

Aerodynamische Analyse verteilter Antriebe an einem Flügelsegment eines hochgestreckten Flügels

L.-H. Lemke, O. Luderer, M. Jünemann, M. Montel, F. Thielecke
Technische Universität Hamburg (TUHH)
Institut für Flugzeug-Systemtechnik (FST)
Neßpiel 5, 21129 Hamburg

C. Zumegen, L. Wortmann, P. Strathoff, E. Stumpf
Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen (RWTH Aachen)
Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme (ILR)
Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen

17.06.2020

Zusammenfassung

In dieser Veröffentlichung wird der Einfluss von verteilten Antrieben an einem Flügelsegment auf die Tragflächenaerodynamik experimentell und numerisch untersucht. Für die numerische Modellierung werden die Bereiche Propellerebene, Propellernachlauf und Tragfläche betrachtet. Dabei wird für die Modellierung der Strömung innerhalb der Propellerebene eine Blattelement-Impuls-Theorie (BEMT), für den Propellernachlauf ein auf der Rankine'schen Strahltheorie basierendes Propellerstrahl-Kontraktionsmodell und zur Modellierung der Tragflächenaerodynamik ein Mehrfachtraglinienverfahren verwendet. Zusätzlich werden Experimente durchgeführt, um Versuchsdaten zu gewinnen und die theoretischen Modelle für eine spätere Verwendung in der Flugzeugvorentwurfsumgebung MICADO validieren zu können. Die implementierten Modelle werden mit Ergebnissen aus Windkanalversuchen für ein rechteckiges Flügelsegment mit drei verteilten Antrieben verglichen. Dazu wird ein modulares Flügelkonzept (TETRIS) zur Messung von dynamischen Drücken und aerodynamischen Lasten entwickelt. Die modulare Bauweise erlaubt für die betrachtete Reynoldszahl von ungefähr 5×10^5 eine flexible Anordnung der Komponenten und damit die Untersuchung unterschiedlicher Propeller-Flügel-Konfigurationen mit nur einem Windkanalmodell. Im Vergleich mit den Messdaten konnte gezeigt werden, dass die numerischen Ergebnisse mit dem entwickelten Propellermodell insbesondere im linearen Auftriebspolarenbereich eine geringe Abweichung zu den experimentellen Ergebnissen aufweisen. Die lokalen Auftriebsverläufe können zudem mit einem hohen Detailgrad abgebildet werden, wenngleich signifikante Abweichungen zu den experimentellen Daten auftreten. Diese können primär auf eine Unterschätzung der tangentialen Komponente der durch den Propeller induzierten Geschwindigkeit zurückgeführt werden.

1 EINLEITUNG

Verteilte elektrische Antriebssysteme können durch die Neuordnung des Antriebssystems und dem Ausnutzen von Synergieeffekten zwischen dem Antriebssystem und weiterer Flugzeugkomponenten eine vielversprechende Alternative zu konventionellen Antriebskonfigurationen

darstellen. Um das Potential solch einer neuartigen Konfigurationen zu bewerten, werden am Institut für Flugzeug-Systemtechnik (FST) der Technischen Universität Hamburg (TUHH) skalierte Flugversuchsträger zur frühen Technologieerprobung eingesetzt. Im Kontext verteilter Antriebssysteme wurde bereits im Rahmen eines Studentenprojekts am FST das skalierte Versuchsflugzeug

WINGFINITY entwickelt und gebaut, welches die konfigurativen Konzepte eines hochgestreckten Flügels mit verteilten elektrischen Antrieben an der Flügelvorderkante vereint.

Für einen zukünftig geplanten Flugversuchsträger, basierend auf dem Konzept der WINGFINITY, soll in Zusammenarbeit mit dem Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme (ILR) der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen eine durch die Flugzeugvorentwurfumgebung MICADO [6] abgesicherte konfigurative Konzeptentscheidung erarbeitet werden. Um die optimale Anzahl und Lage verteilter Antriebe an der Vorderkante für verschiedene Flügelstreckungen bereits im Flugzeugvorentwurf bewerten zu können, ist es nötig, die wesentlichen aerodynamischen Interaktionseffekte zwischen Propeller und Flügel in einem für den Vorentwurf üblichen Genauigkeitsgrad modellieren zu können.

Hierzu ist bereits das vereinfachte Modell zur Kopplung der Propeller- und Tragflächenaerodynamik nach Kreimeier [11] in MICADO verfügbar. Dieses Modell beschreibt die Interaktion der Tragflächenaerodynamik mit der induzierten, mittleren, axialen Geschwindigkeit im Nachlauf von verteilten Hochauftriebspropellern an einer Flügelvorderkante. Um auch den Einfluss der tangentialen Geschwindigkeit im Propellernachlauf auf die Tragflächenaerodynamik analysieren zu können, wird in dieser Veröffentlichung das vereinfachte Modell um den tangentialen und axialen Geschwindigkeitsverlauf im Propellernachlauf erweitert. Die Ergebnisse werden mit experimentellen Daten verglichen, welche durch Windkanalversuche des FST mit einem Flügelsegment der WINGFINITY erzeugt wurden.

Hierfür wird zunächst in Abschnitt 2 das den numerischen und experimentellen Untersuchungen zugrunde liegende Flügelsegment definiert. Das implementierte erweiterte Modell zur Analyse der Propeller-Flügel-Aerodynamik wird in Abschnitt 3 vorgestellt. In Abschnitt 4 wird der Aufbau und die konstruktive Umsetzung des modularen Testflügels sowie die Versuchsplanung der Windkanalexperimente beschrieben. Der Vergleich der numerischen und experimentellen Ergebnisse erfolgt in Abschnitt 5. Schließlich werden in Abschnitt 6 wesentliche Erkenntnisse aus den experimentellen und numerischen Untersuchungen diskutiert.

2 ANFORDERUNGEN AN DAS FLÜGELSEGMENT

Für den Vergleich der in Abschnitt 3 vorgestellten Methodik zur Modellierung der Propeller-Flügel-Interaktion mit den experimentellen Daten wird aus folgenden drei Randbedingungen ein Flügelsegment definiert.

1. Isolierte Betrachtung der Propeller-Flügel-Interaktion unter Vernachlässigung von Randwirbeln, geometrischen Einflüssen (bspw. Flügelzuspitzung) und aeroelastischen Effekten
2. Einhaltung der geometrischen Randbedingungen des Windkanals der TUHH (siehe Abschnitt 4.1)
3. Verwendung eines Flügelsegments des skalierten Flugversuchsträgers WINGFINITY

Aus der Kombination dieser drei Bedingungen resultiert ein Flügelsegment mit folgender Charakteristik:

- rechteckige Grundform (Spannweite $b = 1.8$ m; Tiefe $c = 0.46$ m)
- spannweitig konstantes Profil (HQ/W-3/12)
- für einen hochgestreckten Flügel ausreichende Steifigkeit
- bis zu 3 spannweitig verschiebbare Propeller

Aufgrund der Achsensymmetrie des definierten Flügelsegments fokussieren sich die experimentellen Untersuchungen auf den unmittelbaren Einflussbereich des mittleren Propellers, der je nach Versuchskonfiguration in Interaktion mit bis zu zwei weiteren Propellern steht. Der Radius der Propeller beträgt $R = 0.14$ m.

Um die Auswirkungen des translatorischen Freiheitsgrads in Spannweitenrichtung auf das lokale Druckfeld des Flügels und die globalen Flügelkräfte zu untersuchen, wird der Motorachsabstand (Δy_M) zwischen den Antrieben stufenweise zwischen 300 mm und 450 mm variiert. Die vertikale Positionierung der Propellerachse (Δz_M) erfolgt nach einer Abschätzung der Gleitzahl c_A/c_W gemäß den Ausführungen von Veldhuis [16]. Im Vorwege der Untersuchungen wurde deshalb die Propellerachse 10 mm unterhalb der Flügelsehne positioniert und während der Versuche nicht variiert. Darüber hinaus wird der Flügelvorderkantenabstand des Propellers (Δx_M) kon-

stant auf 75 mm festgelegt. Diese Annahme basiert auf Erkenntnissen von Vorversuchen, die gezeigt haben, dass in der gewählten Versuchskonfiguration (vgl. Abschnitt 4.3) dieser Freiheitsgrad nahezu keinen Einfluss auf die aerodynamische Effizienz hat.

