

TRAJEKTORIENGENERIERUNG FÜR HUBSCHRAUBER-UAV-AUTOROTATIONSFLÜGE ZU BEKANNTEN NOTLANDEPLÄTZEN

J. Holsten, S. Löchelt, W. Alles
Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen,
Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen, Deutschland

Zusammenfassung

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 arbeitet seit mehreren 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 für Notfallmaßnahmen und Notlandungen bei Systemausfällen dar. Der nachfolgende Beitrag stellt die Kernpunkte der Autorotation, Modellierungs- und Planungsansätze, sowie die Simulation eines Szenarios für einen kompletten Autorotationsflug vom Antriebsausfall bis zur Landung auf einem dem UAV bekannten Notlandeplatz 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.

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.

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 durchgeführt 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. [2] 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 [3] 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 kurz vor dem Aufsetzen 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 [4] 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 [5]. Die Simulation ist als 6-Freiheitsgradsimulation mit Erweiterungen für Flugregelung und Flugführung ausgelegt.

Eine ausführliche Beschreibung der Simulation, sowie der verwendeten Regler gibt Löchelt [6]. 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 [7].

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 [8] untersuchten Hubschrauber angelehnt.

2.2. Flugmechanik

Die Kräfte und Momente in den Bewegungsgleichungen ergeben sich aus den Einflüssen von Rotor und Rumpfaerodynamik. Dafür wird die Rumpfaerodynamik vereinfacht über Widerstandsflächen und den entsprechenden Hebelarmen bezüglich des Schwerpunktes angenähert. Der Rotor wird als ein Kraft und Moment erzeugendes System betrachtet, wobei sich zusätzliche Freiheitsgrade durch die Schlagbewegung der Blätter ergeben, die jedoch bezogen auf die Dynamik des Rumpfes deutlich schneller ablaufen.

Die Modellierung der Rotordynamik erfolgt über die Blattelemententheorie, wobei für die Bestimmung des Abwindes neben der Strahltheorie zusätzlich empirische Untersuchungen verwendet werden. Ein zusätzliches Modell zur Darstellung der Schlagbewegung ist in die Simulation integriert, da diese einen wesentlichen Anteil an der Dynamik des Rotors darstellt und auch für die flugmechanische Betrachtung des Hubschraubers unerlässlich ist. So zeigt sich die Schlagbewegung z.B. in den Zeitkonstanten des Rotors mit der Steuereingaben wirksam werden. Eine verstärkte Schlagbewegung, verursacht durch ein zu großes Absinken der Rotorwinkelgeschwindigkeit während der Autorotation, kann zu Steuerunwirksamkeit führen und ist vor allem während der Autorotation zu vermeiden. Daher ist während der Autorotation darauf zu achten, dass die Rotorwinkelgeschwindigkeit sich in einem beschränkten Bereich bewegt und die Schlagwinkel nicht zu groß werden.

2.3. Flugregelung

Die Flugregelung in der Hubschraubersimulation ist als klassische Kaskadenstruktur aufgebaut. Ein Basisregler dient zur Stabilisierung des Fluggerätes und darauf aufbauend werden ein Positions-, sowie ein Geschwindigkeitsregler aus der Missionssteuerung angesteuert. Der Basisregler besitzt vorsteuernde, proportionale, differentielle und integrierende Regleranteile. Die Regelkreisglieder sind mit Begrenzungsfunktionen ausgestattet, um

unter anderem die Stellausschläge der Servoaktuatoren limitieren zu können. Die Reglerparameter für die Regelung wurden im Schwebeflug analytisch bestimmt. Der Regler ist für den Schwebeflug ausgelegt, wird aber zurzeit für einen größeren Flugbereich erweitert.

Das Eigenverhalten von den Aktuatoren und Sensoren wird durch vereinfachte Übertragungsfunktionen mit Tiefpassverhalten wiedergegeben. Verzögerungen in der Signalverarbeitung des Bordrechners werden durch Totzeitglieder abgebildet.

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.

3.1. Einleitung der Autorotation

Für die Einleitung der Autorotation ist, wie für die anderen instationären Phasen, das Rotorträgheitsmoment ein entscheidener Parameter. Durch den Motorausfall wirkt ein abbremsendes Moment auf den Rotor, welches zu einer Abnahme der Rotorwinkelgeschwindigkeit führt. Ein Absinken der Rotorwinkelgeschwindigkeit um über 20% sollte vermieden werden, da der Hubschrauber bei noch kleinerer Drehzahl auf Grund der großen Schlagwinkel unkontrollierbar werden kann. Daher wird während der Einleitung der Autorotation der Kollektivsteuerwinkel reduziert um die Rotorwinkelgeschwindigkeit zu stabilisieren. Die Geschwindigkeit mit der die Rotorwinkelgeschwindigkeit abnimmt ist dabei in erster Linie abhängig von der Rotorwinkelgeschwindigkeit, dem Trägheitsmoment, sowie der benötigten Leistung bei Ausfall des Motors d.h. den Anströmbedingungen. Unter der konservativen Annahme, dass das abbremsende Moment proportional zum Quadrat der Rotorwinkelgeschwindigkeit ist, ergibt sich die Rate der Drehzahlabnahme über den Drallsatz [9]:

$$(1) \quad \dot{\Omega} = -\frac{M_{Ro,0} \cdot \left(\frac{\Omega}{\Omega_0} \right)^2}{J}$$

Hieraus ergeben sich auch die kennzeichnenden Parame-

ter der 1. Phase. Des Weiteren lässt sich aus dem Flugzustand bei Motorausfall die Zeit errechnen, in der die Rotorwinkelgeschwindigkeit um 20% absinkt. Für den betrachteten Hubschrauber wurden drei Vorwärtsgeschwindigkeiten exemplarisch untersucht und die Zeit in der die Rotorwinkelgeschwindigkeit um 20% absinkt berechnet. Die Ergebnisse sind in Tabelle 1 zusammengefasst.

u [m/s]	N [kW]	M_{Ro} [Nm]	$t_{0,8}$ [s]
10,00	14,49	163,97	13,48
15,00	12,33	139,45	15,85
21,00	12,03	136,11	16,23

TAB 1. Zeit in der die Rotorwinkelgeschwindigkeit um 20 % absinkt.

