

REALISIERUNG EINES WINDKANALEXPERIMENTS FÜR AKTIVEN HOCHAUFTRIEB

N. Beck, M. Wentrup, R. Radespiel, Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig, Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Für ein Windkanalexperiment zum aktiven Hochauftrieb wurde ein Hochauftriebs-Modellflügel mit Zirkulationskontrolle und elektrisch angetriebenem Propeller entworfen. Der Entwurf des Hochauftriebsprofils und des Flügelgrundrisses wurden bereits ausführlich beschrieben [19], das Modell wird zurzeit gefertigt. Ausgehend von den bereits durchgeführten Untersuchungen wurden für das verwendete Hochauftriebsprofil weitere 2D-RANS-Simulationen durchgeführt, um die Profileleistungen bei verschiedenen Ausblaseimpulsen zu untersuchen. Für die Gesamtkonfiguration wurden weitere 3D-RANS-Rechnungen durchgeführt. Hierbei wurden Varianten des Flügel-Wand-Übergangs untersucht.

1. EINLEITUNG

Die Vision des kooperativen Forschungsvorhabens „Bürgermales Flugzeug“ (BNF) der Technischen Universität Braunschweig und des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt ist es, nennenswerte Anteile des innereuropäischen Flugverkehrs in Zukunft von kleinen, stadtnah gelegenen City Airports aus durchzuführen. Hierzu muss das Flugzeug mit sehr viel kürzeren (< 800 m) als den heute üblichen Start- und Landebahnen auskommen. Dieses anspruchsvolle Ziel ist nur mit neuen Technologien für Hochauftriebssystem und Antrieb zu verwirklichen. Kernstück des Hochauftriebssystems für das BNF ist eine so genannte Coanda-Landeklappe mit Zirkulationskontrolle. Diese ist in der Lage, sehr hohe Auftriebsbeiwerte bei gleichzeitig geringer Schallemission zu erzeugen. Für den Antrieb des BNF ist ein Turboprop-Triebwerk vorgesehen. Ziel des Windkanalversuches ist es, vor allem die aerodynamische und akustische Interferenz des Coanda-Hochauftriebsflügels mit dem Propellertriebwerk zu untersuchen. Der Entwurf des Propellers und des Antriebssystems für das Modell werden in der Veröffentlichung von Rüdiger, Friedrich und Lenfers vorgestellt [23].

2. COANDA-KLAPPE

Der Coanda-Effekt wurde 1910 von Henri Marie Coanda entdeckt. Er stellte fest, dass ein tangential ausgeblasener dünner Luftstrahl konvex gekrümmten Oberflächen folgt. Die Luft zwischen Strahl und Oberfläche wird durch den turbulenten Impulstransport beschleunigt, was zu einem Druckabfall in diesem Bereich führt. Die Stromlinien werden durch den Druckgradienten zur Wand hin gekrümmt, und die Strömung bleibt anliegend. Diesen Effekt nutzt man bei der Zirkulationskontrolle, um große Umlenkwinkel ohne Strömungsablösung zu realisieren. Dabei wird am Beginn der Krümmung ein dünner Luftstrahl tangential zur Oberfläche ausgeblasen.

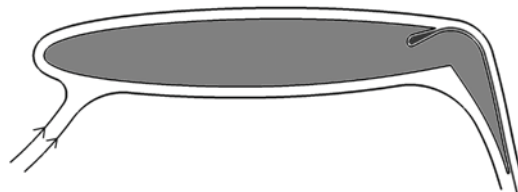


Abbildung 1: Prinzip der Coanda-Klappe

Der charakteristische Parameter der Ausblasung ist der dimensionslose Impulsbeiwert c_{μ} . Er ist definiert als Impulsfluss der Ausblasung geteilt durch Staudruck und Bezugsfläche:

$$(1) \quad c_{\mu} = \frac{v_{jet} \dot{m}_{jet}}{q_{\infty} S} = \frac{v_{jet} \dot{m}_{jet}}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S}$$

Die Effizienz eines Ausblasesystems lässt sich durch den Gewinn an Maximalauftrieb, geteilt durch den eingesetzten Ausblaseimpuls ausdrücken:

$$(2) \quad \psi = \Delta c_{a,max} / c_{\mu}$$

Die erreichbare Effizienzen liegen in der Größenordnung von $\psi \approx 80$. Bei kleinen c_{μ} wirkt die Ausblasung zunächst grenzschichtbeeinflussend und verschiebt die Ablöselinie auf der Oberseite der Klappe nach hinten. Liegt die Strömung vollständig an, bewirkt eine weitere Steigerung von c_{μ} eine Auftriebssteigerung durch Superzirkulation. Generell nimmt die Effizienz mit Erreichen der Superzirkulation ab. Verschiedene Konzepte zur Anwendung von Zirkulationskontrolle durch Ausblasen wurden seit geraumer Zeit u.a. durch Englar untersucht [1],[2],[3],[4]. In jüngerer Vergangenheit wurden an der Technischen Universität Braunschweig neue Entwürfe von effizienten Coanda-Klappen mit RANS-Simulationen und Windkanalmessungen an Profilen durchgeführt [5],[7],[8],[19]. Das verwendete Ausgangsprofil ist das DLR-F15-Profil, ein generisches superkritisches Profil, welches im Rahmen des Luftfahrt-

forschungsprogramms II des BMWi im Vorhaben Pro-HMS entwickelt wurde. Dieses Profil wurde auch in den Entwurfsarbeiten der TU Braunschweig [6],[7],[8] zur Identifikation günstiger Klappengeometrien verwendet. Darauf basierend wurde in die Profilgeometrie eine Coanda-Klappe mit einer Tiefe von 25% der Profillänge hineinkonstruiert [19]. Die Geometrie der Klappe besteht aus den hinteren 25% des F15-Profiles, ergänzt um einen konstanten Radius auf der Oberseite (Abbildung 2). Die Klappe führt beim Ausfahren eine reine Drehbewegung um einen Punkt auf der unteren Profilkontur aus. Der Ausblasespalt befindet sich am Beginn des Radius und bläst tangential zum Profil stromabwärts. Die Spalthöhe wurde ausgehend von den vorher durchgeführten Optimierungen [8] auf 0,6‰ der Profiltiefe festgelegt.