Um die Ergebnisse der numerischen Analyse mit experimentellen Daten vergleichen zu können, werden zum einen die Auftriebsverteilung entlang der Spannweite und zum anderen die auf den Flügel wirkenden Gesamlasten benötigt. Hierfür muss die Möglichkeit der Wanddruckmessung entlang des Flügelprofils an definierten Stützstellen sowie die Messung der Gesamlasten an der Einspannung des Flügels möglich sein. Der Flügel soll eine variable Einstellung der Motorachsabstände ermöglichen. Hierfür muss ebenfalls das Messfeld der Wanddrücke an die Motorpositionen anpassbar und die Umbauzeit aufgrund der limitierten Zeit im Windkanal gering sein. Darüber hinaus sollen bis zu drei Propeller drehzahlregelt betrieben werden.

3 NUMERISCHE METHODEN FÜR DIE AERODYNAMIK VON PROPELLER UND TRAGFLÜGEL

Um die Auftriebsverteilung und den Widerstand eines Tragflügels mit an der Vorderkante verteilten Propellerantrieben (Traktor-Konfiguration) bestimmen zu können, werden geeignete analytische und numerische Berechnungsmethoden für die Propeller- und Tragflächenströmung benötigt. Der Strömungsbereich von Propeller und Flügel wird hierzu in Bild 1 in die drei Berechnungsbereiche 'Propellerebene', 'Propellernachlauf' und 'Tragfläche' eingeteilt.

Für die Einbindung der Ergebnisse aus der 'Propellerebene' und dem 'Propellernachlauf' in die Berechnung der Aerodynamik der 'Tragfläche' in dem Mehrfachtraglinienverfahren LIFTING_LINE werden im Folgenden zwei Modelle vorgestellt. Ein *Vereinfachtes Propellermodell* bezieht nur die mittlere axiale Geschwindigkeit in der 'Propellerebene' in die Berechnung ein, während ein *Erweitertes Propellermodell* den Verlauf der induzierten tangentialen und axialen Geschwindigkeiten in der 'Propellerebene' in die Modellierung einbindet. Zusätzlich unterscheiden sich die beiden Modelle in der Modellierung des 'Propellernachlaufs'.

Für die Berechnung der induzierten Geschwindigkeiten in der 'Propellerebene' wird in beiden Modellen auf die Blattelement-Impuls-Theorie (BEMT) in Abschnitt 3.1 zurückgegriffen. Das *Vereinfachte Propellermodell* in Abschnitt 3.2 bestimmt aus den Ergebnissen der BEMT eine mittlere axiale induzierte Geschwindigkeit in der 'Propellerebene' und berücksichtigt die Beschleunigung im 'Propellernachlauf' über einen empirischen Faktor. Daraus ergibt sich an der 'Tragfläche' eine konstante Auftriebserhöhung im Bereich des 'Propellernachlaufs'. Im Gegensatz hierzu wird in dem *Erweiterten Propellermodell* im Abschnitt 3.3 der Verlauf der tangentialen und axialen Geschwindigkeit über den Propellerradius in der 'Propellerebene' aus der BEMT durch die Strahltheorie im 'Propellernachlauf' an der Vorderkante der 'Tragfläche' berücksichtigt und in LIFTING_LINE eingebunden, welcher zu einem veränderten Auftriebsverlauf führt. Im Anschluss an die Beschreibung des Mehrfachtraglinienverfahrens LIFTING_LINE in Abschnitt 3.4 werden in Abschnitt 3.5 die beiden Modelle verglichen.

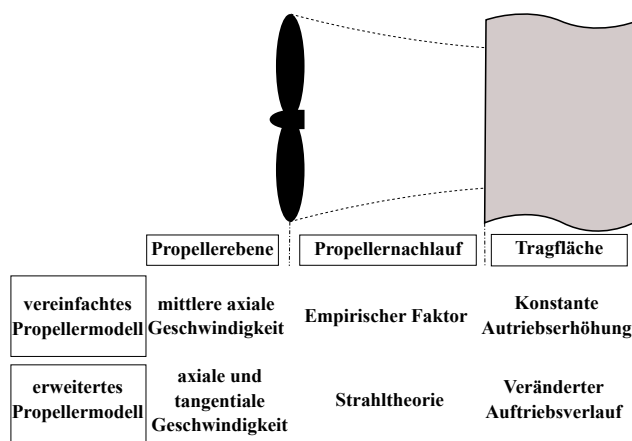


BILD 1: Berechnungsbereiche in den beiden Propellermodellen

3.1 Blattelement-Impuls-Theorie

In der BEMT wird das Strömungsfeld in der Propellerebene mittels einer Kopplung von Rankine'scher Strahltheorie (Impulstheorie) und Blattelementtheorie nach Glauert [3] bestimmt. Wie in Bild 2 dargestellt, wird hierfür ein Propellerblatt in eine endliche Anzahl an Propellerblattelemente unterteilt und der resultierende Schub für jedes Propellerblattelement zum einen für die vorliegenden Anströmbedingungen aus dem Auftrieb

und Widerstand des Propellerblattprofils und zum anderem mit Hilfe der Strahltheorie für den zugehörigen Kreisring bestimmt. Die Anströmbedingungen ergeben sich aus der freien Anströmung, der Winkelgeschwindigkeit des Propellers Ω und dem zugehörigen Radius r des entsprechenden Propellerblattelementes. Durch eine Veränderung der induzierten axialen Geschwindigkeit des Propellers wird iterativ eine Konvergenz des resultierenden Schubs aus den beiden Methoden für jedes Propellerblattelement erreicht. Nach dem Berechnen aller Propellerblattelemente erhält man so den Verlauf der vom Propeller induzierten axialen und tangentialen Geschwindigkeitskomponenten über den Propellerradius R .

Im Anschluss an die Berechnung der Geschwindigkeiten in der Propellerebene mittels der BEMT muss die Beschleunigung und die Kontraktion im Propellernachlauf zwischen der Propellerebene und der Tragflächenvorderkante durch ein Propellernachlaufmodell berücksichtigt werden.

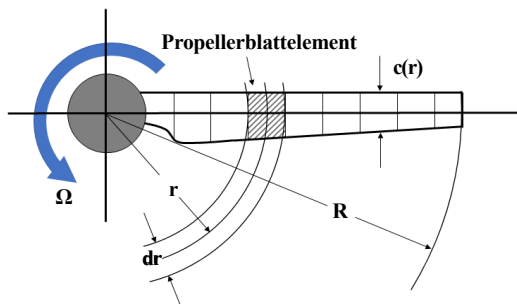


BILD 2: Unterteilung eines Propellerblattes in Propellerblattelemente für die BEMT

3.2 Vereinfachtes Propellermodell

Die Veränderung der Tragflächenaerodynamik im Bereich des Propellernachlaufs resultiert zum einen daraus, dass sich die Anströmgeschwindigkeit aufgrund der propeller-induzierten Geschwindigkeit erhöht und zum anderen daraus, dass die Anströmrichtung durch den Propeller beeinflusst wird. Hierdurch wird der effektive Anstellwinkel an der Tragfläche verändert. In Bild 3 ist die veränderte Anströmung skizziert. Die Geschwindigkeitskomponente $V_{Flügel}$, die unter dem Winkel $\alpha_{Flügel}$ auf die Tragfläche auftrifft, setzt sich aus der Geschwindigkeitskomponente der freien Anströmung V_0 und der Geschwindigkeitskomponen-

te des um den Winkel i_{Prop} gekippten Propellernachlaufs V_{Prop} zusammen.

