

ENTWURF EINES WINDKANALEXPERIMENTS FÜR AKTIVEN HOCHAUFTRIEB

N. Beck, 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 entworfen. Für den Vorentwurf wurde das schnelle Multhopp-Verfahren zur Lösung der Prandtl'schen Tragflügelgleichung verwendet. Es wurde ein Flügelgrundriss gefunden, der sich technisch verwirklichen lässt und eine vorbildähnliche Auftriebsverteilung bietet. Für den Übergang zur Windkanalwand wurde eine Verkleidung entworfen. Das Profil und der Verkleidungsentwurf wurden mit 2D- und 3D-RANS-Rechnungen verifiziert. Es konnte gezeigt werden, dass die Formgebung der Verkleidung geeignet ist, die Bildung eines Hufeisenwirbels an der Flügelwurzel zu vermeiden und die Störung des Flügels durch die Wandgrenzschicht gering zu halten. Die Ergebnisse der 3D-Rechnung bestätigen außerdem die Ergebnisse aus den Vorentwurfsberechnungen.

1. EINLEITUNG

Die Vision des kooperativen Forschungsvorhabens „Bürgernahes 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. Dies erspart dem Reisenden die Anfahrt zu den weit außerhalb gelegenen Großflughäfen, welche heute oft länger dauert als der eigentliche Flug. Um die Anlage neuer City Airports in dicht besiedelten Gebieten zu ermöglichen, muss das Flugzeug mit viel kürzeren 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 durch tangentiale Ausblasung aus einem dünnen Schlitz auf der Oberseite. Hierdurch wird der Auftriebsbeiwert gegenüber herkömmlichen Landeklappen gesteigert. Gleichzeitig wird durch den Wegfall des bisher erforderlichen Spaltes zwischen Klappe und Flügel die Schallmission reduziert.

Der Coanda-Effekt wurde 1910 von Henri Marie Coanda entdeckt. Er stellte fest, dass ein tangential ausgeblasener Strahl einer konkav gekrümmten Oberfläche 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 gekrümmmt, und die Strömung bleibt anliegend. Diesen Effekt nutzt man bei der Zirkulationskontrolle, um große Umlenkinkel ohne Strömungsablösung zu realisieren. Dabei wird am Beginn der Krümmung ein dünner Luftstrahl tangential zur Oberfläche ausgeblasen.

Ein wichtiger Parameter der Ausblasung ist der dimensionslose Impulsbeiwert c_μ . Er ist definiert als Impulsfluss der Ausblasung geteilt durch Staudruck und Bezugsfläche, analog der Definition von Auftriebs- oder

Widerstandsbeiwert:

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

Die Effizienz eines Ausblasystems lässt sich durch den Quotienten $\Delta c_{a,max}/c_\mu$ ausdrücken, also den Gewinn an Maximalauftrieb geteilt durch den eingesetzten Ausblaseimpuls. 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. Energieeffiziente Systeme sollten daher im Übergangsbereich von der Grenzschichtbeeinflussung zur Superzirkulation betrieben werden. Verschiedene Konzepte zur Anwendung von Zirkulationskontrolle durch Ausblasen werden seit geraumer Zeit u.a. durch Englard 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].

2. ANFORDERUNGEN AN DEN WINDKANALVERSUCH

Im Forschungsprogramm „Bürgernahes Flugzeug“ sollen die aerodynamischen Sensitivitäten bei der Interferenz der Komponenten Hochauftriebsflügel, Coanda-Klappe und Propellerantrieb in einem Windkanalexperiment untersucht und analysiert werden. Außerdem sollen damit auch Validierungsdaten für die Weiterentwicklung numerischer Simulationen für diese Anwendung generiert werden. Der Versuch soll im Jahr 2012 im Niedergeschwindigkeits-Windkanal Braunschweig (DNW-NWB) stattfinden. Dieser Kanal verfügt über eine offene sowie eine geschlossene Messstrecke mit einem Querschnitt von 2,80 m * 3,25 m und erreicht eine

Maximalgeschwindigkeit von 85 m/s.

Das Modell wird als Halbmodellflügel mit Coanda-Klappe ausgeführt, um damit größtmögliche Reynoldszahlen zu erreichen. Die Klappe wird austauschbar sein, um später auch andere Klappenkonfigurationen messen zu können. Die zum Ausblasen erforderlich Druckluft wird von einem externen Kompressor erzeugt und durch die Wurzelrippe und einem im hinteren Teil des Profils liegenden Kanal zum Ausblasespalt geleitet. Der trapezförmige Außenflügel wird mit einem verstellbaren Querruder ausgestattet. Auf einen Rumpf wird zunächst verzichtet, es wird aber ein Übergangs-Fairing an der Wand eingesetzt, um den Einfluss der Wandgrenzschicht auf den Überziehvorgang des Halbflügels möglichst gering zu halten.

