

# BEEINFLUSSUNG VON AUFTRIEB UND WIDERSTAND DURCH LINEARE ABSAUGUNG AN DER TRAGFLÜGELHINTERKANTE BEI LAMINARPROFILEN

J. Frey, O. Brüning

TU Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, Niedergeschwindigkeitswindkanal  
Mommsenstraße 13, 01062 Dresden

## 1. KURZFASSUNG

Die Hinterkantenabsaugung ist Gegenstand mehrerer studentischer Arbeiten, die in jüngster Zeit am ILR der TU Dresden bearbeitet wurden. Mit Hilfe einer linienförmigen Senke nahe der Hinterkante eines Tragflügels kann der Auftrieb eines Flügelprofils erhöht werden. Weiterhin gelang es, auch für Laminarprofile eine Verringerung des Profilwiderstandes nachzuweisen.

Besondere Aufmerksamkeit musste der Korrektur des Anstellwinkels geschenkt werden. Das Modell ist recht groß gegen die Kanalmessstrecke, um günstige Senkenpositionen verwirklichen zu können. Deshalb treten erhebliche Rückwirkungen auf die Grundströmung auf. Es wurde ein Korrekturansatz verfolgt, der auf einer Anpassung des sehr winkelempfindlichen Druckwiderstandes beruht.

## 2. ZUR HISTORIE DES PROJEKTES

Als erstes Forschungsprojekt der wiedergegründeten Akademischen Fliegergruppe der TU Dresden wurde und wird die Möglichkeit untersucht, Ruder und Wölbklappen teilweise oder ganz zu ersetzen, indem der Auftrieb von Flügelprofilen durch Absaugung nahe der Endleiste gesteuert wird. Man könnte dann ggf. auf große Steuerflächen mit Spalten in der Oberfläche und langen Gestängen im Flügel verzichten. Wenngleich nur wenige Piloten bereit sein werden, sich einem Flugzeug ohne Querruder anzuvertrauen, wäre der Ersatz der bei Leistungssegelflugzeugen häufig eingesetzten Wölbklappen doch denkbar. Bei entsprechender Gestaltung der Auslassöffnungen arbeitet die Absaugung selbsttätig, es wird keine Pumpe benötigt.

Bereits in den 1940er Jahren fanden an der AVA Göttingen Versuche mit selbsttätiger Absaugung statt [1]. Durch Auslassen der abgesaugten Luft in Stromabrichtung am Randbogen konnte der Senkenwiderstand, der sich infolge der Absaugung einstellt, durch den Impulsrückgewinn teilweise kompensiert werden, es gelang sogar eine Reduktion des Gesamtwiderstandes.



BILD 1. Alcione

Eine praktische Anwendung hat das Prinzip der Absaugung bisher nur im Schiffbau gefunden, prominentestes Beispiel ist die Alcione von Jaques-Ives Cousteau (Bild 1). Das dort verwendete Turbosegel ist ein Profilmast mit einseitiger Absaugung und erzeugt durch diese eine verstärkte Zirkulation. Ohne Absaugung sind die Kräfte an dem Masten nicht größer als an der Takelage eines herkömmlichen Segelschiffes. Unverkennbar ist die gedankliche Verwandtschaft zum Flettnerrotor, auf den auch die Auftriebserzeugung am Flügel durch konforme Abbildung grundsätzlich zurückgeführt wird.

In den Jahren 1999/2000 wurde die Thematik durch die Akaflieg Dresden aufgegriffen und im Rahmen einer Studienarbeit weitergeführt [2]. Die Messungen an der umgebauten Höhenflosse einer Do-228 zeigten durchaus ermutigende Ergebnisse, der Widerstandszuwachs mit Absaugung ohne Impulsrückgewinn lag teilweise deutlich unter den theoretischen Vorhersagen.

Es blieb die Frage der Übertragbarkeit auf Laminarprofile um nachzuprüfen, ob diese Art der Steuerung für Segelflugzeuge interessant sein kann.

## 3. THEORETISCHE GRUNDLAGEN

Die Möglichkeit der Auftriebssteuerung durch Absaugung nahe der Hinterkante ist ein grundsätzlich bekannter, potentialtheoretisch begründeter Effekt. Bei der Herleitung des aerodynamischen Auftriebs durch konforme Abbildung einer Zylinderumströmung (Bild 2) lässt sich zeigen, dass bei Platzierung einer Senke auf der Profiloberseite – möglichst nahe am hinteren Staupunkt – die Abflussbedingung nur durch erhöhte Zirkulation und damit erhöhten Auftrieb sichergestellt werden kann. Die Änderung der Zirkulation und damit des Auftriebs ist der Absaugmenge proportional.