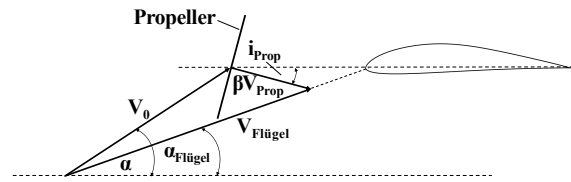


BILD 3: Anströmzustand Tragfläche im Propellernachlauf [11, 13]

Im vereinfachten Propellermodell wird aus der BEMT lediglich die mittlere, induzierte, axiale Geschwindigkeitskomponente berücksichtigt und entsprechend die tangentialen Geschwindigkeitskomponente und somit der Drall in der Strömung vernachlässigt. Dabei wird zunächst von einem vollständig kontrahierten Nachlauf ausgegangen, so dass die induzierte Geschwindigkeit an der Tragflächenvorderkante gemäß der Rankine'schen Strahltheorie der doppelten induzierten Geschwindigkeit in der Propellerebene entspricht. Um zu berücksichtigen, dass der Propellernachlauf beim Auftreffen auf die Tragfläche noch nicht vollständig kontrahiert ist, erfolgt eine Reduktion der Geschwindigkeit durch einen von Patterson [13] ermittelten Reduktionsfaktor β , der in Abhängigkeit vom Propellerdurchmesser und dem Abstand von Propeller zur Tragflächenvorderkante bestimmt wird. Die Anströmgeschwindigkeit der Tragfläche im Bereich des Propellernachlaufs lässt sich demnach wie folgt bestimmen:

(1)

$$V_{Flügel} = \frac{V_0}{\sqrt{V_0^2 + (\beta \cdot V_{Prop})^2 + 2 \cdot V_0 \cdot \beta \cdot V_{Prop} \cdot \cos(\alpha + i_{Prop})}}$$

Weiterhin ergibt sich der Anstellwinkel des Tragflügels im Bereich des Propellernachlaufs aus Bild 3 zu:

(2)

$$\alpha_{Flügel} = \arcsin \left(\frac{V_0 \cdot \sin(\alpha) - \beta \cdot V_{Prop} \cdot \sin(i_{Prop})}{V_{Flügel}} \right)$$

Die Beschleunigung der Strömung durch den Propeller wird durch einen erhöhten Staudruck am Tragflügel berücksichtigt. Dafür wird das Verhältnis der am Tragflügel resultierenden Strömungsgeschwindigkeit hinter dem Propeller $V_{Flügel}$ zu V_0

durch den Faktor q_{Mult} berücksichtigt.

$$(3) \quad q_{Mult} = \left(\frac{V_{Flügel}}{V_0} \right)^2$$

Der Auftriebsbeiwert im Bereich des Propellernachlaufs wird für das Vereinfachte Propellermodell aus dem Produkt von Auftriebsbeiwert C_A des frei angeströmten Tragflügels bei dem Anstellwinkel $\alpha_{Flügel}$ und dem q-Multiplikator q_{Mult} aus Gleichung 2 und 3 bestimmt.

$$(4) \quad C_{A,Nachlauf} = q_{Mult} \cdot C_A(\alpha_{Flügel})$$

Der Auftrieb wird schließlich durch Überlagerung der ungestörten Anströmung und der zusätzlichen Anströmung durch den Propellernachlauf ermittelt [11]. Die Überlagerung der beiden Auftriebsanteile ergibt sich demnach zu:

(5)

$$C_{A,total} = \frac{b_{Nachlauf}}{b} \cdot C_{A,Nachlauf} + \frac{b - b_{Nachlauf}}{b} \cdot C_A(\alpha)$$

Dabei ist b die Spannweite des umströmten Tragflügels und $b_{Nachlauf}$ die Summe der spannweiten Ausdehnung aller von Propellernachläufen überströmten Bereiche des Tragflügels. Zur Berechnung von $b_{Nachlauf}$ wird der Durchmesser der Stromröhre des Propellernachlaufs auf Höhe der Tragflächenvorderkanten bestimmt und mit der Anzahl der Propeller an der Tragfläche multipliziert. Die Werte für die Auftriebsbeiwerte $C_A(\alpha_{Flügel})$ und $C_A(\alpha)$ werden unter Verwendung von LIFTING_LINE ermittelt.

3.3 Erweitertes Propellermodell

Zur Berechnung der Aerodynamik des Tragflügels beinhaltet die in dieser Arbeit verwendete LIFTING_LINE Version 3.0 Revision 0 die Möglichkeit die induzierten Geschwindigkeitskomponenten aus der beschriebenen Kopplung von Impuls- und Blattelementtheorie (BEMT) bei der Berechnung der Tragflächenaerodynamik zu berücksichtigen. Hierfür müssen in dem erweiterten Propellermodell mehrere Eingangsparameter in LIFTING_LINE definiert werden. Anhand der Eingangsparameter wird die Geometrie und die Einbaulage der Propeller definiert. Des Weiteren liefert die BEMT die Eingangsparameter

für LIFTING_LINE, durch die das Strömungsfeld im Propellernachlauf beschrieben wird. Das Strömungsfeld, welches durch die induzierten Geschwindigkeiten in axialer und tangentialer Richtung entsteht, wird in dem Propellerkoordinatensystem, welches in Bild 4 dargestellt ist, beschrieben. Die Methodik zur Berechnung der aerodynamischen Kraftbeiwerte am Tragflügel im Bereich des Propellernachlaufs basiert ebenfalls auf dem Traglinienverfahren, jedoch wird bei der Bestimmung der Zirkulationsverteilung eine Überlagerung der freien Anströmung \vec{v}_0 mit den propeller-induzierten Geschwindigkeiten \vec{v}_{Prop} benutzt.

$$(6) \quad \vec{v}(x, y, z) = \vec{v}_0 + \vec{v}_{Prop}(x, y, z)$$

Der induzierte Widerstand W , der aus der freien Anströmung resultiert, wird in der Trefftz-Ebene bestimmt. Der durch die propeller-induzierte Geschwindigkeit zusätzlich induzierte Widerstand W_{Prop} wird getrennt davon wie folgt berechnet:

(7)

$$W_{Prop} = \int_0^s \rho \cdot \gamma(s) \cdot (w_{y,prop} \cdot dz - w_{z,prop} \cdot dy) \cdot ds$$

$$(8) \quad W = W_{ETF} + W_{Prop}$$

Der Gesamtwiderstand wird durch eine Überlagerung der beiden Widerstandsanteile W_{ETF} und W_{Prop} bestimmt. Die Beiwerte werden auf die Tragflügelfläche S_{ref} sowie den Staudruck $q_\infty = \rho/2 V_0^2$ der freien Anströmung referenziert.

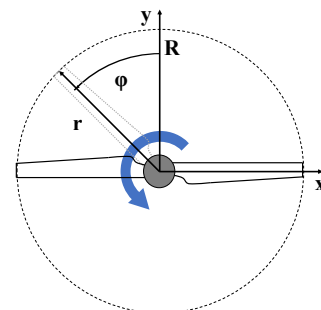


BILD 4: Definition des Propellerkoordinatensystems

3.4 Modellierung der Flügelaerodynamik

Für die Berechnung der Tragflächenaerodynamik bieten sich im Rahmen des Flugzeugvorentwurfs Methoden mit relativ kurzen Rechenzeiten wie z.B. dem Traglinienverfahren, dem vereinfachten Tragflächenverfahren (Wirbelgitterverfahren) oder den Panel-Methoden an [14]. Eine geeignete Softwareanwendung ist beispielsweise das auf dem Mehrfachtraglinienverfahren basierende Simulationsprogramm LIFTING_LINE, das am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt DLR entwickelt wird [5, 8].

Bei der Verwendung von LIFTING_LINE werden nach Liersch und Engelbrecht [9] folgende Annahmen zu Grunde gelegt:

- Reibungsfreie, inkompressible, drehungsfreie und stationäre Tragflächenumströmung
- Verwendung dünner Profile
- Kleine Anstell- und Schiebewinkel

LIFTING_LINE basiert auf einem erweiterten Traglinienverfahren mit einer variablen Zirkulationsverteilung in Richtung der Spannweite und einer endlichen Anzahl an Traglinien in Richtung der Flügeltiefe.

