

SIMULATION VON HUBSCHRAUBER-AUTOROTATIONSFÜGEN ENTLANG GENERIERTER TRAJEKTORIEN ZU BEKANNTEN NOTLANDEPLÄTZEN

J. Holsten, Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen

Zusammenfassung

Diese Arbeit mit der Zielrichtung Trajektorien zu Notlandeplätzen zu finden befasst sich mit der Modellierung und Simulation von Autorotationsflügen. Die Autorotation bei Hubschraubern ist eine Notfallmaßnahme, die nach Ausfall des Motors noch das Ansteuern eines Notlandeplatzes und im Idealfall eine Landung ohne zusätzlichen Schaden am Fluggerät erlaubt. Der Lehrstuhl für Flugdynamik, an dem diese Arbeit durchgeführt wurde, arbeitet seit vielen Jahren auf dem Gebiet autonomer VTOL - UAVs (Vertical TakeOff and Landing - Unmanned Aerial Vehicles). Schwerpunkte bilden die Modellierung, Simulation sowie zugehörige Flugregelungsalgorithmen und Ansätze zur Autonomie. Ein wesentliches Kriterium bei UAVs unter dem Aspekt der Autonomie und insbesondere in Hinblick auf verstärkte Anstrengungen zur Zulassung im zivilen Luftverkehr, stellen Sicherheitsanforderungen und die Möglichkeit der Notfallmaßnahmen und Notlandungen bei Systemausfällen dar. Die vorgestellte Arbeit stellt die Kernpunkte der Autorotation, Modellierungs- und Planungsansätze, sowie die Simulation eines Szenarios für einen kompletten Autorotationsflug vom Antriebsausfall über den Flug entlang einer Trajektorie bis zum Abfangbogen dar. Die flugmechanischen Eigenschaften des Hubschraubers inklusive Rotordynamik werden über eine nichtlineare 6-Freiheitsgrad-Simulation unter Verwendung der Blattelemententheorie berechnet. In diese Simulation ist auch das Flugführungssystem integriert. Dieses wird aus der übergeordneten Trajektorienplanung und Autorotationsablaufsteuerung kommandiert. Die Trajektorienplanung beinhaltet ein Energiemanagement aus potentieller und kinetischer Energie des Hubschraubers, sowie der im Hauptrotor gespeicherten Rotationsenergie unter Berücksichtigung von Randbedingungen. Zu den Randbedingungen gehören Flugzustand, Fluggeräteeigenschaften, Einhaltung der Flugbereichsgrenzen, Umweltbedingungen und Umgebungstopologie, die z.B. für die Richtung des Endanfluges entscheidend sein kann. Der Planungsalgorithmus wählt hierbei aus bekannten Notlandeplätzen diejenigen aus, die die besten Möglichkeiten für eine sichere Autorotationslandung bieten. Nachfolgend wird aus den verschiedenen Trajektorien zu den unterschiedlichen Notlandeplätzen diejenige ausgewählt, die die günstigsten Eigenschaften aufweist und Störeinflüssen gegenüber robust ist. Entlang des Flugpfades erfolgt eine Überwachung zur Einhaltung der ausgewählten Trajektorie. In diesem Beitrag werden die Ergebnisse der Arbeit, insbesondere die Auswertung unterschiedlicher Autorotationsflüge und die Einhaltung der jeweiligen Trajektorien genauer beschrieben. Diese Arbeit wurde mit dem DLR-Technologiepreis 2010 ausgezeichnet.

1. EINLEITUNG

Für die Zulassung von UAV im zivilen Luftverkehr stellen Sicherheitsanforderungen und die Möglichkeit für Notfallmaßnahmen ein wesentliches Kriterium dar. Ostermann [1] fasst in seinen Beitrag Notfallmaßnahmen für UAV Hubschrauber zusammen und analysiert das Potential der einzelnen Notverfahren. Die Autorotation hat gegenüber anderen Notverfahren den Vorteil, dass der Hubschrauber steuerbar bleibt und im Idealfall eine Landung auf einem Notlandeplatz ohne zusätzlichen Schaden am Fluggerät möglich ist. Holsten [2] gibt einen Überblick über das Verhalten eines typischen Hubschrauber UAVs während der Autorotation.

Insbesondere kleinere Hubschrauber-UAVs mit nur einem einzelnen Motor können bei einem Ausfall des Antriebs bzw. des Heckrotors auf dieses Verfahren zurückgreifen, wenn alle für die Steuerung notwendigen Systeme weiterhin operabel sind. Bei der Autorotation von Drehflüglern wird der Rotor durch die Anströmung in Rotation gehalten und es kann ein antriebsloser Gleitflug, ähnlich dem von Starrflüglern, erreicht werden. Es ist das Ziel einer jeden Autorotation einen brauchbaren Landeplatz zu erreichen und dort innerhalb der Belastungsgrenzen aufzusetzen. Da die verfügbare Energie durch die Höhe begrenzt ist muss hierfür eine Trajektorie entsprechend geplant werden. Diese Planung muss bei UAVs automatisch durchge-

führt werden, wobei das schnelle Erkennen des Notfalls und Einleiten einer gegenüber unbekannten Einflüssen, z.B. Wind, robusten Trajektorie entscheidend ist. Ein Konzept zur Trajektorienplanung für Starrflügler bei Antriebsausfall wird von Atkins et al. [3] vorgestellt. In dem Konzept wird eine Trajektorie durch einfache geometrische Segmente zusammengesetzt. Mit Einschränkungen ist das Konzept auch für Drehflügler anwendbar, wobei die einzelnen Phasen der Autorotation und die flugmechanischen Eigenschaften während der Autorotation berücksichtigt werden müssen. Nach Houston [4] sind die flugmechanischen Eigenschaften während der stationären Autorotation unproblematisch, so dass eine Steuerung entlang einer Trajektorie möglich ist. Trotzdem werden für den untersuchten Hubschrauber die flugmechanischen Eigenschaften der einzelnen Phasen noch genauer untersucht und analysiert.

Der Autorotationsflug entlang dieser günstigsten Trajektorie gliedert sich im Wesentlichen in vier Phasen. Zu Beginn steht das Erkennen eines Antriebsausfalls und Einleiten eines günstigen Autorotationsflugzustandes auf einem Punkt für maximale Reichweite bzw. minimales Sinken auf der Hubschrauber-Leistungspolare, je nach Konstellation zum Landeplatz. Anschließend erfolgt ein stationärer Gleitflug auf der ausgewählten Trajektorie unter ständiger Berücksichtigung der Randbedingungen zum Notlandeplatz. Den Abschluss bildet ein Abfangbogen zum Abbau der Translationsgeschwindigkeiten und

zur Steigerung der Rotorwinkelgeschwindigkeit. Diese wird kurz vor dem Aufsetzen zur Reduzierung der vertikalen Geschwindigkeit in zusätzlichen Schub umgesetzt. Abbeel [5] liefert einen Ansatz zur autonomen Umsetzung der letzten beiden Phasen, ohne jedoch eine vorhergehende Trajektorienplanung zu berücksichtigen.

2. HUBSCHRAUBERSIMULATION

Die für diese Arbeit genutzte Hubschraubersimulation wurde am Lehrstuhl für Flugmechanik der RWTH Aachen entwickelt. Die gesamte Modellierung erfolgt in MATLAB/Simulink [6]. Die Simulation ist als 6-Freiheitsgradsimulation mit Erweiterungen für Flugregelung und Flugführung ausgelegt.

Eine ausführliche Beschreibung der Simulation, sowie der verwendeten Regler gibt Löchelt [7]. Die Grundlage ist eine Simulation zur Berechnung der Starrkörperdynamik, sowie eine Erweiterung zur Berechnung der Schlagdynamik jedes einzelnen Blattes. Die Bewegungsgleichungen werden durch Integration der Beschleunigungen in Impuls- und Drallsatz gelöst [8].