Der Kollektivsteuerwinkel zum Wiederherstellen der Nennrotorwinkelgeschwindigkeit lässt sich mit Hilfe der Blattelemententheorie für die stationäre Gleitphase bestimmen, worauf im folgenden Abschnitt näher eingegangen wird. Bild 1 zeigt den Verlauf der Rotorwinkelgeschwindigkeit für ausgewählte Vorwärts-geschwindigkeiten und unterschiedliche, kommandierte Kollektivsteuerwinkel.

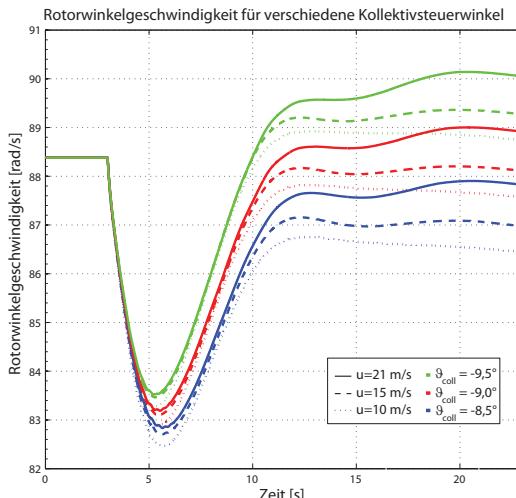


BILD 1. Rotorwinkelgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Zeit für unterschiedliche Vorwärtsgeschwindigkeiten und Kollektivwinkel.

Wegen des Absinkens der Rotorwinkelgeschwindigkeit und den dadurch erhöhten Schlagwinkeln sollten sprungartige Steuereingaben 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.

3.2. Stationäre Autorotation

Die stationäre Autorotation wird hauptsächlich durch die aerodynamischen Eigenschaften des Hubschraubers bestimmt. Der betrachtete Hubschrauber ist auf Grund seiner Eigenschaften schlecht autorotationsfähig, besitzt aber gute aerodynamische Eigenschaften und dadurch eine hohe Reichweite in der Autorotation.

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.

3.2.1. Längsbewegung

Für die stationäre Längsbewegung in der Autorotation gilt, dass keine Beschleunigungen auf den Hubschrauber wirken und die Rotorwinkelgeschwindigkeit konstant ist. Aus dem Kräfte- und Momentengleichgewicht in der Körperfesten x - z -Ebene ergeben sich unter Vernachlässigung des Windeinflusses und des Einstellwinkels der Rotorebene die folgenden drei Bedingungen, aus denen der benötigte Schub sowie die Längsneigung und das Rotormoment für einen bestimmten Flugzustand bestimmt werden können.

$$(2) \sum F_x = 0 \Rightarrow \Theta = \sin^{-1} \left(\frac{-\frac{\rho}{2} \cdot W_x \cdot u^2}{G} \right)$$

$$(3) \sum F_z = 0 \Rightarrow F = \frac{G}{\cos(\Theta)} - \frac{\rho}{2} \cdot W_z \cdot w^2$$

$$(4) \sum M = 0 \Rightarrow M_{Ro} = 0$$

Der Schub und das Rotordrehmoment wurden außerdem Mithilfe der Blattelemententheorie für verschiedene Vorwärts- und Sinkgeschwindigkeiten, sowie Kollektivanstellwinkel und Rotorwinkelgeschwindigkeiten berechnet. Dabei wurden die Kräfte über den Rotorradius integriert und über den Blattazimut gemittelt. Des Weiteren wurde die in der Rotorebene induzierte Geschwindigkeit über das von Chen [10] vorgestellte Modell abgeschätzt:

$$(5) v \cdot \sqrt{\left(\frac{\eta}{2,72 \cdot (1 + \bar{\mu}^2)} \right)^2 + \bar{\mu}^2 + (\eta + v)^2} = 1$$

Wobei v die normalisierte induzierte Geschwindigkeit, η die normalisierte vertikale Rotoranströmgeschwindigkeit und $\bar{\mu}$ den normalisierten Rotorfortschrittsgrad darstellt.

Die Betriebspunkte bei denen der durch die Blattelemententheorie bestimmte Schub und das Rotordrehmoment mit den Werten aus dem Kräftegleichgewicht übereinstimmen, stellen mögliche Betriebspunkte des ausgewählten Hubschraubers in der stationären Autorotation dar. Die Bilder 2 und 3 zeigen die möglichen Betriebspunkte für unterschiedliche Vorwärtsgeschwindigkeiten. Bei der Umrechnung der aerodynamischen Geschwindigkeiten in erdfeste Größen wurde kein Wind berücksichtigt. Die Kurve der Sinkgeschwindigkeiten über der Vorwärtsgeschwindigkeit ähnelt wie erwartet einer typischen Leistungskurve und auch die Vorwärtsgeschwindigkeiten für minimales Sinken und optimales Gleiten stimmen mit den von Eysel [8] bestimmten Geschwindigkeiten aus der

Leistungsberechnung überein.

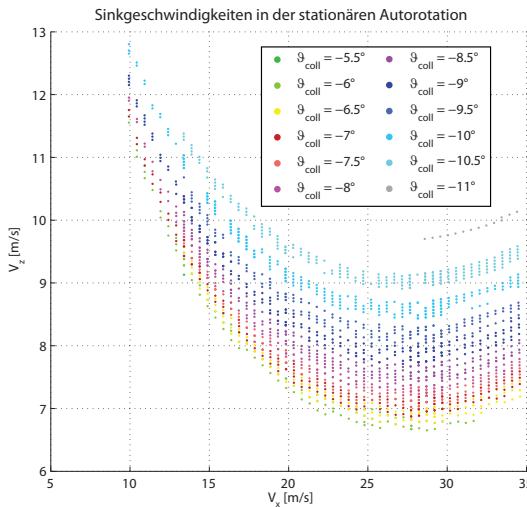


BILD 2. Sinkgeschwindigkeiten während der stationären Autorotation.

