

ANTRIEB UND MESSTECHNIK FÜR EINEN PROPELLER AN EINEM WINDKANALMODELL

S. Rüdiger, J. Friedrichs, Institut für Flugantriebe und Strömungsmaschinen, Technische Universität Braunschweig, Langer Kamp 6, 38106 Braunschweig, Deutschland

C. Lenfers, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen einer Forschungsinitiative des Landes Niedersachsen sollen die Potentiale von Flugzeugen für ein Lufttransportkonzept der Zukunft untersucht werden. Die Anforderungen an die Aerodynamik dieser Flugzeuge ergeben sich in erster Linie aus der Forderung nach möglichst kurzen Start- und Landestrecken sowie der Möglichkeit leise An- und Abflugverfahren umsetzen zu können. Zur Steigerung der Hochauftriebsleistung soll das Potential aus lärmarmen und effizienten Propellerantrieb und einer aktiven Hinterkantenklappe ausgeschöpft werden. Dazu wird ein Modell eines Halbflügels mit angetriebenem Propeller konstruiert und im DNW-NWB Niedergeschwindigkeitswindkanal vermessen.

a	Schallgeschwindigkeit [m/s]
b	Spannweite [m]
c_f	Reibungsbeiwert [-]
c	lokale Blatttiefe [m]
C_L	Auftriebsbeiwert Gesamtflugzeug [-]
D	Propellerdurchmesser [m]
D_{Spin}	Spinnerdurchmesser [m]
He	Helmholtzzahl [-]
I	Stromstärke [A]
J	Fortschrittsgrad ($v_\infty/(n \cdot D)$)
k	Maßstab [-]
L	Induktivität [H]
M	Machzahl [-]
M_H	Helikale Blattspitzenmachzahl [-]
MTOW	maximale Abflugmasse [kg]
n	Drehzahl [1/min]
n_{blade}	Blattzahl [-]
P	Leistung [W]
Q	Drehmoment [Nm]
R	Propellerradius [m]
Re	Reynoldszahl [-]
T	Schub [N]
U	Spannung [V]
v_∞	Fluggeschwindigkeit [m/s]
Indizes	
cr	Reiseflug
n	Nennbetriebspunkt
to	Start
Modell	Modellmaßstab
Original	Originalmaßstab
β_{75}	Blatteinstellwinkel bei $r/R = 0.75$ [°]
η	Wirkungsgrad [-]
Λ	Streckung [-]
ρ	Luftdichte [kg/m ³]
φ	Azimutwinkel Propellerblatt [°]
Θ	Temperatur [°C]

1. EINLEITUNG

Eine wesentliche Motivation für die Entwicklung neuer Verkehrsflugzeuge ist die Reduktion der direkten Betriebskosten (DOC), die sich, vereinfacht betrachtet, im Wesentlichen aus Kapital-, Kraftstoff-, Betriebs- und Wartungskosten zusammensetzen. In Zukunft werden zusätzliche Umweltaspekte eine steigende Bedeutung erlangen und durch erhöhte Start- und Landegeühren eine höhere Gewichtung in den DOC finden. So wurden im Jahr 2008 bereits an den Flughäfen Frankfurt, Köln/Bonn und München emissionsbezogene Landeentgelte eingeführt. Mit Hilfe dieser Entgelte werden den Fluggesellschaften finanzielle Anreize für den Einsatz von besonders umweltfreundlichen Flugzeug-Triebwerks-Kombinationen geschaffen [1]. Eine weitere Herausforderung für den Luftverkehr der Zukunft besteht im stetig wachsenden Bedarf an Passagier- und Frachtkapazitäten. Ein Lösungsansatz sieht vor, kleine regionale Flughäfen mit kürzeren Rollbahnen in das Luftverkehrskonzept der Zukunft zu integrieren [2]. Aus dieser Forderung ergibt sich die Notwendigkeit zur Entwicklung von leisen, kurzstartfähigen und umweltfreundlichen Regionalflugzeugen.

Den oben aufgezeigten Herausforderungen stellt sich das kooperative Forschungsvorhaben "Bürgernahe Flugzeug" (BNF) der Technischen Universität Braunschweig (TU-BS) und des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR). Innerhalb des Forschungsvorhabens sollen Technologien für die Entwicklung des Regionalflugzeugs der Zukunft erforscht und bereitgestellt werden.

2. VORENTWURF DES PROPELLERS UND SCHUBABSCHÄTZUNG

Zur Abschätzung des Schubbedarfs gilt es die Anforderungen an das „Bürgernahe Flugzeug“ zu konkretisieren. Gefordert sind eine Kapazität von etwa 120 Passagieren, Kurzstarteigenschaften, eine möglichst hohe Effizienz hinsichtlich des Treibstoffbedarfs und eine geringe Lärm-

abstrahlung speziell in den Phasen des Starts und der Landung. Die generische Flugzeugkonfiguration soll durch ein modernes Turboprop-Konzept angetrieben werden. Als Referenzen dienen Flugzeuge aus Boeings 737-Serie sowie aus der Airbus A320 Serie. Des Weiteren steht der Entwurf eines „Experimental Short Range Turboprop Aircraft“ (ESTA) Pate [3], der am Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der TU-BS durchgeführt wurde (BILD 1). Dieser Entwurf setzt, wie auch das „Bürgernahe Flugzeug“, zur Auftriebssteigerung aktive Strömungskontrolle in Form einer Ausblasung an der Flügelhinterkante über eine den Coandă-Effekt nutzende Klappe ein.

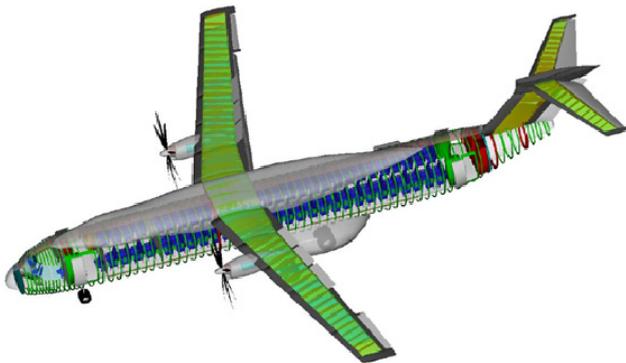


BILD 1. Experimental Short Range Turboprop Aircraft (ESTA) [3]

Im Fall der hier betrachteten Konfiguration wird die geforderte Kurzstartfähigkeit den benötigten Schub des Flugzeugs vorgeben. Eine allgemeine Definition hinsichtlich der Kurzstartfähigkeit von Flugzeugen lässt sich in der Literatur nicht finden. Das BNF orientiert sich am "Dictionary of Military and associated Terms" [4]. Dort werden einem Flugzeug Kurzstarteigenschaften zugesprochen, wenn die zur Überquerung eines 10 m hohen Hindernisses benötigte Startstrecke 450 m nicht übersteigt. Entsprechendes gilt für die Landung.

MTOW	73000 kg
b	34.0 m
Λ	9.3
C_L	3.8
M_{cr}	0.65
$v_{\infty_{to}}$	51.0 m/s
T_{to}	140000 N
P_{to}	1180 kW
T_{cr}	20000 N
D	ca. 6.0 m
n_{to}	ca. 800 1/min
$M_{H_{to}}$	< 0.75
$M_{H_{cr}}$	< 1.00

TAB 1. Daten aus dem Flugzeugvorentwurf

Zu Vorentwurfszwecken wird die Startstrecke nach der von Raymer [5] vorgestellten Handbuchmethode berechnet. Zu diesem Zweck sind Größen wie Tragflügelbelastung, Tragflügelstreckung, Start- und Reisefluggeschwindigkeit sowie die zu erwartenden Auftriebsbeiwerte zu definieren. Der Schub und die zu installierende Leistung werden mittels

der Impulstheorie ermittelt. Am Ende dieses iterativen Prozesses steht ein Flugzeug mit den in TAB 1 angegebenen Daten. Der angegebene Schub und die zugehörige aufgenommene Leistung beziehen sich jeweils auf ein Triebwerk. Der aufgeführte maximale Auftriebsbeiwert stellt einen durch das den Coandă-Effekt nutzende Hochauftriebssystem sicher zu erreichenden Wert dar (vgl. z.B. [6], [7]).

3. PROPELLERENTWURF MIT BLATTELEMENTTHEORIE UND RANS-ANALYSEN

Die Geometrie des Propellerblatts wird mittels Blattelementtheorie entworfen. Als Eingangsgrößen und Entwurfsziele dienen die oben aufgeführten Daten aus der Schubabschätzung. Des Weiteren ist das Verhalten von Auftriebs-, Widerstands- und Momentenbeiwert über dem Anstellwinkel der auf dem Propellerblatt eingesetzten Profile vorzugeben. Auf dem BNF-Propeller kommen an die auf dem Blatt herrschenden Strömungsbedingungen angepasste Profile der NACA 4er Serie zum Einsatz. Die benötigten Polaren werden mittels eines Euler-Grenzschicht-Verfahrens (MSES [8]) berechnet.

