

# ERSTELLUNG EINER „FREE WAKE“-WIRBELNACHLAUFSIMULATION ZUR BESTIMMUNG DER FLUGMECHANISCHEN EIGENSCHAFTEN EINES KOAXIAL-HUBSCHRAUBERS

F. Linke, DLR Institut für Lufttransportkonzepte und Technologiebewertung, Hamburg,  
S. Löchelt, Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen  
Deutschland

## Zusammenfassung

Die vorgestellte Arbeit befasst sich mit der Entwicklung und Implementierung einer Wirbelmethode, die sich aufgrund ihres vorwärtsintegrierenden Charakters für die Simulation instationärer Vorgänge an Hubschrauberrotoren und somit zur Bestimmung der flugmechanischen Eigenschaften eignet.

Die Methode, welche den „Free Wake“-Verfahren zuzuordnen ist, wurde für inkompressible Strömung ausgelegt und erlaubt die Bestimmung von aerodynamischen Blattkraft- und –momentenverläufen unter Berücksichtigung des sich ausbildenden Wirbelnachlaufs. Der verwendete Ansatz wird diskutiert und die erforderliche Theorie erarbeitet, bevor auf die Implementierung unter MATLAB/Simulink und die erforderlichen Rechenzeitoptimierungsverfahren eingegangen wird. Mit Hilfe einer eigens realisierten Visualisierungssoftware werden gerechnete Testfälle dargestellt und zur Validierung der verwendeten Modelle mit Ergebnissen aus der Literatur abgeglichen. Abschließend erfolgt der Einsatz des Simulationsmoduls, welches zur Kopplung mit einer dynamischen 6-Freiheitsgrad-Hubschraubersimulation geeignet ist, für die Ermittlung der flugmechanischen Derivative eines Koaxialhubschraubers.

## 1. EINLEITUNG

Die vorgestellte Arbeit entstand am Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen, welcher sich unter anderem mit der Entwicklung von Flugregelungssystemen unkonventioneller Luftfahrzeuge beschäftigt. Eines dieser Fluggeräte ist ein unbemannter Koaxial-Hubschrauber mit einem Rotordurchmesser von 3,2 m und einer maximalen Abflugmasse von 200 kg.

Zur Auslegung von Flugregelungssystemen wird oft auf Simulationen zurückgegriffen, auf deren Grundlage die Flugregelung sicher und kostengünstig entwickelt und validiert werden kann. Wichtige Voraussetzung ist hierbei, dass das Modell, welches der Simulation zugrunde liegt, die flugmechanischen Eigenschaften des betrachteten Fluggerätes im zu untersuchenden Flugbereich hinreichend genau reproduziert. Drehflügler sind dabei durch ihre über die klassische Starrkörperdynamik hinausgehenden Freiheitsgrade aufgrund der Rotordynamik und die starke Interaktion zwischen Rotor-Nachlauf und Fluggerät, sowie die beim Hubschrauber inhärente Instabilität, meist komplexer zu betrachten als Starrflügler.

Koaxial-Hubschrauber, bei denen der Drehmomentenausgleich durch die gegenläufige Drehung der Rotoren erfolgt, unterliegen hingegen keiner seitlichen Drift durch den Heckrotor, was wiederum ihrer Regelbarkeit zu Gute kommt. [1]

## 2. ROTORAERODYNAMIK

Für die Simulation und die Bestimmung der flugmechanischen Eigenschaften von Hubschraubern ist eine Betrachtung der Rotor aerodynamik entsprechend dem erforderlichen Detailgrad nötig. Hierfür stehen unterschiedliche Modelle zur Verfügung:

Während die Strahltheorie, die erste Prognosen hinsichtlich Schub und Leistung erlaubt, die Blattaerodynamik vernachlässigt und den Rotor als dünne Scheibe idealisiert, kann mit der Blattelemententheorie die zweidimensionale Blattumströmung unter Berücksichtigung von Profilierung, Streckung, Zuspitzung etc. modelliert werden, womit sich bereits einzelne Rotorkräfte und deren Angriffspunkte ermitteln lassen. Letztere greift zur Ermittlung des Abwindes jedoch in aller Regel auf die Strahltheorie zurück, welche lediglich eine gleichmäßige, mittlere Abwindverteilung über der Rotorscheibe liefert.

Um Aspekte wie dynamische Blattlasten, Blattdynamik, Lärmemission oder Optimierung der Blattzahl berücksichtigen zu können, bedient man sich Methoden, welche die Untersuchung einer ungleichmäßigen Abwindverteilung gestatten. Hierbei handelt es sich um numerische Rechenverfahren, welche üblicherweise unter dem Begriff „moderne Wirbeltheorien“ zusammengefasst werden. [2]

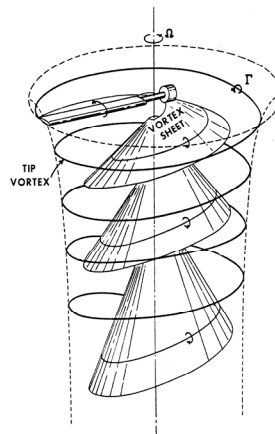


BILD 1. Rotornachlauf nach Landgrebe [3]

Rotornachläufe werden im Wesentlichen durch die starken Blattspitzenwirbel sowie innere, schraubenförmige Wirbelflächen charakterisiert. Die konzentrierten Blattspitzenwirbel entstehen beim Aufrollen der durch die Umströmung der Blattspitzen zum Druckausgleich zwischen Ober- und Unterseite am äußeren Radius auftretenden Wirbelschichten. Sie induzieren mit zunehmendem Abstand vom Wirbel geringer werdende Abwindkomponenten im Inneren der Rotorfläche, die für die Neigung der Wirbelfläche sorgen. BILD 1 zeigt exemplarisch den Nachlauf eines Rotorblattes für einen im Schwebeflug befindlichen Rotor. Gleichzeitig unterliegt der Rotorstrahl einer mit Hilfe der Massenerhaltung erklärbaren Kontraktion, die den Nachlauf unterhalb des Rotors einschnürt. [3]

## 2.1. Moderne Wirbeltheorien

Unter dem Oberbegriff „Wirbeltheorien“ (engl. vortex theory) werden alle Methoden zur Rotorauslegung zusammengefasst, die auf der Analyse des „realen“, durch Wirbel geprägten Rotorumfeldes beruhen. Durch ihren Fokus auf den (zeitlich und räumlich variablen) Abwind in der Rotorebene, erlauben sie eine deutlich genauere Bestimmung der einzelnen Blattlasten (Auftriebsverteilung) und Rotoreigenschaften (Schub, Leistung), und somit eine detailliertere Auslegung und Optimierung. Die ersten, „klassischen“ Theorien basieren dabei auf rein analytischen bzw. halbempirischen Untersuchungen, während die modernen Theorien sich numerischer Verfahren bedienen. [4][5]

Bei den modernen Wirbeltheorien, welche aufgrund der notwendigen Rechenkapazitäten erst in den 60er Jahren des 20. Jahrhunderts entstanden, lassen sich die folgenden Verfahren unterscheiden:

Die integralen Wirbelmethoden oder Singularitätenverfahren diskretisieren den Rotornachlauf mit Hilfe von Elementarwirbeln (meist in Wirbelleitern angeordnet) und „integrieren“ ihre Induktionen in jedem Punkt des Nachlaufs auf, um die Auftriebsverteilung an den Rotorblättern und das Geschwindigkeitsfeld im Nachlauf zu ermitteln.

Dem gegenüber stehen die differenziellen CFD-Verfahren (ursprünglich bezeichnet der Begriff „Computational Fluid Dynamics“ alle numerischen Verfahren zur Strömungslösung), zu denen u.a. die Finite-Differenzen-, die Finite-Volumen- und nicht zuletzt die Finite-Elemente-Methode zählen und die auf der Diskretisierung der die Strömung beschreibenden partiellen Differentialgleichungen beruhen. Während bei CFD-Verfahren die „künstliche Viskosität“, die durch numerische Effekte („numerische Dissipation“) hervorgerufen wird, keine völlige Reibungsfreiheit garantiert und für vorzeitige Dissipation der Nachlaufwirbel sorgt, ist bei den Integralen Methoden die Wirbelerhaltung direkt gegeben. Derselbe Effekt qualifiziert die CFD-Verfahren jedoch für die Abbildung von Verdichtungsstößen an den Rotorblättern. Als Nachteil der integralen Wirbelmethoden ist die vergleichsweise hohe numerische Instabilität zu nennen; Vorteil gegenüber CFD ist jedoch der erheblich geringere Rechenaufwand und die nicht erforderliche komplexe Gittergenerierung.

