

# MODELLIERUNG DER DYNAMIKÄNDERUNG EINES HUBSCHRAUBERS BEI BODENBERÜHRUNG UND IM BODENEFFEKT

P. Ohme, S. Lorenz, F. Thielecke  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für Flugsystemtechnik  
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

## ÜBERSICHT

Das Institut für Flugsystemtechnik des DLR Braunschweig betreibt den unbemannten Forschungshubschrauber ARTIS. Für eine vorhandene Flugsimulationsumgebung des ARTIS wurde im Rahmen einer Diplomarbeit ein Bodenmodell entwickelt. Das Bodenmodell teilt sich in zwei Hauptteile. Mit dem ersten Teil wird das Verhalten des Hubschraubers bei Bodenkontakt abgebildet, d.h. beim Aufsetzen, Abheben und im Bodenstandfall. Dazu werden das Fahrwerk modelliert und die Kräfte und Momente berechnet, die bei Bodenkontakt angreifen. Dabei handelt es sich um Reib- und Normalkräfte, die ein Moment um den Schwerpunkt des Hubschraubers erzeugen. Das Kontaktmodell berücksichtigt die Bodensteifigkeit und –dämpfung sowie Haft- und Gleitreibung. Der zweite Teil modelliert den Bodeneffekt, der im Schwebeflug in Bodennähe auftritt. Durch den Bodeneffekt entsteht ein Schubzuwachs bei gleicher Rotorleistung. Der Schubzuwachs wird als Funktion der Hauptrotorflughöhe aus Flugversuchsdaten abgeschätzt und wirkt als zusätzliche Kraft in vertikaler Richtung. Mit den im Bodenmodell berechneten zusätzlichen Kräften und Momenten wird die ARTIS Flugdynamik innerhalb der Simulationsumgebung erweitert. Die Basis bildet dabei ein lineares Zustandsraummodell. Durch einen Vergleich mit realen Flugversuchsdaten wird die Güte des Bodenmodells abgeschätzt.

## 1. EINLEITUNG

Das Institut für Flugsystemtechnik des DLR Braunschweig betreibt den Forschungshubschrauber ARTIS (**A**utonomous **R**otorcraft **T**estbed for **I**ntelligent **S**ystems, vgl. Bild 1). Dieses Experimentalsystem basiert auf einem ferngesteuerten Modellhubschrauber und ist unter anderem mit einem Bordrechner und diversen Sensoren, wie Inertialplattform, Magnetometer und GPS, ausgestattet. Damit werden Verfahren und Algorithmen für den autonomen Schweb- und Streckenflug erforscht. Von zentraler Bedeutung ist auch die Entwicklung von intelligenten Systemen, die es dem Hubschrauber ermöglichen sollen, beispielsweise mit Videokameras die Umgebung zu erfassen und Hindernissen selbständig auszuweichen.

Zur Erprobung neuer Systeme ist eine Flugsimulationsumgebung als MATLAB / SIMULINK Modell entwickelt worden. Für die Simulation von autonomen Starts und Landungen muss das Flugverhalten in Bodennähe und der Kontakt der Hubschrauberhaken mit dem Boden abgebildet werden. Das Ziel der Diplomarbeit war es, ein Bodenmodell zu entwickeln, in die vorhandene Flugsimulation zu implementieren sowie die Modellgüte durch einen Vergleich mit realen Flugversuchsdaten zu beurteilen.



BILD 1. Forschungshubschrauber ARTIS

Zunächst wird das flugmechanische Modell erläutert, das der ARTIS Simulation zu Grunde liegt. Das Bodenmodell teilt sich in zwei Hauptteile. Im ersten Teil wird die Bodenkontaktmechanik berücksichtigt, d.h. wie verhält sich der Hubschrauber beim Aufsetzen, Abheben und im Bodenstandfall. Dazu muss das Fahrwerk modelliert werden, an dem bei Bodenberührung Reib- und Normalkräfte angreifen, aus denen ein Moment um den Schwerpunkt des Hubschraubers resultiert. Der zweite Teil modelliert die Änderung der Flugdynamik im Schwebeflug durch den sog. Bodeneffekt. Der Bodeneffekt entsteht durch den Einfluss des Bodens auf die Strömung innerhalb des Hauptrotorstrahls und erzeugt eine Schuberrhöhung bei gleicher Rotorleistung. Diese Schuberrhöhung wird anhand von Flugversuchsdaten in Abhängigkeit von der Hauptrotorflughöhe abgeschätzt und wirkt als zusätzliche Kraft in vertikaler Richtung. Mit den so berechneten zusätzlichen Kräften und Momenten wird die ARTIS Flugdynamik erweitert.

Zur Beurteilung der Modellgüte werden die Kraftberechnungen des Bodenmodells mit realen Flugversuchsdaten verglichen. Der Vergleich beschränkt sich jedoch auf den Modellteil zur Beschreibung des Bodeneffektes, da die am Fahrwerk angreifenden Kräfte im Flugversuch nur sehr aufwändig bestimmt werden könnten. Die Verifizierung des Bodenkontaktmodells kann mit einer Testumgebung erfolgen, die unabhängig von der ARTIS Simulationsumgebung betrieben wird.

## 2. FLUGMECHANISCHES MODELL

Die Grundlage für die Implementierung der Flugdynamik des Hubschraubers in die Simulation bilden die Bewegungsgleichungen. Die Hubschrauberdynamik hängt zu einem großen Teil vom Hauptrotor ab, dessen Rotorblätter gegenüber dem Rumpf permanente Schlag- und Schwenkbewegungen ausführen. Da jedoch die Eigenfrequenzen dieser rotorspezifischen Freiheitsgrade sehr hoch

gegenüber der Gesamtdynamik des Hubschraubers sind, können sie für die meisten Flugzustände vernachlässigt werden. Sollen dagegen unmittelbare Reaktionen auf Störungen wie Böen oder Steuerausfälle untersucht werden, sind diese zusätzlichen Freiheitsgrade zu berücksichtigen und die Aufstellung der Bewegungsgleichungen gestaltet sich deutlich aufwändiger als beim Starrflügler. Beim ARTIS werden zusätzliche Freiheitsgrade etwa durch Klappenausschläge oder rotierende Triebwerksteile vernachlässigt. In der hier vorgestellten Simulation wird der Rotor als eine Kräfte und Momente erzeugende Einheit betrachtet.

## 2.1. Bewegungsgleichungen

Aus den Kräfte- und Momentengleichgewichten für starre Flugkörper ergeben sich die Eulerschen Bewegungsgleichungen. Gleichung (1) zeigt die sich durch die Anwendung des Impulssatzes ergebenden Kraftgleichungen für die drei translatorischen Freiheitsgrade im flugzeugfesten Koordinatensystem (f-KOS):

$$(1) \quad m \cdot \left[ \frac{\partial \vec{V}_{Kf}}{\partial t} + \vec{\Omega}_{Kf} \times \vec{V}_{Kf} \right] = \vec{K}_f$$

$\vec{\Omega}_{Kf}$  bezeichnet den Drehgeschwindigkeitsvektor im f-KOS gegenüber dem erdfesten KOS.  $\vec{K}_f$  steht für alle am Flugkörper angreifenden Kräfte exklusive der Trägheit. Mit Hilfe des Drallsatzes lassen sich die Momentengleichungen für die drei rotatorischen Freiheitsgrade aufstellen. Gleichung (2) zeigt die Momentengleichungen im f-KOS:

$$(2) \quad \underline{I}_f \cdot \frac{\partial \vec{\Omega}_{Kf}}{\partial t} + \vec{\Omega}_{Kf} \times (\underline{I}_f \cdot \vec{\Omega}_{Kf}) + \vec{\Omega}_{Kf} \times \vec{B}_{Rotf} = \vec{M}_f$$

$\underline{I}_f$  symbolisiert den Trägheitstensor,  $\vec{B}_{Rotf}$  bezeichnet den Drall rotierender Teile gegenüber dem Flugkörper und  $\vec{M}_f$  steht für alle angreifenden Momente. Oft können rotierende Massen im Gesamtsystem vernachlässigt werden, so wird auch in dem hier vorgestellten Modell  $\vec{B}_{Rotf}$  zu Null gesetzt.

Im Folgenden sollen die am Hubschrauber angreifenden Kräfte und Momente näher beleuchtet werden, um die Bewegungsgleichungen detaillierter darzustellen (nach Butter [7]):

Folgende Gleichung zeigt die Gewichtskraft, die im g-KOS dargestellt und ins f-KOS transformiert wird.

$$(3) \quad \vec{G}_f = \underline{T}_{fg} \cdot \begin{bmatrix} 0 & 0 & mg \end{bmatrix}_g^T$$

Da die Gewichtskraft am Schwerpunkt angreift, wird kein Moment erzeugt.

