RENDEZVOUS-REGELUNG ZUM AUTOMATISIERTEN LANDEN EINES FLÄCHENFLUGZEUGS AUF EINEM BEWEGTEN BODENFAHRZEUG

S. Jackisch*, F. Knaak*, N. Siepenkötter*, C. Hebisch † , D. Abel † , D. Moormann*

* RWTH Aachen University, Insitut für Flugsystemdynamik, Wüllnerstraße 7, Aachen, Deutschland

[†] RWTH Aachen University, Insitut für Regelungstechnik, Campus Boulevard 30, Aachen, Deutschland

Zusammenfassung

Im Projekt ReCo (Rendezvous Control) wird die automatisierte Synchronisation und Landung eines unbemannten Flugsystems auf einem Bodenlandesystem untersucht. Der Einsatz eines solchen Landesystems ermöglicht einen luftfahrzeugseitigen Verzicht auf ein komplexes und schweres Fahrwerk. Die daraus resultierende Massenreduktion ist im Hinblick auf den Einsatz von unbemannten "High Altitude Long Endurance" (HALE) Luftfahrzeugen von besonderer Bedeutung, da so deren Flugleistung und Nutzlast optimiert werden können. Auch bei Großraumflugzeugen ergibt sich durch Dominoeffekte auf die Struktur- und Triebwertksauslegung eine signifikante Massenreduktion. Dies führt zu einem effizienteren und umweltfreundlicheren Betrieb.

In diesem Beitrag wird für die Präzisionslandung auf einem bewegten Bodensystem eine bestehende Flugzustandsregelung um einen modellprädiktiven Ansatz erweitert. Dieser basiert auf einem linearen Modell der Seitendynamik eines unbemannten, skalierten Beispielflugzeugs unter Berücksichtigung atmosphärischer Störungen. Diese werden in den relevanten Landephasen am Bodensystem gemessen.

Die Simulationsergebnisse zeigen, dass der untersuchte, modellprädiktive Regelansatz für Präzisionslandungen geeignet ist und die Regelgüte durch eine Berücksichtigung der prädizierten dominaten Störgröße, dem instationären Wind, verbessert werden kann. Abschließend wird eine Abschätzung der nötigen Güte der Prädiktion der Störung diskutiert.

Keywords

Automatisierte Landung, Kooperative Fahrzeug Regelung, Modellprädiktive Regelung

1. MOTIVATION UND EINLEITUNG

Aufgrund ihrer langen Flugzeit, der im Vergleich zu Satelliten schnellen Einsatzbereitschaft, der einfachen Wartung und der Wiederverwendbarkeit für lange Missionen stellen unbemannte "High Altitude Long Endurance" (HALE) Luftfahrzeuge eine kostengünstige und effektive Alternative zu herkömmlichen Satelliten dar. Besonders im Hinblick auf die Verbesserung von Batterien und Solarzellen und erfolgreicher Probeflüge rückt eine kommerzielle Nutzung in greifbare Nähe [1,2]. Für die Umsetzung einer möglichst langen Flugdauer und einer gleichzeitig hohen Nutzlast ist eine Reduzierung des Strukturgewichts und des aerodynamischen Widerstands unerlässlich. Dies kann durch eine Vereinfachung oder einen kompletten Verzicht auf ein Fahrwerk erreicht werden.

Auch für die zukünftige Entwicklung von Großraumflugzeugen bietet ein Verzicht auf ein Fahrwerk durch die mögliche Verringerung der Strukturmasse um bis zu 15% [3] eine Effizienzsteigerung und eine Erhöhung der Umweltverträglichkeit [4]. Dies gewinnt besonders durch eine Betrachtung des Wachstums des kommerziellen Luftverkehrs seit dem ersten motorisierten Flug und im Bezug auf die aktuelle Umweltproblematik an Bedeutung. Der Verzicht auf ein Fahrwerk erfordert allerdings ein alternatives bodengebundenes System, das dem Luftfahrzeug ein sicheres und effizientes Starten und Landen ermöglicht. Unabhängig von der Ausführung des Luftfahrzeugs und des bodengebundenen Systems ist eine Automatisierung des Landevorgangs wegen dessen Komplexität sowie der nötigen Genauigkeit der Synchronisation der Teilsysteme unabdingbar.

Die zentralen Herausforderungen des Rendezvous-Manövers ergeben sich aus regelungstechnischer und flugsystemdynamischer Sicht insbesondere durch die hochheterogene Dynamik der beiden Fahrzeugsysteme und die erforderliche Robustheit des Gesamtsystems gegenüber Störeinflüssen wie Wind oder Ausfällen von Sensorik oder Aktorik.

Um das beschriebene Konzept einer Landung eines fahrwerklosen Flugzeugs realisieren zu können ist die Landegenauigkeit, auch unter Störeinflüssen ein Schlüsselfaktor [5]. Daher wird eine störungsrobuste, dezentrale Rendezvous-Regelung entwickelt, die sich aus jeweils einer modellprädiktiven Regelung des Flugsystems und des Bodensystems unter Einbeziehung aller verfügbaren Informationen zusammensetzt. In der vorliegenden Arbeit wird das Regelungskonzept des Luftfahrzeugs näher betrachtet. Es wird ein besonderer Fokus auf die Berücksichtigung von instationärem Wind in der Regelung des Luftfahrzeugs gelegt.

