

## "Grenzschichtabsaugung" Eine Methode zur Leistungssteigerung an Windkraftanlagen

Prof. Dr. Waidmann, Fachhochschule Aalen



### **Abstract:**

*The method of "boundary layer suction" was successfully applied for a rotating blade of a wind power station. The improvement of the performance is comparable to known values from the aerodynamic research. The net performance increasement reaches about 10 percent. The used suction holes are small slots with an effective cross section area of about one order of magnitude higher than usually used perforations. This decreases the pressure loss and therefore the necessary suction power. The soiling tendency of the perforation is also diminished. A passive design for the boundary layer suction which uses the centrifugal forces of the air inside the wing is on this account possible.*

### **1. Einleitung**

Die aerodynamischen Wirkungsgrade moderner Windkraft Rotoren sind derzeit an einer Grenze angelangt. Vergleicht man die Werte eingesetzter Rotoren mit dem rein theoretisch möglichen Maximalwert, so stellt man fest, dass noch ein relativ großes aerodynamisches Potential vorhanden ist das im zwei-stelligen Prozentbereich liegt. Eine nennenswerte Wirkungsgradsteigerung durch eine Optimierung der Rotor Aerodynamik ist derzeit nicht in Sicht. Bisher kamen im Bereich der Windenergieanlagen relativ "harmlose" Profile zum Einsatz, die kaum zur Ablösung neigen. Hochauftriebsprofile aus dem Segelflugbereich sind bei äußeren Windverhältnissen nicht die erste Wahl, da Böen und Windrichtungswechsel nie eine optimale Anströmung garantieren. Die Methode der Grenzschichtabsaugung bietet hier eine faszinierende Möglichkeit die Leistung moderner Windkraftanlagen deutlich zu steigern. Unter anderem auch deshalb, weil nun Profile "höherer" Güte verwendet werden können. Überträgt man die aus dem Flugzeugbau nachweislich gewonnene positiven Ergebnisse auf den Rotor einer Windkraftanlage, so ergibt sich ein erstaunliches Verbesserungspotential. Zur Zeit laufen im Flugzeugbau Forschungsarbeiten um diese Technologie mittelfristig zur Praxisreife zu führen. Ein wichtiger Meilenstein auf dem Weg zur Praxiseinführung waren die ersten Freiflugversuche an einem Airbus A 320 Seitenleitwerk [1]. Bei diesen Test konnten eindrucksvoll die Wirksamkeit der Grenzschichtabsaugung demonstriert werden. Die gemessene Widerstandsreduzierung bzw. Treibstoffersparnis betrug beachtliche 15 Prozent. Eine interessante und offene Frage ist ob sich diese Leistungssteigerung auf eine Windkraftanlage mit rotierenden Flügel übertragen läßt. Um die Wirkung an einem Rotor experimentell zu untersuchen wurde eine Kleinanlage mit einem Rotorblatt aufgebaut. Die Grenzschicht wurde auf der Profiloberseite des Flügels bereichsweise über Lochbleche, die in den Flügel eingelassen waren, abgesaugt. Abgesaugt wurde über die Nabe des Rotors, wo das perforierte, hohle Rotorblatt, im Anstellwinkel drehbar, angeflanscht war. Die Absaugleistung waren verglichen mit dem netto Leistungsgewinn gering. Der Rotor wurde nicht wie üblich in einem Windkanal angeblasen sondern von einem Motor angetrieben. Dieser Trick war aus strömungstechnischen Gründen notwendig um eine der Realität entsprechenden ungestörte, turbulenzfreie Anströmung zu gewährleisten. Die vom Rotor (Propeller) induzierte An- und Abströmgeschwindigkeit wurde gemessen und zur Bestimmung des Anstellwinkels herangezogen. Durch die Einhaltung geometrisch ähnlicher Strömungsbedingungen kann die Leistungseinsparungen im Motorbetrieb in eine entsprechende Leistungssteigerung im Generatorbetrieb übertragen werden. Im Allgemeinen konnte gezeigt werden das die Methode ein großes Potential zur Leistungssteigerung beinhaltet. Die Ergebnisse zeigen einen deutlichen Anstieg der Rotorleistung die in der Größenordnung von über 10 Prozent liegt. Im Speziellen stellte sich heraus, dass eine Schlitzabsaugung über den äußeren Flügelbereich zu einer knapp 10 - prozentigen Leistungssteigerung führt. Die Schlitzabsaugung ist deshalb interessant, da sie wesentlich einfacher in den Flügel integriert werden könnte. Das Problem des Wassereintrages oder Blitzschlag dürften hier einfacher zu handeln sein als bei einer flächenhaften Absaugung. Die hier erzielten Ergebnisse können natürlich nur