Zur Darstellung der Rotorkräfte und -momente wird ein rotorfestes Koordinatensystem eingeführt. Die Achsen  $\vec{x}_r$  und  $\vec{y}_r$  liegen in der Blattspitzenebene des Rotors,  $\vec{z}_r$  verläuft senkrecht dazu. Gleichung (4) zeigt die vom Rotor erzeugten Kräfte, welche mit der Transformationsmatrix  $\underline{T}_{fr}$  ins f-KOS umgerechnet werden:

$$(4) \quad \vec{K}_f^R = \underline{T}_{fr} \cdot \vec{K}_r^R = \begin{bmatrix} \cos a & \sin a \cdot \sin b & \sin a \cdot \cos b \\ 0 & \cos b & -\sin b \\ -\sin a & \cos a \cdot \sin b & \cos a \cdot \cos b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -H^R \\ 0 \\ -S^R \end{bmatrix}_r$$

a und b sind die Winkel zwischen der Blattspitzenebene und dem Hubschrauberrumpf, d.h. a spannt sich zwischen  $\vec{x}_f$  und  $\vec{x}_r$  (Drehachse  $\vec{y}_f$ ) auf und b ist der Winkel zwischen  $\vec{y}_f$  und  $\vec{y}_r$  (Drehachse  $\vec{x}_r$ ).  $S_R$  bezeichnet den Rotorschub, der immer senkrecht auf der Blattspitzenebene steht.  $H_R$  ist der vom Rotor erzeugte Widerstand und wirkt in der Blattspitzenebene entgegen der  $\vec{x}_r$ -Richtung. Die durch den Rotor entstehenden Momente berücksichtigt folgende Gleichung:

$$(5) \quad \vec{M}_f^R = \underline{T}_{fr} \cdot \begin{bmatrix} L^R & M^R & N^R \end{bmatrix}_r^T$$

Durch die Rumpfanströmung entstehen zellenfeste aerodynamische Kräfte und Momente, die am besten im aerodynamischen KOS angegeben werden können. Gleichung (6) zeigt Widerstand W, Querkraft Q und Auftrieb A transformiert ins f-KOS

$$(6) \quad \vec{K}_f^A = \underline{T}_{fa} \cdot \vec{K}_a^A = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \beta & \cos \alpha \cdot \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cdot \cos \beta & -\sin \alpha \cdot \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ -A \end{bmatrix}_a$$

Dabei sind  $\alpha$  und  $\beta$  der Anstell- und der Schiebewinkel. Mit Gleichung (7) werden die aerodynamischen Momente berücksichtigt:

$$(7) \quad \vec{M}_f^A = \underline{T}_{fa} \cdot \begin{bmatrix} L^A & M^A & N^A \end{bmatrix}_a^T$$

Der Heckrotor erzeugt eine Schubkraft  $S^{HR}$  in  $\vec{y}_f$ -Richtung und Momente sowohl um die  $\vec{z}_r$ -Achse als auch um die  $\vec{x}_r$ -Achse. Die Kraft kann ausgedrückt werden als

$$(8) \quad \vec{K}_f^{HR} = \begin{bmatrix} 0 & S^{HR} & 0 \end{bmatrix}_f^T$$

Für das Moment ergibt sich

$$(9) \quad \vec{M}_f^{HR} = \begin{bmatrix} l_z \cdot S^{HR} & 0 & l_x \cdot S^{HR} \end{bmatrix}_f^T$$

mit dem Hebelarm  $l_x$  entlang der  $\vec{x}_f$ -Achse und dem Hebelarm  $l_z$  entlang der  $\vec{z}_f$ -Achse.

Zusammenfassung: Mit den zuvor aufgeführten Kräften wird die Kraftgleichung (1) zu

$$(10) \quad \frac{1}{m} \cdot \left( \underline{T}_{fr} \cdot \begin{bmatrix} -H^R \\ 0 \\ -S^R \end{bmatrix}_r + \underline{T}_{fa} \cdot \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ -A \end{bmatrix}_a + \begin{bmatrix} 0 \\ S^{HR} \\ 0 \end{bmatrix}_f \right),$$

wird durch lineares Modell ersetzt

die Momentengleichung (2) kann geschrieben werden als

$$(11) \quad \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \frac{1}{I_{\text{eff}}} \cdot \left( \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I_{\text{eff}} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) = \dots$$

$$\frac{1}{I_{\text{eff}}} \cdot \left( \begin{bmatrix} T_{\text{fr}} \\ M^R \\ N^R \end{bmatrix}_r + \begin{bmatrix} T_{\text{fa}} \\ M^A \\ N^A \end{bmatrix}_a + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I_h S^{\text{HR}} \end{bmatrix}_f \right)$$

wird durch lineares Modell ersetzt

Da der Rotor nicht starr mit der Hubschrauberzelle verbunden ist, sind die in Gleichung (10) bzw. (4) enthaltenen Winkel  $a$  und  $b$  nicht konstant. Ihre zeitliche Änderung beschreibt die Rotordynamik gegenüber der Hubschrauberzelle und hängt von vielen Faktoren wie der Flugeschwindigkeit, der Rotordrehzahl etc. ab. Hierzu sei auf die Fachliteratur ([2], [3]) verwiesen. In dem im Folgenden vorgestellten linearen Modell für den ARTIS sind  $a$  und  $b$  als zusätzliche Zustandsgrößen enthalten.

## 2.2. ARTIS Simulation

Für die ARTIS Simulation wurden die Bewegungsgleichungen (10) und (11) in einem Simulink Modell umgesetzt. Dabei wurden jeweils die letzten drei Terme linearisiert. Das lineare Zustandsraummodell hat die Form  $\dot{\underline{x}} = \underline{A} \cdot \underline{x} + \underline{B} \cdot \underline{u}$  mit  $\underline{x} = [\underline{u} \ v \ p \ q \ a \ b \ w \ r]^T$  und  $\underline{u} = [\delta_{\text{lat}} \ \delta_{\text{lon}} \ \delta_{\text{ped}} \ \delta_{\text{col}}]^T$ .  $\delta_{\text{lat}}$  und  $\delta_{\text{lon}}$  bezeichnen die zyklischen Steuereingaben,  $\delta_{\text{col}}$  ist die kollektive Steuereingabe des Hubschraubers. Mit  $\delta_{\text{ped}}$  wird der Schub des Heckrotors variiert. Die Zustandsgrößen  $\underline{x}$  werden durch Integration der Bewegungsgleichungen berechnet. Die in dieser Arbeit berechneten zusätzlichen Kräfte und Momente durch Bodenkontakt und den aerodynamischen Bodeneffekt werden als Beschleunigungen in den Bewegungsgleichungen hinzuaddiert, sofern sie wirksam werden. Insgesamt kann das gesamte Bewegungsdifferentialgleichungssystem also wie folgt geschrieben werden:

$$(12) \quad \dot{\underline{x}} = \underline{A} \cdot \underline{x} + \underline{B} \cdot \underline{u} + \underline{T}_{\text{fg}} \cdot \underline{g} + \dot{\underline{x}}_{\text{inertial}} + \dot{\underline{x}}_{\text{Ground}}$$

## 3. MECHANIKMODELL FÜR BODENKONTAKT

Im ersten Teil der vorgestellten Arbeit wurde für die ARTIS Flugsimulation ein Mechanikmodell für den Kontakt der Hubschrauberhufen mit dem Boden entwickelt. Damit soll ein möglichst reales Verhalten bei Bodenberührung während des Starts und der Landung nachgebildet werden. Hierzu werden die Kräfte an den Kontaktpunkten und die dadurch entstehenden Momente um den Schwerpunkt (SP) berechnet und zu dem in Kap. 2 vorgestellten Bewegungsdifferentialgleichungssystem hinzuaddiert, sobald Bodenkontakt hergestellt ist.

### 3.1. Geometrische Bedingungen für Bodenkontakt

Die Hubschrauberhufen werden durch vier Aufsetzpunkte modelliert, da so die meisten Start- und Landesituationen hinreichend genau beschrieben werden können. Bild 2 zeigt die Hufenmodellierung mit den zu den Aufsetzpunkten gehörigen Ortsvektoren  $\vec{r}_1$  bis  $\vec{r}_4$ . Die Ortsvektoren werden am zweckmäßigsten im hubschrauberfesten Koor-

dinatensystem als konstante Größen wie folgt dargestellt:

$$\vec{r}_1 = \begin{bmatrix} a & b & c \end{bmatrix}_f^T; \vec{r}_2 = \begin{bmatrix} -a & b & c \end{bmatrix}_f^T$$

$$\vec{r}_3 = \begin{bmatrix} -a & -b & c \end{bmatrix}_f^T; \vec{r}_4 = \begin{bmatrix} a & -b & c \end{bmatrix}_f^T$$

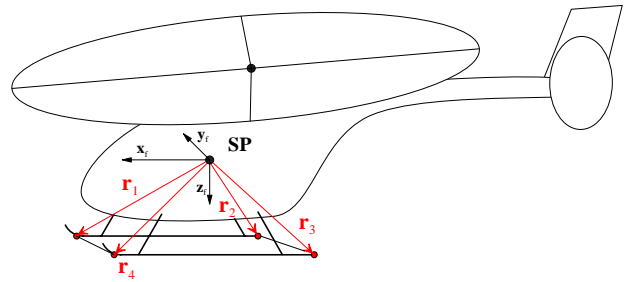


BILD 2. Hubschrauberhufen als 4 Punkt Modell

Um festzustellen wann die Aufsetzpunkte den Boden erreichen, werden jeweils die Koordinaten der Ortsvektoren ins geodätische Koordinatensystem transformiert, was folgende Gleichung als Beispiel für den Vektor  $\vec{r}_1$  zeigt:

$$(13) \quad \vec{r}_{1g} = \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} x_{\text{SP}} \\ y_{\text{SP}} \\ z_{\text{SP}} \end{bmatrix}_g + \underline{T}_{\text{gf}} \cdot \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix}_f$$

$\vec{r}_1$  wird mit der Matrix  $\underline{T}_{\text{gf}}$  ins geodätische Koordinatensystem transformiert und zum Ortsvektor des Schwerpunktes addiert. Erreicht ein Aufsetzpunkt bei  $c_g = 0$  die Höhe Null, werden die durch den Bodenkontakt entstehenden Kräfte und Momente berücksichtigt.

