten.

Insgesamt ist die Funktionalität der horizontalen Flugbahnregelung für die erstmalige Aktivierung als positiv zu bewerten. Es lässt sich zeigen, dass die generelle Funktionalität zur Einnahme der Formationsposition gegeben ist. Die Formationsabweichung wird in Punkt 2 in Abbildung 6-9 auf bis zu  $10\text{m}$  kompensiert. Abweichungen entstehen jeweils

durch die verspätete und zu schwache Vorsteuerung der Flugbahn des Followers im Kurvenflug. Anhand des Überschwingens der Regelgröße in der Horizontalstrecke der Flugbahn kann gezeigt werden, dass der Proportionalitätsfaktor  $K_{p,dy}$  zu hoch eingestellt ist und, dass die Kompensation stärker begrenzt werden muss.

## 2) Bewertung der Flugbahnregelung in Längsrichtung

In Abbildung 6-11 ist die Umsetzung der kommandierten Ground Speed im Geschwindigkeitsregler der Flugbahnregelung dargestellt. Die rote Kurve stellt den berechneten Vorgabewert der Ground Speed dar. Die blaue Kurve zeigt den tatsächlich geflogenen Wert der Ground Speed. Aus dem Diagramm geht hervor, dass der kommandierte Wert nur mit deutlichen Abweichungen von bis zu  $2 \frac{m}{s}$  umgesetzt wird. Schwankungen und Abweichungen treten hier aufgrund der sprunghaftigen Änderung von  $dx$  im Kurvenflug auf. Da die Geschwindigkeitsregelung lediglich in einer P-Regelung umgesetzt ist, verbleibt eine deutliche stationäre Regelabweichung. Aus der bleibenden Abweichung von bis zu  $2 \frac{m}{s}$  resultiert, dass durch die Kompensation mittels  $V_{gs,dx}$  von maximal  $2 \frac{m}{s}$  keine wirksame Kompensation in den Horizontalstrecken im zweiten, dritten und vierten Durchlauf in Abbildung 6-6 zu verzeichnen ist. Dass der Formationsabstand  $dx$  jedoch nicht aktiv kompensiert werden kann, ist auch dadurch bedingt, dass die Horizontalstrecken in den weiteren Durchläufen unterschiedlich lang gewesen sind und durch das Überschwingen der  $dy$  Komponente beeinflusst werden.

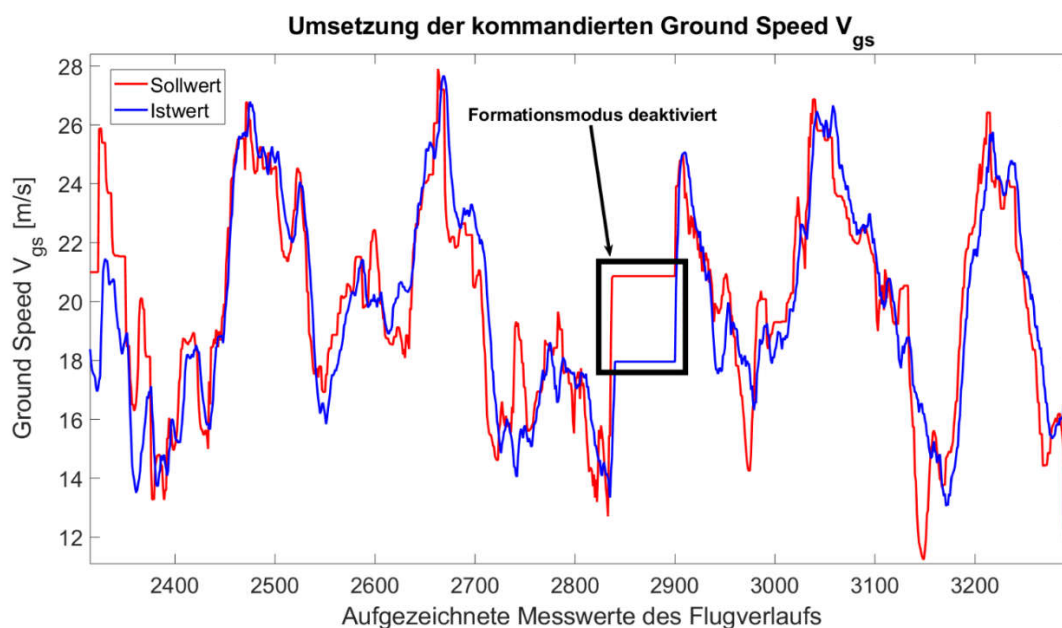


Abbildung 6-11: Umsetzung der kommandierten Ground Speed

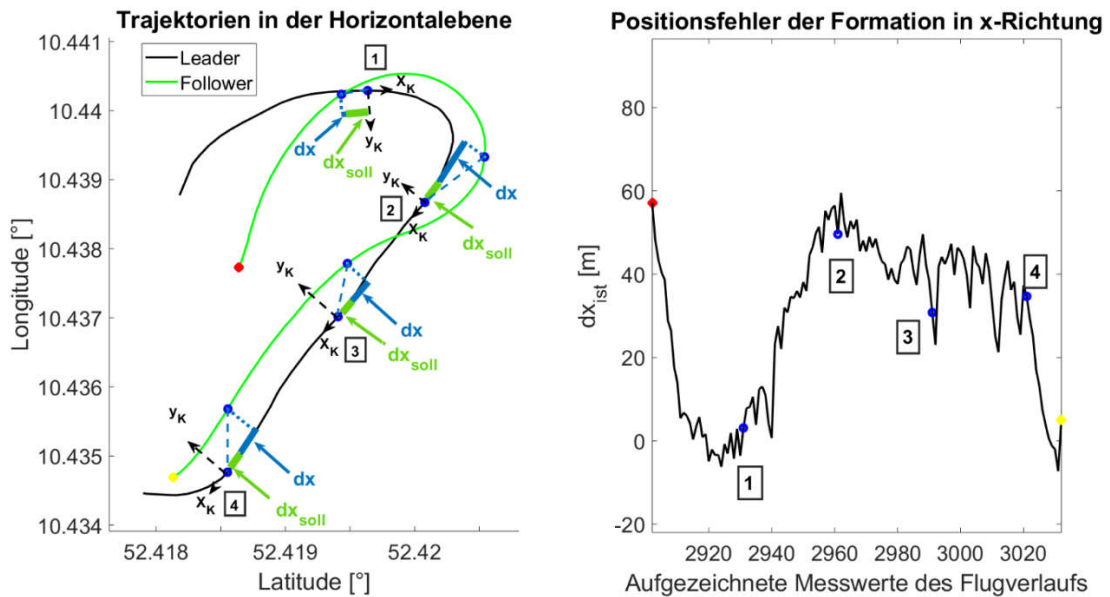


Abbildung 6-12: Auswertung Längskomponente

Anhand von Abbildung 6-12 werden im linken Teil die rekonstruierten Flugbahnen des Leaders und des Followers im ersten Durchlauf dargestellt, der in Abbildung 6-6 eingegrenzt ist. Im rechten Teil ist der dazugehörige Verlauf der Regelgröße  $dx$  skizziert. Der rote Punkt der Flugbahn des Followers zeigt den Startpunkt und der gelbe Punkt stellt den letzten aufgezeichneten Punkt des Teilbereichs dar. Es sind insgesamt 4 zeitgleich aufgezeichnete Wertepaare der Flugbahn des Leaders und des Followers hervorgehoben, die jeweils durch einen blauen Punkt markiert sind. Der eingestellte Formations-sollabstand in Längsrichtung  $dx_{soll} = -20m$  wird entsprechend in hellgrün eingezeichnet und der tatsächliche Formationsabstand  $dx$  des jeweiligen Wertepaares durch die blaue Linie dargestellt.