2.1. Simulierter Hubschrauber

Bei dem simulierten Hubschrauber für diese Arbeit handelt es sich um einen generischen Hubschrauber konventioneller Konfiguration. Er ist in seinen Abmessungen und Größen an den von Eysel [9] untersuchten Hubschrauber angelehnt.

3. AUTOROTATIONSEIGENSCHAFTEN EINES GENERISCHEN UAV HUBSCHRAUBERS

Generell kann man einen Autorotationsflug in vier unterschiedliche Phasen unterteilen. Bei der ersten Phase handelt es sich um die Einleitung der Autorotation, in der die Reaktionszeit des Systems auf den Motorausfall, sowie die Stabilisierung der Rotorwinkelgeschwindigkeit, betrachtet wird. Danach folgt eine Phase des stationären Gleitens, die hauptsächlich durch die aerodynamischen Eigenschaften des Hubschraubers bestimmt ist. Anschließend wird ein Abfangbogen eingeleitet, der mit dem Aufsetzen endet.

Für den ausgewählten Hubschrauber wurden alle Phasen einzeln modelliert um die Flugbereichsgrenzen und Manövermöglichkeiten im Autorotationsflug zu untersuchen. Des Weiteren wurden mögliche Steuergrößen untersucht, um darauf aufbauend eine geeignete und fliegbare Trajektorie zu berechnen und abhängig von der Autorotationsphase ein günstiges Ansteuerungsmodell zu wählen. Für den Flugzustand sind die aerodynamischen Anströmbedingungen von Interesse, in Bezug auf den Notlandeplatz ist jedoch die Bewegung in erdfesten Koordinaten relevant.

Während der Einleitung der Autorotation ist das Rotorträgheitsmoment ein entscheidender Parameter. Durch den Motorausfall wirkt ein abbremsendes Moment auf den Rotor, welches zu einer Abnahme der Rotorwinkelgeschwindigkeit führt. Diesem wird durch ein Absenken des Kollektivsteuerwinkels entgegengewirkt. Wegen des Absinkens der Rotorwinkelgeschwindigkeit und den dadurch erhöhten Schlagwinkeln, sollten sprungartige Steuerein-

gaben während der Einleitung vermieden werden, um starken Steuerreaktionen vorzubeugen. Daher erfolgt die Trajektorienplanung und Ansteuerung erst einige Sekunden nach Motorausfall, wenn der Kollektivsteuerwinkelausschlag Wirkung zeigt und sich die Rotorwinkelgeschwindigkeit wieder stabilisiert hat.

Die stationäre Autorotation wird hauptsächlich durch die aerodynamischen Eigenschaften des Hubschraubers bestimmt. Während der stationären Autorotation befindet sich der Hubschrauber in einem ausgetrimmten Zustand, der durch verschiedene Steuereingaben variiert werden kann. In dieser Phase ist es daher möglich einen Notlandeplatz anzusteuern und eine berechnete Trajektorie abzufliegen. Dabei muss die Trajektorie innerhalb des durch den Hubschrauber bestimmten Flugbereiches während der stationären Autorotation liegen. Hierfür wurden die Längs- und Seitenbewegung entkoppelt betrachtet, um Aussagen über den möglichen Bahnwinkel bei unterschiedlichen Vorwärtsgeschwindigkeiten und das Verhalten im Kurvenflug während der Autorotation zu untersuchen.

Aus dem Kräftegleichgewicht in der stationären Gleitphase und der Berücksichtigung der Blattelemententheorie können Trimmpunkt in u , w , Ω und v_{coll} für die stationäre Längsbewegung gefunden werden. Die auf den Hubschrauber wirkenden Kräfte sind in Abbildung 1 dargestellt.

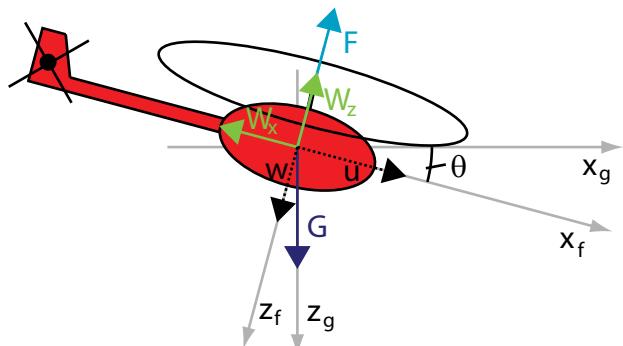


BILD 1. Kräfte, die während der stationären Längsbewegung auf den Hubschrauber wirken.

Die möglichen Bahnwinkel können unter Berücksichtigung des Windeinflusses aus den stationären Trimmpunkten der Längsbewegung wie folgt berechnet werden:

$$(1) \quad \gamma = \arctan \left(\frac{u_a \cdot \sin \Theta + w_a \cdot \cos \Theta + w_{g,Wind}}{w_a \cdot \sin \Theta - u_a \cdot \cos \Theta + u_{g,Wind}} \right)$$

Bild 2 zeigt die möglichen Bahnwinkel für unterschiedliche Vorwärtsgeschwindigkeiten und unterschiedliche Windschwindigkeiten. Die Ergebnisse zeigen, dass es durch ein Verstellen des Kollektivsteuerwinkels möglich ist die Sinkgeschwindigkeit bei einer Vorwärtsgeschwindigkeit zu variieren. Hierbei sinkt die Rotorgeschwindigkeit mit steigendem Kollektivwinkel. Bei den Berechnungen wurde darauf geachtet, dass die Rotorwinkelgeschwindigkeit maximal 20 % von der Nennrotorwinkelgeschwindigkeit abweicht.

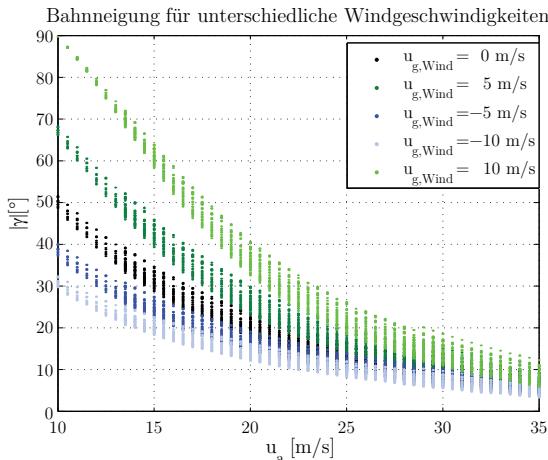


BILD 2. Bahnneigung für unterschiedliche Windgeschwindigkeiten.

Während eines stationären Kurvenfluges ist ein größerer Schub erforderlich als im Geradeausflug. Die zusätzlich benötigte Energie kann aus den Hubschrauberleistungen abgeschätzt werden. Es wird angenommen, dass die benötigte Leistung im Kurvenflug näherungsweise der Leistung eines Hubschraubers im Geradeausflug mit dem Gewicht $n \cdot G$ entspricht [10]. Die für den schwereren Hubschrauber gleicher Konfiguration zusätzlich aufzubringende Leistung kann durch einen zusätzlichen Abbau von potentieller Energie aufgebracht werden. Hierdurch ergibt sich ein verstärktes Sinken in den Kurven während der Autorotation. Für vorgegebene Lastvielfache und Fluggeschwindigkeiten kann die Höhe, die in einer Kurve zusätzlich verloren wird berechnet werden. Bei dieser Abschätzung wird vernachlässigt, dass sich durch das stärkere Sinken andere Anströmverhältnisse ergeben, und dadurch der Schub und die im vorherigen Abschnitt berechnete Sinkgeschwindigkeit variieren können.