Zu Erzeugung eines vorbildähnlichen Propellerstrahls dient ein in einer Gondel untergebrachter Hochleistungselektromotor mit einer Maximalleistung von 200 kW bei 9000 U/min, der einen Neunblatt-Propeller mit 600 mm Durchmesser direkt antreibt. Über einen in die Propellerwelle integrierten Messflansch werden Drehmoment und Axialkraft des Propellers gemessen. Die Druckverteilung auf dem Flügel wird durch eine Reihe von stationären Druckmessstellen ermittelt. Der Propeller wird mit instationären Drucksensoren ausgerüstet. Durch einen segmentierten und modularen Aufbau soll dieses aufwändige Modell auch für zukünftige Versuche in veränderter Konfiguration einsetzbar sein.

3. AERODYNAMISCHER ENTWURF DES WINDKANALMODELLS

3.1. Profil- und Klappengeometrie

Das verwendete Ausgangsprofil ist das so genannte FNG-Profil (FNG: Flugzeug Neuer Generation), ein generisches superkritisches Profil, welches im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms 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 für den Reiseflug eine Coanda-Klappe mit einer Tiefe von 25% der Profillänge hineinkonstruiert. Die Geometrie der Klappe besteht aus den hinteren 25% des FNG-Profiles, ergänzt um einen konstanten Radius auf der Oberseite (Bild 1). 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 durchgeföhrten Optimierungen [8] auf 0,6 % der Profiltiefe festgelegt.

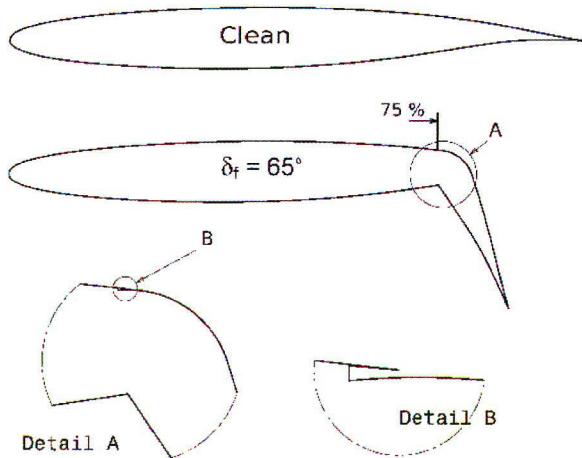


Bild 1: Geometrie des FNG-Profils und der ausgeschlagenen Klappe

3.2. Numerische Untersuchung der Profilumströmung

Dieses Profil mit Coanda-Klappe wurde zunächst unter der Annahme einer 2D-Strömung numerisch untersucht. Hierbei kam der Strömungslöser DLR-TAU zum Einsatz [10]. Dieser Reynolds-Averaged Navier-Stokes-Code arbeitet mit unstrukturierten und hybriden Netzen. Zur Beschleunigung der Konvergenz stehen Techniken wie Local Time Stepping, Residual Smoothing und Multigrid zur Verfügung. Alle Rechnungen wurden mit dem Spalart-Allmaras-Turbulenzmodell durchgeführt [11].

Das Hybridnetz mit 320000 Punkten wurde mit Gridgen erzeugt. Die Grenzschicht wird mit einem strukturierten C-Netz vernetzt, das Fernfeld mit einem unstrukturierten Dreiecksnetz (Bild 2). Vor dem Ausblasespalt befindet sich nur ein kurzes, sich verjüngendes Plenum, um das Strahlprofil zu erzeugen. Am vorderen Ende des Plenums wurde über eine Durchströmrandbedingung und eine Druckvorgabe der Ausblasimpulsbeiwert c_μ eingestellt.