Im Bereich des ersten Wertepaares zeigt sich aufgrund der verspäteten Reaktion zur Kurveneinleitung des Followers, dass der Formationsabstand  $dx$  stark absinkt, da sich die Flugbahnen in Punkt 1 schneiden. Beim Ausleiten der Kurve durch den Leader kommt es in Folge der schlagartigen Rotation des Koordinatensystems zu einem sprunghaften Anstieg der  $dx$  Komponente (vergleiche Abbildung 6-12, Punkt 2). Nachdem auch der Follower die Kurve ausgeleitet hat und die Flugzeuge wieder nahezu den gleichen Kurs verfolgen, wird wieder der tatsächliche Abstand  $dx$  berechnet. Es fällt hier auf, dass sich nahezu der gleiche Abstand  $dx$  nach der  $180^\circ$  Kurve ergibt wie zu Beginn des betrachteten Teilbereiches. Im weiteren Verlauf der horizontalen Teilstrecke ab Punkt 2 lässt sich eine leichte Tendenz zum Abbau des Formationsabstandes  $dx$  feststellen. Durch das Überspringen der  $dy$  Komponente und durch leichte Kursdifferenzen kommt es dann zu sprunghaften Änderungen der  $dx$ -Komponente zwischen Punkt 2 und Punkt 4. Ab Punkt 4 wiederholt sich die gleiche Charakteristik wie bei Einleitung der ersten  $180^\circ$  Kurve. Anhand von Abbildung 6-5 lässt sich jedoch feststellen, dass die Abweichung  $dx$

nach der zweiten 180° Kurve (2.Durchlauf Abbildung 6-6) ca. 20m größer ist als nach der ersten 180° Kurve. Dies lässt sich anhand von Abbildung 6-13 erläutern, in der die Ground Speed Komponenten des Leaders und des Followers im betrachteten Teilbereich skizziert werden. Es zeigt sich hier, dass die Geschwindigkeitsdifferenz in der zweiten 180° Kurve knapp  $5 \frac{m}{s}$  beträgt, während die Differenz in der ersten Kurve bei ca.  $2,2 \frac{m}{s}$  liegt. Infolge der höheren Geschwindigkeitsdifferenz und der verspäteten Einleitung der Kurve des Followers resultiert im zweiten Durchlauf durch die 180° Kurve ein vergrößerter Formationsabstand  $dx$  von ca. 80m.

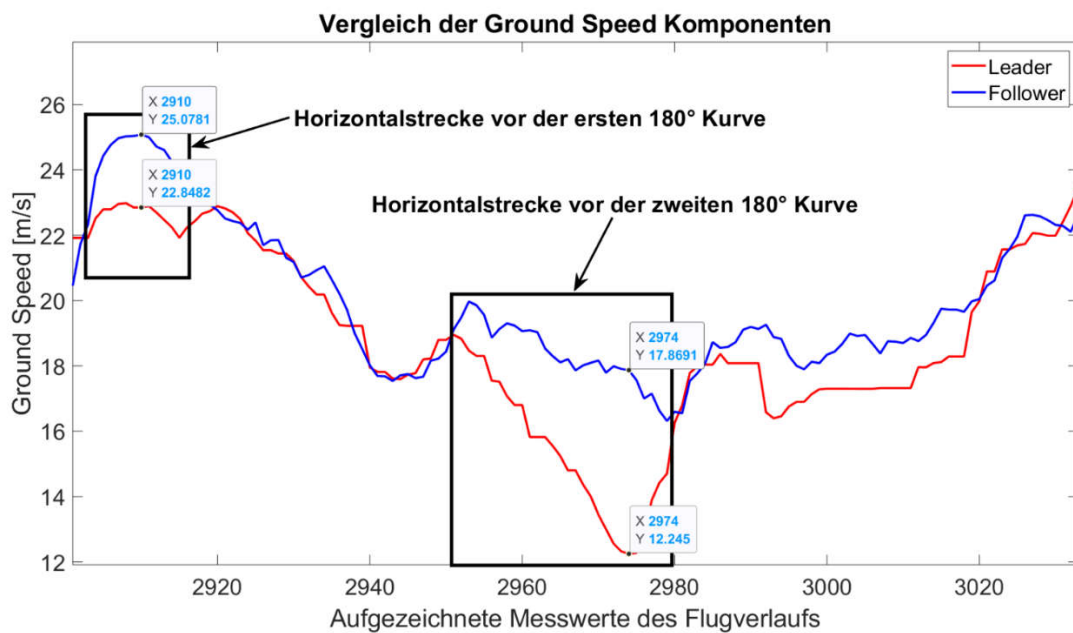


Abbildung 6-13: Vergleich Ground Speed Komponenten

Insgesamt geht aus der Betrachtung des Teilbereichs hervor, dass die Funktionalität zur Kompensation der Formationsabweichung  $dx$  zwar gegeben ist, aber durch das Überschwingen der  $dy$  Komponente im Kurvenflug stark beeinträchtigt wird. Der zum Zeitpunkt der Aktivierung ermittelte Formationsabstand  $dx$  kann in der Horizontalstrecke des ersten Durchlaufs um ca. 20m kompensiert werden. In den weiteren 180° Kurven entsteht jedoch fortlaufend eine Abweichung von der Formationsposition, die in den Horizontalstrecken nicht bzw. nur schwach kompensiert werden kann. Die Abweichungen, die im Kurvenflug aufgrund der zeitlich verzögerten Reaktion des Followers entstehen, wirken sich in Abhängigkeit der Geschwindigkeitsdifferenz bei der Einleitung der Kurve unterschiedlich stark aus. Aufgrund der bleibenden Abweichung der Geschwindigkeitsdifferenz in der Vorsteuerung ist die Kompensation  $V_{gs,dx}$  des Formationsabstandes  $dx$  nur bedingt wirkungsvoll.

### 3) Diskussion der Flugbahnregelung in Vertikalrichtung

Im Logging des Formationsmodus ist eine fehlerhafte Aufzeichnung der Vertikalgeschwindigkeiten festgestellt worden. Daher kann an dieser Stelle die Funktionalität der Flugbahnregelung bezüglich der Umsetzung der vorgesteuerten Vertikalgeschwindigkeit nicht beurteilt werden. Die nachfolgende Auswertung diskutiert daher die Komponente  $w_{g,dz}$  im betrachteten Teilbereich anhand der aufgezeichneten Flugbahnen.

In Abbildung 6-14 sind die Flugbahnen des Leaders und des Followers in der Vertikalebene mittels des Längengrades und der Flughöhe in einem Teilbereich des 2. Durchlaufs dargestellt. Weiterhin ist die Abweichung von der Formationsposition  $dz$  des Teilbereichs abgebildet.

