

# ENTWICKLUNG EINER MODIFIZIERTEN, INSTATIONÄREN WIRBELGITTERMETHODE FÜR EINE SENKRECHTSTARTFÄHIGE FLUGZEUGKONFIGURATION

M. Haimerl, F. Binz, S. Engels, D. Moormann, Institut für Flugsystemdynamik der RWTH Aachen University, Deutschland

## Zusammenfassung

In diesem Artikel wird eine modifizierte, instationäre Wirbelgittermethode vorgestellt, die mittels Windkanalversuchen validiert wird. Diese Methode wird auf einen hybriden Flugzeugtyp, der aus einer Kombination eines Flächenflugzeugs mit einem Multirotorsystem besteht, angewendet. Dieser Flugzeugtyp wird in drei verschiedenen Flugphasen betrieben: Dem Schwebeflug, dem Schnellflug und der Transition, die den Übergang zwischen Schwebeflug und Schnellflug darstellt. Die Modellierung dieser Flugzeugkonfiguration ist vor allem im Schwebeflug und der Transition interessant, da in diesen Flugphasen viele verschiedene aerodynamische Effekte, wie Propellerinterferenzen, Strömungsablösung, Wirbelinteraktionen und Schlagen der Propellerblätter auftreten. Um die dominanten aerodynamischen Effekte in erster Näherung zu bestimmen, wurde eine modifizierte Wirbelgittermethode entwickelt, die dies mit geringem Rechenaufwand ermöglicht. Die Validierung der Methode erfolgt mit Windkanaltests eines skalierten Modells der betrachteten Flugzeugkonfiguration. Der vorgestellte Modellierungsansatz zeigt eine gute Übereinstimmung mit den Windkanalergebnissen. Es wird erwartet, dass die Methode zur Berechnung der Aerodynamik von ähnlichen Flugzeugkonfigurationen anwendbar ist.

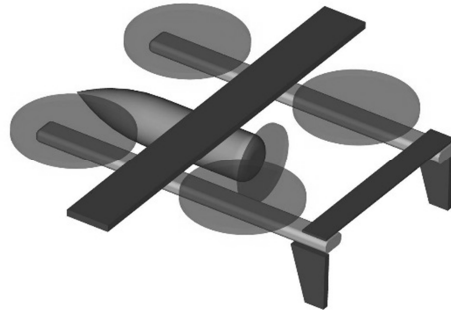
## 1. EINLEITUNG

Momentan werden viele senkrechtstartfähige unbemannte Fluggeräte entwickelt. Die beiden Hauptgruppen bilden dabei Tiltwing/Tiltprop Konfigurationen, die einen Antrieb für den Hover und den Flächenflug besitzen, und hybride Flugzeugkonfigurationen die aus einem Multicopter und einem Flächenflugzeug bestehen und dabei jeweils einen separaten Antrieb für den Hover bzw. den Flächenflug besitzen. Einige Vertreter der ersten Gruppe sind der am Institut für Flugsystemdynamik der RWTH Aachen entwickelte Tiltwing [1], Greased Lightning [2] von Boeing und die von Quantum [3] entwickelte Konfiguration, wobei letztere schon eine Mischform zur zweiten Gruppe darstellt, da bei dieser nur ein Teil der im Hover benutzten Antriebe auch im Flächenflug aktiv sind. Zur zweiten Gruppe können die von Latitude Engineering entwickelte Konfiguration, der Amazon Paketkopter und die in diesem Artikel betrachtete Konfiguration gezählt werden, welche im Folgenden vorgestellt wird.

Die betrachtete Konfiguration besteht aus einer Kombination eines Multicopters mit einem Flächenflugzeug. BILD 1 zeigt ein Schema der Konfiguration. Als Hauptmerkmale sind die getrennten Antriebssysteme, die vier Hubmotoren für den Hover bzw. der Schubmotor für den Flächenflug, die Platzierung der vier Hubmotoren in H-Form auf zwei längs verlaufenden Gondeln, die an ihrem Ende durch das durchgehende Höhenleitwerk verbunden sind und die senkrecht nach unten laufenden Seitenleitwerke zu nennen.

Diese Flugzeugkonfiguration ist in der Lage in drei verschiedenen Flugphasen zu operieren: Zum einen dem Hover Flug, der durch die ausschließliche Verwendung der vier Hubmotoren zur Auftriebserzeugung und zur Steuerung charakterisiert wird. Zum anderen dem Flächenflug, der ähnlich zum reinen Flächenflugzeug durch den am Hauptflügel erzeugten Auftrieb und der Steuerung durch die Steuerflächen charakterisiert ist und

der Transition, die den Übergang zwischen Hover und Flächenflug und vice versa beinhaltet. In dieser Flugphase erzeugt sowohl das Hubsystem als auch der Hauptflügel Auftrieb und zur Steuerung werden das Hubsystem und die Steuerflächen verwendet.



**BILD 1. Schemazeichnung hybride Flugzeugkonfiguration**

Gerade im Hover und der Transition entstehen durch die in diesen Phasen vorherrschende Anströmung in Kombination der dynamischen Bewegung der Propellerblätter komplexe aerodynamische Effekte.

- Durch den hohen Anstellwinkel und Schiebewinkelbereich in Kombination mit der niedrigen Anströmgeschwindigkeit entstehen Strömungsablösungen an den aerodynamischen Flächen als auch an den Propellern.
- Die an den Propellern abgehenden Wirbel interagieren sowohl untereinander als auch mit den Propellern und der aerodynamisch starren Flächen. Diese Interaktionen sind instationär und induzieren auch ein weites Spektrum an Anstellwinkeln/Schiebewinkeln
- Die an den Propellerblättern angreifenden Kräfte/Momente erzeugen eine dynamische Bewegung des

Propellers um die Propellernabe. In diesem Artikel wird nur das Schlagen als Eigenform modelliert. Zusätzlich weist die betrachtete Konfiguration viele Freiheitsgrade auf, die einen dominanten Einfluss auf die erzeugten Kräfte/Momente haben. Dazu zählen die drei translatorischen Freiheitsgrade des Starrkörpers und die vier unterschiedlichen Drehzahlen der Propeller. Als Folge der hohen Anzahl an Freiheitsgraden in Kombination mit dem großen Spektrum an translatorischer Bewegung, muss eine hohe Anzahl an Berechnungen durchgeführt werden. Werden beispielsweise 10 Variationen eines Freiheitsgrades als Auflösung benötigt so ergibt sich bei 7 Freiheitsgraden eine Anzahl von  $10^7$  Berechnungen, wodurch das zur Modellierung benutzte Verfahren minimale Rechenzeit benötigen sollte. Eine aerodynamische Modellierung der hier vorgestellten Konfiguration wurde nach Wissen der Autoren in der Literatur noch nicht behandelt. Stattdessen beschäftigen sich viele Beiträge mit der Aerodynamik von Tiltwing oder Tiltprop Konfiguration [4], [5], [6]. Auch Jet betriebene senkrechtstartfähige Konfigurationen wurden untersucht [7]. Wirbelgittermethoden (Vortex-Lattice-Method, VLM) werden häufig zur Berechnung eines isolierten Propellers bzw. Rotors eingesetzt, da sie bei moderatem Rechenaufwand bereits gute Ergebnisse zeigen [8], [9]. Weitergehend können diese Verfahren auch die Interferenzen zwischen koaxial laufenden Propellern berechnen [10] und auch die bereits erwähnten Tiltwing/Tiltprop Konfigurationen werden mit Hilfe von Wirbelgitterverfahren modelliert [5]. Somit ist zu erwarten, dass auch die hier vorgestellte hybride Flugzeugkonfiguration mit einer Wirbelgittermethode berechnet werden kann. Im Folgenden wird zunächst eine Methode vorgestellt, die den bereits geschilderten Herausforderungen Rechnung tragen soll. Anschließend werden die Ergebnisse der Methode vorgestellt und in Kapitel 3 die Validierung der Methode mit Hilfe von Vergleichsdaten aus Windkanalversuchen durchgeführt. Zuletzt wird eine Zusammenfassung mit der Anwendbarkeit und den Schlussfolgerungen gegeben.