1.1. Stand der Technik

Eine automatisierte Landung auf einem Bodenlandesystem, mit dem Ziel das Fahrwerk des Luftfahrzeugs stark zu vereinfachen wurde bereits in anderen Projekten untersucht. In diesem Zusammenhang sind die Projekte GABRIEL [3, 5], REALISE [6, 7], sowie Grolas [7] und Untersuchungen am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) [2, 8] zu nennen.

Im Projekt GABRIEL [5] wurde das Konzept eines Landesystems, welches auf Basis der Magnetschwebetechnologie arbeitet, entwickelt. Das Projekt umfasste die konzeptionelle Arbeit inklusive einer Untersuchung der zu erwartenden luftfahrzeugseitigen Einsparungen und Lärmemmissionssenkungen, die Evaluation verschiedener zur Verfügung stehender Technologien, eine Sicherheitsanalyse von Bodenlandesystemen sowie eine Überprüfung des erarbeiteten Konzeptes durch erste Landeversuche [3, 5]. Es wurde ein kooperativer Regelungsansatz gewählt. Atmosphärische Störungen wurden hierbei in der Regelung nicht explizit berücksichtigt [9].

Im Projekt REALISE [6, 7] wird ebenfalls die automatisierte Landung und der Start von unbemannten Luftfahrzeugen auf einem schienenbasierten, mobilen Bodenlandesystem betrachtet. Im Unterschied zu GABRIEL wird bei REALISE angenommen, dass die Dynamik des Bodensystems in allen Richtungen schneller ist, als die des Luftfahrzeugs. Das Landesystem synchonisiert sich mit dem anfliegenden Luftfahrzeug. Dafür sind luftfahrzeugseitig keine Anpassungen der Regelung nötig. Eine Schätzung der Relativpose geschieht mittels hochpräzisen Satellitennavigationssystemen sowie markerbasierten optischen Systemen.

Ebenfalls im Hinblick auf mögliche Anwendungen mit HALE UAVs wird am Deutschen Zentrum für Luftund Raumfahrt (DLR) die automatisierte, kooperative Landung auf einem Bodensystem in Simulationen und Flugversuchen untersucht. Die Experimente werden hierbei mit einem skalierten, automatisierten Flugversuchsträger und einem angepassten Kraftfahrzeug durchgeführt [2]. Das Luftfahrzeug verfügt in der Längsbewegung über einen Regler mit Totalenergieansatz [2]. Die Schätzung der Relativpose basiert in dieser Arbeit auf einem GNSS-System und einem UAV-seitigen optischen Messsystem zur Erkennung von am Bodenfahrzeug angebrachten Markern. Es konnten wiederholt erfolgreiche Landungen durchgeführt werden, wobei eine Synchonisationsgenauigkeit von unter 0,8 m erreicht werden konnte [8].

In der Dissertation von Engels [10] wird ein Regelungskonzept zur Synchronisation und eine Landung auf einem Bodenlandesystem beschrieben. Dabei wurde ähnlich wie in der vorliegenden Arbeit ein kooperatives Regelungskonzept mithilfe skalierter Versuchsträger validiert. In der Arbeit wurden neben dem Regelungskonzept auch die Auswirkungen von atmosphärischen Störungen beschrieben und der Einfluss des Windes auf die Genauigkeit der Synchronisation abgeschätzt. Der momentane Wind wird in der Arbeit von Engels allerdings weder bestimmt noch in der Regelung berücksichtigt.

In der Arbeit von Siepenkötter et al. [11] wird eine modellprädiktive Regelung zur Berücksichtigung von Böen im Landeanflug von Großraumflugzeugen simulativ untersucht. In der Arbeit wird angenommen, dass das Windfeld vor dem Flugzeug mithilfe von LIDAR Sensoren erfasst wird und bekannt ist. Es wird geschlussfolgert, dass der betrachtete modellprädiktive Ansatz eine vielversprechende Verbesserung der Landegenauigkeit ermöglicht. Allerdings sind hier noch weitergehende Untersuchungen erforderlich.

1.2. Modellprädiktive Regelung

Modellprädiktive Regelung (MPC) [12] basiert auf einem zeitdiskreten dynamischen Systemmodell, welches genutzt wird, um das zu erwartende Systemverhalten in Abhängigkeit des aktuellen Zustandes, den Steuer- sowie Störgrößen voraus zu berechnen. Das vorausberechnete Systemverhalten wird anhand einer Kostenfunktion beurteilt. In der Kostenfunktion können Zustandsabweichungen, sowie Ein- und Ausgangsgrößen berücksichtigt werden. Die Kostenfunktion wird iterativ über einen endlichen Zeitraum, dem Prädiktionshorizont, minimiert. Die Steuergrößen für den ersten Zeitschritt werden an die Regelstrecke weitergeleitet, während die ebenfalls bestimmten Steuergrößen der in der Zukunft liegenden Zeitschritte verworfen werden. Im darauffolgenden Zeitschritt wird die Optimierung mit aktuellen Daten der Regelstrecke wiederholt. Auf diese Weise wird der Regelkreis geschlossen.