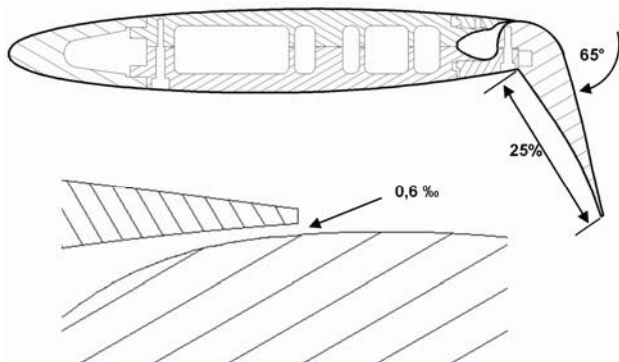


Abbildung 2: Geometrie des Profils und des Ausblasespalts

3. WINDKANALMODELL

3.1. Aerodynamischer Entwurf

Das Modell wird als Halbmodellflügel mit Coanda-Klappe ausgeführt. Als Ergebnis der Vorauslegung [19] erhält das Modell einen um 10° gepfeilten Rechteck-Trapez-Grundriss mit einer Halbspannweite von 2,1 m (Abbildung 3). Der innere Flügelteil mit einer konstanten Flügeltiefe von 0,5 m wird mit einer Coanda-Klappe ausgerüstet. Die Klappe wird austauschbar sein, um später auch andere Klappenwinkel testen zu können. Der optionale Außenflügel hat eine Spannweite von 0,5 m und verjüngt sich nach außen auf 0,3 m, wodurch der Flügel eine Zuspitzung von $\lambda = 0,6$ erhält. Abbildung 3 skizziert auch die geplante Größe und Lage der Triebwerksgondel sowie des Propellers. Während die Größe der Triebwerksgondel direkt aus den Abmaßen des bei Realisierung des Modells vorgesehenen Elektromotors resultiert, ist der aerodynamische Entwurf des Propellers Gegenstand der Veröffentlichung von C. Lenfers, S. Rüdiger und J. Friedrichs [23].

3.2. Struktur

Das Modell ist modular aufgebaut. Zentraler Teil ist die Wingbox, die aus einer Ober- und Unterschale zusammengesetzt ist. Diese nimmt alle Lasten auf. Vorder- und Hinterkante, Außenflügel und Triebwerkseinheit werden mit der Wingbox verschraubt und können leicht ausgetauscht werden. Der Außenflügel hat aufgrund seines Clean-Profils nur geringen Einfluss auf die Auftriebsverteilung und kann für Messungen, bei denen die Landeklappen-Querruder-Interferenz nicht relevant ist, weggelassen werden. Ebenfalls ist es möglich, das Modell ganz ohne

Motorgondel und Propeller zu betreiben. Durch diese Modularität kann das Modell auch in weiterführenden Forschungsvorhaben verwendet werden. Alle Bauteile sind aus hochfestem Aluminium CNC-gefräst. Die Konfiguration mit dem schweren Motor vor der Flügelachse und den durch den Propeller hervorgerufenen Kreiselkräften erfordert neben der Festigkeitsanalyse gegen statische Lasten auch eine ausführliche aeroelastische Analyse. Diese wird sowohl rechnerisch wie experimentell vom Aeroelastik-Institut des DLR Göttingen durchgeführt. Dabei sollen anhand des Standschwingversuches auch neuartige Ansätze zur Flutteranalyse validiert werden [21], [22].

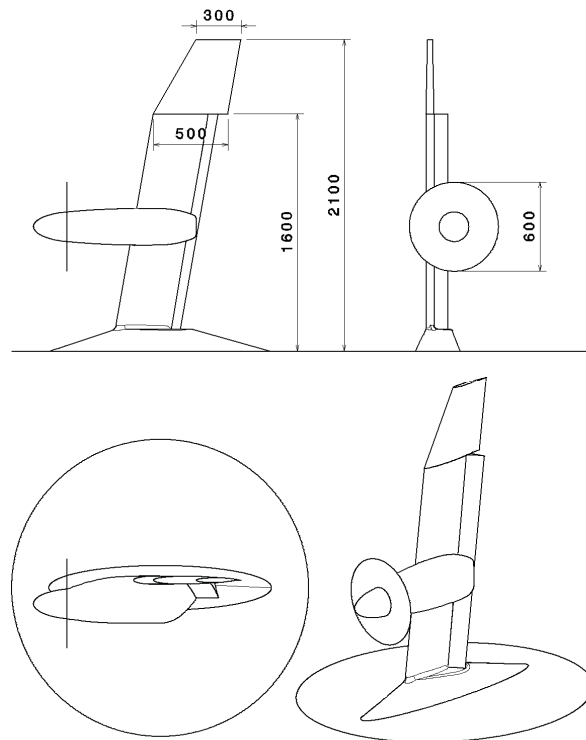


Abbildung 3: Grundriss des Windkanalmodells

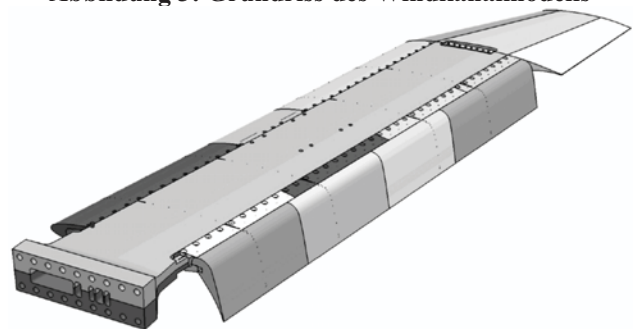


Abbildung 4: Wingbox mit Anbauteilen

3.3. Ausblasesystem

Die Luft für die Ausblasung wird von einem externen Kompressor geliefert und durch Kanäle im hinteren Teil des Flügelkastens zum Ausblasespalt geleitet. Das Ausblasesystem ist segmentiert, um spanntweitig das c_p variieren zu können. Die Aufteilung wurde so gewählt, dass das mittlere Segment im Bereich des Propellerstrahls liegt (Abbildung 5). Die Strömungsquerschnitte sind so bemessen, dass ein c_p von 0,1 erreicht werden kann. Damit ist es möglich, das Potenzial des Profils bis hin zur Superzirkula-

tion voll auszunutzen.