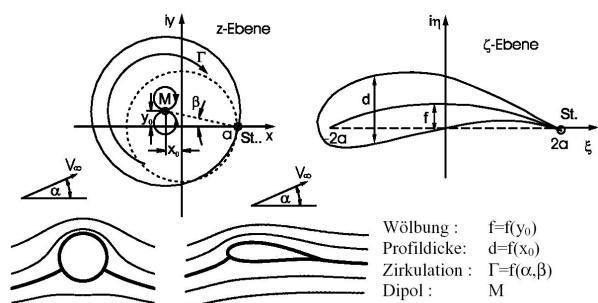


BILD 2. Konforme Abbildung (Schukowskij-Transformation) [2]

$$(1) \quad \zeta = z + \frac{a^2}{z}$$

$$(2) \quad z = x + iy; \zeta = \xi + i\eta$$

In Bild 3 ist die Platzierung der Senke für ein symmetrisches Profil dargestellt. Um die Kontur des Zylinders in der  $z$ -Ebene zu erhalten, muss in seinem Zentrum eine Quelle mit der halben Stärke der Senke an der Oberfläche angeordnet

werden, was letztlich bedeutet, dass die Senke die doppelte Stärke der Absaugung hat und die Quelle die einfache. Auf eine Darstellung der Herleitungen wird jedoch im weiteren verzichtet.

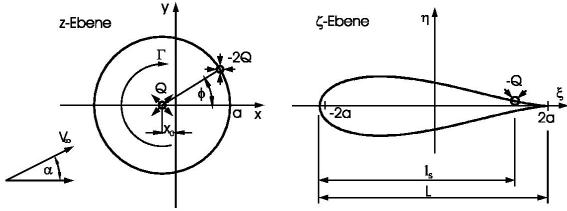


BILD 3. Berechnung eines symmetrischen Profils mit Absaugung [2]

Dadurch, dass die Senke Masse aus der Außenströmung absaugt und damit abbremst, kommt eine Impulskraft zu Stande, welche als Senkenwiderstand bezeichnet wird und grundsätzlich unerwünscht ist. Er ist ebenfalls der Senkenstärke proportional und lässt sich durch die einfache Beziehung

$$(3) \quad c_{W,Q} = 2c_Q$$

ausdrücken. In der Realität fällt er geringer aus, da vornehmlich aus der ohnehin schon verzögerten Grenzschicht gesaugt wird.

Die Auftriebwirkung aber hängt nicht nur von der Stärke der Absaugung ab, sondern auch von der Senkenposition. Sie nimmt mit der Stromabposition immer mehr zu und wird an der Endleiste singulär (Bild 4). Das heißt, man kann eine beliebig große Auftriebsänderung mit beliebig geringerer Absaugmenge (und damit Senkenwiderstand) erreichen, wenn die Senke nur weit genug stromab liegt. Dem sind in praxi natürlich Grenzen gesetzt: Zum einen kann die Flügelhinterkante nur mit einem endlichen Radius gefertigt werden, sodass der hintere Staupunkt irgendwann doch auf die Oberseite wandern wird und damit die Abflussbedingung nicht mehr gewährleistet ist. Andererseits werden die Platzverhältnisse immer enger, besonders bei spitz zulaufenden Laminarprofilen. Weiterhin legen die Messergebnisse [1, 2] nahe, dass die Absaugung eine stabilisierende Stromaufwirkung auf die Grenzschicht ausübt, welche über den oben geschilderten Effekt der Verringerung des Senkenwiderstandes hinausgeht. Dafür ist natürlich eine gewisse Mindestabsaugmenge erforderlich.

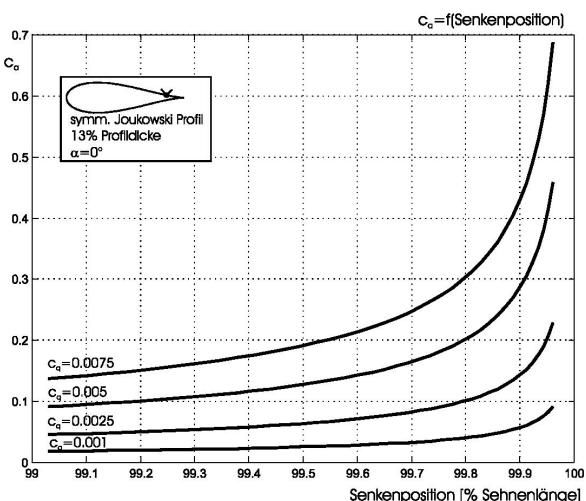


BILD 4. Wirkung der Absaugung auf den Auftrieb in Abhängigkeit von der Senkenposition [2]

#### 4. MESSUNGEN AM FX 73-170

##### 4.1. Experimenteller Aufbau

Das von Karl [2] verwendete Höhenleitwerksprofil zeigt natürlich deutliche Unterschiede zu den bei Segelflugzeugen gebräuchlichen Laminarprofilen mit spitzem Hinterkantewinkel, engem Nasenradius und großer Dickenrückklage. Der Flügel war als Halbmodell mit einer Spannweite von 1.7 m und 1.3 m Tiefe auf einer Waage montiert, woraus eine Gesamtstreckung von kaum mehr als 2.5 folgt. Es stellte sich daher ein beträchtlicher induzierter Widerstand ein, der nicht immer mit letzter Sicherheit herauszurechnen ist. Außerdem gehen in die Kraftmessung sämtliche Randeffekte und andere dreidimensionale Störungen ein, die den eigentlichen Effekt überlagern.