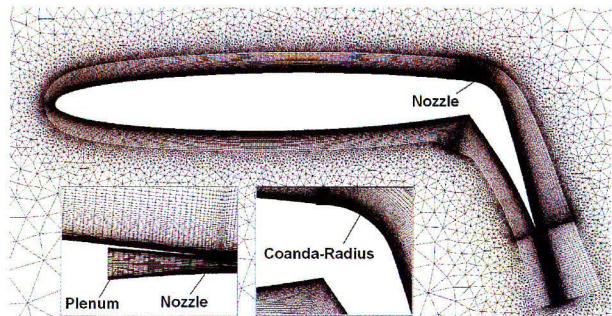


Bild 2: 2D-CFD-Netz

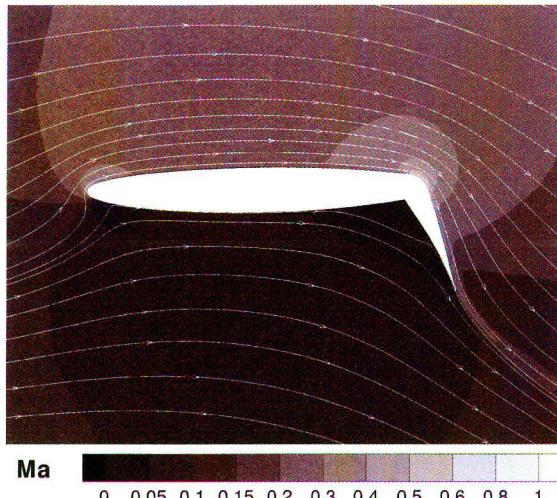


Bild 3: Numerisch berechnete Stromlinien und Machzahlverteilung der 2D-Strömung

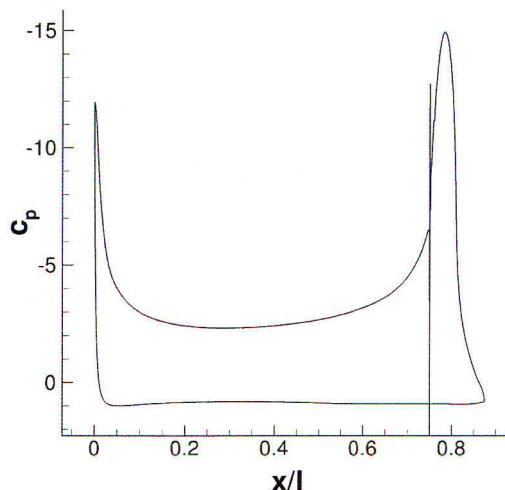


Bild 4: Typische Druckverteilung am 2D-Profil

Bild 3 und Bild 4 zeigen das Ergebnis einer Rechnung bei einem Anstellwinkel von $\alpha = -10^\circ$, $c_\mu = 0,06$ und einer Anströmmachzahl von $Ma = 0,15$. Die Reynoldszahl ist $1,75 \cdot 10^6$, der Auftriebsbeiwert c_a beträgt 3,95. Es wurde eine Reihe von Rechnungen bei verschiedenen Anstellwinkeln durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen, dass mit zunehmendem Anstellwinkel durch den Einfluss der Grenzschicht entlang der Oberseite eine zunehmende Entwölbung des Profils und eine Änderung in der Abströmrichtung von der Profilhinterkante auftreten. Beide Effekte verringern den Auftriebsanstieg des Profils trotz anliegender Strömung gegenüber dem hypothetischen Wert für eine reibungslose Strömung. Auf Basis dieser Ergebnisse wurde eine linearisierte $c_a(\alpha)$ -Kurve (Bild 5) ermittelt, diese diente beim Entwurf des Flügelgrundrisses als Eingabewert für das Multhopp-Verfahren zur Lösung des Auftriebsproblems am Tragflügel (siehe Abschnitt 3.3).

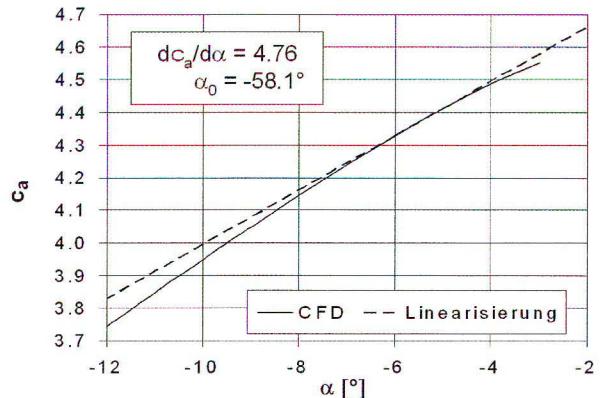


Bild 5: Berechneter Verlauf des Auftriebsbeiwerts des Profils mit dem Anstellwinkel

3.3. Entwurf des Flügelgrundrisses

Zum Entwurf des Flügelgrundrisses für das Windkanalmodell wurde eine an der TU Braunschweig vorhandene Software verwendet, welche Zirkulations- und c_a -Verteilungen für Einfach- und Doppeltrapezflügel nach dem Multhopp-Verfahren [15] berechnet. Der zu berechnende Flügel wird über wenige Parameter definiert:

- Flügeltiefe an der Wurzel, am Knick und an der Flügelspitze
- Die Lage des Knicks in Spannweitenrichtung
- Lage, Länge und Tiefe der Querruder
- Querruderausschlag
- Auftriebsanstieg und Nullauftriebswinkel des verwendeten Profils

Durch das Vorgeben unterschiedlicher Auftriebsgradienten und Nullauftriebswinkel für verschiedene spannweitige Segmente lassen sich auch Landeklappen darstellen. Der Pfeilungseffekt wird vom Multhopp-Verfahren nicht berücksichtigt, allerdings ist dieser bei den hier betrachteten Pfeilwinkeln von $\varphi \sim 10^\circ$ noch sehr klein. Da außerdem bei dem Entwurf nur die Differenzen zweier fast gleich gepfeilter Flügel betrachtet wurden, kann der Effekt der Pfeilung vernachlässigt werden, ohne dass sich hieraus andere Schlussfolgerungen für die Wahl des Flügelgrundrisses ergeben.

Der Vorentwurf des Windkanalmodells hatte zum Ziel, einen möglichst einfach zu realisierenden Grundriss zu finden, der trotzdem, besonders in dem interessanten Bereich des vom Propeller angeblasenen Flügelstücks, eine realistische Zirkulation produziert. Da es für diesen Versuch kein existierendes Vorbildflugzeug gibt, wurde ein am Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der TU Braunschweig durchgeföhrter Entwurf für ein zukünftiges Kurzstrecken-Turboprop-Verkehrsflugzeug (ESTA - Experimental Short Range Turboprop Aircraft) [14] als Basis gewählt. Bei diesem Entwurf war bereits ein Hochauftriebssystem mit Zirkulationskontrolle durch Ausblasung berücksichtigt worden.