Die Blattelementtheorie gliedert das zu entwerfende Propellerblatt in nicht interagierende 2D-Profileschnitte. Sie stellt ein inverses Entwurfsverfahren mit der radialen Zirkulationsverteilung des Propellerblatts als Zielfunktion dar. Die Zirkulationsverteilung wird so gewählt, dass eine Minimierung des induzierten Widerstands auf der Basis reibungsfreier Strömung erfolgt (vgl. [13], [14]). Ein besonderer Vorteil des Entwurfs mittels Blattelementtheorie liegt im geringen Rechenaufwand pro Blattgeometrie. Dies ermöglicht weitreichende Parametervariationen zur Bestimmung einer den Anforderungen optimal entsprechenden Geometrie. Zur Bestimmung der optimalen Blattgeometrie für den Reiseflug wird eine Parameterstudie basierend auf den in TAB 2 angegebenen Größen durchgeführt. Für alle so ausgeführten Blattentwürfe wird als Zielgröße ein möglichst großer Wirkungsgrad bei abgegebenem Reiseflugschub von $T_{cr} = 20000$ N gewählt. Der Durchmesser des Spinners wird für alle Entwürfe konstant bei $D_{Spin} = 1.5$ m gehalten. Damit ändert sich das Verhältnis von Spinnerkreisfläche zu Propellerkreisfläche mit Variation des Propellerdurchmessers. Der konstante Spinnerdurchmesser ist notwendig, da nicht davon auszugehen ist, dass bei konstanter Schubforderung die Abmessung des Kerntriebwerks merklich mit dem Propellerdurchmesser variieren wird.

n_{blade}	6, 7, 8, 9, 10
D	4.5 m, 5.0 m, 5.5 m, 6.0 m
n_{cr}	700 1/min, 750 1/min, 800 1/min 850 1/min, 900 1/min

TAB 2. Parametervariation bei $T_{cr} = 20000$ N

Für jede Blattzahl n_{blade} wird die zugehörige Parametervariation von Durchmesser D und Drehzahl n_{cr} nach BILD 2 ausgewertet. Der den Entwurfszielen optimal entsprechende Propeller wird ausgewählt, indem entlang der Isolinie für $M_{H_{cr}} = 1.0$ der Propeller mit dem größten Wirkungsgrad unter Reiseflugbedingungen ermittelt wird.

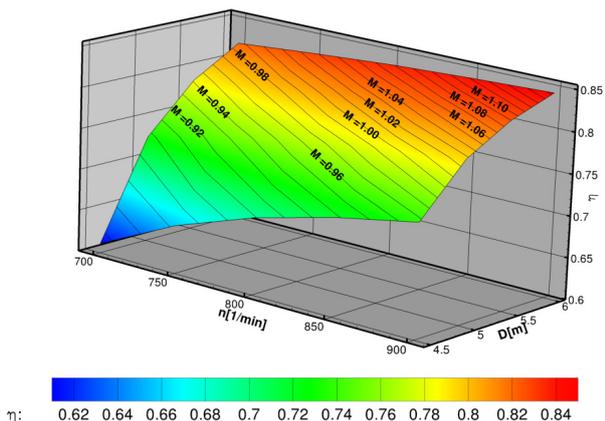


BILD 2. Parametervariation für 9-Blatt Propeller, Reiseflugbedingungen: $T_{cr} = 20000 \text{ N}$, $\rho_{cr} = 0.378 \text{ kg/m}^3$, $M_{cr} = 0.65$

Nachdem der Propeller mit Hilfe der Blattelementtheorie entworfen ist, kann der Entwurf mit dem DLR Tau-Code [9] verifiziert werden. Tau ist eine Software zur Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes (RANS) Gleichungen. Die Entwicklung von Tau wurde im Wesentlichen im Rahmen des deutschen CFD-Projekts MEGAFLOW [9] begonnen. Gegenwärtig wird die Entwicklung von der Abteilung C²A²S²E (Center for Computer Applications in AeroSpace Science and Engineering) des DLR Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik vorangetrieben. Im Fall der Simulation des BNF-Propellers wird zur räumlichen Diskretisierung ein zentrales Finites-Volumenschema eingesetzt. Die zeitliche Auflösung erfolgt über ein explizites Runge-Kutta-Schema. Als Turbulenzmodell wird ein Eingleichungsmodell von Spalart-Allmaras [10] verwendet.

Die Exaktheit der numerischen Lösung hängt einerseits von der physikalischen Modellierung und andererseits von der Dichte und Qualität der verwendeten Rechengitter ab. Die hybriden Netze zur numerischen Verifikation des Propellerentwurfs werden mit der kommerziellen Software Centaur [11] erstellt. Zur korrekten Auflösung der Grenzschicht wird der erste Wandabstand so gewählt, dass sich ein dimensionsloser Wandabstand von $y^+ = 1$ ergibt. Um die Größe des Gesamtnetzes zu reduzieren wird auf die Möglichkeiten der Netzgenerierung mit periodischen Randbedingungen zurückgegriffen. Diese im Tau-Code verfügbaren Randbedingungen ermöglichen es, den Gesamtpropeller durch die Berechnung nur eines Segments zu simulieren. Simuliert werden verschiedene Betriebszustände für den Reiseflug wie auch für den Startfall. Die berechneten Propellerleistungen für den primär betrachteten Startfall fasst TAB 3 zusammen.

v_∞ [m/s]	n [1/min]	β_{75} [°]	T [N]	P [kW]	η
51.0	793.7	30.5	128317.4	12317.7	0.53
51.0	793.7	32.0	138804.7	14003.5	0.51
51.0	793.7	33.5	148023.0	16033.8	0.47

TAB 3. Propellerleistungen nach RANS-Analyse

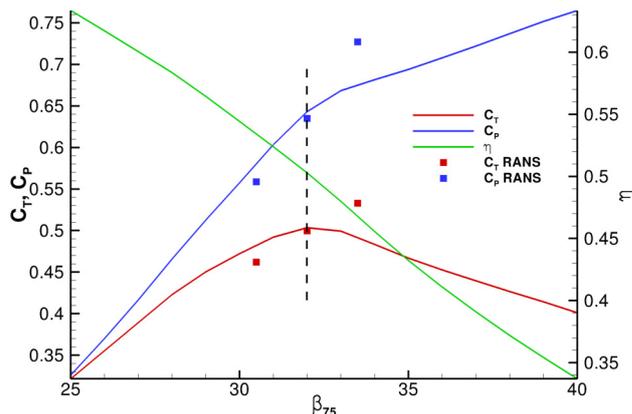


BILD 3. Vergleich Propellerleistungen Blattelementtheorie und RANS-Analyse, Start: $n_{to} = 793.8 \text{ 1/min}$, $v_\infty = 51.0 \text{ m/s}$

BILD 3 stellt die Ergebnisse von Blattelementtheorie und RANS-Analyse für den Startfall gegenüber. Der Auslegungspunkt ist durch die gestrichelte Linie markiert. Man erkennt die gute Übereinstimmung der Propellerleistungen zwischen Blattelementtheorie und RANS-Analyse für den Auslegungspunkt. Außerdem stimmen die Ergebnisse für kleinere Blatteinstellwinkel β_{75} ausreichend genau überein. Auffallend ist die Abweichung für größere Blatteinstellwinkel außerhalb des Auslegungspunkts. Dies lässt sich mit dem Verhalten der Grenzschicht auf rotierenden Propellerblättern erklären (vgl. auch Himmelskamp [12]). Durch die in der Grenzschicht wirkenden Zentripetalkräfte kommt es zu einer Art „Abschwimmen“ des Grenzschichtmaterials in Richtung der Blattspitze. Dies führt dazu, dass die Grenzschicht in den einzelnen Profilschnitten dünner ausfällt als bei einer nicht rotierenden Strömung. Dieser Effekt wird bei der Berechnung der Profilpolaren mittels MSES nicht berücksichtigt und führt dazu, dass die Profile in der dreidimensionalen Strömung einzeln betrachtet höhere Auftriebsbeiwerte liefern als in den Eingangsdaten für die Blattelementtheorie.