Für die Messungen am Laminarflügel kam ein komplett anderer Aufbau zum Einsatz. Die Wahl viel auf das FX 73-170, ein „klassisches“ Laminarprofil, über welches vor allem sehr umfangreiche Messdaten, sowohl mit als auch ohne Wölbklappe, zur Verfügung stehen. Zudem ist es an gängigen Segelflugzeugen wie der DG-500 verbaut.

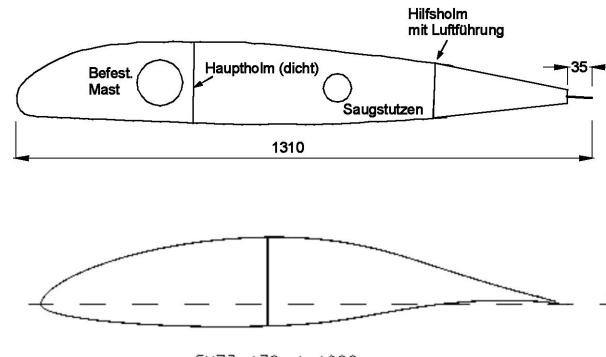


BILD 5. Vergleich des Profils der Do-228-Höhenflosse (oben) mit dem FX 73-170 [5]

Es wurde ein neues Modell gebaut, welches die Untersuchung verschiedener Senkenpositionen und Geometrien erlaubt [3]. Der Flügel hat 2 m Spannweite sowie 1 m Tiefe und große runde Endscheiben zur Sicherstellung ebener Strömung. Für die Auftriebsmessung ist er mit insgesamt 284 Druckmessstellen versehen, die Widerstandsbestimmung erfolgt durch eine Nachlaufmessung. Ausgeführt wurde er in klassischer Holm-Rippen-Bauweise, wobei ein sehr großzügig dimensionierter Stahl-Kastenträger alle Lasten aufnimmt. Die Profilkontur wird durch Sperrholzripen mit einer ebenfalls sperrholzernen Beplankung erzeugt. Der Absaugekasten ist mit GFK beplankt. Er trägt einen Einsatz aus Kohlefaser, ein sog. Schlitzbrett, mit dem die Senkenposition festgelegt wird. Es wurde eine Position von 98.5 % Flügeltiefe gewählt. (Bild 6) Der Rippenaufbau musste aus Kostengründen einer Negativbauweise vorgezogen werden, führte allerdings zu einem sehr hohen handwerklichen Aufwand und birgt, besonders bei Laminarflügeln, die Gefahr ungenügender Profiltreue in sich. Parallel zum Modellbau wurden begleitende numerische Rechnungen angestellt, um sie mit den Messergebnissen vergleichen zu können [4].

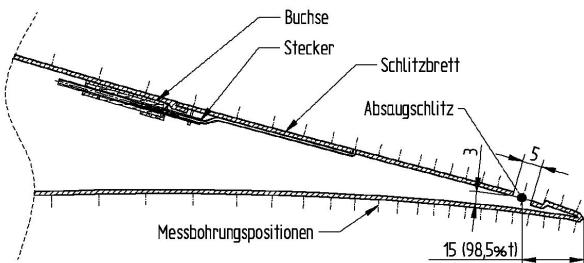


BILD 6. Aufbau der Senke im Flügel [7]

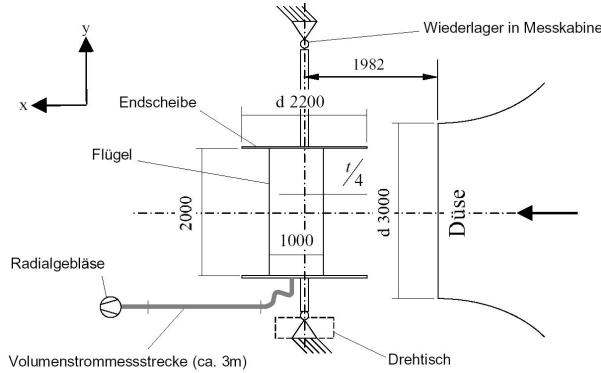


BILD 7. Einbaulage des Flügels im Windkanal [7]