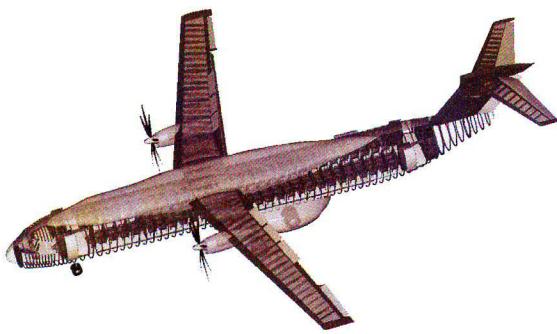


Bild 6: ESTA - Experimental Short Range Turboprop Aircraft[14]

Gegenüber dem ESTA-Entwurf wurde die Pfeilung von 7.6° auf 10° erhöht, außerdem verfügt das BNF-Modell über einen relativ größeren und stärkeren Propellerantrieb. Der ESTA-Entwurf geht von einem maximalen Schub-Gewichts-Verhältnis von 0,29 aus. Der mit dem für das BNF-Modell vorgesehenen Antrieb erzeugte Schub entspricht einem Schub-Gewichtsverhältnis von etwa 0,4.

Der Modellmaßstab wurde ausgehend von dem ESTA-Entwurf auf 1:9 festgesetzt, was einen Kompromiss zwischen verschiedenen Anforderungen darstellt. Zur Erzielung einer großen Reynoldszahl sowie unter dem Gesichtspunkt der präzisen Fertigung des sehr kleinen Ausblasespaltes ist eine möglichst große Flügeltiefe wünschenswert, die Größe des zur Verfügung stehenden Windkanals limitiert allerdings die mögliche Spannweite, während die Streckung durch die gewünschte Auftriebsverteilung vorgegeben ist. Ebenfalls zu berücksichtigen war die mit einem elektrischen Direktantrieb des Propellers maximal zu erzielende Wellenleistung. Die nötige Leistung steigt quadratisch mit dem Modellmaßstab, und die mit dem vorgesehenen Motor bereitstehenden 200 kW stellen im Augenblick das Maximum bei käuflichen Kompaktmotoren dar.

Mit dem Multihop-Programm wurde zunächst die Zirkulationsverteilung des ESTA-Flügelgrundrisses bestimmt. Anschließend wurde der Grundriss modifiziert und erneut die Zirkulationsverteilung bestimmt. Die untersuchten Varianten (siehe Bild 7) waren:

1. Einfach-Trapez mit Landeklappen von der Wurzel bis $\eta = 0,75$ (ESTA-Originalgrundriss)
2. Verkürztes Einfachtrapez, entsprechend dem ESTA-Flügel ohne Außenflügel und Querruder
3. Rechteckflügel mit gleicher Spannweite und mittlerer Flügeltiefe wie 2.
4. Doppeltrapez mit Innenflügel wie 3. und einem Trapez-Außenflügel mit Querruder

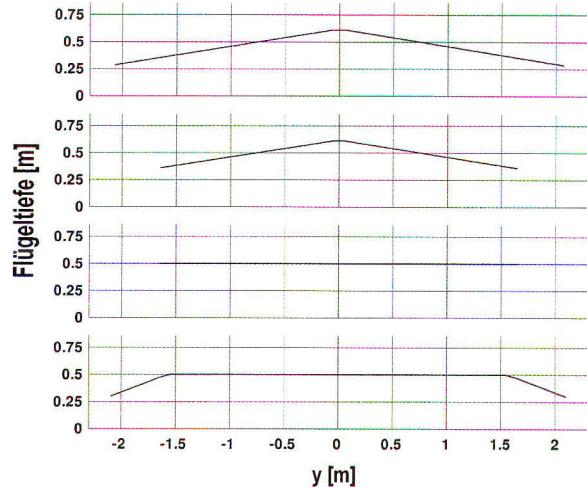


Bild 7: Flügeltiefenverteilungen, von oben: ESTA, Kurzes Trapez, Kurzes Rechteck, Rechteck-Trapez

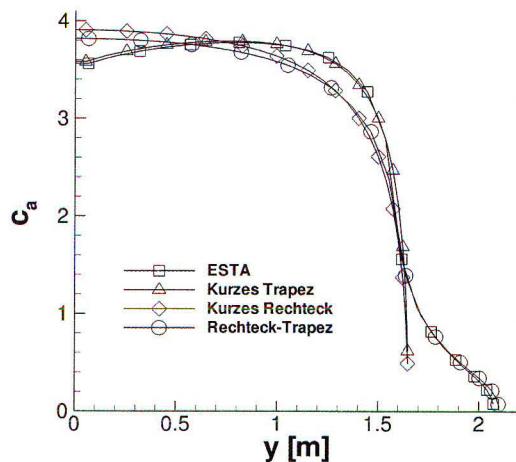


Bild 8: c_a - Verteilung

Bild 8 zeigt die Verteilung des örtlichen Auftriebsbeiwertes c_a für die vier Varianten über der Halbspannweite. Die beiden Trapezflügel zeigen den charakteristischen c_a -Abfall zur Flügelmitte.