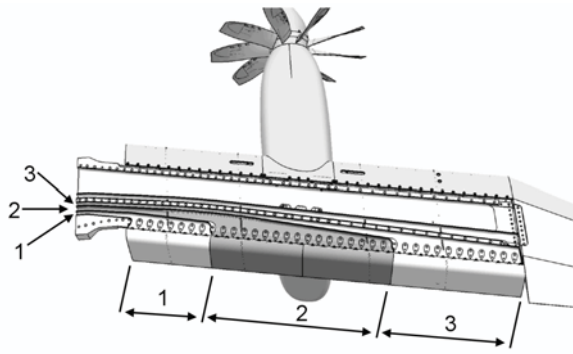


Abbildung 5: Ausblasesystem

3.4. Druckmesstechnik

Für die stationäre Druckmessung besitzt der Flügel rund 200 Messstellen. Diese sind in vier Messschnitten zu je 50 Bohrungen angeordnet. Zu beiden Seiten der Triebwerks gondel befindet sich je ein Schnitt innerhalb und außerhalb des Propellereinflussbereiches. Zusätzlich liegt eine Reihe Messstellen bei konstanter Flügeltiefe in der Nähe der Nase über die gesamte Spannweite (Abbildung 6). Der Propeller ist ebenfalls instrumentiert, ein Propellerblatt wird mit je drei instationären Druckaufnehmern auf Saug- und Druckseite ausgerüstet [23].

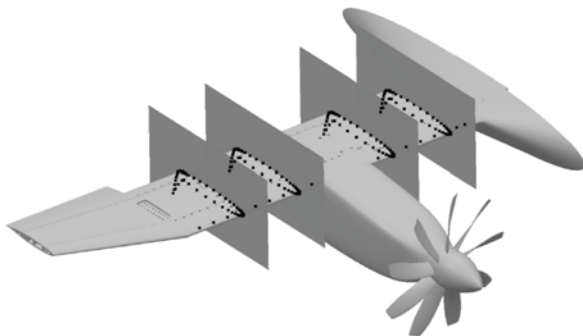


Abbildung 6: Stationäre Druckmessstellen

3.5. Akustische Messtechnik

Die Schallerzeugung eines isolierten Propellers ist analytisch wie experimentell gut beschrieben. Für Propeller unter Installationsbedingungen fehlt es allerdings an aussagekräftigen Datensätzen. Für die Vorhersage der Schallerzeugung von propellergetriebenen Flugzeugen, ist diese Kenntnis jedoch wichtig, weil die Abstrahlrichtung durch die Anwesenheit von Rumpf und Tragflächen beeinflusst wird. Aus diesem Grund widmet sich das „Bürgernahe Flugzeug“ auch der Untersuchung von Propellerlärm unter Installationsbedingungen. Parallel zur experimentellen Analyse des Propellerlärms werden im DLR numerische Verfahren entwickelt, die die Vorhersage des Propellerlärms ermöglichen, so z.B. das CAA-Verfahren PIANO. Zur Absicherung der Vorhersageverfahren werden Validierungsdaten benötigt. Hierfür wird der Flügel mit Differenzdruck-Mikrofonen bestückt. Die Integration in den Flügel wird in Abbildung 7 dargestellt. Jedes Mikrofon ist in einem Einsatz eingebaut, der auch die Bohrung für den erforderlichen Referenzdruck am Messort

enthält. Zur Charakterisierung der Schallabstrahlung in das Fernfeld werden im Raum Messmikrofone so montiert, dass die polare und die azimutale Richtcharakteristik erfasst werden kann. Die akustischen Fernfeldmessungen werden in der offenen Messstrecke des DNW-NWB durchgeführt (Abbildung 10).

