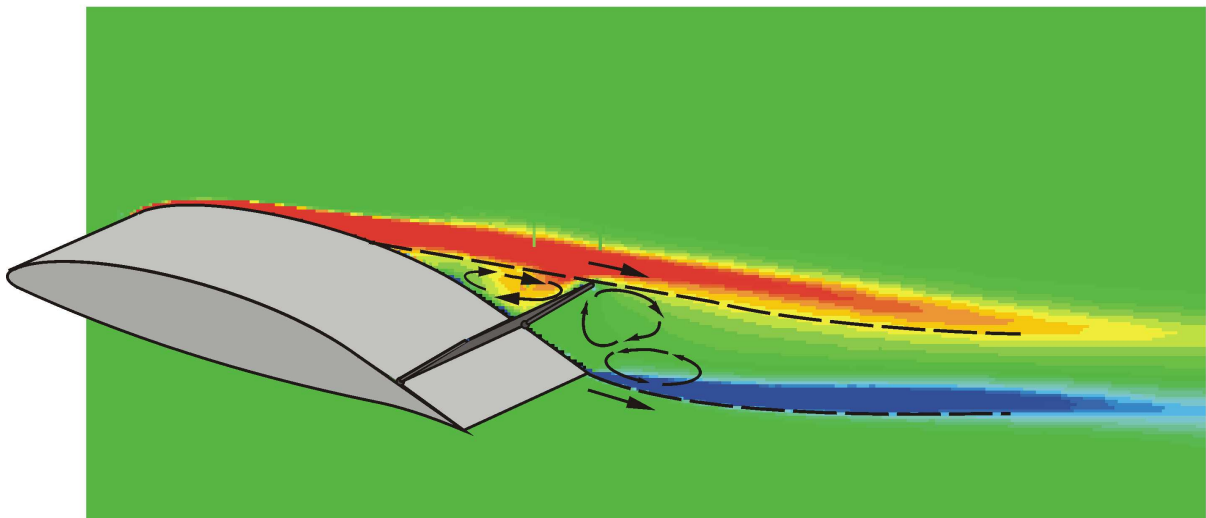


Robert K. J. Meyer

**Experimentelle Untersuchungen von
Rückstromklappen auf Tragflügeln zur
Beeinflussung von Strömungsablösungen**



MENSCH & BUCH VERLAG

Technische Universität Berlin
Fachbereich 10 - Verkehrswesen und Angewandte Mechanik
Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik

Dipl.-Ing.
Robert Kurt Jürgen Meyer
geboren am 20. Januar 1968 in Berlin

Experimentelle Untersuchungen von Rückstromklappen auf Tragflügeln zur Beeinflussung von Strömungsablösungen

Vom
Fachbereich 10 - Verkehrswesen und Angewandte Mechanik
zur Erlangung des akademischen Grades
Doktor der Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.)
genehmigte Dissertation

Tag der wissenschaftlichen Aussprache am 20.12.2000

Promotionsausschuß:

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche
Berichter: Prof. Dr.rer.nat. Dr.-Ing. habil. A. Dillmann
Dr.-Ing. habil. D.W. Bechert

Berlin 2000

Danksagung

Die vorliegende Arbeit ist als Dissertation an der Technischen Universität Berlin entstanden und stellt die Ergebnisse meiner Tätigkeiten als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik (HFI) der Technischen Universität Berlin und der Abteilung Turbulenzforschung des Instituts für Antriebstechnik beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) dar.

Gefördert wurde diese Arbeit durch Projekte der Deutschen Forschungsgemeinschaft, des Sonderforschungsbereiches 557, der Volkswagen-Stiftung, des Bundesministeriums für Bildung und Forschung (BMBF) und der Firma DaimlerChrysler Aerospace Airbus. Diesen Institutionen sei hiermit gedankt.

Besonders danken möchte ich Herrn Dr.-Ing. habil. Bechert, dass ich in seiner Arbeitsgruppe mitarbeiten darf und er meine Arbeit immer sehr gut betreut hat. So wurde mir die Möglichkeit gegeben, in den vorangegangenen Projekten die entscheidenden Vorarbeiten für die Dissertation durchführen zu können.

Bei den Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern des Hermann-Föttinger-Instituts sowie der Abteilung für Turbulenzforschung des DLR in Berlin bedanke ich mich für die angenehme Arbeitsatmosphäre und die breite Unterstützung bei der Lösung der vielen Alltagsprobleme.

An dieser Stelle sei insbesondere Herrn Dipl.-Ing. A. Leutz gedankt, der tatkräftig bei der Überwindung der vielen administrativen Probleme gewirkt hat.

Bedanken möchte ich mich bei allen Kollegen aus der Arbeitsgruppe für die gute Zusammenarbeit und die Unterstützung bei den zahlreichen gemeinsamen handwerklichen Arbeiten, die bei Experimenten immer anfallen, Herrn Dipl.-Ing. W. Hage, Herrn Dr. M. Bruse und Herrn cand. Ing. T. Voss. Herrn W. Hage danke ich darüber hinaus auch für das Korrekturlesen dieser Arbeit.

Herrn Prof. Dr.rer.nat. Dr.-Ing. habil. A. Dillmann danke ich für das dieser Arbeit entgegengebrachte Interesse und deren Begutachtung. Mein Dank gilt ferner Herrn Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche für die Übernahme des Vorsitzes im Promotionsausschuß.

Der Firma STEMME und dem Testpiloten Dipl.-Ing. P. Montag sei für die reibungslose und sehr gewissenhafte Durchführung der Flugversuche gedankt.

Bei meiner Frau Anja, meinen Kindern und meinen Eltern bedanke ich mich für die Geduld und das große Verständnis, das sie in den zurückliegenden Jahren meiner Arbeit entgegengebracht haben.