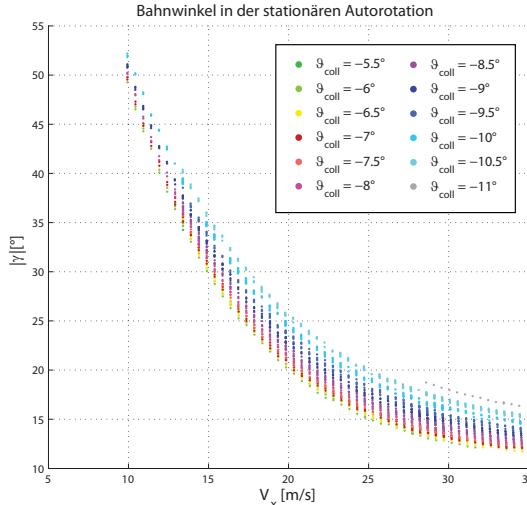


BILD 3. Bahnwinkel in der stationären Autorotation.

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.

3.2.2. Seitenbewegung

Während eines stationären Kurvenfluges ist ein größerer Schub erforderlich als im Geradeausflug. Es ist möglich, die stationären Betriebspunkte ähnlich abzuschätzen wie in Abschnitt 3.2.1. Allerdings kann man die zusätzlich benötigte Energie auch aus den Hubschrauberleistungen abschätzen. Es wird angenommen, dass die benötigte Leistung im Kurvenflug näherungsweise der Leistung eines Hubschraubers im Geradeausflug mit dem Gewicht $n \cdot G$ entspricht [9]. Die für den schwereren Hubschrauber gleicher Konfiguration zusätzlich aufzubringende Leistung ergibt sich nach [9] zu:

$$(6) \quad \Delta N = \frac{G^2 \cdot (n^2 - 1)}{2 \cdot \rho \cdot S_R \cdot u \cdot e},$$

wobei S_R die Rotorfläche und e der Oswaldfaktor der Blätter ist. Neben der Erhöhung des Schubes ist es möglich, diese Leistung durch Abbau von potentieller Energie oder kinetischer Energie aufzubringen. Da während der Autorotation keine Leistung vom Motor verfügbar ist, und eine Abweichung von der Vorwärtsgeschwindigkeit für optimales Gleiten bzw. minimales Sinken nur bedingt sinnvoll ist, wird angenommen, dass die benötigte Energie vollständig durch einen zusätzlichen Abbau von potentieller Energie gewonnen wird. Eine Abschätzung für die Zeit eines Kurvenfluges und die aus einem Höhenverlust resultierende Leistung während dieser Zeit sind in Gleichung 7 und 8 [9] gegeben:

$$(7) \quad t_{\text{Kurve}} = \frac{\Delta \Psi_{\text{Kurve}} \cdot u}{2 \cdot g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}$$

$$(8) \quad \Delta N_{\Delta h} = \frac{2 \cdot g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}{\Delta \Psi_{\text{Kurve}} \cdot u} \cdot G \cdot \Delta h.$$

Hieraus ergibt sich für vorgegebene Lastvielfache und Fluggeschwindigkeiten die Höhe, die in einer Kurve zusätzlich verloren wird. 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. Diese vereinfachenden Annahmen beeinflussen die Trajektorienplanung kaum, da geringe Abweichungen in der z-Ebene von der Trajektorie über ein Nachsteuern des Kollektivanstellwinkels korrigiert werden können.

Zusätzlich zum Höhenverlust durch die Kurve, sinkt der Hubschrauber, wie in der Längsbewegung berechnet, kontinuierlich weiter. Addiert man diesen Höhenverlust über der geflogenen Strecke zu dem zusätzlichen Höhenverlust durch die Kurve, ergibt sich für eine konstante Flugschwindigkeit und einen vorgegebenen Drehwinkel, ein optimales Lastvielfaches, und somit Kurvenradius und Hängewinkel, bei denen am wenigsten Höhe verloren wird.

3.3. Abfangbogen

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 angestromt 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, welchen Punkt relativ zum

Notlandeplatz mit der stationären Autorotation angeflogen werden muss um genug Platz für den Abfangbogen und das nachfolgende Aufsetzen zu haben. Da das Manöver zusätzlich instationär ist und durch das Wirbelringstadium führt, welches mit der klassischen Blattelemententheorie nicht erfasst wird, wurde es nur exemplarisch in der Simulation untersucht.

Die maximale Längsneigung ist unter anderem dadurch begrenzt, dass der Rotor noch über genügend Energie zum Zurückrotieren, sowie zum Abbau der restlichen Vertikalgeschwindigkeit verfügen muss [9], da der Hubschrauber kurz vor der Landung über keine potentielle oder kinetische Energie mehr verfügt.

3.4. Aufsetzen

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 Kollektivsteuerausschlag und durch ein Zurücknehmen der Längsneigung erreicht. Durch die Erhöhung des Kollektivsteuerwinkels wird der Rotor abgebremst, so dass der erhöhte Schub nur für eine begrenzte Zeit verfügbar ist. Diese Zeit, sowie das erreichte Bremsen, sind wiederum stark abhängig von dem Rotorträgheitsmoment und den Hubschrauberparametern.