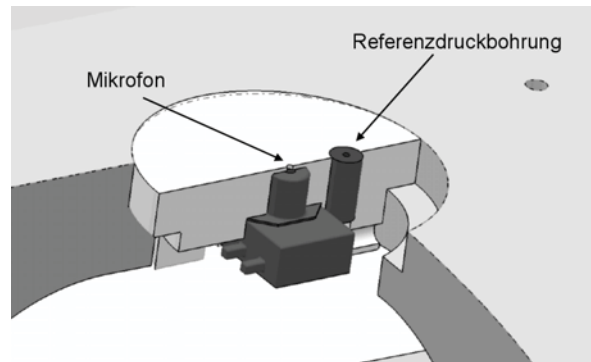


Abbildung 7: Mikrofoninstallation im Flügel

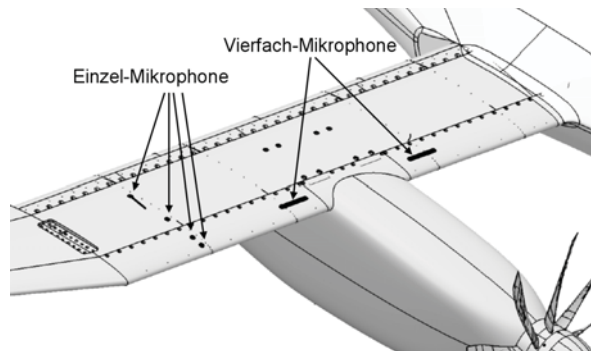


Abbildung 8: Mikrofone auf der Oberseite

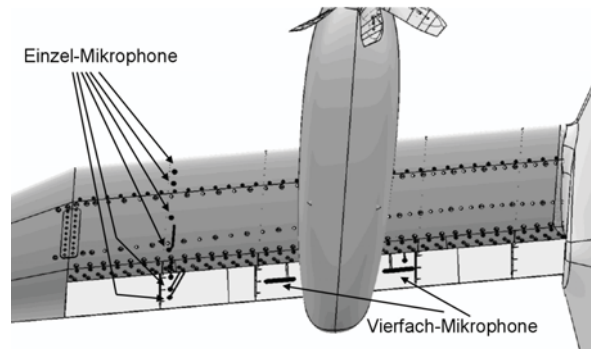


Abbildung 9: Mikrofone auf der Unterseite

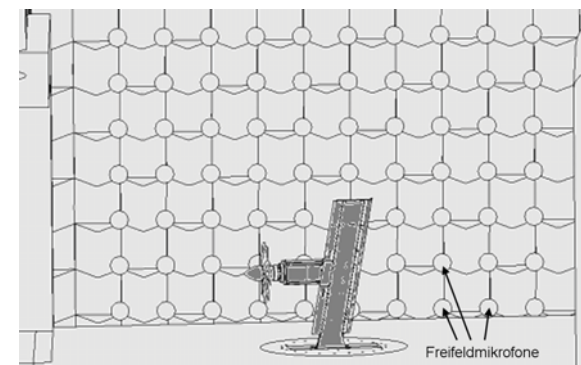


Abbildung 10: Anordnung der Fernfeldmikrofone

4. NUMERISCHE UNTERSUCHUNG DER PROFILUMSTRÖMUNG

4.1. Vernetzung und Simulation

Aufbauend auf den Untersuchungen aus [19] wurden weitere 2D-Simulationen durchgeführt. Hierbei kam wieder der Strömungslöser DLR-TAU zum Einsatz [10]. Alle Rechnungen wurden mit dem Spalart-Allmaras-Turbulenzmodell durchgeführt [11]. Das Hybridnetz wurde mit Gridgen erzeugt. (Abbildung 11).

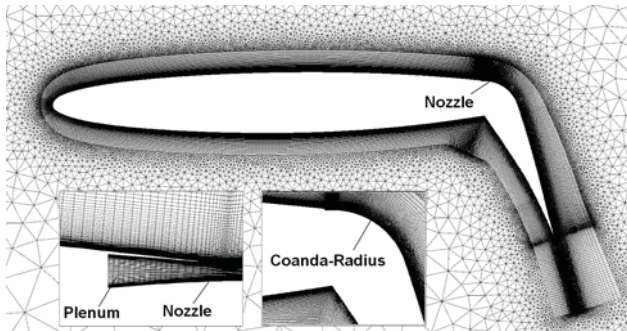


Abbildung 11: 2D-CFD-Netz

4.2. Ergebnisse

Ein typisches 2D-Strömungsfeld wird in Abbildung 12 dargestellt. Hier lässt sich sehr gut die starke Strömungsumlenkung erkennen, die mit einer Coanda-Klappe möglich ist. Abbildung 13 zeigt die dazugehörige Druckverteilung. Charakteristisch sind die zwei Saugspitzen, an der Nase und am Übergangsradius der Landeklappe [19].

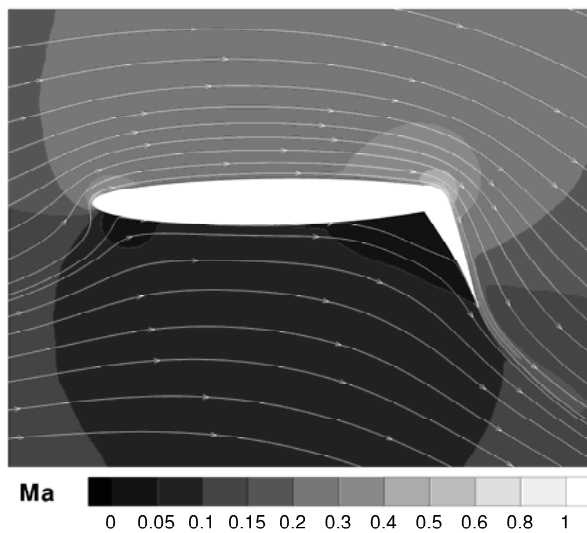


Abbildung 12: 2D Strömungsfeld

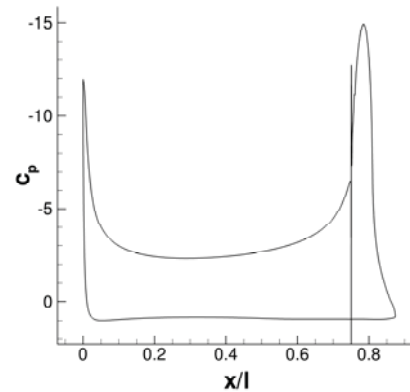


Abbildung 13: Typische 2D-Druckverteilung

In Abbildung 14 ist der Auftriebsbeiwert über dem Anstellwinkel für verschiedene c_{μ} aufgetragen, bei jeweils gleichem Klappenwinkel von 65° . Man erkennt, dass der erzeugte Auftrieb mit dem c_{μ} wächst, allerdings wird der Gewinn nach oben hin geringer. Dies ist ein Indiz, dass bei den hohen Ausblaseimpulsen bereits der Bereich der Superzirkulation erreicht ist, welcher eine reduzierte Effizienz aufweist.

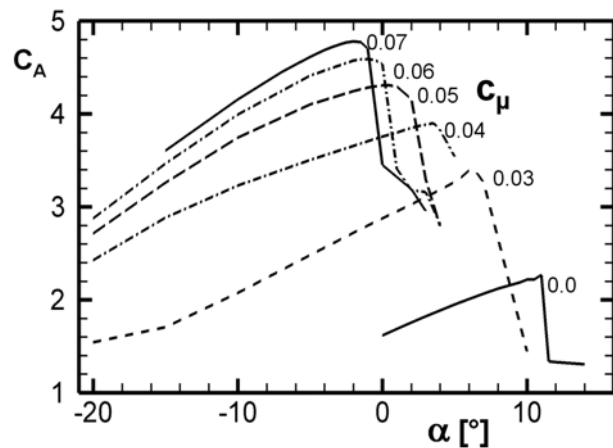


Abbildung 14: Auftriebskurven für verschiedene c_{μ}

Ebenfalls zu erkennen ist, dass der zum Maximalauftrieb gehörende Anstellwinkel mit zunehmendem c_{μ} kleiner wird. Die durch die Ausblasung erhöhte Zirkulation verstärkt auch die Saugspitze an der Profilnase und verringert damit den Anstellwinkel, bei dem die Strömung an der Nase ablöst. Eine typische beginnende Strömungsablösung zeigt Abbildung 15.