Für den Abfangbogen ist, wie bei der Einleitung, das Rotorträgheitsmoment ein bestimmender Parameter. Beim Abfangbogen handelt es sich um ein Manöver, das wenige Meter über dem Boden eingeleitet wird. Es dient dazu die horizontale Geschwindigkeit des Hubschraubers möglichst komplett abzubauen, die Rotorwinkelgeschwindigkeit und damit die im Rotor gespeicherte kinetische Energie zu erhöhen und die Sinkgeschwindigkeit zu verringern. Dies wird durch ein starkes Aufnicken des Hubschraubers realisiert, da durch das Aufnicken die Rotorebene relativ zur Anströmung gedreht wird und stärker von unten als von vorne angeströmt wird. Dies resultiert in einer steigenden Rotorwinkelgeschwindigkeit und erhöhtem Schub, der entgegen der horizontalen Flugrichtung wirkt, und somit den Hubschrauber abbremst. Das Manöver ist für die eigentliche Trajektorienplanung nur in sofern relevant, als dass man abschätzen kann, welcher Punkt relativ zum Notlandeplatz mit der stationären Autorotation angeflogen werden muss um genug Platz für den Abfangbogen und das nachfolgende Aufsetzen zu haben.

Die Phase des Aufsetzens beinhaltet hauptsächlich das Zurückrotieren des Hubschraubers in die Waagerechte und das Abbauen der Restgeschwindigkeiten, vor allem der Vertikalgeschwindigkeit. Dies wird durch ein Erhöhen des Schubes durch einen positiven Kollektivsteueraus- schlag und durch ein Zurücknehmen der Längsneigung erreicht.

4. TRAJEKTORIENPLANUNG

Bei der Trajektorienplanung ist das oberste Ziel eine sichere Landung. Eine Optimierung hinsichtlich geringstem Spritverbrauch, bzw. minimaler Flugzeit steht daher nicht mehr im Vordergrund. Bei der Planung der Trajektorie werden Einflussfaktoren wie Gelände, Windverhältnisse, Landeplatzeigenschaften und die hubschrauberspezifischen Autorotationsflugbereichsgrenzen berücksichtigt. Das Konzept zur Trajektorienplanung lehnt sich an ein von Atkins et al. [3] vorgestelltes Konzept zur Trajektorienberechnung für Flugzeuge an.

Zuerst wird die maximale Reichweite berechnet und alle innerhalb dieser Reichweite liegenden Notlandeplätze ausgewählt. Die maximale Reichweite ist flugzustands- und positionsabhängig. Sie ergibt sich aus dem betragsmäßig kleinstem Bahnwinkel der stationären Autorotation, sowie der benötigten Strecke und Höhe für das Einleiten, Auffangen und den Kurvenflug.

Anhand einer Gewichtungsfunktion werden anschließend die Notlandeplätze entsprechend ihrer Eignung für die spezielle Notlandung sortiert. Hierbei spielen unter anderem die Größe des Notlandeplatzes und der mögliche Anflugbereich eine große Rolle.

Zu den ersten Notlandeplätzen werden anschließend fliegbare Trajektorien berechnet, in die der stationäre Windeinfluss mit eingeht und die auf Schnittpunkte mit dem Gelände hin untersucht und eventuell verändert werden. Eine Trajektorie setzt sich aus Geraden- und Kurvensegmenten zusammen. Nach Dubins [11] ist die kürzeste Strecke zwischen zwei mit Richtungen versehenen Punkten eine Zusammensetzung aus den Segmenten Kurve, Gerade, Kurve. Bei Hubschrauberlandeplätzen, besteht im Gegensatz zu Landebahnen von Flugzeugen teilweise die Möglichkeit aus allen Richtungen anzufliegen, woraus sich für den kürzesten Fall eine Kombination aus Kurve und Gerade ergibt. Für größere Anfangshöhen werden weitere Kurven- und Geradensegmente in die Trajektorie eingebaut, bis die Bahnwinkel jedes Geraden- segmentes innerhalb des Bereiches fliegbarer Bahnwinkel liegen. Ein Beispiel für eine Trajektorie aus sehr großer Höhe ist in Bild 3 gegeben.

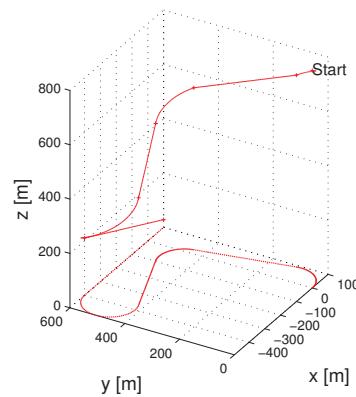


BILD 3. Trajektorie aus sehr großer Höhe.

Gemäß Gleichung 1 wird in jedem Geradensegment der longitudinale Windeinfluss berücksichtigt. Der laterale Windeinfluss verändert die Länge der tatsächlich gefloge-

nen Flugbahn gegenüber der geplanten Trajektorie kaum und auch die Sinkgeschwindigkeit bleibt unbeeinträchtigt. Es wird hierbei, wie in Bild 4 dargestellt, von einem schiebefreien Flug ausgegangen. Die Abweichungen, die durch ein stationäres laterales Windfeld verursacht werden, werden während des Fluges ausgeregelt.

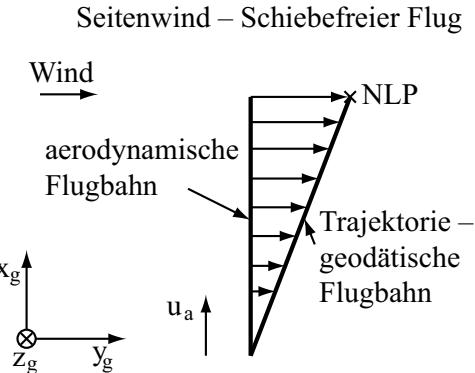


BILD 4. Einfluss von Seitenwind auf die Flugbahn.

Falls bei einer Trajektorie Schnittpunkte mit dem Gelände auftreten wird die Trajektorie iterativ verändert, bis eine Lösung gefunden wird, oder die Zahl der Iterationsschritte zu groß wird. Es handelt sich daher nicht um eine erschöpfende Suche und es besteht keine Garantie, dass eine vorhandene Lösung immer gefunden wird.

Anhand einer zweiten Kostenfunktion wird anschließend die günstigste Trajektorie ausgewählt und an die Flugsteuerung übermittelt. Bei der Auswahl spielen die bestimmten Bahnwinkel, Kurvenanzahl und -radius sowie die Notlandeplatzeigenschaften eine Rolle.

5. IMPLEMENTIERUNG IN DIE SIMULATION

Um die Trajektoriengenerierung und Ansteuerung zu realisieren, wurde die bestehende Simulation erweitert. Bei Ausfall des Motors wird einmalig die Trajektoriengenerierung getriggert. Anhand der aktuellen Position, Lage und Geschwindigkeit des Hubschraubers wird nach dem oben beschriebenen Verfahren eine geeignete Trajektorie berechnet und an die Simulation gegeben. Generell wird die Trajektoriengenerierung nur einmalig ausgeführt. Sollte der Hubschrauber aber durch zu starke Windböen oder andere Einfüsse stark von dem berechneten Kurs abweichen, wird die Trajektoriengenerierung ein weiteres Mal getriggert. Zusätzlich wurde noch eine Ansteuerung der Trajektorie, sowie ein Regler zur Einhaltung der Trajektorie implementiert.