Bild 9 zeigt das c_a multipliziert mit der lokalen Flügeltiefe l . Der Verlauf ist hier etwas anders, die Trapeze produzieren an der Wurzel, bedingt durch die größere Flügeltiefe, mehr Auftrieb.

Entscheidend ist, dass alle Varianten im Bereich um $y = 0,8$ m nahezu gleiche c_a und $c_a \cdot l$ aufweisen. Dies erlaubt nun die Auswahl des endgültigen Grundrisses unter Berücksichtigung weiterer technischer Gesichtspunkte.

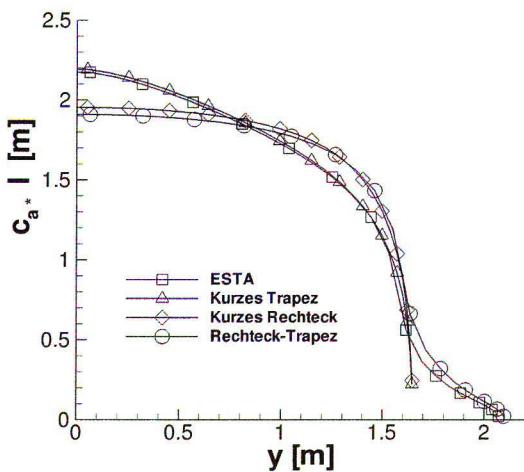


Bild 9: Auftriebsverteilung

Auffallend ist, dass der Außenflügel bei den Varianten 1 und 4 (ESTA und Rechteck-Trapez) sehr wenig Auftrieb erzeugt. Dies liegt daran, dass das Hochauftriebsprofil mit aktiver Coanda-Klappe ein sehr kleines α_0 aufweist und deshalb mit relativ kleinem Gesamtanstellwinkel ($\alpha \approx -5^\circ$) geflogen wird, und somit ist der geometrische Anstellwinkel am klappenlosen Außenflügel entsprechend klein. Hierdurch hat auch das Weglassen des Außenflügels bei den Varianten 2. und 3. kaum Einfluss auf die Auftriebsverteilung am Innenflügel.

Da die Fertigung und Justierung eines über die Spannweite veränderlichen Spaltes, wie er sich bei einem Trapezflügel ergibt, außerordentlich schwierig und aufwändig wäre, wurde ein rechteckiger Grundriss für den Klappenteil des Flügels gewählt. Die Flügeltiefe wurde so gewählt, dass an der Position des Triebwerks sowohl die Flügeltiefe wie der Auftriebsbeiwert und damit auch die lokale Zirkulation dem Vorbildflügel entsprechen. Links und rechts davon ergeben sich geringe Abweichungen, die aber durch die praktischen Vorteile einer konstanten Flügeltiefe und Spalthöhe mehr als aufgewogen werden.

Um auch den Übergang vom Klappenprofil zum Querruderprofil im Windkanalversuch darzustellen, wurde ein trapezförmiger Außenflügel ohne Coanda-Klappe (Rechteck-Trapez) hinzugefügt. Zwar erhöhen sich hierdurch Spannweite und Flügelfläche, infolge des geringen Auftriebsbeiwertes am Außenflügel ergeben sich hieraus aber nur geringe Erhöhungen der Lasten für den Flügelanschluss.

Als Ergebnis der Vorauslegung erhält das Modell einen Rechteck-Trapez-Grundriss (Variante 4) mit einer Halbspannweite von 2,1 m. Der innere Flügelteil mit einer konstanten Flügeltiefe von 0,5 m wird mit einer Coanda-Klappe wie in Abschnitt 3.1 beschrieben ausgerüstet. Die Klappe wird austauschbar sein, um später auch andere Klappenkonfigurationen testen zu können. Der Außenflügel hat eine Spannweite von 0,5 m und verjüngt sich nach außen auf 0,3 m, wodurch der Flügel eine Zusitzung von $\lambda = 0,6$ erhält (Bild 10).

Bild 10 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 des parallel gehaltenen Vortrags [16].