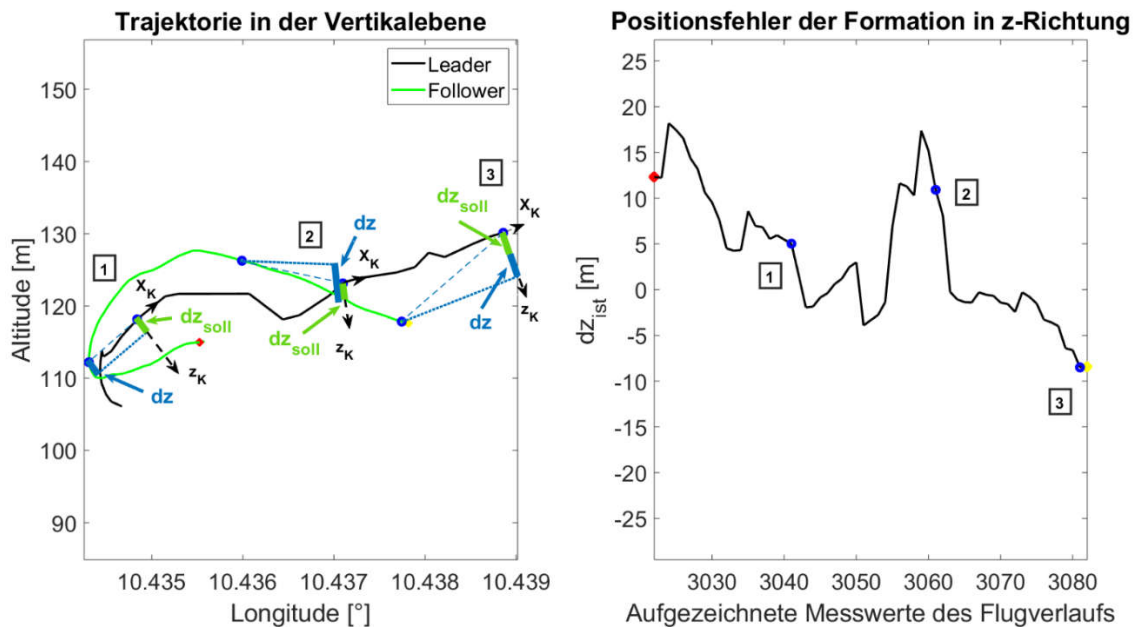


Abbildung 6-14: Auswertung Vertikalkomponente

Die Flugbahn des Followers ist im linken Teil der Abbildung 6-14 mittels der grünen Linie dargestellt und wird durch die rote Markierung als Startpunkt und der gelben Markierung (unmittelbar nach Punkt 3) als Endpunkt verdeutlicht. Die Flugbahn des Leaders, die im unteren linken Teil des Diagramms beginnt, ist in schwarz dargestellt. Es ist eine Formations-sollposition von  $dz_{soll} = 5m$  eingestellt worden, wodurch sich der Follower knapp unterhalb des Leaders positionieren soll. Zu Beginn des betrachteten Teilbereichs befindet sich der Follower oberhalb des Leaders, weshalb eine positive Formationsabweichung  $dz$  von über 15m berechnet wird. Infolge der Abweichung wird eine positive Vertikalgeschwindigkeit kommandiert, wodurch der Follower sinkt und der Formationsabstand  $dz$  auf ca. 5m verringert werden kann. In der Auswertung des  $dx$  Abstandes in Abbildung 6-6 zeigt sich, dass im Bereich der x-Werte 3020-3030 die Komponente  $gsp_{dx}$

schlagartig von einem positiven Wert von  $2 \frac{m}{s}$  auf einen negativen Wert von  $-0.8 \frac{m}{s}$  abfällt. Hier ergibt sich die Frage, wie sehr sich die Geschwindigkeitsminderung auf die Vertikalgeschwindigkeit auswirkt. Es müsste hierzu die Vertikalgeschwindigkeit des Leaders mit der Vertikalgeschwindigkeit des Followers abzüglich der Kompensation  $wg_{dz}$  verglichen werden. Erst nach einer Kompensation des Formationsabstandes  $dz$  auf 5m lässt sich auch ein Steigen des Followers entsprechend der Vorsteuerung des Leaders verzeichnen. Im Bereich kurz nach Punkt 1 im linken Diagramm von Abbildung 6-14 lässt sich eine nahezu konstante Flughöhe des Leaders feststellen. Trotz der konstanten Flughöhe des Leaders und der damit verbundenen Vertikalgeschwindigkeit im Bereich von  $0 \frac{m}{s}$  ist weiterhin ein Steigen des Followers zu beobachten, wodurch der Formationsabstand  $dz$  bis zu einem Maximalwert von ca. 17m ansteigt. Eine erneute Betrachtung von Abbildung 6-6 zeigt, dass in diesem Bereich (x-Werte 3040-3060) infolge der Kurvenableitung des Leaders ein sprunghafter Anstieg von  $dx$  zu verzeichnen ist. Dies hat zur Folge, dass auch die Kompensation  $gsp_{dx}$  wieder auf seinen Maximalwert von  $2 \frac{m}{s}$  springt. Es lässt sich daher hier vermuten, dass das weitere Steigen des Followers auf die Geschwindigkeitszunahme durch  $gsp_{dx}$  zurückzuführen ist. Auch hier müsste die Vertikalgeschwindigkeit des Leaders mit der des Followers abzüglich  $wg_{dz}$  auf eine mögliche Differenz überprüft werden. Kurz vor Punkt 2 kann eine Kompensation des entstandenen Formationsabstandes  $dz$  festgestellt werden. In Abbildung 6-7 zeigt sich, dass im Maximalwert der Abweichung eine Vertikalgeschwindigkeit von ca.  $0,7 \frac{m}{s}$  kommandiert wird. Aus dem Verlauf der Kompensation resultiert, dass der Follower im Bereich zwischen Punkt 2 und 3 kurzzeitig den Formationsabstand nahezu auf 0m halten kann, bevor er dann aber wieder auf fast -10m ansteigt. Das erneute Sinken des Followers bis auf einen Formationsabstand von ca. -10m lässt sich trotz des Steigens durch die Vorsteuerung des Leaders und einem konstanten Wert von  $gsp_{dx}$  anhand der vorliegenden Daten nicht erläutern. An dieser Stelle kann auch der Einfluss von Wind nicht ausgeschlossen werden.

Aus der Betrachtung der Flugbahn lässt sich insgesamt die Funktionalität der Kompensation des berechneten Formationsabstandes  $dz$  infolge  $wg_{dz}$  ableiten. Aufgrund der fehlenden Zahlenwerte können jedoch die Umsetzung der Vorsteuerung der Vertikalgeschwindigkeit des Leaders und der Einfluss von  $V_{gs,dx}$  nicht bewertet werden.

### 7 Zusammenfassung und Ausblick

In diesem Kapitel werden der Inhalt und die wesentlichen Ergebnisse dieser Arbeit zusammengefasst. Im Anschluss werden im Ausblick sämtliche Aspekte zusammengestellt, die aufgrund der Schließung des DLRs durch die Coronakrise nicht mehr umgesetzt werden konnten.

#### 7.1 Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird eine modifizierte PX4-Firmware hinsichtlich der Umsetzung eines positionierenden Kreisfluges sowie eines Formationsflugverhaltens zwischen zwei kleinen Starrflügel UAVs untersucht. Auf Basis einer innerhalb eines Simulink Modells aufgebauten Flugregelung, die mittels Codegenerierung in die PX4-Firmware eingebettet wird, werden zwei Konzepte zur Berechnung von Vorgabewerten für den Warteflugmodus und ein Konzept für den Formationsmodus erarbeitet. Die Methode der direkten Rollwinkelregelung des Warteflugmodus sowie das Konzept des Formationsmodus sind anschließend im Flugversuch hinsichtlich der Funktionsweise getestet worden.

Aus vorangegangenen Untersuchungen der Flugregelung hat sich herausgestellt, dass die Kommandierung eines konstanten Rollwinkels bezüglich eines Kreisflugverhaltens zu einem starken Abdriften des Flugzeuges in Folge des Windeinflusses führt. Aus dieser Anforderung ist ein Konzept erarbeitet worden, welches einen positionierenden Warteflug entlang einer festgelegten Kreisbahn leistet. Hierzu wird der Rollwinkel in Abhängigkeit des Radius der Zielkreisbahn vorgesteuert, dessen Mittelpunkt auf Basis der Position des Flugzeuges festgelegt wird. Der kommandierte Rollwinkel wird zusätzlich auf Basis der radialen Abweichung der Kreisbahn angepasst. Die Auswertung des Flugversuchs hat ergeben, dass die Vorsteuerung des Rollwinkels in Abhängigkeit des Radius der Kreisbahn nicht genügt, um das Flugzeug ausreichend in Richtung der Kreisbahn auszurichten. Durch die Analyse des Flugversuchs ist eine Methode der direkten Kurswinkelregelung in das Modell implementiert worden, die für die Navigation entlang einer festgelegten Kreisbahn das Richtungsfeld eines stabilen Grenzyklus ausnutzt. Die Durchführung eines Flugversuchs zur Validierung dieser Methode ist aufgrund der Schließung des DLRs nicht mehr möglich gewesen.

