

ENTWICKLUNG EINER AUTOMATISCHEN KOPPELEINHEIT FÜR DAS EINFANGEN EINER WIEDERVERWENDBAREN TRÄGERSTUFE IM IN-AIR-CAPTURING

S. Cain, S. Krause und J. Binger

DLR, Institut Flugsystemtechnik, Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Ein breites Forschungsthema der Raumfahrt ist die Wiederverwendbarkeit von Raketenstufen. Ein Verfahren, mit dem eine solche Stufe zu einem Startplatz zurückgeführt werden kann, ist das In-Air-Capturing, bei dem die Raketenstufe von einem weiteren Luftfahrzeug eingefangen wird, um an einen Bestimmungsort geschleppt zu werden. Auf Grundlage des erwarteten Flugverhaltens der Raketenstufe und des Schleppers wird ein Verfahren vorgestellt, bei dem mit einem geregelten Fangkorb eine Kopplung beider Vehikel realisiert werden kann. Als Versuchsträger für spätere Machbarkeitsstudien sollen kleine unbemannte Luftfahrzeuge dienen. Die vorliegende Arbeit präsentiert die mechanische und aerodynamische Auslegung dieser Koppereinheit, die zu ihrer grundlegenden Konfiguration führten, sowie die Ideen, die die Basis für den gewählten Ansatz sind. Darüber hinaus wird das Verfahren zur Implementierung der Rollstabilisierung und der Regelung der Position der Koppereinheit vorgestellt. Die Funktionalität des Entwurfs und die Steuerbarkeit der Koppereinheit werden anhand von Flugversuchsdaten gezeigt.

NOMENKLATUR

θ	Längslagewinkel
ϕ	Rolllagewinkel
χ	Bahnazimut
ψ	Gierwinkel
A	Auftriebskraft
G	Gewichtskraft
S	Seilkraft
W	Widerstandskraft
α	Anstellwinkel
d	Abstand
e	Abstand Schwerpunkt-Neutralpunkt
h	Höhe über Grund
x_b	Körperfeste Längsachse
$x_{D,T}$	Druckpunktcoordinate des Trichters
x_{SP}	Schwerpunktcoordinate
CFK	Kohlefaserverstärkte Kunststoffe
DP	Druckpunkt
GNSS	Globales Satellitennavigationssystem
IAC	In-Air-Capturing
KE	Koppereinheit
LFBB	Liquid Fly-back Booster
MAL	Micro Air Lab
NN	Normal Null
PSP	Pilot Support Package
RC	Remote Control
RHIN	Manuelle horizontale Eingabe
RVIN	Manuelle vertikale Eingabe
SP	Schwerpunkt
F	Steuerfläche
T	Trichter

1. EINLEITUNG/HINTERGRUND

Aus Kostengründen gibt es die Bestrebungen, Trägerstufen/Booster von Raketen mehrfach zu nutzen [1], [2]. Für eine Mehrfachnutzung ist eine sichere und weitestgehend zerstörungsfreie Rückholung der Raketenstufe aus großer Flughöhe zu einer angestrebten Landeposition auf der Erdoberfläche notwendig. Eine Umsetzung dieser Rückkehr kann auf unterschiedlichstem Wege geschehen. Eine Möglichkeit ist das Rückführen der Raketenelemente unter Nutzung der eigenen Antriebe mit zurückgehaltenen Treibstoffreserven, wie es etwa SpaceX umsetzt [3]. Eine andere Möglichkeit, die den Ausgangspunkt dieses Papers bildet, ist das Einfangen der Trägerstufe mittels eines Fangflugzeuges nach dem Wiedereintritt in die niedere Atmosphäre und einem anschließenden Schlepp zum angestrebten Zielpunkt. Der Vorteil dieses Ansatzes gegenüber der Nutzung des Eigenantriebs ist, dass die Trägerstufe weniger Treibstoff für ihre eigentliche Mission mitführen muss und somit bei gleicher Stufengröße eine höhere Nutzlast transportieren kann [3].

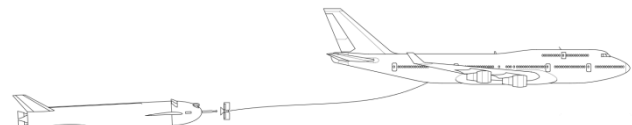


BILD 1. Konzeptskizze für das In-Air-Capturing mittels LFBB und Boeing 747

Das Verfahren zum Einfangen einer Trägerstufe und der anschließende Schlepp zu einem Zielpunkt durch ein Transportflugzeug werden im Weiteren als „In Air Capturing“ (IAC) bezeichnet. Bei dem hier vorgestellten Ansatz des IAC wird von einer geflügelten Trägerstufe vergleichbar dem LFBB [4] ausgegangen. Dieses ist im ASTRA-Programm entwickeltes Konzept für eine wiederverwendbare Trägerstufe. Die Trägerstufe, die im Weiteren als Klient bezeichnet wird, verfügt nach dem Wiedereintritt lediglich über eine limitierte Steuerbarkeit und kei-

nen Eigenantrieb und weist daher die Manövrierfähigkeiten eines passiven Gleiters mit schlechten Flugeigenschaften und großer Massenträgheit auf. Das Einfangmanöver soll bei Geschwindigkeiten von $Ma=0,55$ und weniger in Flughöhen zwischen 8000m und 2000m stattfinden [5]. Dabei müssen Gleitwinkel von $\gamma = -12^\circ$ erreicht werden, so dass für den Einfangvorgang bis zu 2min zur Verfügung stehen. Das Fluggerät, das zum Einfangen des Klienten genutzt werden soll, wird im Weiteren als Schlepper bezeichnet. Als Schlepper kämen umgebaute zivile oder militärische Transportflugzeuge in Frage, welche über den nötigen Leistungsüberschuss zum Schleppen des potentiellen Klienten verfügen. Das Szenario geht daher von einem verhältnismäßig trägen Flugzeug großer Masse aus.

Eine vergleichbare Zielstellung, das Zusammenführen und reversible Verbinden von Luftfahrzeugen während des Fluges weisen auch Luft-zu-Luft-Betankungsvorgänge auf. Es existieren bereits zahlreiche Vorarbeiten zur Luft-zu-Luftbetankung, die als Basis für ein derartiges IAC genutzt werden können. Ein Ansatz bei der Luft-zu-Luft-Betankung ist das Sonde-Trichter-System (Probe/Drogue Air-to-Air Refueling [5]), das als Ausgangspunkt für das IAC genutzt werden soll. Bei diesem Verfahren nähert sich in den meisten Fällen ein sehr manövrierfähiges, mit einer Sonde ausgestattetes, zu betankendes Luftfahrzeug (Klient) einem weniger agilen Tanker, welcher den Trichter schleppt. Der agile Klient übernimmt daher die Rolle, die Annäherung durchzuführen und etwaige Bewegungsänderungen der Betankungseinrichtung durch Störungen auszuregulieren, während der Tanker einen möglichst statischen Flugzustand hält. Nutzt man dieses Prinzip für das IAC, dann besteht die zusätzliche Herausforderung darin, einen Kontakt zwischen einem schwerfälligen Schlepper und gleichzeitig einem schwerfälligen Klienten herzustellen, bei dem eine beschränkte Steuerbarkeit hinzukommt. Beim Versuch, das Ankoppeln durch den Schlepper zu steuern, wirkt erschwerend, dass dieser die Vorrichtung zum Koppeln an einer flexiblen Verbindung zieht. Steuereingaben des Schleppers wirken daher nicht unmittelbar, sondern stark verzögert auf die relative Position zwischen Fangkorb und Klient.