## 2. ENTWICKLUNG EINER MODIFIZIERTEN WIRBELGITTERMETHODE

Wie bereits erwähnt, lassen die in der Literatur vorhandenen Anwendungen einer Wirbelgittermethode erwarten, dass ein solches Verfahren auch die Berechnung der Aerodynamik der hier betrachteten hybriden Flugzeugkonfiguration ermöglicht. Außerdem rückt der Rechenaufwand durch die hohe Anzahl der Variation der Freiheitsgrade in den Fokus. Deswegen wird versucht eine Wirbelgittermethode zu kreieren, die bei minimal möglichem Rechenaufwand die Haupteffekte hinreichend genau abbildet. Diese Methode wird immer durch Referenzmessungen bzw. Referenzberechnungen durch genauere Verfahren der gleichen Flugzeugkonfiguration angepasst. Um den Rechenaufwand zu minimieren, wird versucht, eine möglichst grobe Gitterstruktur der Flächenelemente zu wählen. So wird jedes Propellerblatt nur durch ein einzelnes Flächenelement abgebildet und die starren Tragflächen nur in seitlicher Komponente durch mehrere Flächenelemente aufgelöst. Für die Abbildung des nichtlinearen Aerodynamik Bereichs (Strömungsablösung) muss die standardmäßige Wirbelgittermethode modifiziert werden. Die Strömungsablösung bei den Propellern erfolgt dynamisch und deshalb wird

deren Strömungsablösung auch mit einem dynamischen Modell der Strömungsablösung erweitert. Eine weitere vorgenommene Modifikation ist der Einbau der Schlagbewegung der Rotorblätter.

### 2.1. Theorie

Die grundlegende Theorie des Wirbelgitterverfahrens ist in [10] tiefgehend erklärt. Die in diesem Artikel verwendete Methode ist aus den in [10] vorgestellten Methoden weiterentwickelt. Im Folgenden werden die Kernelemente des Verfahrens noch einmal aufgegriffen und die nötigen Modifikationen anschließend geschildert. Die Wirbelgittermethode wird auf rotationsfreie inkompressible Strömungen angewendet:

$$(1) \quad \nabla \times \vec{V} = 0$$

$$(2) \quad \nabla \cdot \vec{V} = 0$$

wobei  $V$  ein Geschwindigkeitsfeld. Die zugehörige Feldgleichung ist die Laplace Gleichung [11]

$$(3) \quad \nabla^2 \cdot \phi = 0$$

wobei  $\phi$  das Potential des Geschwindigkeitsfeldes  $V$ . Mit zugehöriger Neumann Randbedingung auf jedem Flächenelement in der folgenden Form (keine Durchströmung des Flächenelements senkrecht zur Fläche):

$$(4) \quad \nabla \cdot (\phi + \phi_\infty) \cdot n = 0$$

wobei  $n$  der Normalen-Vektor eines Flächenelements und  $\phi_\infty$  das Freistrom Potential ist [10]. BILD 2 zeigt einen modellierten 2 Blatt Propeller mit einem Flächenelement pro Blatt. Am eingezeichneten Kontrollpunkt wird die Neumann Randbedingung angewendet.

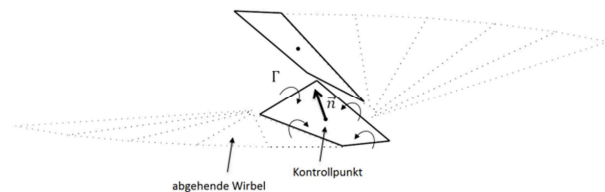


BILD 2. Flächenelemente eines Zweiblattpropellers

Für die Berechnung des von einem Wirbel erzeugten Geschwindigkeitsfeldes wird das Biot Savart Gesetz [11] angewendet. Folgende Gleichung zeigt die von einem Wirbelfilament  $dl$  induzierte Geschwindigkeit am Punkt P:

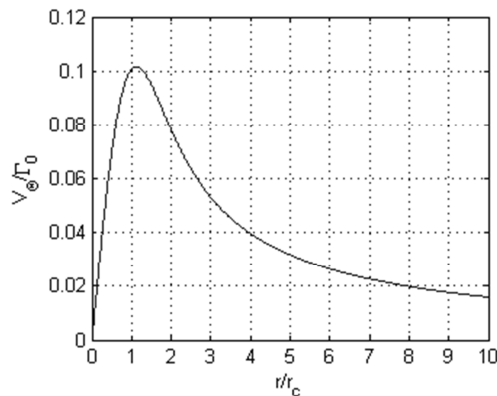
$$(5) \quad dV = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{dl \times \vec{r}}{|\vec{r}|^3}$$

wobei  $\Gamma$  die Zirkulation am Wirbelfilament  $dl$  und  $\vec{r}$  der Positionsvektor zum Punkt P ist. Zur Modellierung des Wirbels wurde das Lamb-Oseen-Wirbelmodell verwendet [12].

$$(6) \quad V_\theta(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left( 1 - \exp\left(-\frac{r^2}{r_c^2}\right) \right)$$

wobei  $V_\theta$  die Tangentialkomponente der Geschwindigkeit des Wirbels,  $\Gamma$  die Zirkulation,  $r$  der Abstand vom Wirbelzentrum und  $r_c$  der Radius des Wirbelkernes ist.

BILD 3 zeigt die tangentielle Komponente des Wirbelmodells über den Radius.



**BILD 3. Tangentielle Geschwindigkeitskomponente über den Radius (Lambd-Oseen-Wirbelmodell)**

Jeder Wirbel eines Flächenelements induziert mit der zugehörigen Zirkulation eine Geschwindigkeit am Kontrollpunkt eines anderen Flächenelements. Die zugehörigen Einflusskoeffizienten werden  $a_{j,k}$  bezeichnet. Somit ergibt sich folgendes Gleichungssystem:

$$(7) \quad \begin{pmatrix} a_{11} & \dots & a_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m1} & \dots & a_{mn} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \vdots \\ \Gamma_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ \vdots \\ RHS_m \end{pmatrix}$$

wobei RHS („right hand side“) die rechte Seite der Gleichung beschreibt, die sich wie folgt zusammensetzt:

$$(8) \quad RHS_i = (\vec{V}_0 + \vec{V}_{rot} + \vec{V}_{ind,Wirbel}) \cdot \vec{n}$$

wobei  $\vec{V}_0$  der Geschwindigkeitsvektor aus der freien Anströmung,  $\vec{V}_{rot}$  der Geschwindigkeitsvektor aus der Rotation des Propeller,  $\vec{V}_{ind,Wirbel}$  der durch die Wirbel induzierte Geschwindigkeitsvektor und  $\vec{n}$  der normalen Vektor am Flächenelement ist. Die daraus berechnete Zirkulation  $\Gamma$  wirkt am Rand des Flächenelements und mit Hilfe des Kutta Joukowski Theorems kann daraus der zugehörige Lift  $L$  berechnet werden:

$$(9) \quad \Delta L_j = \rho V \Gamma_j \Delta y_j$$

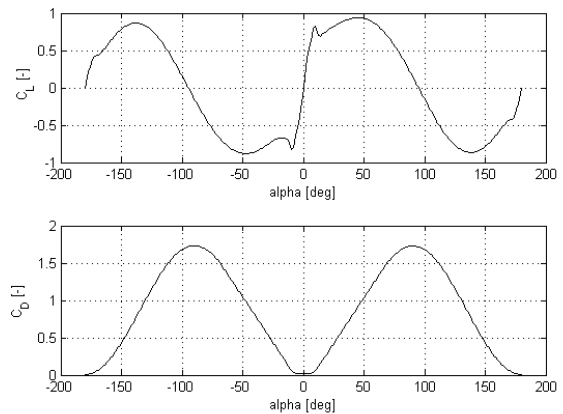
wobei  $\rho$  die Dichte,  $V$  die Geschwindigkeit und  $\Delta y_j$  die Breite des Flächenelements. Die berechnete Zirkulation am Flächenelement geht für jeden Zeitschritt in das zugehörige freie Wirbelelement der Strömung über und bleibt dort laut dem Kelvin Theorem konstant, sofern das Fluid inkompressibel und reibungsfrei ist:

$$(10) \quad \frac{D\Gamma}{Dt} = 0$$

Eine Dissipation der Wirbelelemente durch die Reibung der Strömung wird nicht explizit modelliert. Die Wirbelelemente werden ab einem bestimmten Abstand zu den Flächenelementen als vollständig dissipiert angenommen und gelöscht. Dieser Abstand wird iterativ mit Konvergenzstudien bestimmt. Die freien Wirbelelemente sind immaterielle Fluidstrukturen, die sich mit der Strömung mitbewegen. Die neue Position eines Wirbelelements wird hier durch das Vorwärts-Euler-Verfahren berechnet:

$$(11) \quad \vec{x}_{i+1} = \vec{x}_i + \vec{v}_i \cdot dt$$

wobei  $\vec{x}_{i+1}$  die Position des Wirbelelements für  $t_{i+1}$ ,  $\vec{x}_i$  die Position und  $\vec{v}_i$  die Geschwindigkeit des Wirbelelements für  $t_i$  ist. Für die Erweiterung auf den nichtlinearen aerodynamischen Bereich wird häufig ein zusätzlicher diskreter Wirbel eingesetzt der die Ablösung der Vorder- oder Hinterkante modelliert [13] [14]. Auf diesen zusätzlichen Wirbel wird hier verzichtet, um den Rechenaufwand gering zu halten und die Stützung durch weitere Referenzdaten zu ermöglichen. Anstatt dessen wird für jedes Profil am Flächenelement eine 360° 2D Referenzpolare mit Hilfe von Xfoil und des Montgomery Modells erstellt. Das Montgomery Modell ist ein empirisches Modell, welches es ermöglicht, den Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten eines 2D Profils vom linearen Bereich auf eine 360° Polare zu erweitern. Es wird ausführlich in [15] beschrieben. BILD 4 zeigt den Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten für ein NACA0012 Profil bei  $Re=50000$  von  $\alpha = -180^\circ$  bis  $\alpha = 180^\circ$ .



**BILD 4. Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten für ein NACA0012 Profil ( $Re=50000$ )**

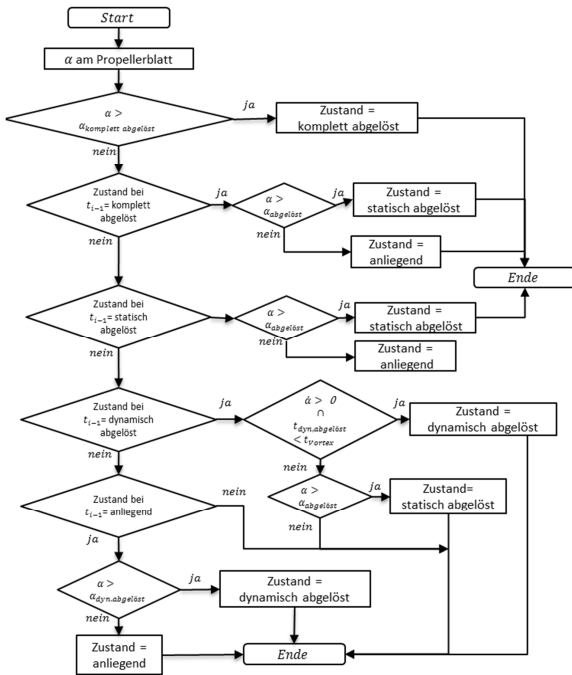
Zunächst wird der lokale Anstellwinkel an jedem Flächenelement berechnet. In Kombination mit den entstehenden Kräften kann daraus der lokale Auftriebs- und Widerstandskoeffizient jedes Flächenelements berechnet werden.

Die Auftriebskoeffizienten des 2D Referenzmodells dienen als Obergrenze des Betrages des Auftriebskoeffizienten am Flächenelement. Die Zirkulation am Flächenelement wird immer soweit reduziert, dass diese Obergrenze nicht überschritten wird. Der Widerstand wird mit einem zusätzlichen Widerstandskoeffizient erhöht, sodass der Referenzwiderstandskoeffizient aus der 2D Polare erreicht wird.

Bei vertikal ausgerichteten Flächenelementen wird anstelle des Anstellwinkels der Schiebewinkel verwendet, um die Erweiterung auf die nichtlineare Aerodynamik zu vollziehen.

Für die Modellierung der dynamischen Ablösung an den Propellern wird das Johnson Modell [16] als Basis verwendet, da es die Haupteffekte bei minimalem Rechenaufwand modelliert. Eine gute Übersicht einiger Modelle zur dynamischen Ablösung kann aus [17] entnommen werden.

Dabei wird mit dem in BILD 5 dargestellten Flussdiagramm der Zustand des Propellers identifiziert.

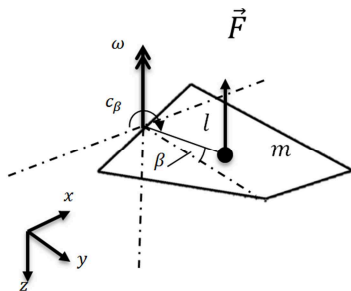


**BILD 5. Flussdiagramm in Anlehnung an das Johnson Modell [16]**

Dabei ist  $\alpha_{komplett\ abgelöst} > \alpha_{abgelöst} > \alpha_{dynamisch\ abgelöst}$ . Die Dauer der dynamischen Ablösung wird mit  $t_{dyn, abgelöst}$  begrenzt. Es wird angenommen, dass sich während der dynamischen Ablösung ein Wirbel an der Vorderkante des Propellers löst und sich in der Zeit  $t_{vortex}$  über das Propellerblatt bewegt. Diese Dauer wird mittels folgender Formel berechnet:

$$(12) \quad t_{vortex} = 4 \cdot \frac{c}{U}$$

wobei  $c$  die Tiefe des Propellerblattes und  $U$  die Geschwindigkeit am Propellerblatt ist. Die Zahl 4 ist typisch und entspringt der Annahme, dass der abgehende Wirbel 4mal solange benötigt um abzuschwimmen, wie die anliegende Strömung [17]. Befindet sich der Propeller im dynamisch abgelösten Zustand, so wird der maximale Auftriebskoeffizient, der wie bereits erwähnt als obere Schranke der Zirkulation dient, um  $\Delta C_L = 0,7$  erhöht. Die Verwendung von  $t_{vortex}$  und die Erhöhung der oberen Schranke des Auftriebskoeffizienten sind zwei signifikante Unterschiede zum Johnson Modell. Diese Modifikationen wurden vorgenommen, da sie zu einer Verbesserung der Ergebnisse bei der hier vorgestellten Wirbelgittermethode führten.