Für den Formationsmodus wird der Aufbau einer kooperierenden Formation, bestehend aus einem Leader, der die Flugbahn vorgibt, und einem Follower, der sich relativ hierzu positionieren soll, untersucht. Auf Basis der vorhandenen Flugbahnregelung werden zunächst mögliche Vorgabewerte für den Aufbau der Formation diskutiert. Mit den in der PX4-Firmware zur Verfügung stehenden Positionsdaten wird dann eine Methode zur Berechnung der Relativpositionierung der Flugzeuge ausgearbeitet. Diese sieht vor, dass



die Positionen beider Flugzeuge aus WGS 84 Koordinaten in ein Hilfssystem transformiert werden, welches entsprechend des flugbahnfesten Koordinatensystem des Leaders ausgerichtet ist. In diesem Hilfssystem wird die Abweichung des Followers zu einem virtuellen Formationsollpunkt bestimmt. Der Formationsollpunkt wird durch die Position des Leaders festgelegt. Die vorgesteuerte Flugbahn des Leaders wird anhand der Abweichung von der Formationsposition in der Vertikal-, Horizontal- und Längsrichtung jeweils durch eine P-Regelung kompensiert. Für die Kommunikation der notwendigen Positions- und Geschwindigkeitsdaten des Leaders ist das MAVLink Modul der PX4-Firmware des Followers so modifiziert worden, dass die benötigten Parameter über eine Telemetriestrecke übertragen und für die Berechnung innerhalb des Simulink Modells bereitstehen. In Bodentests ist die Funktionalität der Telemetriestrecke sowie die Berechnung der Formationsposition in Vorbereitung für die Durchführung des Flugversuchs überprüft worden.

Die Auswertung des Flugversuchs kann die aktive Einnahme der Formationsposition nach der ausgearbeiteten Methode bestätigen. Abweichungen von der Formationsposition entstehen hier hauptsächlich im Kurvenflug in der Horizontal- und Längsrichtung der Flugbahn aufgrund der verzögerten Reaktion des Followers bezüglich der Kursänderung des Leaders. In der Horizontalrichtung kann der Formationsabstand bis auf 10m eingehalten werden, während in der Vertikalrichtung die Formationsollposition phasenweise vollständig eingehalten wird.

### 7.2 Ausblick

Der positionierende Warteflugmodus ist in weiteren Arbeiten mittels der Richtungsfeldmethode im Flugversuch hinsichtlich der Navigation entlang der Kreisbahn zu untersuchen. Für die Auswertung der Flugversuche sollte zusätzlich die Windrichtung bestimmt werden, um eine Beeinflussung der Methode durch die Störgröße Wind nachvollziehen zu können. Weiterhin ist die Flugbahnregelung in der Vertikalrichtung zu aktivieren, um die Einhaltung der zum Zeitpunkt der Aktivierung gemessenen Flughöhe zu validieren. In einem letzten Schritt sollte dann die Umsetzung des Wartefluges unter Kommandierung des konstanten Airspeed Parameters bewertet werden.

Um eine transparentere Auswertung der Flugbahnen des Followers und des Leaders im Formationsmodus zu gewährleisten, sollten die Positionen der Formationsollposition und der Position des Followers aus dem Hilfssystem bereits im Simulink Modell zurück in das NED System transformiert werden. Somit lässt sich die Formationsollposition mit der Position des Followers vergleichend darstellen.

Für die weitere Optimierung des Formationsflugverhaltens sollte in weiteren Flugversuchen zunächst die Umsetzung der Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders verbessert

werden, um das Entstehen von Formationsabweichungen durch Differenzen in der Umsetzung der Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders zu vermeiden. Um die festgestellten Formationsabweichungen in Längs- und Horizontalrichtung im Kurvenflug zu verringern, muss die Vorsteuerung der Flugbahn in der Horizontalrichtung erweitert werden. Dies kann mit einer Vorsteuerung des eigenen Rollwinkels durch den Rollwinkel des Leaders umgesetzt werden. Sie ist entsprechend der Differenz des Bahnazimuts  $\chi_{L,soll}$  des Leaders und  $\chi_{L,ist}$  des Followers gemäß Abbildung 6-10 einzustellen. Für eine zahlenmäßige Beurteilung der Vorsteuerung der Flugbahn in Vertikalrichtung sollte das Logging hinsichtlich der korrekten Aufzeichnung der Vertikalgeschwindigkeit des Leaders und des Followers angepasst werden. Es ist dann zu prüfen, ob die vertikale Flugbahn, analog zum Vorgehen in der horizontalen Vorsteuerung der Flugbahn, durch eine Vorsteuerung des eigenen Nickwinkels  $\theta_F$  in Abhängigkeit des Nickwinkels  $\theta_L$  des Leaders verbessert werden kann. Zudem ist der Einfluss von  $V_{gs,dx}$  auf die Vertikalgeschwindigkeit des Followers zu untersuchen. Die Kommunikation des Rollwinkels und des Nickwinkels des Leaders kann analog zur Implementierung der *GLOBAL\_POSITION\_INT* Message innerhalb des MAVLink Moduls des Followers durch die *ATTITUDE* Message aus dem Common Messages Set umgesetzt werden. In der Längsrichtung der Flugbahn könnte die bestehende P-Regelung in eine PID-Regelung erweitert werden, um die verbleibende Abweichung der Geschwindigkeitsdifferenz in der Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders zu verringern. Nach Einführung der Vorsteuerung des eigenen Rollwinkels durch den Rollwinkel des Leaders ist die Regelung der Flugbahn in der Längsrichtung jedoch zunächst neu zu bewerten. Sobald die Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders so umgesetzt wird, dass durch Änderungen der Flugbahn des Leaders keine erheblichen Formationsabstände entstehen, können die Parameter der Regelung der Relativpositionierung entsprechend eingestellt werden. Hierzu sollte zunächst der Proportionalitätsfaktor  $K_{p,dy}$  verringert werden, sodass das starke Überschwingen des Formationsabstandes  $dy$  vermieden wird. Anhand der angepassten Vorsteuerung der Flugbahn des Leaders ist dann eine neue Bewertung der Regelungen zur Kompensation der Formationsabstände vorzunehmen. Neben den bisherigen P-Regelungen sind hier Integratoren zu implementieren, um eine zielführende Korrektur der Formationsabweichung hinsichtlich stationärer Regelgenauigkeit erreichen zu können.

## 8 Literaturverzeichnis

- A. Arnold (2019). Umsetzung einer modellbasierten Flugsteuerung auf einem kommerziellen Autopiloten. Projektbericht.
- Antoine Drouin, Pascal Brisset (2003). Paparazzi UAV Controller Diagrams. Online verfügbar unter [http://wiki.paparazziuav.org/wiki/Control\\_Loops#General\\_Information](http://wiki.paparazziuav.org/wiki/Control_Loops#General_Information) (abgerufen am 12.03.2020).
- Ardupilot (2019a). Ardupilot Attitude Controller. Online verfügbar unter <https://ardupilot.org/plane/docs/roll-pitch-controller-tuning.html> (abgerufen am 28.04.2020).
- Ardupilot (2019b). Ardupilot Parameter List. Online verfügbar unter <https://ardupilot.org/copter/docs/parameters.html#sr2-extra2-extra-data-type-2-stream-rate-to-ground-station> (abgerufen am 28.04.2020).
- Ardupilot (2019c). Here+ RTK GPS. Ardupilot. Online verfügbar unter <https://ardupilot.org/copter/docs/common-here-plus-gps.html> (abgerufen am 24.04.2020).
- Brockhaus, Rudolf/Alles, Wolfgang/Luckner, Robert (Hg.) (2011). Flugregelung. 3. Aufl. Berlin, Heidelberg, Springer Berlin Heidelberg.
- Cai, Guowei/Chen, Ben M./Lee, Tong Heng (2011). Unmanned Rotorcraft Systems. London, Springer London.
- Christoph Haselberger (2011). Implementierung von Kartennetzentwürfen in einer GIS-Webapplikation mit entsprechendem Interfacedesign und mit Unterstützung von ArcGIS und AdobeFlex. Online verfügbar unter [http://othes.univie.ac.at/13746/1/2011-03-09\\_0426069.pdf](http://othes.univie.ac.at/13746/1/2011-03-09_0426069.pdf) (abgerufen am 09.04.2020).
- Graupner (2020). Graupner HoTT MC-32. Online verfügbar unter <https://www.d-edition.de/RC-Modellbau-Zubehoer/Elektronik/Sender---Empfaenger-Set/Graupner-2-4Ghz-HoTT-MC-32-Pro-Fernsteuerung-Computersystem.html> (abgerufen am 28.04.2020).
- Jose Ortiz (2010). Development of a Low Cost Autopilot System for Unmanned Aerial Vehicles. Virginia Commonwealth University. Online verfügbar unter <https://core.ac.uk/download/pdf/51289375.pdf> (abgerufen am 24.04.2020).
- Lorenz Meier (2012a). Github Airspeed.msg. Online verfügbar unter <https://github.com/PX4/Firmware/blob/master/msg/airspeed.msg> (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012b). GPS Module. Online verfügbar unter [https://dev.px4.io/v1.9.0/en/middleware/modules\\_driver.html#gps](https://dev.px4.io/v1.9.0/en/middleware/modules_driver.html#gps) (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012c). MAVLink Common Messages. Online verfügbar unter <https://mavlink.io/en/messages/common.html> (abgerufen am 28.04.2020).