Für nahezu senrektes Sinken, kann die verbleibende Zeit bis die Rotorenergie auf einen zu niedrigen Wert abgesunken ist, sowie die maximale Verzögerung, analytisch mit Hilfe der Blattelemententheorie und des Drallsatzes berechnet werden. Dafür werden die Rotorwinkelgeschwindigkeit und der Schub als Funktionen der Zeit und hubschrauberabhängiger Parameter dargestellt. Hierbei werden das Zurückrotieren, sowie ein eventuelles Verstellen des Kollektivsteuerwinkels vernachlässigt. Daher können die errechneten Werte nur als erster Anhaltspunkt für das Aufsetzen dienen. Mit Hilfe des Kräftegleichgewichtes in z -Richtung lässt sich dann die vertikale Beschleunigung bestimmen. Die minimale Sinkgeschwindigkeit ist bei einer Beschleunigung von 0 m/s^2 erreicht. Die erreichbare Geschwindigkeitsdifferenz, sowie die Zeit bis zum Erreichen dieser, ergeben sich unter den oben genannten Voraussetzungen zu:

$$(9) \quad t_{w,\min} = \frac{\sqrt{\frac{K_2}{G}} - \frac{1}{\Omega_{Ab}}}{\frac{K_1}{J}},$$

$$(10) \quad \Delta w = \frac{K_2}{m} \cdot \left(-\frac{J}{K_1} \cdot \sqrt{\frac{G}{K_2}} + \frac{J \cdot \Omega_{Ab}}{K_1} \right) - t_{w,\min} \cdot g,$$

wobei K_1 und K_2 von der Rotorkonfiguration und dem Betriebspunkt abhängige Konstanten sind.

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. Es wird versucht in einem möglichst günstigen Flugzustand zu fliegen, um eine Robustheit zu gewährleisten, es wird aber kein Optimierungsalgorithmus verwendet. Bei der Planung der Trajektorie werden Einflussfaktoren wie Gelände, Windverhältnisse, Landeplatz-eigenschaften und die hubschrauberspezifischen Autorotationsflugbereichsgrenzen berücksichtigt. Das Konzept zur Trajektorienplanung lehnt sich an ein von Atkins et al. [2] vorgestelltes Konzept zur Trajektorienberechnung für Flugzeuge an.

Zuerst wird die maximale Reichweite berechnet und alle innerhalb dieser Reichweite liegenden Notlandeplätze ausgewählt. Anhand einer Gewichtungsfunktion werden die Notlandeplätze dann entsprechend ihrer Eigenung für die spezielle Notlandung sortiert. Zu den ersten Notlandeplätzen werden anschließend fliegbare Trajektorien berechnet, die in einem weiteren Schritt auf Schnittpunkte mit dem Gelände untersucht und eventuell verändert werden. Nach erfolgreicher Generierung und Veränderung wird noch, falls benötigt, eine Windkorrektur vorgenommen. Anhand einer zweiten Kostenfunktion wird dann die günstigste Trajektorie ausgewählt und an die Flugsteuerung übermittelt.

4.1. Reichweitenberechnung

Die maximale Reichweite ist flugzustands- und positions-abhängig. Sie ergibt sich aus dem betragsmäßig kleinstem Bahnwinkel der stationären Autorotation, sowie der benötigten Strecke und Höhe für das Einleiten, Abfangen und den Kurvenflug. Da der Anteil der Einleitung und des Abfangens verhältnismäßig klein sind und die Reichweitenberechnung nur zur ersten Sortierung der Notlandeplätze dient, werden diese beiden Anteile in der Berechnung vernachlässigt. Bei der Berechnung des Fußabdruckes wird davon ausgegangen, dass der Hubschrauber sofort nach der Einleitung der Autorotation eine Kurve fliegt, um den richtigen Kurs zu erhalten und danach mit bestem Bahnwinkel solange geradeaus fliegt bis seine Höhe aufgebraucht ist. Die Kurve wird mit dem in Abschnitt 3.2.2 vorgestellten optimalen Kurvenradius geflogen, solange das Lastvielfache den Wert 2 nicht überschreitet. Die Berechnung berücksichtigt auch stationäre Windfelder, die den Flugzustand nicht beeinflussen, sondern nur in die Umwandlung zwischen aerodynamischen und geodätischen Koordinatensystem eingehen. Bild 4 zeigt die Fußabdrücke für verschiedene Ausgangshöhen mit und ohne Seitenwind.

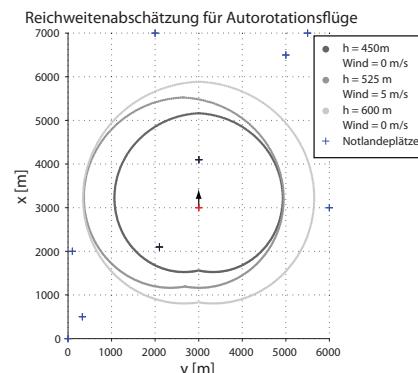


BILD 4. Fussabdruck für unterschiedliche Ausgangshöhen.

Da in der Fussabdruckberechnung noch keine Berge und weitere Kurven, z.B. zum Gewährleisten einer bestimmten Anflugrichtung auf den Notlandeplatz, berücksichtigt sind, kann es sein, dass Notlandeplätze zwar theoretisch erreichbar sind, aber unter Einbeziehung aller Faktoren keine Trajektorie gefunden wird.

4.2. Sortierung der Notlandeplätze

Für die Trajektoriengenerierung wurde eine generische Datenbank mit möglichen Notlandeplätzen erstellt. Jeder Notlandeplatz ist durch seine Position, Größe, bevorzugte Anflugrichtung und die aktuellen Windverhältnisse am Notlandeplatz definiert. Nach einer ersten Abschätzung der maximalen Reichweite mittels des erreichbaren Fußabdruckes werden alle Notlandeplätze, die innerhalb des Fußabdruckes liegen ausgewählt und entsprechend ihrer Eignung zur Notlandung sortiert. Falls kein Notlandeplatz innerhalb der maximalen Reichweite liegt, wird eine gerade Trajektorie ausgegeben und es erfolgt eine Feldlandung. Folgende Parameter gehen in die Kostenfunktion

K_{NLP} ein, wobei $K_{NLP} = 1$ optimal ist: Landeplatzgröße R_L , Abstand zur maximalen Reichweite D_R , Bereich der möglichen Anflugrichtungen Ψ_A und falls vorhanden, Gegen- und Seitenwind.

$$(11) \quad K_{NLP} = C_1 \cdot \frac{R_L}{R_{L,\max}} + C_2 \cdot \frac{D_R}{D_{R,\max}} + C_3 \cdot \frac{\Psi_A}{\Psi_{A,\max}} + C_4 \cdot \frac{u_{Wind}}{u_{Wind,max}} + C_5 \cdot \frac{v_{Wind,max} - v_{Wind}}{v_{Wind,max} - v_{Wind,min}}$$

Durch die Gewichtungsparameter C_{1-5} können unterschiedliche Prioritäten gesetzt werden. In einer ersten Testreihe erwies sich eine gleichmäßig gewichtete Kostenfunktion mit $C_{1-5} = 0,2$ als geeignet.