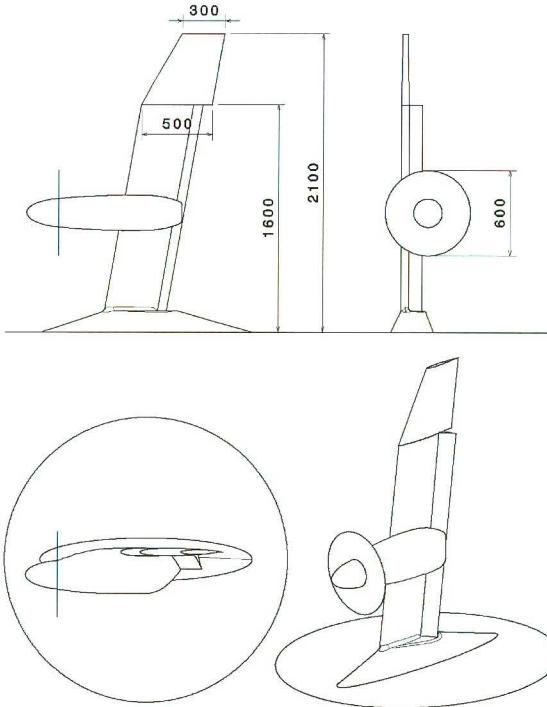


Bild 10: Dreiseiten-Ansicht des BNF-Modells

3.4. Flügel-Wand-Anschluss

3.4.1. Geometriedefinition

Ein bekanntes Problem bei Windkanalversuchen mit 2D- und Halbmodellen ist die Störung der Strömung in der Symmetrieebene des Flügels durch den Einfluss der Wandgrenzschicht des Windkanals. Bekannte Gegenmaßnahmen sind Absaugen der Wandgrenzschicht kurz vor dem Modell, negative Schränkung des Flügels zu Wand hin, das Herunterziehen der Profilnase („droopen“) oder Grenzschichtbeeinflussung auf dem Profil durch zusätzliches Ausblasen. Eine weitere, hier gewählte Variante, ist das Montieren des Modells außerhalb der Grenzschicht durch einen geeigneten Abstandshalter. Bei Halbmodellen kompletter Flugzeugkonfigurationen kommt hier ein so genanntes Peniche zum Einsatz, welches eine prismatische Fortsetzung der Rumpfmittelebene darstellt. Da ein Rumpf für dieses Experiment zunächst nicht vorgesehen ist, wurde eine kurze Verkleidung der Flügelwurzel entworfen. Neben der Abstandshalter-Funktion sollte die Verkleidung auch das Auflaufen der Grenzschicht auf den Flügel und das Entstehen eines Hufeisenwirbels unterbinden oder minimieren. Nach Untersuchungen von Milholen [17] bietet hier ein rampenartiger Übergang erhebliche Vorteile gegenüber dem rechtwinkligen

Übergang eines herkömmlichen Peniches. Nachdem kein separater Rumpf vorhanden ist, hat zudem der Wandanschluss starke Ähnlichkeit mit dem Flügel-Rumpf-Übergang an einem Flugzeug. Auch hier wird in der Regel ein rechtwinkliger abrupter Übergang vermieden und die Ecke zwischen Rumpf und Flügel mit einem Fairing ausgerundet. Unter Berücksichtigung weiterer Anforderungen, wie einer ebenen Klappenanschlussfläche normal zur Klappenachse, die verschiedene Klappenwinkel erlaubt, wurde die in Bild 11 gezeigte Form gewählt. Die Verkleidung hat eine elliptische Grundfläche mit einer Länge von drei Profiltiefen. Der Übergang zum festen Flügel ist ausgerundet, am Übergang zur Klappe befindet sich konzeptbedingt eine 90°-Ecke. Die Höhe der Verkleidung beträgt 150 mm, bei einer erwarteten Dicke der ankommenden Wandgrenzschicht des Windkanals von 100 mm.



Bild 11: Flügelwurzelverkleidung

3.4.2. Analyse der 3D Strömung

Um das gewählte Konzept für den Wandanschluss zu validieren, wurde eine 3D-Strömungssimulation durchgeführt. Hierfür wurde wieder der CFD-Code Tau [10] in Verbindung mit dem Netzgenerator Gridgen verwendet. Simuliert wurde das Modell mit Klappe, Ausblasung und der Wurzelverkleidung in der geschlossenen Messstrecke des NWB. Dabei wurden der Kanalboden und die Modelloberflächen als viskose Wände modelliert, die übrigen Wände wurden unter Verwendung der kinematischen Strömungsbedingung reibunglos gerechnet, um den Rechenaufwand klein zu halten. Durch eine Anlaufstrecke wurde die gewünschte Dicke der Bodengrenzschicht erzeugt. Zur Modellierung der Grenzschichtbereiche wurden strukturierte Hexaeder- und Prismennetze verwendet, das restliche Volumen wurde mit unstrukturierten Tetraedern vernetzt. Das gesamte Netz besteht aus rund 6 Mio. Punkten (Bild 12). Da zu dem Zeitpunkt dieser Simulation der Flügelentwurf noch nicht abgeschlossen war, wurde hier noch mit dem kurzen Rechteck-Grundriss gerechnet. Dies spielt aber für die Effekte im Wurzelbereich keine Rolle.



Bild 12: 3D-CFD-Netz

Bild 13 zeigt das Stromlinienbild um das Modell bei 0° Anstellwinkel, der Impulskoeffizient des Ausblasens beträgt $c_\mu=0,06$ und die Anströmmachzahl ist $Ma = 0,15$. Die Reynoldszahl ist 1,75 Millionen. Aus dieser Rechnung ergab sich ein Gesamtbeiwert des Auftriebs von 3,0.