- Lorenz Meier (2012d). MAVLink dialects. Online verfügbar unter <https://mavlink.io/en/messages/> (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012e). MAVLink Messaging. PX4-Firmware Development Page. Online verfügbar unter <https://dev.px4.io/v1.9.0/en/middleware/mavlink.html> (abgerufen am 11.04.2020).
- Lorenz Meier (2012f). MAVLink XML Files. Online verfügbar unter [https://mavlink.io/en/guide/define\\_xml\\_element.html](https://mavlink.io/en/guide/define_xml_element.html) (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012g). Pixhawk Cube Flight Controller. Online verfügbar unter [https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight\\_controller/pixhawk-2.html](https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_controller/pixhawk-2.html) (abgerufen am 29.04.2020).
- Lorenz Meier (2012h). PX4 Development page. Online verfügbar unter <https://dev.px4.io/master/en/concept/architecture.html> (abgerufen am 08.03.2020).
- Lorenz Meier (2012i). PX4 Flight Modes Overview. Online verfügbar unter [https://docs.px4.io/v1.9.0/en/getting\\_started/flight\\_modes.html](https://docs.px4.io/v1.9.0/en/getting_started/flight_modes.html) (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012j). PX4 FMU Overview. Online verfügbar unter <https://ardupilot.org/copter/docs/common-px4fmu-overview.html#pixhawk-fmuv2-and-px4fmu-fmuv1> (abgerufen am 29.04.2020).
- Lorenz Meier (2012k). PX4 Modules & Commands. Online verfügbar unter [https://dev.px4.io/v1.9.0/en/middleware/modules\\_main.html](https://dev.px4.io/v1.9.0/en/middleware/modules_main.html) (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012l). PX4 Parameters & Configurations. Online verfügbar unter [https://dev.px4.io/v1.9.0/en/advanced/parameters\\_and\\_configurations.html](https://dev.px4.io/v1.9.0/en/advanced/parameters_and_configurations.html) (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012m). PX4 System Console. Online verfügbar unter [https://dev.px4.io/v1.9.0/en/debug/system\\_console.html](https://dev.px4.io/v1.9.0/en/debug/system_console.html).
- Lorenz Meier (2012n). PX4 System Startup. Online verfügbar unter [https://dev.px4.io/v1.9.0/en/concept/system\\_startup.html](https://dev.px4.io/v1.9.0/en/concept/system_startup.html) (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012o). PX4 uORB Communication. Online verfügbar unter <https://dev.px4.io/master/en/middleware/uorb.html>.
- Lorenz Meier (2012p). uORB Messaging. PX4 Development page. Online verfügbar unter <https://dev.px4.io/v1.9.0/en/middleware/uorb.html> (abgerufen am 11.04.2020).
- Lorenz Meier (2012q). vehicle\_gps\_position topic Github. Online verfügbar unter [https://github.com/hsteinhaus/PX4Firmware/blob/master/src/modules/uORB/topics/vehicle\\_gps\\_position.h](https://github.com/hsteinhaus/PX4Firmware/blob/master/src/modules/uORB/topics/vehicle_gps_position.h) (abgerufen am 28.04.2020).

- Lorenz Meier (2012r). vehicle\_local\_position topic Github. Online verfügbar unter [https://github.com/hsteinhaus/PX4Firmware/blob/master/src/modules/uORB/topics/vehicle\\_local\\_position.h](https://github.com/hsteinhaus/PX4Firmware/blob/master/src/modules/uORB/topics/vehicle_local_position.h) (abgerufen am 28.04.2020).
- Lorenz Meier (2012s). Windows Cygwin Toolchain. Online verfügbar unter [https://dev.px4.io/v1.9.0/en/setup/dev\\_env\\_windows\\_cygwin.html](https://dev.px4.io/v1.9.0/en/setup/dev_env_windows_cygwin.html) (abgerufen am 28.04.2020).
- MathWorks (2020). atan2 Funktion. Online verfügbar unter <https://de.mathworks.com/help/matlab/ref/atan2.html> (abgerufen am 28.04.2020).
- MathWorks (2020). Embedded Coder Support Package for PX4 Autopilots. Online verfügbar unter [https://de.mathworks.com/help/pdf\\_doc/support\\_pkg/px4/px4\\_ug.pdf](https://de.mathworks.com/help/pdf_doc/support_pkg/px4/px4_ug.pdf) (abgerufen am 28.04.2020).
- National Geospatial-Intelligence Agency (2014). World Geodetic System 1984. Its Definition and Relationships with Local Geodetic Systems. Online verfügbar unter [https://earth-info.nga.mil/GandG/update/index.php?dir=wgs84&action=wgs84#tab\\_wgs84-res](https://earth-info.nga.mil/GandG/update/index.php?dir=wgs84&action=wgs84#tab_wgs84-res) (abgerufen am 23.04.2020).
- Philip Rowse, Alan Sanchez (2016). Pixhawk2.1. Online verfügbar unter <http://www.proficnc.com/content/13-pixhawk2> (abgerufen am 29.04.2020).
- Prof. Dipl.-Ing. J.-Michael Bauschat (Hg.) (2020). Vorlesungsskript Flugmechanik 2.
- Prof. Dr.-Ing. Jörg Buchholz (2017). Vorlesungsmanuskript Regelungstechnik und Flugregler.
- Rosow, Cord-Christian/Wolf, Klaus/Horst, Peter (2014). Handbuch der Luftfahrzeugtechnik. Mit 34 Tabellen. München, Hanser.
- Stefan Krause/Sebastian Cain/Gordon Strickert/Leonid Bussler/Martin Sippel (2019). FALCon Scaled Experiment Scenario Description.
- Theresa Neuhierl (2005). Eine neue Methode zur Richtungsübertragung durch Koppelung von Inertialmesstechnik und Autokollimation. Online verfügbar unter <https://mediatum.ub.tum.de/doc/601086/document.pdf> (abgerufen am 27.03.2020).
- UAV-Lab, University of Sydney (2020). uORB. Online verfügbar unter <https://uav-lab.org/2016/08/02/px4-research-log4-a-first-look-at-px4-architecture/> (abgerufen am 28.04.2020).
- Volantex (2020). Volantex Ranger 757-3. Online verfügbar unter <https://www.getfpv.com/volantex-ranger-ex-757-3-pnp.html> (abgerufen am 28.04.2020).
- Wikipedia (2020). Grenzzyklus. Online verfügbar unter <https://de.wikipedia.org/wiki/Grenzzyklus> (abgerufen am 24.04.2020).