#### 4.2. Messung von Auftrieb und Profilwiderstand

Wie bei Profilmessungen allgemein üblich, wurde der Auftrieb aus einer Integration der Druckverteilung bestimmt. Die Druckverteilungen zeigen eine sehr gute spannweitige Kontinuität, so dass von einem ebenen Strömungszustand ausgegangen werden kann und Randeffekte unterdrückt wurden. In Stromabrichtung sind deutlich viele lokale Extrema zu erkennen, die auf die Welligkeit der Oberfläche zurückzuführen sind und deutlich die Positionen der Stringer markieren (Bild 8). Die Wirkung der Absaugung zeigt sich erwartungsgemäß am deutlichsten in der Nähe der Senke, jedoch sind leichte Änderungen der Gesamtumströmung durchaus erkennbar, die Saugspitzen auf der Oberseite werden ausgeprägter, der Staupunkt wandert leicht um die Nase nach unten, der Saugbereich auf der Unterseite wird kleiner. Zu beachten ist bei dem Vergleich, dass es sich um den gleichen unkorrigierten Anstellwinkel handelt, der Fall mit Absaugung also einen geringeren effektiven Anstellwinkel repräsentiert (vgl. 4.3).

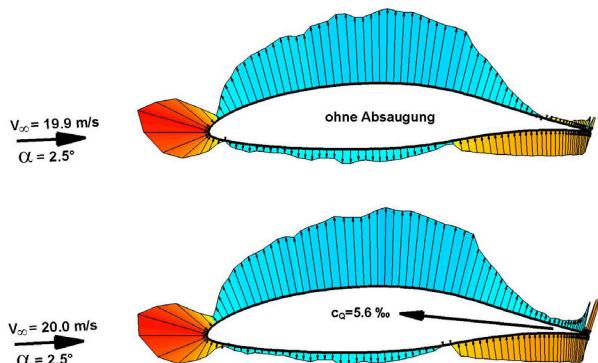


BILD 8. Druckverteilung um das Profil ohne und mit Absaugung [6, 7]

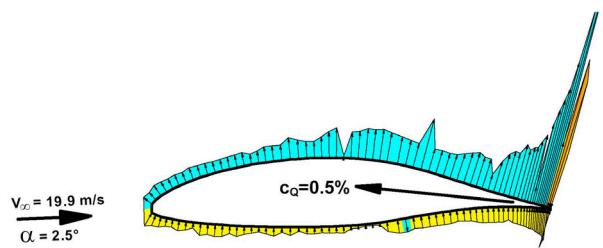


BILD 8a. Änderung der Druckverteilung durch die Absaugung

Der Widerstand hingegen ergibt sich aus dem Impulsverlust der Nachlaufströmung, der über die Nachlaufdelle integriert wird. Bild 9 zeigt die Gesamtdruckverteilung im Nachlauf für den Fall ohne und mit Absaugung. Bei diesem Verfahren wird aber **nur** der Profilwiderstand erfasst. Der Senkenwiderstand, welcher sich durch die Absaugung einstellt, muss nachträglich addiert werden. Hierfür kann Gleichung (3) angewendet werden, da der komplette Impulsverlust des abgesaugten Massestromes einschließlich Wandreibung der Nachlaufmessung entgeht.

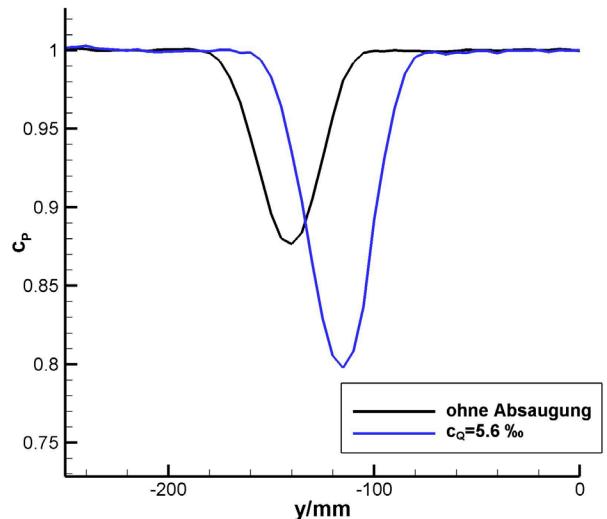


BILD 9. Nachlaufdelle ohne und mit Absaugung [6]