Die Vorausberechnung der zu erwartenden Systemantwort bietet inhärent die Möglichkeit, zukünftige Störungen, in diesem Fall Wind, zu berücksichtigen und die Steuereingaben entsprechend anzupassen. Darüber hinaus können aufgrund der Onlineoptimierung Zustands- und Stellgrößenbeschränkungen berücksichtigt werden.

MPC wurde aufgrund der zur Onlineoptimierung benötigten Rechenzeit zunächst zur Regelung träger Prozesse in der chemischen Industrie eingesetzt. Mit der Verfügbarkeit leistungsfähiger Rechner ist ein Einsatz in dynamischeren Systemen möglich. MPC wurde bereits erfolgreich in experimentellen Flugreglern zur Bahnfolgereglung und zur Böenlastminderung eingesetzt [13, 14].

2. VERSUCHSTRÄGER

Im Rahmen dieser Arbeit werden Untersuchungen anhand von skalierten Versuchsträgern durchgeführt. Luftseitig wird ein Twinstar II genutzt. Dieser hat eine Spannweite von 1,4 m und ein Abfluggewicht



BILD 1. Systemarchitektur und Datenströme

von ca. 1,5 kg. Das Fluggerät ist mit einem am Institut für Flugsystemdynamik (FSD) entwickelten Flugregelungscomputer ausgestattet und verfügt über einen hochpräzisen GNSS-Empfänger sowie Lage, Beschleunigungs- und Luftdrucksensoren. Darüber hinaus ist der Flugversuchträger mit zwei Funkstrecken ausgestattet, über welche Daten mit dem Bodenlandesystem sowie einer Kontrollstation ausgetauscht werden.

Den bodenseitigen Versuchsträger stellt ein automatisierter Buggy des Instituts für Regelungstechnik (IRT) dar [15]. Dieser hat eine Länge von ca. 1,0 m und eine Breite von ca. 0,8 m. Die Masse des Buggys beträgt ca. 60 kg. Das Bodensystem verfügt ebenfalls über einen hochpräzisen GNSS-Empfänger sowie eine inertiale Messeinheit und Odometriesensoren. Die Datenverarbeitung und die Ausführung der Navigations- und Regelungsalgorithmen auf dem Bodenfahrzeug erfolgen auf einem Embedded-PC. welcher über eine CAN-Schnittstelle mit der Sensorik und Aktorik kommuniziert. Auch der bodenseitige Versuchsträger verfügt über Funkschnittstellen zur Kommunikation mit dem Luftsystem und einer Kontrollstation. Die Relativpose zwischen Boden- und dem Luftfahrzeug kann über ein Kamerasystem bestimmt werden. Eine Erweiterung der Sensorik am Bodensystem um ein Anemometer zur Messung des aktuellen Windes ist aktuell geplant.

Die Systemarchitektur und die auftretenden Datenströme sind in Abbildung 1 dargestellt. Um eine kooperative Synchronisation zu ermöglichen tauschen beide Systeme Daten zu ihren aktuellen sowie prädizierten Positionen X_{BS}, X_{rel}, X_{LFZ} und Geschwindigkeiten V_{BS}, V_{rel}, V_{LFZ} über die Funkschnittstellen aus. Darüber hinaus werden Daten des zum aktuell an der Position des Bodensystems gemessenen Windes ausgetauscht, auf deren Basis luftfahrzeugseitig ein Windfeld prädiziert wird.

3. REGELUNGSKONZEPT

Das Rendezvous-Manöver zwischen beiden Systemen wird in dieser Arbeit in drei Phasen unterteilt.



BILD 2. Ablauf einer Landung und Aufteilung der Regelungsaufgaben

In der Synchronisationsphase werden Geschwindigkeit und die horizontale Position der Systeme angeglichen. In der anschließenden eigentlichen Landephase reduziert das Flugsystem seine Flughöhe bis zum Aufsetzen auf dem bodengebundenen Fahrzeug. Nach dem Kontakt zwischen Luftfahrzeug und Bodensystem wird das so entstandene Gesamtsystem in der Bremsphase bis zum Stillstand verzögert.

Aufgrund der im Vergleich zur Längsdynamik höheren Dynamik in der Seitenbewegung des Luftfahrzeugs ist es primär die Aufgabe des Luftfahrzeugs die seitliche Ablage zwischen den Systemen zu minimieren. Dabei sind instationäre Seitenwinde die dominanten Störungen. Seitenablagen, welche nicht luftfahrzeugseitig ausgeregelt werden können, werden durch die Regelung des Bodensystems abgefangen.

Eine Übersicht über den Ablauf der Landung und die Aufteilung der Regelungsaufgaben ist in Abbildung 2 dargestellt.