Inhaltsverzeichnis

1	EINFÜHRUNG	1
2	BESCHREIBUNG DER VERSUCHSEINRICHTUNG	4
2.1	Anforderungen	4
2.2	Allgemeiner Aufbau der Versuchseinrichtung im Windkanal	4
2.3	Konstruktion	5
2.4	Randbedingungen von Windkanalmessungen	10
3	KRAFTMESSUNGEN MIT DEN REFERENZPROFILEN HQ-41 UND HQ-17	18
3.1	Einfluss der Reynolds-Zahl	18
3.2	Vergleich der Messdaten mit Messungen in anderen Windkanälen	20
3.3	Zusammenfassung	22
4	MESSUNGEN MIT VERSCHIEDENEN RÜCKSTROMKLAPPEN (RSK)	23
4.1	Einzelfedern mit fester Einspannung	23
4.2	Durchgehende Plastik-/ Metallstreifen mit gelenkiger Einspannung	23
4.3	Perforierte Rückstromklappe	25
4.4	Geschlitzte Rückstromklappe	31
4.5	Variation der Anzahl der hintereinander angeordneten Rückstromklappen	33
4.6	Auftriebssteigerung durch stark vibrierende Klappen	35
4.7	Zweiteilige Rückstromklappe	37
4.8	Rückstromklappe und Turbulatoren	39
4.9	Rückstromklappe und Wirbelgeneratoren (<u>V</u> ortex <u>G</u> enerators)	41
4.10	Erste Deutung des Strömungsbildes	43
4.11	Zusammenfassung der Ergebnisse der Messungen mit Rückstromklappen	44

5	RÜCKSTROMKLAPPEN IN KOMBINATION MIT KONVENTIONELLEN HOCHAUFTRIEBSSYSTEMEN	47
5.1	Wechselwirkung von Rückstromklappe und konventioneller Wölbklappe	48
5.2	Wechselwirkung von Rückstromklappe und Spaltflügelklappe (Fowlerklappe)	52
5.3	Zusammenfassung Rückstromklappen und Hochauftriebssysteme	59
6	WEITERFÜHRENDE EXPERIMENTE MIT RÜCKSTROMKLAPPEN	60
6.1	Rückstromklappen auf einem stark gepfeilten 3D-Windkanalmodell mit Landeklappenkonfiguration	60
6.2	Rückstromklappen auf einem transsonischen Profil	63
6.3	Numerische Berechnung eines Flügels mit Rückstromklappe	65
7	UNTERSUCHUNGEN DES STRÖMUNGSFELDES EINES TRAGFLÜGELS MIT RÜCKSTROMKLAPPE	67
7.1	Druckverteilungsmessungen	67
7.2	Ablöse-, Transitionsverhalten und Strömungssichtbarmachung	73
7.3	Vergleichende Betrachtung von Rechenergebnissen eines 2D-Panelverfahrens mit Berücksichtigung der Grenzschicht zu den Erkenntnissen aus den Strömungssichtbarmachungen	76
7.4	Zusammenfassung zum Strömungsfeld und den Auslegungskriterien einer Rückstromklappe	79
8	FREIFLUGVERSUCHE	80
8.1	Flugversuche mit Rückstromklappen	82
9	SCHLUSSBETRACHTUNG	85
10	ANHANG	87
10.1	Der Niedergeschwindigkeits-Windkanal des Hermann-Föttinger-Institutes	89
10.2	Sechs-Komponenten-Kraftwaage	90
10.3	Ermittlung der Anströmgeschwindigkeit u_∞ unter Berücksichtigung der Seitenwandumströmung (u_{b1} und u_{b2})	94

10.4	Windkanalwandkorrekturen	96
10.5	Spaltreduzierung	100
10.6	Anordnung der Wirbelgeneratoren (VG) auf dem Messflügel	101
10.7	Laminare Ablöseblasen am HQ-17	101
10.7.1	Einfluss von Turbulatoren auf das Widerstandsverhalten des HQ-17-Profiles	103
10.8	Diagramme der Druckverteilungsmessungen	107
11	LITERATURVERZEICHNIS	111

VERZEICHNIS DER BENUTZTEN SYMBOLE

Lateinische Symbole:

Bezeichnung:	Einheit:	Erklärung:
A	[N]	Auftriebskraft
b	[m]	Flügelspannweite
C_A	[-]	Auftriebsbeiwert
C_a	[-]	lokaler Auftriebsbeiwert
C_{Amax}	[-]	Gesamtauftriebsbeiwert
C_M	[-]	Nickmomentenbeiwert
C_m	[-]	lokaler Nickmomentenbeiwert
C_p	[-]	Druckbeiwert
C_W	[-]	Widerstandsbeiwert
C_{Wi}	[-]	induzierter Widerstandsbeiwert
C_{Wmin}	[-]	minimaler Widerstandsbeiwert
D_{VG}	[mm]	Abstand zwischen zwei Wirbelgeneratorpaaren
d_{VG}	[mm]	Abstand zwischen zwei einzelnen Wirbelgeneratoren
F	[m ²]	Flügelfläche
G	[N]	Fluggewichtskraft
g	[m/s ²]	Erdbeschleunigung
h	[m]	Höhe der Messstrecke im Windkanal
h_{RSK}	[mm]	Öffnungshöhe der Rückstromklappe über dem Flügel
h_{Sp}	[m]	Spaltgröße zw. Hauptflügel und Spaltklappe (engl.: Gap)
h_{VG}	[mm]	Höhe des Wirbelgenerators
l_μ	[m]	Bezugsflügeltiefe
$l_{\mu flap}$	[m]	Flügeltiefe der Spaltklappe
l_{RSK1}	[m]	Tiefe der Rückstromklappe RSK1
l_{RSK2}	[m]	Tiefe der Rückstromklappe RSK2
l_{Sp}	[m]	Überlappung der Spaltklappe (engl.: Overlap)
l_{VG}	[mm]	Länge des Wirbelgenerators
m	[kg]	Flugzeugmasse
Mn	[Nm]	Nickmoment bezogen auf die 25% - Linie des Flügels
P_∞	[Pa]	statischer Umgebungsdruck
p_{dyn}	[Pa]	dynamischer Druck
P_{ges}	[Pa]	Gesamtdruck
Re	[-]	Reynoldszahl
R_{Luft}	[kJ/(Kg*°K)]	spezifische Gaskonstante für Luft

s	[m]	Halbspannweite
T	[°C bzw. K]	Temperatur
u_{∞}	[m/s]	Strömungsgeschwindigkeit
u_{stall}	[m/s]	Überziehgeschwindigkeit im Freiflug
v_{min}	[m/s]	Mindestfluggeschwindigkeit
W	[N]	Widerstandskraft
x_{VG}	[mm]	Abstand der Wirbelgeneratoren von der Flügelvorderkante
y_{VG}	[mm]	Abstand des Wirbelgenerators von der Seitenwand

Griechische Symbole:

α	[°]	Anstellwinkel
α_{CAmax}	[°]	Anstellwinkel bei dem C_{Amax} erreicht wird
α_{VG}	[°]	Anstellwinkel der Wirbelgeneratoren zur lokalen Anströmung
γ_{flap}	[°]	Spaltklappenwinkel
$\gamma_{wölb}$	[°]	Wölbklappenwinkel
ΔC_{Amax}	[-]	Änderung des Gesamtauftriebsbeiwertes
Δu_{∞}	[m/s]	Änderung der Geschwindigkeit
ε	[-]	Gleitzahl = C_A / C_W
ε_{max}	[-]	maximale Gleitzahl
Λ	[-]	Flügelstreckung
μ	[N*s/m ²]	dynamische Viskosität
ν	[m ² /s]	kinematische Zähigkeit
ρ	[Kg/m ³]	Luftsdichte
φ	[°]	Flügelpfeilung
φ_{VG}	[°]	Neigungswinkel des Wirbelgenerators relativ zum Flügel
ω	[1/s]	Wirbelstärke

1 Einführung

Die Deckfedern eines Vogels bestimmen das Flugverhalten im Bereich des höchsten Auftriebs ganz wesentlich. Sie begrenzen die Strömungsablösung am Flügel und verhindern bzw. verzögern dadurch einen plötzlichen Zusammenbruch des Auftriebs. Das wird durch die Behinderung der Rückströmung durch die Deckfedern erreicht.