#### 4.3. Anstellwinkelkorrektur

Der aus den Druckverteilungen und dem Einstellwinkel erhaltene  $c_A$ - $\alpha$ -Verlauf hat einen deutlich flacheren Anstieg als die katalogisierte Kurve (Bild 11). Besonderer Aufwand musste daher für die Windkanalkorrektur betrieben werden, da der Flügel etwas groß für den 3-m-Messtrahl geraten war. Dies ließ sich aber in Anbetracht der Platzverhältnisse aus technologischen Gründen nicht vermeiden und ist zudem für die Sicherstellung realistischer Reynolds-Zahlen erforderlich. Nach verschiedenen Ansätzen wurde der Druckwiderstand als Korrekturkriterium herangezogen. Bei großen Auftriebsbeiwerten nimmt er infolge von Anstellwinkelfehlern sehr schnell unplausible Werte an, wird also entweder kleiner Null oder größer als der Gesamtwiderstand (Bild 10). Damit ist es möglich, zwei relativ enge Schranken anzugeben, zwischen denen der effektive Anstellwinkel liegen muss. Weiterhin ist davon auszugehen, dass der Nullauftriebswinkel zutrifft und die Korrektur linear vom Auftrieb abhängen kann. Es wurde letztlich eine Korrektur mit

$$(4) \quad \frac{\Delta\alpha}{c_A} = -6.04^\circ$$

gefunden.

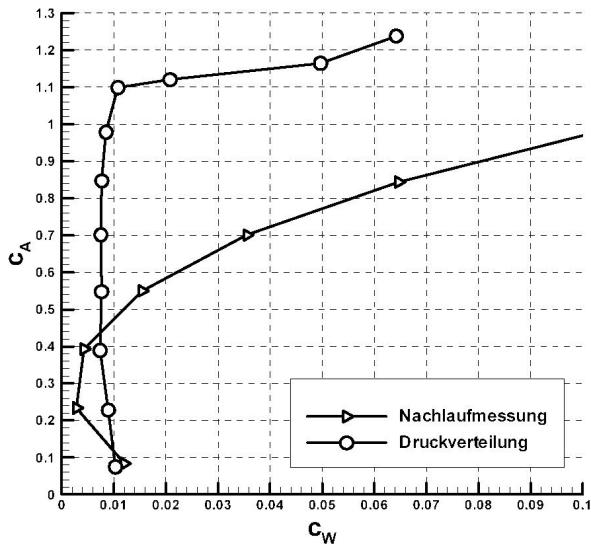


BILD 10. Druckwiderstand ohne Anstellwinkelkorrektur [7]

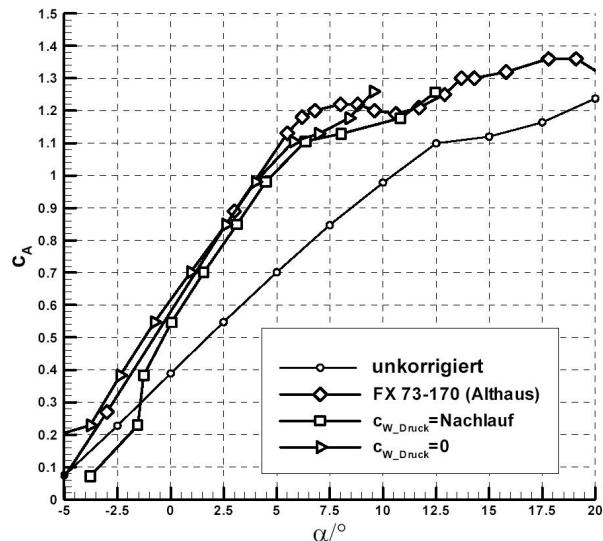


BILD 11. Korrektur der Anstellwinkelpolaren [7]

#### 4.4. Polaren, Gesamtenergiebilanz

Im Gegensatz zur Rechnung, die sogar einen leichten Einbruch des Maximalauftriebs vorausgesagt hatte, ist ein deutlicher Zuwachs zu beobachten, sowohl bei gleichem Anstellwinkel als auch im Maximum (Bild 12). Bei  $c_Q=5\%$  Absaugung wurde ein Auftriebszuwachs von  $\Delta c_A=0.13$  ermittelt. Dieser würde sich nach der theoretischen Vorhersage erst bei einer Senkenposition um 99.5% einstellen, die Absaugung scheint also weit wirksamer als vorhergesagt. Der Vergleich mit den Polaren des FX 73-K170/22 zeigt hingegen, dass die gleiche Wirkung bereits mit etwa  $2.5^\circ$  Klappenausschlag erreicht werden kann.

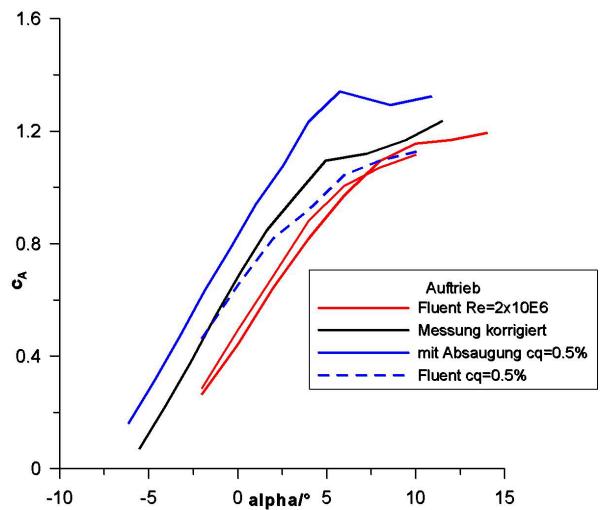


BILD 12. Anstellwinkelpolaren ohne und mit Absaugung, Vergleich zur Rechnung [6]