eingeschränkt auf Flügel, wie sie heutzutage zum Einsatz kommen übertragen werden. Versuche an einer Großanlage wären äußerst vielversprechend und zur Verifizierung der hier gewonnen Ergebnisse wünschenswert.

## 2. Methode der Grenzschichtabsaugung

### 2.1 Strömungsphysikalischer Effekt

Neben der sogenannten natürlichen laminaren Strömung sind zwei künstliche Absaugmethoden bekannt. Es sind dies die "Hybrid - Laminare - Absaugung" und die "Laminar - Flow - Control". Die "Hybrid - Laminare - Absaugung" beinhaltet eine Kombination aus Formgebung und Absaugung wobei nur der Nasenbereich perforiert wird. Für schnellere Anströmgeschwindigkeiten oder gepfeilte Flügel muß in der Regel die gesamte Profiloberfläche perforiert werden. Da sich ein Rotorblatt quasi wie ein gepfeilter Flügel verhält wurde in dieser Arbeit die "Laminar - Flow - Control" Methode angewendet, wobei nicht der gesamte Flügel sondern nur Teilbereiche perforiert wurden. Die folgenden Abbildungen, Abb. 1 verdeutlichen vereinfacht die Verhältnisse an einem Profil.



Abb. 1: Verschiedene Methoden der Grenzschichtabsaugung  
 Fig. 1: Several methods of "boundary layer suction"

Die Absaugung verschiebt den Umschlagpunkt von der laminaren Strömung (geringer Reibungswiderstand) zur turbulenten Strömung (hoher Reibungswiderstand) stromabwärts. Der Widerstand um das Profil wird damit deutlich herabgesetzt, was einer Erhöhung des Verhältnisses von Auftrieb zu Widerstand gleichkommt. Dies führt insgesamt zu einer größeren Antriebskraft und Leistung des Rotors. Strömungsphysikalisch erhofft man sich bei der Absaugung eine Längsbeschleunigung der Luft unmittelbar an der Wand, was zu fülligeren Stromabgeschwindigkeitsprofilen führt und zu einer Abnahme der maximalen Querströmungsgeschwindigkeiten. Beide Effekte tragen zu einer Stabilisierung der Grenzschicht bei [2]. Für eine detailliertere Beschreibung sei auf die entsprechende Fachliteratur verwiesen.

### 2.2 Bisherige Anwendungen

Die Grenzschichtabsaugung ist derzeit ein sehr erfolgversprechendes Konzept den schädlichen Reibungswiderstandes umströmter Körperoberflächen zu reduzieren. Die Technik ist seit langem bekannt, ihr Einsatz bahnt sich aber erst derzeit schleppend in einigen Bereichen der Technik an. Mit der immer größer werdenden Notwendigkeit, Treibstoff zu sparen, wird sie natürlich immer interessanter und zukünftig ihren Einzug in die angewandte Strömungstechnik halten. So wird am neu geplanten Großraum Airbus A3XX eine Grenzschichtabsaugung am Tragflügel und Seitenleitwerk in Erwägung gezogen. Außerdem wird weltweit intensiv daran gearbeitet den laminar - turbulenten Übergang - die Transition - am Tragflügel, der in heutigen Verkehrsflugzeugen bei 3 bis 10 % der Flügeltiefe auftritt, hin zu größeren Flügeltiefen zu verzögern. Eine Verlagerung auf 50 % der Flügeltiefe würde eine Reduktion des Gesamtwiderstands eines Flugzeugs um ca. 15 % und dementsprechend auch eine annähernd gleiche Verminderung des Treibstoffverbrauchs bedeuten.