Die Ansteuerung der Trajektorie erfolgt über den Geschwindigkeitsregler und einer Wegpunkte Navigation. Die Trajektoriengenerierung und Ansteuerung wird erst ca. 7 Sekunden nach Motorausfall gestartet, damit die Einleitung der Autorotation schon abgeschlossen ist und sich die Drehzahl wieder stabilisieren konnte. Des Weiteren werden alle Segmente mit zwei Sekunden Vorhalt angesteuert, um die Reaktionszeit des Hubschraubers zu berücksichtigen.

Folgende Größen werden von der Trajektorienansteuerung kommandiert:

- Vorwärtsgeschwindigkeit u ,

- Kollektivsteuerwinkel ϑ_{coll} ,
- Hängewinkel Φ und
- Azimutdrehrate $\dot{\psi}$.

Aus dem Bahnwinkel des jeweiligen Geradensegmentes der Trajektorie errechnet die Ansteuerung über die bekannten stationären Autorotationsdaten eine mittlere Vorwärtsgeschwindigkeit und den dazugehörigen Kollektivsteuerwinkel. Die Kurvensegmente in den Trajektorien sind durch den Kurvenradius, den Drehsinn, sowie die Vorwärtsgeschwindigkeit definiert. Aus dem Kurvenradius, dem Drehsinn und der Vorwärtsgeschwindigkeit ergeben sich die zu kommandierenden Hängewinkel, und Azimutdrehraten.

Sobald der Hubschrauber in die Nähe des letzten Wegpunktes kommt oder eine bestimmte Höhe über Grund erreicht hat, werden das Abfangmanöver und die Landung eingeleitet um die Autorotation sicher abzuschließen.

Ein Standlinienregler regelt die seitliche Einhaltung der Trajektorie. Abweichungen werden hauptsächlich durch endliche Reaktionszeiten des Hubschraubers auf die Steuereingaben, Windeinflüsse und den Übergang zwischen Kurven- und Geradensegmenten verursacht.

Für die Korrektur der seitlichen Ablage, wird eine Standlinienregelung, analog der von Brockhaus [8] vorgestellten, verwendet. Hierbei wird die Abweichung von der Trajektorie, sowie die relative Orientierung gegenüber der Trajektorie gegeneinander gewichtet und resultierend ein zusätzlicher Hängewinkel für einen koordinierten Kurvenflug kommandiert.

$$(2) \quad \Phi_c = K_D \cdot D - K_{\Delta\Psi} (\Psi_{\text{Traj}} - \Psi_{\text{Sens}}),$$

Bild 5 verdeutlicht den verwendeten Standlinienregler.

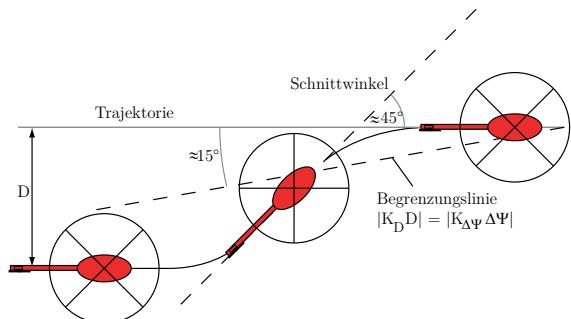


BILD 5. Standlinienregler nach Brockhaus [8].

Kleine Abweichungen in Längsrichtung von der Trajektorie werden durch ein Verstellen des Kollektivsteuerwinkels realisiert, da sich bei gleichbleibender Vorwärtsgeschwindigkeit der Kollektivsteuerwinkel auf die Sinkgeschwindigkeit und somit auch auf den Bahnwinkel auswirkt. Da ein Verstellen des Kollektivsteuerwinkels direkt die Rotor-drehzahl beeinflusst, wird bei größeren Abweichungen der stationäre Betriebspunkt durch ein Verstellen von u verändert.

6. VALIDIERUNG

Zur Validierung der Trajektoriengenerierung und Ansteuerung wurden verschiedene Szenarien getestet. Im Folgenden wird zuerst die Validierung der Trajektoriengenerierung außerhalb der Simulation

rung außerhalb der Simulation getestet. Hierfür wurden unterschiedliche Szenarien und Windverhältnisse untersucht.

6.1. Validierung der Trajektoriengenerierung

Zur Überprüfung der Trajektoriengenerierung mit Wind wurde dieselbe Ausgangsposition einmal mit und einmal ohne Wind verwendet. Die Anfangsposition wurde so gewählt, dass sich möglichst eine gerades Segment mit oder gegen den Wind ergibt, da Seitenwind die Trajektorienplanung nicht beeinflusst. Die beiden Fälle sind in den Bildern 6 und 7 dargestellt.

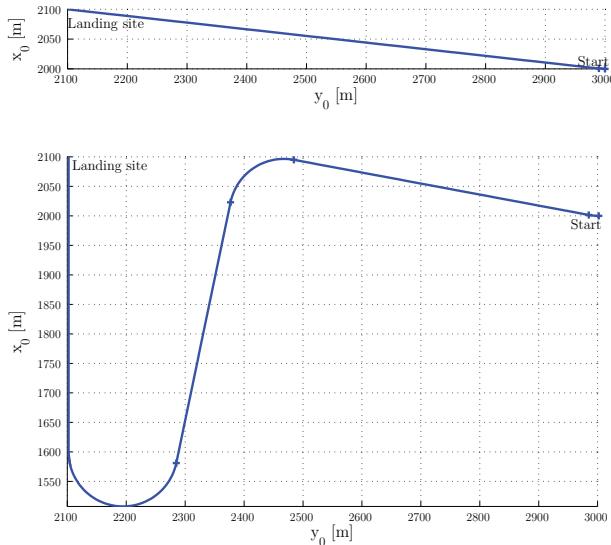


BILD 6. Draufsicht auf Trajektorien ohne und mit 5 m/s Wind aus y-Richtung.

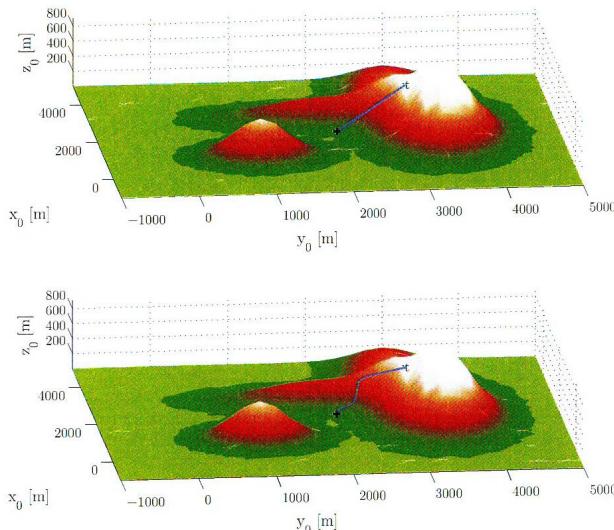


BILD 7. Drei-dimensionale Ansicht von den beschriebenen Trajektorien ohne und mit Wind.

Ohne Wind erlaubt der Abstand zwischen Notlandeplatz und Startposition eine nahezu gerade Trajektorie. Durch den Einfluss des Rückenwinds von 5 m/s verschieben sich die Grenzen der fliegbaren Bahnneigungen, so dass die Bahnneigung der vorherigen Trajektorie nicht mehr fliegbar ist. Vergleicht man die Bahnneigungen des ersten geraden Segments in Bild 6 wird der Unterschied in den

optimalen Bahnneigungen deutlich. Zum Abbauen der durch den Rückenwind erhaltenen Höhe wird eine zusätzliche Kurve eingebaut. Die beiden zusätzlichen Geradensegmente verlaufen nahezu senkrecht zum stationären Wind und weisen daher eine steilere Bahnneigung auf als das erste Segment.