Des Weiteren existieren Hybride Ansätze, die die Vorzüge beider Verfahren dahingehend nutzen, dass beispielsweise der Nachlauf darin mit Hilfe einer klassischen Wirbelleiter diskretisiert wird und somit die Wirbelerhaltung gewährleistet wird, während die direkte Umgebung der Rotorblätter mit gitterbasierten CFD-Lösern untersucht wird, welche

auch Reibungseffekten und Verdichtungsstößen Rechnung tragen. [6][7][8]

### 2.1.1. Integrale Wirbelmethoden

Die Wirbelmethoden basieren auf der Diskretisierung der im Nachlauf enthaltenen Wirbel durch geradlinige oder gekrümmte Wirbelabschnitte. Ihr Einfluss auf das Geschwindigkeitsfeld im Rotornachlauf kann für jeden Wirbel einzeln berechnet und anschließend überlagert werden, um letztlich die Auftriebsverteilung am Blatt sowie die Verformung und Konvektion des Nachlaufs zu ermitteln. Die Anwendung einer solchen Methode erfordert die Zerlegung der Analyse in ein inneres und ein äußeres Problem. Das äußere Problem befasst sich mit der Ermittlung der Nachlaufgeometrie bzw. deren Änderung (Konvektion, Kontraktion, Roll-up) durch Berechnung der wirbelinduzierten Geschwindigkeiten über das Biot-Savartsche Gesetz. Das innere Problem dient der Bestimmung der Blattlasten aus dem Rotorabwindfeld sowie -damit verbunden- der Ermittlung von Stärke und Position der dabei an der Blattoberkante abgehenden Wirbel. Diese Wirbel bilden die Schnittstelle zum äußeren Problem, da sie den Nachlauf ergänzen und für jeden folgenden Zeitschritt im Nachlauf enthalten sind. Ihre Wirbelstärke ist dabei nach Helmholtz unverändert (also die, welche beim Abgehen von der Hinterkante vorliegt), so dass zu jeder Zeit Stärke und Lage der Wirbel im Nachlauf bekannt sind.

#### 2.1.1.1. Äußeres Problem

Für das äußere Problem haben sich im Laufe der Zeit zwei elementare Ansätze durchgesetzt, die sich im Wesentlichen im Freiheitsgrad der Nachlaufgeometrie unterscheiden. Bedingt durch begrenzte Rechenkapazitäten wurden anfangs die so genannten „prescribed wake“-Methoden verwendet, bei denen eine Nachlaufgeometrie für einen bestimmten Flugfall teils experimentell, teils mathematisch ermittelt wurde und diese anschließend für eine Analyse des induzierten Abwindes und somit der Rotorkräfte als gegeben und fest vorausgesetzt wurde.

Als mit den Jahren Leistung und Kapazität der Rechner zunahm, entstand das Prinzip des so genannten freien Nachlaufs („free wake“), welches bis heute in der Rotornachlaufanalyse zum Einsatz kommt. Die Idee dabei ist, dem Nachlauf bezüglich seiner Geometrie völlige Freiheit einzuräumen. Dies wird dadurch realisiert, dass die in den Nachlaufelementen induzierten Geschwindigkeiten durch Überlagerung der Einflüsse aller diskreten Wirbelabschnitte in jedem Zeitschritt berechnet werden. Der Ort der Nachlaufelemente im nächsten Zeitschritt ergibt sich dann aus der Integration der lokalen Geschwindigkeiten über der Zeit. Auf diese Weise kann sich der Nachlauf frei verformen. Für den Aufbau einer in sich konsistenten Nachlaufgeometrie existieren zwei unterschiedliche Vorgehensweisen, „Relaxation“ und „Time Marching“.

Die Relaxationsverfahren stellen iterative Lösungswege dar, in denen auf Basis bestimmter Eingangsgrößen ein Rotornachlauf grob vorhergesagt wird und anschließend die Schlüsselgrößen (z.B. Einstellwinkel, Zirkulationsverteilung) schrittweise variiert werden bis sich ein Gleichgewicht einstellt (Relaxation). [7][9]

Die „Time Marching“-Verfahren, auch Langrange-Ansätze genannt, basieren darauf, dass sich der Rotornachlauf in

einem zeitlichen Ablauf selbst aufbaut. Als Ausgangsgeometrie dient dabei entweder ein vorgegebener Nachlauf oder gar keiner (in letzterem Fall geht man davon aus, dass der Rotor sprunghaft die Ruhelage verlässt). Durch Bewegung der Rotorblätter werden sukzessive Wirbelelemente in den Nachlauf abgegeben, welche bei der Berechnung der induzierten Geschwindigkeiten bzw. Auftriebsverteilung im nächsten Zeitschritt mit berücksichtigt werden. Der Nachlauf wird sich gemäß dem vorliegenden Geschwindigkeitsfeld verformen bis sich (für einen stationären Flugzustand) nach einiger Zeit eine beständige Geometrie einstellt. Dieses Vorgehen ist deutlich intuitiver als das oben genannte Relaxationsverfahren, da es ohne Iterationen auskommt, und es erlaubt wegen der Betrachtung der zeitlichen Entwicklung des Nachlaufs auch die Untersuchung instationärer Flugzustände, womit es sich für die hier beschriebenen flugdynamischen Untersuchungen qualifiziert. [9][10]

### 2.1.1.2. Inneres Problem

Die Bestimmung der Rotorblattkräfte ist Kernbestandteil des inneren Problems. Diese Blattlasten folgen in der Regel aus dem Nachlauf-induzierten Abwind in der Rotorebene durch Anwendung von Tragflügeltheorien ähnlich dem Vorgehen bei Starrflüglern.

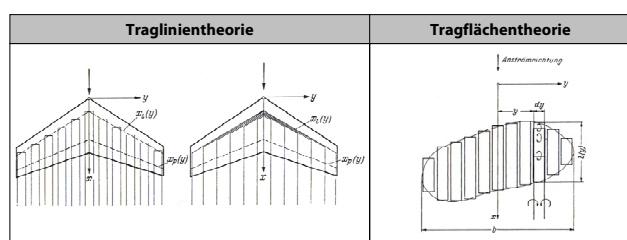


BILD 2. Vergleich Traglinien-/Tragflächentheorie [11]

So kommt hier zunächst die Traglinientheorie in Frage, welche das Rotorblatt durch einen Hufeisenwirbel aus einem an der  $1/4$ -Punkt-Linie angenommenen, gebundenen Wirbel sowie dessen freien Wirbeln an den Tragflügelrändern idealisiert. Um auch die Druckverteilung in Blatttieferichtung abbilden zu können, kann auf die Tragflächentheorie zurückgegriffen werden, die das Rotorblatt nicht aus einem gebundenen Wirbel sondern aus einer Vielzahl von hintereinander liegenden tragenden Wirbeln aufbaut (ähnlich der Skeletttheorie für den Tragflügel unendlicher Spannweite). Zur Bestimmung der Wirbelstärken in den Blattwirbelsystemen wird neben der Kuttaschen Abflussbedingung, welche an der Hinterkante erfüllt werden muss, die „No-flow-through“-Bedingung (kinematische Strömungsbedingung) herangezogen, welche die Undurchlässigkeit der Wirbelfläche für Massenstrom fordert. Die oft verwendeten Panelverfahren stellen eine weitere Möglichkeit für die Behandlung des inneren Problems dar. [9][11]

## 2.2. Instationäre Rotor aerodynamik

Da die rein axiale Anströmung bei rotierenden Tragflächen eher eine Ausnahme darstellt, spielen bei Rotoren instationäre Strömungseffekte eine dominierende Rolle. So kommt es beispielsweise bei einem Hubschrauber im Vorwärtsflug zu periodisch veränderlichen Anströmge-

schwindigkeiten der Rotorblätter, welche zu einer Veränderung der Blattlasten während eines Rotorumschlags führen. Aber auch eine gezielte kollektive oder zyklische Blattverstellung und das damit einhergehende Auf- und Abschlagen der einzelnen Blätter zur eventuellen Neigung der Rotorebene bewirken eine Änderung des Anströmzustandes und sind somit ebenso Auslöser für instationäre Vorgänge wie beispielsweise das plötzliche Auftreten von Böen.