Im Jahre 1998 wurde von Airbus Industries ein A320 Seitenleitwerk im Freiflug erfolgreich erprobt. Die Ergebnisse waren sehr erfolgreich, 50 Prozent



Abb. 2: Airbus A320 Seitenleitwerk mit Grenzschichtabsaugung [1] (grau unterlegte Fläche zeigt die laminare Grenzschichtströmung)  
 Fig. 2: Airbus A 320 vertical tail with boundary layer suction (the grey marked area shows the laminar zones)

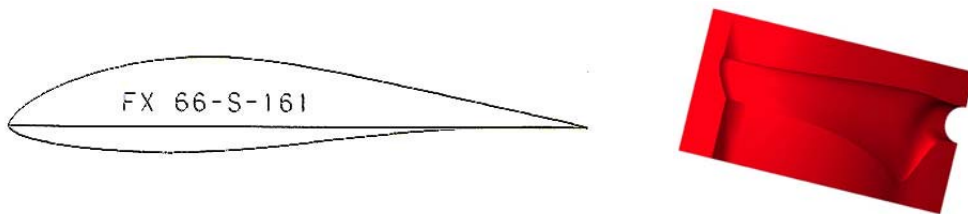


Abb. 3: Profil FX 66-S-161 mit der negativ Halbform

Fig. 3: Profile FX 66 - S -161 and the negative half shell of the rotor blade

der Leitwerksfläche konnten durch die Grenzschichtabsaugung laminar gehalten werden. Abb. 2 zeigt das Seitenleitwerk mit dem perforierten Absaugepanel, auf dem etwa 4 Millionen laserstrahlgebohrter Absaugelöcher pro Quadratmeter angebracht sind mit einem Durchmesser von 0.05 mm. Mit Hilfe von Infrarotkameras konnte bei einer Machzahl  $Ma=0.8$  bis 50% Flügeltiefe laminare Strömung nachgewiesen werden (in Abb. 3 dunkelgrau unterlegt). Ohne Absaugung wird die Strömung bereits nach wenigen Prozent Flügeltiefe turbulent. Grundsätzlich konnte mit den Freiflugversuchen eindrucksvoll die Wirksamkeit der Absaugung demonstriert werden.

Im Segelfluggbereich wird die Grenzschichtabsaugung als das größte Potential zur zukünftigen Leistungssteigerung angesehen. Der Methode wird in Fachkreisen eine Leistungssteigerung ähnlich der bei der Einführung der Kunststoffbauweise zugeschrieben.

### 2.3 Potenzial der Leistungssteigerung an einer Windkraftanlagen

Das aerodynamische Verbesserungspotential gängiger Rotoren ist eng mit den Verlusten des Rotors verbunden. Die Aufgabe eine Windkraftanlage strömungstechnisch zu verbessern ist in erster Linie eine Minimierung der Rotorblattverluste. Dieser setzt sich bei Schnellläufern größtenteils aus den Randwirbel- und Profilverlusten zusammen, wobei die letzteren bei Flügeln großer Streckung den größeren Anteil ausmachen. Aufgrund der Festigkeitsansprüche, wie zum Beispiel der Forderung eines hohen Flächenträgheitsmomentes, sind die Flügel einer Windkraftanlage voluminöser und rein aerodynamisch nicht so optimal aufgebaut ( $\epsilon \approx 20 - 30$ ), wie zum Beispiel bei Segelflugzeugen ( $\epsilon \approx 40 - 60$ ), und damit strömungstechnisch schlechter. Außerdem kommen hier keine sogenannten Laminarprofile zum Einsatz. Aufgrund der voluminösen Flügelnasen beginnt die Grenzschicht sehr schnell in eine turbulente Grenzschicht umzuschlagen. Außerdem führt die unvermeidbare Verschmutzung der Rotorblätter unweigerlich zur turbulenten Grenzschicht. An den Flügelwurzeln, wo extrem voluminöse Profile zum Einsatz kommen, kann es außerdem zu Ablösephänomenen kommen, die bei bestimmten Rotoren Wirbelgeneratoren längs des Flügels erforderlich machen [3]. Aus diesen Gründen ist eine Grenzschichtabsaugung hier in doppelter Hinsicht hilfreich und kann die Aerodynamik der Rotoren deutlich verbessern. Durch den Einsatz geeigneter Membranen könnte das mögliche Problem des Wassereintrags entschärft werden. Hierbei sei an semipermeable Membranen gedacht, die in der Textilverarbeitung oder Outdoorausrüstungen vorkommen. Sie verhindern ein Wassereintritt, gewährleisten aber eine Luftzirkulation. Die Absaugleistung könnte herabgesenkt werden, oder ganz entfallen, wenn das System passiv arbeiten würde. Folgende Idee müsste realisiert werden: die Pumpwirkung des Rotors aufgrund der Fliehkräfte und Druckunterschiede könnten bei dem Gesamtsystem herangezogen werden. Geeignete Naca Auslässe im Außenbereich könnten dort zu einer Stabilisierung der Grenzschicht und/oder zur Minimierung von Randwirbeln beitragen. So saugen die Auslässe im Außenbereich mit Hilfe der Fliehkräfte die Grenzschicht im Innenbereich des Rotors ab.