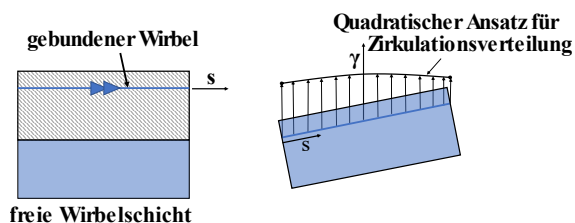


BILD 5: Zirkulation am Elementartragflügel in Anlehnung an Horstmann [9]

Für die Berechnung der Zirkulationsverteilung wird ein quadratischer Ansatz angenommen (vgl. Bild 5). Um die Koeffizienten der quadratischen Ansatzfunktion am jeweiligen Elementartragflügel zu bestimmen, werden drei Randbedingungen benötigt. In LIFTING_LINE werden dazu zwei Kopplungsbedingungen und eine kinematische Strömungsbedingung verwendet. Durch die Kopplungsbedingung wird sichergestellt, dass der Betrag und der Gradient der Zirkulation an den Rändern zweier benachbarter ETF identisch sind. Durch die kinematische Strömungsbedingung wird die Geschwindigkeitskomponente normal

zum Panel am Kontrollpunkt des ETF zu null gesetzt. Die Berechnung der aerodynamischen Beiwerte erfolgt in LIFTING_LINE für jeden ETF separat. Zur Berechnung des Auftriebs wird die Gesamtzirkulation an einem ETF bestimmt und der Auftrieb nach dem Satz von Kutta-Joukowski berechnet.

Der induzierte Widerstand wird in der weit hinter dem Tragflügel liegenden Trefftz-Ebene bestimmt [1]. Dazu wird die Zirkulationsverteilung entsprechend dem Munk'schen Verschiebungssatz in die Trefftz-Ebene projiziert [4].

Eingangsparameter für das erweiterte Propellermodell

Bei der Wahl der Eingangsparameter in LIFTING_LINE muss bei dem erweiterten Propellermodell die Anzahl der Panels in Spannweitenrichtung im Vergleich zur Konfiguration ohne Propeller erhöht werden, um die Änderung des Auftriebsbeiwertes in Spannweitenrichtung durch den Propellernachlauf abzubilden. Im vorliegenden Fall hat sich eine Panelanzahl N_{PANELS} von 100 in Richtung der Spannweite als ausreichend genau erwiesen (ein Panel entspricht hier 1,8 cm). Um mögliche Ungenauigkeiten durch die Panelierung in Flügeltiefenrichtung beim Vergleichen der Auftriebsverteilung zwischen den beiden Propellermodellen und dem Experiment auszuschließen, wurde die Panelanzahl in Flügeltiefenrichtung $N_{\text{PW_CHORD}}$ auf 20 gesetzt. Untersuchungen haben jedoch gezeigt, dass auch für einen Wert von 10 ausreichende Genauigkeit besteht. Ebenso wurde bei einer Anzahl der radialen Stützstellen für die induzierten Geschwindigkeiten N_{RAD} von 10 die Auftriebsverteilung ausreichend genau abgebildet. Da die berechnete Verteilung der propeller-induzierten Geschwindigkeiten um die Propellerachse rotationssymmetrisch ist, wurde nur die Winkelposition $\text{PHI} = 0^\circ$ in LIFTING_LINE eingelesen.

Das Flügelmodell, welches im Windkanal der TUHH experimentell untersucht wurde, besitzt zwei Endscheiben, um einen möglichst konstanten Auftrieb über der Spannweite zu erreichen. Um die Endscheiben in LIFTING_LINE zu berücksichtigen, wurden zwei Randbedingungen geändert. Zum einen wurde die Zirkulation am

rechten Flügelrand nicht auf null gesetzt und zum anderen wurden beide Flügelränder durch eine Kopplungsbedingung (gleicher Betrag und Gradient der Zirkulation) miteinander verknüpft.

3.5 Vergleich zwischen vereinfachtem und erweitertem Propellermodell

In Bild 6 ist der Verlauf des Auftriebsbeiwertes für die Flügelkonfiguration mit drei Propellern bei einer Drehzahl von 7700 U/min, einem Anstellwinkel von 0° und einem Abstand der Propellerachsen in Spannweitenrichtung von 400 mm abgebildet. Die y-Achse hat ihren Ursprung in der Nabe des mittleren Propellers und bezieht sich auf den Propellerradius R . Durch die Einbindung der induzierten axialen und tangentialen Geschwindigkeiten aus dem Propellernachlauf im erweiterten Propellermodell ist es möglich, den Auftriebsverlauf im Rotorbereich, als auch im Zwischenrotorbereich präziser abzuschätzen. Durch die Berechnung im Zwischenrotorbereich können damit auch Interaktionen zwischen benachbarten Propellern berücksichtigt werden. Zudem wird die Zirkulation des Propellers in der Gesamtzirkulation des Flügels berücksichtigt. Dies ist an dem angehobenen Auftriebsverlauf auf der linken Seite in Bild 6 zu erkennen.

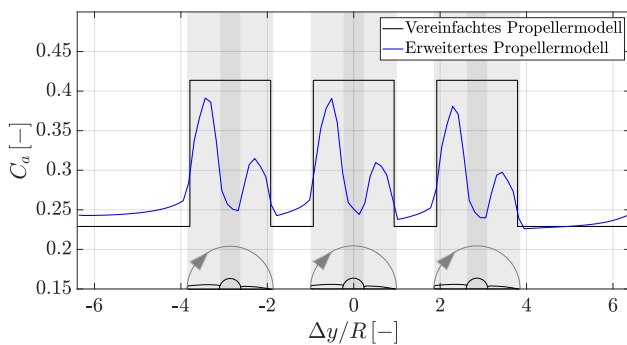


BILD 6: Vergleich der numerisch bestimmten Auftriebsverteilung des Flügels mit drei Propellern für die beiden Propellermodelle

4 BESCHREIBUNG DER WINDKANALVERSUCHE

Für die Durchführung der Windkanalversuche wurde auf Grundlage der in Abschnitt 2 definierten Anforderungen ein rechteckiges Flügelsegment entworfen. Der Windkanal und der für die Messungen entwickelte modulare Testflügel, der eine Motorachsänderung mit nur einem Windkanalprüf-

ling ermöglicht, werden im Folgenden vorgestellt.

4.1 Eigenschaften des Windkanals der TUHH

Der Windkanal der TUHH ist ein Niedergeschwindigkeits-Windkanal nach Göttinger Bauart mit einer Länge von 42 m. Die Strömungsgeschwindigkeit der 5.5 m langen, 3 m breiten und 2 m hohen Teststrecke kann zwischen 5 m s^{-1} und 35 m s^{-1} variiert werden. Die Turbulenz der Strömung liegt unter 0.3 %, die Ungleichmäßigkeiten der Geschwindigkeit unter 0.1 % und die Temperaturschwankung unter 1 %. Zu den im Windkanal verbauten Messgeräten gehört eine im Boden fest installierte Verfahrereinheit mit 6 Freiheitsgraden, welche als Waage sowohl Kräfte bis 400 N in allen drei Achsrichtungen als auch Momente bis 200 Nm um alle drei Achsen messen kann. Des Weiteren ist der Windkanal mit insgesamt 60 Drucksensoren ausgerüstet. [7]

4.2 Aufbau des modularen Testflügels

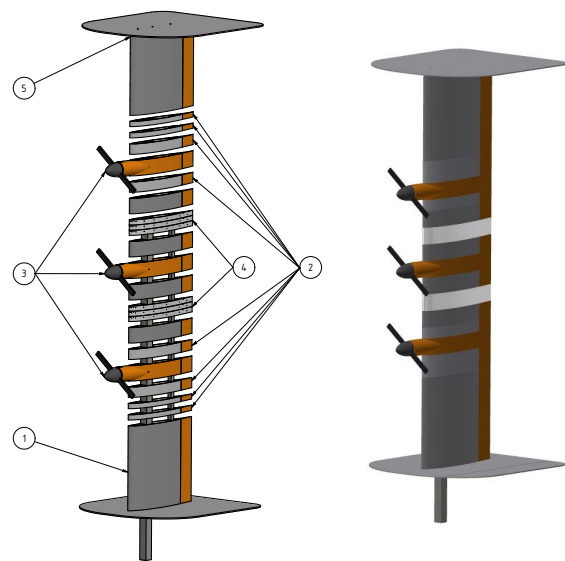


BILD 7: Aufbau des Testflügels TETRIS (1: Grundmodul, 2: Zwischenmodule, 3: Motormodule, 4: Druckmessmodule, 5: Endmodul)