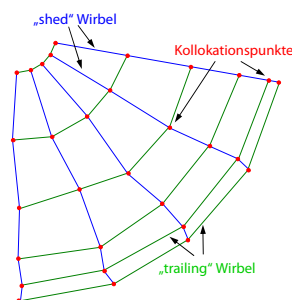


BILD 3. Wirbelleiter zur Diskretisierung des Nachlaufs

Eine Änderung der Auftriebskraft am Rotorblatt geht mit einer Änderung der gebundenen Zirkulation einher<sup>1</sup>; um den Gesetzen der Wirbelerhaltung zu genügen, muss dabei parallel zur Blattachse ein Wirbel mit entgegengesetztem Drehsinn und einer Wirbelstärke, die die Änderung der gebundenen Zirkulation kompensiert, in den Nachlauf abgegeben werden. Diese so genannten „shed“ Wirbel bilden zusammen mit den in Umfangsrichtung aufgrund der radial veränderlichen Zirkulationsverteilung an der Blathinterkante abgehenden „trailing“ Wirbeln die Bausteine der Wirbelleiter, die bei Wirbelmethoden für die Diskretisierung instationärer Nachläufe verwendet werden.<sup>2</sup> [1][8]

## 3. ENTWICKLUNG DER WIRBELMETHODE

Das zu implementierende Rotormodell sollte sich für flugmechanische Untersuchungen eignen, für die ein zeitlich veränderlicher Blattkraftverlauf abbildbar sein muss. Aufgrund dieser Prämisse wurde ein „Time Marching“-„Free Wake“-Ansatz gewählt, der der instationären Rotor aerodynamik durch die Verwendung von shed Wirbeln in einer Wirbelleiter Rechnung trägt. Da primär der schwebenahe Flug betrachtet werden soll, wird inkompressible Strömung vorausgesetzt. Für die Berechnung der Blattlasten (inneres Problem) kommt die Tragflächentheorie als spezielles Panelverfahren zum Einsatz.

Grundlage für das hier angewendete Modell bildet die Potentialtheorie. Es wird daher die Gültigkeit des Biot-Savartschen Gesetzes, des Satzes von Thomson sowie der Helmholtzschen Wirbelsätze vorausgesetzt. Dennoch werden zur Vermeidung von Singularitäten im Inneren der Potentialwirbel Wirbelkerne mit endlichem Radius verwendet, die ein nach aussen linear ansteigendes Geschwindigkeitsprofil aufweisen<sup>3</sup>.

<sup>1</sup> Sätze von Thomson und Kutta-Joukowski

<sup>2</sup> Die Bezeichnungen „shed“ und „trailing“ entstammen der englischsprachigen Literatur; eine Übersetzung erscheint nicht sinnvoll

<sup>3</sup> Dies entspricht dem oft verwendeten Rankine-Modell

Ausgehend von der vermeintlichen Ruhelage wird der Rotor in jedem Zeitschritt um einen der (konstanten) Rotordrehzahl entsprechenden Azimutschritt weiterbewegt. Dabei werden von jedem Rotorblatt trailing und shed Wirbelsegmente in den Nachlauf abgegeben, deren Wirbelstärken sich aus den Auftriebsverhältnissen im vorhergehenden Zeitschritt ergeben. Diese Wirbelsegmente werden –gemäß den Helmholtzschen Sätzen– mit ihren ursprünglichen Zirkulationen im Nachlauf verbleiben, sich jedoch mit der Strömung fortbewegen. Dann wird aus dem Einfluss aller im Nachlauf befindlichen Wirbel der induzierte Abwind an den Rotorblattelementen errechnet, wonach durch den Einsatz bestimmter Randbedingungen über ein Gleichungssystem auf die Stärken der gebundenen Zirkulationen geschlossen wird.

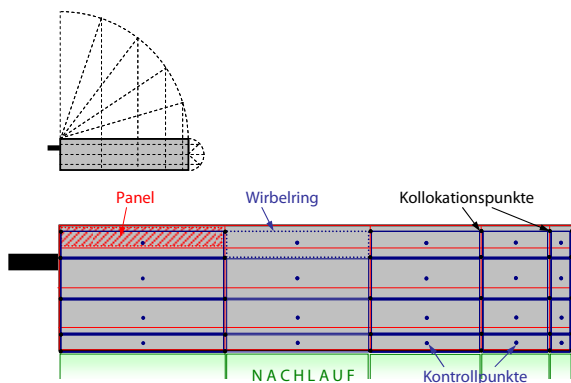


BILD 4. Blattdiskretisierung

Sind die Blattzirkulationen bekannt, lassen sich mit dem Satz von Kutta-Joukowski die Auftriebs- sowie Druckverläufe ermitteln. Anschließend kann dann die Konvektion des Nachlaufs berechnet werden, indem für jeden Nachlauf-Kollokationspunkt der Einfluss aller anderen Wirbelsegmente (im Nachlauf und an den Blättern) zu einer induzierten Gesamtgeschwindigkeit aufaddiert und mit der lokalen Strömungsgeschwindigkeit durch die Rotor- bzw. Hubschrauber-Relativbewegung überlagert wird.

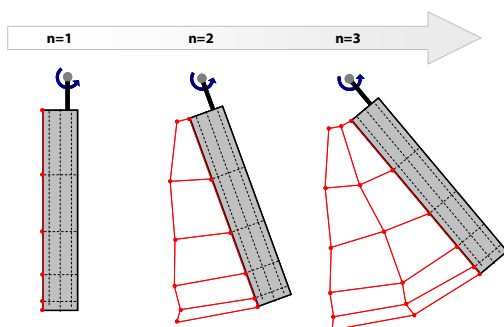


BILD 5. Nachlaufdiskretisierung und -aufbau

Die Positionen der Kollokationspunkte im nächsten Zeitschritt ergeben sich schließlich durch Vorwärtsintegration der ermittelten lokalen Geschwindigkeiten mit der Zeit. Somit werden das Aufrollen der Blattspitzenwirbel, die Strahlkontraktion sowie das Abschwimmen des Nachlaufs automatisch berücksichtigt. [1]

### 3.1. Diskretisierung

Zur Anwendung des Panelverfahrens wird das Blatt radial und in Tiefenrichtung segmentiert und als ebene, dünne Platte betrachtet, so dass rechteckige Felder entstehen. Die Größe der Felder ist nicht konstant, sondern variiert nach dem Cosinus-Gesetz, so dass die Bereiche an Blattspitze, -vorder- und -hinterkante besser aufgelöst werden. Der Rotornachlauf wird durch eine Wirbelleiter diskretisiert, die ausschließlich aus geradlinigen Wirbelsegmenten besteht, um die Berechnung der induzierten Geschwindigkeiten mittels Biot-Savart so einfach wie möglich zu halten. [1]

### 3.2. Berechnung der Blattlasten

Das zur Berechnung der Blattlasten verwendete Panelverfahren basiert ausschließlich auf Elementarwirbeln, weshalb es äquivalent zur Tragflächentheorie ist. Dabei werden die Wirbelsegmente wie in BILD 4 gezeigt angeordnet. Vier Segmente ergeben jeweils ein Wirbelfeld, welches sich um  $\frac{1}{4}$  der Paneltiefe nach hinten versetzt zum ursprünglichen Panel befindet.

Für die Bestimmung der Blattkräfte, sind zunächst die Panelzirkulationen zu ermitteln. Hierzu wird die kinematische Strömungsbedingung an der Oberfläche der ebenen Platte angewendet, nach der die Summe der Normalgeschwindigkeiten an den Panelkontrollpunkten verschwinden muss:

$$(1) \sum v_{\perp} = 0 = \tilde{v}_n - \underbrace{(w_N + w_{\sigma})}_{w_i}$$

$\tilde{v}_n$  stellt hierin die Normalgeschwindigkeit durch die reine Anströmung dar.  $w_N$  bezeichnet die Summe aller von den Nachlaufwirbeln (Stärken bekannt) induzierten Geschwindigkeiten und  $w_{\sigma}$  die Summe aller durch die unbekannten Blattwirbel induzierten Geschwindigkeiten.

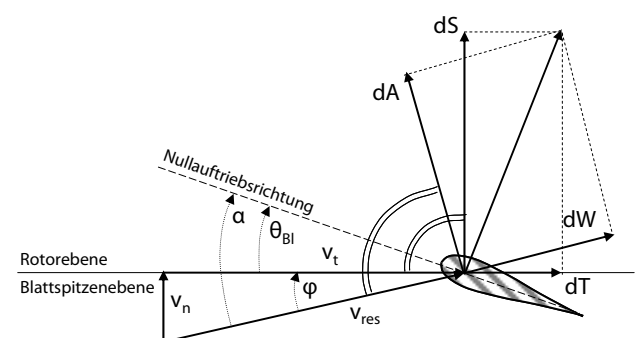


BILD 6. Kräfte und Geschwindigkeiten am Blatt

Fasst man alle Panels vektoriell zusammen, so lässt sich ein Zirkulationsvektor  $\vec{\Gamma}$  mit den unbekannten Panelzirkulationen einführen und Gleichung (1) wird zu

$$(2) \tilde{v}_n - (\vec{w}_N + \vec{w}_{\sigma}),$$

worin sich die Normalkomponenten der reinen Anströmung gemäß BILD 6 nach Gleichung (3) ergeben:

$$(3) \quad \tilde{\vec{v}}_n = \cos \theta \cdot \vec{v}_n + \sin \theta \cdot \vec{v}_t$$

Für kleine Einstellwinkel lässt sich dies durch

$$(4) \quad \tilde{\vec{v}}_n \approx \vec{v}_n + \theta \cdot \vec{v}_t$$

approximieren.