## 3 Versuchsaufbau

### 3.1 Rotorblatt

Als Grundlage für den Flügel diente ein Worthmann Profil FX 66-S-161 welches längs des gesamten Flügels verwendet wurde. Zur Fertigung wurden zwei negativ Halbschalen gefräst Bild 3, in die der Flügel laminiert wurde, Abb 4. Abb. 5 zeigt den fertigen Flügel und die komplette Versuchsanlage.

### 3.2 Versuchsanlage

Aus den Abb. 6 und 7 ist der Versuchsaufbau ersichtlich. Der regelbare asynchron Elektromotor treibt über eine Drehmoment Meßwelle den Einblatt Rotor an. Das gemessene Drehmoment und die Drehzahl erlauben die Berechnung der Rotorleistung ( $P = M \cdot \omega$ ) In das Lager, das an der Nabe des Rotors zu erkennen ist, wird die Absaugvorrichtung angeschlossen.

### 3.3 Absaugungöffnungen.

Die Absaugung wird in der Regel durch sehr kleine Bohrungen bewerkstelligt (Lochdurchmesser 0,06 mm, gelasert). Da die kleinen Öffnungen einen großen Druckverlust erzeugen und eine hohe Absaugleistung erfordern und durch Verschmutzung schnell zusetzen können wurden in dieser Arbeit auf größere Öffnungen gesetzt. Es waren dies geätzte Lochbleche aus rostfreiem Stahl. Die verwendeten Proben weisen zwar nicht exakt die Lochgrößen und Anordnung auf, wie sie zum Beispiel an der TU Berlin oder der TH Darmstadt mit Erfolg zum Einsatz kamen [5], waren aber für die Anwendung in diesem Fall interessant, da sich die Öffnungen aufgrund ihrer Größe weniger schnell mit Schmutz zusetzen können und damit zu geringeren Absauginhomogenitäten neigen. Die Öffnungen der eingesetzten Lochbleche sind außerdem nicht kreisförmig sondern weisen eine längliche Form auf. Langlöcher sind absaugtechnisch prinzipiell günstiger [2]. Aus Abb. 8 und 9 sind die möglichen Absaugpositionen am Flügel ersichtlich. Durch das Abkleben einzelner Flächen mittels einer hauchdünnen Folie kann bereichsweise abgesaugt und die lokale Wirkung ermittelt werden. Nachfolgende Ergebnisse beziehen sich auf die in Abb. 8 skizzierte Gesamtfläche und auf 4 Sektionen die durch eine Viertelung der Gesamtfläche in Richtung der Profiltiefe erzeugt wurden. Die vier Sektionen stellen quasi Längsschlitze dar.

### 3.4 Versuchsbedingungen

Schnellaufzahl  $\lambda = 7$

Anstellwinkel  $\alpha_{opt} = 6$  Grad;

Worthmann Profil FX 66-S-161

Drehzahl  $n = 150$

Motorleistung 120 Watt (100 Prozent)

Rotorblattdurchmesser  $D = 2.6$  m

Verwindung des Flügels 20 Grad

Abb. 10 zeigt entsprechend den experimentellen Bedingungen drei Stromlinienprofile bei  $r = 0.4$ m,  $r = 0.8$ m und  $r = 1.2$ m längs des CFD modellierten Flügels (FLUENT 6). Die Anströmrichtung auf den Flügel verändert sich entsprechend des jeweiligen Abstandes von der Rotationsachse. Der Anstellwinkel beträgt 6 Grad. Die Strömung liegt durch die Verwindung komplett am Flügel an. Die Kontrolle ist wichtig um Ablösezonnen, die an der Flügelwurzel entstehen und durch den Einfluß der Fliehkräfte nach außen in Richtung Flügelspitze wandern können zu kontrollieren.