Obwohl im Vergleich zur Blattelementtheorie durch die Dreidimensionalität eine gewisse Schubbelastungsreserve entsteht, arbeitet der Propeller im Auslegungspunkt dicht an seiner Belastungsgrenze. Deutlich wird dies bei der Betrachtung der Reibungsbeiwerte auf der Blattoberfläche. BILD 4 zeigt auf der Blattoberseite in der Nähe der Blattvorderkante eine Ablösung. Die Strömung löst in diesem Bereich turbulent ab, um sich im weiteren Verlauf wieder anzulegen (BILD 5). Dieses Verhalten lässt darauf schließen, dass die Profile in diesem Bereich nahe an ihrem jeweiligen maximalen Auftriebsbeiwert operieren. Insgesamt führt dieser Umstand zwar zu einer Verschlechterung des Wirkungsgrads, jedoch wirken sich Maßnahmen zu seiner Beseitigung gravierend auf die Leistungen im Reiseflug aus.

Ein probates Mittel zu Herabsetzung der Blattbelastung ist die Vergrößerung seiner Fläche. Dies kann entweder durch eine Vergrößerung im Durchmesser oder einer Vergrößerung der Blatattiefe vorgenommen werden. Das Vergrößern des Durchmessers erscheint in Anbetracht dessen, dass die Blattspitzenmachzahl so gering wie möglich gehalten werden soll als nicht sinnvoll.

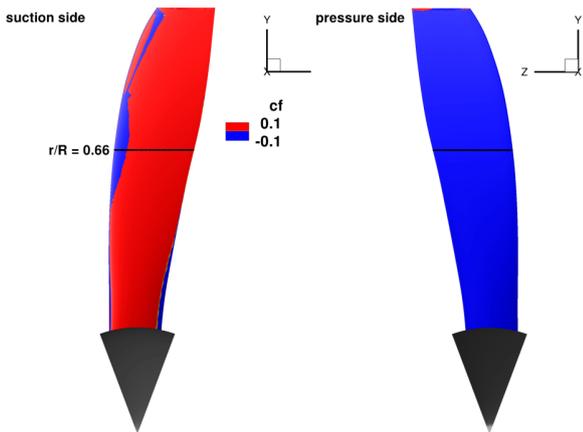


BILD 4. Reibungsbeiwert auf der Blattoberfläche, Start: $n_{10} = 793.8 \text{ 1/min}$, $v_{\infty} = 51.0 \text{ m/s}$, $\beta_{75} = 32^\circ$

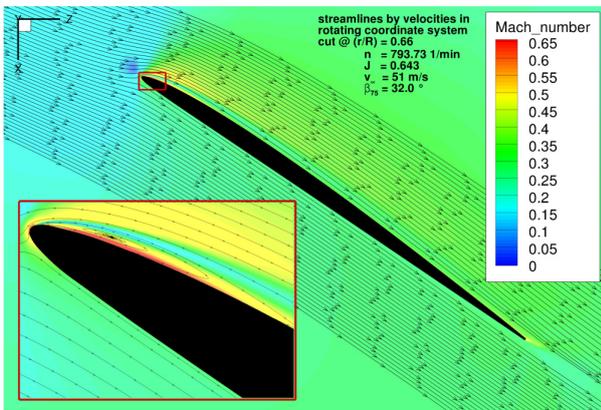


BILD 5. Strömung im Profilschnitt $r/R = 0.66$, Start

Eine Vergrößerung der Blattiefe bei gleichbleibendem Propellerdurchmesser hat zur Folge, dass sich die Streckung des einzelnen Blatts verringert. Dies hat wiederum Auswirkungen auf den induzierten Widerstand des Blatts und verschlechtert den Wirkungsgrad des Gesamtpropellers erheblich. Beiden Maßnahmen gemein ist eine Vergrößerung der umspülten Oberfläche, was ebenfalls den Wirkungsgrad im Reiseflug erheblich herabsetzt. Trotz gewisser Abweichungen in den Propellerleistungen kann festgehalten werden, dass die Analyse des Propellers mittels RANS-Simulation in ausreichender Genauigkeit die Ergebnisse der Blattelementtheorie wiedergibt. Am Ende des gesamten Entwurfsprozesses steht der Propeller wie ihn BILD 6 zeigt.

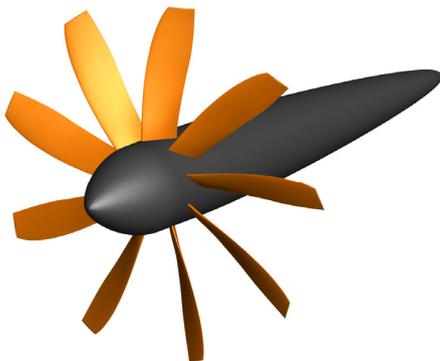


BILD 6. BNF-Propeller, 9 Blätter, 6.0 m Durchmesser

4. SKALIERUNG DES PROPELLERS AUF WINDKANALMASSSTAB

Im Rahmen des Projektes „Bürgernahe Flugzeug“ wird ein Validierungsexperiment im Niedergeschwindigkeitswindkanal (NWB) der „Deutsch-Niederländischen Windkanäle“ (DNW) durchgeführt. Das Experiment sieht vor, den Propeller an einem Halbmodellflügel zu montieren und mittels Elektromotor anzutreiben. Der Flügel weist eine sich über die gesamte Spannweite erstreckende aktive Hinterkantenklappe auf (vgl. [23],[24],[25]). Ziel ist es, mögliche positive Synergieeffekte zwischen Propellernachlauf und der Flügelumströmung in Hochauftriebskonfiguration zu untersuchen. Dazu ist es notwendig, den entworfenen Propeller maßstäblich zu verkleinern. Neben der aerodynamischen Ähnlichkeit gilt es im Fall des Propellers für das „Bürgernahe Flugzeug“ auch die akustische Ähnlichkeit bei der Skalierung einzuhalten, da neben aerodynamischen auch aeroakustische Messungen im Validierungsexperiment durchgeführt werden sollen.

Um im Experiment aerodynamische Ähnlichkeit zu gewährleisten, muss die geometrische Ähnlichkeit gegeben sein und es müssen wahlweise die Machzahl M oder die Reynoldszahl Re mit der Originalkonfiguration übereinstimmen. Eine Reynoldszahlähnlichkeit ist aufgrund des Messstreckenquerschnitts im DNW-NWB nicht einzuhalten. Die aerodynamische Ähnlichkeit wird demnach über eine Ähnlichkeit der Machzahl erreicht. Für die Strömung am Propellerblatt ist die Einhaltung des Fortschrittsgrad J von großer Bedeutung. Er beschreibt das Verhältnis von Anström- zu Umfangsgeschwindigkeit und damit den Anstellwinkel in den einzelnen Schnitten des Propellerblatts.

Aus aeroakustischer Sicht ist die helikale Blattspitzenmachzahl ähnlich zu halten, da diese dem Schallsignal des Propellers die Amplituden aufprägt. Für eine Ähnlichkeit hinsichtlich der Frequenzen im Schallsignal muss die Helmholtzzahl He bei der Skalierung von Original- auf Modellmaßstab konstant gehalten werden. Die Helmholtzzahl He beschreibt das Verhältnis einer charakteristischen Länge des Modells zur charakteristischen Wellenlänge des Schalls, hier definiert zu

$$(1) \quad He = \frac{D \cdot n \cdot n_{\text{blade}}}{a}$$

Akustiker beurteilen Objekte danach, ob sie „akustisch kompakt“ oder „nicht-kompakt“ sind. „Akustisch kompakte“ Objekte unterscheiden sich sehr stark in ihrer akustischen Abstrahlcharakteristik verglichen mit „akustisch nicht-kompakten“ Objekten. Grob lässt sich formulieren, dass Objekte „akustisch kompakt“ sind, wenn $He < 1$ gilt. Außerdem ist die Helmholtzzahl wichtig für die Auswertung und Analyse der akustisch gemessenen Daten. Der Hintergrund ist, dass man das akustische Problem im Frequenzbereich betrachtet. Die im Original zu betrachtende Frequenz steht mit der im Modellmaßstab zu betrachtende Frequenz über die Helmholtzzahl in Verbindung. Dies ist gleichbedeutend damit, dass die zu untersuchenden Frequenzen im Modellmaßstab um den Kehrwert des Modellmaßstabs höher liegen als im Originalmaßstab. Wichtig ist also für das Experiment bei genügend hohen Frequenzen zu messen. Man geht davon aus, dass Frequenzen im Originalmaßstab typischerweise zwischen 100 Hz

und 10 kHz von Interesse sind, da diese den relevanten hörbaren Bereich beschreiben. Kritisch für die Messung im Experiment ist jedoch, dass Frequenzen größer als 30 kHz bei ihrem Durchgang durch die Scherschicht des Windkanal-freistrahls (offene Messstrecke) stark beeinflusst werden. Aus der Forderung der Konstanz in helikaler Blattspitzenmachzahl und Fortschrittsgrad lässt sich ableiten, dass bei konstanter Anströmgeschwindigkeit v_∞ für die Drehzahl im Modellmaßstab

$$(2) \quad n_{\text{Modell}} = \frac{n_{\text{Original}}}{k}$$

gelten muss. Wird zusätzlich die geometrische Ähnlichkeit eingehalten sowie eine konstante Schallgeschwindigkeit a zwischen Originalanwendung und Windkanalexperiment angenommen, so ergibt sich die geforderte Ähnlichkeit hinsichtlich der Helmholtzzahl He automatisch.