Der Regler des Luftfahrzeugs ist in einen Flugzustandsregler und einen modellprädiktiven Regler zur Bahnfolge und zum Ausgleich von Störungen unterteilt. Um die prädizierten Windeinflüsse vorausschauend in der Regelung zu berücksichtigen werden der kommandierte Rollwinkel Φ_c und die kommandierte Gierrate r_c des Luftfahrzeuges mithilfe des modellprädiktiven Reglers vorgegeben. Die Flugzustandsregelung des Luftfahrzeugs wird mittels eines anhand von Flugversuchen ausgelegten Reglers umgesetzt. Die vom MPC-Regler geforderten Größen werden in der Flugzustandsreglung in kommandierte Quer- und Seitenruderausschläge (ξ_c , ζ_c) transformiert. Der Aufbau des genutzten Reglers und dessen Einbindung in eine Simulationsumgebung ist in Abbildung 3 dargestellt.

Die Kostenfunktion des MPC-Reglers berücksichtigt die Ausgangsgrößen des Systems, die aerodynamische Seitenanströmung v_a , den Hängewinkel Φ und die Seitenablage D. Dies sind, wie im Abschnitt Modellbildung beschrieben, die für eine Präzisionslandung relevanten Größen. Alle weiteren Zustandsgrößen werden in der Kostenfunktion nicht berücksichtigt, da sie für den Anwendungsfall nur eine untergeordnete Rolle spielen, durch den unterlagerten Flugzustandsregler in einem akzeptablen Bereich gehalten werden und die Qualität der Regelung der seitlichen Ablage *D* abnehmen würde, wenn mit nur zwei Stellgrößen alle Zustände ausgeregelt werden sollten.

Die Umsetzung des MPC-Reglers erfolgte auf Basis der Matlab MPC-Toolbox.



BILD 3. Aufbau der Regelung und Einbindung in die Simulationsumgebung

4. MODELLIERUNG

4.1. Modell des Luftfahrzeugs

Die Flugdynamik des Flugversuchsträgers wird in einem nichtlinearen Modell der Regelstrecke abgebildet. Dazu wird das Luftfahrzeug in Elemente unterteilt, für die jeweils die aus der individuellen Anströmung resultierenden Kräfte und Momente berechnet werden. Diese werden summiert und zur Berechnung der Bewegung in einer Festkörpersimulation genutzt. Eine ausführliche Beschreibung der Methode zur Modellsynthese ist in Hartmann [16] gegeben.

Um auf eine lineare MPC zurückgreifen zu können wird das nichtlineare Modell in einem, für die Landung relevanten Trimmpunkt linearisiert. Im Trimmzustand beträgt die aerodynamische Geschwindigkeit u_{tr} =13,6 m/s und der Nickwinkel Θ =0°. Das linearisierte Modell wird anschließend um die, für den betrachteten Anwendungsfall, der Präzisionslandung auf einem Bodenlandesystem, nötigen Größen erweitert.

Abweichend von der im deutschsprachigen Raum verbreiteten Notation werden die Geschwindigkeiten in kartesischen Koordinaten anstelle des Anstellwinkels α und Schiebewinkels β genutzt, da auch der Wind in einem kartesischen Koordinatensystem geschätzt wird.

Die Synchonisation in Flug- beziehungsweise Fahrtrichtung ist Teil der Regelung des Bodensystems. Daher und aufgrund der nur sehr schwachen Kopplung zwischen Längs- und Seitenbewegung [17] wird im Falle des Luftfahrzeugs nur die Seitenbewegung um einen modellprädiktiven Regler zur Berücksichtigung des Windes erweitert. In der Längsbewegung kommt ein anhand von Flugversuchen ausgelegter PID-Regler zum Einsatz. In Gleichung 1 ist die Zustandsraumdarstellung des linearisierten Streckenmodells gegeben. Alle Größen bezeichnen dabei Abweichungen vom Trimmzusand, an welchem die Linearisierung durchgeführt wurde. p und r bezeichnen die Drehraten um die Längs- und Hochachse des Luftfahrzeugs, v die Geschwindigkeit entlang der Querachse und Φ bzw. Ψ den Rollwinkel bzw. den Azimut. Mit L und N werden die Ersatzgrößen der Momente um die Längs- bzw. Hochachse und mit Y eine Ersatzgröße der Kraft entlang der Querachse bezeichnet. ξ und ζ bezeichnen einen Quer- bzw. Seitenruderausschlag.