**BILD 6. Modell des schlagenden Propellerblattes**

Für die Modellierung der Schlagbewegung wird das in

BILD 6 gezeigte mechanische Modell eines schlagenden Blattes verwendet. Dieses Modell beruht auf einem Massepunktmodell des Propellerblattes, welches mit einer Torsionsfeder an der Nabe befestigt ist. Die zugehörige Differentialgleichung lautet:

$$(13) \quad \ddot{\beta} = \frac{\omega^2 \cdot l^2 \cdot \cos \beta \cdot \sin \beta \cdot m - F_z \cdot l \cdot \cos \beta - F_y \cdot l \cdot \sin \beta - c_\beta \cdot \beta}{m \cdot l^2}$$

wobei  $\omega$  die Drehzahl des Propellers,  $l$  der Abstand des Blattschwerpunktes von der Rotationsachse,  $m$  die Masse des Propellerblattes,  $\beta$  der Schlagwinkel,  $F_z$  die aerodynamische Kraft in z-Richtung,  $F_y$  die aerodynamische Kraft in y-Richtung und  $c_\beta$  die Steifigkeit der Torsionsfeder ist. Die Lösung dieser Differentialgleichung erfolgt mit dem Vorwärts-Euler-Verfahren:

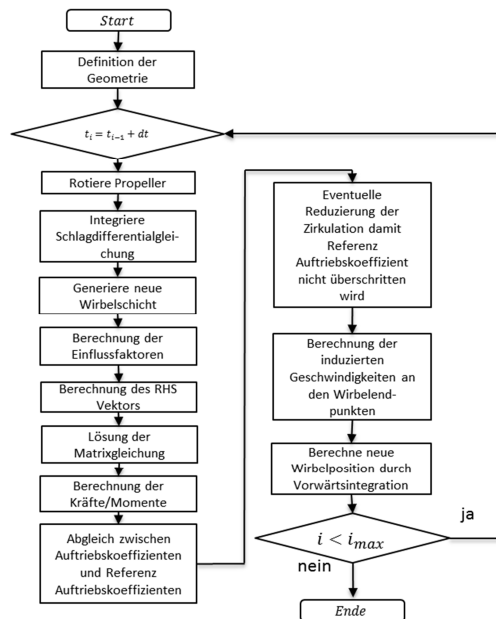
$$(14) \quad \dot{\beta}_{i+1} = \dot{\beta}_i + \ddot{\beta}_i \cdot dt$$

$$(15) \quad \beta_{i+1} = \beta_i + \dot{\beta}_i \cdot dt$$

wobei  $\beta_i, \dot{\beta}_i, \ddot{\beta}_i$  der Schlagwinkel und dessen erste und zweite Ableitung zum Zeitpunkt  $t_i$  und  $\beta_{i+1}, \dot{\beta}_{i+1}$  der Schlagwinkel und dessen erste Ableitung zum Zeitpunkt  $t_{i+1}$  sind.

**2.2. Implementierung**

Die Implementierung der Methode erfolgt anhand des folgenden Flussdiagramms:



**BILD 7: Flussdiagramm zum Programmablauf**

Dabei wird die Zeitkonstante  $dt$  so eingestellt, dass sich gutes Konvergenzverhalten einstellt. Die maximale Iterationszahl wird auf einen Wert gestellt, der hinreichende Konvergenz ermöglicht. Dabei wird eine Berechnung als hinreichend konvergiert betrachtet, wenn sich die Kräfte und Momente in den letzten drei Propellerumdrehungen um weniger als 1% ändern. Die meiste Rechenzeit benötigt die „Berechnung der induzierten Geschwindigkeiten an den Wirbelendpunkten“. Sie ist proportional zur Anzahl der Wirbelelemente im Quadrat. Für eine Rechnung der kompletten Konfiguration bei konstanter Anströmbedingung und Drehzahl werden mit dem vorgestellten Verfahren 15min bei Benutzung



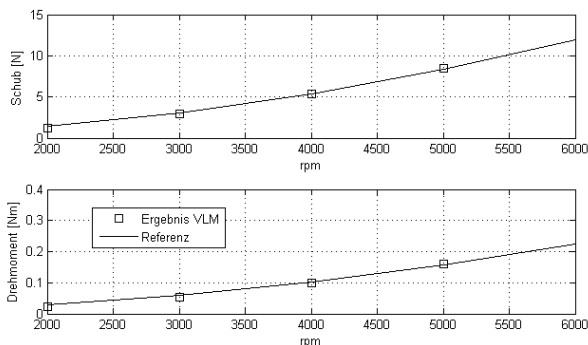
eines heutigen Mittelklasse PCs benötigt.

### 2.3. Ergebnisse

Die entwickelte Wirbelgittermethode wurde auf zwei verschiedene Konfigurationen angewendet:

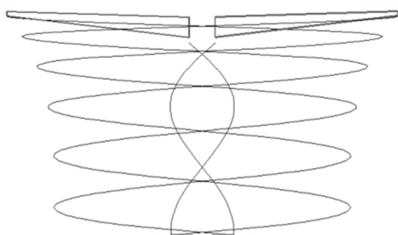
1. Einzelner Propeller (BILD 2)
2. Konfiguration des vorgestellten hybriden Flugzeugtyps

Die erste Konfiguration (einzelner Propeller) besteht dabei aus je einem Flächenelement pro Propeller. Diese Konfiguration wurde mit und ohne Schlagen der Propellerblätter und mit und ohne dynamischer Strömungsablösung gerechnet. Als Referenzpropeller dient ein TYP APC SLOWFLY PROP 12X3,8 Propeller. Zunächst wird die Geometrie des in der Wirbelgittermethode verwendeten Propellers dem Referenzpropeller soweit wie möglich angenähert. Da es nicht möglich ist, mit der groben Flächenelementauflösung die Geometrie des Propellers genau nachzubilden, wird der Schub und das erzeugte Moment des Propellers bei einer fixen Drehzahl als Validierungspunkt verwendet. Der Schub und das Drehmoment am Validierungspunkt werden den Herstellerangaben entnommen [19]. Die Geometrie des Propellers wird solange bei konstantem Durchmesser angepasst bis dieser Validierungspunkt mit der Wirbelgittermethode gut erreicht wird. Alle weiteren Berechnungspunkte werden anschließend mit dieser eingestellten fixen Geometrie durchgeführt. BILD 8 zeigt den Verlauf von Drehmoment und Schub über Drehzahl der Referenzdaten und der Ergebnisse der Wirbelgittermethode:



**BILD 8. Schub und Drehmoment über Drehzahl**

Demnach ergibt sich eine gute Übereinstimmung zwischen den Referenzdaten und den Ergebnissen der Wirbelgittermethode. Ausgehend vom Validierungspunkt bei einer Drehzahl von  $\omega = 5000rpm$  ergibt sich ein von der Drehzahl quadratisch abhängiger Verlauf von Schub und Drehmoment.



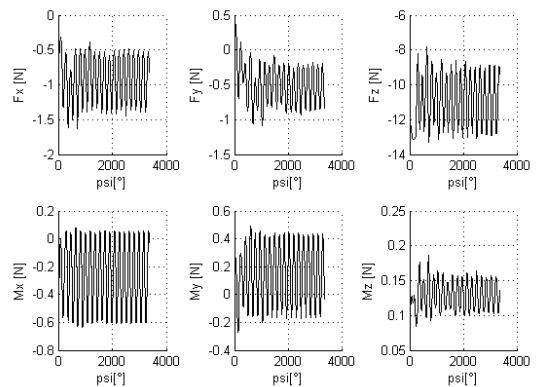
**BILD 9. Wirbelfeld am einzelnen Propeller bei  $V_A = 0 m/s$**

In BILD 9 ist der Propeller mit zugehörigen Randwirbeln bei voll konvergierter Berechnung zu sehen. dabei ist die erwartete Stromröhreneinschnürung gut ausgebildet. Der sich einstellende Schlagwinkel liegt bei  $2,3^\circ$ . Zusätzlich wurden die Anströmbedingungen des Propellers bei fixer Drehzahl von  $\omega = 4900rpm$  variiert. BILD 10 zeigt das ausgebildete Wirbelfeld bei  $V_A = 12 m/s$  und  $\alpha = 0^\circ$ .