Um die Annäherung von Trichter und Klient dennoch zu erleichtern oder grundsätzlich zu ermöglichen, soll der Trichter in der hier vorgestellten Arbeit nicht als passiv geschleppte Einheit ausgelegt, sondern als eine eigenständig und präzise zu manövrierende Komponente umgesetzt werden. Zielstellung dieser Modifikation ist es, die eingeschränkte Manövrierbarkeit, welche als Folge der Trägheit von Schlepper und Klient erwartet wird, zu kompensieren. Dazu wird der Trichter, im Weiteren als Koppelheit (KE) bezeichnet, mit einer eigenständigen Flugregelung und aerodynamischen Steuerflächen ausgerüstet, welche eine Positionierung der KE bezüglich des Klienten erlauben.

Die Zielstellung, einen Betankungstrichter mit Hilfe von Aktuatorik zu manipulieren, um etwa Wirbelschleppen auszugleichen, wird auch in den Arbeiten [6], [7] betrachtet. Für die Durchführung des IAC ist es vorgesehen, dass nicht nur die zurückzuführende Raketenstufe, sondern, zur Reduktion des Risikos, auch das Schleppflugzeug unbemannt sind. Um eine Manipulation der KE bzgl. des Klienten zu ermöglichen, ist es notwendig, deren relative Position zu bestimmen. Die Positionsschätzung kann etwa mittels GNSS oder bildgebenden Sensoren geschehen,

deren Resultate als Eingangsgrößen für die Flugregelung der KE dienen. Auf Grund der begrenzten Genauigkeit der GNSS Information ist diese nur für die Grobpositionierung bei der Annäherung einsetzbar. Für die Feinpositionierung der KE zur Sonde des Klienten müssen voraussichtlich bildgebende Sensoren genutzt werden.

Für eine erste Erprobung des IAC-Ansatzes ist es aus Kostengründen nicht möglich, einen real skalierten Aufbau umzusetzen. Aus diesem Grund sollen die benötigten Verfahren und Hardwarekomponenten in einem „subscale“ Versuch mittels kleinerer unbemannter Luftfahrzeuge entwickelt und validiert werden. Ein Hauptaugenmerk des Verfahrens liegt auf der Nutzung einer agilen KE. Deren Konzeptionierung, Umsetzung und Validierung im Flugversuch ist Inhalt diese Papers.

2. KONZEPTIONIERUNG DER KOPPELEINHEIT

Wie bereits erwähnt, ähnelt das IAC dem Luftbetankungsmanöver. Bei diesem wird ein Fangkorb am Betankungsflugzeug geschleppt und seitens des Klienten mit einer Sonde der Kontakt hergestellt. Dieser Aufbau muss für das IAC um eine steuerbare Komponente erweitert werden. Zur Erweiterung von Betankungskörben um Steuerflächen gibt es bereits verschiedene Untersuchungen [7], [8], [9]. Hier wird der Ansatz verfolgt, den Fangkorb um Steuerflächen zu erweitern, die ein Verfahren bezüglich des Schleppers zu ermöglichen. Der Trichter dient dann zum einen dem mechanischen Einleiten der Klientensonde, sorgt aber durch seine Widerstandskraft auch für den eigenstabilen Flug der KE.

Die Rotation der KE um die Querachse ist von der Seilkraft, und vom Abstand dieser zum Schwerpunkt abhängig. Durch einen Eingriff in den Flug der KE mittels Steuerflächen, wird in das Momentengleichgewicht eingegriffen, wobei die Seilkraft und die Luftkraft am Trichter rückstellend wirken. Die Steuerflächen sollen daher derart umgesetzt werden, dass die Kraft möglichst wenig Momente um die Querachse einbringt, sondern, ähnlich der direct lift Steuerung, durch Zusatzkräfte direkt die Position verändert. Ziel ist es daher, Schwerpunkt, Angriffspunkt der Steuerflächen und Aufhängungspunkt möglichst nahe zusammen zu bringen. Die Unterbringung der Avionik soll zentral am Rumpf erfolgen, so dass ein geringes Trägheitsmoment um die Rollachse erzielt wird.

Es sind sowohl drei, als auch vier Steuerflächen denkbar. Ein Konzept mit drei Steuerflächen besitzt den Vorteil, dass diese weniger Verluste durch induzierten Widerstand bei Steuerausschlägen und somit eine höhere Wirksamkeit besitzen. Bei einem Verfahren müssen jedoch unsymmetrische Kombinationen von Ausschlägen kommandiert werden, wodurch die Steuerflächen ein zusätzliches Moment um die Querachse erzeugen. Bei vier Steuerflächen sind zwei Grundpositionen möglich [7], die x-Position und die +-Position, die BILD 2 gezeigt werden.

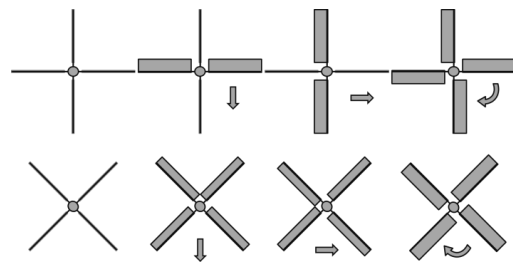


BILD 2. Grundposition und Ausschläge zum Verfahren

Die Grundposition kann, unabhängig vom Konzept, in der späteren Regelung angepasst werden. Für die ersten Untersuchungen soll auf Grund der einfacheren Steuerung die +-Position mit vier voll beweglichen Flächen umgesetzt werden.

In Vorversuchen wurden mit einem Modell Probleme beim eigenstabilen Flug der KE beobachtet. Für die Konzeptionierung der endgültigen KE wurde daher Augenmerk auf die Längsstabilität gelegt. Hierfür ist die Lage des Druckpunktes bezüglich des Schwerpunktes entscheidend. Der Druckpunkt ist per Definition der Punkt, an dem sich die Momente der angreifenden Luftkräfte aufheben. Die KE stellt hier einen Sonderfall dar, da zusätzlich zu den Luftkräften die Seilkräfte wirken, die direkt von den Luftkräften abhängen. Betrachtet wird im Folgenden der stationäre, windfreie Horizontalflug. In einem stationären Bahnneigungsflug wären die Kräfte gegenüber der Anströmung gleichermaßen ausrichten, so dass die Gleichungen analog gültig sind.

Die horizontale Komponente der Seilkraft S_H muss im statischen Fall des windfreien Horizontalflugs die Widerstandskräfte der Steuerflächen und des Trichters ausgleichen. Äquivalent gleicht die vertikale Komponente die Differenz zwischen erzeugter Auftriebskraft und Gewichtskraft der KE aus. BILD 3 zeigt alle an der KE angreifenden Kräfte für diesen Spezialfall. Die Seilkraft wurde hier bereits in ihre Komponenten zerlegt dargestellt.