Aufgrund der hohen Anzahl und starken Varianz der Testpunkte sowie dem Wunsch, den Flügel auch für zukünftige Messkampagnen anpassen zu können, wurde das modulare Testflügelkonzept TETRIS entwickelt. Dieses besteht aus einem Grundmodul, auf das beliebige Zwischen-

module und ein Endmodul aufgesetzt werden können. Um die geforderte hohe Steifigkeit zu erreichen, liegt dem Flügelkonzept ein Doppelholmsystem zugrunde. Da die Windkanalwaage, die zur Messung der Gesamtlasten genutzt wird, nur einen einzelnen Holm einspannen kann, besteht der Hauptholm aus einem sehr steifen Vierkant-Stahlrohr. Die Einspannung befindet sich im Boden. Der Flügel ist folglich senkrecht aufgebaut. Der Übergang von dem eingespannten Hauptholm zum Doppelholmsystem wird von dem unteren Grundelement realisiert (Nr. 1 in Bild 7). Das Doppelholmsystem garantiert zudem einen sicheren Sitz der Module. Um eine sehr hohe Reproduzierbarkeit der Modulform mit geringer Formabweichung und einer hohen Oberflächengüte zu erreichen, sind vornehmlich 3D-gedruckte, oberflächenbehandelte Module verwendet worden. Auf der Unterseite weisen die Module einen Deckel auf, der sich über beide Holme erstreckt. Dadurch ist es möglich, einzelne Module unter geringer Beeinflussung benachbarter Module aus dem Gesamtsystem auszutauschen. Die störungsanfällige Profiloberseite bleibt bei diesem System unversehrt. Durch Passstifte im Vorder- und Hinterkantenbereich wird die Positionsgenauigkeit der Module gewährleistet. Für den Aufbau von TETRIS sind einfache Flügelprofil-Segmente in unterschiedlichen Größen (Nr. 2 in Bild 7), Motormodule (Nr. 3 in Bild 7), sowie Druckmessmodule (Nr. 4 in Bild 7) verwendet worden.

Zur Messung lokaler Wanddrücke werden zwei aus Aluminium gefräste Module mit jeweils drei Profil-Reihen mit je 20 Druckbohrungen verwendet. Um die Qualität der Oberflächenströmung im Bereich der Wanddruckmessung nicht zu beeinflussen, weisen diese Module keinen Deckel auf und werden über translatorische Verschiebungen in Holmrichtung positioniert. Hierdurch wird unter Berücksichtigung der Randbedingungen des Windkanals aus Abschnitt 4.1 ein maximaler Messbereich in der translatorischen x-y-Ebene ermöglicht. Die doppelte Ausführung des Messmoduls verhindert die Notwendigkeit eines aufwändigen Positionenwechsels von Messmodul und Motormodul.

Der Flügelrandabschluss kann durch verschiedene Flügelspitzenmodule realisiert werden. Für die Windkanalversuche wurde ein Endmodul mit großer Endscheibe genutzt, um eine hohe effek-

tive Streckung zu erzielen (Nr. 5 in Bild 7). Der resultierende Aufbau ist rechts in Bild 7 zu sehen.

4.3 Versuchsplanung

Das numerische Modell wird mit den Ergebnissen aus den Windkanalexperimenten für drei Versuchskonfigurationen verglichen. Hierfür werden sowohl Druckmessungen (Vergleich der lokalen C_a -Verteilung) als auch Kraftmessungen (Vergleich der globalen C_A -Verläufe) durchgeführt. Daraus ergibt sich die nachfolgende Versuchsplanung:

1. Flügel mit Endscheiben, ohne Propeller, ohne Motorgondeln (Clean-Konfiguration):
 - Anstellwinkel-Bereich: $\alpha = -6^\circ$ bis 24° , Schrittweite: 1°
 - Anströmgeschwindigkeit: $V_\infty = 16 \text{ m s}^{-1}$
2. Flügel mit Endscheiben, ohne Propeller, mit 3 Motorgondeln (Untersuchung des Gondel einflusses auf Auftrieb und Widerstand):
 - Anstellwinkel-Bereich: $\alpha = -6^\circ$ bis 24° , Schrittweite: 1°
 - Anströmgeschwindigkeit: $V_\infty = 16 \text{ m s}^{-1}$
3. Flügel mit Endscheiben, mit Propellern, mit 3 Motorgondeln (Untersuchung der Propeller-Flügel-Interaktion):
 - Anstellwinkel-Bereich: $\alpha = -3^\circ$ bis 6° , Schrittweite: 3°
 - Anströmgeschwindigkeit: $V_\infty = 16 \text{ m s}^{-1}$
 - Motorachsabstände: $2.14 \cdot R$ bis $3.2 \cdot R$
 - Drehzahlen: $n = 7700 \text{ U/min}$ und $n = 6350 \text{ U/min}$

4.4 Messdaten aus den Windkanalversuchen

Die gemessenen Kräfte der Windkanalwaage werden jeweils mit dem dynamischen Druck q_∞ und der Flügelfläche S_{ref} normiert. Die Druckverteilungen der Oberseite ($C_{p,o}$) und der Unterseite ($C_{p,u}$) eines jeden Messprofils werden zunächst interpoliert und anschließend durch Integration entlang der lokalen Sehnenlänge c zu lokalen normal- und tangential-Kraftbeiwerten zusammengefasst:

$$(9) \quad C_N = \frac{1}{c} \cdot \int_{x=0}^c (C_{p,u} - C_{p,o}) dx$$

$$(10) C_T = -\frac{1}{t} \cdot \left[\int_{x=0}^{x=t} (C_{p,u}) dx + \int_{x=0}^{x=t} (C_{p,o}) dx \right]$$

Die Flügeldicke ist dabei durch das Flügelprofil mit $t = 0.12c$ festgelegt. Anschließend werden die Normal- und Tangentialkräfte aus dem flügelfesten in das aerodynamische Koordinatensystem transformiert:

$$(11) C_a = C_N \cdot \cos(\alpha) - C_T \cdot \sin(\alpha)$$

5 VERGLEICH DER EXPERIMENTELLEN UND NUMERISCHEN ERGEBNISSE

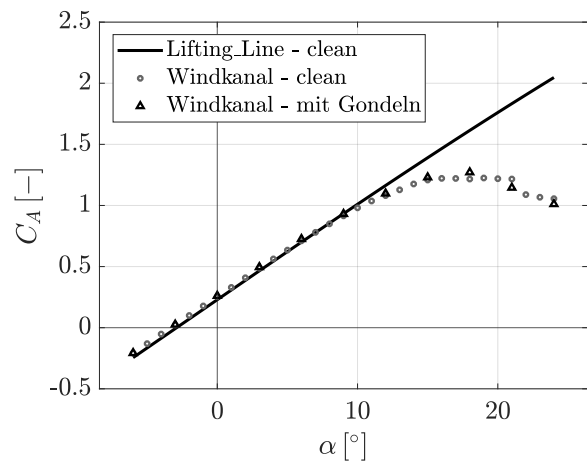
Im Folgenden werden zunächst die experimentell und numerisch ermittelten Gesamtlasten auf das Flügelsegment ohne Propeller miteinander verglichen. In einem zweiten Schritt werden die Einflüsse der Motorgondeln anhand der Gesamtlasten dargestellt. Für den anschließenden Vergleich mit den Ergebnissen des numerischen Modells der Propeller-Flügel-Interaktion wird die Übereinstimmung des lokalen Auftriebsverlaufs über die Spannweite und das Verhalten für verschiedene Motordrehzahlen und Motorpositionen untersucht.