**BILD 10. Wirbelfeld am einzelnen Propeller bei  $V_A = 12 m/s$  und  $\alpha = 0^\circ$**

Die zugehörigen resultierenden Kräfte und Momente über dem Umlaufwinkel  $\Psi$  sind in BILD 11 dargestellt. Daraus ist ersichtlich, dass die Rechnung nach etwa 10 kompletten Propellerumdrehungen konvergiert ist. Die sich einstellende Schwingung hat die Frequenz der doppelten Propellerdrehzahl. Für die Berechnung der gemittelten Kräfte und Momente werden diese Werte über die letzten beiden Umdrehungen gemittelt.

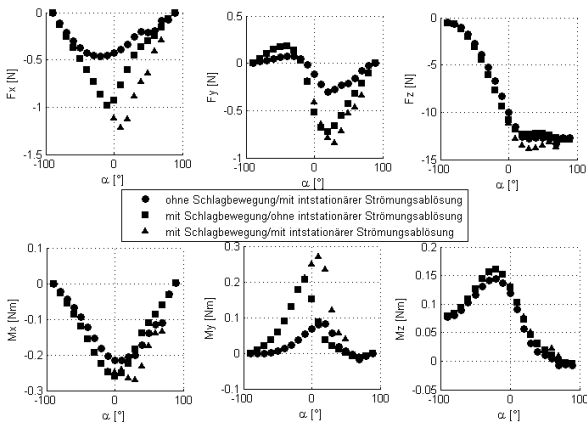


**BILD 11. Kräfte und Momente am einzelnen Propeller über den Umlaufwinkel  $\Psi$  bei  $V_A = 12 \frac{m}{s}$  und  $\alpha = 0^\circ$**

Die entstehenden gemittelten Kräfte und Momente bei Variation des Anstellwinkels von  $-90^\circ$  bis  $90^\circ$  bei konstantem  $V_A = 12 m/s$  und  $\omega = 4900rpm$  sind für drei verschiedene Modellierungsvarianten in BILD 12 dargestellt.

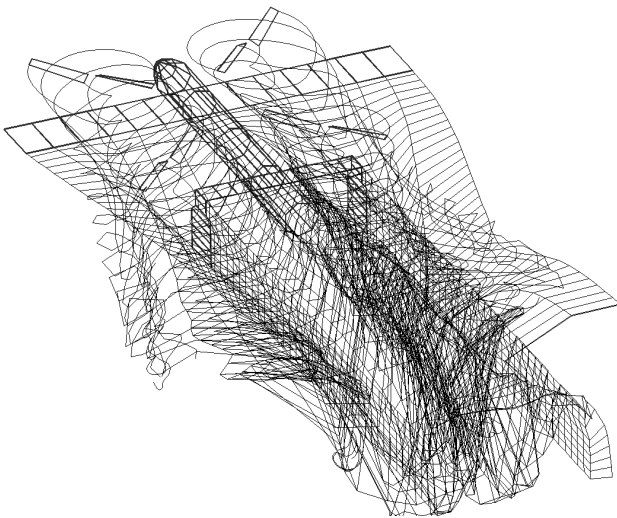
Dabei nimmt  $F_z$  für alle drei Modellierungsvarianten mit zunehmendem Anstellwinkel zu, bis es bei ca.  $\alpha = 10^\circ$  zur Strömungsablösung kommt und der Schub je nach Modell abnimmt oder sich nur geringfügig ändert. Bei  $F_x$ ,  $M_x$  und  $M_y$  kann ein ausgeprägtes Maximum bzw. Minimum nahe  $\alpha = 0^\circ$  beobachtet werden. Dabei ergeben sich bei der Modellierung mit Schlagbewegung und dynamischer Strömungsablösung jeweils der kleinste Wert für  $F_x$  und der größte für  $M_y$ . Dies entspricht den Erwartungen, da durch die Schlagbewegung ein Teil der Schubkomponente in Anströmrichtung gekippt wird und so eine zusätzliche negative x-Komponente erzeugt. Darüber hinaus wird im vorderen Bereich durch die Schlagbewegung eine

Geschwindigkeitskomponente senkrecht zum Propellerblatt induziert, die für einen weiteren Anstieg des Nickmomentes sorgt. Die dynamische Ablösung führt insgesamt zu einem höheren Auftriebskoeffizienten, der das Nickmoment und den Schub im Bereich der Strömungsablösung erhöht.



**BILD 12. Kräfte und Momente am einzelnen Propeller bei  $\omega = 4900\text{rpm}$  und  $V_A = 12\text{m/s}$**

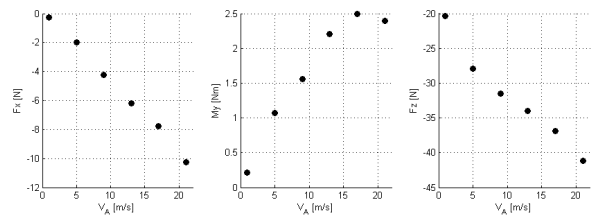
Die zweite Konfiguration ist die vorgestellte hybride Flugzeugkonfiguration. Die Geometrie der modellierten Konfiguration entspricht der Geometrie des Windkanalmodells, die in Kapitel 3.1.3 beschrieben wird. Diese Konfiguration wurde bei fixer Propellerdrehzahl und variablen Anströmbedingungen untersucht. BILD 13 zeigt das Wirbelfeld bei  $V_A = 12\text{ m/s}$  und  $\alpha = 0^\circ$ .



**BILD 13. Wirbelfeld der hybriden Flugzeugkonfiguration bei  $V_A = 12\frac{\text{m}}{\text{s}}$  und  $\alpha = 0^\circ$**

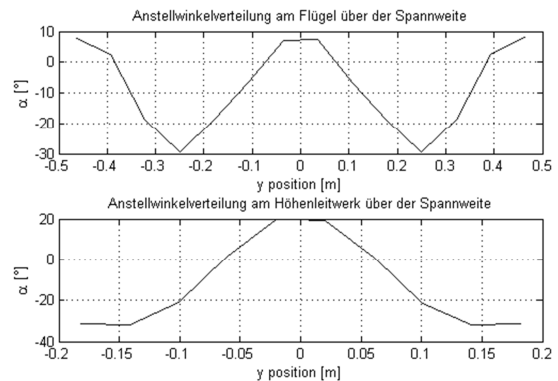
Dabei ist klar ersichtlich, dass die abgehenden Wirbel des Stromaufwärts platzierten Elements immer die nachfolgenden Elemente beeinflussen. Das Höhen- und das Seitenleitwerk wird dabei durch die meisten Wirbelstrukturen beeinträchtigt.

Bei einer Variation der Anströmgeschwindigkeit  $V_A$  bei konstantem  $\alpha = 0^\circ$  und  $\omega = 4900\text{rpm}$  ergeben sich die in BILD 14 dargestellten Verläufe von  $F_x$ ,  $M_y$  und  $F_z$ . Die Kräfte und Momente  $F_y$ ,  $M_x$  und  $M_z$  sind vernachlässigbar klein und werden deswegen nicht dargestellt.