In den folgenden Schritten wird versucht Trajektorien zu den ersten Notlandeplätzen zu generieren. Sollte einer der ersten Notlandeplätze auf Grund des Geländes, oder einer ungünstig eingeschränkten Anflugrichtung, doch nicht erreichbar sein, wird der nächste Notlandeplatz anvisiert. Es werden Trajektorien zu mehreren Notlandeplätzen generiert, da sich auf Grund des Geländes für einen als schlechter gewichteten Notlandeplatz eine günstigere Trajektorie ergeben kann.

4.3. Trajektoriengenerierung

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 eine Kombination aus Kurve und Gerade ergibt.

Der Kurvenradius für die Kurven der Trajektorie wird anfänglich gesetzt. Um zu große Manöverlasten während den Kurven zu vermeiden, wurde ein Kurvenradius äquivalent zu einem Hängewinkel von 15° gewählt. Der imple-

mentierte Algorithmus berechnet zuerst die kürzeste Trajektorie. Die Kurvensegmente sind dabei durch den Hängewinkel, sowie durch die gewählte Anfangsgeschwindigkeit definiert. Aus der Länge der Kurve ergibt sich so auch die verlorene Höhe. Der Bahnwinkel des geraden Segmentes muss innerhalb des fliegbaren Bereiches liegen, je weiter von den Flugbereichsgrenzen entfernt desto besser. Abhängig von der Größe des Bahnwinkels werden drei Fälle unterschieden. Liegt der Bahnwinkel im gewünschten Bereich ist eine mögliche Trajektorie gefunden, die nur noch auf Schnittpunkte mit dem Gelände untersucht werden muss und falls ein stationäres Windfeld existiert, entsprechend dem Windeinfluss korrigiert werden muss. Ist der Bahnwinkel zu klein, liegt der Notlandeplatz doch außer Reichweite und kommt nicht in Frage. Bei zu großem Bahnwinkel wird stückweise ein verlängerter Anflug vorgenommen, bzw, bei Motorausfällen in sehr großen Höhen, also sehr großen Bahnwinkeln, wird noch ein zusätzliches Kurvensegment eingefügt, so dass sich eine S-Kurve ergibt. Die verschiedenen Grundformen der Trajektorien sind in Bild 5-7 dargestellt.

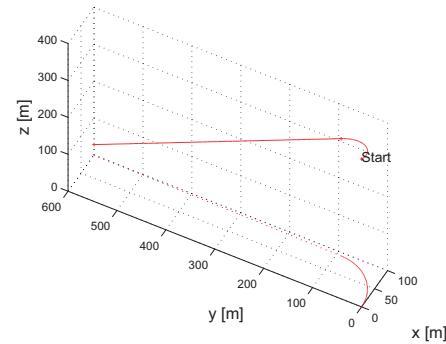


BILD 5. Direkter Anflug zu dem Notlandeplatz.

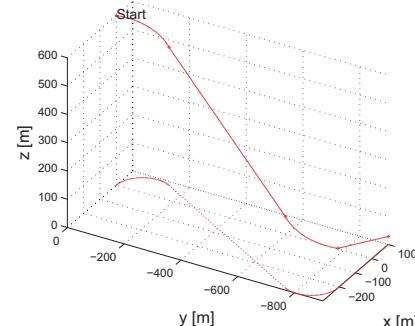


BILD 6. Trajektorie mit erweitertem Anflug.

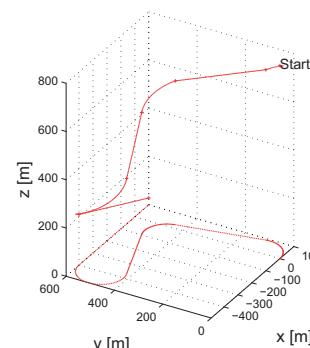


BILD 7. Trajektorie aus sehr großer Höhe.

Falls ein erweiterter Anflug, oder eine S-Kurve notwendig ist, wird darauf geachtet, dass der Bahnwinkel nicht nur in den fliegbaren Bereich hineinverschoben wird, sondern auch, dass er möglichst in der Mitte des fliegbaren Bereiches liegt.

4.4. Trajektorienveränderung

Da zusätzlich zu der Erreichbarkeit des Notlandeplatzes und dem Einhalten der Flugbereichsgrenzen noch das Gelände und Windeinflüsse in Realität eine große Rolle spielen, werden die berechneten Trajektorien anhand dieser zwei Einflüsse variiert. Für die Windkorrektur wird nur ein gemitteltes Windfeld über der gesamten Trajektorie betrachtet. Hierfür wird die Flugzeit aus der Trajektoriellänge und der Durchschnittsgeschwindigkeit abgeschätzt und dann mit der Annahme eines annähernden schiebefreien Fluges der Abdrift über der gesamten Strecke berechnet. Der Abdrift wird dann Segmentweise der Trajektorie hinzugerechnet, da die Trajektorie ursprünglich nur aufgrund der aerodynamischen Anströmbedingungen generiert wurde. Die Windkorrektur wird nach der Geländekorrektur durchgeführt, da sie im Allgemeinen weniger starke Veränderungen erzeugt. Danach wird trotzdem noch einmal überprüft ob jederzeit der geforderte Mindestabstand zu der Oberfläche existiert.

Vor der Windkorrektur wird getestet, ob die berechnete Trajektorie das Gelände schneidet. Dafür wurde ein generisches Geländemodell erstellt. In den Algorithmus gehen aber nur die Höhen über einer bestimmten Position (z.B. in Längen- und Breitengraden) ein, von daher ist er ohne große Modifikationen auch für reale Geländedaten, z.B. SRTM-Geländedaten, verwendbar.