(1)
$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{v} \\ \dot{\Phi} \\ \dot{\Psi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} L_p & L_r & L_v & L_{\Phi} & L_{\Psi} \\ N_p & N_r & N_v & N_{\Phi} & N_{\Psi} \\ Y_p & Y_r & Y_v & Y_{\Phi} & Y_{\Psi} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ r \\ v \\ \Phi \\ \Psi \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} L_{\xi} & L_{\zeta} \\ N_{\xi} & N_{\zeta} \\ Y_{\xi} & Y_{\zeta} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \zeta \end{pmatrix}$$

Die linearisierte Regelstrecke wird nun um den Flugzustandsregler ergänzt. Es ergibt sich die in Gleichung 2 dargestellte Zustandsraumdarstellung des mit dem Flugzustandsregler geregelten Systems. Alle durch den Flugzustandsregler beeinflussten Größen sind dabei mit einer Tilde \sqcap gekennzeichnet.

$$(2) \qquad \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{v} \\ \dot{\Phi} \\ \dot{\Psi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{L}_{p} & \tilde{L}_{r} & \tilde{L}_{v} & \tilde{L}_{\Phi} & \tilde{L}_{\Psi} \\ \tilde{N}_{p} & \tilde{N}_{r} & \tilde{N}_{v} & \tilde{N}_{\Phi} & \tilde{N}_{\Psi} \\ \tilde{Y}_{p} & \tilde{Y}_{r} & \tilde{Y}_{v} & \tilde{Y}_{\Phi} & \tilde{Y}_{\Psi} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ r \\ v \\ \Phi \\ \Psi \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} L_{\Phi_{c}} & L_{r_{c}} \\ N_{\Phi_{c}} & N_{r_{c}} \\ Y_{\Phi_{c}} & Y_{r_{c}} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \Phi_{c} \\ r_{c} \end{pmatrix}$$

Für die Präzisionslandung ist, mit der hier genutzten Aufteilung der Regelungsaufgaben, die seitliche Ablage D zur Landeposition die wichtigste Regelgröße. Die seitliche Ablage wird im bahnfesten Koordinatensystem angegeben. D lässt sich aus dem Integral der senkrecht zur Flugbahn auftretenden Geschwindigkeit v_k bestimmen. Mit den in Gleichung 1 genutzten flugzeugfest beschriebenen Größen kann v_k als Summe der Geschwindigkeit entlang der Querachse des Luftfahrzeugs v und dem senkrecht zur Flugbahn stehenden Anteil der Vorwärtsgeschwindigkeit u nach Gleichung 3 berechnet werden.

(3)
$$v_k = v + u \cdot \sin(\psi)$$

Für kleine Winkel ψ ergibt sich die in Gleichung 4 dargestellte Zustandsraumdarstellung des erweiterten, linearisierten Systems. Es wird dabei die Fluggeschwindigkeit u_{tr} des betrachteten Trimmpunktes genutzt.

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{v} \\ \dot{\Phi} \\ \dot{\Psi} \\ \dot{D} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{L}_{p} & \tilde{L}_{r} & \tilde{L}_{v} & \tilde{L}_{\Phi} & \tilde{L}_{\Psi} & 0 \\ \tilde{N}_{p} & \tilde{N}_{r} & \tilde{N}_{v} & \tilde{N}_{\Phi} & \tilde{N}_{\Psi} & 0 \\ \tilde{Y}_{p} & \tilde{Y}_{r} & \tilde{Y}_{v} & \tilde{Y}_{\Phi} & \tilde{Y}_{\Psi} & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & u_{tr} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ r \\ v \\ \Phi \\ \Psi \\ D \end{pmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} L_{\Phi_{c}} & L_{r_{c}} \\ N_{\Phi_{c}} & N_{r_{c}} \\ Y_{\Phi_{c}} & Y_{r_{c}} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \Phi_{c} \\ r_{c} \end{pmatrix}$$

Um dem Einfluss des geschätzten Seitenwindes berücksichtigen zu können wird die Eingangsmatrix erweitert. Die um den Windeinfluss erweiterte Zustandsraumdarstellung ist in Gleichung 5 gegeben.

$$(5) \qquad \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{v} \\ \dot{\Phi} \\ \dot{\Psi} \\ \dot{D} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{L}_{p} & \tilde{L}_{r} & \tilde{L}_{v} & \tilde{L}_{\Phi} & \tilde{L}_{\Psi} & 0 \\ \tilde{N}_{p} & \tilde{N}_{r} & \tilde{N}_{v} & \tilde{N}_{\Phi} & \tilde{N}_{\Psi} & 0 \\ \tilde{Y}_{p} & \tilde{Y}_{r} & \tilde{Y}_{v} & \tilde{Y}_{\Phi} & \tilde{Y}_{\Psi} & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & u_{tr} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ r \\ v \\ \Phi \\ \Psi \\ D \end{pmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} L_{\Phi_{c}} & L_{r_{c}} & -L_{v} \\ N_{\Phi_{c}} & N_{r_{c}} & -N_{v} \\ Y_{\Phi_{c}} & Y_{r_{c}} & -Y_{v} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \Phi_{c} \\ r_{c} \\ v_{w} \end{pmatrix}$$

Zur Minimierung der seitlichen Ablage D, auch bei instationärem Wind, ist es nötig eine Seitenkraft aufzubringen. Dies kann mittels eines Schiebewinkels, repräsentiert durch eine Seitenanströmung v_a oder eines Hängewinkels Φ oder einer Kombination aus beiden Größen geschehen. Bei der Landung unterliegen allerdings beide Größen Beschränkungen. So darf der Hängewinkel nur so groß gewählt werden, dass eine Mindestbodenfreiheit an der Flügelspitze gewährleistet bleibt. Um die beschriebenen drei Grö-Ben betrachten zu können, wird die Zustandsraumdarstellung um die in Gleichung 6 dargestellte Ausgangsgleichung ergänzt.