5.1 Vergleich der Ergebnisse für die Konfiguration ohne Propeller

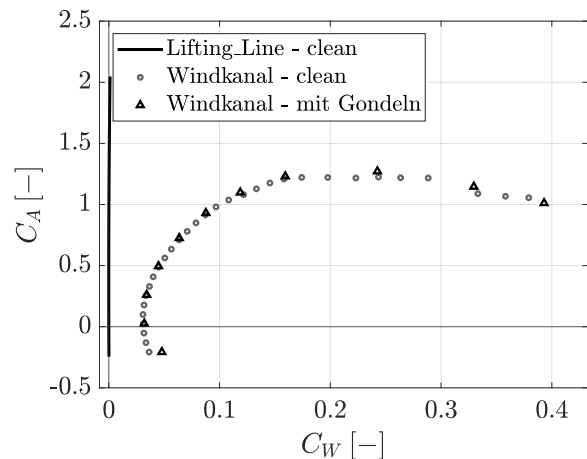
Die Gesamtauftriebsbeiwerte für verschiedene Anstellwinkel der Basiskonfiguration (Flügelsegment ohne Propeller) aus LIFTING_LINE und den Windkanalmessungen sind in Bild 8a dargestellt. Da LIFTING_LINE durch seine vereinfachenden Annahmen den realen Auftriebsanstieg zu groß berechnet, wird zusätzlich der Auftriebsanstieg ($C_{A\alpha}$) in LIFTING_LINE durch einen Faktor von 0.7 an den Auftriebsanstieg des Flügels im Windkanal angepasst.

Während die Ergebnisse aus dem numerischen Modell in einem Anstellwinkelbereich von $-3^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$ nicht mehr als 0.03 von der Windkanalmessung abweichen, ist eine zunehmende Abweichung der Ergebnisse für hohe Anstellwinkel ($\alpha > 6^\circ$) zu erkennen. Die Abweichungen sind darauf zurückzuführen, dass das Mehrfachtraglinienverfahren LIFTING_LINE auf der Annahme einer drehungsfreien und reibungsfreien Strömung basiert.

Somit werden Effekte durch eine turbulente Strömung und Ablöseerscheinungen für hohe Anstellwinkel in LIFTING_LINE nicht berücksichtigt. Zusätzlich wird aufgrund der getroffenen Vereinfachungen in LIFTING_LINE nur der induzierte Widerstand bestimmt. Dies wird in Bild 8b ersichtlich. In dieser Darstellung ist ein Vergleich der experimentellen und numerisch bestimmten Lilienthal-Polare für die Basiskonfiguration gezeigt. Das numerische Modell der Tragflächenaerodynamik lässt wie zu erwarten den Nullwiderstand unberücksichtigt.



(a) Auftriebspolare des Flügels ohne Propeller bei $V = 16 \text{ ms}^{-1}$



(b) Lilienthal-Polare des Flügels ohne Propeller bei $V = 16 \text{ ms}^{-1}$

BILD 8: Polaren des Flügels ohne Propeller

Bild 8 stellt außerdem den Effekt der Gondeln auf den Auftriebs- und Widerstandsverlauf der Basiskonfiguration ohne Propeller dar. Die Gondeln beeinflussen die Ergebnisse nur in einem vernachlässigbarem Maße. Die Einschränkung der in

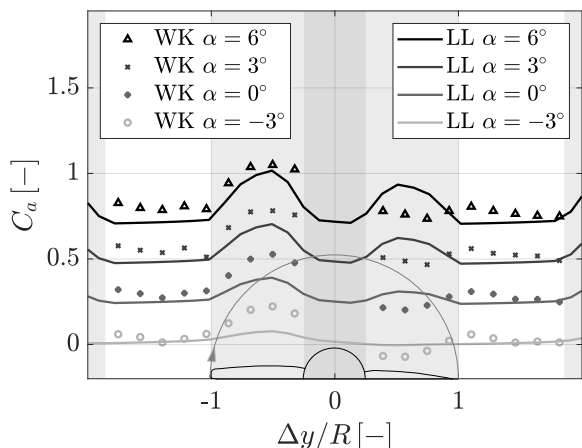
Abschnitt 3 vorgestellten Methodik, derzeit keine Gondeleinflüsse zu berücksichtigen, kann für den gewählten Versuchsaufbau folglich als akzeptabel betrachtet werden. Aufgrund der zunehmenden Abweichung von numerischen und experimentellen Ergebnissen des Gesamtauftriebsbeiwerts bei höheren Anstellwinkeln werden für die folgenden Vergleiche nur Ergebnisse für die Anstellwinkel im linearen Polarenbereich betrachtet. Da bei der Widerstandsberechnung in LIFTING_LINE aufgrund der vereinfachenden Annahmen nur der induzierte Widerstand abgeschätzt werden kann, wird in den folgenden Betrachtungen der Vergleich der Auftriebsverteilung fokussiert.

5.2 Vergleich der Ergebnisse für die Konfiguration mit drei Propellern

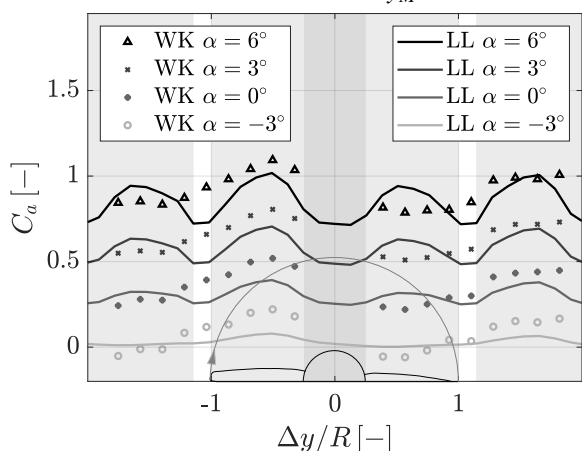
Für den Vergleich der Ergebnisse unter Propellereinfluss wird zunächst der Gesamtauftrieb des Flügelsegmentes und anschließend der Auftriebsverlauf über die Spannweite betrachtet. Der Vergleich der experimentellen Daten für die 'Clean'- und 'Prop on'-Konfiguration in Bild 10 zeigt, dass der Effekt der Propeller im Windkanalexperiment maßgeblich einen Einfluss auf den Anstieg des Gesamtauftriebes $C_{A\alpha}$ hat, wodurch eine Steigerung des maximal erreichbaren Auftriebsbeiwert um $\Delta C_{A,\max} = 0,48$ erreicht wird. Auf Grund des erhöhten dynamischen Drucks im Propellernachlauf wird zudem der Strömungsabriss um 20% zu höheren Anstellwinkeln verschoben. Der Vergleich mit dem erweiterten Propellermodell offenbart in einem Anstellwinkelbereich von $-3^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$ eine absolute Abweichung des Auftriebsbeiwertes von den Windkanalmessdaten von maximal 0.08 und eine leichte Unterschätzung des Auftriebsanstiegs $C_{A\alpha}$, welche mit den getroffenen Modellannahmen zur Annäherung des Flügels mit Endscheiben begründet werden kann. Der Einfluss eines Propellers auf die lokale Auftriebsverteilung des Flügels ist insbesondere durch die vom Propeller induzierten axialen und tangentialen Geschwindigkeitskomponenten charakterisiert. Der axiale Anteil bewirkt eine lokale Zunahme des dynamischen Drucks am Flügel. Der tangentielle Anteil bewirkt eine Veränderung des lokalen Anstellwinkels am Flügel (vgl. bspw. Veldhuis [16]). Auf der Seite des aufschlagenden Blattes wird somit an der Flügelvorderkante der dynamische Druck

und der lokale Anstellwinkel erhöht. Dies führt zu einer Erhöhung des lokalen Auftriebs. Auf der Seite des abschlagenden Blattes führt die induzierte tangentielle Geschwindigkeit zu einem lokal geringeren Anstellwinkel am Flügel und zu einer Reduktion des lokalen Auftriebs. Dieser Effekt ist in den Ergebnissen der Windkanalversuche (WK) für den mittleren Propeller zu erkennen, siehe Bild 9a– 9c. In beiden betrachteten Motorachsabständen ($\Delta y_M = 300 \text{ mm}$ und $\Delta y_M = 400 \text{ mm}$) beschränkt sich der Einfluss vornehmlich auf den Bereich des Flügels, der direkt im Bereich des kontrahierten Propellernachlaufs liegt (hellgraue Bereiche in Bild 9a–Bild 9c). In der betrachteten Versuchskonfiguration kann deshalb von einem lokal ausgeprägten Effekt der Propeller-Flügel-Interaktion ausgegangen werden, bei der der Propellereinfluss auf den Flügel unabhängig von den benachbarten Propellernachläufen ist. Deshalb kann der Propellereinfluss im Kontext weiterführender Untersuchungen weitestgehend getrennt und isoliert voneinander betrachtet werden.