Stand der Technik / Historie

Prof. Dr. Liebe, der auch den Grenzschichtzaun entwickelte, ist bereits Ende der dreißiger Jahre auf diese Eigenschaft der Deckfedern bei Vögeln aufmerksam geworden. Die Beobachtungen von Alpendohlen beim Flug im steilen Aufwind am Berghang machten ihn auf die teilweise aufgerichteten Deckfedern aufmerksam, die auf eine stark gestörte Strömung hindeuteten. Zur Prüfung dieser Vermutung wurde im Frühjahr 1939 bei Abkippsversuchen einer Me-109-E auf der Mitte der rechten Tragflügelseite ein ca. 12cm breiter und 15cm langer Lederlappen an seinem vorderen Rand installiert. Der Pilot berichtete von einem starken Rollmoment, das bei jedem Ziehen am Höhenruder (\Rightarrow Anstellwinkelvergrößerung) und zeitgleichem eigenständigen Öffnens des Lederlappens auftrat. Eine merkbare Vergrößerung des Auftriebs auf der Flügelseite mit dem Lederlappen war also nachweisbar. Erste Beschreibungen dieser Eigenschaften befinden sich in seinen Veröffentlichungen von 1953 [1] und 1979 [2].

1984 führte die Flugwissenschaftliche Vereinigung Aachen (FVA) Freiflugversuche mit „Rückstromklappen“ an einem Twin-Astir-Segelflugzeug durch. In einem Artikel des Aerokuriers [3] ist die Untersuchung beschrieben: „Mit einer über die gesamte Spannweite bis zu den Querrudern auf der Flügeloberseite, kurz vor der Hinterkante angebrachten Klappe aus leichtem Kunststoff, die über ein Scharnier um ihre Vorderkante (in Flugrichtung gesehen) drehbar ist, sollten die Langsamflugeleistungen verbessert werden.“ Direkte Flugleistungsvermessungen sind zwar angedacht worden, aber meines Wissens nach nicht realisiert bzw. nicht veröffentlicht worden. Eines ist jedoch aus den Flugversuchen sicher festzuhalten: „Die Flugeigenschaften beim Überziehvorgang sind mit Klappen besser als ohne, der Twin-Astir tendiert nicht mehr zu Taumel- und Schwimmbewegungen, wenn die Strömung teilweise abgerissen ist.“

Parallelen zur Natur / Vogelfeder

Interessant ist, dass bei den Deckfedern des Vogelflügels einige Aspekte des Federaufbaus offenbar besonders wichtig sind, denen aber bisher keine besondere Bedeutung beigemessen wurde. Es war bis zu den Ergebnissen der Arbeiten [4], [5] und [9] unklar, welche Bedeutung die Porosität der Federn haben könnte. W. Müller und G. Patone zeigten in Messungen [10]

die unterschiedlichen Luftdurchlässigkeiten von Federn aus verschiedenen Flügelbereichen des Turmfalken. Dass darüber hinaus noch die sehr dünnen und weichen Enden der Federn eine aerodynamische Bedeutung haben, ist besonders überraschend. Außerdem legen die Untersuchungen nahe, dass die Flügeldeckfedern mit ihren Federschäften weich bzw. gelenkig aufgehängt sein könnten; möglicherweise mit einer Nichtlinearität in der Einspannung, die wie ein Anschlag gegen Überschlagen nach vorne wirkt. Zumindest ist ein solches Überschlagen meines Wissens bisher nicht beobachtet worden. Dass die Flügeldeckfedern ein wirksames Hochauftriebssystem darstellen, das einen plötzlichen Strömungsabriss verzögert, steht jedoch außer Zweifel.

Eigene Untersuchungen mit Rückstromklappen

Die ersten eigenen Untersuchungen zu diesem Thema führte ich zusammen mit Dr. Bechert und W. Hage (vom DLR-Berlin) in den Jahren 1994 bis 1997 im Rahmen eines vom BMBF geförderten Bionik-Pilotprojektes durch [4], [5], [6]. Das DLR hatte die Aufgabe, künstliche Deckfedern an einem Laminarprofil des Motorseglers Stemme S-10 zu entwickeln, zu vermessen und zu optimieren, um abschließend Freiflugversuche durchzuführen. Als Forschungspartner sind das Institut für Bionik der TU-Berlin [9], [10] und die Flugzeugfirma Stemme [11] beteiligt gewesen. Die Messungen sind im großen Windkanal (Anhang 10.1) des Hermann-Föttinger Institutes (HFI) der TU-Berlin mit Hilfe einer 6-Komponenten-Windkanalwaage (Anhang 10.2) durchgeführt worden. Die direkte Kraftmessung erlaubt Messungen auch bei sehr hohen Anstellwinkeln α , bei denen sonst oft übliche Nachlaufmessungen nicht mehr zuverlässig sind. Somit konnte das Verhalten eines Tragflügels im Hochauftriebsbereich besonders gut untersucht werden.

Das Ziel dabei war, Experimente mit einer Original-Flügelsektion (Flügeltiefe $\approx 0,83\text{m}$) des Motorseglers STEMME S10 auszuführen, bei den interessierenden Geschwindigkeiten des Landeanflugs. Dadurch werden identische Strömungsbedingungen (gleiche Reynolds-Zahl) erreicht, und die Dynamik der Rückstromklappen entspricht ebenfalls den in der Praxis auftretenden Bedingungen. Ein Nachteil des großen Originalflügels ist jedoch eine nicht zu verachtende Verblockung des Windkanals bei hohen Anstellwinkeln. Das bedingt relativ hohe Windkanalkorrekturen (Anhang 10.4) der gemessenen Daten. Dies beeinflusst jedoch nicht den zuverlässigen Nachweis der Wirksamkeit der Rückstromklappen. Der gefundene Effekt ist übrigens überraschend groß und wird außerdem jeweils durch Vergleich mit dem "nackten" Referenzflügel (ohne Rückstromklappen) abgesichert. In späteren Untersuchungen ist ein zweiter Messflügel mit einer geringeren Flügeltiefe von $0,5\text{m}$ zum Einsatz gekommen, um die Windkanalkorrekturen deutlich kleiner zu halten und die Kanalkorrektur zu verifizieren.