(6)
$$\begin{pmatrix} v_a \\ \Phi \\ D \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ r \\ \psi \\ \Phi \\ \Psi \\ D \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \Phi_c \\ r_c \\ v_w \end{pmatrix}$$

Die Qualität des verwendeten linearen Modells wurde durch einen Vergleich der Sprungantworten von linearer und nichtlinearer Strecke auf Ruderausschläge und Seitenwindböen beurteilt. In Abbildung 4 ist beispielhaft der Vergleich der Reaktion der Regelstrecken auf einen Sprung der Rollwinkelvorgabe sowie auf einen Seitenwindsprung dargestellt. Es ist ersichtlich, dass das dynamische Verhalten im Falle der Rollwinkelvorgabe über einen Zeitraum von 2s gut durch das linearisierte Modell abgebildet wird. Im Falle des Seitenwindsprungs sind etwas größere Abweichungen zwischen dem nichtlinearen und dem linearisierten Modell zu erkennen. Das dynamische Verhalten, insbesondere die seitliche Ablage D wird allerdings hinreichend gut durch die Linearisierung abgebildet.

4.2. Windmodell

Der Regelansatz soll zunächst mit deterministisch beschriebenen Böen untersucht werden. In dieser Arbeit werden Sprung- sowie (1-cos)-Seitenwindböen genutzt. Es wird angenommen, dass es sich um ein eingefrorenes Windfeld handelt. Um Aussagen darüber zu ermöglichen, wie weit in die Zukunft der Wind prädiziert werden sollte, um einen ausreichenden Effekt in der Regelung zu erreichen, werden die Einflüsse der modellierten Böen zu verschiedenen Zeitpunkten berechnet und verzögert an die Regelstrecke übergeben. Die prädizierte Störung, auf welche der modellprädiktive Regler reagiert, kann auf diese Weise n Zeitschritte in der Zukunft simuliert werden.

5. SIMULATIONEN UND ERGEBNISSE

Der beschriebene modellprädiktive Regler wurde in Simulationen bewertet. Es wurde ein MPC-Prädiktionshorizont von 50 Schritten bei einer Schrittweite von 0,1 s gewählt. Die Schrittweite wurde in der Größenordnung der schnellsten Eigendynamik gewählt, sodass diese im internen Modell berücksichtigt werden kann. Der MPC-Regler berechnet das zu erwartende Systemverhalten fünf Sekunden in die Zukunft. Der Kontrollhorizont des Reglers wurde ebenfalls zu 50 Schritten gewählt, da in der Strecke





keine nennenswerten Totzeiten auftreten.

In den Simulationen wird die Systemantwort auf Sprung- und (1-cos)-Böen mit einer Amplitude von 4 m/s untersucht. Die Böen beginnen jeweils bei einer Simulationszeit von 6s. Der Beginn und das Ende einer Böe sind in den Abbildungen jeweils mit einer hellblauen, senkrechten Linie gekennzeichnet. In Abbildung 5 ist die seitliche Ablage, welche sich bei einer Stufen- sowie einer (1-cos)-Böe ergibt, über der Zeit aufgetragen. Dabei reicht die, für den Regler genutzte Böenprädiktion unterschiedlich weit in die Zukunft. Es ist ersichtlich, dass die maximale seitliche



BILD 5. Seitliche Ablage *D* in Abhängigkeit der Windprädiktionsschritte



BILD 6. Seitliche Ablage *D* in Abhängigkeit der Windprädiktionsschritte

Ablage bei einer länger in die Zukunft reichenden Böenprädiktionen zunächst stark abnimmt. Dies gilt insbesondere für den Fall der sprungförmigen Böe. Im Falle der (1-cos)-Böe ist eine deutliche Senkung der Ablage D zu beobachten, sobald die Windprädiktion im Regler berücksichtigt wird. Die Nutzung der Böenprädiktion in weiteren Zeitschritten führt hingegen nur noch zu einer minimalen Senkung der maximalen Ablage D. Um diesen Zusammenhang zu verdeutlichen ist in Abbildung 6 die maximale Seitenablage D über der Anzahl der berücksichtigten Böenprädiktionsschritte dargestellt.

Um die Mindestanforderungen an eine Wind- und Böenprädikation spezifizieren zu können und das Verhalten des erarbeiteten Reglers genauer zu betrachten wurde die Böenprädiktion mit Fehlern beaufschlagt. Bei diesen Versuchen wurde eine



BILD 7. Seitliche Ablage D bei einem verrauschten Prädiktionssignal. σ bezeichnet die Standardabweichung

(1-cos)-Böe mit einer Amplitude von 4 m/s und eine Windprädiktion für 10 Zeitschritte genutzt. Die Böe setzt nach einer Simulationszeit von 6 s ein und hat eine Periodendauer T von 5 s. Es wurden konstante Abweichungen vom vorherrschenden Wind, ein weißes Rauschen der Prädiktion in unterschiedlichen Stärken sowie ein zeitlicher Verzug der Wind- und Böenprädiktion jeweils einzeln betrachtet.