Um das Betriebsverhalten abschätzen zu können und eine Strukturauslegung des im Windkanalexperiment verwendeten Propeller durchführen zu können, werden für den um den Faktor

$$(3) \quad k = \frac{1}{9}$$

verkleinerten Propeller ebenfalls RANS-Analysen nach oben erläuterten Verfahren durchgeführt. Für den verkleinerten Propeller beschränkt sich die Simulation auf die im Windkanalversuch untersuchten Betriebspunkte im Start. TAB 4 fasst die Leistungen des auf den Windkanalmaßstab verkleinerten Propellers zusammen.

v_∞ [m/s]	n [1/min]	β_{75} [°]	T [N]	P [kW]	η
51.0	7143.6	30.5	1576.3	153.7	0.52
51.0	7143.6	32.0	1699.6	174.4	0.50
51.0	7143.6	33.5	1825.6	201.1	0.46

TAB 4. Propellerleistungen nach RANS-Analyse, Windkanalmaßstab

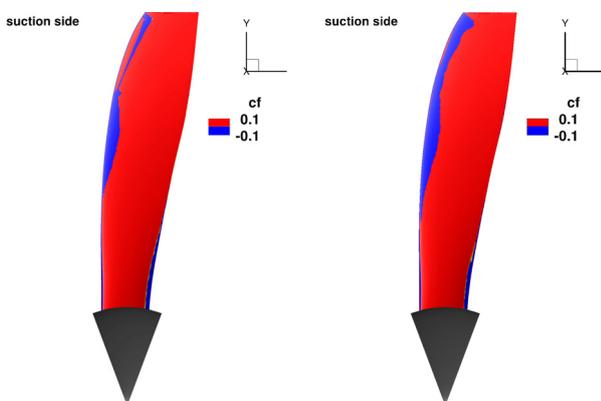


BILD 7. Reibungsbeiwert auf Blattoberfläche, Original (links) und Windkanalmodell (rechts), Start: $\beta_{75} = 32^\circ$, $v_\infty = 51.0$ m/s

Nach einer genaueren Betrachtung der Simulationsergebnisse kann festgestellt werden, dass das Strömungsfeld des verkleinerten Propellers mit dem des Originals weitgehend übereinstimmt. BILD 7 zeigt die Verteilung des Reibungsbeiwertes c_f auf der Blattoberfläche. Im linken Teil der Abbildung ist die Verteilung auf dem Propellerblatt in Originalgröße dargestellt, während der rechte Teil das maßstäblich verkleinerte Blatt zeigt. Das Gebiet der Ablöseblase an der Blattvorderkante ist durch die Skalierung auf den Windkanalmaßstab angewachsen. Dies ist auf die um den Maßstabsfaktor k kleineren Reynoldszahlen zurückzuführen. Dennoch weist die Strömung um das Propellerblatt im Windkanalmodellmaßstab ausreichende Ähnlichkeit zu der um das Blatt in Originalgröße auf.

Der Propeller am Windkanalmodell des „Bürgernahen Flugzeugs“ hat somit folgende Daten in seinem Betriebspunkt:

- Maßstab k : 1 : 9
- Durchmesser D : 0.667 m
- Durchmesser Cowling D_1 : 0.167 m
- Durchmesser Nabe D_2 : 0.160 m
- Blattzahl n_{Blid} : 9
- Take-Off Schub T_{to} : 1700 N
- Take-Off Drehzahl n_{to} : 7143.6 1/min
- Take-Off Drehmoment Q_{to} : 233.1 Nm
- Take-Off Leistungsbedarf P_{to} : 175 kW
- Anströmgeschwindigkeit v_∞ : 51.0 m/s

5. ANTRIEBSKONZEPTE FÜR PROPELLER AN WINDKANALMODELLEN

Als mögliche Antriebskonzepte kommen elektrische, hydraulische und pneumatische Antriebe in Frage, die in ihrem Anwendungsfall je nach Wahl der Modellart (Halbmodell oder Vollmodell) und der Art ihrer Befestigung (Support) unterschiedliche Komplexität aufweisen. Die drei Antriebskonzepte unterscheiden sich in ihrer Leistungsdichte, dem Platzbedarf, der Leitungsführung, der Lärm- und Abwärmeentwicklung sowie in Kosten zur Anschaffung und Betrieb.

5.1. Pneumatisches Antriebskonzept

Pneumatische Antriebe verfügen über eine sehr hohe Leistungsdichte und ermöglichen daher selbst bei kompakten Abmaßen hohe Drehmomente. Sie sind daher die am häufigsten gebrauchte Antriebsart für motorisierte Windkanalmodelle. Für die Modellierung der Triebwerke werden TPS (engl.: turbine power simulator) eingesetzt. TPS sind miniaturisierte Turbinen, die von einem externen Druckluftstrom angetrieben werden. Der Primärmassenstrom ist keine repräsentative Abbildung des wahren Massenstroms durch das Kerntriebwerk und wird daher nicht in die Umgebung entlassen, sondern über eine Niederdruckleitung abgeführt, um mögliche Interferenzen zwischen Abgasstrom und Flügel zu vermeiden. Gondel und Propellerdruckverhältnis können damit korrekt im Vergleich zum realen Triebwerk modelliert werden. Ein Beispiel für die Verwendung des pneumatischen Antriebskonzepts ist das Modell eines militärischen Transportflugzeuges (BILD 8) im Windkanal der ONERA [15].



BILD 8. Motorisiertes Modell einer militärischen Transportflugzeugkonfiguration, ONERA [15]

Zur Erreichung einer hohen Genauigkeit bei der Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte durch Messen der auf das Modell wirkenden Kräfte ist es wichtig, dass die Druckluftversorgungsleitungen mit unterschiedlichen Steifigkeiten zwischen druckbeaufschlagtem und drucklosem Zustand keinen störenden Einfluss auf die Modellwaage haben. Die zu- und abgehenden Leitungen mit hohem Temperaturunterschied, die um die Waage herumgeführt werden, sind daher gegeneinander und gegenüber der Messtechnik isoliert und verlaufen in Isolationsröhren und durch Isolationschichten. Die Hochdruckleitung führt durch den Rumpf des Modells in die Flügel und wird dort aufgespalten in separate Leitungen für die innen und außen liegenden Motoren. Nach dem Durchlaufen der Motoren wird der Luftstrom über die Niederdruckleitungen wieder zusammengeführt und durch die Modellaufhängung hinaus geleitet. Um Vereisungen von Kondenswasser bei der Expansion in der Turbine zu vermeiden muss getrocknete Luft verwendet werden. Die Impuls- und Druckeffekte, die beim Überqueren der Messwaage berücksichtigt werden müssen, werden durch flexible Kompensatoren reduziert [16].

Zusammenfassend ist festzuhalten, dass pneumatische Antriebe über eine hohe Leistungsdichte bei geringen geometrischen Abmaßen verfügen. Die starren Versorgungsleitungen müssen jedoch aufwändig durch das Modell und um die Waage verlegt werden. Für die erforderliche Druckluftversorgung eines pneumatischen Antriebs bedarf es entsprechende Druckluftspeicher, Förderanlagen, Lufttrockner und Wärmetauscher. Diese Infrastruktur muss die Versuchsanlage bereitstellen können. Die Druckluftherzeugung und das Aufbereiten der Druckluft (Erwärmung, Entfeuchten) machen Druckluft zu einer teuren Antriebsquelle.

5.2. Hydraulisches Antriebskonzept

Hydraulische Antriebe haben, verglichen mit pneumatischen Motoren, eine etwas geringere Leistungsdichte. Da jedoch keine Expansion des Fluids stattfindet, haben Ein- und Austrittsmassenstrom durch kleine Leitungen annähernd gleiche Temperaturen. Die Abwärme des Motors wird permanent durch das strömende Hydrauliköl abtransportiert und deshalb bedarf es keiner zusätzlichen Motor Kühlung. Die Lebensdauer der hydraulischen Komponenten ist im Allgemeinen aufgrund der Schmierung sehr hoch. Für die Hydraulikölaufuhr bedarf es zwingend, äh-

lich bei pneumatischen Antrieben, einer externen Infrastruktur am Windkanal. Hydraulische Motoren sind verglichen mit elektrischen Antrieben relativ laut, allerdings leiser als pneumatische Antriebe. Die an einem motorisierten Modell (BILD 9) verwendeten hydraulischen Motoren werden von einer Axialkolbenmaschine mit Schrägscheibe angetrieben. Diese Axialkolbenmaschine setzt hydraulische Energie (Druck und Volumenstrom) in mechanische Energie (Drehmoment und Drehzahl) um. Aufgrund der Lärmbelastung befinden sich die Hydraulikpumpen außerhalb des Windkanals [18].