Zwiespältig sind die Ergebnisse auch im Hinblick auf den Widerstand. So ist in der Nachlaufmessung ein durchaus beachtlicher Rückgang des Profilwiderstandes zu verzeichnen, was aber zu großen Teilen auf das Einsaugen der impulsarmen Grenzschicht zurückzuführen ist. Ab etwa  $c_Q=5\%$  tritt eine Sättigung ein (Bild 13). Bei größeren Absaugebeiwerten wird mehr impulsreiche Luft aus der Außenströmung eingesaugt. Die Addition des Senkenwiderstandes ergibt in der Summe immer einen Zuwachs. Letztlich ist die Gesamtenergiebilanz (Bild 14) zu betrachten, je nach Betriebspunkt müsste ein Impulsrückgewinn von 50..70% ( $c_Q=5\%$ ) erreicht werden, um eine Verbesserung der Profilgleitzahl zu erreichen. Bild 15 ist weiterhin zu entnehmen, dass die Widerstandsvorhersage der numerischen Rechnung nicht brauchbar ist.

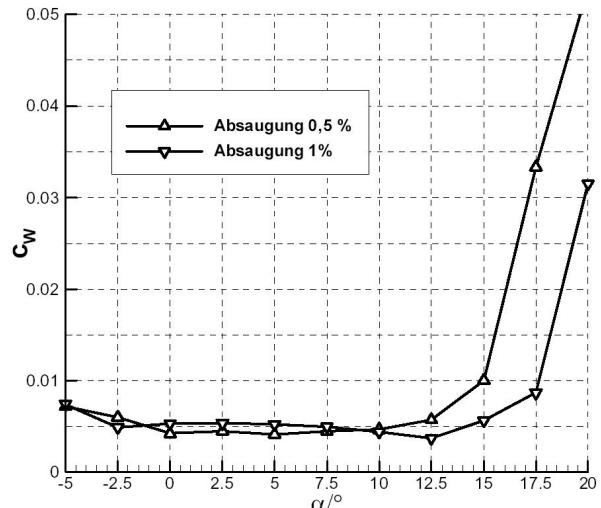


BILD 13. Auswirkung größerer Absaugmengen auf den Profilwiderstand [7]

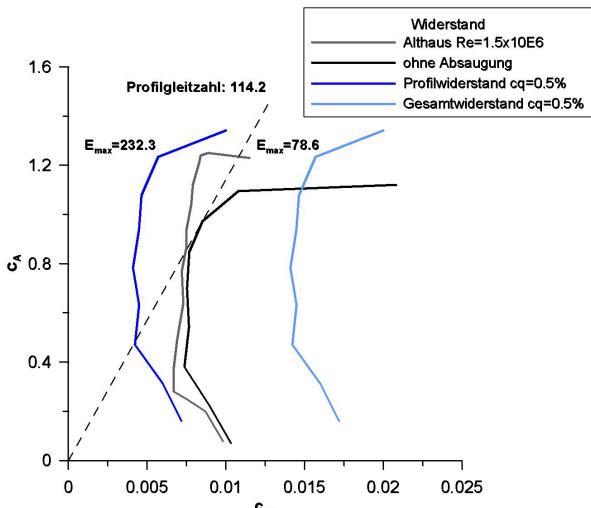


BILD 14. Widerstandspolen ohne und mit Absaugung [6]

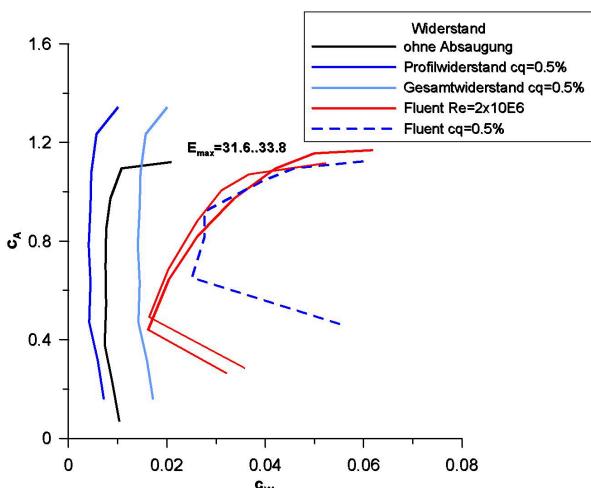


BILD 15. Widerstandspolen im Vergleich zur Numerik [6]

#### 4.5. Transitionsuntersuchung mittels Thermographie

In einer weiteren Studienarbeit mit Schwerpunkt auf der Nutzung einer Infrarotkamera zur Bestimmung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlages [8] wurde auch die Auswirkung der Absaugung auf den Wärmeübergang untersucht. Die Aufnahmen legen eine beruhigende Wirkung der Absaugung auf die Flügelgrenzschicht nahe. Mit Absaugung konnte kein Stromaufwand der Transition beobachtet werden, obwohl bei gleichem Anstellwinkel der Auftrieb aber zunimmt, d.h. ein „Flugzustand“ mit sonst vorderer Transitionslage eingenommen wird. Für diese Prinzipuntersuchungen wurde der Flügel ohne End scheiben aber mit Bodeneffekt betrieben.