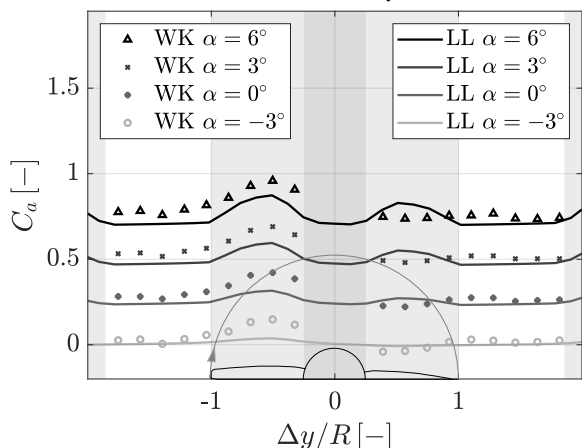
Die Ergebnisse des erweiterten Propellermodells (LL) zeigen einen qualitativ ähnlichen Verlauf wie die der Windkanalergebnisse. Deutlich zu erkennen ist der Einfluss der tangentialen induzierten Strömungsgeschwindigkeit, die eine Erhöhung / Reduktion des lokalen Auftriebsbeiwert im Bereich des aufschlagenden / abschlagenden Propellerblattes erzeugt. Im Vergleich zu den Windkanalversuchen zeigt sich allerdings, dass insbesondere im Bereich des abschlagenden Propellerblatts der simulierte lokale Auftrieb deutlich überschätzt wird (Bild 9). Mit abnehmendem Anstellwinkel divergieren die Ergebnisse der Numerik (LL) und der Windkanalversuche (WK) im Bereich des aufschlagenden Propellerblatts (Bild 9). Bild 9c zeigt die lokalen Auftriebsverläufe bei einer geringeren Drehzahl von $n = 6350 \text{ U/min}$. Auch hier ergeben sich qualitativ ähnliche Abweichungen wie bei der höheren Drehzahl von $n = 7700 \text{ U/min}$.



(a) Lokaler Auftrieb bei einer Drehzahl $n = 7700$ U/min und einem Motorachsabstand $\Delta y_M = 400$ mm



(b) Lokaler Auftrieb bei einer Drehzahl $n = 7700$ U/min und einem Motorachsabstand $\Delta y_M = 300$ mm



(c) Lokaler Auftrieb bei einer Drehzahl $n = 6350$ U/min und einem Motorachsabstand $\Delta y_M = 400$ mm

BILD 9: Lokaler Auftrieb um den mittleren Motor. Der Propellerbereich wird durch die grau hinterlegten Bereiche angedeutet.

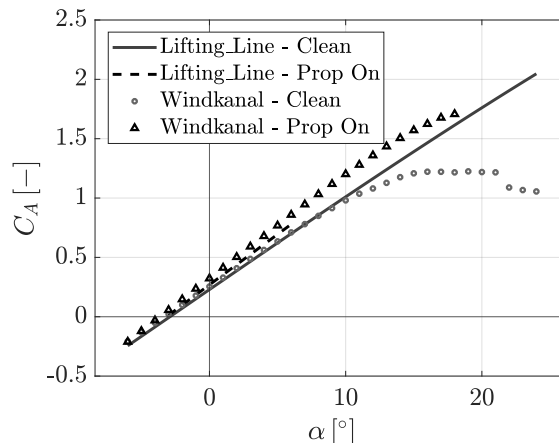


BILD 10: Auftriebspolare unter Propellereinfluss bei einer Drehzahl $n = 7700$ U/min, einem Motorachsabstand $\Delta y_M = 350$ mm und $V = 16$ ms⁻¹

6 DISKUSSION DER ERGEBNISSE

Basierend auf den Ergebnissen des erweiterten Propellermodells und den experimentell ermittelten Windkanalmessungen an einem Rechteckflügel mit einem verteilten Antriebssystem (3 Propeller), ist im Vergleich zum vereinfachten Propellermodell nach Kreimeier [11] eine deutliche Erhöhung des Detailgrads des spannwitigen Auftriebsverlaufes durch das erweiterte Propellermodell zu erkennen. Trotz der Einschränkungen der Methodik (reibungsfreie und drehungsfreie Strömungen), können wichtige Erkenntnisse für den Vorentwurf im linearen Bereich der Auftriebspolare erlangt werden. Um zukünftig auch Aussagen über nichtlineare Effekte im Bereich des Strömungsabrisses treffen zu können, insbesondere im Zusammenhang mit der $C_{A,max}$ Bestimmung, müssen allerdings höherwertige Ansätze der Tragflügelaerodynamik angestrebt werden.

Im Bezug auf die lokalen Auftriebsverläufe konnte gezeigt werden, dass das erweiterte Propellermodell weiterhin deutliche Differenzen im Vergleich zu den experimentellen Daten aufzeigt. Diese Abweichungen müssen unter Berücksichtigung der getroffenen Annahmen betrachtet werden. Im Unterschied zu der in LIFTING_LINE als ideal angenommenen Tragflächenaerodynamik ist davon auszugehen, dass durch die modulare Bauweise des TETRIS-Flügels die Tragflächenaerodynamik lokal durch kleine Verwirbelungen beeinflusst

wird. Dies führt potentiell zu Abweichungen in der Gesamtpolare, welche nicht vollständig durch den Korrekturfaktor von 0.7 auf $C_{A\alpha}$ kompensiert werden konnten. Darüber hinaus wird in dem numerischen Modell die Propelleraerodynamik nur durch ein einziges Blattprofil approximiert. Dies führt zu einer Verfälschung der tatsächlichen axialen und tangentialen Geschwindigkeitsverhältnisse und soll zukünftig durch eine parametrisierte Propellerbeschreibung mit in radialer Richtung veränderlichen Profilen verbessert werden. Es wird vermutet, dass durch die Berücksichtigung dreidimensionaler Strömungseffekte (radiale Strömungskomponenten durch die Propellerrotation) eine weitere Verbesserung der Modellgenauigkeit erreicht werden kann. In der Vergangenheit hat die Verwendung einfacher Korrekturmodelle (bspw. Snel [15]) gute Näherungsergebnisse gezeigt.

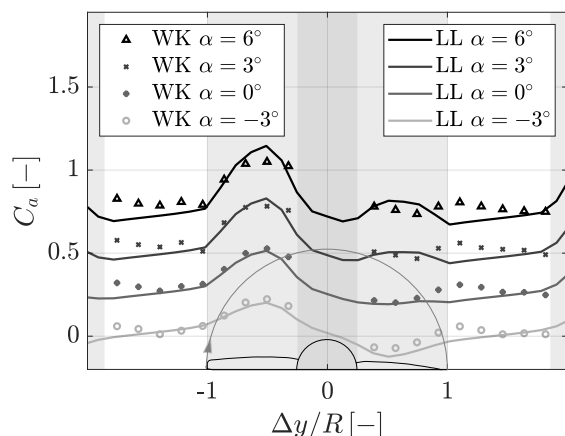


BILD 11: Lokaler Auftriebsverlauf mit korrigierter Tangentialgeschwindigkeit bei einer Drehzahl $n = 7700 \text{ U/min}$ und einem Motorachsabstand $\Delta y_M = 400 \text{ mm}$