- Bei einem konstanten Offset der Prädiktion sind, abgesehen von einem kurzen Einschwingen zu Beginn der Simulation, die Abweichungen der Reaktion auf die auftretende Böe gegenüber der Simulation mit einer perfekten Prädiktion minimal. Dies gilt auch für konstante Abweichungen der Prädiktion vom realen Wind von 4 m/s.
- In Abbildung 7 ist die Seitliche Ablage D für unterschiedlich stark verrauschte Windprädiktionen über der Zeit aufgetragen. Bei einem Rauschen mit einer Standardabweichung von 1,3 m/s kommt es bereits zu nennenswerten Ablagen.
- Im Falle einer verzögerten Wind- und Böenprädiktion stellen sich mit einer zunehmenden Verzögerung größere seitliche Ablagen ein. Der Verlauf der seitlichen Ablage *D* ist für unterschiedlich starke Verzögerungen der Prädiktion in Abbildung 8 über der Zeit aufgetragen.

6. DISKUSSION UND AUSBLICK

Die Simulationsergebnisse zeigen, dass die seitliche Ablage mit der Berücksichtigung des prädizierten Windes in der modellprädiktiven Regelung gesenkt werden kann. Ein Effekt ist bereits bei der Berücksichtigung von Informationen, welche einen Zeitschritt in die Zukunft reichten ersichtlich. Im Falle des Beispielfluggerätes, welches eine Fluggeschwindigkeit von 13,6 m/s aufweist, kann die seitliche Ablage bei einer Stufenböe durch die Berücksichtigung von Windinformationen, welche 0,5 s in die Zukunft reichen deutlich gesenkt werden. Im Falle einer (1-cos)-Böe kann schon bei einem Zeitschritt (0,1 s) eine deutliche



BILD 8. Seitliche Ablage *D* bei einer zeitlich fehlerbehafteten Windprädiktion

Verbesserung der Bahnfolge erzielt werden.

Auch wenn generell davon ausgegangen werden kann, dass sich eine weiter in die Zukunft reichende prädiktion des Windes positiv auf die seitliche Ablage auswirkt, wurde gezeigt, dass bereits mit einer kurzen Störungsprädiktion gute Regelungsergebnisse erzielt werden können.

Die Simulationen, bei denen das Signal der Windund Böenprädiktion mit einem weißen Rauschen überlagert sind zeigen einen deutlichen negativen Einfluss dieser Art von Prädiktionsfehlern. Die Prädiktion sollte sich daher auf die für die Luftfahrzeugbewegung relevanten Zeitskalen beschränken und höherfrequente Böenanteile vernachlässigen. Es konnte gezeigt werden, dass dynamische Prädiktionsfehler deutlich stärkere Auswirkung auf das Reglerergebnis haben, als ein konstanter Offset der Prädikation. Wie aus den Simulationen mit einer verzögerten Wind- und Böenprädiktion hervorgeht, ist die zeitliche Komponente bei der Prädiktion dabei entscheidend. Bei der Landung auf dem Bodenlandesystem ist die Präzision im Zeitpunkt des Aufsetzens von entscheidender Bedeutung. Im Projekt ReCo wird das Konzept verfolgt, das zu erwartende Windfeld aufgrund von Windmessungen am Bodensystem und eventuell am Luftfahrzeug selbst, den Wind zu prädizieren. Daher muss bei einer geringeren Entfernung zwischen Luft- und Bodenfahrzeug in der Windprädiktion räumlich wie zeitlich weniger weit propagiert werden. Dies führt dazu, dass die Qualität der Prädiktion mit sinkendem Abstand zwischen Luft- und Bodenfahrzeug steigt auch wenn damit zu rechnen ist, dass der zeitliche Horizont der Prädiktion mit dem Abstand sinkt.

Das der positive Einfluss der Prädiktion, schon bei der Verwendung von Informationen, welche wenige Zeitschritte in die Zukunft reichen deutlich wird, deutet auf eine gute Anwendbarkeit des Regelansatzes für die im Projekt ReCo geplante Präzisionslandung hin. Die Wind- und Böenprädiktion, in dem betrachteten Konzept mit wenigen Stützstellen in der nahen Umgebung des Landesystems, lässt eine gute Prädiktion des Windes zu, wenn die Distanz zwischen den Messstellen nicht zu groß wird, während bei einer langen räumlichen wie auch zeitlichen Propagation mit zunehmenden Unsicherheiten zu rechen ist.

7. AUSBLICK

In den im Rahmen dieser Arbeit betrachteten Simulationen wurde ein Regler eingesetzt, welcher die seitliche Ablage über den gesamten MPC-Prädiktionshorizont minimiert. Die Nutzung der Informationen des prädizierten Windes verbessern dabei das Regelungsergebnis. Für den betrachteten Anwendungsfall, der Präzisionslandung auf einem Bodenlandesystem ist die exakte Bahnfolge in den frühen Anflugphasen weniger wichtig, als kurz vor beziehungsweise während des Aufsetzens. Eine entsprechende dynamische Anpassung der Gewichtungsfunktion, welche auch den Zeitpunkt des Aufsetzens als besonders entscheidend mit einbezieht könnte das Regelungsergebnis nochmals erheblich verbessern.