Die Berechnung der induzierten Geschwindigkeiten erfolgt nach dem Biot-Savartschen Gesetz. Dabei wird zur Ermittlung der Induktion an einem Aufpunkt der Einfluss durch die geometrische Konstellation mit dem betrachteten Wirbel berechnet und mit der Wirbelstärke multipliziert. Bei den Panelwirbeln ist die Zirkulation zunächst nicht bekannt, hier lassen sich mittels Biot-Savart zumindest die geometrischen Einflusskoeffizienten bestimmen und in einer Einflusskoeffizientenmatrix  $\vec{\vec{\sigma}}$  zusammenfassen. Damit lassen sich die unbekannten, von den Blattwirbeln induzierten Geschwindigkeiten schreiben als

$$(5) \quad \vec{w}_\sigma = \vec{\vec{\sigma}} \cdot \vec{\vec{\Gamma}}$$

Setzt man Gleichungen (4) und (5) in Gleichung (2) ein, so ergibt sich das folgende Gleichungssystem für den unbekannten Zirkulationsvektor:

$$(6) \quad \vec{\vec{\Gamma}} = \vec{\vec{\sigma}}^{-1} \cdot (\vec{v}_n + \theta \cdot \vec{v}_t - \vec{w}_N)$$

Der Zirkulationsvektor beinhaltet alle Blattwirbel-Zirkulationen in kumulierter Form, d.h. der entsprechende Wert an den Hinterkantenpanels muss um die Zirkulationen der vorangehenden Panels verringert werden, um die eigentliche gebundene Zirkulation  $\vec{\vec{\Gamma}}$  des Panels zu erhalten. Ist letztere an allen Panels bekannt, so erhält man mittels Kutta-Joukowski die Panelauftriebskräfte abhängig von Dichte, Anströmung und Panelbreite zu

$$(7) \quad A = \rho \cdot v_t \cdot \vec{\vec{\Gamma}} \cdot \Delta y$$

Anschließend lassen sich wie üblich Auftriebsverlauf, Druckverlauf, Gesamtauftrieb, Kraftangriffspunkt und Schlagmoment bestimmen.

Die Kuttasche Abflussbedingung an der Blathinterkante wird stets implizit erfüllt, indem in der Simulation beim Weiterdrehen des Blattes ein tangentiales Abströmen der Hinterkantenwirbel erzwungen wird. [1]

### 3.3. Ermittlung der Nachlaufkonvektion

Entsprechend den Helmholtzschen Wirbelsätzen bleibt die Wirbelstärke der in den Nachlauf abgegebenen Wirbelrinne konstant, während die Wirbel selbst sich gemäß dem vorliegenden Geschwindigkeitsfeld fortbewegen. Die Lage der Segmentendpunkte (Kollokationspunkte) ergibt sich demnach durch Integration der lokal vorliegenden Geschwindigkeiten mit der Zeit im Rahmen des Simulationslaufes.

Programmintern werden Matrizen zur Speicherung der Nachlaufdaten (Zirkulationen, Geometrie) für jedes Rotorblatt verwendet, deren Zeilen- und Spaltenindex jeweils anschaulich mit der Anordnung hinter dem Blatt übereinstimmt. Dementsprechend muss der Zeilenindex (Wirbelalter) der Daten beim Übergang zum nächsten Zeitschritt

aufgrund der Konvektion zunächst um eins erhöht werden (die erste Zeile wird durch die neu abgeschwommenen Hinterkantenwirbel ergänzt). Die jeweils letzte Zeile der Matrix stellt das Nachlaufende dar; alle älteren Wirbel können nicht mehr gespeichert werden, weshalb sie auch in der Berechnung nicht mehr berücksichtigt werden. Physikalisch entspricht dies der Dissipation der Wirbel ab einem gewissen Wirbelalter.

Die Koordinaten der Kollokationspunkte müssen anschließend entsprechend der Verschiebung durch die lokalen Geschwindigkeiten angepasst werden:

$$(8) \quad \begin{aligned} \vec{r}_{(o,p)}^{n+1} &= \vec{r}_{(o,p-1)}^n \\ \vec{r}_{(o,p)}^{n+1} &= \vec{r}_{(o,p)}^{n+1} + \Delta t \cdot \vec{w}_{(o,p)}^{n+1} \end{aligned}$$

In Gleichung 8 bezeichnen o und p den Spalten- bzw. Zeilenindex der Matrix und n den Zähler des Zeitschrittes. Der lokale Geschwindigkeitsvektor  $\vec{w}$  ergibt sich durch Überlagerung der örtlich von allen Wirbeln induzierten Geschwindigkeiten (Biot-Savart) mit der Relativbewegung des Rotorkoordinatensystems. [1]

## 4. IMPLEMENTIERUNG

Die Implementierung der Methode erfolgte in MATLAB/Simulink vor allem damit es sich später in ein ebenfalls in Simulink realisiertes 6DOF-Hubschraubersimulationsmodul integrieren lässt. Die integrierten Analysetools, die die Entwicklungsumgebung bereitstellt, sowie die grafische Benutzeroberfläche, die eine besonders anschauliche Darstellung des Signal- und Datenflusses erlaubt, waren weitere Gründe, die für die Verwendung von Simulink sprachen. Darüberhinaus kann auf das in MATLAB enthaltene Standard-Befehlsrepertoire zurückgegriffen werden, wodurch beispielsweise eine Implementierung von Funktionen zur Matrix-/Vektoralgebra vermieden werden kann.

Dennoch ist man unter Simulink auch einigen systembedingten Einschränkungen unterlegen<sup>4</sup>. Beispielsweise ist die Größe der Signale bisher auf zwei Dimensionen beschränkt, die Verwendung mehrdimensionaler Arrays, wie sie bei Wirbelmethoden vorteilhaft wären, ist daher nur durch Umstrukturierung (Indizierung) der Daten auf Matrizen möglich. Auch lassen sich Signaldimensionen nicht dynamisch, d.h. im Verlauf der Simulation, verändern, wodurch sämtliche Signale zu Beginn in vollem Umfang deklariert werden müssen, was zu einer ineffizienten Nutzung von Speicher führt. Ein weiterer Nachteil ist der verhältnismäßig hohe Aufwand für das Kompilieren von Modellen zu ausführbaren Programmen (.EXE), was jedoch insbesondere für rechenzeitintensive Simulationen oftmals notwendig ist.

Für die Simulation wird ein diskretes Modell mit konstanter, definierter Sample Time gewählt. Für jeden Zeitschritt werden die aktuellen Größen des inneren und äußeren Problems berechnet, wobei die Ergebnisse des vorangehenden Simulationsschrittes stets mit in die Berechnung einfließen. Die Berechnung wird dabei in sinnvolle Funktionen unterteilt, welche jeweils als Embedded MATLAB-Funktionen umgesetzt wurden und größtenteils sequentiell abgearbeitet werden können. Die Rückführung der Signale

<sup>4</sup> Hier dient das Release R2007a als Referenz

geschieht nicht direkt, sondern zur Vermeidung von algebraischen Schleifen unter Zuhilfenahme von Speicherelementen, in die die Werte geschrieben werden, um zu Beginn des nächsten Schrittes wieder ausgelesen werden zu können. Gleichzeitig werden alle relevanten Größen in Workspace-Variablen abgelegt, so dass am Ende der Simulation der zeitliche Verlauf aller Größen nachvollzogen werden kann.