Für den erfolgreichen Verlauf der Experimente war entscheidend, dass eine leichte und schnelle Anstellwinkelverstellung des Flügels möglich ist. Nur dadurch konnten abweichende

Auftriebsverläufe bei zunehmendem und abnehmendem Anstellwinkel (Hysteresis) erkannt werden. Solche Abweichungen treten oft im Bereich der Strömungsablösung von Flügeln auf. Gerade die Kenntnis solcher Eigenschaften ist für die Flugsicherheit im Hochauftriebsbereich wichtig. Ein weiterer Vorteil der schnellen Anstellwinkelverstellung zusammen mit direkten Kraftmessungen am Flügel bestand darin, dass eine Vielzahl von Klappenkonfigurationen in kürzester Zeit getestet werden konnte. Unterstützt durch eine schnelle grafische Ausgabe der Versuchsdaten war so eine gute Übersicht über die Ergebnisse und ein schneller Vergleich im Hinblick auf Verbesserungen möglich.

Weiterführende Untersuchungen von Rückstromklappen

Die Untersuchungen von Rückstromklappen wurden teilweise von unserer Forschungsgruppe am HFI und DLR in den Jahren 1998 und 1999 in zwei anschließenden Projekten weitergeführt:

Im Rahmen des BMBF Technologieprogramms Hochauftriebskonfigurationen (HAK) wurden in einem Unterauftrag der Daimler-Chrysler Aerospace Airbus an das Hermann-Föttinger-Institut der TU-Berlin unter anderem Rückstromklappen zur Beeinflussung von Strömungsablösungen an einem 3D-Halbmodell mit Landeklappenkonfiguration untersucht [7]. Die Versuche wurden von mir zusammen mit Dr. Bechert im Windkanal des HFI an der TU-Berlin durchgeführt.

In einem weiteren Projekt wurden Rückstromklappen unter transsonischen Strömungsverhältnissen untersucht [8]. Konzipiert und vorbereitet wurden die Experimente von Dr. Bechert und W. Hage. Die Versuche wurden in Zusammenarbeit mit Dr. Stanewsky vom DLR-Göttingen im Transsonischen Windkanal Göttingen an dem Transsonik-Profil Cast-10 durchgeführt, an denen ich ebenfalls mit beteiligt gewesen bin.

Im Rahmen des Sonderforschungsbereichs SFB557 „Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen“ finden derzeit an der Technischen Universität Berlin in zwei Teilprojekten Untersuchungen zu Rückstromklappen (beweglichen Klappen) statt.

Im *Teilprojekt A1*, in dem ich mitarbeite, werden verschiedene Ansätze zur Vermeidung von Strömungsablösungen durch Turbulenzbeeinflussung experimentell untersucht. Rückstromklappen werden auf deren Einsatzmöglichkeit hin untersucht und mit Wirbelgeneratoren im Hinblick auf deren auftriebserhöhende Wirkung verglichen [12].

Parallel hierzu werden vom *Teilprojekt A2* numerische Untersuchungen zu diesem Thema durchgeführt. Ein direkter Vergleich zu den experimentellen Daten ist gewährleistet, da die selben Profil- und Klappenkonfigurationen verwendet werden [13], [14].

2 Beschreibung der Versuchseinrichtung

2.1 Anforderungen

Es galt ein Trägersystem zu konstruieren, welches die Flügelkräfte des in der Kanalmitte angeordneten Flügelsegmentes auf die unter dem Kanal angeordnete Waage überträgt. Es sollten keine eigenen Luftlasten auf dieses Trägersystem angreifen können, um keine zusätzlichen Kraftkomponenten zu erhalten. Der Flügel sollte über einen Schrittmotor automatisch im Anstellwinkel verstellbar sein.

2.2 Allgemeiner Aufbau der Versuchseinrichtung im Windkanal

Der Messflügel (Spannweite 1,4m bzw. später 1,55m) ist in der Testsektion des Windkanals über eine Achse an einem U-förmigen Träger drehbar gelagert befestigt (Bild 1). Der U-Träger wird direkt auf die 6-Komponenten-Waage aufgeschraubt. Die Achse des Flügels ist über zwei Schneckengetriebe (Gesamtübersetzung 820:1), die das hohe Nickmoment des Messflügels herabsetzen, mit einem Schrittmotor verbunden. Der U-Träger ragt durch den Windkanalboden in den Messquerschnitt hinein, so dass der Flügel waagrecht und mittig angeordnet ist. Um nicht den schädlichen Widerstand des U-Trägers, sowie einen hohen induzierten Widerstand des Flügels und somit auch eine 3-dimensionale Auftriebsverteilung über die Flügelspannweite zu erhalten, sind die senkrechten Streben des U-Trägers durch Zwischenwände berührungsfrei verkleidet.