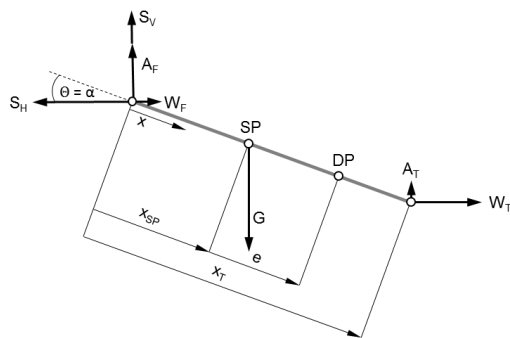


BILD 3. Kräfteverhältnisse an der KE

Für die Momentengleichung um den Druckpunkt mit positiver Drehrichtung im Uhrzeigersinn gilt nach obiger Definition und mit Berücksichtigung der Seilkräfte als externe Kräfte Gleichung (1).

$$0 = (x_{SP} + e)(A_F + S_V) \cos \alpha + (x_{SP} + e)(W_F - S_H) \sin \alpha + (x_T - x_{SP} - e)(-W_T) \sin \alpha + (x_T - x_{SP} - e)(-A_T) \cos \alpha \quad (1)$$

Mit den oben beschriebenen Bedingungen für die Seilkraft

$$S_H = W_T + W_F \quad (2)$$

$$S_V = G - A_T - A_F$$

und Auflösung nach der Druckpunktlage ergibt sich für den Abstand e des Druckpunktes gegenüber dem Schwerpunkt Gleichung (3).

$$e = x_T \cdot \frac{W_T \cdot \sin \alpha + A_T \cdot \cos \alpha}{G \cdot \cos \alpha} - x_{SP} \quad (3)$$

Gleichung (3) zeigt, dass die Stellflächen keinen Einfluss

auf die Stabilität der Konfiguration haben, solange diese im Kraftangriffspunkt des Zugseils liegen. Das Verhalten auf Anstellwinkeländerungen zu reagieren, wird allein aus dem Verhältnis der Trichterkräfte zur Gewichtskraft sowie der Schwerpunkt- und Trichterlage bestimmt.

Für die Überprüfung der Stabilität wurden die Berechnungen über einen Anstellwinkelbereich für verschiedene Geschwindigkeiten durchgeführt. Die Schwerpunktlage wurde aus Vorentwurfsdaten bei $x_{SP} = 165\text{mm}$ angenommen. Auftriebs- und Widerstandskraft wurden mit Beiwerten aus Untersuchungen in [10], wie sie in [11] aufbereitet sind, berechnet. Der auftriebsabhängige Anteil des Trichterwiderstandes wurde vernachlässigt und lediglich mit dem Nullwertstand gerechnet. Die Änderung des Widerstandes durch den Auftrieb ist durch die annähernd gleiche angeströmte Fläche gering zu erwarten und mit zunehmendem Anstellwinkel positiv. Da dieser Widerstand durch sein negatives Drehmoment bezüglich des Schwerpunktes stabilisierend wirkt, stellt das Vernachlässigen der Widerstandszunahme mit dem Anstellwinkel eine konservative Abschätzung der Stabilität dar.

BILD 4 zeigt den Abstand zwischen Druck- und Schwerpunkt über verschiedene Anstellwinkel bei Geschwindigkeiten von 80 bis 140km/h wie sie beim Flug im skalierten Versuchsszenario zu erwarten sind.

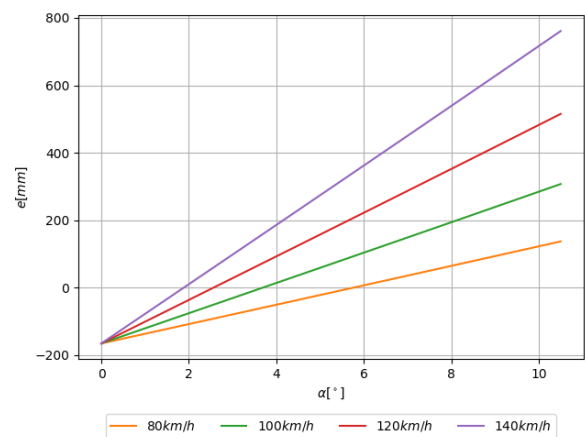


BILD 4. Verlauf des Abstandes von Druckpunkt zu Schwerpunkt über verschiedene Anstellwinkel

Zu sehen ist, dass der Druckpunkt bei kleinen Anstellwinkeln vor dem Schwerpunkt liegt und mit Vergrößerung des Anstellwinkels nach hinten wandert. Im Gegensatz zu klassischen Stabilitätsbetrachtungen, wie sie aus der Flugmechanik bekannt sind, kann die Druckpunktlage nicht für den Gleichgewichtspunkt zwischen Auftriebs- und Gewichtskräften betrachtet werden. Durch die Reaktionskräfte des Zugseils wird dieses Gleichgewicht immer erfüllt, da der fehlende Anteil zur Kompensation des Gewichts durch das Seil eingebracht wird. Stattdessen ist der Punkt des stabilen Fluges durch die Bedingung des Momentengleichgewichts definiert. Da es sich bei der KE um einen symmetrischen Auftriebskörper ohne Nullmoment handelt, ist dieses Gleichgewicht hergestellt, wenn der Druckpunkt im Schwerpunkt liegt. Die Nullpunkte der Geraden in BILD 4 sind daher die erwarteten Flugzustände der KE. Eine Aussage über das Verhalten auf Störungen im Anstellwinkel zu reagieren und damit über die Stabilität der KE ist dennoch durch die Steigung der Geraden gegeben. Diese spiegeln die Änderung des Momentengleichgewichts wieder. Bei einem vor dem Schwerpunkt

gelegenen Druckpunkt zeigt die KE das Bestreben zu größere Anstellwinkeln zu drehen, bei Änderungen in die entgegengesetzte Richtung entsprechend umgekehrt. Für die gewählte Konfiguration ist diese Stabilität stets gegeben. Für ein gutes Flugverhalten muss die Gerade jedoch einen ausreichend großen Gradienten aufweisen, so dass das rückstellende Moment ausreichend ist. Die Etablierung eines Grenzwertes für den Gradienten der Graphen würde zusätzliche Versuche erfordern. Für die Auslegung der KE wurden die qualitativ geprüften Verläufe durch Vortests hinsichtlich ihres Flugverhaltens validiert.

Mit den gemachten Betrachtungen ist das erste Konzept zur Gestaltung vollständig. Darüber hinaus muss die KE mit Avionik ausgestattet sein, die die spätere Regelung ermöglicht. Hier liegen zwei grundsätzliche Möglichkeiten vor:

- die Avionik ist im Schleppflugzeug untergebracht, lediglich die Stellmotoren befinden sich in der KE
- die KE ist vollständig ausgerüstet mit eigener Stromversorgung

Die erste Variante sorgt für ein wesentlich geringeres Gewicht der KE. Gleichzeitig ist es nötig, alle Signale über die Schleplänge, die zwischen 20 und 30m liegen soll, zu transportieren, was nicht ohne Verstärkungen möglich ist. Weiterhin wird das Abkoppeln der KE schwieriger und es müssten zusätzlich Sensordaten von der KE zum Regelungssystem transportiert werden. Der Vorzug wird daher der Ausrüstung der KE mit einem eigenen System gegeben, wobei ein geringes Gewicht eine wesentliche Randbedingung darstellt.

3. UMSETZUNG UND EXPERIMENTELLE ANALYSE

3.1. Umsetzung der Koppereinheit

Für die Durchführung der Experimente zum IAC-Verfahren unter den Randbedingungen der kleinen¹ unbemannten Versuchsträger, wird eine experimentelle Koppereinheit entworfen, die in den folgenden Abschnitten beschrieben wird.