**BILD 14.  $F_x$ ,  $M_y$  und  $F_z$  über  $V_A$  bei  $\alpha = 0^\circ$  und  $\omega = 4900\text{rpm}$**

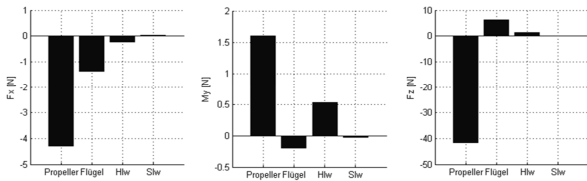
Dabei sinkt  $F_x$  annähernd linear über  $V_A$  von etwa  $F_x = 0\text{N}$  bis auf  $F_x = -10,3\text{N}$ . Das Nickmoment  $M_y$  steigt auch annähernd linear auf  $M_y = 2,5\text{Nm}$  bei  $V_A = 17\text{m/s}$  und sinkt anschließend auf  $M_y = 2,3\text{Nm}$  bei  $V_A = 21\text{m/s}$ . Die Kraft in z-Richtung  $F_z$  sinkt annähernd linear von  $F_z = -25\text{N}$  auf  $F_z = -42\text{N}$ . Somit ergibt sich ein Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand von ca. 4. Das stets positive Nickmoment wird durch zwei Effekte ausgelöst. Zum einen erzeugt jeder Propeller wie in BILD 12 ersichtlich bereits für sich ein positives Nickmoment. Zum anderen induziert jeder Propeller ein Abwindfeld, welches sich in Strömungsrichtung ausbreitet. Trifft dieses Abwindfeld auf den Hauptflügel und das Höhenleitwerk, so induziert es dort negative Anstellwinkel. Ab einer bestimmten Anströmgeschwindigkeit hat sich dieses Abwindfeld bereits komplett auf die stromab liegenden Komponenten ausgebreitet und das Nickmoment steigt nicht weiter an.



**BILD 15. Anstellwinkelverteilung über der Spannweite für Flügel und Höhenleitwerk bei  $\alpha = 0^\circ$ ;  $\omega = 4900\text{rpm}$  und  $V_A = 12\text{m/s}$**

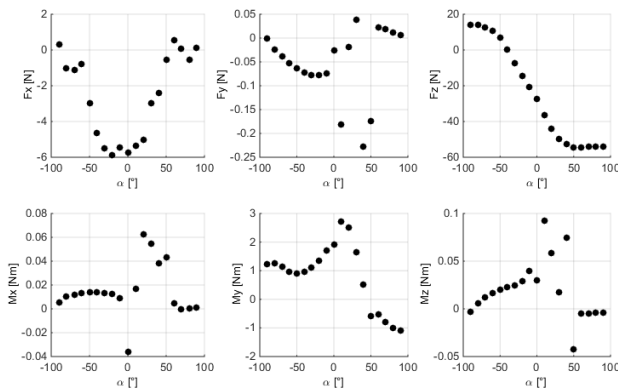
Die sich einstellende Anstellwinkelverteilung kann in BILD 15 abgelesen werden. Es ergibt sich eine starke Änderung des Anstellwinkels über der Spannweite, wobei direkt stromab der Propeller stark negative Anstellwinkel induziert werden und seitlich davon positive Anstellwinkel induziert werden. Die Maximal- und Minimalwerte des Anstellwinkels führen bereits zur Strömungsablösung an den Flächen. Ferner treffen die Abwinde der beiden vorderen Propeller auch auf die hinteren Propeller, wodurch der Schub der hinteren Propeller auch abnimmt. Um die auftretenden Effekte besser den einzelnen Komponenten zuordnen zu können, sind in BILD 16 die Aufteilung der gesamten Kräfte und Momente bei  $\alpha = 0^\circ$ ;  $\omega = 4900\text{rpm}$  und  $V_A = 12\text{m/s}$  auf die einzelnen Komponenten der Konfiguration dargestellt. Den größten Anteil von  $F_x$  bilden dabei die Propeller mit ca.  $-4,2\text{N}$ . Auch der Flügel trägt signifikant mit  $-1,3\text{N}$  zur gesamten  $F_x$  Kraft bei. Das Höhenleitwerk und das Seitenleitwerk haben kaum Einfluss auf den Wert von  $F_x$ .

Auch bei  $F_z$  haben die Propeller betragsmäßig den größten Wert mit  $-42N$ . Der Flügel und das Höhenleitwerk kompensieren diesen negativen Wert mit  $6N$  und  $2N$  zum Teil. Die dargelegte Aufteilung der Kräfte und Momente auf die einzelnen Komponenten passt gut mit der in BILD 15 dargestellten Anstellwinkelverteilung zusammen.



**BILD 16. Aufteilung der Kräfte und Momente für  $\alpha = 0^\circ$ ,  $V_A = 12\text{m/s}$  und  $\omega = 4900\text{rpm}$**

Zusätzlich wurde der Anstellwinkel von  $-90^\circ$  bis  $90^\circ$  bei konstanter Anströmgeschwindigkeit  $V_A = 12\text{m/s}$  und konstanter Drehzahl  $\omega = 4900\text{rpm}$  variiert. Die zugehörigen Ergebnisse sind in BILD 17 dargestellt.



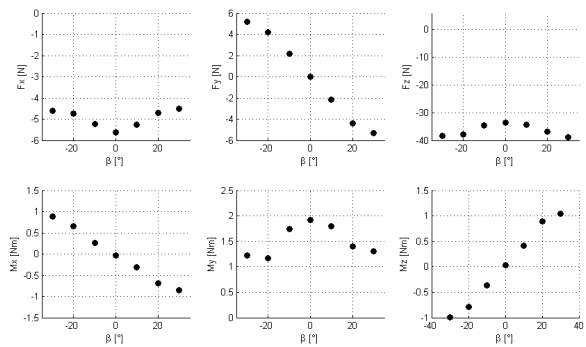
**BILD 17. Kräfte und Momente über  $\alpha$  bei  $V_A = 12\text{m/s}$  und  $\omega = 4900\text{rpm}$**

Dabei sind die Werte  $F_y$ ,  $M_x$  und  $M_z$  nahe Null, was bei der betrachteten symmetrischen Konfiguration zu erwarten war. Die Kraft  $F_x$  zeigt eine Parabelform mit Minimum bei  $\alpha = 0^\circ$  und  $F_x = -6N$ .  $F_z$  sinkt monoton von etwa  $18N$  bei  $\alpha = -90^\circ$  bis auf  $-55N$  bei  $\alpha = 90^\circ$ . Dabei ist die Strömungsablösung ab ca.  $\alpha = 20^\circ$  durch eine Abflachung des Verlaufs von  $F_z$  ersichtlich. Der Nickmomentverlauf beginnt bei  $\alpha = -90^\circ$  bei  $M_y = 1,1Nm$  und ändert sich bis  $\alpha = -40^\circ$  kaum. Anschließend steigt das Nickmoment bis auf seinen Maximalwert von ca.  $2,8Nm$  bei  $\alpha = 1^\circ$  und sinkt für größere Werte von  $\alpha$  bis auf  $-1,2Nm$  bei  $\alpha = 90^\circ$ . Bei den großen absoluten Werten des Anstellwinkels wird das Nickmoment fast ausschließlich durch das Höhenleitwerk erzeugt.

Weitergehend wurde eine Variation des Schiebewinkels bei konstantem  $\alpha = 0^\circ$ ,  $V_A = 12\text{m/s}$  und  $\omega = 4900\text{rpm}$  durchgeführt. Die Ergebnisse dieser Berechnung werden in BILD 18 gezeigt.

Bei der Variation des Schiebewinkels stellt sich heraus, dass  $F_x$  mit zunehmendem Betrag des Schiebewinkels positiver wird.  $F_z$  und  $M_y$  nehmen hingegen ab.  $F_y$  und  $M_x$  ändern sich mit dem Schiebewinkel annähernd linear und nehmen mit zunehmendem Schiebewinkel ab.  $M_z$  ändert sich mit dem Schiebewinkel annähernd linear und nimmt mit zunehmendem Schiebewinkel zu. Der lineare Verlauf des Rollmoments über dem Schiebewinkel beruht auf zwei Effekten. Zum einen bewirkt die von den Propellern

erzeugte Abwindverteilung mit zunehmenden Schiebewinkeln eine zunehmend asymmetrischere Anstellwinkelverteilung am Flügel und dem Höhenleitwerk über der Spannweite. Zum anderen trifft das von den vorderen Propellern erzeugte Abwindfeld die hinteren Propeller nur noch teilweise und in  $y$ -Richtung verschoben.