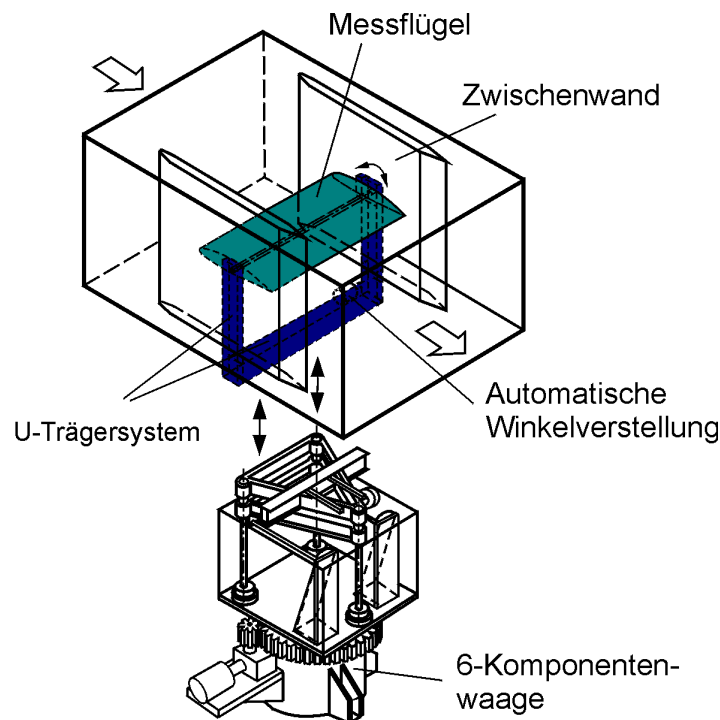


Bild 1: Versuchstand bzw. Windkanalsegment (-box) mit 6-Komponentenkraftwaage

Der Flügel ist ebenfalls berührungsfrei zwischen den Zwischenwänden drehbar aufgehängt. Eine vorläufige Spaltbreite von 2 mm zwischen Flügel und Wand ist für die Justierung beim Flügeleinbau notwendig, erzeugt aber immer noch einen nicht unerheblichen zusätzlichen Widerstand (Anhang 10.5). Mit Hilfe von dünnen transparenten Klebestreifen wird der Spaltabstand auf ca. 0,1mm reduziert. Durch diese Anordnung ist es möglich, annähernd zwei-dimensionale Strömungsverhältnisse über die Flügelspannweite zu erhalten. Wie die spätere Sichtbarmachung noch zeigen wird, liegt über dem gesamten Anstellwinkelbereich ein nahezu zwei-dimensionales Strömungsverhalten in Bezug auf laminar / turbulenten Umschlag und Strömungsabriss vor. Der induzierte Widerstand wird so zu einem großen Anteil eliminiert. Es verbleibt nur der Einfluss der turbulenten Wandgrenzschicht, der bei dem Laminarprofil HQ-41 im Flügel-/Wandübergang in einem Turbulenzkeil bewirkt und so den C_{wmin} -Wert etwas anhebt. Um Untersuchungen mit Rückstromklappen durchzuführen, wurde ein Versuchsaufbau entwickelt, mit dem in ca. 5 Minuten der komplette Anstellwinkelbereich der Polare durchgefahren werden kann. Es werden dabei die jeweiligen angreifenden Kräfte und Momente gemessen. Es ist so binnen kurzer Zeit eine Vielzahl von Variationen der Rückstromklappen messtechnisch erfaßbar und auswertbar.

2.3 Konstruktion

Entwurf und Auslegung des Trägersystems

Bei der Dimensionierung des Trägersystems galt es, die entstehenden Luftlasten möglichst biegesteif auf die Waage zu übertragen. Dem stand eine möglichst dünne Baudicke der senkrechten Träger, die ja mit den Zwischenwänden aerodynamisch verkleidet werden sollten, gegenüber. Bei der Auslegung des waagerechten Trägers war vor allem eine einschränkende Bauhöhe sowie eine hohe Verwindungssteifigkeit zu berücksichtigen. In Bild 3 ist der U-förmige Träger im Detail abgebildet. Die beiden Vierkantzapfen dienen der Befestigung des Flügels. Sie ragen aus den Zwischenwänden, die der Verkleidung dienen, heraus. Der rechte Zapfen ist mit einem Pendelkugellager in einem der senkrechten Träger gelagert. Der linke Zapfen (Bild 2) ist mit einem Schneckenrad verbunden, das im linken senkrechten Träger gelagert ist. Dieses Schneckengetriebe ist über eine Welle und ein zweites Getriebe mit einem Schrittmotor verbunden, der die Anstellwinkelverstellung steuert. Beide Zapfen übertragen zu gleichen Anteilen die Auftriebs- und Widerstandskraft des Flügels auf die senkrechten Träger. Der Zapfen mit dem Getriebe überträgt zusätzlich das gesamte Nickmoment über den linken Träger auf die Windkanalwaage. Der waagerechte Träger ist über Flanschanschlüsse mit den senkrechten Trägern verbunden und wird direkt auf den Stützrahmen der Windkanalwaage festgeschraubt (siehe auch Anhang 10.2, Bild 81)



Bild 2: Oberes Getriebe mit Zapfen zur Flügelbefestigung

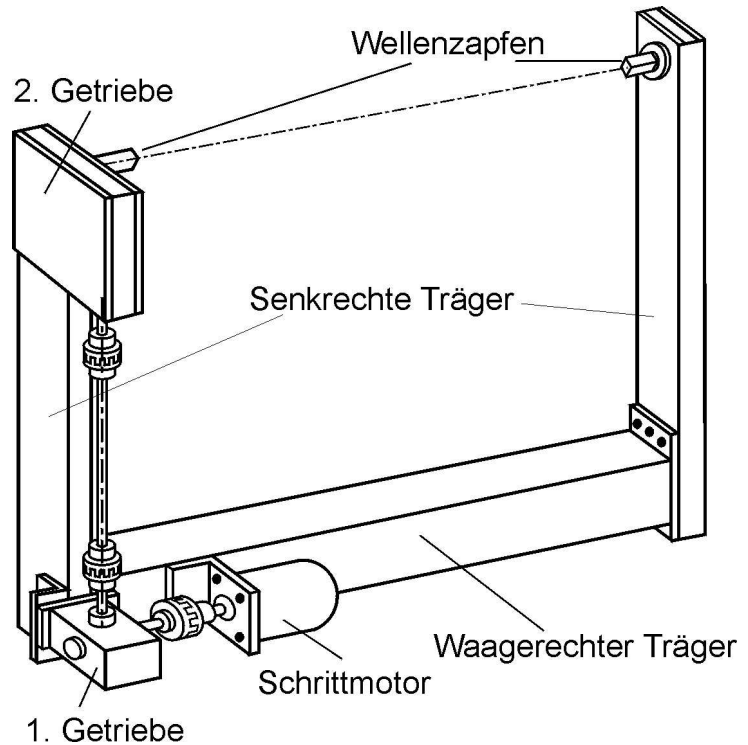


Bild 3: U-Trägersystem mit Schrittmotor und doppeltem Getriebe zur Anstellwinkelverstellung

Die folgende Abschätzung der auftretenden Luftlasten ist Grundlage für die Dimensionierung des Trägersystems:

Das Flügelsegment hat als mittlere Flügeltiefe $l_\mu = 0,8335$ m. Bei einer Spannweite von $b = 1,4$ m beträgt die Flügelfläche $F = 1,1669$ m². Da auch Untersuchungen mit einer Wölbklappe durchgeführt werden sollten, wurden die folgenden aerodynamischen Beiwerte als Maximum zugrunde gelegt.: $C_A = +2,3$; $C_W = +1,2$; $C_M = -0,5$

Aus den Beiwerten, der Flügelfläche F , der Flügeltiefe l_μ , der Luftdichte ρ sowie der maximalen Strömungsgeschwindigkeit $u_\infty = 40$ m/s lassen sich die voraussichtlich angreifenden Luftlasten berechnen.

$$\text{Auftrieb: } A = C_A * F * \frac{\rho}{2} * u_{00}^2 \quad \Rightarrow \quad A = 2602 \text{ N}$$

$$\text{Widerstand: } W = C_W * F * \frac{\rho}{2} * u_{00}^2 \quad \Rightarrow \quad W = 1357 \text{ N}$$

Nickmoment in der 25% Linie:

$$M_n = C_M * F * l_\mu * \frac{\rho}{2} * u_{00}^2 \quad \Rightarrow \quad M_n = -472 \text{ Nm}$$

Für die zuvor abgeschätzten maximal auftretenden Luftlasten sind in der folgenden Auflistung jeweils die kritischen Bauteile, ein kurzer Hinweis zum Berechnungsverfahren und die endgültigen Abmaße genannt. Auf eine ausführliche Darstellung der Berechnungsverfahren möchte ich an dieser Stelle verzichten und auf die in der Konstruktionslehre üblichen Verfahren verweisen [16].