3.1.1. Bauliche Umsetzung der Koppereinheit

Durch die Leistungsgrenze des Schleppflugzeuges stellt insbesondere das Gewicht des Systems eine limitierende Randbedingung dar. Gleichzeitig sollen spätere Modifikationen wie eine Anpassung der Stellflächengröße oder des Schleppkegels ohne Neubau möglich sein. Der Prototyp wurde daher in einer modularen CFK-Bauweise realisiert. Die wesentlichen Baugruppen sind

- Korpus inkl. Avionik und Stellmotorträger, sowie Kupplung zum Schleppseil
- Kupplungsstück zum Fangtrichter
- Fangtrichter
- Stellflächen

Alle Einbauten finden kompakt im Korpus der Einheit statt. Die Stellflächen werden auf die Achsen der Stellmotoren montiert. Dadurch ergibt sich ein direkter und platzsparender Einbau. Die Lasten auf die Stellflächen müssen allerdings limitiert sein. Diese Einschränkung wurde bewusst in Kauf genommen. Die Stellmotoren sind für einen schnellen Wechsel bei Beschädigungen vorgesehen und stellen

¹ Maximale Spannweite der Versuchsträger ist 3,0m

dadurch gleichzeitig eine simple Sollbruchstelle dar. In einem Vorentwurf wurden Schwerpunktlage und Gesamtgewicht der Konfiguration abgeschätzt und die Schwerpunktlage durch die Länge des Auslegers zum Trichter eingestellt. Um eine höhere Flugstabilität durch den Trichter zu erhalten, ist dieser mit Löchern versehen, durch die Strömungsenergie in das Totwassergebiet innerhalb des Trichters geleitet wird. Die Gestaltung orientiert sich an Schleppsonden für Druckmessungen [12].

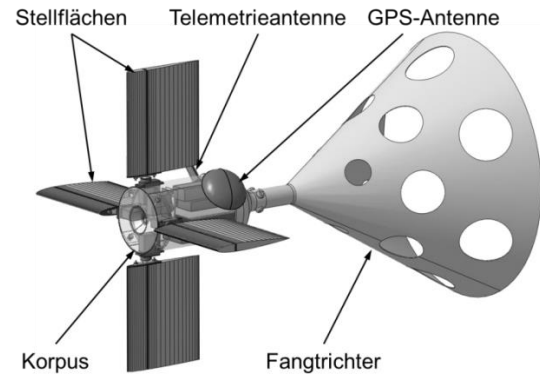


BILD 5. isometrische Ansicht der Koppereinheit

BILD 5 zeigt ein 3D-Modell der Koppereinheit. Die Länge der Koppereinheit beträgt rund 450mm bei einem Durchmesser des Trichters von etwa 370mm. Im Bau konnte das vorab veranschlagte Gewicht mit rund 650g eingehalten werden.

3.1.2. Umsetzung der Avionik

Als Grundlage für die spätere Regelung der Koppereinheit dient ein Pixhawk 2.4.6 Autopilot [13]. Dieses open-Source-System bietet eine kostengünstige Flugsteuerung bei vollständiger Modifizierbarkeit. Darüber hinaus gibt es speziell zugeschnittene Sensorik. Für die Koppereinheit wird ein u-blox M8N GPS, eine 433MHz Telemetrie und ein RC-Empfänger sowie eine Spannungsüberwachung des Akkus angeschlossen. Die gesamte Ausrüstung der KE zeigt BILD 6. Im Autopiloten integriert ist weiterhin ein inertialer Beschleunigungsmesser, durch welchen die Lagedaten gewonnen werden.

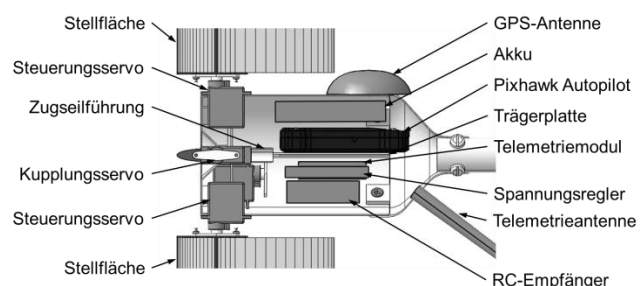


BILD 6. Avionik der Koppereinheit (Längsschnitt, vergrößert)

Sowohl für die Annäherung zwischen Schlepper und Klient, als auch für die Positionierung der KE bezüglich des Klienten sind Informationen über die jeweiligen Positionen nötig. Für die Steuerung der Koppereinheit bis zum tatsächlichen Andocken ist, wie eingangs beschrieben, beabsichtigt, Relativpositionen aus bildgebender Sensorik seitens des Klienten zu verwenden. Hierfür wird die Koppereinheit zusätzlich zur Telemetrierbindung zur Bodenstation mit einer zusätzlichen Telemetrierbindung zum

Klienten ausgestattet. Damit können sowohl GNSS- als auch Relativpositionsdaten als Eingangsgrößen in die Regelung der Koppereinheit verwendet werden.

Die Regelung wird durch eine Adaption der üblicherweise verwendeten Autopiloten-Software des Pixhawk umgesetzt. Die Basissoftware ist die frei verfügbare ‚PX4 Firmware‘. Diese basiert auf einem ‚NuttX‘ Echtzeitbetriebssystem, auf dem Sensortreiber und die Flugsteuerung ausgeführt werden. Für einen vollen Zugriff auf die Regelung wird statt der üblichen Flugsteuerungssoftware eine angepasste Applikation gestartet. Diese wiederum wird aus einem Matlab© Simulink Modell heraus generiert. Hierfür wird das ‚Pilot Support Package‘ (PSP) verwendet, welches zusätzliche Bibliotheken in die Simulink-Umgebung einbindet. Diese Bibliotheken stellen Interfaces zu den Sensoren und RC-Eingängen des Pixhawk bereit, so dass auf Flugdaten zugegriffen werden kann. Es kann somit eine modellbasierte Entwicklung der Regelung mit einer automatischen Einbettung des generierten Codes in die Basissoftware des Autopiloten vorgenommen werden. BILD 7 veranschaulicht den Ablauf.

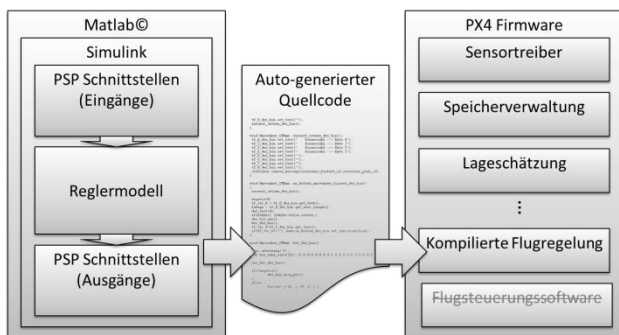


BILD 7. Schema zur Umsetzung der Flugregelung der Koppereinheit

Zur Umsetzung des Koppelvorgangs sollen die Ruder horizontal und vertikal ausgerichtet sein. Es ist dann möglich die KE mit einem Flossenpaar direkt in eine orthogonale Richtung bezüglich des Schleppers zu verfahren. Für das Testen unterschiedlicher Ansätze wird ein Modell aufgebaut, in dem verschiedene Regelungen als Modes mit normierten Ein- und Ausgängen umgesetzt werden können. Der erste Mode ist eine reine RC-Steuerung der Flossen. Der Mode mischt die RC-Kommandos, um asymmetrische Rollauschläge oder symmetrische Verfahrerschläge zu erzeugen. Ein zweiter Mode verfügt über eine Rollagestabilisierung. Diese richtet die Flossen in vertikaler beziehungsweise horizontaler Richtung aus. Realisiert wird dies über eine klassische PID-Regelung. Darauf aufbauend können über RC-Eingaben vertikale und horizontale Ausschläge kommandiert werden. Die Rollagestabilisierung bildet die Grundlage, um ein Verfahren der KE mit späteren Reglern zur Aussteuerung der Relativposition in den erwarteten Richtungen zu ermöglichen.