Zur Überprüfung der Hindernisvermeidung in Form von unterschiedlichem Gelände wurde ein generisches zufälliges Geländemodell entwickelt. Hierbei wird die Höhe über einer bestimmten Koordinate x, y wie folgt bestimmt:

$$(3) \quad z(x, y) = \sum_{i=1}^n h_i \cdot e^{-\left(\frac{x-x_i}{\Delta x_i}\right)^2} \cdot e^{-\left(\frac{y-y_i}{\Delta y_i}\right)^2}.$$

Alle Parameter wurden zufällig ausgewählt, wobei $i \in [2;12]$ die Anzahl der Berge, $h \in [50;700]$ m die Höhe der Berge, x_i und y_i die Position und Δx_i und Δy_i die Ausdehnung ist. Über 85 unterschiedliche Szenarios wurden auf mögliche Trajektorien getestet. In allen gab es mindestens eine fliegbare Trajektorie. Zwei ausgesuchte Fälle sind in Abbildung 8 und 9 dargestellt. Die schwarzen Kreuze stehen für mögliche Notlandeplätze.

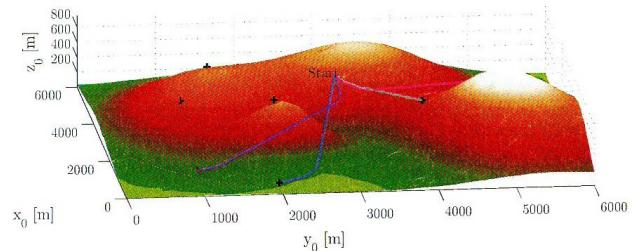


BILD 8. Erstes Szenario mit varierter Landschaft.

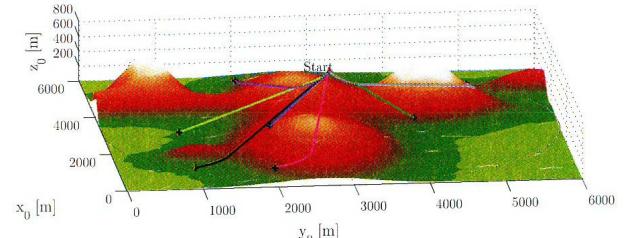


BILD 9. Zweites Szenario mit varierter Landschaft.

Anschließend wurde die Ansteuerung und das Abfliegen der Trajektorie getestet.

6.2. Simulation von Autorotationsflügen

Zur Untersuchung der Eigenschaften der Simulation wurden verschiedene Szenarien in der Simulation modelliert und das Flugverhalten des Hubschraubers sowie die Einhaltung der berechneten Trajektorie untersucht. Die untersuchten Szenarien beinhalten Variationen der Vorförtsgeschwindigkeit, Böen, stationärer Windfelder und des Rotorträgheitsmoments. In diesem Paper werden nur der Einfluss von Böen und der Einfluss des Rotorträgheitsmoments dargestellt. Die Variation der Vorförtsgeschwindigkeit hat nur einen geringen Einfluss auf die Trajektorieneinhaltung. Die Untersuchung unterschiedlichen Reglerverhaltens zeigte, dass die gewählten Parameter ziemlich gut sind, obwohl immer noch Potential durch Einsatz von Reglern mit integrativem Anteil besteht.

6.2.1. Einfluss von Böen

Um die Trajektoriengenerierung und vor allem das Abfliegen der Trajektorie auf Robustheit zu überprüfen wurde eine Trajektorie unter dem Einfluss von Böen abgeflogen. Zur Referenz wurde dieselbe Trajektorie komplett ohne Windeinflüsse abgeflogen. Die Böen werden zufällig generiert und können in allen Windrichtungen eine Stärke von bis zu ± 4 m/s erreichen. Die Startgeschwindigkeit betrug $u = 15$ m/s. Die entsprechenden Trajektorien und Flugpfade, Rotorwinkelgeschwindigkeiten und Abweichungen von der Trajektorie sind in den Abbildungen 10 bis 13 dargestellt.

In beiden Fällen ist aufgrund der großen Kurvenanteile und der noch nicht ausgereiften Standlinienregelung eine relativ große Ablage zu beobachten. Auffällige Unterschiede zwischen dem Flug mit Böen und ohne sind in der Längs- und Seitenbewegung bei $t = 70$ s zu erkennen. Die starken Reaktionen sind auf die stark abgesunkene Rotorwinkelgeschwindigkeit zurückzuführen. Aufgrund von Böen verliert der Hubschrauber ab $t = 30$ s deutlich an Höhe gegenüber der Trajektorie. Da in diesem Fall die Höhe ausschließlich über den Kollektivsteuerwinkel und nicht zusätzlich über die Vorwärtsgeschwindigkeit kontrolliert wird, führt das Absinken zu einem erhöhten Kollektivsteuerwinkel. Dieser führt zu der stark absinkenden Rotorwinkelgeschwindigkeit. Bemerkenswert ist allerdings, dass der Hubschrauber es schafft sich aus dieser Position heraus wieder zu stabilisieren. Der Verlauf der seitlichen Ablage ist in den beiden Fällen ähnlich. Für den Fall mit Böen sind allerdings im kleinskaligen Bereich stärkere Fluktuationen zu beobachten. Die Ähnlichkeit der beiden Kurven, deutet darauf hin, dass die Ablagen nur durch Ungenauigkeiten in der Ansteuerung und dem Verhalten der Standlinienregelung erzeugt werden. Somit sind die Ablagen von der Geschwindigkeit des Hubschraubers und der Form der Trajektorie abhängig. Stochastische Böen beeinflussen die Ablage jedoch kaum.

Aus den Ergebnissen dieses Abschnitts und der Untersuchung eines Flugs durch ein stationäres Windfeld kann darauf geschlossen werden, dass die Ansteuerung und Flugbahn gegenüber Windeinflüssen robust ist. Allerdings ist zu beachten, dass durch vertikale Windfelder ein starkes Absinken gegenüber der Trajektorie auftreten kann. Dies muss bei dem vertikalen Sicherheitsabstand gegenüber dem Gelände beachtet werden.

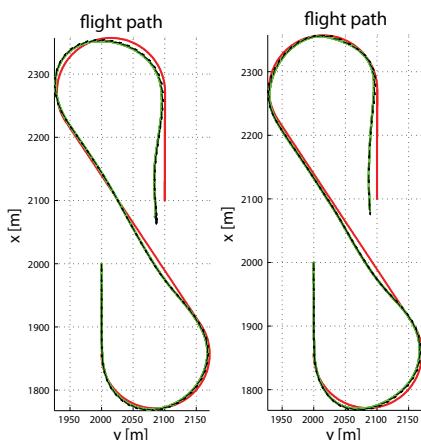


BILD 10. Flugbahn ohne (links) und mit (rechts) Böen.

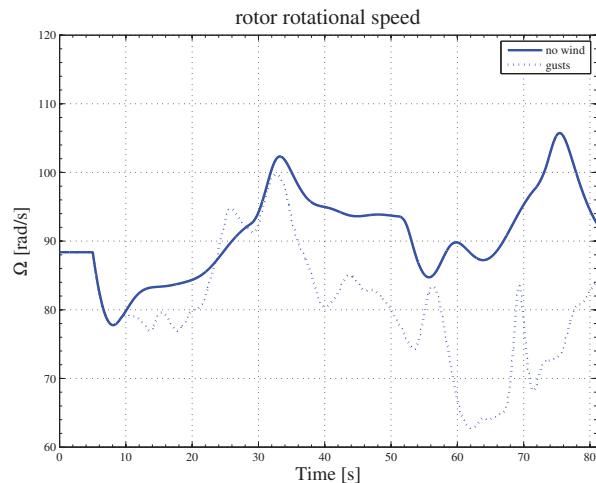


BILD 11. Rotordrehzahl für den Flug mit und ohne Böen.