### 3.5 Transformation

Wie bereits erwähnt wurde die Anlage im Propellerbetrieb betrieben, um eine turbulanzarme Anströmung zu gewährleisten und damit Messungen zum Stabilitätsverhalten von Grenzschichten überhaupt erst möglich zu machen. Der Turbulenzgrad eines Windkanals würde die sensible Messung in der das Stabilitätsverhalten der Grenzschicht eine große Rolle spielt beeinflussen, wenn nicht sogar unmöglich machen. Die Austrittsquerschnitt üblicher Windkanäle sind außerdem in der Regel nicht groß, um gegen den kompletten Rotor homogen anzuströmen. Aus Abb. 11 sind die unterschiedlichen Geschwin-



Abb. 4: GfK - Flügelhalbschalen vor dem Zusammenfügen  
Fig. 4: Fiber glass half shells before agglutination



Abb. 5: Einblatt Rotor mit Versuchsanlage  
Fig. 5: One blade experimental wind turbine

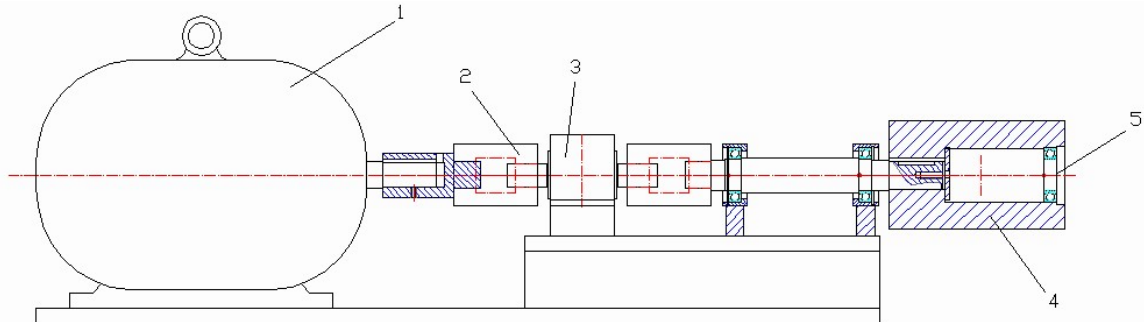


Abb. 6: Skizze des Antriebes (1), der Faltenbalgkupplung (2), Drehmomentenwelle (3), Hohlhub (4) und dem Anschlußlager für die Absaugvorrichtung (5)

Fig. 6: Drawing of the drive (1), coupling (2), torsional moment (3), hollow hub (4), bearing for the suction device (5)

digkeitsverhältnisse für den Motorbetrieb und den Rotorbetrieb ersichtlich. Der Anstellwinkel  $\alpha$  im Motorbetrieb wird über eine Messung der Zu- und Abströmgeschwindigkeit ( $V_{ind} = (V_{zu} - V_{ab})/2$ ) berechnet bzw. durch Verdrehen des Flügels kompatibel eingestellt. Für gleiche Anstellwinkel im Motor- und Rotorbetrieb wird die Leistungsaufnahme bzw. Abgabe vergleichbar.