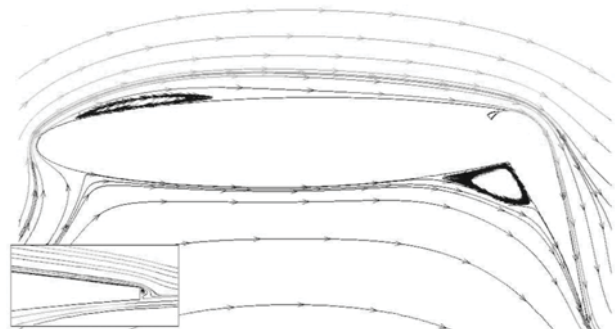


Abbildung 15: Beginnende Strömungsablösung

5. NUMERISCHE UNTERSUCHUNG DES FLÜGEL-WAND-ÜBERGANGS

5.1. Untersuchte Konfigurationen

Durch die Anbringung des Halbmodellflügels an der Wand entstehen Interferenzen mit der Wandgrenzschicht. Diese sollen die Strömung am Flügel möglichst wenig beeinflussen. Es wurden zwei verschiedene Varianten eines Übergangs numerisch untersucht (Abbildung 16):

- Anbringung des Flügels direkt an der Wand
- Verkleidung des Übergangs mit einem aerodynamischen Fairing

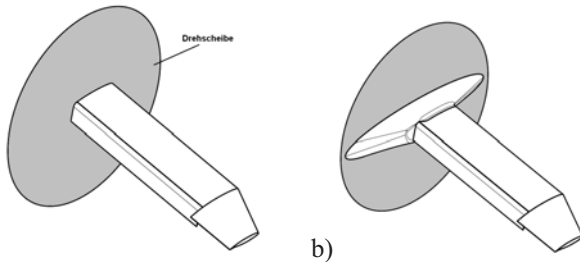


Abbildung 16: Varianten des Flügel-Wand-Übergangs

5.2. Vernetzung und Simulation

Für die numerische Simulation wurde eine entsprechende Teststrecke modelliert, in deren Mitte das jeweilige zu untersuchende Modell platziert wird. Vor diesem Kanalabschnitt wurde eine zusätzliche Anlaufstrecke angefügt. Diese bewirkt, dass in der Messstrecke die gleichen Grenzschichtverhältnisse wie im Windkanal vorliegen. Zur Reduzierung des Rechenaufwands werden die Seitenwände und die Decke des Windkanals reibungslos modelliert. Ausschließlich der Boden und das Windkanalmodell wurden reibungsbehaftet gerechnet und mit einem hierfür angepassten Netz versehen. Da nur die Bodengrenzschicht und deren Auswirkungen auf das Halbmodell untersucht wurden, ist diese Vereinfachung akzeptabel. Aus dem gleichen Grund ist auch die Weglassung des Propellers bei diesen Simulationen erfolgt. Um den Flügel bei verschiedenen Anstellwinkeln berechnen zu können, ist es notwendig, den Flügel innerhalb des Kanals zu drehen. Hierfür wurde die Chimera-Technik verwendet. Mit dieser Technik ist es möglich, zwei Netze aneinander zu fügen und relativ zueinander zu bewegen, ohne dass die Randpunkte der Netze genau übereinstimmen. Dazu werden die Netze an ihrer gemeinsamen Grenze überlappt, bei der Rechnung werden dann die Strömungsgrößen in dieser Überlappungszone durch Interpolation übergeben.

5.3. Ergebnisse

Für den Flügel ohne Wandübergang ist in Abbildung 17 das Strömungsfeld abgebildet. Die Strömung im Mittelschnitt entspricht den Ergebnissen der 2D-Rechnungen. Am äußeren Rand der Klappe entwickelt sich ein starker Randwirbel, der sich weiter hinten mit dem Flügelspitzenwirbel vereinigt. Am inneren Flügelende entsteht ebenfalls ein Wirbel, der mit einem Gebiet mit Rückströmung auf der Klappenoberseite auf den ersten 5 % der Spannweite einhergeht. Wie Abbildung 18 zeigt, liegt das Rückströmgebiet dabei über der Grenzschicht, die infolge der Ausblasung anliegt.

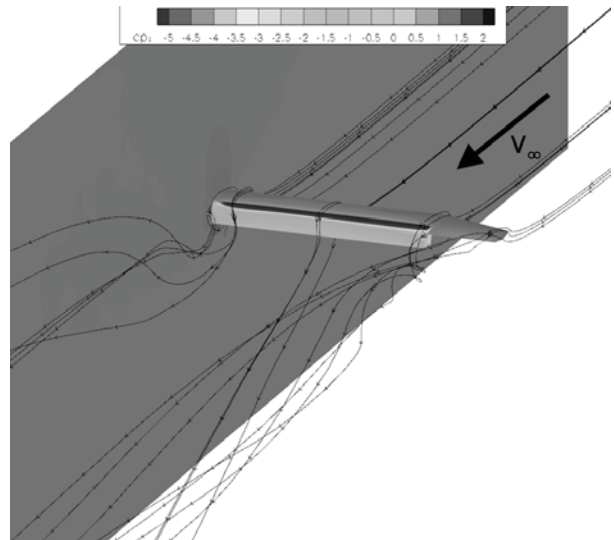


Abbildung 17: Strömungsfeld Variante a

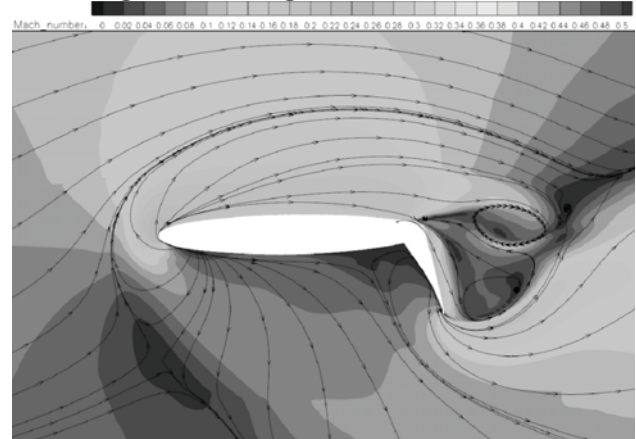


Abbildung 18: Schnitt in das Strömungsfeld nahe der Wurzel, Variante a

Die Variante mit Wandübergang bildet eine ähnliche Strömung aus (Abbildung 19), beiden Varianten gemeinsam ist das starke Aufwindfeld unmittelbar vor dem Flügel, welches mit einer sehr ausgeprägten Saugspitze an der Nase einhergeht.