### 3.2. Kräfte und Momente bei Bodenkontakt

Unabhängig vom Hubschrauber kann das hier vorgestellte Kontaktmodell für einen beliebigen, starren Körper, der mit einer undurchlässigen, elastischen Oberfläche in Berührung kommt, verwendet werden. Da es sich um ein Starrkörpermodell handelt, wird die Elastizität des Körpers selbst nicht berücksichtigt. Bild 3 zeigt die wirkenden Kräfte und Momente für einen sich in einem Punkt im Bodenkontakt befindenden Körper. Die vier Ecken der Quadergrundfläche können mit den in Bild 2 dargestellten Aufsetzpunkten des Hubschraubers gleichgesetzt werden. Bild 3 würde dann das Aufsetzen bei einer Landung mit  $\Phi \neq 0$  und  $\Theta \neq 0$  zeigen. Damit der Körper den Boden nicht durchdringen kann, wirkt eine Normalkraft  $\vec{F}_{n_g}$ , die senkrecht zum Boden der Bewegung des Körpers entgegenwirkt. Außerdem wirken zwei Reibkräfte, in x-Richtung  $\vec{F}_{x_g}^r$  und in y-Richtung  $\vec{F}_{y_g}^r$ , die ein Weggleiten des Aufsetzpunktes verhindern. Die Resultierende der drei Kräfte erzeugt ein Drehmoment um den Schwerpunkt, welches abhängig vom Massenträgheitsmoment des Körpers zu einer Drehbeschleunigung führt. Da die Kräfte in geodätischen Koordinaten berechnet werden, müssen sie zur Berücksichtigung im Bewegungsdifferentialgleichungssystem in hubschrauberfeste Koordinaten transformiert werden. Im Folgenden soll die Berechnung der einzelnen Kräfte und der Momente, die für jeden Aufsetzpunkt erfolgt, erläutert werden.

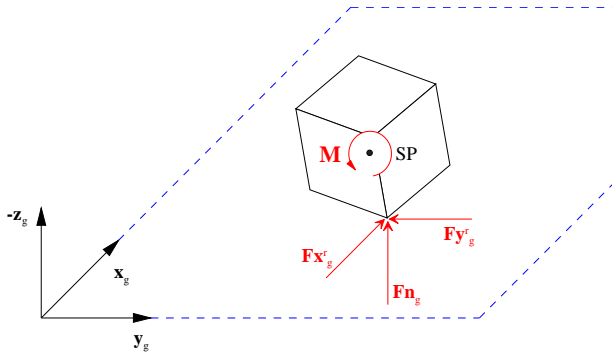


BILD 3. Kräfte und Momente im Bodenkontakt

Normalkraft  $\vec{F}_{n_g}$ :

Zur Bestimmung der Normalkraft ist der Boden als klassisches Feder-Dämpfer-System modelliert. Dazu wird folgende Differentialgleichung verwendet:

$$(14) \quad \vec{F}_{n_g} = Kk \cdot \vec{z}_E + bk \cdot \dot{\vec{z}}_E$$

Die Eindringtiefe  $\vec{z}_E$  des Körpers in die Oberfläche und die Steifigkeit  $Kk$  des Bodens bestimmen im Wesentlichen die Größe der Normalkraft. Mit  $bk$  kann die Dämpfung des Bodens variiert werden. Die Eindringtiefe  $z_E$  entspricht der in Kap. 3.1 erläuterten Höhe des Aufsetzpunktes  $c_g$ , die zeitliche Ableitung der Eindringtiefe  $\dot{z}_E$  lässt sich im Simulink Modell direkt aus  $\vec{z}_E$  bestimmen. Die Zahlenwerte für  $Kk$  und  $bk$  können je nach Bodenbeschaffenheit variiert werden. Es stehen keine Referenzwerte zur Verfügung.

Reibkräfte  $\vec{F}_{x_g}^r$  und  $\vec{F}_{y_g}^r$ :

Gleichung (15) zeigt das in dieser Arbeit verwendete Reibkraftmodell:

$$(15) \quad \vec{F}_g^r(\vec{z}_E, \vec{v}_{ti}) = \mu(\vec{v}_{ti}) \cdot \vec{F}_{n_g}(\vec{z}_E)$$

Damit ist die Reibkraft sowohl eine Funktion der Normalkraft bzw. der Eindringtiefe als auch der Tangentialgeschwindigkeit  $\vec{v}_{ti}$  der Aufsetzpunkte.  $\vec{v}_{ti}$  bezeichnet die Geschwindigkeit in der durch  $\vec{x}_g$  und  $\vec{y}_g$  aufgespannten Bodenebene. Nach Simon [6] kann zur Beschreibung einer in Versuchen gemessenen Reibwertkennlinie ein ausgerundeter Streckenzug verwendet werden. Als stetige Funktion mit sechs Parametern lässt sich dieser nach obiger Quelle wie folgt darstellen:

$$(16) \quad \mu(\vec{v}_{ti}) = \frac{1}{2} \cdot \left( \frac{\mu_0}{v_0} + \frac{\mu_0 - \mu_1}{v_1 - v_0} \right) \cdot \left( \sqrt{(\vec{v}_{ti} + v_0)^2 + r_0^2} - \sqrt{(\vec{v}_{ti} - v_0)^2 + r_0^2} \right) + \frac{1}{2} \cdot \left( \frac{\mu_0 - \mu_1}{v_1 - v_0} \right) \cdot \left( \sqrt{(\vec{v}_{ti} - v_1)^2 + r_1^2} - \sqrt{(\vec{v}_{ti} + v_1)^2 + r_1^2} \right)$$

Bild 4 zeigt die Reibzahlkennlinie nach Gleichung (16). Die Punkte  $(v_0, \mu_0)$  bzw.  $(-v_0, -\mu_0)$  und  $(v_1, \mu_1)$  bzw.

$(-v_1, -\mu_1)$  spannen den Streckenzug auf, der sich abhängig von den Ausrundungsparametern  $r_0$  und  $r_1$  an die Punkte anschmiegt. Mit dem so berechneten Reibwert wird die Richtung der Reibkraft von der Richtung der Tangentialgeschwindigkeit des Aufsetzpunktes abhängig. Ist  $\vec{v}_{ti}$  positiv wird  $\mu$  positiv, ist  $\vec{v}_{ti}$  negativ wird  $\mu$  negativ.

„Echtes Haften“ kann die Kennlinie streng genommen nicht darstellen, da durch die endliche Steigung im Ursprung bei sehr kleinen  $\vec{v}_{ti}$  der Reibwert ebenfalls klein ist und so ein langsames Gleiten möglich wird. Dieser Nachteil lässt sich jedoch beheben, indem  $v_0$  sehr klein gewählt wird, sodass die Kennlinie im Ursprung möglichst steil verläuft. So wird die in der Realität zu beobachtende höhere Reibkraft beim „Anschieben“ eines Körpers berücksichtigt. Bei geringer Tangentialgeschwindigkeit wird zunächst der Maximalwert  $\mu_0$  erreicht (Haftreibung). Mit steigender Geschwindigkeit fällt der Reibwert auf  $\mu_1$  ab. Damit ist mit einer Geschwindigkeit größer  $v_1$  reine Gleitreibung erreicht.

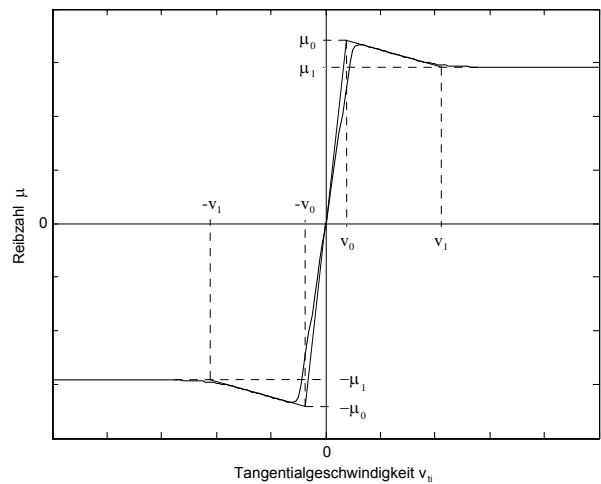


BILD 4. Reibzahlkennlinie nach Simon [12]

Entsprechend dem in Bild 3 dargestellten Modell wird  $\vec{v}_{ti}$  in zwei Komponenten, in x- und in y- Richtung, aufgeteilt und es ergeben sich unter Anwendung von Gleichung (15) die Reibkräfte  $\vec{F}_{x_g}^r$  und  $\vec{F}_{y_g}^r$ . Die daraus Resultierende entspricht der Gesamtreibkraft pro Aufsetzpunkt im geodätischen KOS. Da bisher lediglich die Ortsvektoren der einzelnen Aufsetzpunkte im g-KOS bestimmt wurden (vgl. Kap. 3.1), werden diese nun differenziert, um die Tangentialgeschwindigkeiten zu erhalten. Wie in Gleichung (13) soll dies für den Vektor  $\vec{r}_i$  im Folgenden gezeigt werden:

$$(17) \quad \dot{\vec{r}}_i = \begin{bmatrix} \dot{a} \\ \dot{b} \\ \dot{c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_{SP} \\ \dot{y}_{SP} \\ \dot{z}_{SP} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix}$$

Mit dem Kreuzprodukt wird die Drehgeschwindigkeit  $\vec{\omega} = [p \ q \ r]^T$  des hubschrauberfesten KOS gegenüber dem geodätischen KOS berücksichtigt.