#### 4. Ergebnisse

Es wurden verschiedene Absaugpositionen auf der Flügeloberseite und deren Einfluß auf die Rotorleistung experimentell untersucht [4-6]. Exemplarisch sind hier einige Ergebnisse aufgeführt. Hierbei wurden die im Motorbetrieb erzielten Daten in eine entsprechende Leistungserhöhung des Generatorbetriebes umgerechnet. Abb. 12 zeigt die Rotorleistung in Abhängigkeit vom Absaugvolumenstrom. Die Absaugung geschieht hier über die in Abb. 8 skizzierte Gesamtfläche. Als Referenzwert für die Rotorleistung wurde der Wert des glatten Flügels mit abgeklebten Absaugbohrungen, ohne Absaugung, verwendet und auf 100 Prozent gesetzt. Man erkennt sehr schön die ansteigende Leistung hervorgerufen durch die Grenzschichtabsaugung. Die Größenordnung die erreicht wird liegt bei 10 Prozent was einen beträchtlichen Wert darstellt. Die Absaugmenge beziehungsweise die Druckdifferenz zwischen Innenflügel und Außenströmung, mit Hilfe derer die Absaugleistung bestimmt werden kann, ist sehr gering und liegt bei ca. 1 % des Leistungsgewinns. Unter Umständen reicht es aus die Flügelenden offen zu halten um mit Hilfe des entstehenden Unterdrucks innerhalb des Flügels die Absaugung zu bewerkstelligen. Dies führte in diesen Untersuchungen zu Lärmentwicklung und zu einer Leistungsverminderung hervorgerufen durch das Ausströmung an den Flügelspitzen mit einer ungünstigen Wechselwirkung mit der Hauptströmung. Hier könnte eine speziell angepasstes Flügelendstück Abhilfe schaffen. In dieser Untersuchung wurde die definierte Absaugung gewählt, um den reinen Effekt der Grenzschichtabsaugung zu untersuchen und keine weiteren Unbekannten einzuführen. In dem Diagramm wurde der Anstellwinkel  $\alpha$  als Parameter hinzugenommen, um den Einfluß von Abweichungen vom Betriebspunkt zu erfassen. Der optimalen Anstellwinkel des Worthmann Profils liegt bei  $\alpha_{opt} = 6$  Grad. Es ergeben sich nur geringe Abweichungen innerhalb der Toleranz von 2 Grad. Links der Ordinate liegt die Rotorleistung unterhalb derer des glatten Flügels. Hier wir noch nicht abgesaugt und aufgrund des drehenden Rotors (Flügelenden geschlossen) strömt Luft aus den Absaugöffnungen. Das Ausblasen bewirkt eine deutliche Leistungsreduzierung. Erst nachdem aktiv abgesaugt wurde, stellt sich der positive Effekt ein.



Abb. 7: Antriebsstrang zur Messung der Antriebsleistung (v.l.n.r. Motor; Lichtschranke zur Drehzahlmessung; Drehmomentmesswelle mit zwei Faltenbalgkupplungen; Rotorblatt Halterung)

Fig. 7: Drive chain to measure the performance (f.l.t.r. drive, photo sensor to measure the r.p.m., coupling with torsional moment device, blade carrier)

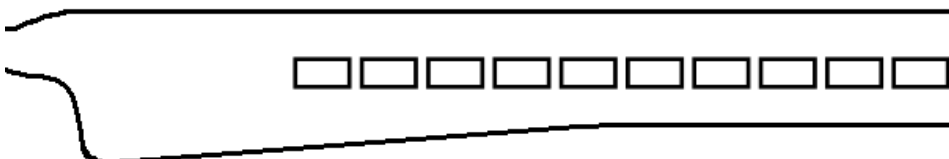


Abb. 8: Mögliche Absaugpositionen auf der Flügelsaugseite

Fig. 8: Possible suction positions on the blade suction side

Abb. 13 unterscheidet sich zu Abb. 12 durch eine verringerte Absaugfläche und zwar indem die Gesamtfläche aus Abb. 8 in vier gleich große Sektionen aufgeteilt wurden. Sektion 1 stellt das vordere und Sektion 4 das hintere Viertel in Profiltiefenrichtung der Gesamtfläche dar. Die Absaugung bekommt hier den Charakter einer Schlitzabsaugung (Schlitzbreite 0,5 cm). Die Schlitzabsaugung ist aus praktischen Gründen interessant, da sich hier die Absaugung einfacher in Flügel integrieren lässt und man Probleme wie der Wassereintrag oder die Vereisung besser in den Griff bekommen kann. Man erkennt in dem Bild sehr schön, dass auch in diesem Fall die positive Wirkung erhalten bleibt. Etwas günstiger ist es weiter vorne abzusaugen. Im Mittel liegen die Werte leicht unter 10 Prozent. Die Absaugmenge ist natürlich ebenfalls entsprechend geringer.