3.2. Aufbau der Experimente

Die Umsetzung der Koppereinheit soll hinsichtlich der Schleppbarkeit, ihres stabilen Flugverhaltens und der Steuerbarkeit untersucht werden. Hierfür werden zum einen bodengebundene Schleppversuche, zum anderen Flugversuche durch einen Schlepp mit einem unbemannten Luftfahrzeug durchgeführt.

Die bodengebundene Schleppversuche bilden eine Mög-

lichkeit mit geringem Aufwand und Risiko das Verhalten bei guter Beobachtbarkeit zu beurteilen. Hierfür wird die Koppereinheit mittels eines Fahrzeuges, an dem ein seitlich angebrachter Ausleger montiert ist, geschleppt. BILD 8 zeigt diesen Aufbau. Die Einheit wird ab einer Geschwindigkeit von 50km/h auf etwa 5m Seillänge hinter dem Ausleger ausgelassen. Im Fahrversuch können Geschwindigkeiten bis maximal 110km/h für kurze, konstante Phasen erreicht werden. Im Gegensatz zu aufwendigeren Windtunnelversuchen können keine störungsfreien Strömungszustände hergestellt werden. Dafür kann eine Vielzahl von Versuchen stattfinden und gleichzeitig die Anfälligkeit für Störungen beurteilt werden. Die Koppereinheit wird in ersten Versuchen ohne Steuereingaben auf das Flugverhalten betrachtet. In späteren Versuchen werden zusätzliche Steuereingaben getätigt und die Stabilisierung um die Rollachse aktiviert. Während der Versuche werden Sensordaten durch die Einheit aufgezeichnet.



BILD 8. Experimentaufbau der Fahrversuche

In den Flugversuchen wird das Flugverhalten der Koppereinheit über einen längeren Zeitraum beurteilt, wobei die Versuche bei Geschwindigkeiten bis 140km/h und einer Seillänge von 30m stattfinden. Das in den Versuchen eingesetzte Schleppflugzeug ist mit einem Einzylinder Verbrennungsmotor ausgestattet, dass zusätzlich zur Remote Control (RC)-Verbindung mit einem Autopiloten ausgerüstet ist, welcher einfache Wegpunktmissionen erfüllen kann. Die technischen Daten des Schleppflugzeuges zeigt TAB 1.

Spannweite	2,7m
MTOW	17kg
V_{max}	160km/h
Flugzeit	bis 30min
H_{max}	600m
Hubraum	62ccm
Antriebsleistung	3,67kW

TAB 1. Kenndaten Schleppflugzeug MAL²

Für das reale IAC-Manöver besteht das Schleppflugzeug aus einer größeren Transportmaschine, bei der die Koppereinheit aus einem Außenlastbehälter oder dem Rumpheck ausgelassen werden würde. Da die Größe des

² Micro Air Lab

Versuchsträgers für die durchzuführenden Versuche eine solche Vorrichtung nicht ermöglicht, wurden anderweitige Start- und Landeverfahren für die Koppereinheit untersucht. Für den Start der Einheit wurden Versuche mit einem Anziehen aus dem Stand, einer speziellen Haltevorrichtung sowie einem Startwagen durchgeführt.

Als zuverlässigstes Verfahren, bei dem nur mäßige Belastungen auf die Systeme aufgebracht werden, hat sich der Startwagen bewährt, der in BILD 9 gezeigt ist. Die Landung der Einheit erfolgt mittels eines Fallschirmes. Um das Gewicht der Koppereinheit zu reduzieren, ist dieser in einem Anbau am Schleppflugzeug untergebracht. Nach der Durchführung der Versuche wird das Zugseil am Schleppflugzeug getrennt, wobei die Fallschirmöffnung vom Zugseil ausgelöst wird. Für die sichere Rückführung bei einem Zugseil bis zu 30m genügt eine Abwurfhöhe von etwa 60m. Um ein Mitschleppen der Koppereinheit durch den Fallschirm am Boden zu vermeiden ist eine weitere Ausklinkvorrichtung an der Koppereinheit vorhanden. Gleichzeitig dient diese als redundante Trennstelle um das Schleppflugzeug im Fehlerfall nicht zu gefährden.

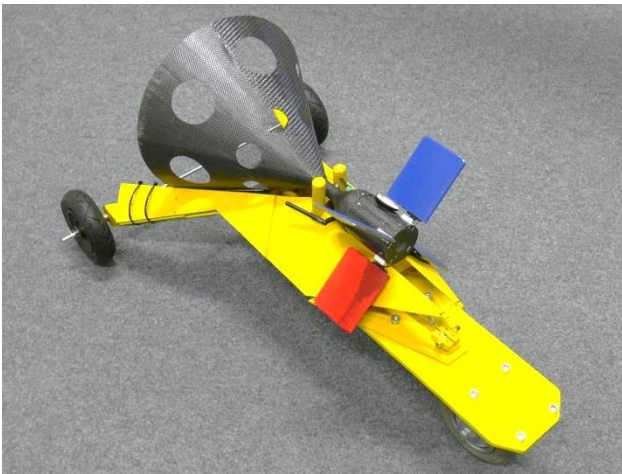


BILD 9. Startwagen der Koppereinheit

Im realen Verfahren würde die Raketenstufe auf einer geraden Flugbahn eingefangen werden [3]. Durch die Reichweitenbeschränkungen der Telemetrieverbindungen zu den Fluggeräten und die Sicherheitsanforderung, die Systeme jederzeit durch einen manuellen RC-Sichtflug übernehmen zu können, kann das Manöver nicht in einem reinen Geradeausflug nachgestellt werden. Es wird statt dessen ein ‚Racetrack‘ erflogen, der in BILD 10 dargestellt ist.

Die Racetracks werden in Höhen über Grund zwischen 70 und 100m durchgeführt. Die Länge der geraden Abschnitte beträgt etwa 500m, der Abstand der beiden Geraden etwa 150m. Damit beträgt die Zeit, die auf einem geraden Abschnitt bei der zu erwartenden Fluggeschwindigkeit bei Windstille zur Verfügung steht, etwa 13s bis 15s.

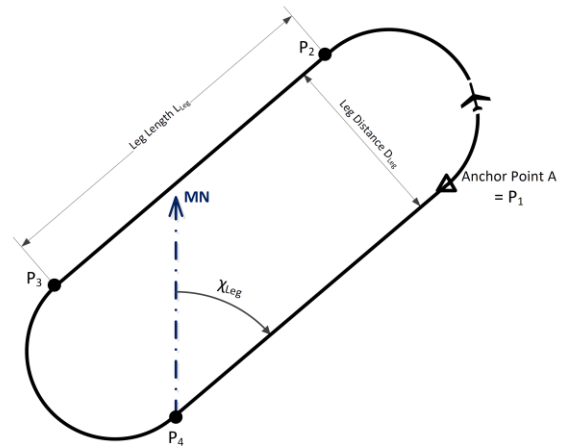


BILD 10. Racetrack zur Durchführung der Koppelmanöver [14]

Für die Versuche zum Flugverhalten und zur Steuerbarkeit wurden die Experimente auf dem beschriebenen Racetrack durchgeführt. Ein Verfolgerflugzeug wie in den späteren, geplanten Einfangversuchen gab es bei diesen Versuchen nicht.