#### Zusammenfassung der Kräfte:

Um die zuvor erläuterten Kräfte bei Bodenkontakt zu den

Bewegungsgleichungen (10) hinzuaddieren zu können, werden sie wie folgt zu einem Vektor zusammengefasst, ins körperfeste KOS transformiert und geteilt durch die Masse als Beschleunigungen ausgedrückt:

$$(18) \begin{bmatrix} \ddot{u}^r \\ \ddot{v}^r \\ \ddot{w}^r \end{bmatrix}_f = \frac{1}{m} \cdot \begin{bmatrix} Fx^r \\ Fy^r \\ Fn^r \end{bmatrix}_f = \frac{1}{m} \cdot \left( T_{=fg} \cdot \begin{bmatrix} Fx^r \\ Fy^r \\ Fn^r \end{bmatrix}_g \right)$$

Drehmoment  $\vec{M}_f$  :

Das Drehmoment um den Schwerpunkt berechnet sich durch das Kreuzprodukt aus dem Abstandsvektor zwischen Schwerpunkt und Kraftangriffspunkt  $\vec{r}$  und der angreifenden Kraft  $\vec{F}$ . Mit den zuvor erläuterten Kräften berechnet sich das Moment im körperfesten KOS zu:

$$(19) \vec{M}_f = I_{=f} \cdot \begin{bmatrix} \dot{p}_r \\ \dot{q}_r \\ \dot{r}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix}_f \times \begin{bmatrix} Fx^r \\ Fy^r \\ Fz^r \end{bmatrix}_f$$

Die Momente werden geteilt durch den Trägheitstensor  $I_{=f}$  als Drehbeschleunigungen zu den Bewegungsgleichungen (11) addiert. Da der Trägheitstensor des ARTIS nicht exakt bekannt ist, wird er mit einem einfachen Quadermodell abgeschätzt.

#### 4. FLUGDYNAMIKÄNDERUNG IN BODENNÄHE (BODENEFFEKT)

Nähert sich ein Hubschrauber im Schwebeflug dem Boden, kann der Rotorstrahl nicht mehr frei nach unten abströmen. Durch die Oberfläche wird der Luftstrom aufgestaut und seitlich abgelenkt. Bild 5 zeigt einen Hubschrauberrotor im Versuchszustand. Simuliert wurde der Schwebeflugzustand ohne Rückwirkung eines Bodens in Teil (a) und mit Bodeneinfluss in Teil (b). Die Strömungsvisualisierung erfolgt mit oberhalb des Rotors eingeblasenem Rauch. Teil (a) zeigt deutlich eine sich nach unten verjüngende Stromröhre entsprechend einer Düsenkontur. Entlang der Kontur als Scherschicht zwischen schnell strömender und ruhender Luft sind durch Reibung entstehende Wirbel zu erkennen. Die Kontur der Stromröhre in Teil (b) stellt sich als konvergent-divergent, ähnlich der einer Lavaldüse, dar. Im Bodenbereich ist eine seitliche Ausbreitung der Luft parallel zur Ebene zu erkennen.

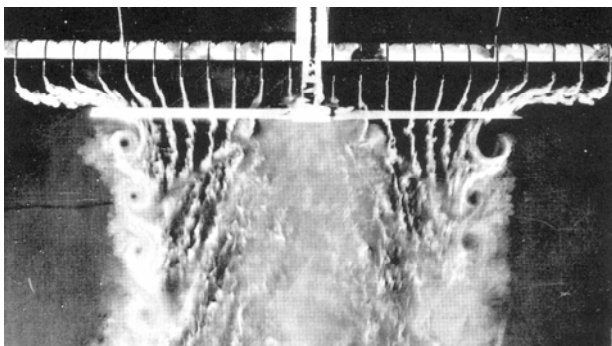


BILD 5. (a) Hubschrauberrotor ohne Bodeneffekt [6]

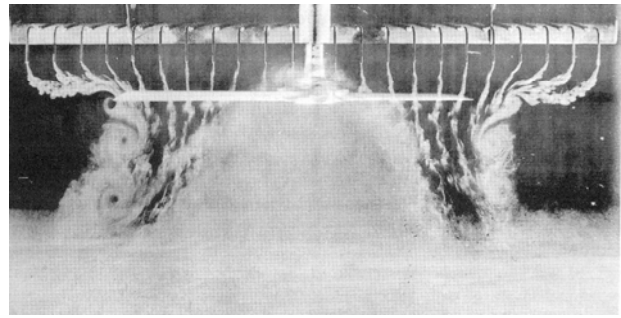


BILD 5. (b) Hubschrauberrotor im Bodeneffekt [6]

Bild 6 zeigt schematisch den Rotorstrahl im Schwebeflug ohne Bodeneffekt (OBE) mit entsprechendem Druck – bzw. Geschwindigkeitsverlauf.  $\Delta p$  ist der Differenzdruck zwischen dem Umgebungsdruck  $p_0$  und dem statischen Druck innerhalb der Strömung. Entsprechend ist  $\Delta V$  die Differenzgeschwindigkeit zwischen der Außenströmung (hier im Schwebeflugfall gleich null) und der Geschwindigkeit innerhalb der Stromröhre. In der sich verengenden Stromröhre wird die Strömung bei sinkendem statischem Druck beschleunigt. In der Rotorscheibenebene wird Energie zugeführt, was einen Drucksprung verursacht. Unterhalb des Rotors sinkt der Druck bei weiterer Beschleunigung wieder bis der Umgebungsdruck erreicht ist. Die Strömungsgeschwindigkeit steigt kontinuierlich bis auf  $2 v_{i0}$  weit unterhalb des Rotors.

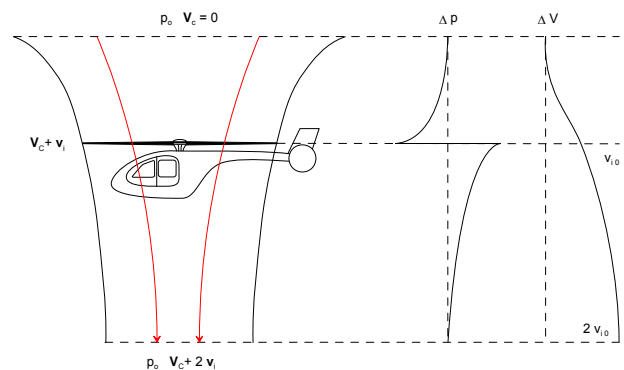


BILD 6. Druck – und Geschwindigkeitsverlauf für Rotorstrahl ohne Bodeneffekt (OBE)

Bild 7 veranschaulicht die Strömungsverhältnisse innerhalb des Rotorstrahls bei gleicher zugeführter Leistung im Schwebeflug unter Beeinflussung des Bodens (IBE). Oberhalb des Rotors fällt der statische Druck in der konvergent verlaufenden Stromröhre ab, jedoch auf ein weniger niedriges Niveau als ohne Bodeneinfluss, was sich auf den höheren Gegendruck weiter stromaufwärts zurückführen lässt. Daher fällt auch die vom Rotor induzierte Geschwindigkeit  $v_{i0,IBE}$  niedriger aus. In Rotorscheibenebene erfährt die Strömung durch Energiezuführung einen Drucksprung. In der divergent verlaufenden Stromröhre unterhalb des Rotors steigt der Druck weiter an. Die Vertikalkomponente der Geschwindigkeit erhöht sich bis zur Rotorscheibenebene, um dann bis zum Boden auf Null abzufallen.



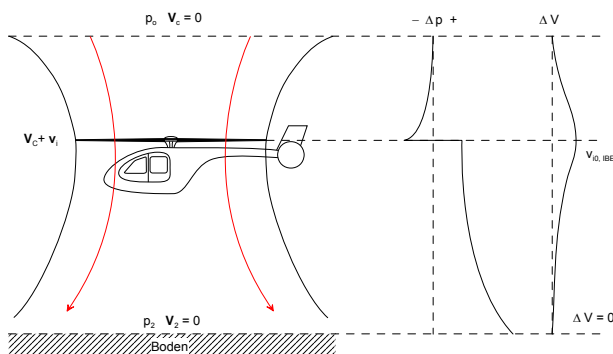


BILD 7. Druck – und Geschwindigkeitsverlauf für Rotorstrahl mit Bodeneffekt (IBE)

Die sich durch die veränderten Strömungsverhältnisse eines sich im Bodeneffekt befindenden Hubschraubers ergebende Schuberrhöhung bei konstanter Rotorleistung oder Leistungsverminderung bei konstantem Schub erklärt die Strahltheorie. Sie liefert so auch die Berechnungsgrundlage zur Implementierung des Bodeneffektes in das flugmechanische Simulationsmodell.