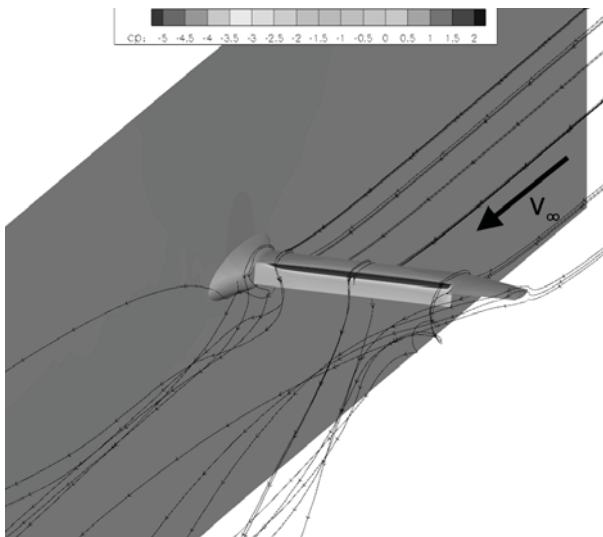


Abbildung 19: Strömungsfeld Variante b

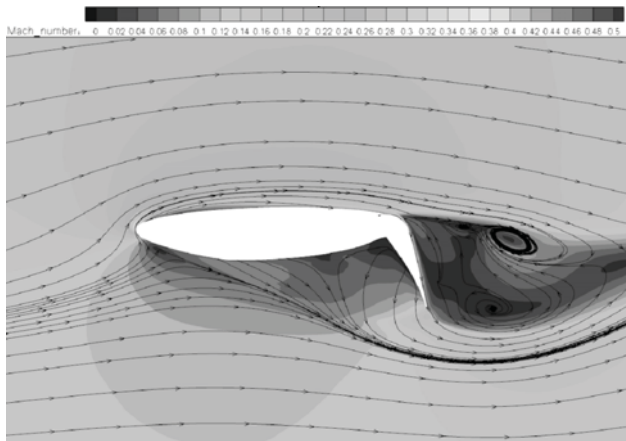


Abbildung 20: Schnitt in das Strömungsfeld nah der Wurzel, Variante B

Aus den Wandstromlinien (Abbildung 21 & Abbildung 22) lassen sich aber deutliche Unterschiede erkennen. Ohne Wandübergang bildet sich an der Flügelwurzel ein starker Hufeisenwirbel. Dieser folgt auf der Oberseite der Profilkontur, bis er auf das Rückströmungsgebiet hinter der Klappe trifft. Dort verbinden sich die Wirbel und laufen anschließend stromabwärts weg. Auch wird ersichtlich, dass die Stromlinien auf der Wand durch den Wirbel abgelenkt werden. Bei der Variante mit dem Fairing (Abbildung 16 b) entsteht kein Hufeisenwirbel an der Flügelwurzel. Allerdings läuft die Wandgrenzschicht teilweise auf das Fairing auf und führt ebenfalls zu einem Gebiet mit Ablösung und Rückströmung über der Klappe. Die Strömung an der Nase ist hingegen ungestört. Bemerkenswerterweise hat der Hufeisenwirbel, der sich beim direkt an die Wand montierten Flügel bildet, keinen gravierenden negativen Einfluss. Abbildung 23 zeigt die Windkanalwandgrenzschicht in Bereich der Nase für Variante a. Es ist deutlich zu sehen, wie sich die ankommende dicke Wandgrenzschicht scheinbar verjüngt. Durch den Hufeisenwirbel wird hier die Grenzschicht nach außen gedrückt und energiereiche „schnelle“ Luft aus der freien Anströmung in die Ecke zwischen Flügel und Wand transportiert. Bei der Variante b (Abbildung 24) liegt der Flügel vollständig außerhalb der Grenzschicht, und durch den allseitigen fla-

chen Rampenwinkel wird die Wirbelbildung unterbunden, allerdings läuft die Wandgrenzschicht in voller Dicke auf das Fairing auf und wird von dem Unterdruckgebiet auf der Klappenoberseite regelrecht angesaugt (Abbildung 22). Das eigentliche Ziel beim Entwurf des Fairings, die Vermeidung von Strömungsablösungen im wandnahen Bereich, ist bei der hier untersuchten Lösung also nicht erreicht. Die Anbringung des Flügels direkt an der Wand ist hingegen nicht so ungünstig, wie ursprünglich angenommen.