#### 4.6. Zusammenfassung

Die prinzipielle Funktionstüchtigkeit einer Auftriebssteuerung durch Absaugung an der Endleiste wurde auch für Laminarprofile nachgewiesen. Die Auswirkungen auf sowohl Auftrieb als auch Widerstand sind günstiger als die theoretischen Vorhersagen. Jedoch fällt der Effekt im Vergleich zu einem Klappenaußenschlag immer noch bescheiden aus. Die Verwirklichung günstiger, möglichst

hinterkantennahen Senkenpositionen bereitet aufgrund der geringen Profildicke in dem Bereich Probleme.

Ein geeignetes Verfahren zur Korrektur des Anstellwinkels im Windkanal wurde entwickelt. Ein Nullsetzen des Druckwiderstandes brachte hier die plausibelsten Ergebnisse. Eine beruhigende Stromaufwirkung in der Grenzschicht wurde mittels thermographischer Verfahren gezeigt.

Das für die numerische Simulation verwendete Programm Paket muss als ungeeignet für das Problem eingestuft werden.

#### 5. AUSBLICK

Bisher konnte noch nicht geklärt werden, was wirklich in der Nähe des Absaugeschlitzes vor sich geht, ob die in der Rechnung gefundenen Ablösstrukturen realistisch sind oder nicht. Detaillierte Geschwindigkeits- und Turbulenzmessung sowohl in diesem Bereich als auch in der gesamten Grenzschicht können zur Klärung der genauen Wirkung beitragen. Die Schaffung optischer Zugänge in den End scheiben soll die Anwendung von Lasermessverfahren ermöglichen.

Weiterhin bieten sich Vergleichsmessungen mit anderen Techniken zur Auftriebssteuerung an – zum einen könnte der Flügel mit einem neuen Endkasten einschließlich Wölbklappe ausgerüstet werden, zum anderen scheint ein Vergleich mit Miniklappen reizvoll, wie sie derzeit bei der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen im Freiflug vermessen werden [9].

Für die Anwendbarkeit am Segelflugzeug ist auf jeden Fall die Frage nach dem möglichen Impulsrückgewinn zu beantworten. Zudem ist zu beachten, dass die angegebenen Absaugebeiwerte schon bei recht kleinen Flügelflächen und Fluggeschwindigkeiten zu Volumenströmen im Bereich von  $\text{m}^3/\text{s}$  führen. Ein Auslass am Randbogen [1, 2] ist bei einem zugespitzten Flügel großer Streckung sicher nicht realisierbar.

Demgegenüber könnte die Hinterkantenabsaugung letztlich auch und vor allem für Hochauftriebshilfen an Verkehrsflugzeugen interessant sein, da sie potentielle Masse einsparung gegenüber Klappenflügeln bzw. weiteren Auftriebszuwachs verspricht und Antriebsenergie für Pumpen prinzipiell zur Verfügung steht.

#### 6. NOMENKLATUR

TAB 1. Übersicht über verwendete Symbole

| Symbol      | Einheit                  | Erklärung   |
|-------------|--------------------------|---|
| $b$         | $\text{m}$               | Spannweite  |
| $c_A$       | 1                        | Auftriebsbeiwert  |
| $c_Q$       | 1                        | Absaugebeiwert $c_Q = Q/(S \cdot v_\infty)$                   |
| $c_w$       | 1                        | Widerstandsbeiwert  |
| $c_{w,Q}$   | 1                        | Beiwert für Senkenwiderstand                                  |
| $Q$         | $1, \text{m}^3/\text{s}$ | Quell-/Senkenstärke, Absaugestrom                             |
| $t$         | $\text{m}$               | Flügeltiefe   |
| $v_\infty$  | $\text{m/s}$             | Anströmgeschwindigkeit  |
| $x, y$      | 1                        | Koordinaten in der Zylinderebene                              |
| $x, y, z$   | $\text{m}$               | Koordinaten in Hauptstrom- Auftriebs- und Spannweitenrichtung |
| $z$         | 1                        | Komplexe Koordinate der Zylinderebene; $z=x+iy$               |
| $\alpha$    | $^\circ, 1$              | Anstellwinkel   |
| $\xi, \eta$ | 1                        | Koordinaten in der Profilebene                                |
| $\zeta$     | 1                        | Komplexe Koordinate der Profilebene; $\zeta=\xi+i\eta$        |