Abhängig vom Schnittpunkt mit dem Gelände, sowie den einzelnen Bahnwinkeln in den Geradensegmenten bestehen unterschiedliche Möglichkeiten die Trajektorie zu verändern:

- Schnittpunkt in den ersten beiden Segmenten:
 - Änderung der Kurveneigenschaften, wie Drehpunkt und Radius, der ersten Kurve
 - Einfügen eines geraden Stückes am Anfang
- Schnittpunkt in den letzten beiden Segmenten
 - Änderung der Kurveneigenschaften der letzten Kurve
 - Änderung des erweiterten Anfluges
 - Variation der Anflugrichtung
- Schnittpunkt im Zwischensegment
 - Variation der anliegenden Kurven entsprechend den oben genannten Punkten
 - Einfügen zusätzlicher S-Kurven am Schnittpunkt
- Schnittpunkt in den mittleren Segmenten bei einer S-Kurve
 - Änderung der Kurveneigenschaften
 - Verschieben des Mittelpunktes der S-Kurve

Je nach Schnittpunkt und Bahnwinkel werden iterativ die oben aufgelisteten Eigenschaften variiert und nach einer Lösung gesucht. Dabei wird darauf geachtet, dass der Bahnwinkel immer in einem akzeptablen Bereich liegt. Falls für eine schon berechnete Trajektorie keine Lösung gefunden werden kann, wird eine Trajektorie für den nächsten Notlandeplatz berechnet. Bild 8 zeigt berechnete

Trajektorien zu verschiedenen Notlandeplätzen unter Berücksichtigung des Geländes.

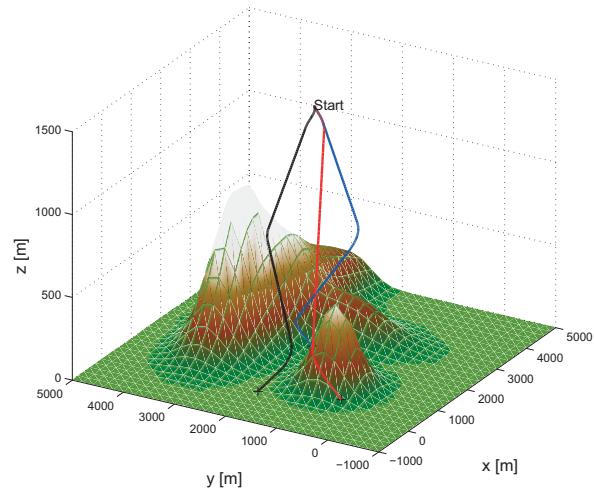


BILD 8. Trajektorien zu drei unterschiedlichen Notlandeplätzen.

4.5. Auswahl der günstigsten Trajektorie

Nachdem zu den ersten Notlandeplätzen fliegbare und hindernisfreie Trajektorien gefunden wurden, wird anhand einer zweiten Kostenfunktion die günstigste Trajektorie ausgewählt. Ein wichtiger Parameter ist hierbei unter anderem der Hängewinkel in den Kurven, je kleiner der Hängewinkel desto besser, da dann geringere Manöverlasten auftreten und die Steuereingaben nicht so extrem sind. Des Weiteren ist der Bahnwinkel in den geraden Segmenten von Interesse, da es vorteilhaft ist, wenn er möglichst weit von den Flugbereichsgrenzen entfernt ist. Außerdem gehen noch der minimale Abstand zum Gelände, insgesamt geflogene Kurvenwinkel, die Größe des Notlandeplatzes, sowie der mögliche Anflugbereich mit in die Berechnung der Kostenfunktion K_{Traj} ein.

(12)

$$\begin{aligned}
 K_{\text{Traj}} = & \frac{C_1}{n_{\text{GSeg}}} \cdot \frac{\sum_{i=1}^{n_{\text{GSeg}}} (\|\gamma - \gamma_{\text{opt}}\|_{\max} - \|\gamma - \gamma_{\text{opt}}\|)}{\|\gamma - \gamma_{\text{opt}}\|_{\max} - \|\gamma - \gamma_{\text{opt}}\|_{\min}} \\
 & + C_2 \cdot \frac{(\Delta H_{\min})_{\max} - \Delta H_{\min}}{(\Delta H_{\min})_{\max} - (\Delta H_{\min})_{\min}} \\
 & + \frac{C_3}{n_{\text{KSeg}}} \cdot \frac{\sum_{j=1}^{n_{\text{KSeg}}} (\Phi_{\max} - \Phi_j)}{\Phi_{\max} - \Phi_{\min}} + C_4 \cdot \frac{R_L}{R_{L,\max}} \\
 & + C_5 \cdot \frac{\Psi_A}{\Psi_{A,\max}} + C_6 \cdot \frac{(\Delta \psi_{\text{Kurve}})_{\max} - \Delta \psi_{\text{Kurve}}}{(\Delta \psi_{\text{Kurve}})_{\max} - (\Delta \psi_{\text{Kurve}})_{\min}}
 \end{aligned}$$

Die ersten vier Summanden wurden mit $C_{1-4} = 0,2$ stärker gewichtet als die letzten beiden $C_{5,6} = 0,1$.

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 Einflüsse 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.

Da der Positionsregler der Simulation hauptsächlich für den Schwebeflug ausgelegt ist, erfolgt die Ansteuerung der Trajektorie in der Simulation über eine Ansteuerung des Geschwindigkeitsreglers mit Hilfe 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. Die Trajektorie startet immer für zwei Sekunden mit einem Geradeausflug des Hubschraubers, um zu gewährleisten, dass genügend Zeit zum Ansteuern des ersten Segmentes vorhanden ist. Sobald der Hubschrauber in die Nähe des letzten Wegpunktes kommt, werden das Abfangmanöver und die Landung eingeleitet um die Autorotation sicher abzuschließen.