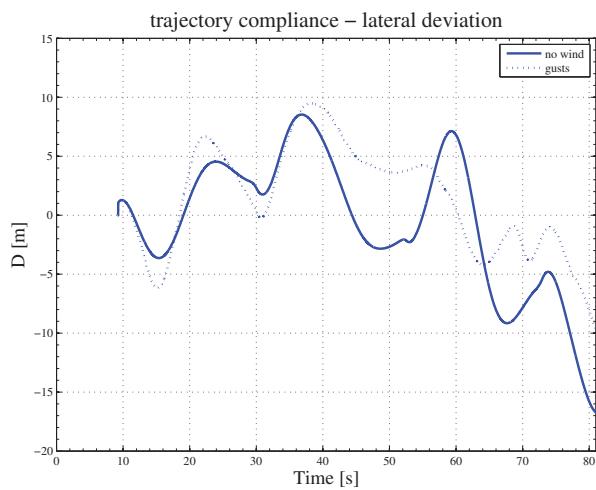


BILD 12. Seitliche Abweichung von der Trajektorie.

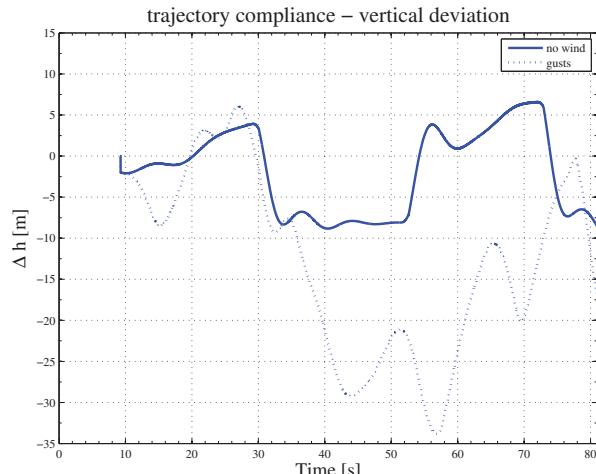


BILD 13. Vertikale Abweichung von der Trajektorie.

6.2.2. Einfluss vom Rototrägheitsmoment

Theoretisch beeinflusst die Rototrägheit die stationären Betriebspunkte während der Autorotation nicht. Allerdings wirken sich Änderungen des Rotordrehmoments stärker auf die Rotorwinkelgeschwindigkeit und somit auf die

Flugeigenschaften aus. Zur Untersuchung wurde von einer Startposition mit gleichen Anfangsgeschwindigkeiten, aber unterschiedlichen Trägheitsmomenten gestartet. Die drei betrachteten Gesamtträgheitsmomente des Rotors sind: $J_1 = 3,15 \text{ kg m}^2$, $J_2 = 15,75 \text{ kg m}^2$ und $J_3 = 31,5 \text{ kg m}^2$. Das mittlere Trägheitsmoment entspricht dem Trägheitsmoment der übrigen Versuchsfälle. Die berechneten Trajektorien und Flugbewegungen für die drei Fälle sind in Abbildung 14 bis 17 dargestellt.

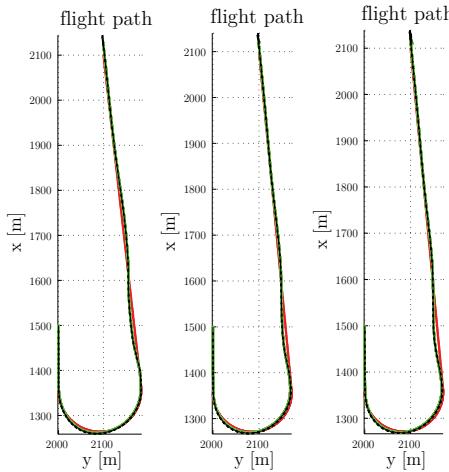


BILD 14. Flugbahnen der unterschiedlichen Rotorträgheitsmomente.

Am stärksten macht sich die Variation des Trägheitsmoments bei der Rotorwinkelgeschwindigkeit bemerkbar. Für das kleinste Trägheitsmoment, überschreitet sie sowohl die untere als auch die obere Grenze. Bei $t = 30 \text{ s}$ erreicht sie ein Maximum von $\Omega = 150 \text{ rad/s}$, was 150% der Nennrotordrehzahl entspricht. Für die anderen beiden Trägheitsmomente befindet sich die Rotorwinkelgeschwindigkeit während der gesamten Trajektorie innerhalb $\pm 20\%$ der Nennrotorwinkelgeschwindigkeit. Die seitlichen Ablagen ähneln sich vom Verlauf her für die drei Fälle. Die Extremwerte steigen allerdings leicht mit steigendem Rotorträgheitsmoment. Insgesamt bewegen sich die Ablagen aber für alle Fälle innerhalb tolerierbarer Werte. Die senkrechte Einhaltung der Trajektorie ist in allen Fällen nicht optimal. Im geraden Segment liegt die Flugbahn immer unter der Trajektorie. Dies lässt sich durch die nicht komplett übereinstimmenden Betriebspunkte erklären. Insgesamt unterscheiden sich die drei Verläufe, was auf die leicht unterschiedlichen Längs- und Seitenbewegungen zurückzuführen ist. In allen drei Fällen wurde die Trajektorie eingehalten. Allerdings ist deutlich zu erkennen, dass das Flugverhalten wesentlich ruhiger und robuster für größere Trägheitsmomente ist. Bei geringen Trägheitsmomenten besteht die Gefahr die Grenzen der Rotordrehzahl zu überschreiten. In dem untersuchten Fall beeinflusste dies allerdings nicht die Trajektorieneinhaltung. Im Fall von kleinen Trägheitsmomenten wäre allerdings ein weiterer Regler zur Stabilisierung der Rotordrehzahl sinnvoll. Da eine Einhaltung der Trajektorie und eine Regelung der Rotordrehzahl dieselben Stellgrößen benötigen, kann es durch eine Stabilisierung der Rotordrehzahl zu größeren Abweichungen von der Trajektorie kommen. Diese Abweichungen können allerdings durch das Einnehmen eines neuen Betriebspunktes langfristig unter Berücksichtigung der Rotordrehzahl wieder ausgeglichen werden. Allerdings waren die eingestellten Reglerparameter für das kleine Rotorträgheitsmodell noch nicht optimal.

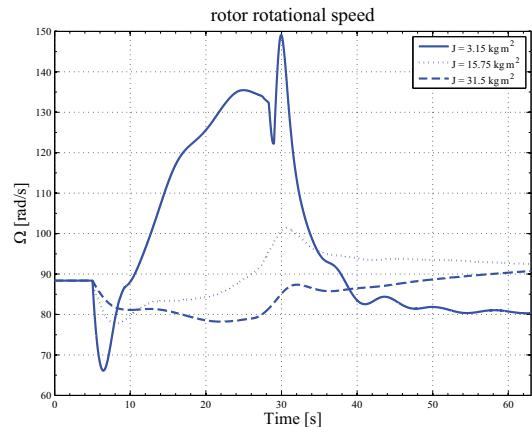


BILD 15. Verlauf der drei Rotorträgheitsmomente.

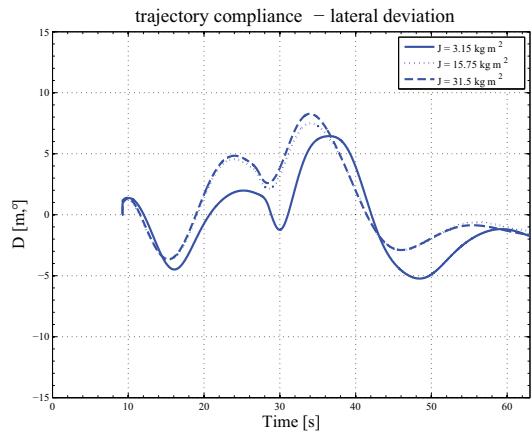


BILD 16. Seitliche Abweichung von der Trajektorie.