- *Wellenzapfen Durchmesser:*

Für das auftretende Vergleichsmoment aus Biege- und Torsionsmoment.

⇒ Durchmesser = 40mm

- *Senkrechter Träger:*

Abmaße (Breite, Tiefe, Wandstärke) für Vergleichsmoment (aus Biegung und Torsion) und maximale Durchbiegung.

⇒ Querschnitt: 100mm x 40 mm, Wandstärke = 4mm. (Material: Aluminium)

- *Waagerechter Träger:*

Abmaße (Breite, Tiefe, Wandstärke) für Vergleichsmoment (Biege und Torsion) und maximale Durchbiegung und Verdrehung.

⇒ Querschnitt: 120mm x 80 mm, Wandstärke = 4mm. (Material: ST-37 Stahl)

- *Gesamt-Durchbiegung des Trägersystems*

⇒ kleiner als 4mm bei maximaler Last.

- *Kugellager der Flügellagerung.*

- *Schraubverbindungen* an Getriebe, senkrechtem und waagerechtem Träger.

- *Getriebeauslegung für Schrittmotor:*

⇒ Übersetzung 820:1 und Lagerauslegung für maximales Nickmoment.

- Einhaltung der maximal zulässigen Windkanalwaagen-Lasten.

Messdatenerfassung

Die gesamte Messdatenerfassung und Versuchssteuerung wird mit einem Computer (PC) durchgeführt. Die 6-Komponentenkraftwaage liefert Spannungssignale, die über 6 Voltmeter in den PC-Rechner eingelesen und zu Kräften und Momenten mit Hilfe der Kalibriermatrix umgerechnet werden. Neben der Messung der Luftlasten wird der Schrittmotor zur Anstellwinkelverstellung gesteuert, sowie die Anströmgeschwindigkeit u_∞ und die Lufttemperatur gemessen. Aus diesen Daten lassen sich nun die aerodynamischen Beiwerte für Auftrieb C_A , Widerstand C_W und Nickmoment C_M berechnen und schon während der Messung für den jeweiligen Anstellwinkel grafisch in den üblichen Polarendiagrammen auf dem Monitor darstellen. Parallel werden alle ermittelten Daten auf der Festplatte des Computers abgespeichert und lassen sich so später auswerten.

Verwendete Messflügel

Für Untersuchungen von Rückstromklappen kamen insgesamt zwei Messflügel zum Einsatz. Beide Flügel haben trotz unterschiedlicher Profilbezeichnungen eine sehr ähnliche Form und daher vergleichbare Profileigenschaften. Es handelt sich um die Laminarprofile HQ-41 und HQ-17, die von K. H. Horstmann und A. Quast (vom DLR-Braunschweig) entwickelt wurden. Die beiden Flügel unterscheiden sich jedoch in der Flügeltiefe l_μ . Zu Beginn der Untersuchungen galt es, ein Original-Flügelsegment vom Außenflügel des Motorseglers S-10 der Firma Stemme für die Messungen zu verwenden. Die mittlere Flügeltiefe l_μ dieses Flügels beträgt 0,8335 m. Hier war es entscheidend, möglichst hohe Reynolds-Zahlen (max. $2,2 \times 10^6$) zu erreichen, da im Hinblick auf die Freiflugversuche mit Rückstromklappen die echten Lande- und Startgeschwindigkeiten simuliert werden sollten. Bei hohen Anstellwinkeln mit diesem Flügel im Windkanal sind aufgrund von Verblockungseffekten große Windkanalwandkorrekturen (Anhang 10.4) notwendig. Um diese Korrekturen zu verifizieren, ist zu einem späteren Zeitpunkt ein zweiter Messflügel mit einer Flügeltiefe von $l_\mu = 0,5$ m zum Einsatz gekommen. Neben den erheblich geringeren Windkanalwandkorrekturen bot der zweite Flügel zusätzlich die Möglichkeit von Druckverteilungsmessungen. Hieraus ergab sich ein klareres Bild über die Funktionsweise der Rückstromklappen.

HQ-41 Messflügel; Flügeltiefe $l_\mu = 0.8335$ m

Dieser Flügel hat als ehemaliges Teil eines Original-Flügelsegmentes des Motorflugzeuges Stemme S-10 eine geringe Zuspitzung mit einer Flügeltiefe von 0,8m auf der linken und 0,867m auf der rechten Seite. Daraus ergibt sich eine mittlere Flügeltiefe von $l_\mu = 0,8335$ m. Die Spannweite beträgt $b = 1,4$ m. Die Flügelfläche entsprechend $F = 1,169 \text{ m}^2$. Die Flügelstreckung beträgt $\Lambda = 1,67$. Der Flügel hat eine Wölbklappe mit einer Klappentiefe von 14,5 % l_μ .



Bild 4: HQ-41-Flügel mit Wölbklappe

Der Flügel ist in der im Flugzeugbau üblichen Sandwichbauweise aufgebaut. Bild 4 zeigt den Flügelquerschnitt mit den zusätzlichen Einbauten, die der Befestigung an unserem Trägersystem im Windkanal dienen. An der Flügelhinterseite ist die Wölbklappe mit der Klappenverstellung zu erkennen. In der Mitte zwischen den Flügelschalen ist ein Kohlefaserholm angeordnet. Um nun diesen Flügel an unseren Versuchsaufbau anzubinden, ist ein Stahlrohr mit einer Holzverschalung in den Flügel eingeklebt worden. Hierbei wurde ein direkter Verbund mit dem Kohlefaserholm sichergestellt. Das Stahlrohr ist kürzer als die gesamte Spannweite des Flügels. An den Rohrenden befindet sich jeweils ein Stahlzapfen, mit einem freistehenden Vierkant. Auf der Unterseite des Flügels sind Öffnungen, so dass der Flügel auf die aus den Trennwänden herausragenden Stahlzapfen abgelassen werden kann. Über eine prismenartige Klemmvorrichtung werden die beide Vierkantzapfen des Flügels und des U-Trägersystems miteinander verbunden. Die Öffnungen auf der Profilunterseite lassen sich anschließend durch profilbündige Abdeckungen verschließen.