## 7. QUELLEN

- [1] Regenscheit, B.: Versuche über eine neue strömungstechnische Steuerung; AVA Untersuchungen und Mitteilungen UM 3104, 1944
- [2] Karl, S.: Auftriebs- und Widerstandsbeeinflussung durch linienförmige Absaugung an der Tragflügelhinterkante; Großer Beleg, TU Dresden, Windkanal, 2000.
- [3] Boden, F.: Konstruktion und Bau eines Flügelmodells mit Laminarprofil und Hinterkantenabsaugung für Messungen im Windkanal der TU Dresden; Großer Beleg, TU Dresden, Windkanal, 2004.
- [4] Schubert, S.: Numerische Untersuchungen an einem Laminarflügel mit Hinterkantenabsaugung für Messungen im Windkanal der TU Dresden; Projektarbeit, TU Dresden, Windkanal, 2004.
- [5] Frey, J.: Hinterkantenabsaugung an Laminarprofilen – Zwischenstand; Idaflieg-Berichtsheft, 2005.
- [6] Frey, J., Brüning, O.: Hinterkantenabsaugung an Laminarprofilen – neuer Zwischenstand – Messergebnisse; Idaflieg-Berichtsheft, 2006.
- [7] Brüning, O.: Messung von Auftrieb und Widerstand an einem Flügelmodell mit Laminarprofil und Hinterkantenabsaugung; Diplomarbeit, TU Dresden, Windkanal, 2006.
- [8] Wagner, A.: Bestimmung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags auf ebener Platte und Flügelprofil mittels Thermographie; Großer Beleg, TU Dresden, Windkanal, 2006.
- [9] Kubasik, A.: Stand der Dinge: Miniklappen FV Aachen; Idaflieg-Berichtsheft, 2005.

## 8. BILDANHANG



BILD A1. Einsetzen des Modells in die Messstrecke



BILD A2. Druckmessschläuche am Modell

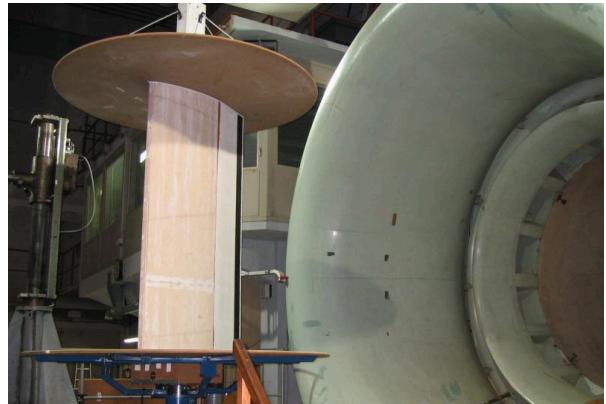


BILD A3. Flügelmodell im NWK

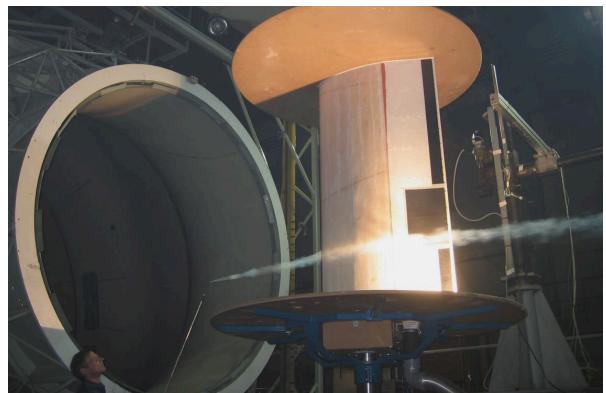


BILD A4. Strömungsvisualisierung

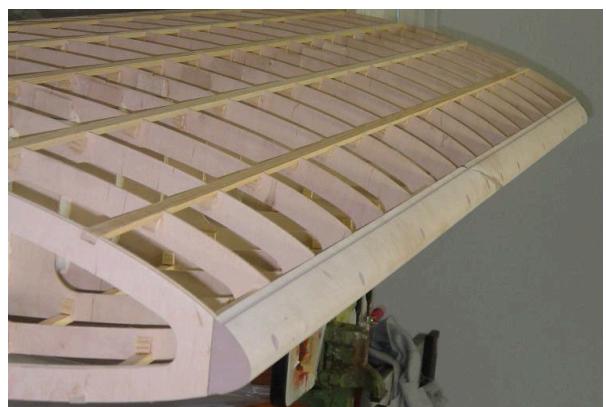


BILD A5. Innere Struktur des Flügels



BILD A6. Unterschale mit Druckbohrungen vor dem Verkleben