**BILD 18. Kräfte und Momente über  $\beta$  bei  $V_A = 8\text{m/s}$  und  $\omega = 4900\text{rpm}$**

### 3. VALIDIERUNG DER METHODE

Die vorgestellte Methode soll anhand von experimentell ermittelten Daten validiert werden. Dazu wurden am Institut für Flugsystemdynamik (FSD) Windkanalversuche durchgeführt. Hierbei wurden insbesondere auch große Anstell- und Schiebewinkel vermessen. Der folgende Abschnitt beschreibt zunächst den Versuchsaufbau und die Versuchsdurchführung und diskutiert anschließend die Ergebnisse. Neben den Hauptmessungen mit der gesamten Flugzeugkonfiguration wurden weitere Messungen eines einzelnen Motors mit Propeller durchgeführt, die nachfolgend nicht weiter beschrieben werden.

#### 3.1. Versuchsaufbau

##### 3.1.1. Windkanal

Das FSD betreibt einen Niedergeschwindigkeitswindkanal Göttinger Bauart mit offener Messstrecke. Die Länge der Messstrecke beträgt 3 m und der Düsendurchmesser 1,5 m. Damit ergibt sich aufgrund der Einschnürung der Stromröhre ein nutzbarer Durchmesser der Messstrecke von 1 m. Die maximale Windgeschwindigkeit beträgt 70 m/s bei einem Turbulenzgrad von etwa 2%.

##### 3.1.2. Messmöglichkeiten

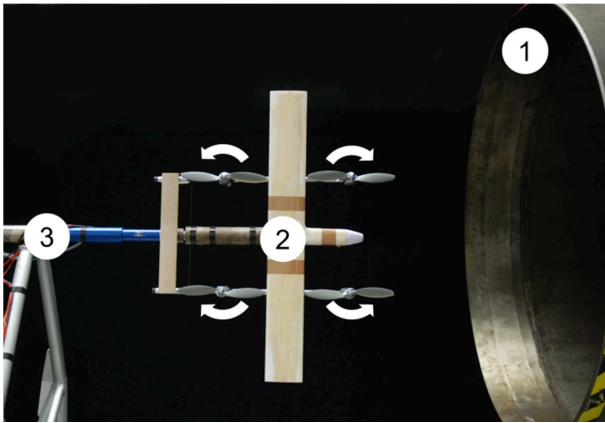
Zur Halterung, Positionierung und Verstellung des Modells dient eine Schwenkeinrichtung. Es besteht die Möglichkeit einen Anstellwinkelbereich von  $-6$  bis  $32^\circ$  und einen Schiebewinkelbereich von  $-7^\circ$  bis  $90^\circ$  abzudecken. Die Reproduzierbarkeit der Winkel beträgt  $0,1^\circ$ .

Zur Messung von Kräften und Momenten wird eine Waage verwendet, die am vorderen Ausleger der Schwenkeinrichtung befestigt werden kann. Als Messwertnehmer dienen Dehnungsmessstreifen.

##### 3.1.3. Windkanalmodell

Die Tragfläche des untersuchten Modells besitzt entsprechend des nutzbaren Messstreckendurchmessers eine Spannweite von 1000 mm und eine Flügeltiefe von 110 mm. Die Spannweite des Höhenleitwerks beträgt 400 mm bei einer Flügeltiefe von 60 mm. Sowohl Flügel als auch Höhenleitwerk besitzen ein NACA0012 Profil.

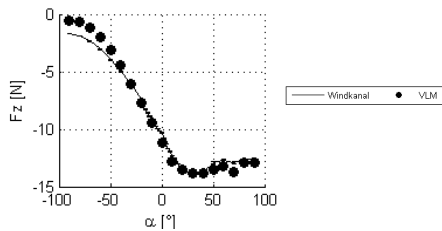
Die verwendeten Propeller sind vom Typ APC SlowFly Prop 12x3,8. Deren Drehrichtungen sind BILD 19 zu entnehmen.



**BILD 19. Versuchsaufbau im Windkanal (1) Düsenöffnung, (2) Modell, (3) Schwenkeinrichtung mit Messwaage**

### 3.2. Vergleich der Ergebnisse aus dem Windkanal mit den Ergebnissen der Wirbelgittermethode

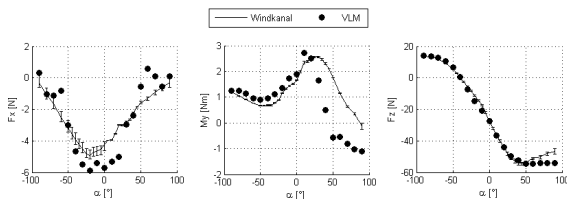
Für den Vergleich der Ergebnisse aus dem Windkanal und der Wirbelgittermethode wird zunächst der einzelne Propeller betrachtet. Dabei wird nur die Kraft in z-Richtung betrachtet. Die anderen im Windkanal gemessenen Kräfte und Momente haben eine zu große Streuung, sodass diese nicht als Validierung benutzt werden.



**BILD 20. Einzelner Propeller bei  $V_A = 12m/s$  und  $\omega = 4900rpm$ ; Vergleich von Windkanalmessungen und Ergebnissen der Wirbelgittermethode**

Wie in BILD 20 zu erkennen, besteht eine gute Übereinstimmung zwischen den Windkanalmessungen und den Ergebnissen der Wirbelgittermethode. Die größte Abweichung befindet sich dabei bei stark negativen Anstellwinkeln.

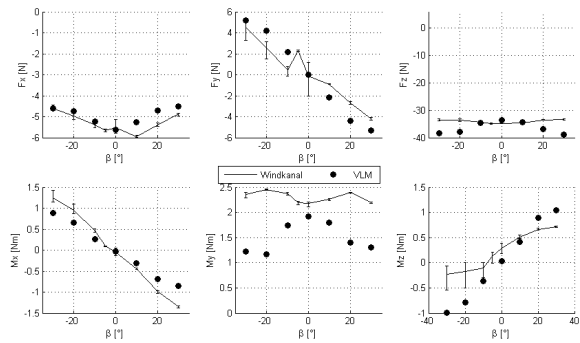
Zusätzlich wurden die Windkanalergebnisse mit der Wirbelgittermethode des kompletten Modells mit Hilfe der Betrachtung der Variation über dem Anstellwinkel bei  $V_A = 12m/s$  und  $\omega = 4900rpm$  verglichen.



**BILD 21. Komplettes Modell bei  $V_A = 12m/s$  und  $\omega = 4900rpm$ ; Vergleich von Windkanalmessungen und Ergebnissen der Wirbelgittermethode**

Dabei wird ersichtlich, dass die Ergebnisse für  $F_x$  mit kleineren Abweichungen übereinstimmen. Auch der Nickmomentenverlauf stimmt bis ca.  $\alpha = 20^\circ$  gut überein, jedoch beginnt der Einbruch des Nickmoments bei der Wirbelgittermethode bereits bei  $\alpha = 20^\circ$  wohingegen die Windkanalergebnisse einen weiteren Anstieg von  $M_y$  bis ca.  $\alpha = 35^\circ$  aufweisen. Ein Grund für diese Diskrepanz konnte bislang nicht gefunden werden. Die Kraft in z-Richtung weist wiederum eine gute Übereinstimmung bis  $\alpha = 35^\circ$  auf. Für größere Anstellwinkel ist der Wert der Wirbelgittermethode stets negativer als der Wert aus den Windkanalmessungen. Auch hier konnte kein genauer Grund identifiziert werden.

Als weiteren Validierungsfall wird die Variation über dem Schiebewinkel bei konstantem  $\alpha = 0^\circ$ ,  $V_A = 8m/s$  und  $\omega = 4900rpm$  betrachtet. Der zugehörige Vergleich der Kräfte und Momente ist in BILD 22 dargestellt.