HQ-17-Messflügel; Flügeltiefe $l_\mu = 0.5 \text{ m}$

Dieser Messflügel hat eine konstante Flügeltiefe von $l_\mu = 0,5 \text{ m}$. Die Spannweite wurde gegenüber dem anderen Flügel auf $b = 1,55 \text{ m}$ vergrößert. Somit ließ sich zusätzlich die Streckung auf $\Lambda = 3,1$ vergrößern, was der Zweidimensionalität der Strömungsverhältnisse entgegen kommt. Die Flügelfläche beträgt $F = 0,775 \text{ m}^2$. Als Profil für den zweiten Messflügel wurde das HQ-17 gewählt, da hierzu Vergleichsmessungen der TU-Delft [30] und der Universität-Stuttgart [28] existierten. Die Profile HQ-41 und HQ-17 haben eine identische Oberseite und nur geringe Unterschiede auf der Unterseite. Beim Bau des Flügels wurde die Möglichkeit, in einem mittleren Profilschnitt Druckverteilungen messen zu können, berücksichtigt. So können später direkte Vergleiche zu den Kraftmessungen mit der Windkanalwaage gezogen werden. Auf die Wölbklappe wurde verzichtet, da das Verhalten von Rückstromklappen und Wölbklappenausschlägen mit dem größeren Messflügel (HQ-41) untersucht werden kann. Die Anbindung über zwei Vierkantzapfen ist mit dem anderen Versuchsflügel identisch. Im Flügel sind über einem mittleren Profilumfang 86 Druckröhrchen unmittelbar unter der Profiloberfläche angeordnet, die durch die Flügelschalen hindurch angebohrt wurden. Das jeweils andere Rohrende ist über einen Schlauch mit



Bild 5: Messflügel HQ-17 mit Druckbohrungen.

einem Scanivalve verbunden, das im Messbetrieb nacheinander die einzelnen Druckbohrungen mit dem Druckwandler verbindet. Druckverteilungsmessungen mit einer seriellen Messwerterfassung sind im Vergleich zu Kraftmessungen erheblich zeitaufwändiger. Sie bieten uns aber für ausgewählte Konfigurationen ein besseres Verständnis der physikalischen Mechanismen an den einzelnen Profiltiefen der jeweiligen Druckbohrungen.

2.4 Randbedingungen von Windkanalmessungen

Übersicht

Um erfolgreich im Windkanal Messungen durchführen zu können, galt es einige wesentliche messtechnische Aspekte zu berücksichtigen. Für die Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte ist die korrekte Messung der Anströmgeschwindigkeit u_∞ notwendig. Eine entsprechende Messprozedur wurde entwickelt, die die Abweichung in Folge der Trennwandumströmung (Bypass) berücksichtigt (Anhang 10.3). Die geschlossene Messstrecke des Windkanals verursacht eine Reihe von zusätzlichen Einflüssen. Die Boden- und Deckwandung des Kanals führt zu einer Einschnürung der Stromlinien, die die Messdaten für einen Vergleich mit einer Anströmung in der freien Atmosphäre verfälscht. Durch ein Korrekturverfahren wird nach jeder Messung diesem Einfluss Rechnung getragen. Die verwendeten Windkanal-Wandkorrekturen basieren auf den 2-D Verfahren nach Pope & Harper [34] bzw. Rae & Pope [35] und sind im Anhang 10.4 beschrieben. Weitere Quellen zu diesem Thema sind [33] und [36]. Die 2-D Windkanalwandkorrekturen hängen im wesentlichen von dem Quadrat des Verhältnisses der Flügeltiefe l_μ zur Kanalhöhe h ab $\left(\frac{l_\mu}{h}\right)^2$.

So hat die Verringerung der Flügeltiefe von 0,8335 m auf 0,5 m bei hohen Anstellwinkeln eine Reduzierung der Korrekturen von 11% auf 4% zur Folge. Mit dem kleineren Messflügel HQ-17 mit einer Flügeltiefe von 0,5m ließ sich dies bestätigen. Das 2-D-Verfahren hat sich als sehr zuverlässig und geeignet erwiesen, trotz der für den großen Flügel hohen Korrekturen. Die korrigierten Messdaten beider Flügeltiefen stimmen gut mit den Referenzdaten aus Delft und Stuttgart überein, wie in Abschnitt 3.2 noch eingehend gezeigt wird. Weitere Kanaleinflüsse treten im Flügel/ Seitenwandbereich auf. Da der Messflügel für die Anstellwinkelverstellung drehbar gelagert und zusätzlich berührungsfrei zur Zwischenwand ist, treten hier Spalteffekte auf. Durch eine simple Methode wird die Spaltbreite auf 0,1 mm reduziert und der Spalteinfluss erheblich gesenkt (Anhang 10.5).

Der zweite Einfluss kommt von der turbulenten Grenzschicht der Seitenwand. Der Flügelwiderstand ist etwas höher als der mit Nachlaufmessungen im ungestörten Bereich gemessene Profilwiderstand, da an jedem Flügelende ein Turbulenzkeil, von der Seitenwand induziert, vorliegt. Diese turbulente Wandgrenzschicht führt zu vorzeitigen Ablösungen im hinteren Flügelbereich in Seitenwandnähe bei Anstellwinkeln größer als -2° . Mit Eintreten dieser Ablösungen ist neben einer Vergrößerung des Widerstandes vor allem eine

Abweichung von zweidimensionalen Strömungsverhältnissen verbunden. Durch die Anordnung von zwei Wirbelgeneratoren (engl. Vortex Generators) ist es jedoch möglich geworden, die vorzeitigen Ablösungen vollständig zu verhindern und eine Nettoerduzierung des Widerstandes um bis zu 9% gegenüber den Messungen ohne Wirbelgeneratoren zu erreichen (Anhang 10.6). Diese Voruntersuchungen sind von Strömungssichtbarmachungen begleitet worden. Durch die übliche Anstrichtechnik mit einem Öl-TiO₂-Gemisch wurden die zuerst auftretenden, vorzeitigen Ablösungen lokalisiert und die Positionierung der Wirbelgeneratoren optimiert. Anschließende Anstrichbilder machen die gute Zweidimensionalität der Strömungsverhältnisse des Versuchstandes, bezüglich des laminar/turbulenten Umschlags und des Verhaltens der Strömungsbilösungen, deutlich. Die aus anderen Windkanalmessungen bekannten laminaren Lauflängen des Profils HQ-41 und HQ-17 konnten in dem Windkanal des HFI erreicht werden, was eine ausreichend turbulenzarme Anströmung für die Untersuchung von Laminarprofilen charakterisiert.