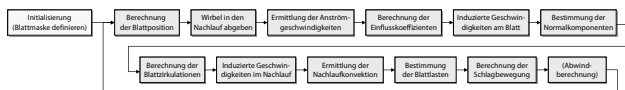


BILD 7. Zeitlicher Ablauf der Simulation

In einer Initialisierungsfunktion, die nur im ersten Zeitschritt der Simulation ausgeführt wird, wird entsprechend der eingestellten Diskretisierungsparameter (radial und tangential) die Blattmaske, d.h. die Lage der Wirbelelemente am Referenzblatt gemäß dem Cosinus-Gesetz berechnet. Mit Hilfe dieser Maske und den aktuellen Azimut-, Schlag- und Einstellwinkeln werden über eine Drehmatrix im nächsten Funktionsblock die aktuellen Koordinaten der Blattkollokations- und Panelkontrollpunkte ermittelt. Der nächste Funktionsblock sorgt für die Abgabe der letzten Hinterkantenwirbel in den Nachlauf, indem die Speichermatrizen für Nachlaufzirkulationen und -koordinaten zunächst abwärts „geschiftet“ werden, bevor die erste Matrixzeile jeweils mit den Daten der Hinterkante überschrieben wird. Die Matrixzeile entspricht dabei jeweils dem „Wirbelalter“ der darin befindlichen Segmente. Ein nächster Block berechnet die Komponenten der Anströmung, die normal und tangential zur Blattspitzenebene auf ein Panel wirken. Dabei werden die Relativbewegung des Hubschrauberschwerpunktes, Coriolisbeschleunigungen durch die Schlagbewegung sowie Windeinflüsse mit berücksichtigt. Die Einflusskoeffizienten werden anschließend mit Hilfe des Biot-Savartschen Gesetzes berechnet, wobei in einer geschachtelten Schleife der Einfluss jedes Blattwirbels auf jeden Panelkontrollpunkt ermittelt wird. Der nächste Funktionsblock bestimmt wiederum die Abwindkomponenten an allen Panelkontrollpunkten durch Iteration über alle im Nachlauf enthaltenen Wirbelsegmente. Die jeweiligen Normalkomponenten werden dann über das Skalarprodukt mit dem Blattnormalenvektor berechnet. Mit Gleichung (6) können dann die unbekannten Blattzirkulationen gefunden werden, welche schließlich verwendet werden, um in einem weiteren Block die induzierten Geschwindigkeiten aller Wirbel an allen Nachlaufkollokationspunkten in einer umfangreichen geschachtelten Schleife zu ermitteln. Diese Funktion stellt wegen der in der Regel sehr großen Nachlaufdimensionen das mit Abstand rechenintensivste Modul dar. Die berechneten Geschwindigkeiten werden dann im nächsten Block integriert, um die Nachlaufkonvektion zu simulieren (siehe Gleichung (8)). Abschließend werden dann die Blattlasten (d.h. Auftriebsverläufe etc.) aus den ermittelten Panelzirkulationen sowie die Schlagbewegung durch Anwendung des Momentengleichgewichtes um das Schlaggelenk berechnet. [1]

#### 4.1. Rechenzeitoptimierung

Um mit der „Free Wake“-Simulation qualitativ gute Ergebnisse zu erzielen, waren mitunter hohe Auflösungen, d.h.

eine Vielzahl von radialen Segmenten und eine möglichst große Nachlaufgröße, erforderlich. Die Dimensionen der Speichermatrizen und der Umfang der geschachtelten Schleifen wuchsen entsprechend an. Folglich war eine erhebliche Rechenzeit nötig, um adäquate Ergebnisse zu erhalten, weshalb verschiedene Ansätze zur Optimierung unternommen wurden.

So wurde das Simulationsmodell zunächst beispielsweise mit Hilfe des „Real-Time Workshop“ von Simulink in ein eigenständiges Programm kompiliert (Generic Real-Time Target). Auf diese Weise entstand eine EXE-Datei, welche außerhalb einer MATLAB/Simulink-Umgebung ausgeführt werden kann und für die somit bis zu 100% Prozessorleistung zur Verfügung stehen kann. Mit Hilfe eines Rechnerclusters des Rechenzentrums konnten Parametervariationen dann teilweise gleichzeitig ausgeführt werden, wodurch die Ergebnisse wiederum schneller erzielt wurden. Infolge der immer größer werdenden Rechenzeiten wurde schließlich die Parallelisierung des Codes, also die Verteilung der entscheidenden Rechenaufgaben auf mehrere Prozessoren, als notwendige Konsequenz in Betracht gezogen. Als Programmiersprache dafür wurde MPI („Message Passing Interface“) gewählt, die entsprechenden Befehle in den mit dem Real-Time Workshop ausgegebenen C-Code integriert. Hierbei wurde insbesondere der Quellcode der Funktion, die die induzierten Geschwindigkeiten im Nachlauf berechnet, manipuliert, da hier das größte Optimierungspotential identifiziert wurde. [1]

## 5. ERGEBNISSE UND VALIDIERUNG

Bevor die Nachlaufsimulation für die Analyse von Koaxialrotoren eingesetzt wurde, musste das physikalische Modell zunächst anhand eines Einzelrotors validiert werden, da hier bedeutend mehr Vergleichsdaten existieren.

### 5.1. Einzelrotor

So wurde als Vergleichskonfiguration zunächst der experimentelle Versuchsaufbau von Caradonna und Tung aus dem Jahre 1981, ein Zwei-Blatt-Rotor im Schwebeflug, simuliert. Bei diesem mit einer Drehzahl von 1250 U/min beaufschlagten Rotor, mit einem Radius von 1,143 m und einer Streckung von 6, wurde im Experiment ein mittlerer Schubbeiwert  $C_T=0,00459$  ermittelt, der in der Tat von der hier entwickelten Simulation bei einer Diskretisierung von 10 radialen Panelabschnitten mit je 8 Panels in Blatttieferichtung und einer Sample Time von 0,0008 s, was einem Azimutschritt von  $6^\circ$  entspricht, reproduziert werden konnte. [12]

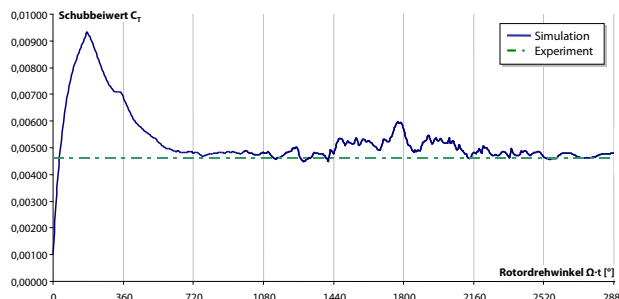


BILD 8. Schubverlauf und Vergleich mit Experiment [12]



Ebenfalls gute Übereinstimmung zwischen Simulation und Experiment zeigt der Verlauf des lokalen Auftriebsbeiwertes  $C_a$  (siehe BILD 9). Die dargestellten Werte beziehen sich dabei auf den Auftriebsverlauf an einem Rotorblatt im stationären Schwebeflug, also nach ca. 8 Umdrehungen Einschwingvorgang.

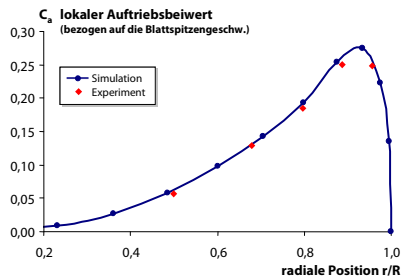


BILD 9. Auftriebsverlauf und Vergleich mit Experiment

Aufgrund des starken Anfahrwirbel-ähnlichen shed Wirbels zu Beginn der Rotation wird der Schub durch die hohen induzierten Abwindgeschwindigkeiten erst deutlich reduziert („Lift Deficiency“), mit zunehmendem Abstand des Wirbels vom Blatt wächst er jedoch bis er -kurz bevor die Blätter den Nachlauf der vorausgehenden Blätter passieren- sein Maximum erreicht (BILD 8). Der Schubbeiwert sinkt anschließend wieder ab, da der Abwindproduzierende Nachlauf nun zuerst plötzlich (durch Passieren des zweiten Blattes; dies erklärt den Peak bei  $\psi=180^\circ$ ) und danach stetig größer wird. Da die Wirbel nach einigen Umdrehungen aus dem relevanten Wirkungsbereich des Blattes verschwinden, stellt sich schließlich ein relativ gleich bleibender Schubwert ein. Eine gewisse Grundoszillation ist dabei nicht vermeidbar, als Gründe hierfür sind neben dem diskreten Simulationsablauf numerische Effekte zu nennen. [1]

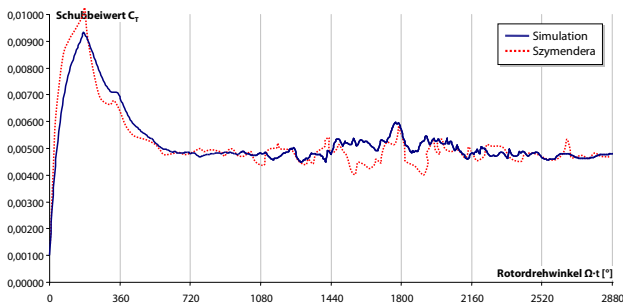


BILD 10. Vergleich der Schubbeiwert-Verläufe [8]