### 5. Zusammenfassung

Die Grenzschichtabsaugung konnte erfolgreich einem rotierenden Flügel eingesetzt werden. Das Verbesserungspotential liegt vergleichbar in der Größenordnung wie es aus dem Flugzeugbau bekannt ist. Es konnte an einer Kleinanlage eine deutliche Leistungssteigerung experimentellen nachgewiesen werden. Die brutto Leistungssteigerung nach Abzug der Absaugleistung liegt in der Größenordnung von 10 Prozent. Die verwendete Absaugfläche erstreckt sich über Teilbereiche der Flügel Saugseite. Die verwendeten Absaugöffnungen haben die Form von kleinen Längsschlitzen deren Querschnittsfläche im Vergleich zu den üblicherweise eingesetzten Bohrungen um eine Größenordnung darüber liegen. Dies hat entscheidende Vorteile im Hinblick auf die Verschmutzungsgefahr und den Druckverlust beziehungsweise die Absaugleistung. Eine passive Auslegung durch Ausnutzen der Fliehkräfte auf die Luftsäule im Flügel wird dadurch prinzipiell möglich.



Abb. 9: Bereichsweises Absaugen durch Abkleben verschiedener Flächen (Sektion 4 offen)

Fig. 9: Flexible suction through the closing or opening of several suction areas (section 4 open)

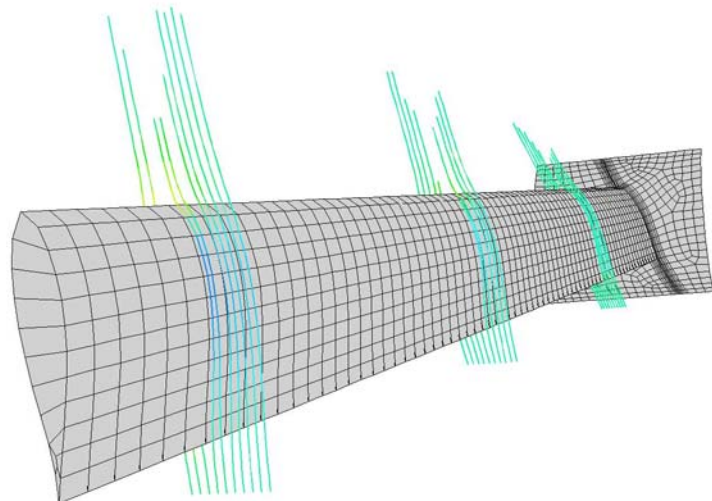


Abb. 10: Stromlinien am rotierenden Flügel (CFD-FLUENT 6 Simulation)

Fig. 10: Overview of the flow around the blade (CFD FLUENT 6 Simulation)

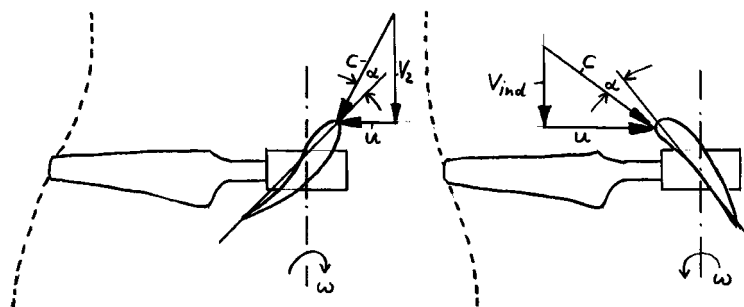


Abb. 11: Anströmbedingungen im Rotorbetrieb (links) und Motorbetrieb (rechts)  
 $(V_2 = 2/3 V_{Wind}; V_{ind} = V_{zu} - V_{ab} / 2; u = \text{Umfangsgeschwindigkeit}; c = \text{Absolutgeschwindigkeit}; \omega = \text{Winkelgeschwindigkeit})$

Fig. 11: Approaching flow conditions for the motor mode (left) and the rotor mode (right),  $(V_2 = 2/3 V_{Wind}; V_{ind} = V_{zu} - V_{ab} / 2; u = \text{circumferential speed}; c = \text{absolut speed}; \omega = \text{angular speed})$