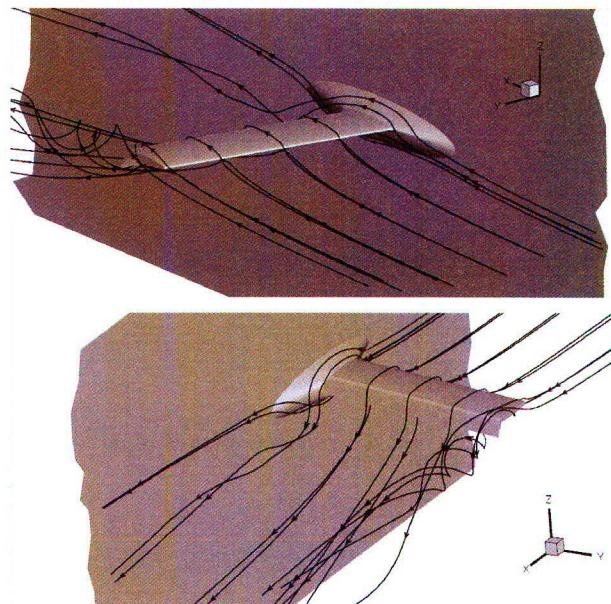


Bild 13: Strömung mit Randwirbeln

Gut zu erkennen sind die Randwirbel an der Flügelspitze und an der Wurzel. Der Wirbel an der Wurzel ist Folge der zur Wand hin verringerten Zirkulation. Er führt auch zu einem Gebiet mit abgelöster Strömung auf der Klappe im unmittelbaren Wurzelbereich (siehe folgenden Abschnitt).

Durch die numerische Simulation ergab sich die Möglichkeit, die mit dem Multhopp-Programm ermittelte Auftriebsverteilung mit den CFD-Daten zu vergleichen. Bild 14 zeigt den normierten örtlichen Auftriebsbeiwert c_a/c_A über der dimensionslosen Spannweite $\eta = y / b/2$. Hierfür wurde die Druckverteilung aus der numerischen Simulation von der Wand bis zur Flügelspitze integriert. Der Abfall des c_a zur Wand hin resultiert aus der Wechselwirkung der Seitenwandgrenzschicht mit der Verkleidung der Flügelwurzel und dem eigentlichen Flügel, wobei die Luftkräfte der Verkleidung bei der Integration entlang der Spannweite berücksichtigt wurden. Die Multhopp-Ergebnisse gehen dagegen von einem symmetrischen Flügel ohne Rumpf aus.

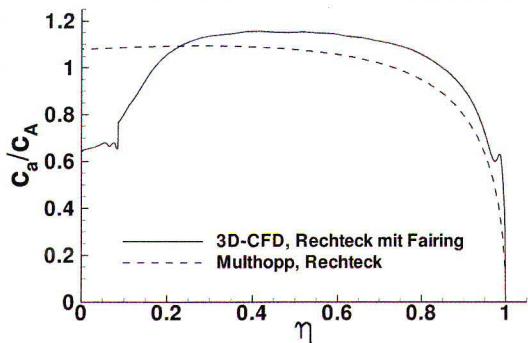


Bild 14: Vergleich 3D-CFD und Multhopp

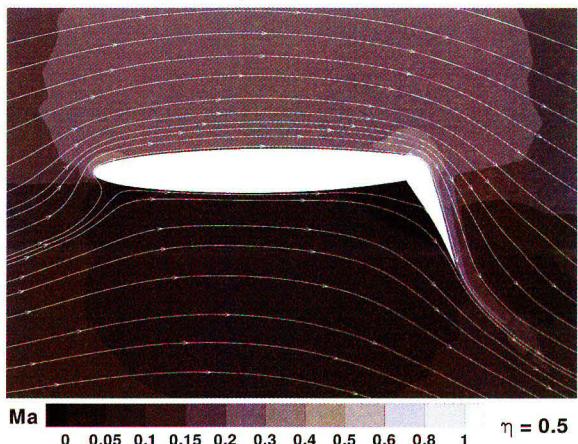


Bild 16: Stromlinien und Machzahlverteilung in einem Schnitt $y=\text{konst}$. des Mittelflügels

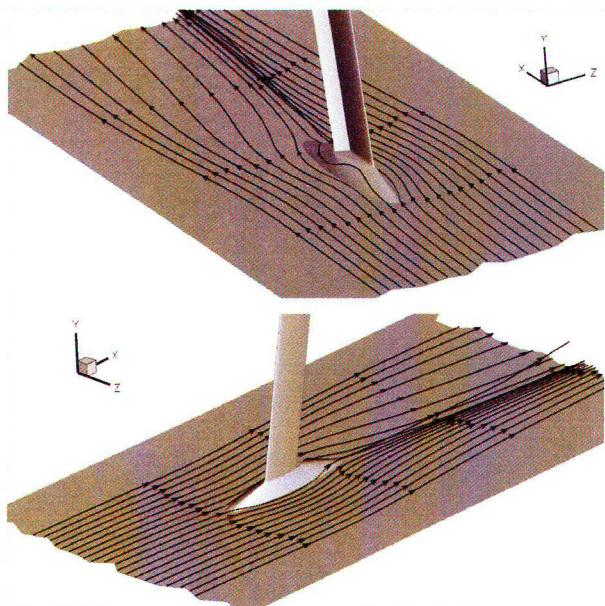


Bild 15: Wandnahe Strömung um die Verkleidung der Flügelwurzel

Bild 15 zeigt die wandnahen Stromlinien. Die Ausbildung eines Hufeisenwirbels, wie er für stumpfe Peniche und direkt an die Wand angeschlossene 2-D-Flügel typisch ist, wird völlig unterbunden.