3.3. Auswertung der Experimente

Zielstellung des KE Entwurfs war die Entwicklung einer eigenstabilen Schleppsonde, die bzgl. des Schleppers orthogonal zu dessen Längsachse x_b verfahren werden kann. Dabei sollten sich Lageänderungen der KE um θ_{KE} und ψ_{KE} möglichst minimal bleiben. Für eine einfachere Umsetzung der Positionierung wurde die bereits erläuterte Rollstabilisierung implementiert.

Zum Nachweis, dass die umgesetzte KE den Anforderungen entspricht, werden zunächst Ergebnisse zur Rollstabilisierung aus bodengebundenen Versuchen und Flugversuchen präsentiert. Anschließend wird auf die Ergebnisse der vertikalen und horizontalen Auslenkung der KE bzgl. des Schleppers eingegangen. Ziel ist es, durch einen Ausschlag der Steuerflächen möglichst viel Verfahrweg in horizontaler und vertikaler Richtung zu erhalten, um später die Ablage des Klienten auszusteuern.

3.3.1. Rollstabilisierung

Die Ergebnisse der jeweiligen Tests zeigen BILD 11 für die bodengebundenen Versuche und BILD 12 für die Flugversuche. Dargestellt ist eine Gegenüberstellung des Mode-Signals und des Rollwinkels der KE. Die Rollstabilisierung ist aktiv bei einem mode-Wert von 2 und deaktiviert bei einem mode-Wert von 1.

BILD 11 zeigt zu Beginn eine kontinuierliche Rotation der KE um $x_{b,KE}$. Mit dem Aktivieren der Rollstabilisierung wird diese Bewegung unverzüglich beendet und eine annähernd stabile Rolllage eingenommen, wobei es durch die Störungen zu stetigen Schwankungen kommt. Die Lage stabilisiert sich im Mittel ca. bei $\phi_{KE} = 6^\circ$ (roter Graph) und schwankt um $\pm 6^\circ$. Die Ursachen für die Ablage liegen einer Änderung des Zielwertes durch Aufschaltung manueller Eingaben und statische Störungen, die durch den Regler unzureichend ausgeglichen werden. Die Ergebnisse des Flugversuchs in BILD 12 zeigen hier bereits eine deutliche Verbesserung.

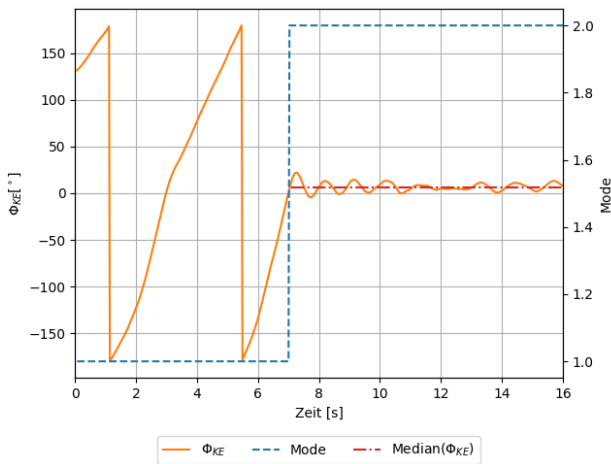


BILD 11. Rolllage der KE bei Aktivierung der Rollstabilisierung im bodengebundenen Versuch

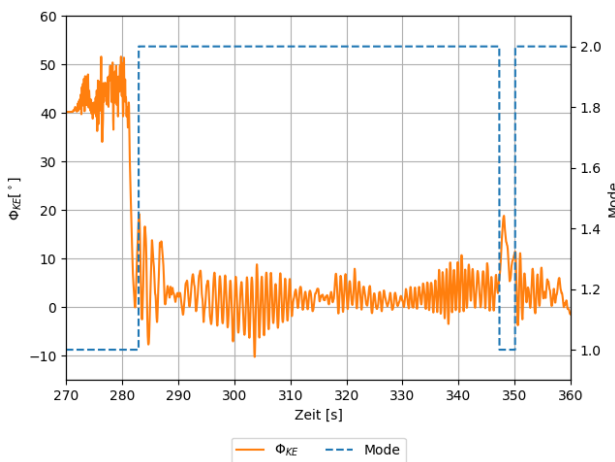


BILD 12. Rolllage der KE beim Aktivieren der Rollstabilisierung während des Flugversuchs

Der Verlauf der Rolllage im Flugversuch erklärt sich aus dem Ablauf während des Flugversuchs: Während des Startes der KE befindet sich diese auf dem oben beschriebenen Startwagen. ϕ_{KE} auf dem Startwagen sollte ca. 45° entsprechen, da sich die KE in einer schrägen Lage befindet. Dieser Zustand kann bis zum Zeitpunkt $t=280s$ beobachtet werden, zu dem die KE vom Boden abhebt. Unmittelbar nach dem Start wird die Rollstabilisierung aktiviert. Dadurch wird die KE mit der Ziel-Rolllage $\phi_{KE} = 0$ um die Längsachse geregelt. Durch bauliche Ungenauigkeiten beziehungsweise Asymmetrien bezüglich $x_{b,KE}$ und Störungen durch Wind, kommt es zu Schwingungen um die Nulllage, die nicht durch den Regler kompensiert werden. Gleichzeitig wird der Zielwert nicht stationär erreicht, sondern es liegt eine Ablage von $\phi_{KE} \approx 3^\circ$ vor. Der Grund hierfür ist, dass die Einstellung der Parameter für den entsprechenden Integratoranteil der Regelung nicht abgeschlossen ist. Ein kurzes Deaktivieren der Rollstabilisierung zum Zeitpunkt $t=346s$ zeigt ein sofortiges Rollen der KE, welches durch ein wiederholtes Aktivieren unverzüglich wieder beendet wird.

Als Ergebnis zu den Versuchen zur Rollstabilisierung kann festgehalten werden, dass die angestrebte Zielstellung im Wesentlichen erreicht werden konnte. Zu sehen ist, dass das System gut um die Rollachse steuerbar ist. Die Ein-

stellung der Reglerverstärkungen zur Eliminierung der Schwingungen und zum Erreichen des stationären Endwertes müssen noch abgeschlossen werden.

3.3.2. Vertikale Auslenkung

Die Untersuchungen zur vertikalen Auslenkung der KE erfolgten im Flugversuch nach dem oben beschriebenen Aufbau. Einen Beispieldatensatz aus diesen Untersuchungen zeigt BILD 13.