## Anhang

### Anhang A – Ardupilot Lageregelung

#### Anhang A.1 – Ardupilot Rollwinkelregelung Parameter

Parameter	Bedeutung	Wert
RLL2SRV_MAX_SP	Maximaler Zielrollwinkel $\varphi_{max}$	-1.0472 rad
RLL2SRV_D	Differenzierbeiwert $K_D$	0.08 s
RLL2SRV_I	Integrierbeiwert $K_I$	$0.3 \frac{1}{s^2}$
RLL2SRV_I_MAX	Integratorbegrenzung	3000 cdeg
RLL2SRV_P	Proportionalitätsfaktor $K_P$	1 s
RLL2SRV_RMAX	Maximale Rollrate $p_{max}$	$75 \frac{deg}{s}$
RLL2SRV_TCONST	Integrierzeitkonstante $T_I$	0.5 s

Tabelle 7-1: Parameter Rollwinkelregelung (A. Arnold 2019)

Anhang A.2 – Modellierung der Ardupilot Rollwinkelregelung in Simulink

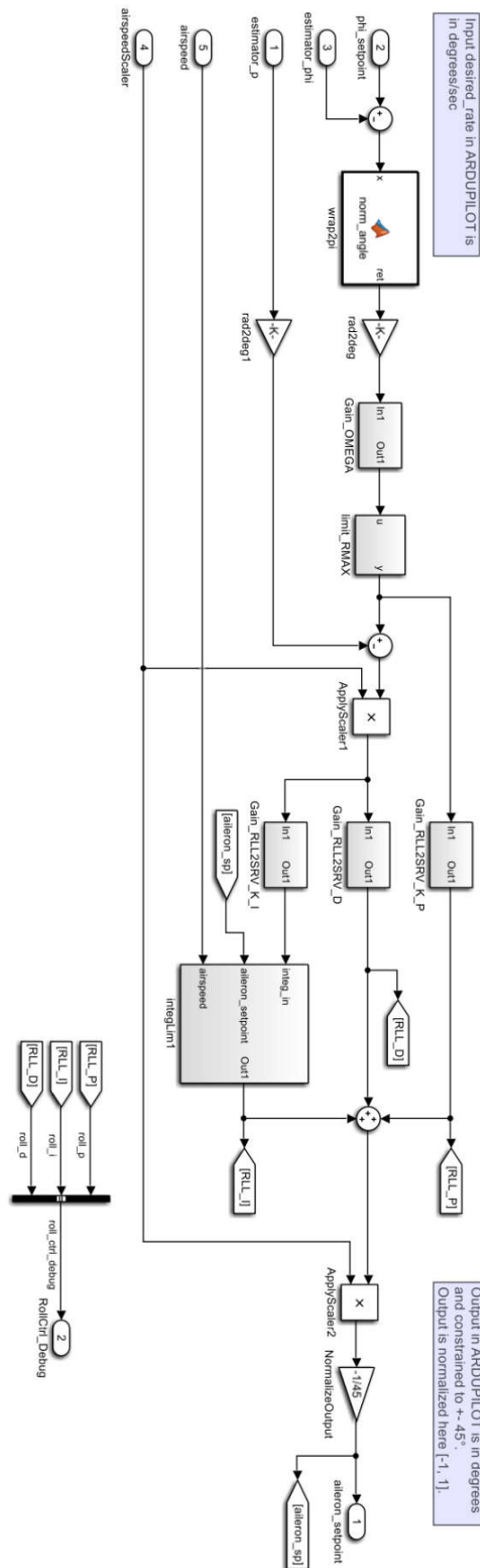


Abbildung 7-1: Modellierung der Rollwinkelregelung in Simulink (A. Arnold 2019)

## Anhang A.3 – Ardupilot Nickwinkelregelung Parameter

Parameter	Bedeutung	Wert
PTCH2SRV_MAX_SP	Maximaler Zielnickwinkel $\theta_{max}$	0.7854 rad
PTCH2SRV_D	Differenzierbeiwert $K_D$	0.04 s
PTCH2SRV_I	Integrierbeiwert $K_I$	$0.3 \frac{1}{s^2}$
PTCH2SRV_I_MAX	Integratorbegrenzung	3000 cdeg
PTCH2SRV_P	Proportionalitätsfaktor $K_P$	1 s
PTCH2SRV_RLL	Rollwinkelkompensation	1 deg
PTCH2SRV_RMAX_DN	Maximale Nickrate $q_{max}$	$75 \frac{deg}{s}$
PTCH2SRV_RMAX_UP	Minimale Nickrate $q_{min}$	$75 \frac{deg}{s}$
PTCH2SRV_TCONST	Zeitkonstante $T_I$	0.5 s

Tabelle 7-2: Parameter Nickwinkelregelung (A. Arnold 2019)



Anhang A.4 – Modellierung der Ardupilot Nickwinkelregelung in Simulink

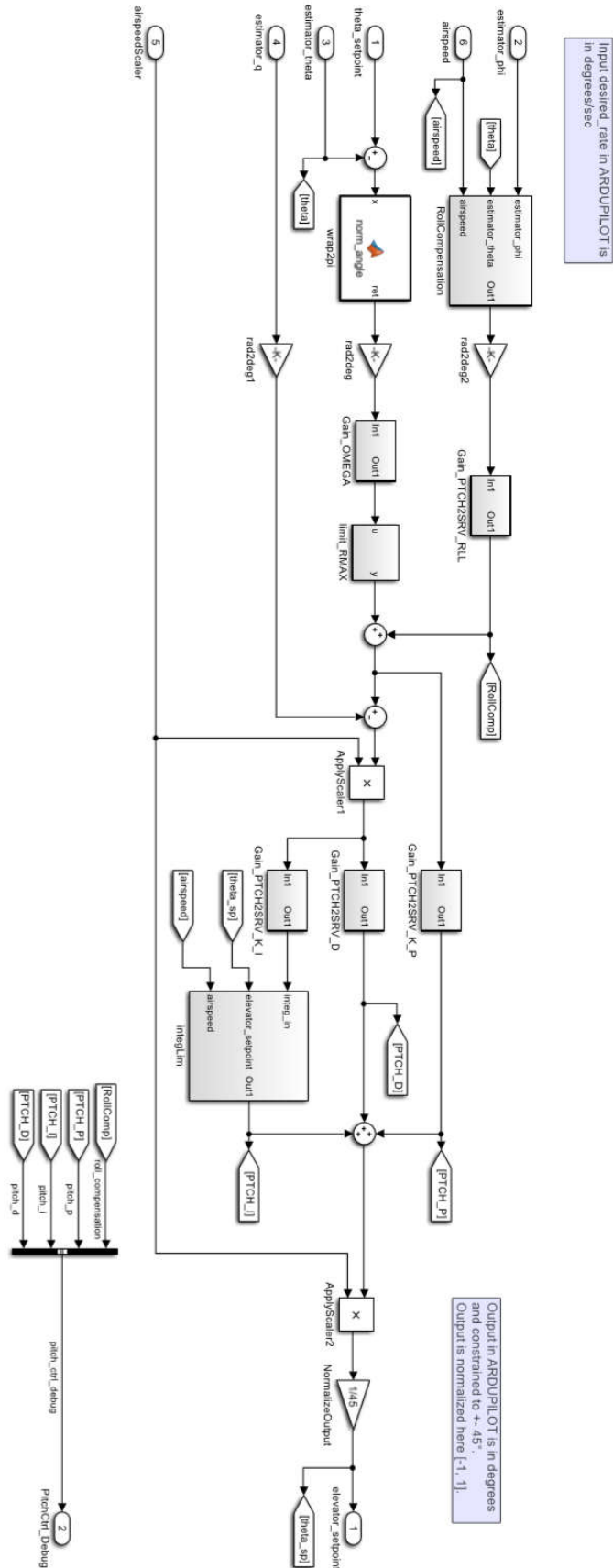


Abbildung 7-2: Modellierung der Nickwinkelregelung in Simulink (A. Arnold 2019)