5.1. Ansteuerung der Trajektorie

Die in Stateflow implementierte Ansteuerung der Trajektorie wird gleichzeitig mit der Trajektoriengenerierung kurz nach Motorausfall getriggert. Hierbei werden der ursprünglichen Missionssteuerung alle Rechte entzogen und der Geschwindigkeitsregler aktiviert. Folgende Größen werden während der Trajektorienansteuerung kommandiert:

- Vorwärtsgeschwindigkeit u ,
- Kollektivsteuerwinkel ϑ_{coll} ,
- Hängewinkel Φ und
- Azimutdrehrate $\dot{\Psi}$.

Jedes Segment wird von der Trajektorienansteuerung mit einem Vorhalt von 2 Sekunden angesteuert. Beim Umschalten zwischen den beiden Segmenten werden die Steuereingaben kontinuierlich geändert um einen glatten Übergang zu gewährleisten und starke Steuerreaktionen aufgrund sich stark ändernder Steuereingaben zu vermeiden.

5.1.1. Ansteuerung der Geradensegmente

Die Geradensegmente sind durch einen Startpunkt einen Zielpunkt und den Bahnwinkel definiert. Die Ansteuerung setzt den Hängewinkel und die Azimutdrehrate auf Null. Die Korrektur einer seitlichen Ablage gegenüber der Trajektorie und einer abweichenden Orientierung wird durch einen gesonderten Regler, s. Abschnitt 5.2, überprüft und gegebenenfalls korrigiert.

Aus dem spezifizierten Bahnwinkel errechnet die Ansteuerung über die bekannten stationären Autorotationsdaten eine mittlere Vorwärtsgeschwindigkeit und den dazugehörigen Kollektivsteuerwinkel. Eine mittlere Vorwärtsgeschwindigkeit wird gewählt, damit über den Kollektivsteuerwinkel noch Korrekturmöglichkeiten bezüglich der Sinkgeschwindigkeit zum Erreichen des gewählten Bahnwinkels existieren.

5.1.2. Ansteuerung der Kurvensegmente

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. Die Vorwärtsgeschwindigkeit ist durch die Trajektorie definiert und der Kollektivsteuerwinkel ergibt sich aus der geforderten Sinkgeschwindigkeit.

5.2. Standlinienregelung

Neben der Trajektorienansteuerung wurde noch ein Standlinienregler zur Einhaltung der Trajektorie implementiert. Abweichungen von der Trajektorie 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 [7] 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.

$$(13) \quad \Phi_c = K_D \cdot D - K_{\Delta\Psi} (\Psi_{\text{Traj}} - \Psi_{\text{Sens}}),$$

Die Faktoren K_D und $K_{\Delta\Psi}$ wurden so gewählt, dass innerhalb der Gerade, die durch eine Ablage von 5 m und einer Azimutdifferenz von 10° definiert ist, der Hängewinkel zurückkommandiert wird um ein Überschwingen zu vermeiden.

Die Abweichung in Längsrichtung von der Trajektorie wird durch ein Verstellen des Kollektivsteuerwinkels realisiert, da sich bei gleichbleibender Vorwärtsgeschwindigkeit der Kollektivsteuerwinkel auf die Sinkgeschwindigkeit und somit auch auf den Bahnwinkel auswirkt.

5.3. Beispiel

Als Beispiel für die Ansteuerung und Trajektorieneinhaltung wurde die Hubschraubersimulation in einer Höhe von 400 m gestartet. Nach 15 s Flugzeit fällt der Motor aus und die Autorotation wird eingeleitet. Nach weiteren 7 s übernimmt die Trajektorienplanung und Steuerung die Kommandos und die generierte Trajektorie wird abgeflogen. Bild 9 zeigt den Verlauf der Drehzahl und Bild 10 den Verlauf der Längsbewegung. Bild 11 und 12, zeigen eine Draufsicht auf die Trajektorie und eine drei-dimensionale Ansicht mit Gelände. Die maximale seitliche Ablage von der Trajektorie beträgt 13,5 m. Dabei ist anzumerken, dass noch Verbesserungspotential in der Trajektorie-

nansteuerung und Einhaltung vorhanden ist.

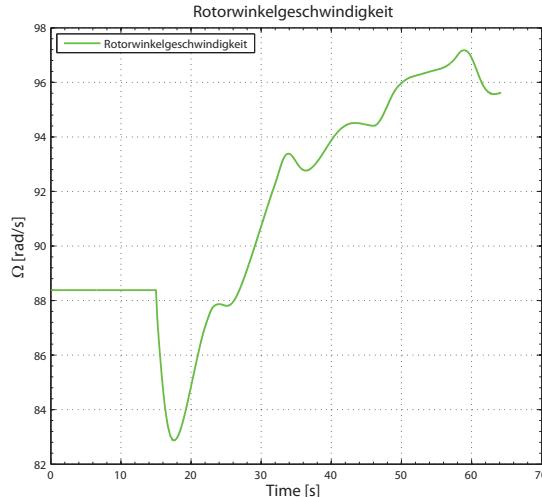


BILD 9. Rotorwinkelgeschwindigkeit.

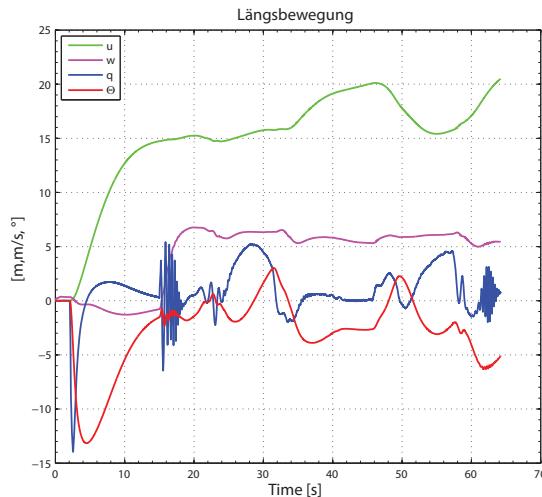


BILD 10. Längsbewegung.