Obwohl die oben genannten Einflussfaktoren Ansatzpunkte für eine Verbesserung der Modellgenauigkeiten versprechen, wird insbesondere aufgrund der Fehlercharakteristik vermutet, dass eine in diesem Betriebspunkt (Propellereynoldszahl $Re \approx 50000 - 100000$, $V = 16 \text{ m/s}$, $R = 0.14 \text{ m}$) deutlich unterschätzte induzierte Tangentialgeschwindigkeit der Hauptgrund für die Abweichungen ist. Wird die induzierte Tangentialgeschwindigkeit mit einem Korrekturfaktor von 4 multipliziert, liegt die Auftriebsverteilung aus dem erweiterten Propellermodell deutlich näher an

den experimentellen Ergebnissen (vgl. Bild 11). Zurückzuführen ist dies potentiell auf die Verwendung der Strahltheorie, die in Kombination mit der Blattelementtheorie bei der Berechnung der induzierten Geschwindigkeiten den Drall vernachlässigt und somit nur die axiale Geschwindigkeitskomponente berücksichtigt. Damit scheint das erweiterte Propellermodell nur für Propeller, die eine geringe tangentiale Geschwindigkeit induzieren, geeignet zu sein [12]. Höherwertige Ansätze müssen demnach auch die kinetische Rotationsenergie berücksichtigen wodurch eine bessere Abschätzung der tangentialen Strömungskomponenten erwartet wird [16]. In der Vergangenheit wurden beispielsweise durch Witkowski (Wirbelleiterverfahren für den Flügel und den Propeller, [17]) oder Marretta (Traglinienverfahren für Flügel und Propeller, [10]) unterschiedliche Ansätze formuliert, die potentiell eine genauere Abschätzung der induzierten Geschwindigkeiten durch eine höherwertige Modellierung ermöglichen. Auch die Verwendung von XRotor [2] und dem zugrunde liegenden Wirbelleiterverfahren erscheint vielversprechend für zukünftige Modellierungsansätze.

7 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In dieser Veröffentlichung wurde das bestehende Mehrfachtraglinienverfahren LIFTING_LINE mit einem Modell zur Beschreibung des Propellernachlaufs durch das INSTITUT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRTSYSTEME der RHEINISCH-WESTFÄLISCHEN TECHNISCHEN HOCHSCHULE AACHEN gekoppelt. Dies soll zukünftig eine schnelle und einfache Vorauslegung von Flugzeugen mit verteilten Antriebssystemen ermöglichen. Im Zuge dessen ist unter Anderem eine akkurate Modellierung der Propeller-Flügel-Interaktionen im Hinblick auf den Auftrieb wichtig. Die erstellte Methodik wurde mit Ergebnissen aus Windkanalversuchen des INSTITUTS FÜR FLUGZEUGSYSTEMTECHNIK der TECHNISCHEN UNIVERSITÄT HAMBURG verglichen. Dabei konnte gezeigt werden, dass ein erweitertes Propellermodell grundsätzlich in der Lage ist die Effekte der Propeller-Flügel-Interaktion im spannweiten Auftriebsverlauf eines Flügels zu berücksichtigen. Signifikante Abweichungen der numerischen Ergebnisse

konnten im Nachlaufbereich des abschlagenden Propellerblattes gefunden werden. Als möglichen Grund konnte eine um den Faktor 4 geringere induzierte Tangentialgeschwindigkeit im numerischen Modell ausgemacht werden, die in weiteren Arbeiten eine Korrektur der berechneten Geschwindigkeiten im Propellerstrahl, insbesondere fokussiert auf die verbesserte Modellierung der tangentialen induzierten Geschwindigkeiten, erforderlich macht.

KONTAKTINFORMATION

Oliver Luderer
Technische Universität Hamburg (TUHH)
Institut für Flugzeug-Systemtechnik (FST)
Neßpriel 5, 21129, Hamburg
oliver.luderer@tuhh.de

Clemens Zumegen
Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule
Aachen (RWTH Aachen)
Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme (ILR)
Wüllnerstrasse 7, 52062 Aachen
clemens.zumegen@ilr.rwth-aachen.de

DANKSAGUNG

An dieser Stelle möchten wir uns bei Herrn Carsten Liersch am DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik in Braunschweig für seine bereitwillige Unterstützung bei Fragen zu dem Programm LIFTING_LINE bedanken.

LITERATUR

- [1] BRÜMMER, Andreas: *Ein Mehrfachtraglinienverfahren zur Analyse des Gleitfluges der Vögel: Zugl.: Braunschweig, Techn. Univ., Diss., 1998*. Bd. 98-01. ZLR-Forschungsbericht. Braunschweig: Inst. f. Strömungsmechanik d. TU, 1998. ISBN: 3928628372.
- [2] DRELA, Mark und YOUNGREN, Harold: *XRotor*. URL: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xrotor/>.
- [3] GLAUERT, H.: „Airplane Propellers“. In: *Aerodynamic Theory*. Springer Berlin Heidelberg, 1935, S. 169–360. ISBN: 978-3-642-89630-9. DOI: [10.1007/978-3-642-91487-4_3](https://doi.org/10.1007/978-3-642-91487-4_3).
- [4] HAFER, Xaver und SACHS, Gottfried: *Flugmechanik: Moderne Flugzeugentwurfs- und Steuerungskonzepte*. Dritte Auflage. Hochschultext. Berlin, Heidelberg und s.l.: Springer Berlin Heidelberg, 1993. ISBN: 9783642867316. DOI: [10.1007/978-3-642-86730-9](https://doi.org/10.1007/978-3-642-86730-9).
- [5] HORSTMANN, Karl Heinz: *Ein Mehrfach- Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen*. Techn. Ber. Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, 1987.
- [6] KRISTOF RISSE; ECKHARD ANTON et al.: „An Integrated Environment for Preliminary Aircraft Design and Optimization“. In: *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. DOI: [10.2514/6.2012-1675](https://doi.org/10.2514/6.2012-1675).
- [7] *Large Low-Speed Wind Tunnel at TUHH*. URL: <https://www.tuhh.de/fds/institute/>.
- [8] LIERSCH, Carsten Martin und WUNDERLICH, Tobias Franziskus: „A Fast Aerodynamic Tool for Preliminary Aircraft Design“. In: *Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008. DOI: [10.2514/6.2008-5901](https://doi.org/10.2514/6.2008-5901). URL: <https://doi.org/10.2514/6.2008-5901>.
- [9] LIERSCH, Carsten und ENGELBRECHT, Thomas: *LIFTING_LINE: Version 3.0 Revision 0: Handbuch*. 2018.
- [10] MARRETTA, Rosario M. Ardito: „Different Wings Flowfields Interaction on the Wing-Propeller Coupling“. In: *Journal of Aircraft* 34.6 (1997), S. 740–747. ISSN: 0021-8669. DOI: [10.2514/2.2252](https://doi.org/10.2514/2.2252).
- [11] MICHAEL KREIMEIER: „Bewertung von On-Demand Luftverkehrskonzepten unter Einsatz elektrisch angetriebener Kleinflugzeuge“. Dissertation. Aachen: RWTH Aachen University, 2018.

- [12] PATTERSON, Michael D.; BORER, Nicholas K. und GERMAN, Brian J.: „A Simple Method for High-Lift Propeller Conceptual Design“. In: *AIAA SciTech Forum : 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2016. DOI: [10.2514/6.2016-0770](https://doi.org/10.2514/6.2016-0770).
- [13] PATTERSON, Michael D.; DERLAGA, Joseph M. und BORER, Nicholas K.: „High-Lift Propeller System Configuration Selection for NASA’s SCEPTOR Distributed Electric Propulsion Flight Demonstrator“. In: *AIAA Aviation: 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2016. ISBN: 978-1-62410-440-4. DOI: [10.2514/6.2016-3922](https://doi.org/10.2514/6.2016-3922).
- [14] SCHLICHTING, Hermann und TRUCKENBRODT, Erich A.: *Aerodynamik des Flugzeuges: Aerodynamik des Tragflügels (Teil II), des Rumpfes, der Flügel-Rumpf-Anordnung und der Leitwerke*. 3. Aufl. Berlin: Springer, 2001. ISBN: 978-3-642-63149-8.
- [15] SNEL, H.; HOUWINK, R. et al.: *Sectional Prediction of Lift Coefficients on Rotating Wind Turbine Blades in Stall*. ECN / C.: ECN. Netherlands Energy Research Foundation, 1994.
- [16] VELDHUIS, Leonardus Louis Maria: *Propeller wing aerodynamic interference*. 2005. ISBN: 90-9019537-8.
- [17] WITKOWSKI, David; JOHNSTON, Robert und SULLIVAN, John: „Propeller/wing interaction“. In: *27th Aerospace Sciences Meeting*. 1989.