#### 4.1. Strahltheorie

Die Strahltheorie nutzt ein vereinfachtes Strömungsmodell wie in Bild 8 dargestellt. Danach folgt die Strömung durch einen Rotor einer sich verengenden Stromröhre. Die Strömung wird als eindimensional, stationär, inkompressibel und reibungsfrei angenommen. Außerdem soll die Druckverteilung über der Rotorkreisfläche und damit der Luftdurchsatz konstant sein und sowohl Blattspitzenverluste als auch der Drall im vom Rotor abgehenden Luftstrom vernachlässigt werden. Auf die Stromröhre als Kontrollvolumen sollen nun die Erhaltungssätze der Strömungsmechanik angewendet werden. Dafür werden die Ebene 0 weit oberhalb, die Ebene  $\infty$  weit unterhalb des Rotors und die Rotorscheibenebene selbst mit den entsprechenden Querschnittsflächen  $A_0$ ,  $A_\infty$  und  $A$  definiert. Bild 8 zeigt die Strömungsverhältnisse bei senkrechtem Steigflug mit der Steiggeschwindigkeit  $V_C$  und der vom Rotor induzierten Geschwindigkeit  $v_i$ . Beim stationären Schwebeflug wird  $V_C$  zu Null und die induzierte Geschwindigkeit zu  $v_{i0}$ . Die Geschwindigkeit in der Ebene  $\infty$  wird mit  $w$  bezeichnet.

##### Stationärer Schwebeflug

Werden die Beträge vom Schub  $T_0$  und dem Gewicht  $G$  gleichgesetzt, ergibt sich für die vom Rotor induzierte Geschwindigkeit  $v_{i0}$ :

$$(20) \quad v_{i0} = \sqrt{\frac{G}{2 \cdot \rho \cdot A}}$$

Die Leistung  $P_0$  eines idealen Rotors wird zu

$$(21) \quad P_0 = G \cdot \sqrt{\frac{G}{2 \cdot \rho \cdot A}} = T_0 \cdot v_{i0}.$$

##### Senkrechter Steigflug

Beim stationären senkrechten Steigflug entspricht die Geschwindigkeit  $V_C$  der entgegen gesetzten Steiggeschwindigkeit  $V_z$ , d.h.  $V_z = -V_C$ . Die Anwendung des Impulssatzes und der Massenerhaltung ergibt für den Schub  $T$ :

$$(22) \quad T = \dot{m} \cdot (w + V_C) - \dot{m} \cdot V_C = \dot{m} \cdot w$$

Mit dem Energiesatz ergibt sich die induzierte Geschwindigkeit  $v_i$  zu

$$(23) \quad \frac{v_i}{v_{i0}} = -\left(\frac{V_C}{2 \cdot v_{i0}}\right) + \sqrt{\left(\frac{V_C}{2 \cdot v_{i0}}\right)^2 + 1}$$

Die benötigte Rotorleistung berechnet sich nach

$$(24) \quad P = T \cdot (V_C + v_i) = P_0 \cdot \left(\frac{V_C}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}}\right) = \frac{P_0}{v_i/v_{i0}}.$$

Zusammenfassend lässt sich für den senkrechten Steigflug feststellen:

- Der Schub entspricht dem im stationären Schwebeflug.
- Die vom Rotor induzierte Geschwindigkeit ist kleiner als im stationären Schwebeflug und sinkt mit wachsender Steiggeschwindigkeit.
- Die benötigte Rotorleistung ist höher als im stationären Schwebeflug und steigt mit wachsender Steiggeschwindigkeit.

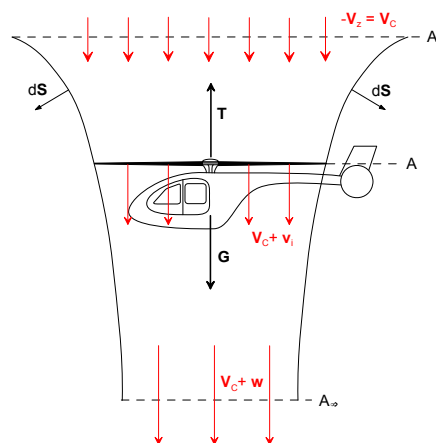


BILD 8. Senkrechter Steigflug

##### Senkrechter Sinkflug

Während beim senkrechten Steigflug  $V_C$  und die Strömungsgeschwindigkeit des Rotorstrahls in die gleiche Richtung zeigen, kehrt sich beim Eintritt in den senkrechten Sinkflug  $V_C$  um und wirkt somit der Strahlgeschwindigkeit entgegen. Deshalb ist der Sinkflug physikalisch weit aus schwieriger zu behandeln als Steig- oder Schwebeflug, da in bestimmten Geschwindigkeitsbereichen komplexe Strömungsphänomene wie Instationarität und Wirbelbildung auftreten, die analytisch nicht zu berechnen sind. Die Annahmen, die für die Strahltheorie getroffen wurden (vgl. Einleitung Strahltheorie), sind hier nicht mehr gültig. Daher wird der gesamte Geschwindigkeitsbereich in vier Teile aufgeteilt, für die die Berechnung von induzierter Geschwindigkeit, Schub und Leistung jeweils angepasst wird.

Geschwindigkeitsbereich:  $-\frac{1}{4} v_{i0} \leq V_C < 0$ :

Bis etwa zu einer Sinkgeschwindigkeit von  $V_z = 1/4 \cdot v_{i0}$  kann die induzierte Geschwindigkeit  $v_i$  noch strahltheoretisch entsprechend dem senkrechten Steigflug berechnet werden, da die Strömungsverluste vernachlässigt werden können (vgl. [1]).

#### Geschwindigkeitsbereich - $v_i < V_C < -\frac{1}{4} v_{i0}$ :

In diesem Bereich befindet sich ein Hubschrauber im Wirbelringstadium. Die Luft, die der Rotor nach unten drückt, wird durch die sich entgegen gesetzt bewegende Außenströmung wieder nach oben umgelenkt. Es entsteht ein Wirbelring um die Rotorscheibenebene. Damit treten starke Vibrationen auf und der Hubschrauber ist nur noch schwer beherrschbar. Daher ist dieser Flugbereich zu meiden. Die Strahltheorie ist hier zur Berechnung der induzierten Geschwindigkeit nicht mehr anwendbar, da u.a. Reibungsfreiheit nicht mehr angenommen werden kann. Auch die Definition eines Kontrollvolumens ist nicht mehr möglich. Daher kann  $v_i$  nur mit einer aus Flugversuchen gewonnenen Näherung berechnet werden. Ein Beispiel für eine solche Näherung zeigt die folgende Gleichung (vgl. [6]):

$$(25) \frac{v_i}{v_{i0}} = 1 + k_1 \cdot \left( \frac{V_C}{v_{i0}} \right) + k_2 \cdot \left( \frac{V_C}{v_{i0}} \right)^2 + k_3 \cdot \left( \frac{V_C}{v_{i0}} \right)^3 + k_4 \cdot \left( \frac{V_C}{v_{i0}} \right)^4$$

Dabei haben die k-Faktoren folgende Werte:  $k_1 = -1.125$ ;  $k_2 = -1.372$ ;  $k_3 = -1.718$ ;  $k_4 = -0.655$ . Die Schub- und Leistungsberechnung wird aus der Strahltheorie für den senkrechten Steigflug übernommen.

#### Geschwindigkeitsbereich - $2v_i < V_C \leq -v_i$ :

Bei  $V_C = -v_i$ , d.h. die Sinkgeschwindigkeit ist genauso groß wie die vom Rotor induzierte Geschwindigkeit, liegt der Zustand der idealen Autorotation vor. Der Rotor erzeugt keinen Schub und es wird keine Leistung zu- oder abgeführt. Der Bereich wird als Turbulent Wake State bezeichnet. Aufgrund instationärer, sehr komplexer Strömungsvorgänge kann keine Schub- und Leistungsberechnung mehr erfolgen, sodass auf Flugversuchsdaten zurückgegriffen werden muss.