BILD 9. Motorisiertes Modell einer militärischen Transportflugzeugkonfiguration, RUAG [19]

5.3. Elektrisches Antriebskonzept

In der Vergangenheit war der Einsatz von elektrischen Antrieben aufgrund der relativ geringen Leistungsdichte und der produzierten Abwärme als limitierender Faktor begrenzt. Neue Entwicklungen in der Elektrotechnik wie Supraleiter oder seltene Erden rücken den Einsatz von elektrischen Antrieben an Windkanalmodellen wieder in den Fokus. Limitierender Faktor für die Leistung eines elektrischen Antriebs ist generell die produzierte Abwärme bei vorgegebenem Bauraum. Die größten Verluste und die damit verbundene Wärmeentwicklung entstehen durch Ohm'sche Verluste der Drehfeldwicklungen im Stator. Unter atmosphärischen Umgebungsbedingungen muss die Abwärme eines elektrischen Antriebs jedoch meist durch Flüssiggas oder Kühlwasser abgeführt werden. Prinzipiell können Elektromotoren hohe Leistungen und Drehmomente erzeugen, jedoch nimmt aufgrund der geringen Leistungsdichte der benötigte Bauraum mit steigenden Leistungsanforderungen unverhältnismäßig stark zu. Meist kommen Synchron- und Asynchronmotoren, Permanent-Magnetmotoren mit seltenen Erden und supraleitenden Reluktanzmotoren als Bauweise eines elektrischen Antriebs zum Einsatz [17].

Da herkömmliche Drehstrommotoren am 50 Hz-Stromnetz maximal 3000 Umdrehungen pro Minute erreichen, sind Frequenzumrichter zur Erzeugung von hochfrequentem Drehstrom zur Erreichung der Drehzahl am Modell ohne Getriebe nötig. Der Einsatz von elektrischen Antrieben an Windkanalmodellen erfordert zwingend die Berücksichtigung der EMV-Problematik (elektromagnetische Verträglichkeit) hinsichtlich der Messgeräte durch beispielsweise geschirmte Daten- und Leistungskabel. Elektrische Antrie-

be charakterisieren sich vor allem durch einen hohen Wirkungsgrad und ihre Flexibilität. Die Umwandlung von elektrischer Energie in andere Energieform (Druckluft oder Öldruck) ist nicht notwendig. Verglichen mit pneumatischen oder hydraulischen Motoren ist die Leistungsdichte von elektrischen Motoren wesentlich geringer und muss meist durch größere geometrische Abmaße kompensiert werden, um die entsprechende Leistung zu erreichen. Elektrische Antriebe haben, verglichen mit pneumatischen und hydraulischen Antriebskonzepten, eine geringere Lärmemission, was im Hinblick auf akustische Messungen von großem Vorteil ist. Elektrische Antriebe benötigen keine drucksensitiven Versorgungsleitungen sondern haben flexible Leistungskabel, die keine Änderung der Steifigkeit über die Temperatur hinaus aufweisen und die im Modell integriert und einfach um Messwaagen herum verlegt werden können.

6. LEISTUNGSANFORDERUNGEN DES PROPELLERANTRIEBS AM MODELL

Eine Herausforderung des gesamten Windkanalmodells im Projekt „Bürgerndahes Flugzeug“ ist die geforderte Antriebsleistung des skalierten Propellers auf engem Bau-raum zu realisieren. Zur Integration am Flügel des Windkanalmodells und um das reale Triebwerk inklusive Gondel im gewählten Maßstab so gut wie möglich zu modellieren, muss der Motor über sehr kompakte Abmaße verfügen. Die maximalen Abmessungen sollten daher 300 mm in der Länge, 245 mm in der Breite und der Höhe nicht überschreiten. In TAB 5 sind drei Betriebsprofile dargestellt, welche die Anforderungen an Drehmoment, Drehzahl und Leistung zum Antrieb des Propellers definieren.

	Zeit	Drehmoment / Drehzahl	Leistung
Profil 1	Dauerhaft	230 Nm @ 7150 1/min	175 kW
Profil 2	>= 30s	270 Nm @ 8300 1/min	235 kW
Profil 3	Dauerhaft	0 Nm @ 9000 1/min	Leerlauf

TAB 5. Geforderte Leistungsdaten des Propellerantriebs

Profil 1 stellt den gewünschten permanent zu erfüllenden Betriebszustand des Motors dar. Profil 2 sieht einen kurzzeitigen Überlastbetrieb des Motors für einen vergrößerten Schub vor. Profil 3 stellt einen Leerlaufbetrieb des Propellers im aktiven Windkanal dar.

7. ELEKTRISCHER ANTRIEB DES PROPELLERS AM WINDKANALMODELL

Im Fall des Projektes „Bürgerndahes Flugzeugs“ wird ein elektrischer Antrieb am Windkanalmodell aufgrund flexibler Handhabung zur Realisierung verschiedener Motorlagen und folglich unterschiedliche Propellerlagen relativ zum Flügel ausgewählt. Die spezifizierten Leistungen, gegeben durch Drehzahl und Drehmoment über der Zeit, und die Abmessungsvorgaben können durch einen angepassten Servomotor erbracht werden. Bei dem gewählten Motor handelt es sich um einen stromrichtergespeisten, drehzahloptimierten, dreiphasigen, durch Permanentmagnete erregten Synchronmotor mit Wasserkühlung. In den

Statorwicklungen zwischen Gehäuse und Rotor wird ein magnetisches Drehfeld erzeugt. Der Rotor mit den Permanentmagneten dreht dabei synchron mit dem magnetischen Drehfeld des Stators. Der Motor als Drehstrom-Synchronmaschine läuft nicht selbständig hoch. Der extern untergebrachte wassergekühlte Servoregler (Frequenzumrichter) steuert die Drehzahl und das Drehmoment und ermöglicht somit eine stufenlose Regelung.

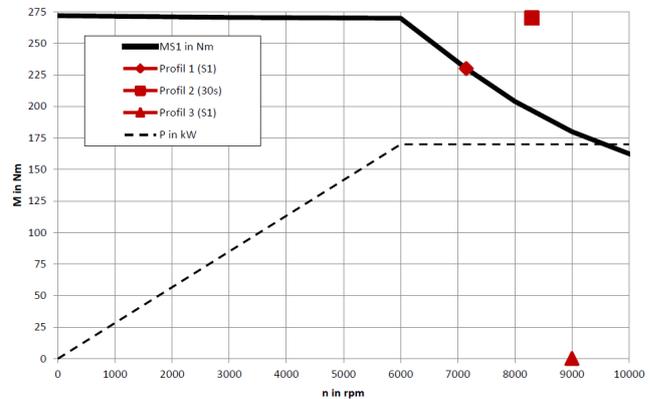


BILD 10. Motorkennlinie [20]

BILD 10 zeigt die Motorkennlinie aufgetragen als Drehmoment über Drehzahl. Die maximale abgegebene Wellenleistung des Motors wird bei 175 kW erreicht und konstant gehalten, so dass bei weiter steigender Drehzahl das bereitgestellte Drehmoment abfällt. Die Motorauslegung erfolgte mit dem Ziel, ein Drehmoment von 225 Nm bei einer Drehzahl von 7150 1/min zu erreichen. Dies erfüllt bestmöglich das geforderte Profil 1 (siehe TAB 5). Eine kurzzeitig erhöhte Leistung (Profil 2) kann nicht realisiert werden, so dass Profil 1 als „Startfall“ verwendet wird. Der Motor hat die Abmaße von 245 mm x 430 mm x 245 mm (Breite x Länge x Höhe) und ein Gesamtgewicht von 117 kg. Die folgende Aufzählung fasst die wichtigsten technischen Daten des Motors und des Servoreglers zusammen:

- Maximales Drehmoment Q_{max} : 271 Nm
- Maximaler Strom I_{max} : 300 A
- Nenndrehmoment Q_n : 225 Nm
- Nenndrehzahl n_n : 7150 1/min
- Nennstrom I_n : 250 A
- Leerlaufdrehzahl n_0 : 9700 1/min
- Anschlußinduktivität L: 0.2 mH
- Zwischenkreisspannung U: 750 V DC
- Maximale Wicklungstemperatur Θ_{max} : 140°C
- Wasserkühlung: 10 l/min
- Polpaarzahl: 6
- Taktfrequenz Servoregler: 16 kHz
- Eingangsspannung Servoregler: 3x 400 V AC

In den Motor werden zwei Rotorlagegeber eingebaut. Zum einen ein induktiver Rotorlagegeber (Resolver), der Rotorlageinformationen für die Leistungselektronik liefert und zum anderen einen Inkrementalgeber, der zur Bestimmung der aktuellen Propellerposition und zur Auswertung der Versuchsergebnisse notwendig ist. Der Motor wird über einen Klemmenkasten als elektrische Schnittstelle angeschlossen. Um EMV-Probleme so gut wie möglich zu unterbinden, sind Leistungs- und Signalleiter doppelt abgeschirmt und der Schirm des Leistungskabels galvanisch

mit dem Schutzleiter verbunden. Der Schutzleiter ist direkt am Motorgehäuse angeschlossen. BILD 11 zeigt eine Frontansicht des Motors mit Antriebswelle. In BILD 12 ist die Rückansicht des Motors mit Klemmenkasten zum Anschluss der Leistungskabel und die beiden Signalkabel aus dem Anschraubflansch heraus dargestellt. Der Motor wird über den Anschraubflansch und anschließendem Motorträger am Windkanalflügel befestigt.