Bild 16 zeigt einen 2D-Schnitt des 3D-Strömungsfelds bei halber Flügelspannweite. Die Strömung entspricht weitgehend der aus Profilberechnungen bekannten 2D-Strömung. Bild 17 zeigt dagegen einen Schnitt nahe der Flügelwurzel. Hier erkennt man, dass der Coandastrahl in Wandnähe zwar anliegt, aber im Bereich des Druckanstiegs der Klappe oberhalb des Strahls ein großes Gebiet mit Rückströmung vorhanden ist. In diesem Fall wird das Ablösen durch das seitliche Einströmen eines Teils der Wandgrenzschicht des Windkanals verursacht. Die Druckverteilungen für beide Schnitte sind in Bild 18 dargestellt. Die in Bild 17 dargestellte Rückströmung verursacht eine verringerte Saugspitze am Klappenknie und einen geringeren Druck an der Hinterkante. Ferner verringert sich der Abströmwinkel an der Hinterkante, was die Zirkulation dieses Schnittes absenkt.

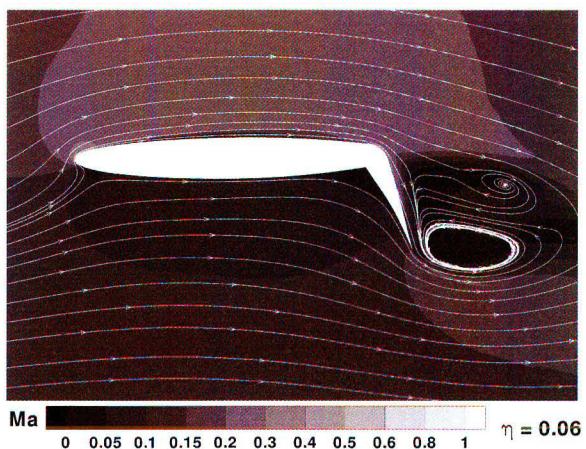


Bild 17: Stromlinien und Machzahlverteilung in einem Schnitt $y=\text{konst}$. an der Wurzel

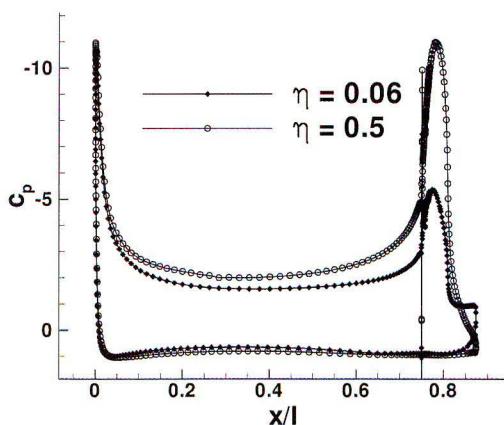


Bild 18: Druckverteilung im Mittelflügel und an der Wurzel

4. ZUSAMMENFASSUNG

Für die grundlegende Erforschung der Potenziale des aktiven Hochauftriebs für Kurzstart- und –landefähige Verkehrsflugzeuge wurde ein Windkanalmodell entworfen, das auf die Wechselwirkungen zwischen

Hochauftriebssystem und Propellerantrieb zielt. Für den Tragflügel wurde ein Rechteck-Trapez-Grundriss gewählt, der im mittleren Bereich des Flügels einen Auftriebsverlauf liefert, der dem Verlauf des Flügels eines ausgeführten Flugzeugentwurfs sehr nahe kommt. Daher eignet sich dieser Grundriss sehr gut für Halbmodellversuche zur Triebwerksintegration. Die bei Halbmodellversuchen unvermeidlichen Wechselwirkungen der Windkanalgrenzschicht mit dem Tragflügel sollen hier durch eine speziell entworfene Wurzelverkleidung verringert werden. Als Ergebnis von numerischen 3D-Strömungssimulationen hierzu zeigt sich, dass die Flügelkonfiguration hohe Auftriebsbeiwerte im mittleren Bereich des Flügels liefert und mit der Wurzelverkleidung der Hufeisenwirbel in der Flügel-Wandverschneidung vermieden werden kann. Allerdings tritt wegen der dicken Windkanalgrenzschichten eine Rückströmung an der Coanda-Klappe in unmittelbarer Nähe der Wurzel auf.

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.

5. 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 Taylor 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 Flugzeugs, Band 1 & 2", 2. Auflage, Springer-Verlag, 1967.
- [16] C. Lenfers: "Propellerentwurf für ein kurzstartfähiges Kurzstreckenverkehrsflugzeug". Vortrag auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2010.
- [17] W.E. Milholen: "A Design Methodology for Semi-Span Model Mounting Geometries". 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-98-0758, 1998.
- [18] 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.