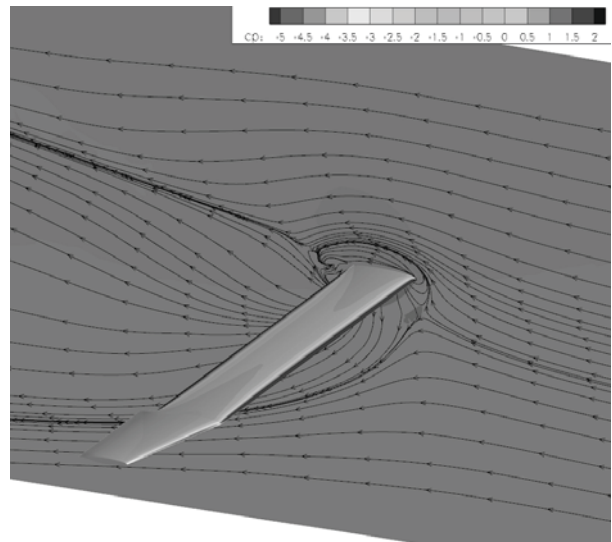


Abbildung 21: Wandstromlinien Variante a

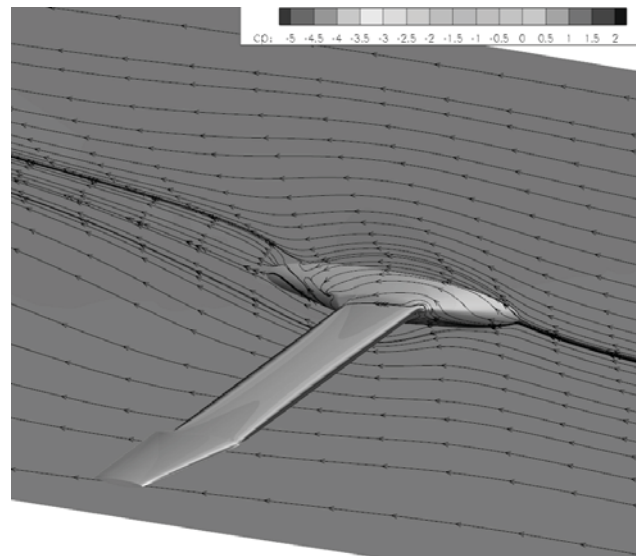


Abbildung 22: Wandstromlinien Variante b

Abbildung 25 zeigt die Auftriebsverteilung beider Varianten bei gleichem Anstellwinkel. Das Fairing bei Variante b erzeugt aufgrund seiner fehlenden Wölbung und der Tatsache, dass es sich teilweise in der Wandgrenzschicht befindet, sehr wenig Auftrieb, was sich spannweitig fortpflanzt. Variante a zeigt bis dicht an die Wand nur einen geringen Auftriebseinbruch. Der Sattel bei halber Spannweite der Variante a, gegenüber dem ausgeprägten Maximum der Variante b, deutet auf Unterschiede in der Anströmung hin, die möglicherweise durch die Verdrängungswirkung des Fairing zustande kommen. Dieses wird Gegenstand weiterer Untersuchungen sein. Außerhalb von η

= 0,6 gleichen sich die Auftriebsverteilungen, d.h. bei zunehmendem Abstand klingen die durch die Wandinterferenz verursachten Störungen immer mehr ab, und die Strömung wird durch die Randwirbel an der Flügelspitze bestimmt.

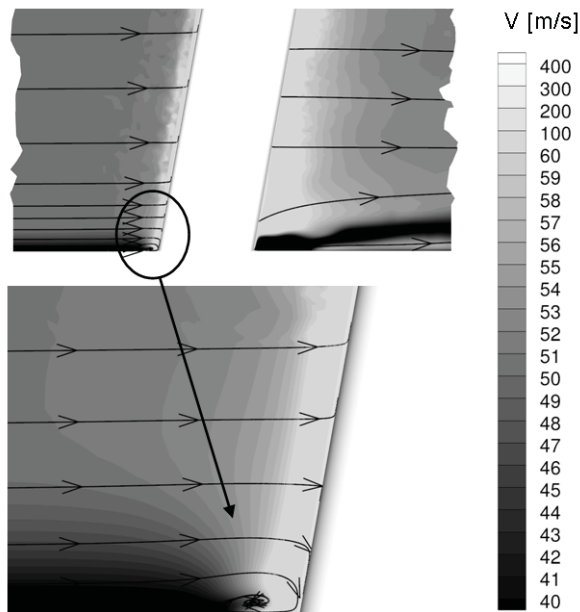


Abbildung 23: Variante a, Auftreffen der Wandgrenzschicht auf die Flügelnase

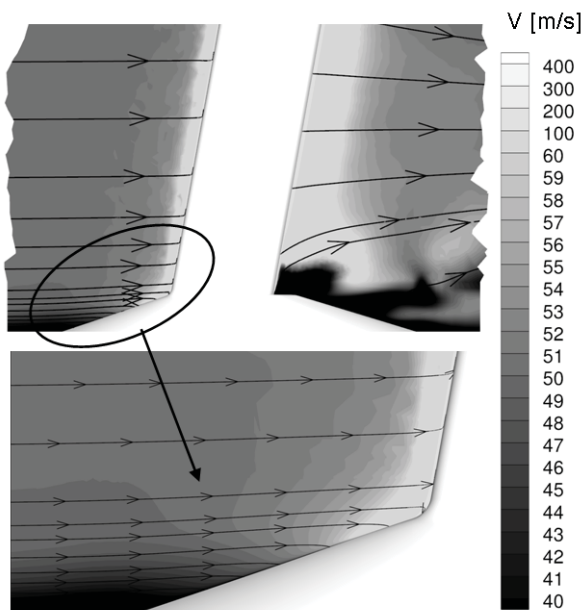


Abbildung 24: Variante b, Auftreffen der Wandgrenzschicht auf das Fairing

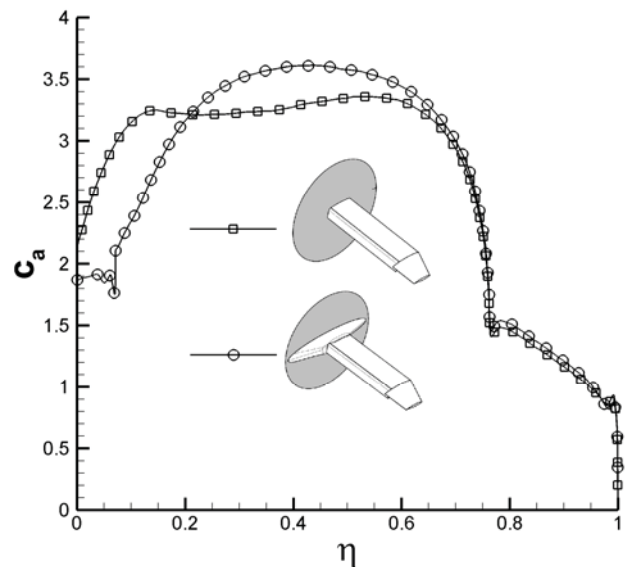


Abbildung 25: Auftriebsverteilungen für $\alpha = 0^\circ$

6. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen des Forschungsvorhabens Bürgernahes Flugzeug wurde ein aufwendiges Windkanalmodell zur Untersuchung der Interaktion eines aktiven Hochauftriebssystems mit einem Propeller-Triebwerk projektiert, entworfen und konstruiert. Nach der Fertigstellung wird das Modell mit einem elektrisch angetriebenen Propeller sowie umfangreicher Druck- und Akustikmesstechnik ausgerüstet sein.