**BILD 22. Komplettes Modell  $V_A = 8m/s$  und  $\omega = 4900rpm$ ; Vergleich von Windkanalmessungen und Ergebnissen der Wirbelgittermethode**

Bei diesem Vergleich zeigt sich eine gute Übereinstimmung von  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$  und  $M_x$ . Bei  $M_y$  stimmen für  $\beta = 0^\circ$  beide Werte gut überein, jedoch sinkt das Nickmoment bei der Wirbelgittermethode mit zunehmendem Betrag von  $\beta$ , wohingegen die Windkanalergebnisse ein annähernd konstantes Nickmoment über dem Schiebewinkel aufweisen. Beim Giermoment  $M_z$  sind die Ergebnisse von Wirbelgittermethode und Windkanal tendenziell ähnlich, wobei die Wirbelgittermethode ein betragsmäßig stets größeres Giermoment berechnet, als die Windkanalergebnisse aufweisen.

## 4. ZUSAMMENFASSUNG

Die komplexen aerodynamischen Effekte der betrachteten hybriden Flugzeugkonfiguration im Zusammenhang mit der hohen Anzahl an benötigten Rechenpunkten führten zur Entwicklung der vorgestellten Wirbelgittermethode. Durch die grobe Auflösung benötigt das Verfahren Stützung durch andere genauere Methoden oder Messungen. Dabei wird die Methode auf einen Referenzpunkt angepasst und dann die Rechnungen ohne weitere Stützungen durchgeführt. Bei der in diesem Artikel berechneten Konfiguration erfolgte die Stützung durch die Referenzmessungen des einzelnen Propellers. Zwei verschiedene Konfigurationen wurden mit der Wirbelgittermethode berechnet: Der einzelne Propeller und die komplette hybride Konfiguration. Dabei zeigen die Ergebnisse des einzelnen Propellers mit unterschiedlicher Modellierung die Effekte der Schlagbewegung und der dynamischen Ablösung. Insgesamt weisen die Ergebnisse des einzelnen Propellers plausible Ergebnisse auf. Die Visualisierung des erzeugten Wirbelfeldes unter verschiedenen Anströmbedingungen weist, im Vergleich zu in



der Literatur dargestellten Wirbelfeldern eines Propellers, starke Ähnlichkeit auf [20]. Auch die erwartete Strahl-einschnürung ist erwartungsgemäß ausgeprägt. Die Berechnungen des kompletten hybriden Modells zeigten wichtige aerodynamische Interferenzeffekte der einzelnen Komponenten. Vor allem das Abwindfeld der Propeller erzeugte die signifikantesten Effekte. Bei Anströmung von vorne und  $\alpha = 0^\circ$  konnte ein stark positive Nickmoment als Interferenzeffekt beobachtet werden. Auch die Änderung des Rollmoments bei variiertem Schiebewinkel ist den induzierten Abwindfeld der Propeller zuzurechnen. Die große Widerstandskomponente der hybriden Konfiguration entsteht zum einen auch aus dem Abwindfeld der Propeller, welches den Widerstand des Flügels erhöht, zum anderen auch aus den Propellern selbst, wobei die Schlagbewegung der Propeller einen signifikanten Beitrag zum Widerstand der einzelnen Propeller leistet. Die Validierung der Methode erfolgte mittels Windkanaltests. Es konnte eine gute Übereinstimmung in der z-Kraft gezeigt werden. Bei der kompletten Flugzeugkonfiguration ergab die Validierung eine gute Übereinstimmung bei  $F_x, F_y, F_z, M_x, M_z$  für den gesamten betrachteten Anstellwinkel- und Schiebewinkelbereich. Das Nickmoment zeigte eine gute Übereinstimmung für  $\beta = 0^\circ$  und  $\alpha < 20^\circ$ . Für größere Werte von  $\alpha$  lag das Nickmoment aus der Wirbelgittermethode unter den Ergebnissen des Windkanals. Die Gründe für diese Abweichungen konnten bislang nicht ermittelt werden. Die Validierung der Methode hinsichtlich kleiner Kräfte und Momente könnte durch ausgeweitete/aufwändigere Windkanaltests und Flugversuche erfolgen. Auch eine Verbesserung der Methode durch eine weitere Referenzrechnung mit genauen CFD Verfahren des reinen Flächenfluges würde die Genauigkeit des Verfahrens verbessern. Letztendlich konnte die entwickelte Wirbelgittermethode bei geringem Rechenaufwand die Haupteffekte der betrachteten hybriden Flugzeugkonfiguration erfolgreich abbilden. Es wird erwartet, dass diese Methode auch auf ähnliche Konfigurationen anwendbar ist.

## 5. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] J. Holsten, T. Ostermann und D. Moormann, „Design and wind tunnel tests of a tiltwing UAV,“ *CEAS Aeronautical Journal*, Bd. 2, Nr. 1, pp. 69-79, Dec 2011.
- [2] W. J. Fredericks, D. D. North, M. A. Agate und Z. R. Johns, „NASA GL-10 Tilt-Wing VTOL UAS Flight Validation Experiments,“ 2015.
- [3] Quantum-Systems GmbH, „Quantum Systems,“ [Online]. Available: <https://www.quantum-systems.com/products/quantum-tron/>. [Zugriff am 10 07 2017].
- [4] W. A. Newsom, „Aerodynamic Characteristics of Four-Duct Tandem VTOL-Aircraft Configurations,“ 1963.
- [5] H. Yeo und W. Johnson, „Performance and design investigation of heavy lift tilt-rotor with aerodynamic interference effects,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 46, Nr. 4, p. 1231, 2009.
- [6] K. P. Spreemann, „Wind tunnel investigation of longitudinal aerodynamic characteristics of a powered four-duct-propeller VTOL model in transition,“ 1966.
- [7] R. J. Margason, „Review of propulsion-induced effects on aerodynamics of jet V/STOL aircraft,“ 1970.
- [8] A. V. Garrel, „Development of a wind turbine aerodynamics simulation module,“ 2003.
- [9] H. Abedi, L. Davidson und S. Voutsinas, „Development of Vortex Filament Method for Wind Power Aerodynamics,“ 2016.
- [10] A. J. Rosenberg, „A computational analysis of wind turbine and wind farm aerodynamics with a focus on dual rotor wind turbines,“ 2016.
- [11] J. Katz und A. Plotkin, *Low-speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods*, McGraw-Hill, 1991.
- [12] J. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, McGraw-Hill, 1984.
- [13] H. Lamb, *Hydrodynamics*, Cambridge University Press, 1932.
- [14] J. Ballman, R. Eppler und W. Hackbusch, *Panel Methods in Fluid Mechanics with Emphasis on Aerodynamics: Proceedings of the Third GAMM-Seminar Kiel, January 16 to 18, 1987*, Vieweg+Teubner Verlag, 2013.
- [15] S. B. Antony und R. Mukherjee, „High-Alfa Aerodynamics with Separated Flow Modeled as a Single Nascent Vortex,“ in *IOP Publishing*, 2017.
- [16] B. Montgomerie, „Methods for Root Effects, Tip Effects and Extending the Angle of Attack Range to +-100deg, with Application to Aerodynamics for Blades on Wind Turbines and Propellers,“ 2004.
- [17] W. Johnson, „The response and Airloading of helicopter rotor blades due to dynamic stall,“ May 1970.
- [18] W. Johnson, „Rotorcraft Aerodynamics Models for a Comprehensive Analysis,“ 1998.
- [19] APC, [Online]. Available: [http://apcserve.w20.wh-2.com/v/PERFILES\\_WEB/PER3\\_12x38SF.dat](http://apcserve.w20.wh-2.com/v/PERFILES_WEB/PER3_12x38SF.dat). [Zugriff am 30 8 2017].
- [20] J. G. Leishman, „Principles of helicopter aerodynamics, 2006,“ *Cambridge Aerospace Series*.

Dieser Artikel enthält Ergebnisse des LuFo V-II Verbundvorhabens „SiFlieger“.

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses  
des Deutschen Bundestages