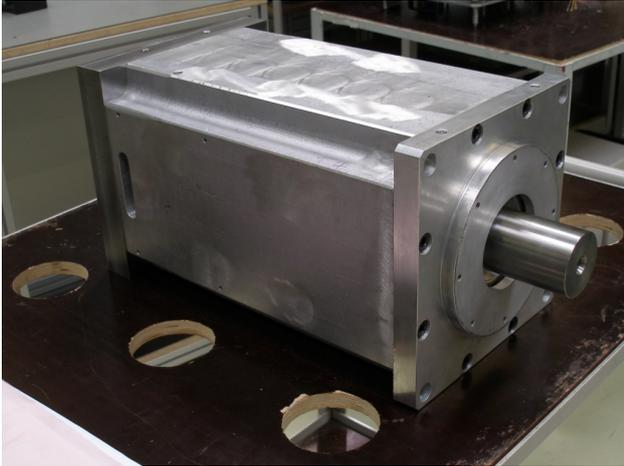


BILD 11. Frontansicht des Motors

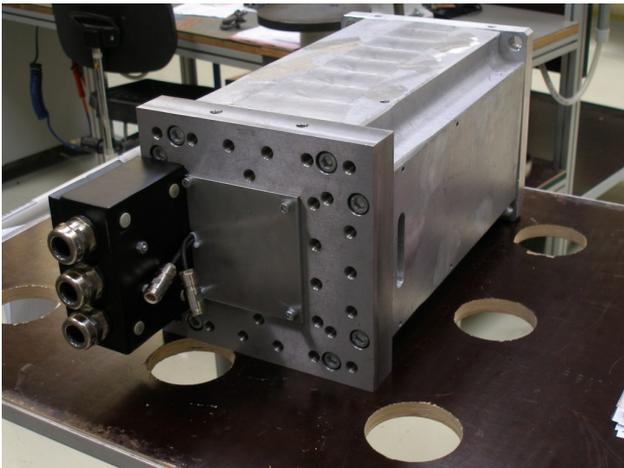


BILD 12. Rückansicht des Motors mit Klemmenkasten

8. AUFBAU DES ANTRIEBSSYSTEMS

BILD 13 zeigt eine CAD-Darstellung des gesamten Antriebssystems mit Propeller, Bauelemente an der Antriebswelle und dem Motor. In BILD 14 ist eine CAD-Schnittansicht des Antriebssystems dargestellt.

Über eine Spannverbindung wird eine Adapternabe auf die Antriebswelle gepresst. Als Spannverbindung kommt dabei eine Schrumpfscheibe zum Einsatz. Sie besteht aus zwei konischen Druckringen und einem Innenring, die mittels Spannschrauben gegeneinander verspannt werden. Im wesentlichen Unterschied zu einer Innenspannverbindung wird bei einer Schrumpfscheibe die Pressung von außen auf die Nabe aufgebracht. Die Schrumpfscheibe liegt somit nicht im Kraftfluss, sondern das Drehmoment wird an der Fügefläche zwischen Welle und Nabe

ohne Zwischenelement kraftschlüssig übertragen. Herkömmliche Presssitz zeichnen sich durch aufwändige Berechnungen, engste Fertigungstoleranzen und erheblichem Aufwand bei Montage und Demontage aus. Die Schrumpfscheibe dagegen bietet eine einfache und kostengünstige Lösung für einen Presssitz (Schrumpfsitz) für hochbeanspruchte Welle-Nabe-Verbindungen, charakterisiert durch einfache Montage mit kurzen Montagezeiten und geringe Anforderungen an die Funktionsfläche der zu verbindenden Bauteile [21]. BILD 15 zeigt die Einbausituation der Schrumpfscheibe mit schraffierter Adapternabe und der Antriebswelle mit Wellendurchmesser d_w .

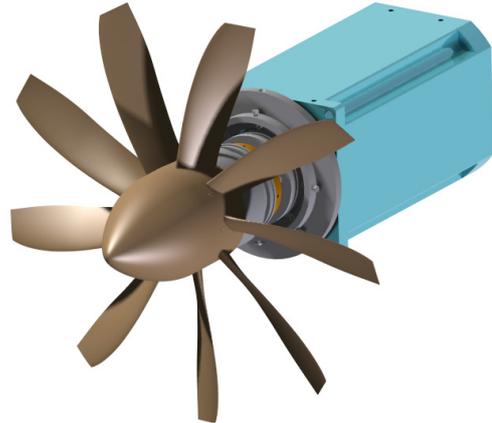


BILD 13. CAD-Darstellung des Antriebssystems

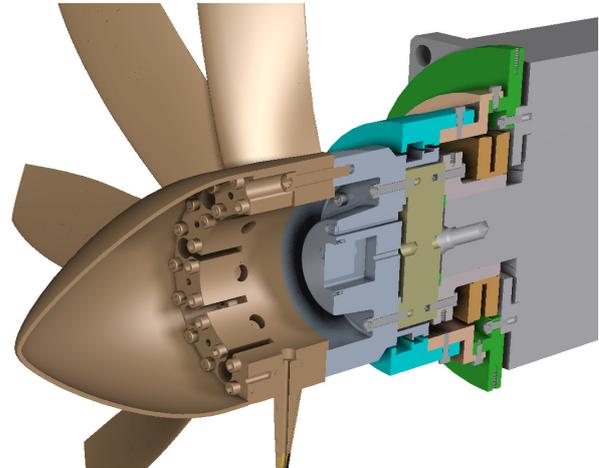


BILD 14. CAD-Schnittdarstellung des Antriebssystems

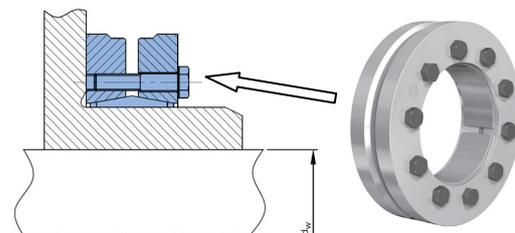


BILD 15. Einbausituation Schrumpfscheibe [21]

An die Adapternabe schließt axial über eine Schraubenverbindung ein Messflansch an. Der Messflansch dient zur Drehmoment- und Axialkraftmessung. Der Messbereich

für das Drehmoment liegt entsprechend den Betriebsdaten des Propellers (s. TAB 4) bei 270 Nm, der Messbereich für die Axialkraft bei 2000 N mit einer Messgenauigkeit von 0.2-0.25%. Der Messflansch ist so ausgelegt, dass eine zweifache Sicherheit gegenüber der Berstlast der Sensorelemente gegeben ist. Vor den Messflansch wird die Trägermechanik für die Installation des Spulen- und Antennensystems und des Telemetriesenders angeflanscht. Diese ist auch die mechanische Schnittstelle zur Propellerlernabe, welche die Propellerblätter aufnimmt. Am Abtriebslager des Motors ist eine Aufnahme des Elektronikrings für das Telemetrie-Antennensystem vorgesehen. Am Institut für Flugantriebe und Strömungsmaschinen der Technischen Universität Braunschweig wird parallel zum Windkanalflügel ein Versuchsstand zur Inbetriebnahme des Propellers mit verringertem Schub durch definiertes Einstellen des Pitch-Winkels der Propellerblätter, des gesamten Antriebssystems und der angeschlossenen Messtechnik entworfen und konstruiert. BILD 16 zeigt eine CAD-Ansicht des gesamten Versuchsstands mit angeflanschem Motor.