#### Geschwindigkeitsbereich $V_C < -2v_i$ :

Nach der Strahltheorie ist die Strömungsgeschwindigkeit  $w$  weit unterhalb der Rotorscheibenebene doppelt so groß ist wie die induzierte Geschwindigkeit  $v_i$ . Überschreitet nun die Sinkgeschwindigkeit  $V_C = -2v_i$ , hat sich die Strömungsrichtung auch innerhalb der Stromröhre umgedreht. Die Luft strömt nicht mehr von oben durch den Rotor nach unten, sondern von unten nach oben. In diesem Sinkflugbereich befindet sich der Hubschrauber im so genannten Windmühlenstadium. Der Rotor führt der Strömung keine Energie mehr zu, sondern die Strömung dem Rotor. Die Rotorleistung wird negativ. Da die induzierte Geschwindigkeit und  $V_C$  nun in die gleiche Richtung zeigen, erhält die Strahltheorie wieder ihre volle Gültigkeit. Nach dem Impulssatz ergibt sich entsprechend Gleichung (26) für den Schub:

$$(26) T = \dot{m} \cdot V_C - \dot{m} \cdot (w + V_C) = -\dot{m} \cdot w$$

Auch im Windmühlenstadium erzeugt der Rotor positiven Schub, da  $(w + V_C)$  negativ wird. Mit dem Energiesatz ergibt sich für die Leistung:

$$(27) P = T \cdot (v_i + V_C) = -\frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot (w^2 + 2 \cdot w \cdot V_C)$$

Für die induzierte Geschwindigkeit erhält man analog zum senkrechten Steigflug

$$(28) \frac{v_i}{v_{i0}} = -\left( \frac{V_C}{2 \cdot v_{i0}} \right) - \sqrt{\left( \frac{V_C}{2 \cdot v_{i0}} \right)^2 - 1}$$

## 4.2. Erweiterung der Strahltheorie zur Beschreibung des Bodeneffektes

Wie in Kap. 4.0 bereits erläutert, ergibt sich für den Schwebeflug im Bodeneffekt wegen der veränderten Druckverhältnisse in der Stromröhre bei gleicher Rotorleistung eine geringere induzierte Geschwindigkeit  $v_{i0,IBE}$  als außerhalb des Bodeneffektes. Im Schwebeflug gilt nach Gleichung (21)  $v_{i0} = P_0/T_0$ , d.h. im Bodeneffekt muss für eine kleinere induzierte Geschwindigkeit  $v_{i0,IBE}$  bei gleicher Leistung  $P_{OBE}$  der Schub  $T_{IBE}$  steigen. Da jedoch eine exakte mathematische Beschreibung der aerodynamischen Effekte eines in Bodennähe arbeitenden Rotors nach derzeitigen wissenschaftlichen Erkenntnissen nicht möglich ist, müssen Flugversuchsdaten herangezogen werden. Daher sind in den vergangenen Jahrzehnten zahlreiche Experimente durchgeführt worden, in denen die Schuberhöhung bei konstanter Leistung in Abhängigkeit vom Bodenabstand gemessen wurde. Es wurde festgestellt, dass der Bodeneffekt erst ab Flughöhen kleiner als ein Rotorkreisflächendurchmesser relevant wird. Aus den Messergebnissen sind Berechnungsvorschriften entwickelt worden, die die Realität approximieren. Drei Ergebnisse verschiedener Autoren sollen hier vorgestellt werden:

$$(29) \text{ Nach Cheeseman [4]: } \left[ \frac{T_{IBE}}{T_{OBE}} \right]_{P=\text{const}} = \frac{1}{1 - (R/4 \cdot z)^2}$$

$$(30) \text{ Nach Bittner [1]: } \left[ \frac{T_{IBE}}{T_{OBE}} \right]_{P=\text{const}} = \left[ 1 - \frac{0.5}{1 + 4(z/R)^2} \right]^{-1}$$

$$(31) \text{ Nach Hayden [4]: } \left[ \frac{T_{IBE}}{T_{OBE}} \right]_{P=\text{const}} = \left[ \frac{1}{c_1 + c_2 (2R/z)^2} \right]^{-1}$$

$c_1 = 0.9926 \quad c_2 = 0.0379$

Mit dem Rotorkreisflächendurchmesser  $R$  und der Rotorflughöhe  $z$  ergeben sich für den ARTIS Hubschrauber die in Bild 9 dargestellten Schuberhöhungen. Bei einer minimalen Rotorflughöhe von 0.6 m im Bodenstandfall ergeben sich Schubzuwächse von ca. 20, 25 bzw. 40 Prozent. Im Rahmen dieser Arbeit wurde das Modell 1 nach Cheeseman ausgewählt, da hier die beste Übereinstimmung mit Flugversuchsdaten gegeben ist. Bild 10 zeigt solche Messdaten verschiedener Hubschraubermuster im Vergleich zu den Berechnungen von Cheeseman und Hayden. Die Voraussage von Hayden würde hiernach als zu hoch eingestuft werden. Bittners Voraussage liegt genau zwischen Cheeseman und Hayden und kann auch noch als akzeptable Lösung angesehen werden.

Mit Hilfe der Gleichung (21) kann mit den Gleichungen (29) – (31) bei konstant gehaltener Leistung auch die Verringerung der induzierten Geschwindigkeit ausgedrückt werden, d.h. es muss lediglich der Reziprokwert der Schubsteigerung gebildet werden.

Die bisherige Betrachtung der Veränderung eines Rotorschubstrahls in Bodennähe bezog sich ausschließlich auf den stationären Schwebeflug. Um alle in Kap. 4.1 behandelten Flugfälle mit einzubeziehen, müssen die Berechnungen jeweils angepasst werden. In den Gleichungen zur Berechnung der induzierten Geschwindigkeit  $v_i$ , sowohl für den Steig- als auch für den Sinkflug, dient die induzierte Geschwindigkeit im Schwebeflug  $v_{i0,OBE}$  als Vergleichswert (vgl. Gl. (23); (25); (28)). Zur Berücksichtigung des Bo-

deneffektes wird  $v_{i0,OBE}$  durch die oben hergeleitete und von der Flughöhe  $z$  abhängige induzierte Geschwindigkeit  $v_{i0,IBE}$  ersetzt. Die Schub- und Leistungsberechnung erfolgt mit der angepassten induzierten Geschwindigkeit analog zur Strahltheorie ohne Bodeneffekt.

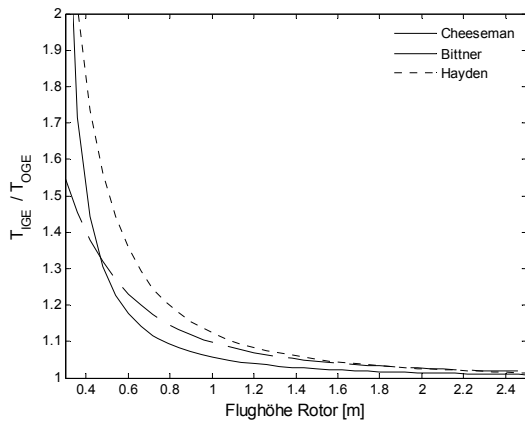


BILD 9. Schuberrhöhung durch Bodeneffekt

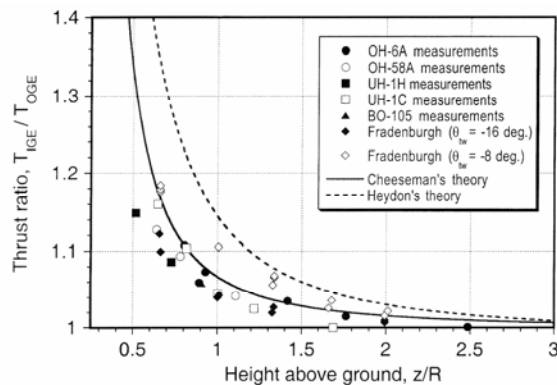


BILD 10. Flugversuchsdaten verschiedener Hubschraubermuster [4]

#### 4.3. Induzierte Geschwindigkeit, Schub und Leistung des ARTIS (IBE / OBE)

Bild 11 stellt die Ergebnisse der Berechnung von induzierter Geschwindigkeit, Schub und Leistung nach dem in Kap. 4.1 behandelten Strahltheoriemodell für den ARTIS Hubschrauber dar. Dabei werden die Parameter über der stationären Steig- bzw. Sinkfluggeschwindigkeit aufgetragen, die im Fall des Sinkfluges bis 15 m/s reicht, im Steigflug bis 10 m/s. Somit ist ein Bereich abgedeckt, den der Hubschrauber aufgrund seiner Flugleistungen nicht überschreiten wird. Für den Steigflug ergibt sich wie erwartet mit zunehmender Geschwindigkeit eine Verringerung der vom Rotor induzierten Geschwindigkeit bei konstantem Schub und wachsender Leistung. Der Sinkflugbereich ist, beschrieben in Kap. 4.1, in vier Teile aufgeteilt. Die Grenzen sind mit gepunkteten, strichpunktierten bzw. gestrichelten Linien gekennzeichnet. Der Bereich, in dem die Strahltheorie ungültig ist, ist grau hinterlegt. Für diesen Bereich muss zur Berechnung von  $v_i$  auf eine Näherungslösung zurückgegriffen werden, z.B. nach Gleichung (25), die aus Flugversuchsdaten gewonnen wurde. Auch müssen Grenzen festgelegt werden, innerhalb derer diese Näherungslösung gelten soll. Die Grenze für den Eintritt ins Wirbelringstadium ist mit  $V_C = -1/4 v_{i0}$  empirisch festgelegt. Aus diesen Gründen entstehen an den Übergängen

in den grau hinterlegten Bereich Sprünge, die sich, sollen die Parameter hier überhaupt dargestellt werden, nicht vermeiden lassen. Außerdem zeigen die Kurven auch in diesen kritischen Bereichen nachvollziehbare Verläufe.