Auch der Vergleich mit numerischen Ergebnissen einer 2002 von Szymendera implementierten „Free Wake“-Simulation, die ebenfalls auf einem Panelverfahren basierte, zeigt für den gleichen Versuchsaufbau und bei gleicher Auflösung wie zuvor eine gute Übereinstimmung mit den hier erzielten Verläufen (BILD 10 und BILD 11). [8]

Die Visualisierung der Nachlaufgeometrie der betrachteten Zwei-Blatt-Konfiguration mit einer unter Simulink eigens erstellten Schnittstelle ergibt BILD 12. Angezeigt werden der Übersicht halber lediglich die jüngsten drei Nachlaufumdrehungen des ersten Rotorblattes. Gut zu erkennen sind der helixförmige Verlauf des Blattspitzenwirbels und dessen Roll-Up. Auch die innere Wirbelfläche und ihre

schraubenähnliche Charakteristik werden deutlich. Die Neigung der Wirbelfläche nimmt dabei wie erwartet mit wachsendem Wirbelalter zu.

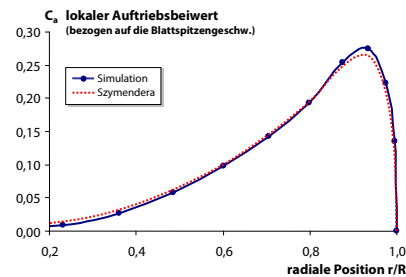


BILD 11. Auftriebsverläufe

Auf den Rotorblättern sind die Gesamtzirkulationen der radialen Sektionen durch rötliche Rechtecke angedeutet. Sie spiegeln den Auftriebsverlauf am Rotorblatt wider. Durch die gelbe Linie wurde der von Landgrebe 1971 bereits analytisch berechnete Verlauf des Blattspitzenwirbels für einen schwebenden Rotor mit diesem Schubbeiwert angedeutet. Auch hier zeigt sich eine gute Übereinstimmung. [2]

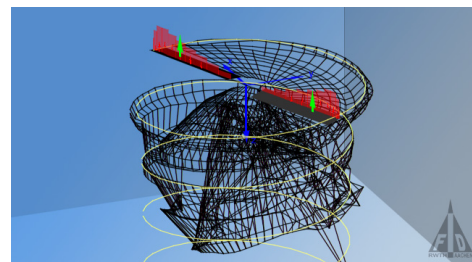


BILD 12. Nachlaufgeometrie und Blattspitzenwirbel

Parametervariationen zeigten, dass beispielsweise eine deutliche Verringerung der Auflösung zwar eine erhebliche Zeitersparnis bewirkt, jedoch keinen stabilen Nachlauf mehr herbeizuführen in der Lage ist. Eine Veränderung der Nachlauflänge (Anzahl der im Nachlauf gespeicherten Wirbelzeilen) hat definitiv Auswirkungen auf den sich einschwingenden Schubbeiwert, da sich die Anzahl der auf den Abwind Einfluss nehmenden Wirbelsegmente verändert.

Eine Vergrößerung der Sample Time hat zum einen eine schnellere Ausführung des Programms zur Folge. Gleichzeitig kann sie bei einer hohen Blattdiskretisierung aufgrund geringerer numerischer Effekte eine Glättung des Schubbeiwertverlaufes herbeiführen, bei schlechter Blattauflösung trägt sie hingegen zur Instabilität bei. [1]

## 5.2. Koaxialrotor

Durch Duplikation der für den Einzelrotor implementierten Routinen wurde die Simulation für die Betrachtung von Koaxialrotoren erweitert. Die Interaktion zwischen beiden Rotoren wird dabei komplett berücksichtigt.

Die hiermit simulierte Koaxialrotoranordnung verfügt über zwei Rotoren mit je drei Blättern und einem Radius von 1,6 m sowie einer Blattiefe von 0,1 m. Die Drehzahl beträgt hier 844 U/min. Bei gleicher Auflösung und Azimutschrittweite ergeben sich die nachfolgend gezeigten Verläufe.

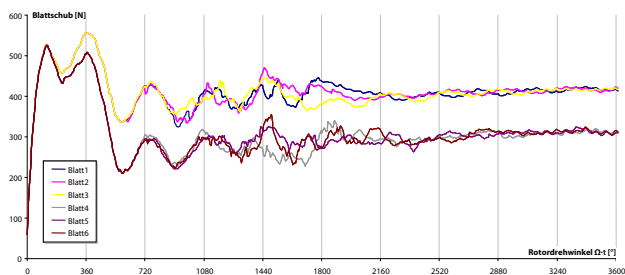


BILD 13. Zeitlicher Verlauf der Blattschübe am Koaxialrotor

Betrachtet man den Schub der sechs Rotorblätter einzeln (siehe BILD 13), so wird deutlich, dass der vom unteren Rotor produzierte Schub wegen des Abwinds vom oberen Rotor geringer ausfällt. Es stellt sich für jeden Rotor ein eigenes stabiles Schubniveau ein.

Um die Reaktionen des Rotors auf Steuereingaben korrekt analysieren zu können, muss die Schlagbewegung der Rotorblätter ebenfalls abgebildet werden. BILD 14 zeigt den Schlagwinkelverlauf für alle sechs Blätter, in dem sich analog zum Blattschubverlauf unterschiedliche Niveaus an beiden Rotoren abzeichnen.

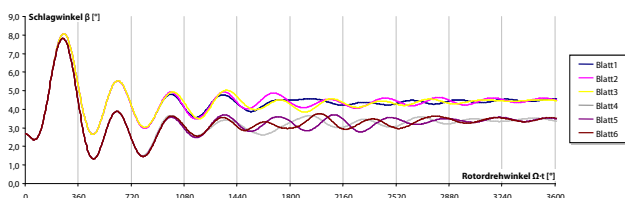


BILD 14. Schlagwinkelverläufe der Blätter des Koaxialrotors

Der Verlauf der lokalen Auftriebsbeiwerte zeigt eine Charakteristik, welche für Koaxialrotoren typischerweise zu erwarten ist. Da der Blattspitzenwirbel des oberen Rotors die untere Rotorebene nicht außen am Radius durchläuft, sondern aufgrund der Nachlaufkontraktion deutlich weiter innen, kommt es im inneren Bereich zu einer Auftriebsverringerung, während außen durch das Aufwindfeld des Wirbels ein starker Auftriebsanstieg hervorgerufen wird (siehe BILD 15).

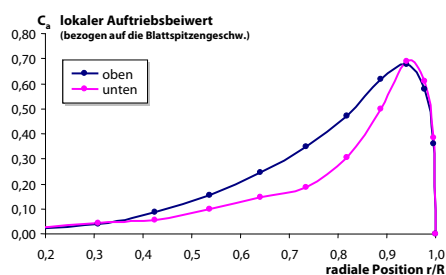


BILD 15. Auftriebsverlauf am oberen und unteren Rotor

Auch im Verlauf der Abwindgeschwindigkeiten können die Auswirkungen des die untere Rotorebene durchlaufenden Blattspitzenwirbels beobachtet werden. Dieser Wirbel bewirkt in einem Bereich zwischen ca. 0,8 R und 0,9 R ein Aufwindfeld, welches den Gesamtabwind in diesem Bereich reduziert. Gleichzeitig wird der Abwind im inneren Bereich verstärkt, was sich im Bereich zwischen 0,5 R und 0,6 R in BILD 16 erkennen lässt. [1][13]

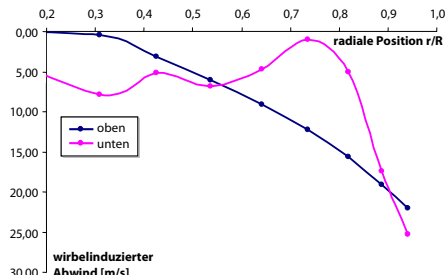


BILD 16. Abwindgeschwindigkeiten am oberen und unteren Rotor

Generell sei bei den oben gezeigten Verläufen angemerkt, dass hier keine Giertrimmung vorliegt. Die unterschiedlichen Schubniveaus haben unterschiedliche Tangentialkräfte und somit verschiedene Antriebsmomente der Rotorwellen zur Folge. Infolgedessen ist das Drehmoment um die Gierachse nicht ausgeglichen. Für die nachfolgenden instationären Untersuchungen wird jedoch eine getrimmte Ausgangslage verwendet.