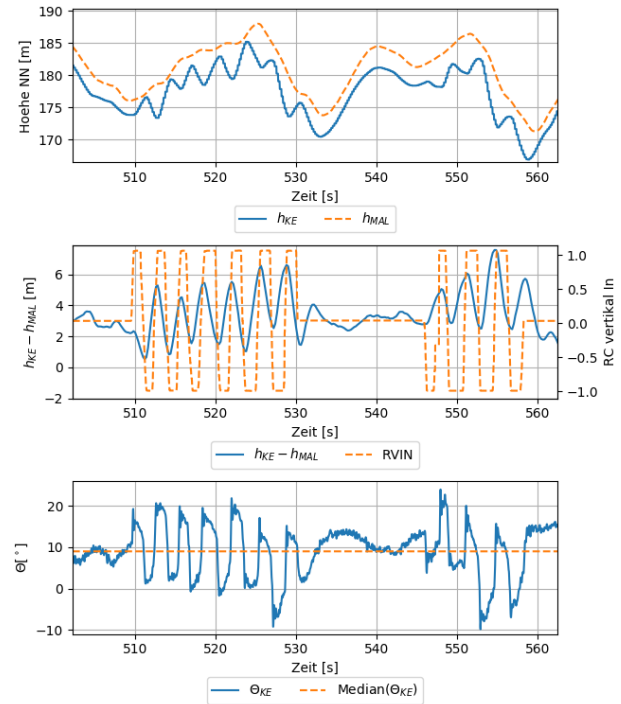


BILD 13. Höhenverlauf, Höhenversatz und Längslage während der vertikalen Steuereingaben

Der oberste Graph von BILD 13 zeigt eine Gegenüberstellung der jeweiligen Flughöhe des Schleppers (h_{MAL}) und der KE (h_{KE}). Dabei ist ersichtlich, dass die KE dem MAL bis zum Zeitpunkt $t=510s$ mit einer Höhendifferenz von ca. $-3m$ folgt. Dies spiegelt auch der mittlere Graph ($h_{KE} - h_{MAL}$) der Abbildung wieder. Ab diesem Zeitpunkt werden auf die horizontal ausgerichteten Stellflächen der KE manuelle Eingaben getätigt, die im mittleren Graphen als RVIN dargestellt sind. Das Ergebnis dieser Steuereingaben ist ein vertikales Verfahren der KE bzgl. des Schleppers. Dies ist deutlich in der obigen Darstellung der absoluten als auch in der mittigen Darstellung der relativen Flughöhen von KE und Schlepper zu erkennen. Die Steuereingaben sind auf 90% des maximalen Ausschlags der Stellflächen begrenzt, so dass eine Steuerautorität für die Rollstabilisierung verbleibt. Aus den Graphen ist ersichtlich, dass ein maximales Verfahren von $\pm 3m$ erreicht werden kann.

Eine zweite Anforderung an das Verfahren der KE bzgl. des Schleppers war eine möglichst geringe Veränderung der jeweiligen Lage. Der unterste Graph in BILD 13 zeigt die zu den vertikalen Manipulationen gehörenden Nicklagen der KE sowie die mittlere Nicklage über den gesamten Messhorizont. Aus den Daten ist ersichtlich, dass beim Verfahren der KE die Nicklage nicht konstant bleibt und sich hier eine Ablage von $\approx 7^\circ$ gegenüber der Lage im Nominalzustand ($\theta_{KE} \approx 8^\circ$) ergibt. Die Änderung der Längslage findet jedoch entgegengesetzt dem Ausschlag

der Steuerflächen statt. Ursächlich scheinen daher die Anströmung beim Verfahren der Position und die Zugrichtung des Schleppers. Diese Faktoren überwiegen gegenüber den durch die Steuerkräfte verursachten Momenten.

Als Ergebnis der Erprobung zur vertikalen Auslenkung kann festgehalten werden, dass die vertikale Positionierung der KE bzgl. des Schleppers mit +/-3 Meter sehr gut funktioniert. Dies gilt insbesondere, wenn die Auslenkung in Relation zur Größe des Schleppers betrachtet wird. Die Lage der KE bleibt beim Auslenken nicht komplett konstant. Da der Trichter mit seinem Öffnungswinkel die Längslage mehr als kompensiert, sind hierdurch keine Probleme für das Koppeln zu erwarten. Durch eine Änderung der Steuerflächenachsen und der Schwerpunktlage könnte daher eine weitere Steigerung der Verfahrenwege erreicht werden.

3.3.3. Horizontale Auslenkung

Die Bewertung der horizontalen Auslenkung der KE bezüglich des Schleppers erfolgt ebenfalls mittels Flugversuchsdaten. Wie bereits im Experimentalaufbau erläutert, folgte der Schlepper für die Versuche einem Racetrack. Einen dieser Racetracks zeigt BILD 14. Die relativ hohen Windgeschwindigkeiten zwischen 20 und 28km/h aus westlicher bis nordwestlicher Richtung während der Versuchsdurchführung führten dazu, dass die Flugbahn teilweise vom Racetrack abwich. Während des Befliegens des Tracks wurden, ebenso wie bei der vertikalen Auslenkung der KE, manuelle Steuereingaben getätigt, um die KE horizontal bezüglich der Schlepperflugbahn auszulernen. Die Steuereingaben zeigt BILD 14 in rot (Steuerbord) und grün (Backbord). θ

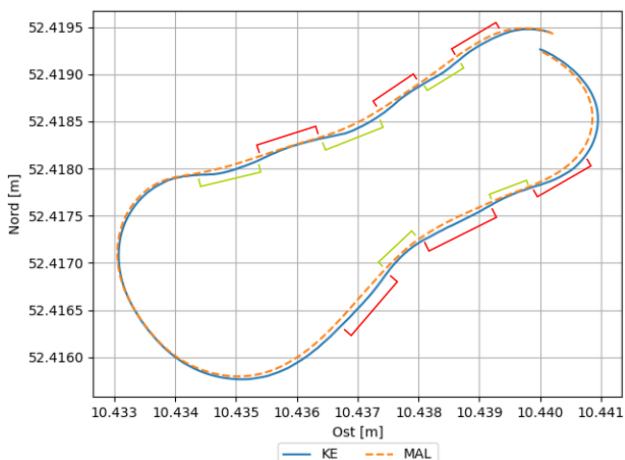


BILD 14. Flugbahn während der seitlichen Auslenkungen

Da die Möglichkeit, quantifizierbare Aussagen über den Umfang der Auslenkungen zu machen, in BILD 14 begrenzt ist, zeigt BILD 15 für den gleichen Zeitraum weitere Messgrößen.

Der obere Verlauf in BILD 15 zeigt die RC Eingaben und die relativen seitlichen Ablagen der KE bezüglich der Flugbahnrichtung des Schleppers. Dabei kann deutlich der Zusammenhang zwischen den Eingaben und den Positionsänderungen der KE gesehen werden. Durch den starken nordwestlichen Wind ergibt sich eine konstante Verschiebung der Bewegungen, da die KE statisch versetzt fliegt. Im ersten Teil der Daten ist bereits vor Beginn der RC-Inputs eine starke Verschiebung der KE nach Back-

bord bezüglich des Schleppers zu erkennen.