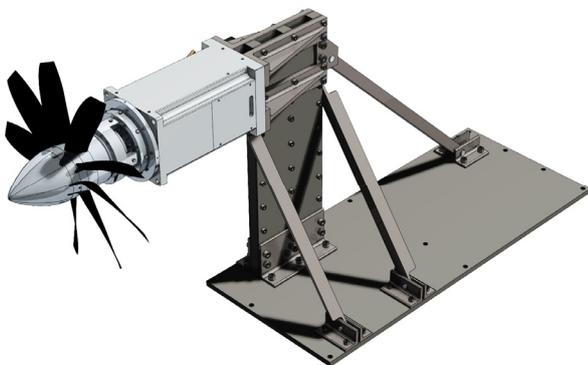


BILD 16. CAD-Gesamtansicht des Propellerversuchsstands

9. ANFORDERUNGEN AN DIE MESSWERTERFASSUNG

Nach dem Propellerentwurf konnten folgende Anforderungen an die Messwerverfassung für die Instrumentierung des Propellers formuliert werden: es sollten zwischen fünf und zehn Sensoren zur instationären Druckmessung auf einem Propellerblatt installiert werden. Alle Sensoren auf dem Propellerblatt müssen gleichzeitig auslesbar sein. Ein Blattumlauf sollte mindestens in 5°-Schritten aufzulösen sein, bei einer Drehzahl von 9000 1/min. Die Positionierung der Schritte, in denen ausgelesen wird, muss für alle Messungen identisch sein (keine Verschiebung von $\varphi = 0^\circ$). Aus diesen Anforderungen heraus lassen sich die erforderlichen Frequenzen zur Abtastung der Drucksensoren durch das Telemetriesystem ermitteln. Mit Gleichung (2) und dem angegebenen Modellmaßstab von 1/9 wurden bereits die Propellerleistungen im Windkanalmaßstab festgelegt (vgl. TAB 4). Die durch die Telemetrie abzutastende Frequenz ergibt sich somit direkt aus Auflösung ΔU des Umfangs und einer Modelldrehzahl zwischen 6300-9000 1/min = 105-150 1/s. Für ein ΔU von 5° resultiert eine abzutastende Frequenz von 7560-10800 1/s, für ein ΔU von 2° eine Frequenz von 18900-27000 1/s.

10. DIMENSIONIERUNG DER INSTATIONÄREN DRUCKAUFNEHMER IM PROPELLERBLATT

Die Positionen der instationären Druckaufnehmer lauten wie folgt:

Druckseite:	0.55 R	0.1 c
	0.65 R	0.1 c
	0.75 R	0.1 c
Saugseite:	0.60 R	0.4 c
	0.70 R	0.4 c
	0.80 R	0.4 c

Die RANS-Simulationen für den Startfall mit $v_\infty = 51$ m/s, $n = 7143.57$ 1/min und $\beta_{75} = 32^\circ$ ergibt Druckverteilungen (Totaldruck und statischer Druck) für die jeweiligen radialen Schnitte (vgl. BILD 17). Als dimensionierend wird der Fall betrachtet in dem der Staupunkt im Profilschnitt mit der Position des Druckaufnehmers zusammenfällt, der Drucksensor also mit dem maximal möglichen Staudruck beaufschlagt wird. Dieses Maximum liegt bei ca. 1.55 bar, gemessen auf der Druckseite im Schnitt bei 0.80 R. Es wird ausgeschlossen, dass sich die Belastung und damit der maximal auftretende Druck im Profilschnitt bei einer Erhöhung des lokalen Anstellwinkels vergrößern. Grund zu dieser Annahme liefert das zu erwartende Abreißverhalten des Profils. Die vorliegende Ablösecharakteristik wird in [22] als Vorderkantenablösung eines dünnen Profils beschrieben. Zwar nimmt mit einer Anstellwinkelerhöhung die Fülligkeit der Druckverteilung zu, allerdings steigt die absolute Belastung nie über die zu Beginn der Ablösung in der Saugspitze herrschende.

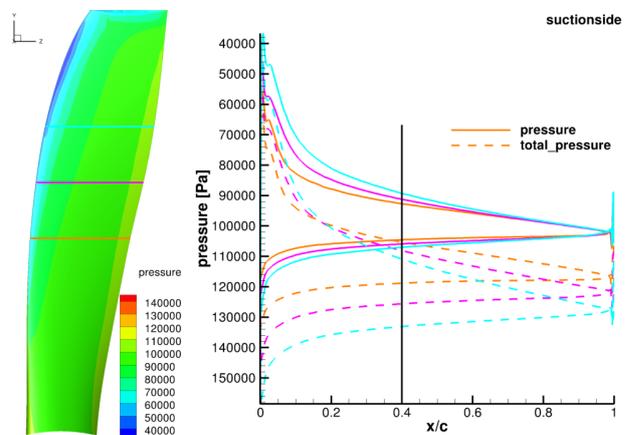


BILD 17. Druckverteilung Blattoberseite (Saugseite)

Die Wahl der Drucksensoren für das Propellerblatt fällt auf den Kulite LQ-080 (BILD 18) mit einem Messbereich von 0.3-1.7 bar (Ausführung „Sealed Gage“ mit Referenzdruck 1.0 bar). Dieser Sensor ist als Absolutdrucksensor ausgeführt. Eine Verwendung von Sensoren in Differentialdruckbauform kommt nicht in Frage, da zum einen kein ausreichender Bauraum im Propellerblatt für den benötigten zusätzlichen Druckanschluss vorhanden ist und zum anderen, weil sich keine Position am Propeller bzw. Propellerblatt ausmachen lässt, die eine Versorgung des Sensors mit einem definierten Bezugsdruck zulässt.

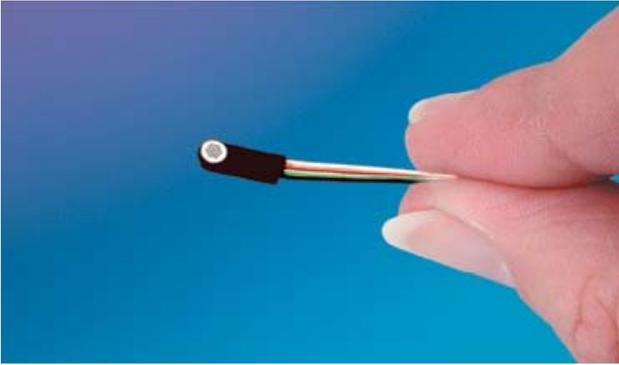


BILD 18. Kulite LQ-080

Neben der Randbedingung des messbaren Druckbereichs und der Baugröße stellen auch die zu erwartenden Zentripetalbeschleunigungen im Betrieb des Propellers ein die Auswahl stark eingrenzendes Kriterium dar. Im Startfall (Definition s. TAB 4) wirken im radialen Schnitt bei 80% des Radius etwa 15000 g (mit $g = 9,81 \text{ m/s}^2$). Dem Datenblatt des ausgewählten Sensors ist zu entnehmen, dass dieser maximal 30000 g als dauernde Belastung erträgt. Für die Anwendung im Windkanalmodell des „Bürger nahen Flugzeugs“ wird der Sensor abweichend vom Serienprodukt mit einem abgeschirmten Anschlusskabel ausgestattet.

11. TELEMETRIESYSTEM

Zur simultanen Messung von Drucksignalen eines instrumentierten Propellerblatts sowie Drehmoment und Axialkraft des Propellers am Windkanalmodell werden ein 10-Kanal-Telemetriesystem und ein Messflansch verwendet. Der Telemetriesender wird direkt im Bereich der Propellernabe installiert. Das Spulen- und Antennensystem ist hinter dem Propeller positioniert und wird durch Kabel mit dem Telemetriesender verbunden. Das Telemetriesystem wird somit komplett innerhalb der Verkleidung des Motors integriert. Der 10-Kanal-Telemetriesender besitzt einen Signaleingang für 10 DMS-Vollbrücken. Der Sender besitzt eine sehr hohe Signalbandbreite von DC bis 19 kHz pro Kanal bei einer Abtastrate von 54 kHz für jeden Kanal mit zeitgleicher Signalverarbeitung. Diese Abtastrate ermöglicht somit die Auflösung eines Propellerumlaufs in 1°-Schritten und übertrifft die beschriebenen Anforderungen an die Messwerterfassung. Die Sendertemperatur und Versorgungsspannung werden mittels Monitoring-Funktion überwacht.

Die Induktivspeisung ermöglicht eine wartungsfreie Spannungsversorgung des rotierenden Telemetriesenders und wird durch einen Leistungsgenerator mit automatischer Resonanzfrequenzregelung erzeugt. Ein 19"-Rack dient dem Einbau der Telemetrieempfänger-Kartensätze und des Remote Controllers inklusive Graphical User Interface Software zur Bedienung aller Funktionen des Telemetriesystems per Ethernet.