Anhang B – Modellierung des Warteflugmodus in Simulink

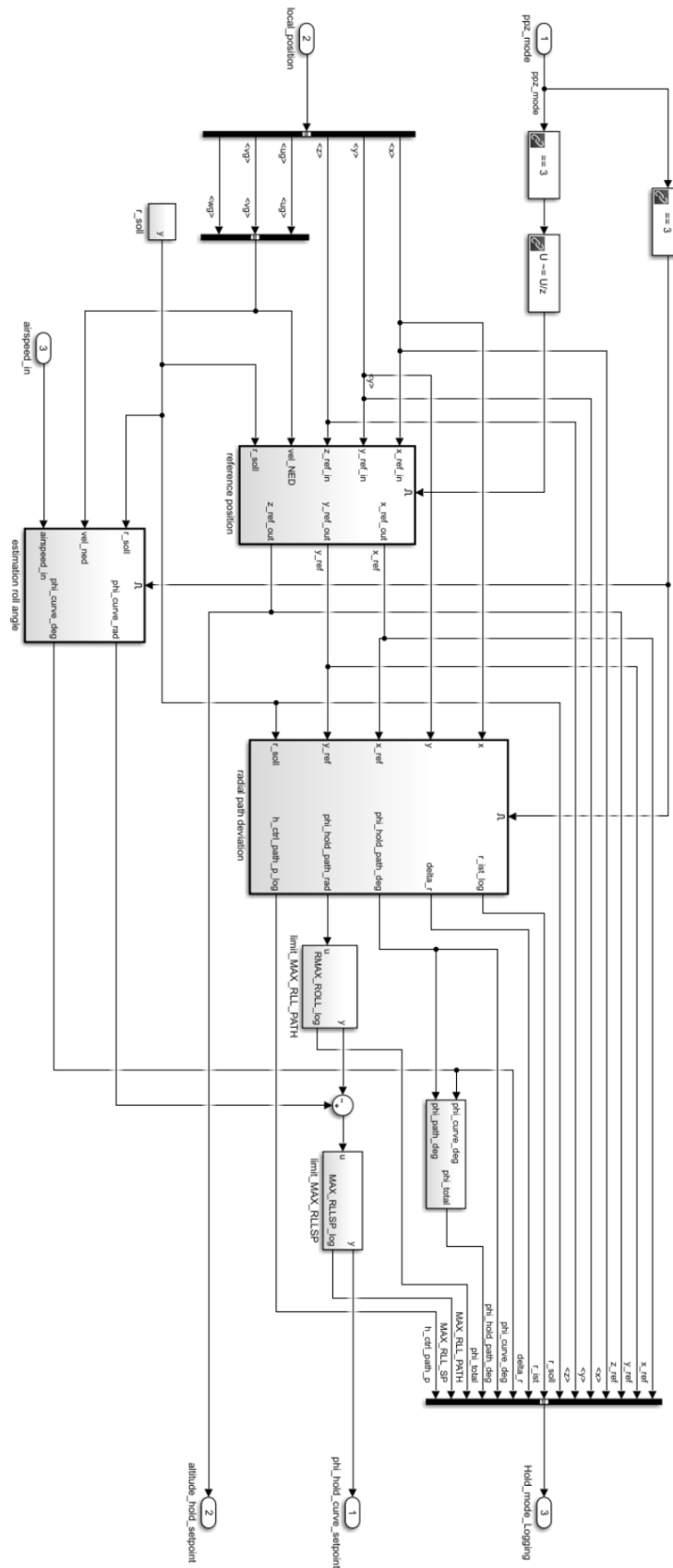


Abbildung 7-3: Modellierung des Warteflugmodus in Simulink

Anhang C – Modellierung des Formationsflugmodus in Simulink

Anhang C.1 – Modellierung der Relativpositionierung des Formationsmodus

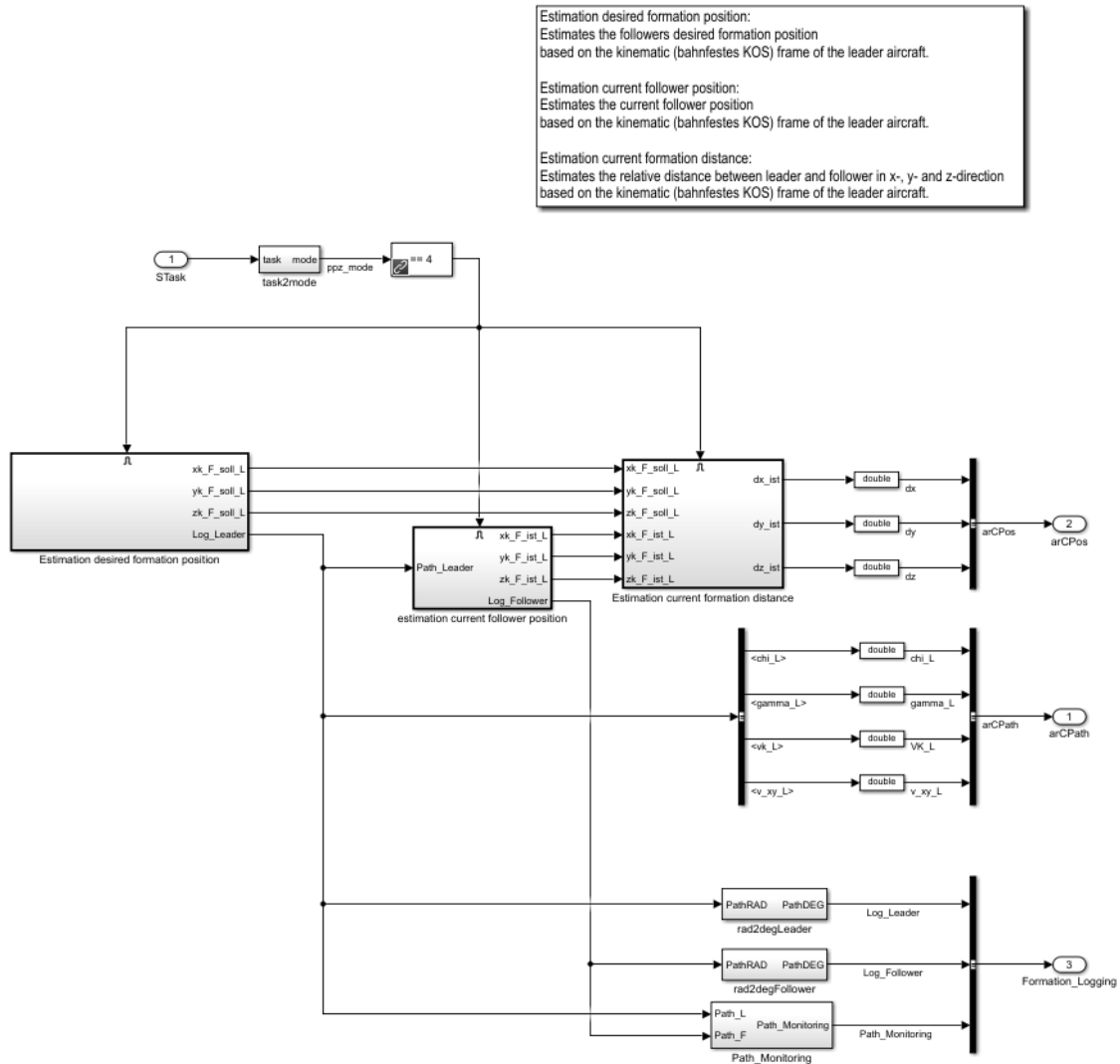


Abbildung 7-4: Modellierung der Relativpositionierung des Formationsmodus

Anhang C.2 – Berechnung der Regelgrößen des Formationsmodus in Simulink

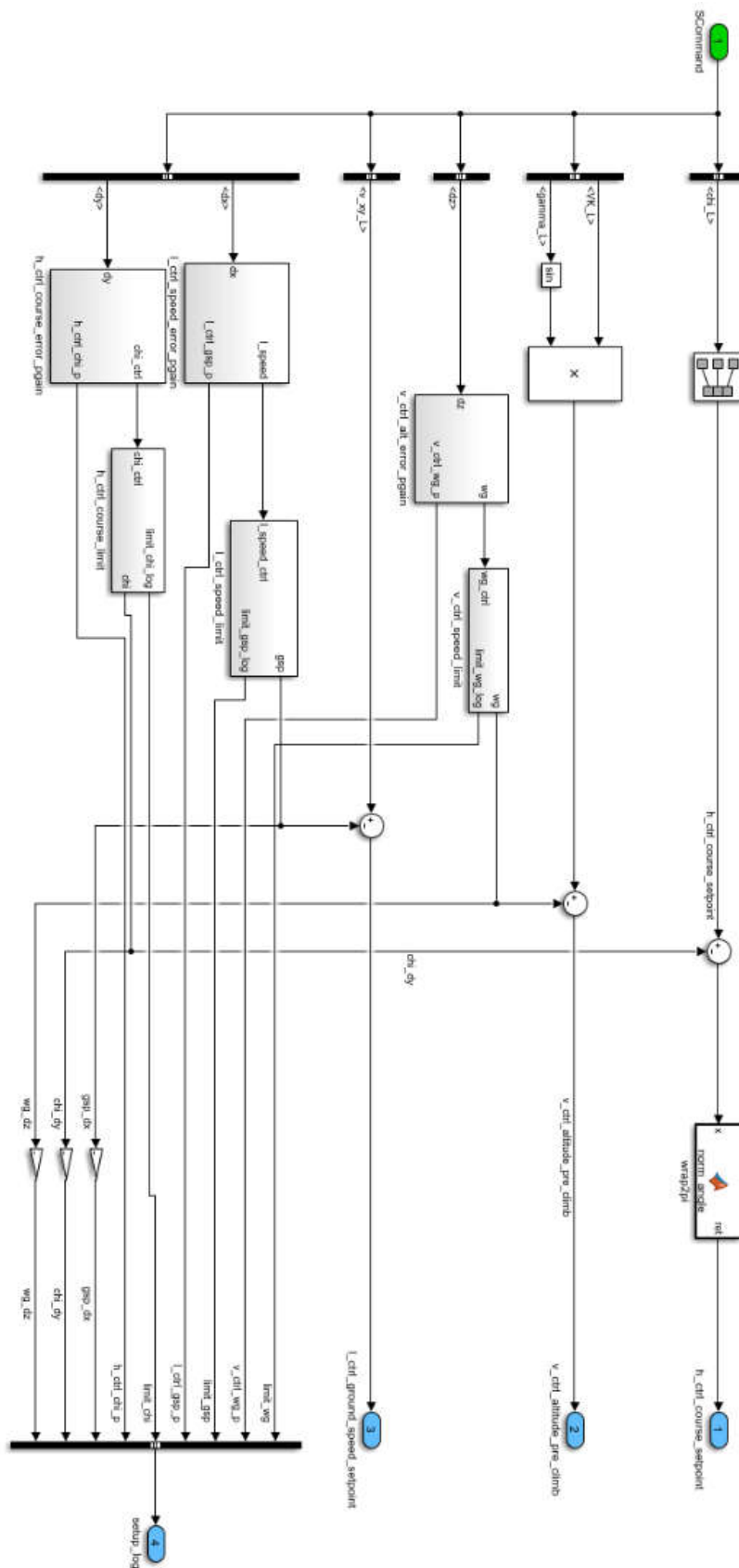


Abbildung 7-5: Berechnung der Regelgrößen des Formationsmodus in Simulink

## Anhang D – Flight Test Sheets Warteflug

## POSITION\_TARGET\_LOCAL\_NED Message:

Topic Parameter	Simulink Signal
<b>x</b>	$\varphi_{command}$
<b>y</b>	$\theta_{command}$
<b>z</b>	$x_{ref}$
$v_x$	$y_{ref}$
$v_y$	$z_{ref}$
$v_z$	$z_{ist}$
$a_x$	$r_{soll}$
$a_y$	$r_{ist}$
$a_z$	$\Delta r$
<b>Yaw</b>	$\varphi_{r_{soll}}$
<b>Yawspeed</b>	$\varphi_{\Delta r}$

Tabelle 7-3: Simulink Signale Regelung Warteflug

## ATTITUDE\_TARGET Message:

Topic Parameter	Simulink Signal
$q_{1-4}$	RCOUT1-4 (Throttle, Roll, Pitch, Yaw)
Roll_body	Paparazzi Mode
Pitch_body	Aileron Signal
Yaw_body	Elevator Signal
Thrust	Throttle Signal

Tabelle 7-4: Simulink Steuersignale Warteflug

## Übersicht Logging Warteflug:

Signal	Parameter
1	iTControlFlag (ppz_mode)
2	iTControlFlagX
3	iTControlFlagY
4	iTControlFlagZ
5	iTControlFlagThrottle
6	Modelversion (1553)
7	cpuload
8	RCOUT1
9	RCOUT2
10	RCOUT3
11	RCOUT4
12	RCIN_thr
13	RCIN_ail
14	RCIN_ele
15	RCIN_rud
16	Roll_cmd
17	Pitch_cmd
18	Throttle Signal
19	Elevator Signal
20	Aileron Signal
21	$\varphi$

Tabelle 7-5: Logging Warteflug Tabelle 1

Signal	Parameter
22	$\theta$
23	$\psi$
24	$V_{TAS}$
25	V_CTRL_ALT_P
26	V_CTRL_MAX_CLIMB
27	AIRSPEED_SP
28	$x_{ref}$
29	$y_{ref}$
30	$z_{ref}$
31	x
32	y
33	z
34	$r_{soll}$
35	$r_{ist}$
36	$\Delta r$
37	$\varphi_{r_{soll}}$
38	$\varphi_{\Delta r}$
39	$\varphi_{command}$
40	MAX_RLL_PATH