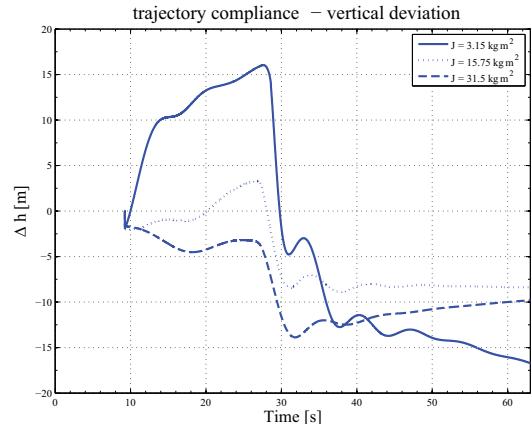


BILD 17. Vertikale Abweichung von der Trajektorie.

6.3. Simulation eines Abfangmanövers

In dieser Arbeit wurde der Abfangbogen nur exemplarisch untersucht. Weitergehende Untersuchungen welche Geschwindigkeiten abhängig vom Rotorträgheitsmoment und der Masse des Hubschraubers sicher reduziert werden können, und wie sich die Ansteuerung abhängig von den Geschwindigkeiten ändert, stehen noch aus. Die folgenden Abbildungen 18 bis 22 zeigen die Flugzustände des simulierten Abfangbogens. Für den Abfangbogen wurde bei $t = 15 \text{ s}$ die Vorwärtsgeschwindigkeit u auf 0 m/s kommandiert. Nach 2,5 s wird anstelle der Geschwindigkeit direkt die Längsneigung kommandiert. Eine Längsnei-

gung von 0° wird kommandiert, damit der Hubschrauber beim Aufsetzen keine Längsneigung mehr aufweist. Zusätzlich zu der Reduzierung der Vorwärtsgeschwindigkeit, wird zur Reduzierung der Sinkgeschwindigkeit der Kollektivsteuerwinkel 2 s nach Beginn des Abfangbogens erhöht. Ein Kollektivsteuerwinkel von 15° wurde über ein PT1 Verhalten mit einer Zeitkonstante von 1 s angesteuert.

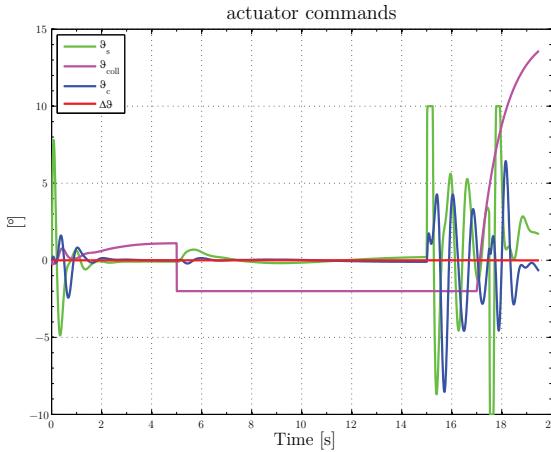


BILD 18. Aktuator Kommandos während des Abfangbogens

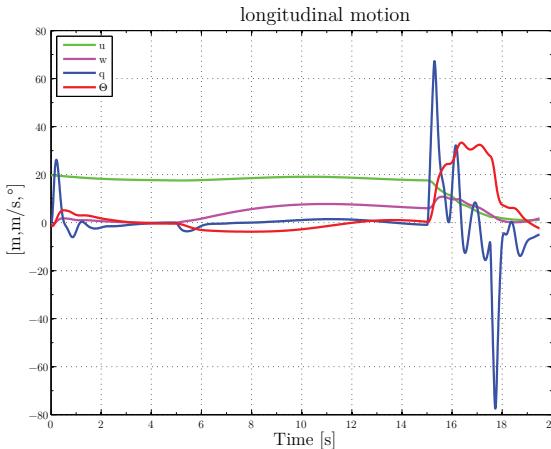


BILD 19. Längsbewegung während des Abfangbogens.

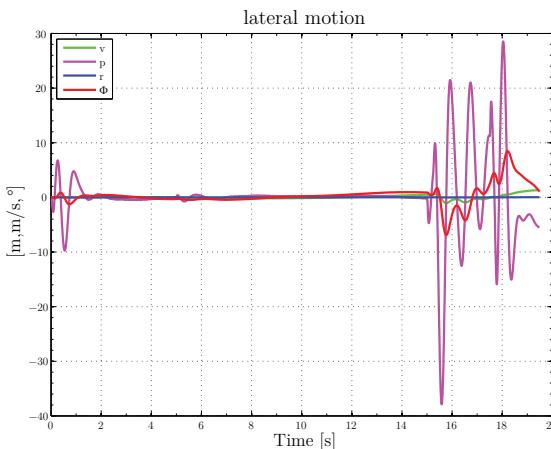


BILD 20. Seitenbewegung während des Abfangbogens.

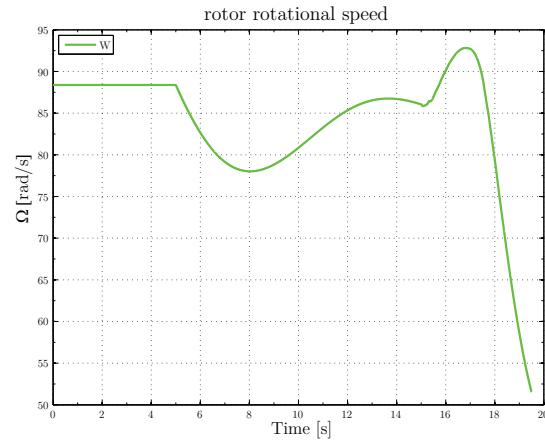


BILD 21. Rotordrehzahl während des Abfangbogens.

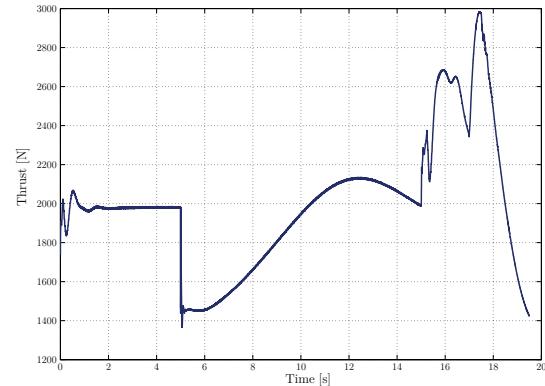


BILD 22. Schub während des Abfangbogens.

An der Längsbewegung sieht man, dass sowohl die Vorwärtsgeschwindigkeit, als auch die Sinkgeschwindigkeit und die Längsneigung bei ungefähr $t = 19$ s nahezu null sind. Auch die Geschwindigkeiten und Winkel der Seitenbewegung sind an diesem Punkt nahezu null. Die Rotorwinkelgeschwindigkeit verhält sich wie in der Theorie vorhergesagt. Mit Beginn des Abfangbogens bei $t = 15$ s, nimmt sie aufgrund der Drehung des Hubschraubers leicht zu. Mit Beginn der Erhöhung des Kollektivsteuerwinkels nimmt sie anschließend rapide ab, da die gespeicherte Rotationsenergie in zusätzlichen Schub umgewandelt wird. Abbildung 22 zeigt den Verlauf des Schubs während des Abfangbogens. Die Erhöhung des Schubs aufgrund der erhöhten Rotordrehzahl sowie aufgrund des steigenden Kollektivsteuerwinkels ist deutlich zu erkennen.