BILD 19 zeigt eine CAD-Schnittansicht des rotierenden Telemetriesenders und AC/DC-Spannungswandler-Modul, die Bohrung zur Kabeldurchführung und eine schematische Kabelverlegung zur Statorspulenwicklung (große Nut) sowie zur Antenne (kleine Nut). Zwischen rotierender Telemetriernabe mit Telemetriesender und AC/DC-Modul

und feststehendem Elektronikring mit Spulen- und Antennensystem ist ein Luftspalt von 2 mm. In BILD 20 ist eine isometrische CAD-Ansicht mit den Komponenten des Telemetriesystems in der rotierenden Telemetriernabe und im feststehenden Elektronikring dargestellt.

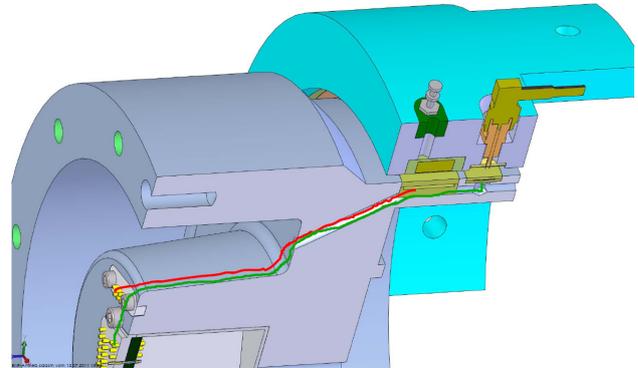


BILD 19. CAD-Schnittdarstellung der Telemetrie mit Spulen- und Antennensystem

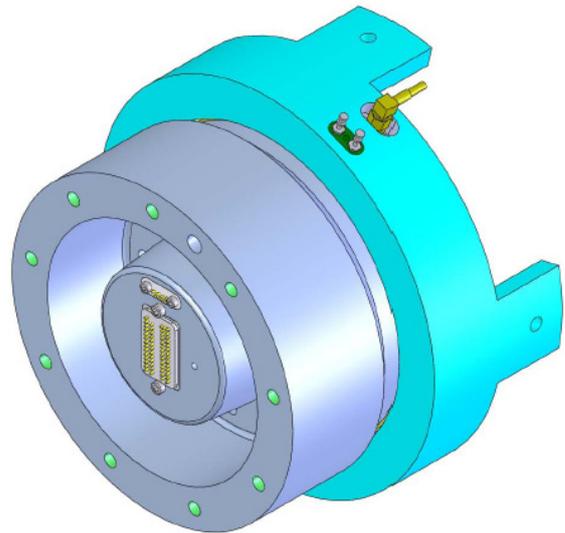


BILD 20. CAD-Ansicht (isometrisch) des Telemetriesystems in der Trägermechanik

12. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen des Projektes „Bürger nahes Flugzeug“ des Campus Forschungsflyhafen des Landes Niedersachsen wird das Windkanalmodell eines Halbflügels mit aktiver Hinterkantenklappe und angetriebenem Propeller untersucht. Ausgehend von Referenzflugzeugen wird ein Propeller entworfen, der der generischen Flugzeugkonfiguration zusammen mit dem den Coandă-Effekt nutzenden Hochauftriebssystem die geforderte Kurzstartfähigkeit verleiht. Nach Abwägen der Vor- und Nachteile verschiedener Antriebskonzepte für den Propeller im Windkanalmodell wird das Modell mit einem Elektromotor betrieben werden. Dieser vereint die Vorteile von flexibler Montage am Flügel mit lärmarmem Betrieb. Der letzte Punkt ist insbesondere für die durchzuführenden aeroakustischen Untersuchungen von großer Bedeutung.

Neben der Auslegung des Propellerantriebsstrangs wird auch ein System zur Messwerterfassung und Messwertübertragung dimensioniert. Beim Betrieb des Propellers im Windkanal sollen die zeitlich variablen Drücke auf Blattober- und Unterseite durch Messaufnehmer erfasst werden. Die Daten dieser Sensoren werden mit Hilfe eines Telemetriesystems vom rotierenden in den ortsfesten Teil des Windkanalmodells übertragen. Neben den Daten der instationären Drucksensoren übermittelt das System auch die von einem Messflansch erfassten Werte für Schub und Drehmoment.

13. LITERATUR

- [1] E. Grunewald, P. Berster, G. Bischoff, M. Gelhausen, W. Grimme, M. Hepting, A. Leipold, S. Maertens: „Luftverkehrsbericht 2008/2009 – Daten und Kommentierungen des deutschen und weltweiten Luftverkehrs“, DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Köln, 2010.
- [2] R. Henke, T. Lammering, E. Anton.: “Impact of an Innovative Quiet Regional Aircraft on the Air Transportation System”, Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 3, AIAA, 2010.
- [3] R. Plate: „Entwurf und Optimierung eines Verkehrsflugzeugs mit Propellerantrieb für den Einsatz von kleinen Flugplätzen“, S.72, Studienarbeit Nr. 796, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, Technische Universität Braunschweig, 2009.
- [4] Department of Defence: „Dictionary of Military and Associated Terms“, Joint Publication 1-02, 2001.
- [5] D. P. Raymer: „Aircraft Design – A conceptual Approach“, S. 485, AIAA, 1992.
- [6] R. J. Englar, G. G. Huson: „Development of Advanced Circulation Control Wing High-Lift Airfoils“, AIAA Journal of Aircraft 21(7), S. 476-483, 1984.
- [7] C. Jensch, K. C. Pfingsten, R. Radespiel: „Numerical Investigation of Leading Edge Blowing and Optimization of the Slot Geometry for a Circulation Control Airfoil“, Numerical Fluid Mechanics VII, S. 183-190, Springer-Verlag, 2010.
- [8] M. Drela: „Design and Optimisation Method for Multi-Element-Airfoils“, AIAA-93-0969, AIAA, 1993.
- [9] T. Gerhold: „Overview of the Hybrid RANS Code TAU“, MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, edited by N. Kroll and J. Fassbender, Vol. 89 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer, 2005.
- [10] P. Spalart, S. Allmaras: „A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows“, AIAA-92-439, AIAA, 1992.
- [11] CentaurSoft Homepage: www.centaursoft.com, 2011.
- [12] H. Himmelskamp: „Profile Investigations on a Rotating Airscrew“, AVA 45 A 20, Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen, 1947.
- [13] E. Larrabee.: „Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers“, SAE-Paper 790585, 1979.
- [14] C. N. Adkins.: „Design of Optimum Propellers“, AIAA-83-0190, AIAA, 1983.
- [15] J. C. Traineau, P. Desplas.: “Recent Improvements and Upgrades of ONERA F1 High Reynolds Low Speed Wind Tunnel / ONERA”, Forschungsbericht, 2006.
- [16] J. Prieur; G. François; J.-F. Séchaud: “Wind Tunnel Testing of Propeller Driven Aircrafts. The FLA experience at ONERA”, 7th European Propulsion Forum, Pau (France), March 10-12, 1999.
- [17] L. Hartwig: „Vergleich verschiedener Antriebskonzepte für Propeller an Windkanalmodellen“, Bachelorarbeit, Institut für Flugantriebe und Strömungsmaschinen, Technische Universität Braunschweig, 2011.
- [18] A. Hauser: „Modellantriebe für Windkanalmodelle basierend auf Hydrauliktechnologie“, Mitteilung KORTA2011-0139, RUAG Schweiz AG, Aerodynamics Department, Emmen, Switzerland, 2011.
- [19] M. Guillaume, „Center Aerodynamics – Newsletter 13 – Fall 2006“, RUAG Aerospace Defense Technology, Emmen, Switzerland, 2006.
- [20] D. Bauch-Panetzky, S. Frank., K. Kreißl, S. Rüdiger, M. Gutemann: „Spezifikationen für TU Braunschweig – Motor für Propeller an Windkanalmodell“, WITTENSTEIN cybermotor GmbH, Internes Dokument, Igersheim, 2010.
- [21] RINGFEDER Schrumpfscheibe – Shrink Discs – RfN 4061.
- [22] A. B. Haines: „Scale Effects on Aircraft and Weapon Aerodynamics“, AGARDograph 323, S. 27ff, NATO, 1994.
- [23] N. Beck, M. Wentrup, R. Radespiel: „Realisierung eines Windkanalexperiments für aktiven Hochauftrieb“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011, DLRK2011_241373.
- [24] A. Rezaeian: „Dynamic Stability Analysis of a Propeller-Wing Wind Tunnel Model“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011, DLRK2011_241348.
- [25] A. Rezaeian: “Whirl Flutter Analysis of a Wind Tunnel Model Using Multidisciplinary Simulation and Multi-body Dynamics”, European Rotorcraft Forum 2011, ERF2011_178.