## 6. FLUGMECHANISCHE UNTERSUCHUNGEN

Um die instationären Rotorreaktionen auf Steuereingaben bestimmen zu können, ist das Simulationsmodell in der Lage ausgehend von einem stationären Zustand (stationäre Nachlaufgeometrie), welcher in einer vorangegangenen Simulation erzeugt wurde, jedem Blatt zeitlich variable Einstellwinkel aufzuprägen. Somit lassen sich kollektive, zyklische und differentielle Steuereingaben abbilden.

Die Simulation liefert dann direkt die sich als Reaktion ergebenden zeitlichen Blattschubverläufe, woraus sich die Übergangsfunktionen der Rotorkräfte und -momente bestimmen lassen.

Exemplarisch sollen im Folgenden die Ergebnisse einer sinus-zyklischen Blattverstellung ( $0,5^\circ$ ) gezeigt werden. Diese ermöglicht die Längssteuerung des Hubschraubers (Auf- und Abnicken).

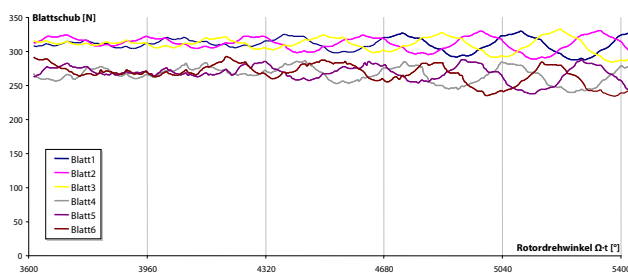


BILD 17. Blattschübe bei sin-zyklischer Blattverstellung

BILD 17 zeigt zunächst, dass der Blattschub nach ca. 2 Umdrehungen eine nahezu harmonische Schwingung in Phase mit dem Einstellwinkelverlauf aufweist.

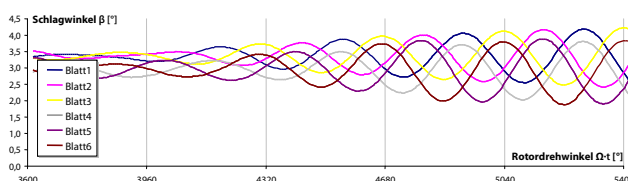


BILD 18. Schlagwinkel bei sin-zyklischer Blattverstellung  
Es stellt sich infolgedessen ein harmonischer Schlagwin-



kelverlauf ein, bei dem oberer und unterer Rotor in Phase schwingen und der eine Phasenverschiebung von etwa einer Viertel Umdrehung mit dem Schubverlauf zeigt. Dieses harmonische Auf- und Abschlagen der Rotorblätter kommt einer Neigung der Rotorebenen gleich, so dass sich der resultierende Rotorkraftvektor leicht nach hinten neigt. Während die Y-Komponente geringfügig um Null schwingt, zeigt der X-Kraft-Verlauf ein PT<sub>1</sub>-ähnliches Verhalten und strebt einem stationären Wert entgegen, den er nach ca. 2,5 Umdrehungen erreicht hat (BILD 19). Die erste -flugmechanisch relevante- Reaktion des Rotors kann zu diesem Zeitpunkt für abgeschlossen erklärt werden. [1]

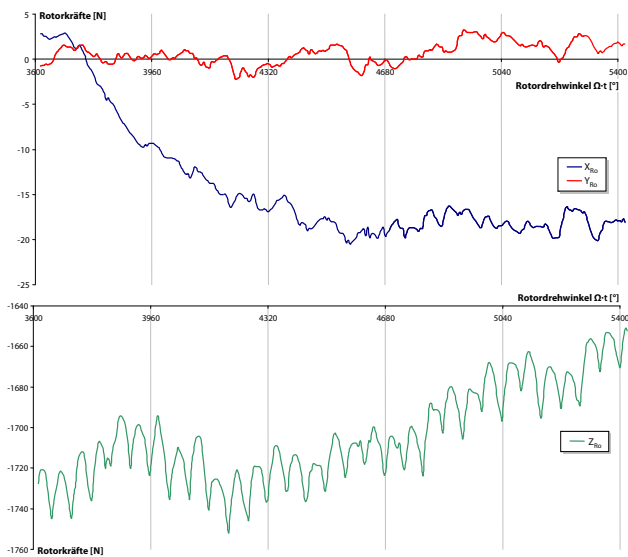


BILD 19. Rotorkräfte bei sin-zyklischer Blattverstellung

Wie BILD 20 zeigt entsteht durch die X-Kraft-Komponente wegen des Hebelarmes um den Hubschrauberschwerpunkt ein Nickmoment, welches der Rotor auf den Hubschrauber ausübt. Auch dessen Verlauf zeigt ein PT<sub>1</sub>-ähnliches Verhalten und strebt einem stationären Wert von  $M_{Ro}=12,5 \text{ Nm}$  entgegen.

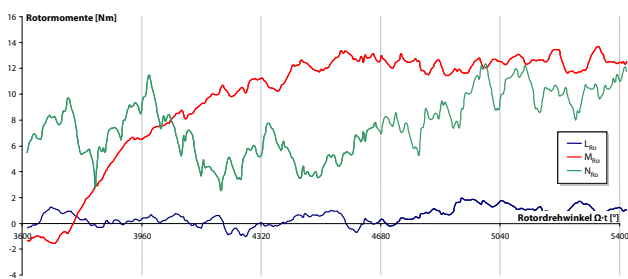


BILD 20. Rotormomente bei sin-zyklischer Blattverstellung

### 6.1. Steuerderivative

Die Kraft- und Momentenverläufe stellen Übergangsfunktionen der Kräfte und Momente auf Steuereingaben dar. Hierbei ist zu bedenken, dass die Steuereingaben ihrerseits nicht sprunghaft eingebracht wurden, sondern selbst einer Verzögerung erster Ordnung (Zeitkonstante 50 ms) unterliegen. Wie den Abbildungen zu entnehmen ist, folgt die Reaktion der Rotorebene darauf wiederum verzögert

(PT<sub>1</sub>-ähnlich), aus den Verläufen lässt sich eine Rotorzeitkonstante von etwa 50 ms abschätzen.

Die stationären Endwerte dienen als Bemessungsgrundlage für die Steuerderivative. Als flugmechanisch relevant werden die ersten 2,5 Umdrehungen nach der Steuereingabe betrachtet (es sind daher auch nur diese als Reaktion des Rotors und somit für die Derivative maßgeblich anzusehen); hierzu müssen die Grenzwerte der instationären Kräfte und Momente jeweils durch die Trägheiten des Hubschraubers dividiert werden, um die eigentlichen Hubschrauber-spezifischen Derivative zu erhalten. Des Weiteren ist zu bedenken, dass die oben eingebrachten Steuereingaben jeweils 0,5° betragen; die Werte sind daher zuvor zu verdoppeln. Aus Zeitgründen liegen nur Simulationsergebnisse für je eine Steuergröße vor, weshalb zunächst linear extrapoliert werden muss.

Die aus den Übergangsfunktionen abgeschätzten Steuerderivative wurden mit Ergebnissen der Linearisierung einer Simulation auf Basis der Blattelementtheorie [14] verglichen. Es stellte sich heraus, dass in den meisten Fällen die Größenordnungen übereinstimmen und die Zahlenwerte teilweise um bis zu 50% abweichen. Für die Abweichungen werden Unterschiede in den jeweiligen Modellannahmen sowie geringfügig unterschiedliche Trägheitseigenschaften verantwortlich gemacht.

## 7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Die vorgestellte Arbeit beschreibt die Entwicklung und Implementierung einer Wirbelmethode, die sämtlichen Anforderungen für flugmechanische Untersuchungen durch die Abbildung der instationären Rotor-aerodynamik und ihren vorwärtsintegrierenden Charakter genügt. Selbiges erlaubt in Verbindung mit einer 6DOF-Gesamthubschraubersimulation auch die Analyse instationärer Flugzustände (z.B. Wirbelringstadium).

BILD 21 zeigt beispielsweise den Schubverlauf des Koaxialhubschraubers, der ausgehend von einem quasistationärem Nachlauf mit einer über der Zeit rampenförmigen Vertikalgeschwindigkeit beaufschlagt wurde (Beschleunigung  $4 \text{ m/s}^2$ ). Es ist erkennbar, dass ab ca. 4 m/s vertikaler Sinkgeschwindigkeit der Beginn des Wirbelringstadiums vorliegt. Dies zeigt sich in einem Abfall des Schubbeiwerts im Mittel kombiniert mit deutlichen Schwankungen, was für den Hubschrauber zu einem instationären Flugzustand mit stärkeren Vibrationen führen würde.