Die gezeigten Verläufe lassen vermuten, dass ein Abfangbogen mit unterschiedlichen Anfangsgeschwindigkeiten theoretisch möglich ist.

7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Ziel der Arbeit war es, eine autonome Trajektoriengenerierung für Hubschrauber-UAV-Autorotationsflüge zu bekannten Notlandeplätzen in die bestehende Hubschraubersimulation zu integrieren. Zuerst wurden die Flugeigenschaften während der Autorotation für Hubschrauber theoretisch untersucht. Stationäre Betriebspunkte während der Autorotation wurden anschließend für den betrachteten Hubschrauber sowie für zwei Vergleichshubschrauber berechnet und der zusätzliche Höhenverlust in Kurven abgeschätzt. Aufbauend auf diesen Daten wurde ein bestehendes Konzept zur Trajektorien-

generierung an die Anforderungen angepasst. Die Ansteuerung der Trajektorie erfolgt über eine Geschwindigkeitsregelung. Zuletzt wurde die autonome Trajektorien-generierung und Ansteuerung anhand mehrerer Testfälle validiert.

Es wurde gezeigt, dass eine Steuerung und dadurch ein Abfliegen einer Trajektorie während der Autorotation autonom möglich ist. Durch Variation der Vorwärtsgeschwindigkeit und des Kollektivsteuerwinkels ist es möglich die Sinkgeschwindigkeit in einem großen Bereich zu variieren und sicher zu manövrieren. Dafür wurden mit Hilfe der Blattelemententheorie verschiedene stationäre Betriebspunkte während des Autorotationsfluges für einen typischen UAV-Hubschrauber bestimmt, welche als Grundlage für die Trajektorienberechnung und Ansteuerung dienen.

Für eine Notlandung ist es ausreichend, die Trajektorie aus einfachen Segmenten, Kurven mit konstantem Radius und Geraden, zusammenzusetzen und diese automatisch abzufliegen. Bei dem in dieser Arbeit vorgestelltem Konzept liegt die seitliche Ablage durch Übergänge zwischen den Kurven- und Geradensegmenten im Bereich weniger Meter. Durch eine Optimierung des Standlinienreglers unter Berücksichtigung des Eigenverhaltens des Hubschraubers ist eine weitere Reduzierung der seitlichen Ablage möglich. Die vertikale Einhaltung der Trajektorie lässt sich bei gut bekannten stationären Autorotationsbetriebspunkten gut durch den Kollektivsteuerwinkel kontrollieren. Allerdings führt eine ungenaue Modellierung der stationären Betriebspunkte zu überhöhten bzw. zu geringen Rotorwinkelgeschwindigkeiten, so dass der Kollektivsteuerwinkel als einzige Kontrolle zur vertikalen Einhaltung ungeeignet ist. Es ist daher sinnvoll, die Vorwärtsgeschwindigkeit als zusätzliche Steuergröße zu variieren. Anschließend an die Trajektorie wurde gezeigt, dass durch ein einfaches Abfangmanöver eine Reduzierung der Restgeschwindigkeiten und somit eine Landung möglich ist. Da der Abfangbogen in dieser Arbeit nur exemplarisch betrachtet wurde, ist eine weitere Untersuchung der Geschwindigkeitsverhältnisse und der resultierenden Kräfte und Momente während des Abfangbogens notwendig. Des Weiteren kann untersucht werden, wo die optimalen Geschwindigkeiten einen Abfangbogen zu beginnen liegen, und diese als Endgeschwindigkeiten in der Trajektorienplanung mit einzubeziehen.

Es wurden außerdem eine Methode zur Bestimmung der maximalen Reichweite von Hubschrauber-UAVs im Autorotationsflug und eine mögliche Kostenfunktion für die Selektion von in Fragen kommenden Notlandeplätzen vorgestellt. Des Weiteren wurde gezeigt, dass es mit dem ausgewählten Konzept zur Trajektoriengenerierung möglich ist, Trajektorien in bergigem Gelände zu finden und ein Konzept zur Bewertung dieser wurde vorgestellt. Das vorgestellte Verfahren zur Trajektoriengenerierung wurde durch Variation des Geländes sowie der Anfangsbedingungen, wie Höhe, Position und Geschwindigkeit, auf Robustheit getestet. Die Ergebnisse zeigen, dass das vorgestellte Verfahren sich zur Berechnung von Trajektorien in bergigem Gelände unter Berücksichtigung des stationären Windeinflusses eignet. Allerdings besteht bei diesem Ansatz nicht der Anspruch immer eine Trajektorie zu finden. Weitere Arbeiten in dem Bereich der A*-und Dijkstra-Suche zur Trajektoriengenerierung für Autorotationsflüge sind daher möglich. Diese Verfahren beanspruchen allerdings bei großen zu betrachtenden Flächen viel

Rechenzeit, und benötigen aufgrund der komplexeren Formen eine komplexere Untersuchung der Trajektorien auf ihre Fliegbarkeit.

8. BEZEICHNUNGEN

D	Seitliche Ablage
F	Schub
G	Gewichtskraft
K	Reglergewichtung
W	Widerstand
γ	Bahnneigung
n	Lastvielfache
u	Geschwindigkeit in x-Richtung
v	Geschwindigkeit in y-Richtung
w	Geschwindigkeit in z-Richtung
Θ	Längsneigung
ϑ_{coll}	Kollektivsteuerwinkel
Φ	Hängewinkel
Ψ	Azimut
Ω	Rotordrehzahl
a	Aerodynamisches Koordinatensystem
c	Kommandierte Größen
f	Körperfestes Koordinatensystem
g	Geodätisches Koordinatensystem

9. LITERATUR

- [1] OSTERMANN, T., „Untersuchung von Notverfahren für unbemannte Flugsysteme der EADS“, Diplomarbeit, Lehrstuhl für Flugdynamik RWTH Aachen, 2007
- [2] HOLSTEN, J., LÖCHELT, S.; ALLES, W., „Trajektoriengenerierung für Hubschrauber-UAV-Autorotationsflüge zu bekannten Notlandeplätzen“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2009
- [3] ATKINS, E., PORTILLO, I., STRUBE, M., „Emergency Flight Planning Applied to Total Loss of Thrust“, Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 4, 2006
- [4] HOUSTON, S., „Modeling and Analysis of Helicopter Flight Mechanics in Autorotation“, Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 4, 2003
- [5] ABBEEL, P., COATES, A., HUNTER, T., NG, A., „Autonomous Autorotation of an RC Helicopter“, Springer Tracts in Advanced Robotics, Springer Verlag Berlin/Heidelberg, Vol. 54/2009, pp. 385-394
- [6] The Mathworks, MATLAB/Simulink/Stateflow/Real Time Workshop®, Produktdokumentation 2007, <http://www.mathworks.com>
- [7] LÖCHELT, S., ALLES, W., „Modellierung und Stabilisierung eines Koaxial-Hubschrauber-UAVs“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008
- [8] BROCKHAUS, R., „Flugregelung“, Springer Verlag, Berlin, 1994
- [9] EYSEL, M., „Untersuchungen zur Flugmechanik eines unbemannten Koaxialhubschraubers“, Diplomarbeit am Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen, 2007
- [10] PROUTY, W., „Helicopter Performance, Stability, and Control“, Krieger Publishing Company, Inc, 1995
- [11] DUBINS, L., „On curves of Minimal Length with a Constraint on Average Curvature, and with Prescribed Initial and Terminal Positions and Tangents“, American Journal of Mathematics, Vol. 79, No. 3, 1957, pp. 497-516