In zukünftigen Arbeiten sollte darüber hinaus auf eine Betrachtung der gesamten Luftfahrzeugbewegung in sechs Freiheitsgraden eingegangen werden.

Mit der hier genutzten Annahme eines eingefrorenen Windfeldes und Simulationen mit fehlerbehafteten Wind- und Böenprädiktionen konnte eine erste Einschätzung im Hinblick auf die Einflüsse von Prädiktionsfehlern und die Ansprüche an eine Windprädiktion aufgezeigt werden. Weitere Arbeiten werden sich mit einer realitätsnäheren Modellierung des Windes anhand weniger Stützstellen befassen.

8. DANKSAGUNG

Dieser Beitrag enstand im Rahmen des durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG) geförderten Projekts ReCo (Projektnummer 391925917).

Kontaktadresse:

jackisch@fsd.rwth-aachen.de

Literatur

- [1] Flugrevue. Pseudo-Satellit erreicht 19050 Meter. https://www.flugrevue.de/zivil/ aerovironment-sunglider-pseudo-satelliterreicht-19050-meter/, 2020-10-09.
- [2] Tin Muskardin, Georg Balmer, Sven Wlach, Konstantin Kondak, Maximilian Laiacker, and Anibal Ollero. Landing of a fixed-wing UAV on a mobile ground vehicle. *Proceedings* - *IEEE International Conference on Robotics* and Automation, 2016-June:1237–1242, 2016. DOI: 10.1109/ICRA.2016.7487254.
- [3] Daniel Rohacs and Jozsef Rohacs. Magnetic levitation assisted aircraft take-off and landing (feasibility study – GABRIEL concept). *Progress in Aerospace Sciences*, 85:33–50, 2016. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.06.001.

- [4] Matthias Reiter, Dirk Abel, Stefan Rofalski, and Dieter Moormann. GNSS-, Communicationand Map-Based Control System for Initiation of a Heterogeneous Rendezvous Maneuver. *IFAC-PapersOnLine*, 49(3):171–177, 2016. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.07.029.
- [5] Daniel Rohacs, Mark Voskuijl, and Norbert Siepenkötter. Evaluation of landing characteristics achieved by simulations and flight tests on a small-scaled model related to magnetically levitated advanced take-off and landing operations. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014, pages 1–10, 2014.
- [6] REALISE HAMBURG AVIATION e.V. https: //www.hamburg-aviation.de/realise.html, 2020-11-19.
- [7] Home mb + Partner. http://www.mbptech. de/, 2020-11-19.
- [8] Tin Muskardin, Georg Balmer, Linnea Persson, Sven Wlach, Maximilian Laiacker, Anibal Ollero, and Konstantin Kondak. A Novel Landing System to Increase Payload Capacity and Operational Availability of High Altitude Long Endurance UAVs. *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, 88(2-4):597– 618, 2017. DOI: 10.1007/s10846-017-0475-z.
- [9] Stefan Rofalski, Norbert Siepenkötter, and Dieter Moormann. Demonstration of automatic cooperative synchronization of heterogeneous systems by landing a small scale aircraft on a moving ground vehicle. [International Micro Air Vehicles Conference and Flight Competition, IMAV2015, 15.09.2015-18.09.2015, Aachen, Germany], page 7 Seiten, 2015.
- [10] Stefan Engels. Präzise Rendezvousregelung für Luft- und Bodenfahrzeugsysteme Precise Rendezvous Control of Aircraft and Ground Vehicle Systems. Dissertation, RWTH Aachen University, 2019.
- [11] Norbert Siepenkötter and Dieter Moormann. Precision landing based on atmospheric disturbance monitoring and model predictive control. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016*, pages 1–8, 2016.
- [12] Yousef Sardahi and Jian Qiao Sun. Modelbased Predictine Control - A Practical Approach, volume 139. 2017. ISBN: 0849312914. DOI: 10.1115/1.4034421.
- [13] H. G. Giesseler, M. Kopf, P. Varutti, T. Faulwasser, and R. Findeisen. *Model predictive control for gust load alleviation*, volume 45. IFAC, 2012. ISBN:9783902823076. DOI:10.3182/20120823-5-NL-3013.00049.

- [14] Teodor Tomić. Model-Based Control of Flying Robots for Robust Interaction under Wind Influence. (August):156, 2018. <u>DOI: 10.15488/3987</u>.
- [15] M Reiter, B Alrifaee, and D Abel. Model scale experimental vehicle as test platform for autonomous driving applications. In *FISITA 2014 World Automotive Congress*, 2014.
- [16] Philipp Hartmann. Predictive Flight Path Control for Tilt-Wing Aircraft. (November 2017), 2017.
- [17] Rudolf Brockhaus and Robert Luckner. *Flugregelung 3., neu bearbeitete Auflage.* ISBN: 9783642014420.