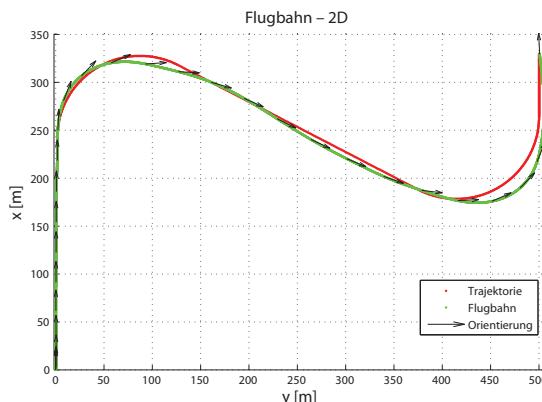


BILD 11. Flugbahn und Trajektorie in der Projektion.

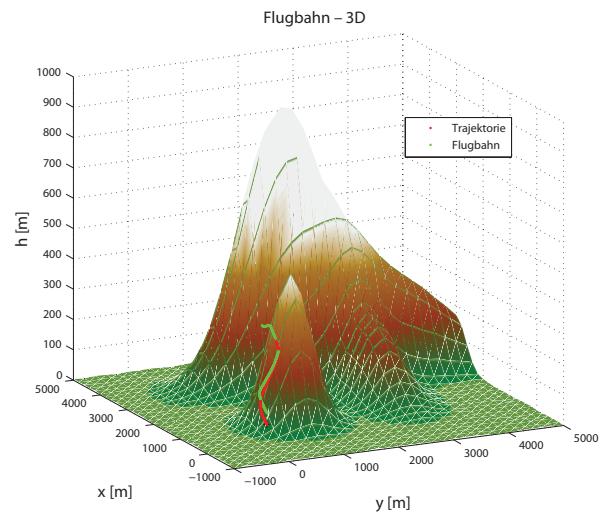


BILD 12. Flugbahn und Trajektorie.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Es wurde gezeigt, dass eine Steuerung und dadurch ein Abfliegen einer Trajektorie während der Autorotation autonom möglich sind. 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 generischen 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 durch geschicktes Ansteuern in Verbindung mit einem Standlinienregler, diese automatisch einzuhalten.

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 wird in Zukunft weiter auf Robustheit getestet. Allerdings besteht bei diesem Ansatz nicht der Anspruch immer eine Trajektorie zu finden, falls vorhanden. Weitere Arbeiten in dem Bereich der A*-und Dijkstra-Suche zur Trajektoriengenerierung für Autorotationsflüge sind daher möglich, beanspruchen allerdings bei großen zu betrachtenden Flächen viel Rechenzeit.

7. BEZEICHNUNGEN

C_{1-6}	Gewichtungsparameter
D	seitliche Ablage von der Trajektorie
D_R	Abstand zur maximalen Reichweite
e	Oswald-Faktor
F	Schub
G	Gewichtskraft
g	Erdbeschleunigung

h	Höhe
J	Rototrägheitsmoment
K_1	Hubschrauberabhängige Konstante
K_2	Hubschrauberabhängige Konstante
K_D	Gewichtung der Ablage
$K_{\Delta\Psi}$	Gewichtung der Richtungsabweichung
$M_{Ro,0}$	Rotormoment bei Antriebsausfall
M_{Ro}	Rotormoment
m	Masse
N	Leistung
n	Lastvielfache
R_L	Landeplatzradius
S_R	Rotorfläche
u	Geschwindigkeit in körperfeste x-Achsenrichtung
W_x	Widerstand in körperfeste x-Achsenrichtung
W_z	Widerstand in körperfeste z-Achsenrichtung
w	Geschwindigkeit in körperfeste z-Achsenrichtung
u_{Wind}	Wind in körperfeste x-Achsenrichtung
v_{Wind}	Wind in körperfeste y-Achsenrichtung
n_{GSeg}	Anzahl der Geradensegmente in einer Trajektorie
n_{KSeg}	Anzahl der Kurvensegmente in einer Trajektorie
γ	Bahnwinkel
γ_{opt}	mittlerer Bahnwinkel
ΔH	Höhe über dem Gelände
η	normalisierte vertikale Rotoranströmgeschwindigkeit
Θ	Längsneigung
ϑ_{coll}	Kollektivsteuerwinkel
$\bar{\mu}$	normalisierter Rotorfortschrittsgrad
ν	normalisierte in der Rotorebene induzierte Geschwindigkeit
ρ	Dichte
Φ	Hängewinkel
Ψ_A	Bevorzugter Anflugbereich
$\Delta\Psi_{Kurve}$	geflogener Kurvenwinkel
Ψ_{Traj}	Orientierung der Trajektorie
Ψ_{Sens}	Orientierung des Hubschraubers
Ω	Winkelgeschwindigkeit des Rotors
Ω_0	Winkelgeschwindigkeit des Rotors bei Antriebsausfall
Ω_{Ab}	Winkelgeschwindigkeit des Rotors am Ende des Abfangbogens

8. LITERATUR

- [1] OSTERMANN, T., „Untersuchung von Notverfahren für unbemannte Flugsysteme der EADS (European Aeronautic Defence and Space Company)“, Diplomarbeit am Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen, 2007
- [2] ATKINS, E., PORTILLO, I., STRUBE, M., „Emergency Flight Planning Applied to Total Loss of Thrust“, Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 4, 2006
- [3] HOUSTON, S., „Modeling and Analysis of Helicopter Flight Mechanics in Autorotation“, Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 4, 2003
- [4] 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
- [5] The Mathworks, MATLAB/Simulink/Stateflow/Real Time Workshop®, Produktdokumentation 2007, <http://www.mathworks.com>
- [6] LÖCHELT, S., ALLES, W., „Modellierung und Stabilisierung eines Koaxial-Hubschrauber-UAVs“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008
- [7] BROCKHAUS, R., „Flugregelung“, Springer Verlag, Berlin, 1994
- [8] EYSEL, M., „Untersuchungen zur Flugmechanik eines unbemannten Koaxialhubschraubers“, Diplomarbeit am Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen, 2007
- [9] PROUTY, W., „Helicopter Performance, Stability, and Control“, Krieger Publishing Company, Inc, 1995
- [10] CHEN, C.H., PRASAD, J., „Simplified Rotor Inflow Model for Descend Flight“, Journal of Aircraft, Vol. 44, No. 3, 2007
- [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