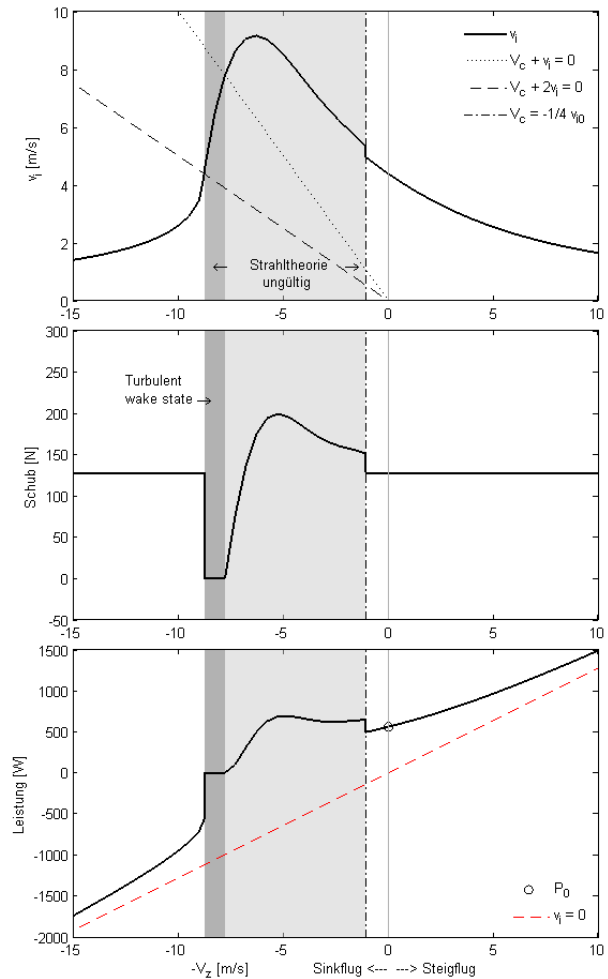


BILD 11.  $v_i$ , Schub, Leistung über gesamtem Geschwindigkeitsbereich OBE

Der Schub bleibt bis zum Eintritt in das Wirbelringstadium konstant, die Leistung fällt kontinuierlich. Im Wirbelringstadium steigt der Schub bei höherem Leistungsbedarf an, was mit dem Ausgleich für die Dissipation durch Reibung (Strömungsinstationaritäten/Wirbelbildung) erklärt werden kann. Am Punkt der idealen Autorotation, dem Schnittpunkt der gepunkteten Geraden mit der Kurve, fällt die Schub- und Leistungskurve wie erwartet auf Null ab. Der Bereich des Turbulent Wake State muss aufgrund der sehr komplexen Strömungsvorgänge von der Schub- und Leistungsberechnung ausgenommen werden. Im Bereich des Windmühlenstadiums sinkt  $v_i$  mit steigender Sinkgeschwindigkeit bei konstantem Schub und wachsender zugeführter Leistung (vgl. Kap. 4.1). Die Leistungskurve basiert auf der folgenden schon in Kap. 4.1 eingeführten Gleichung (24):

$$(32) \quad \frac{P}{P_0} = \frac{V_C}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}}$$

Danach besteht die benötigte Leistung aus zwei auf der rechten Seite dargestellten Termen. Ersterer bezeichnet die vom Rotor zur Änderung der potentiellen Energie, der



zweite Teil für die zur Beschleunigung der Luft zu leistende Arbeit. Die hell gestrichelte Gerade im Leistungsdiagramm zeigt mit  $v_i = 0$  die ausschließlich zur Änderung der potentiellen Energie benötigte Rotorleistung. Es ist erkennbar, dass mit wachsender Steig- oder Sinkgeschwindigkeit dieser Anteil an der Gesamtleistung zunimmt. Im Schwebeflug, d.h. bei  $V_C = 0$ , findet keine Änderung der potentiellen Energie statt. Die Rotorleistung  $P_0$  dient in diesem Punkt ausschließlich zur Beschleunigung der Luft.

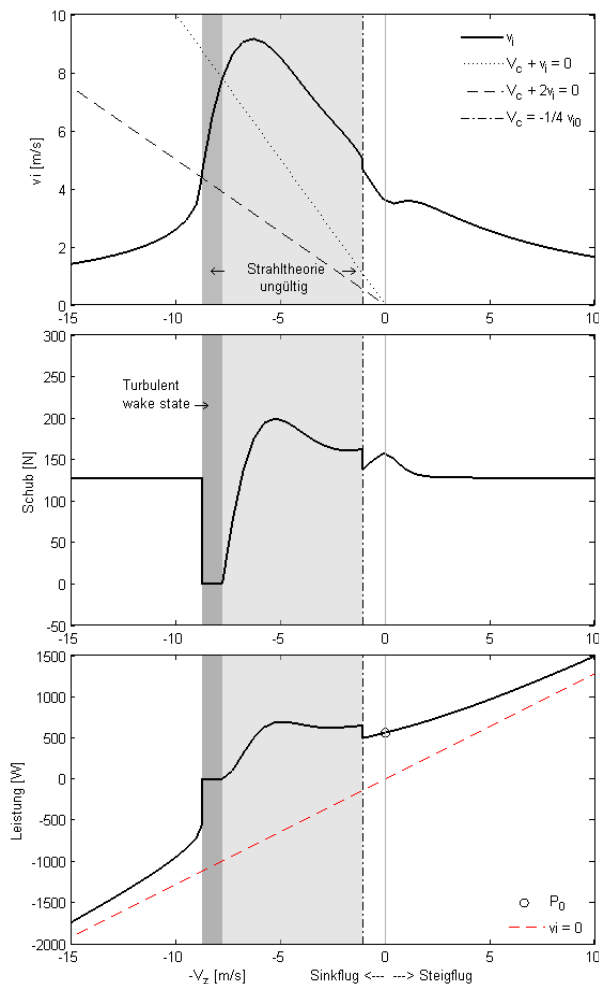


BILD 12.  $v_i$ , Schub, Leistung über gesamtem Geschwindigkeitsbereich IBE

Bild (12) zeigt induzierte Geschwindigkeit, Schub und Leistung für den ARTIS unter Berücksichtigung des Bodeneffektes. Vorausgesetzt ist, dass sich der Hubschrauber im Schwebeflug, d.h. bei  $V_C = 0$ , am Boden befindet. Einen Schwebeflug in großer Höhe bilden die Diagramme nicht ab. Ein Vergleich von Bild (11) mit Bild (12) zeigt deutlich die in Kap. 4 veranschaulichte Reduzierung der induzierten Geschwindigkeit eines Rotors IBE gegenüber der eines Rotors OBE bei gleicher Leistung. Der Schub steigt dabei um die in Bild 9 dargestellten ca. 20 % der Cheeseman Voraussage. Wird der Schubzuwachs auf die Masse umgerechnet, kann der Hubschrauber anstatt mit 13 kg Gesamtgewicht durch den Bodeneffekt bei gleicher Antriebsleistung mit einer Masse von noch etwa 15 kg starten. Ein solcher Überlaststart ist jedoch nur möglich, wenn der Hubschrauber kurz nach dem Start, noch vor

Verlassen des Bodeneinflusses, in den Vorwärtsflug übergeht und somit mehr Auftrieb für die Zusatzmasse zur Verfügung steht.

## 5. VERGLEICH FLUGVERSUCH – BODEN-MODELL SIMULATION

Zur Verifizierung soll das für die ARTIS Flugsimulation erstellte Modell zur Beschreibung des Bodeneffektes auf reale Flugversuchsdaten angewendet werden. Dazu wurde ein Flugversuch ausgewählt, bei dem überwiegend senkrechte Steig- und Sinkflüge und ein geregelter Wegpunktflug enthalten sind. Hiermit lässt sich der Bodeneffekt am deutlichsten herausstellen. Die Flugversuchsdaten enthalten die Position und die Eulerwinkel des Hubschraubers, sowie die drei translatorischen als auch die drei rotatorischen Geschwindigkeiten. Zusätzlich werden sowohl die zyklischen als auch die kollektiven und Heckrotor-Steuerausschläge aufgezeichnet. Analog zur Simulation wurden mit dem Bodenmodell die induzierte Geschwindigkeit, der Schub und die Leistung OBE und IBE berechnet. Eingangsgrößen sind nun die Vertikalgeschwindigkeit  $V_z$  und die Flughöhe  $z$  aus den Flugversuchsdaten. Der Schubzuwachs im Bodeneffekt ergibt sich aus der Differenz zwischen dem Schub OBE und dem Schub IBE. Da ein realer Schubzuwachs nicht gemessen werden kann und damit nicht zur Verfügung steht, wird dieser berechnete Schubzuwachs mit dem kollektiven Steuerausschlag verglichen. Der kollektive Steuerausschlag ist der einzige Indikator für den Bodeneffekt, der aus den Flugversuchsdaten entnommen werden kann und sollte kleiner werden je größer der Schubzuwachs wird. Anders ausgedrückt reduziert der Pilot bzw. der Regler den Schub je ausgeprägter sich der Bodeneffekt bemerkbar macht.