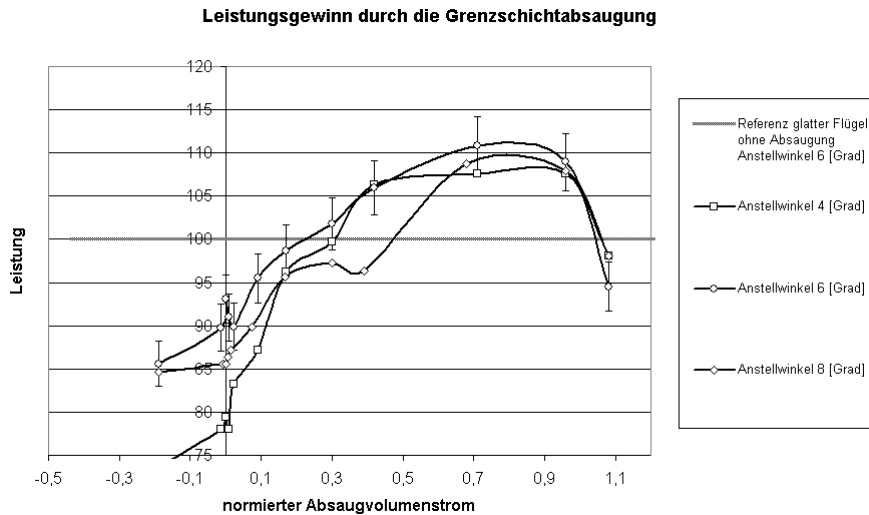


Abb. 12: Leistungssteigerung durch die Grenzschichtabsaugung. Als Referenz dient der glatte Flügel ohne Absaugung (100 Prozent = 1,2 kW)

Fig. 12: *Increased performance due to the boundary layer suction. The smooth blade without suction serves as the reference value; (100 percent = 1.2 kW)*

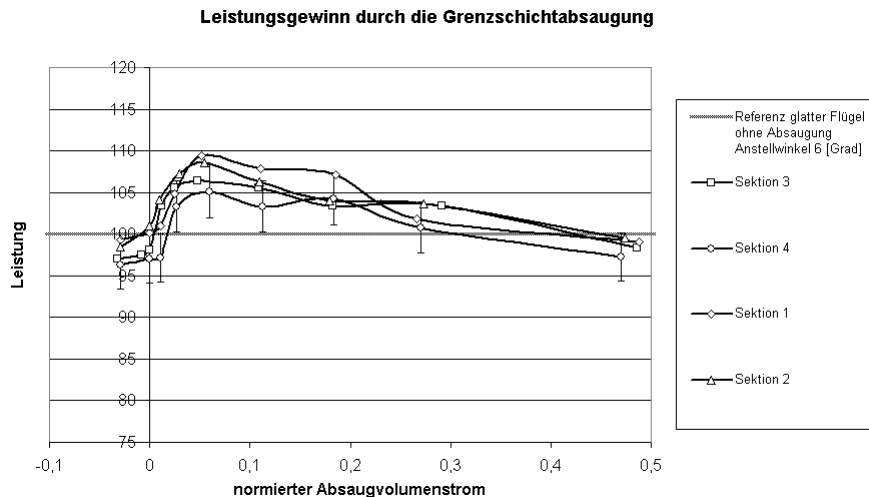


Abb. 13: Leistungssteigerung durch die Schlitzabsaugung. Absaugfläche aus Abb. 11 in vier gleich große quer Sektionen (1-4) geteilt

Fig. 13: *Increased performance due to slot suction. The suction area from Fig. 8 is divided into 4 similar lengthwise sections (section 1 upstream position)*

## 6. Literatur

- [1] DaimlerCrysler Hightech Report, 1999.
- [2] R Messing, M. Kloker: DNS Untersuchung der diskreten Absaugung durch Einzelloch-Arrays, Forschungsbericht Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 1999.
- [3] Vortex Generators to improve the Aerodynamics of Thick Profiles: LM Glasfiber A/S, Rolles, Mollevej, Denmark.
- [4] Rettenmaier, Andreas, Diplomarbeit - Experimentelle Untersuchungen zur Leistungssteigerung durch die Methode der Grenzschichtabsaugung an Windkraftanlagen. FH Aalen: WS 2000/2001.
- [5] Ruf Werner, Diplomarbeit - Versuche zur Leistungsoptimierung durch Grenzschichtabsaugung an ausgewählten Profilen einer Labor Windkraftanlage, FH Aalen, November 2001.
- [6] Aksel Maier Diplomarbeit, Leistungsverbesserung an einer Laborwindkraftanlage durch Grenzschichtabsaugung, FH Aalen, Juli 2002.