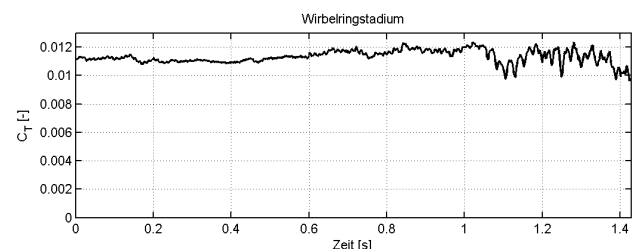


BILD 21. Erreichen des Wirbelringstadiums

Die zu untersuchende Rotorkonfiguration kann im Simulationsmodell beliebig variiert und unterschiedlich genau aufgelöst werden. Die Hinzunahme eines zweiten Rotors ermöglicht schließlich die Untersuchung von Koaxialrotoranordnungen.

Bei der Validierung der Methode wurde eine gute Übereinstimmung mit experimentellen und numerischen Ergebnis-

sen aus der Literatur gefunden, die auf die Richtigkeit der getroffenen Annahmen hindeutet. Auch die Geometrie der erzeugten Rotornachläufe weist die zu erwartenden Merkmale auf und spricht für eine korrekte Funktionalität der Methode.

Maßnahmen zur Optimierung bzw. Erweiterung der Methode wäre zunächst die Berücksichtigung kompressibler Effekte, um beispielsweise auch den schnellen Vorwärtsflug simulieren zu können. Des Weiteren könnte man anstelle der geradlinigen Wirbelsegmente gekrümmte Abschnitte verwenden, welche die Wirbelselbstinduktion mathematisch ermöglichen und eine geringere Auflösung erlauben. Die Wirbelkerne könnten überdies mit zunehmendem Wirbelalter vergrößert werden, was einer physikalisch besseren Darstellung der Wirbeldissipation entspricht; gleichzeitig könnten andere Wirbelkernmodelle als das hier genutzte Rankine-Modell verwendet werden, da dieses in der Regel numerische Instabilitäten begünstigt. Für die Ermittlung der Widerstandskräfte der Rotorblätter im inneren Problem besitzt das Panelverfahren durch die Idealisierung als ebene Platte nur Gültigkeit für dünne Profile mit geringen Einstellwinkeln. Hier könnte in Erwägung gezogen werden, für die Ermittlung der Widerstandskraft auf eine Lilienthalpolare des entsprechenden Profils zurückzugreifen, da somit der Zusammenhang von Blattauftrieb und -widerstand profilgerecht gewährleistet wäre.

## 8. BEZEICHNUNGEN

|                 |                                              |
|-----------------|----------------------------------------------|
| 6DOF            | Six Degrees of Freedom, Sechs Freiheitsgrade |
| CFD             | Computational Fluid Dynamics                 |
| EXE             | Executable (ausführbare Datei)               |
| MPI             | Message Passing Interface                    |
| PT <sub>1</sub> | Verzögerung erster Ordnung                   |

|                  |     |                                                        |
|------------------|-----|--------------------------------------------------------|
| A                | N   | Auftriebskraft am Rotorblatt                           |
| C <sub>T</sub>   |     | Schubbeiwert                                           |
| L <sub>Ro</sub>  | Nm  | Rotor-Rollmoment                                       |
| M <sub>Ro</sub>  | Nm  | Rotor-Nickmoment                                       |
| N <sub>Ro</sub>  | Nm  | Rotor-Giermoment                                       |
| R                | m   | Rotorradius                                            |
| S                | N   | Schubkraft am Rotorblatt                               |
| T                | N   | Tangentialkraft am Rotorblatt                          |
| W                | N   | Widerstandskraft am Rotorblatt                         |
| X <sub>Ro</sub>  | N   | Rotorkraft in X-Richtung                               |
| Y <sub>Ro</sub>  | N   | Rotorkraft in Y-Richtung                               |
| Z <sub>Ro</sub>  | N   | Rotorkraft in Z-Richtung                               |
| c <sub>a</sub>   |     | lokaler Auftriebsbeiwert                               |
| n                |     | aktueller Simulationszeitschritt                       |
| o                |     | radiale Nachlaufkoordinate                             |
| p                |     | azimutale Nachlaufkoordinate                           |
| r                | m   | radiale Blattkoordinate (Abstand vom Rotorkopf)        |
| $\vec{r}$        |     | Ortsvektor eines Nachlaufpunktes                       |
| t                | s   | Zeit                                                   |
| $v_{\perp}, v_n$ | m/s | normale Blattanströmgeschwindigkeit                    |
| $\tilde{v}_n$    | m/s | Normalgeschwindigkeit ohne Abwind                      |
| v <sub>res</sub> | m/s | resultierende Blattanströmgeschwindigkeit              |
| v <sub>t</sub>   | m/s | tangentiale Blattanströmgeschwindigkeit                |
| $\vec{w}$        |     | resultierender Geschwindigkeitsvektor im Nachlaufpunkt |
| w <sub>i</sub>   | m/s | induzierte Abwindgeschwindigkeit                       |

|                |                   |                                         |
|----------------|-------------------|-----------------------------------------|
| w <sub>N</sub> | m/s               | Abwind durch Nachlaufwirbel             |
| w <sub>σ</sub> | m/s               | Abwindgeschwindigkeit durch Blattwirbel |
| Δy             | m                 | Panelbreite                             |
| α              | rad               | Blattanstellwinkel                      |
| Γ              | m <sup>2</sup> /s | Zirkulation                             |
| θ              | rad               | Blatteinstellwinkel                     |
| ρ              | kg/m <sup>3</sup> | Dichte der Luft                         |
| σ              | 1/m               | Einflusskoeffizient                     |
| φ              | rad               | Anströmwinkel                           |
| ψ              | rad, °            | Rotorazimutwinkel im Hubschraubersystem |
| Ω              | rad/s             | Rotorwinkelgeschwindigkeit              |

## 9. LITERATUR

- [1] Linke, F., »Erstellung einer 'Free Wake'-Wirbelnachlaufsimulation zur Bestimmung der flugmechanischen Eigenschaften eines Koaxial-Hubschraubers«, Diplomarbeit, RWTH Aachen; 2007
- [2] Landgrebe, A. J., »An Analytical and Experimental Investigation of Helicopter Rotor Hover Performance and Wake Geometry Characteristics«, USAAMRDL Technical Report 71-24, 1971
- [3] Bramwell, A. R. S.; Done, G.; Balmford, D., »Bramwell's Helicopter Dynamics«, Butterworth-Heinemann, 2001
- [4] Johnson, W., »Helicopter Theory«, Princeton University Press, 1980
- [5] Stepniewski, W. Z., »Rotary-wing aerodynamics. Volume 1 - Basic theories of rotor aerodynamics with application to helicopters«, Boeing Vertol Company, Philadelphia; NASA Contractor Report 3082; 1979
- [6] Caradonna, F. X., »The Application of CFD to Rotary Wing Flow Problems«, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA; NASA TM-102803; 1992
- [7] Tauszig, L., »Numerical Detection and Characterization of Blade Vortex Interactions Using a Free Wake Analysis«, Master Thesis, The Pennsylvania State University, Department of Aerospace Engineering; 1998
- [8] Szymendera, C. J., »Computational Free Wake Analysis of a Helicopter Rotor«, Master Thesis, The Pennsylvania State University, Department of Aerospace Engineering; 2002
- [9] Johnson, W., »Airloads and wake models for a comprehensive helicopter analysis«, Vertica: the international journal of rotorcraft and powered lift aircraft. Vol. 14, no. 3, pp. 255-300; 1990
- [10] Sadler, S. G., »Development and Application of a Method for Predicting Rotor Free Wake Positions and Resulting Rotor Blade Airloads«, NASA Contractor Report 1911; 1971
- [11] Schlichting, H.; Truckenbrodt, E., »Aerodynamik des Flugzeuges, Zweiter Band«, Springer Verlag, 3. Aufl., 2001
- [12] Caradonna, F. X.; Tung, C., »Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover«, NASA Technical Memorandum 81232; 1981
- [13] Saito, S.; Azuma, A., »A Numerical Approach to Coaxial Rotor Aerodynamics«, DGLR Seventh European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Garmisch-Patenkirchen; September 1981
- [14] Linke, F., »Linearisierung einer bestehenden Koaxial-Hubschrauber-Simulation unter Matlab/Simulink«, Studienarbeit, RWTH Aachen; 2007