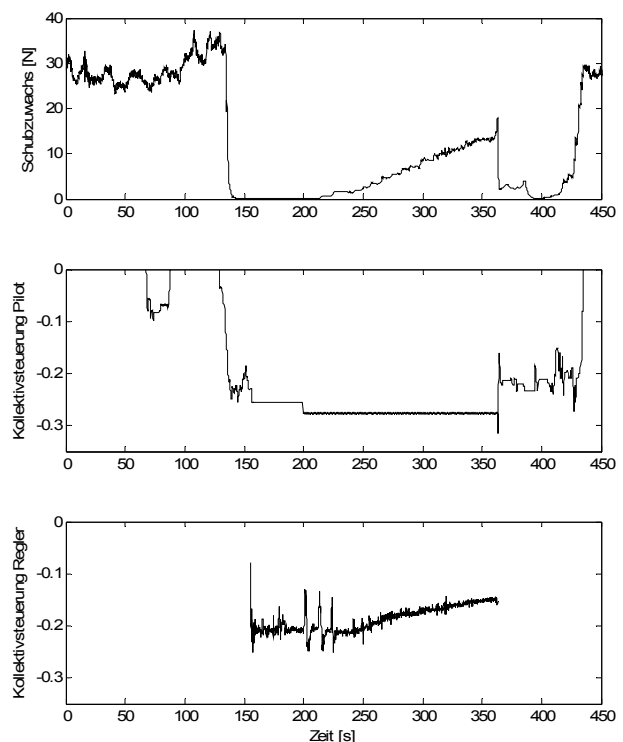


BILD 13. Schubzuwachs und Kollektivsteuerausschlag

Bild 13 (oben) zeigt den theoretisch berechneten durch den BE entstehenden Schubzuwachs des Hubschraubers während des gesamten Flugversuchs. Am Boden ist der Schubzuwachs am größten, in größerer Höhe sinkt er auf Null ab. Am interessantesten für den Vergleich Schubzuwachs – kollektiver Steuerausschlag ist der geregelt geflogene Teil des Flugversuchs (150 - 360s), da der Hubschrauber hier langsam in Flughöhen absinkt, in denen die Beeinflussung durch den Boden zunimmt. Deutlich zu erkennen ist der langsame Anstieg des Schubzuwachses mit sinkendem Bodenabstand bis nach 360 Sekunden das Maximum bei geringstem Bodenabstand erreicht ist. Bild 13 (unten) zeigt den kollektiven Steuerausschlag für den geregelten Teil des Flugversuchs. Mit zunehmender Annäherung an den Boden ist deutlich die Rücknahme der Kollektivsteuerung zu erkennen, welche zeitlich genau mit dem Anwachsen des Schubzuwachses übereinstimmt. D.h. je größer der berechnete Schubzuwachs ist desto kleiner wird auch der kollektive Steuerausschlag im realen Flugversuch. Damit wird das hier verwendete Modell zur Beschreibung des Bodeneffektes qualitativ bestätigt.

## 6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In der vorgestellten Diplomarbeit wurde ein Bodenmodell für die Flugsimulationsumgebung des Forschungshubschraubers ARTIS entwickelt. Dafür ist die vorhandene Flugdynamik erweitert worden, um zusätzliche Kräfte und Momente abzubilden, sobald sich der Hubschrauber im Bodeneffekt befindet bzw. die Kufen den Boden berühren. Somit teilte sich diese Arbeit in zwei Hauptteile. Im ersten Teil wurde der Kontakt der Hubschrauberkufen mit dem Boden modelliert, d.h. wie verhält sich der Hubschrauber beim Aufsetzen, Abheben und im Bodenstandfall. Im zweiten Teil wird die Beeinflussung des Bodens auf den Rotorstrahl eines sich im stationären Schwebeflug in Bodennähe befindenden Hubschraubers untersucht und die dadurch auftretende Veränderung der Flugdynamik modelliert. Für das Bodenkontaktmodell werden zunächst geometrische Bedingungen festgelegt, wann die Hubschrauberkufen den Boden berühren. Dazu sind die Kufen mit vier Aufsetzpunkten modelliert, von denen jeweils die geodätischen Höhen bestimmt werden, sodass die Höhe Null als Aufsetzkriterium dient. Für jeden Aufsetzpunkt werden nun die angreifenden Kräfte bestimmt. Es greifen eine Normalkraft und zwei Reibkräfte (in x- und y-Richtung) an. Die Normalkraft wirkt senkrecht zur Bodenebene entgegen der Bewegungsrichtung des Aufsetzpunktes und verhindert damit ein weites Eindringen des Körpers in den Boden. Abhängig ist die Normalkraft dabei im Wesentlichen von der Eindringtiefe in den Boden sowie von der Bodensteifigkeit als Materialkonstante. Die Reibkräfte wirken der Bewegungsrichtung des Aufsetzpunktes in Bodenebene entgegen und verhindern damit ein Weggleiten. Sie sind abhängig von der Normalkraft und vom Reibwert, der durch eine Kennlinie modelliert wird. Diese Kennlinie resultiert aus einer Funktion, die den Reibwert abhängig von der Geschwindigkeit des Aufsetzpunktes in Bodenebene macht. Ist die Geschwindigkeit sehr klein, ist der Reibwert höher als bei größerer Geschwindigkeit. Auf diese Weise sind sowohl Haft- als auch Gleitreibung modelliert. Die drei am Aufsetzpunkt angreifenden Kräfte erzeugen ein Moment um den Schwerpunkt des Hubschraubers. Dieses Moment wird durch das Kreuzprodukt aus dem Abstandsvektor zwischen Schwerpunkt und Kraftangriffspunkt und der angreifenden Gesamtkraft bestimmt. Die Kraft- und Momentberechnungen werden für

jeden Aufsetzpunkt durchgeführt. Sobald ein Aufsetzpunkt den Boden berührt, werden diese zusätzlichen Kräfte und das Moment zur ARTIS Flugdynamik hinzuaddiert. Zur Modellierung des Bodeneffektes im stationären Schwebeflug wird die Strömung des Hauptrotorstrahls in Bodennähe (IBE) mit der in größerer Höhe (OBE) verglichen. Es stellt sich heraus, dass durch den Gegendruck IBE die vom Rotor induzierte Geschwindigkeit bei gleicher Rotorleistung kleiner ist als OBE. Das hat zur Folge, dass dem Hubschrauber IBE mehr Schub zur Verfügung steht als OBE. Die Grundlage zur Berechnung von induzierter Geschwindigkeit, Schub und Leistung liefert die Strahltheorie. Es wurden die Erhaltungssätze der Strömungsmechanik auf die Stromröhre des Rotorstrahls angewendet. Zur Voraussage des Schubzuwachses IBE wurden drei Ansätze verschiedener Autoren vorgestellt. Dabei ist der Schubzuwachs eine Funktion von der Rotorflughöhe, d.h. je weiter sich der Hubschrauber dem Boden nähert desto größer wird der Schubzuwachs. Nach dem Vergleich mit Messungen aus Flugversuchen wurde eine Schubzuwachsprognose ausgewählt und die Strahltheorie damit erweitert. Somit lassen sich induzierte Geschwindigkeit, Schub und Leistung für den ARTIS in der Simulation OBE und IBE berechnen. Der Schubzuwachs bestimmt sich aus der Differenz zwischen Schub IBE und Schub OBE und wird in der Flugdynamik als Kraft in vertikaler Richtung hinzuaddiert. Ein Vergleich des Modells zur Beschreibung des Bodeneffektes in der Simulation mit realen Flugversuchsdaten gestaltet sich wie folgt: Der Schubzuwachs wird mit Hilfe des Bodenmodells aus den Flugversuchsdaten berechnet und mit den realen kollektiven Steuerausschlägen, mit denen der Pilot den Schub regelt, verglichen. Es wird deutlich, dass der kollektive Steuerausschlag zurückgeht je größer der berechnete Schubzuwachs wird, d.h. je weiter sich der Hubschrauber dem Boden nähert. Der Hubschrauber benötigt weniger Schub je mehr sich der Bodeneffekt bemerkbar macht. Damit stimmt der berechnete Schubzuwachs mit dem daraus resultierenden realen Verhalten des Piloten überein. Das hier entwickelte Modell zur Beschreibung des Bodeneffektes gilt für den Schwebeflug. Zukünftig könnte die Beeinflussung des Bodens auf das Flugverhalten im Vorwärtsflug in Bodennähe berücksichtigt werden. Dazu fehlen jedoch bislang zuverlässige Flugversuchsdaten, aus denen eine Näherung für die Schubänderung abhängig von der Vorwärtsgeschwindigkeit und der Flughöhe entwickelt werden könnte. Eine Modellierung wäre daher nur mit einer numerischen Strömungssimulation zu erreichen.

## 7. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] W. Bittner: Flugmechanik der Hubschrauber. 2. Auflage Springer Verlag, 2005 ISBN 3-540-23654-6
- [2] G. Done, D. Balmford: Bramwell's Helicopter Dynamics, Second Edition Butterworth - Heinemann, 2001 ISBN 0-7506-5075-3
- [3] G. D. Padfield: Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling. AIAA Education Series, 1996 ISBN 1-56347-205-8
- [4] J. G. Leishman: Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University Press, 2000 ISBN 0-521-66060-2
- [5] U. Butter: Hubschrauber Flugmechanik und - Flugregelung
- [6] Ulrich Simon: Rotor-Stator-Kontakt in polygonförmigen Fanglagern. VDI – Fortschritt – Berichte