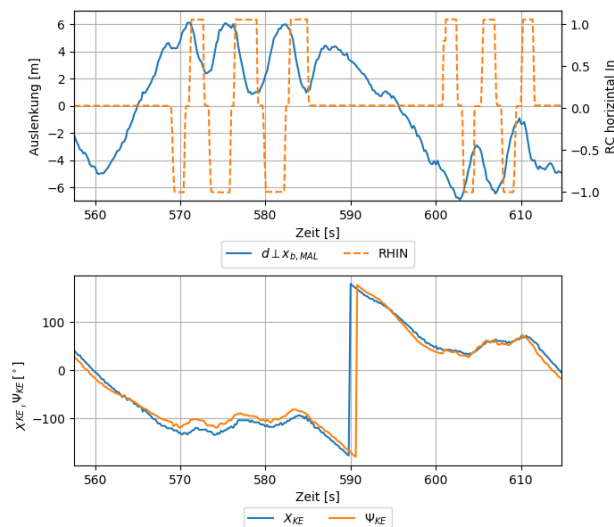


BILD 15. Seitliche Auslenkung und Kurs im Vergleich zur Flugbahn während der horizontalen Steuereingaben

Genau gegensätzlich ist dieser Versatz auf der Gegenggerade des Racetrack. Hier ergibt sich durch den Wind eine Verschiebung nach Steuerbord. Diese führt dazu, dass die angestrebten horizontalen Auslenkungen nicht zu beiden Seiten gleich verteilt um die Flugrichtung χ_{MAL} des Schleppers stattfinden, sondern einen Offset besitzen, welcher sich durch den jeweiligen Wind ergibt. Trotz dieser Bedingungen lassen sich horizontale Auslenkungen von bis +/-2,5 Meter erkennen. Dieses Ergebnis ist mit Hinblick auf die Größe des Schleppers und die vorherrschenden Windbedingungen für die Manövrierbarkeit sehr zufriedenstellend. Die untere Darstellung von BILD 15 zeigt eine Gegenüberstellung des χ_{KE} und ψ_{KE} mit dem Ziel, Aussagen über die Wirkung der Steuereingaben auf das Momentengleichgewicht um die Hochachse der KE zu treffen, wie dies bereits für die Längslagewinkel vorgenommen wurde. Ebenso wie bei der vertikalen Auslenkung die Längslage KE bleibt bei der horizontalen Auslenkung der Gierwinkel nicht unbeeinflusst. Es ergeben sich für die horizontale Auslenkung Abweichungen $\Delta\psi \approx \pm 6^\circ$. Die Werte zeigen aber auch hier wieder im Vorzeichen, dass sie nicht durch die Steuerkräfte bedingt sein können. Zusätzlich schlagen sich hier die relativ starken Winde beim Flugversuch wieder, so dass die Ergebnisse nur beschränkt verallgemeinert werden können. Ein Flugversuch bei besseren Windverhältnissen ist für weitere Betrachtungen geplant.

4. AUSBLICK

Die erzielten Ergebnisse stellen eine gute Basis für die Weiterentwicklung der Koppereinheit zur vollständigen Durchführung der In-Air-Capturing-Versuche dar. Die praktische Umsetzung der KE ermöglicht ein Schleppen des Systems auf den kleinen unbemannten Versuchsträgern bei den notwendigen Geschwindigkeiten. Die bodengebundenen Versuche haben sich als ein praktikables Mittel erwiesen, eine Vorauslegung durchzuführen und das Verhalten der KE zu validieren. Die Vermeidung des Risikos, die beteiligten Systeme durch Fehler zu verlieren, ermöglicht es, auch größere Änderungen ohne Zwischenschritte zu testen.

Die KE bietet die Möglichkeit, sämtliche notwendige Avionik mitzuführen. Die Einbindung des automatisch generierten Quellcodes in die PX4 Firmware ermöglicht eine modellbasierte Entwicklung von Regelungsstrategien zur Durchführung der Kopplung mit direkter Implementierung in die Softwareumgebung.

In den Versuchen konnte eine erste Abschätzung der möglichen Fahrwege gegenüber der Schlepperflugbahn gewonnen werden. Die umgesetzte Rollstabilisierung bildet eine notwendige Grundlage, ohne die ein gezieltes Verfahren nicht möglich ist. Die Steuermöglichkeit um die Längsachse ist als sehr gut zu bewerten und die Regelung kann trotz starker Störungen die Ziellage gut einnehmen. Die Fahrwege lagen mit etwa 2,5m in jede orthogonale Richtung in der gewünschten Größenordnung. Für zukünftige Tests scheint es nötig, die Rollregelung der KE in ihren Verstärkungen anzupassen, so dass Schwingungen und der stationäre Fehler reduziert werden. Zusätzlich könnte die Position der Stellflächen in Richtung des Schwerpunktes verschoben werden. Hierdurch könnte eine Erhöhung der Steuerautorität erzielt werden. Alternativ wäre der Einsatz größerer Steuerflächen denkbar. Außerdem wird die eingangs beschriebene x-Grundposition der KE getestet werden, um die Steuerautorität mit den bisherigen Ergebnissen zu vergleichen.

Für die tatsächliche Durchführung des Manövers müssen weiterhin die bildgebende Sensorik getestet und notwendige Algorithmen zur KE-Erkennung entwickelt werden. Gleichzeitig wird an der Aufstellung der GNSS-basierten Position gearbeitet.

5. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] M. Sippel, „Wiederverwendbare Boosterstufen für Ariane 5,“ *Raumfahrt Concret*, pp. 11-16, Januar 2009.
- [2] SpaceX, [Online]. Available: <http://www.spacex.com>. [Zugriff am 25 Juli 2017].
- [3] L. Bussler und M. Sippel, „Comparison of Return Options for Reusable First Stages,“ in *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Xiamen, China, 2017.
- [4] M. Sippel, C. Manfletti und H. Burkhardt, „Long-Term/Strategic Scenario for Reusable Booster Stages,“ in *54. Internationaler Raumfahrtkongress IAC*, Bremen, 2003.
- [5] M. Sippel und J. Klevanski, „Progresses in Simulating the Advanced In-Air-Capturing Method,“ in *5th International Conference on Launcher Technology*, Köln, 2003.
- [6] S. I. Purdy, „Probe and Drogue Aerial Refueling Systems,“ in *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, John Wiley & Sons, Ltd, 2010.
- [7] P. R. Thomas, U. Bhandari, S. Bullock, T. S. Richardson und J. L. d. Bois, „Advances in air to air refuelling,“ Elsevier, 2014.
- [8] T. Kuk, K. Ro und J. Kamman, „Design, Test and Evaluation of an Actively Stabilized Drogue,“ in *American Institute of Aeronautics and Astronautics 2011-1423*, St. Louis, Missouri, 2011.
- [9] W. Williamson, E. Reed, G. Glenn, S. Stecko, J. Musgrave und J. Takac, „Controllable Drogue for Automated Aerial Refueling,“ *Journal of Aircraft*, pp. Vol. 47, No. 2, März 2010.
- [10] D. Sims-Williams und R. Dominy, „Improved Air to Air Refuelling,“ in *Trans National Access Opportunity Workshop*, Bardonecchia, 2011.
- [11] H. Münzner und H. Reichardt, Rotationssymmetrische Quellsenkenkörper mit überwiegend konstanter Druckverteilung, 1944.
- [12] R. Steffen, „Supercavitation,“ 01 November 2015. [Online]. Available: <http://www.supercavitation.net>. [Zugriff am 26 Juli 2017].
- [13] P. Eldon, „Drogue for airspeed-calibration trailing static source“. USA Patent US3310257, 1 Oktober 1965.
- [14] PixHawk, [Online]. Available: <https://pixhawk.org/modules/pixhawk>. [Zugriff am 25 Juli 2017].
- [15] N. Fezans, „Modelling and Simulation for Aerial Refueling Automation Research for Manned and Unmanned Aircraft,“ in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016*, Braunschweig, 2016.