Parallel zur Realisierung des Modells wurden weitere 2D- und 3D-RANS-Simulationen durchgeführt, um das Verhalten des Modells im Windkanal vorherzusagen. Eine vergleichende Untersuchung zweier verschiedener Varianten des Wandanschlusses für das Halbmodell zeigt, dass sich die Interaktion mit der Wandgrenzschicht nicht völlig unterbinden lässt. Der Einfluss dieser Interaktion ist aber beschränkt auf den wandnahen Bereich und führt nicht zu einer wesentlichen Beeinträchtigung der aerodynamischen Performance des Gesamtmodells.

ANERKENNUNG

Die hier beschriebenen Arbeiten entstanden im Rahmen des vom Land Niedersachsen seit dem Jahr 2009 geförderten Forschungsprogramms „Bürgernahes Flugzeug“. Die Autoren sind für die gute Zusammenarbeit der an diesem Programm beteiligten Forschungsinstitute der TU Braunschweig und des DLR dankbar.

Die gezeigten CFD-Rechnungen waren nur möglich dank der großzügigen Bereitstellung von Rechenleistung durch den HLRN (Norddeutscher Verbund zur Förderung des Hoch- und Höchstleistungsrechnens) und das HLRS (Hochleistungsrechenzentrum Stuttgart).

7. LITERATUR

- [1] R. J. Englar, G. G. Huson: "Development of Advanced Circulation Control Wing High-Lift Airfoils". AIAA Journal of Aircraft, Vol. 21, No. 7, 1984, pp. 476-483.
- [2] R. J. Englar, M. J. Smith, S. M. Kelley, R. C. Rover: "Application of Circulation Control to Advanced Subsonic Transport Aircraft, Part 1 & 2". AIAA Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 5, 1994, pp. 1160-1177.
- [3] R. J. Englar, R. M. Williams: "Design of Circulation Controlled Stern Plane for Submarine Applications". David Tayler Naval Ship R&D Center Report NSRDC/AL-200 (AD901-198), March, 1971.
- [4] R. J. Englar: "Overview of Circulation Control Pneumatic Aerodynamics: Blown Force and Moment Augmentation and Modification as Applied Primarily to Fixed-Wing Aircraft". Applications of Circulation Control Technology, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 214, AIAA, 2006, pp. 23-68.
- [5] K.-C. Pfingsten, C. Jensch, K. W. Körber and R. Radespiel: "Numerical Simulation of the Flow around Circulation Control Airfoils". CEAS-2007-377, First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 10-13 September 2007.
- [6] R. Radespiel, K.-C. Pfingsten, C. Jensch: "Flow Analysis of Augmented High-Lift Systems", in: Radespiel, R.; Rossow, C.-C.; Brinkmann, B. (Eds): "Hermann Schlichting - 100 Years. Scientific Colloquium Celebrating the Anniversary of his Birthday, Braunschweig, Germany 2007". Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 102, Springer-Verlag, ISBN 978-3-540-95997-7, 2009.
- [7] K.-C. Pfingsten, R. D. Cecora, R. Radespiel: "An experimental investigation of a gapless high-lift system using circulation control", Proceedings KATnet II Conference on Key Aerodynamic Technologies, 12-14 May 2009, Bremen, Germany, 2009.
- [8] C. Jensch, K.C. Pfingsten, R. Radespiel, M. Schuermann, M. Haupt, S. Bauss: "Design aspects of a gapless high-lift system with active blowing", Proceedings Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2009, Aachen, 2009.
- [9] Renshaw, John H., "Boundary Layer Air Control Mechanism for Aircraft", United States Patent 3790107, Lockheed Aircraft Corporation, Burbank CA, 1973.
- [10] T. Gerhold: "Overview of the hybrid RANS code TAU". Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Volume 89, 2005, (MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design), pp. 81-92.
- [11] P. R. Spalart, S. R. Allmaras: "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows". AIAA paper 92-0439, 1992.
- [12] K. Gersten, R. Löhr: "Untersuchungen über die Auftriebserhöhung eines Tragflügels bei gleichzeitigem Ausblasen an der Hinterkantenklappe und an der Profilnase". Institutsbericht 62/34, Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig, 1962.
- [13] R. Löhr, F. Thomas: "Die Auftriebserhöhung eines Rechteckflügels mit Ausblasen an der Profilnase und an der Hinterkantenklappe". Institutsbericht 61/18, Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig, 1961.
- [14] R. Plate: "Entwurf und Optimierung eines Verkehrsflugzeuges mit Propellerantrieb für den Einsatz von kleinen Flugplätzen". Studienarbeit Nr. 796, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, 2009.
- [15] H. Schlichting, E. Truckenbrodt: "Aerodynamik des Flugzeuges, Band 1 & 2", 2. Auflage, Springer-Verlag, 1967.
- [16] W.E. Milholen: "A Design Methodology for Semi-Span Model Mounting Geometries". 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-98-0758, 1998.
- [17] G.M. Gatlin, P.A. Parker, L.R. Owens, Jr: "Development of a Semi-Span Test Capability at the National Transonic Facility". 39th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-2001-0759, 2001.
- [18] Eder, S.: Halbmodellmesstechnik in Windkanälen, technische Universität Darmstadt, Diss., 2006
- [19] N. Beck, R. Radespiel: "Entwurf eines Windkanalexperiments für aktiven Hochauftrieb", Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2010, DLRK2010_161294, 2010
- [20] M. Wentrup: „Numerische Untersuchung des Flügel-Wand-Übergangs für ein Windkanalmodell mit aktivem Hochauftrieb“, Studienarbeit Nr. 578, Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig, 2011
- [21] A.Rezaeian, Dynamic Stability Analysis of a Propeller-Wing Wind Tunnel Model, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011, DLRK2011_241348
- [22] A.Rezaeian, Whirl Flutter Analysis of a Wind Tunnel Model Using Multidisciplinary Simulation and Multi-body Dynamics, European Rotorcraft Forum 2011, ERF2011_178
- [23] S. Rüdiger, J. Friedrichs, C. Lenfers: "Antrieb und Messtechnik für einen Propellerantrieb an einem Windkanalmodell". Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011, DLRK2011_241368, 2011