41	MAX_RLL_SP
42	H_CTRL_PATH_P

Tabelle 7-6: Logging Warteflug Tabelle 2

## Anhang E – Flight Test Sheets Formationsflug

### POSITION\_TARGET\_LOCAL\_NED Message:

Topic Parameter	Simulink Signal
<b>x</b>	$dx_{ist}$
<b>y</b>	$dy_{ist}$
<b>z</b>	$dz_{ist}$
$v_x$	$V_{gs,dx}$
$v_y$	$\chi_{dy}$
$v_z$	$w_{g,dz}$
$a_x$	L_CTRL_GSP_MAX
$a_y$	H_CTRL_CHI_MAX
$a_z$	V_CTRL_WG_MAX
<b>Yaw</b>	/
<b>Yawspeed</b>	/

Tabelle 7-7: Simulink Signale Regelung Formationsflug

### ATTITUDE\_TARGET Message:

Topic Parameter	Simulink Signal
$q_{1-4}$	RCOUT1-4 (Throttle, Roll, Pitch, Yaw)
Roll_body	Paparazzi Mode
Pitch_body	Aileron Signal
Yaw_body	Elevator Signal
Thrust	Throttle Signal

Tabelle 7-8: Simulink Steuersignale Formationsflug

## Übersicht Logging Formationsflugmodus (1/2):

Signal	Parameter
1	iTControlFlag (ppz_mode)
2	iTControlFlagX
3	iTControlFlagY
4	iTControlFlagZ
5	iTControlFlagThrottle
6	Modelversion (1553)
7	cpuload
8	RCOUT1
9	RCOUT2
10	RCOUT3
11	RCOUT4
12	RCIN_thr
13	RCIN_ail
14	RCIN_ele
15	RCIN_rud
16	Roll_cmd
17	Pitch_cmd
18	Throttle Signal
19	Elevator Signal
20	Aileron Signal
21	$\varphi$
22	$\theta$

Tabelle 7-9: Logging Formationsflug Tabelle 1

Signal	Parameter
23	$\psi$
24	$w_{g,F}$
25	$\chi_{command}$
26	$w_{g,command}$
27	$V_{gs,command}$
28	V_CTRL_WG_MAX
29	V_CTRL_WG_P
30	L_CTRL_GSP_MAX
31	L_CTRL_GSP_P
32	H_CTRL_CHI_MAX
33	H_CTRL_CHI_P
34	$V_{gs,dx}$
35	$\chi_{dy}$
36	$w_{g,dz}$
37	$dx_{ist}$
38	$dy_{ist}$
39	$dz_{ist}$
40	$dx_{soll}$
41	$dy_{soll}$
42	$dz_{soll}$
43	$\chi_L$
44	$\gamma_L$

Tabelle 7-10: Logging Formationsflug Tabelle 2



## Übersicht Logging Formationsflug (2/2):

Signal	Parameter
45	$V_{gs,L}$
46	$lat_L$
47	$lon_L$
48	$alt_L$
49	$x_{k,L}$
50	$y_{k,L}$
51	$z_{k,L}$
52	$\chi_F$
53	$\gamma_F$
54	$V_{gs,F}$
55	$lat_F$
56	$lon_F$
57	$alt_F$
58	$x_{k,F,ist}$
59	$y_{k,F,ist}$
60	$z_{k,F,ist}$
61	$x_{k,F,soll}$
62	$y_{k,F,soll}$
63	$z_{k,F,soll}$
64	$w_{g,L}$

Tabelle 7-11: Logging Formationsflug Tabelle 3