Flügel-Wand-Interferenz am Profilprüfstand

Strömungssichtbarmachungen ohne Wirbelgeneratoren

Um die 2-D-Qualität des Versuchstandes nachzuprüfen, wurden Öl-TiO₂-Anstrichbilder von der Flügeloberfläche für verschiedene Anstellwinkel erstellt. Hierzu wurde der Messflügel mit einer schwarzen Folie beklebt, auf die anschließend das weiße Anstrichgemisch aus Öl-TiO₂ aufgebracht wurde. Wird nun der Windkanal angestellt, so stellt sich auf der Oberfläche ein

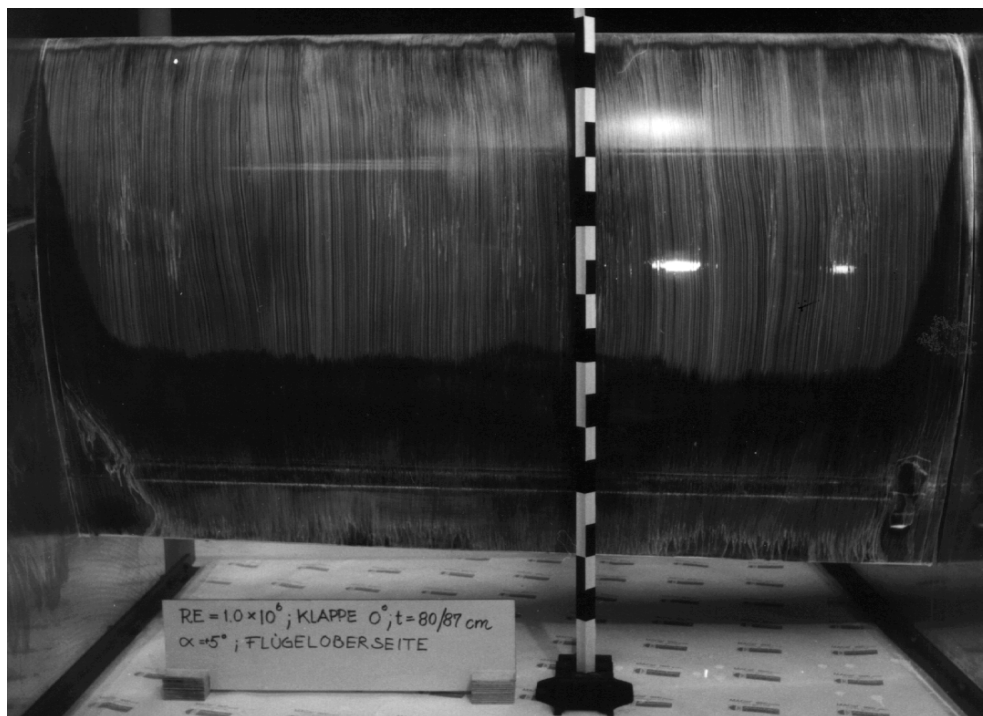


Bild 6: Anstrichbild der Flügeloberseite **ohne** Wirbelgeneratoren;
 $\alpha = +5^\circ$; $Re = 1,0 \times 10^6$

Lagerung des Messflügels musste gewährleistet werden. Als einfache und zugleich effektive Lösung stellte sich ein einzelner Wirbelgenerator (Vane Type Vortex Generator), auf dem Flügel in Wandnähe vor dem Ablösegebiet angeordnet, heraus (Bild 8 und Bild 9). Die genaue Anordnung der Wirbelgeneratoren auf dem Messflügel ist im Anhang 10.6 beschrieben.

Wirkungsweise des Wirbelgenerators im Flügel/Wandbereich

Zwei Mechanismen machen den Wirbelgenerator an dieser Stelle so erfolgreich (Bild 10).

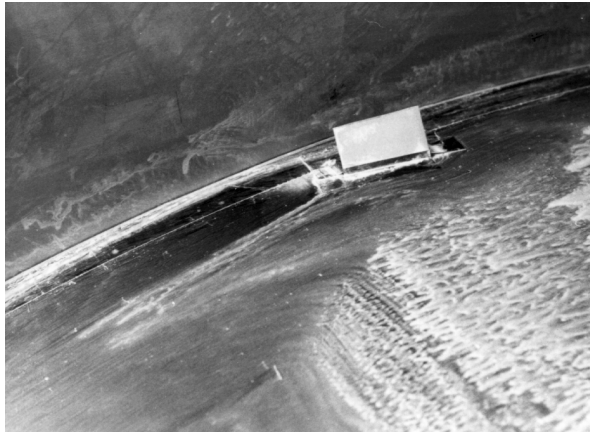


Bild 8: Wirbelgenerator im Wandbereich
(Seitenansicht)

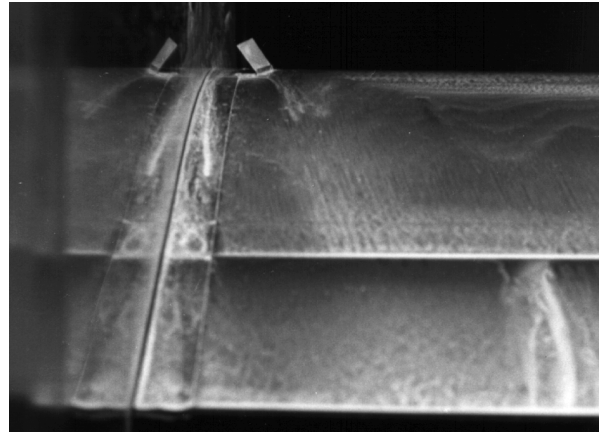


Bild 9: Wirbelgenerator im Wandbereich
(Rückansicht)

Zum einen bewirkt seine Neigung und sein Anstellwinkel eine Art Düsenströmung, die direkt in den Eckenbereich hinein wirkt. Zum anderen schält an dem freien Ende des Wirbelgenerators ein Längswirbel ab, der eine Sekundärströmung auf der Oberfläche des Hauptflügels hin zur Wand erzeugt. Diese schiebt den abgelösten Bereich förmlich an die Wand. Der Längswirbel entsteht durch den Anstellwinkel der Fläche des Wirbelgenerators zur lokalen Anströmung und ist dem Randwirbel eines Flügels vergleichbar. Beide Mechanismen bewirken, dass energiereiches Fluid aus der Außenströmung in den Eckenbereich strömt und den positiven Druckgradienten ohne Ablösung überwinden kann.

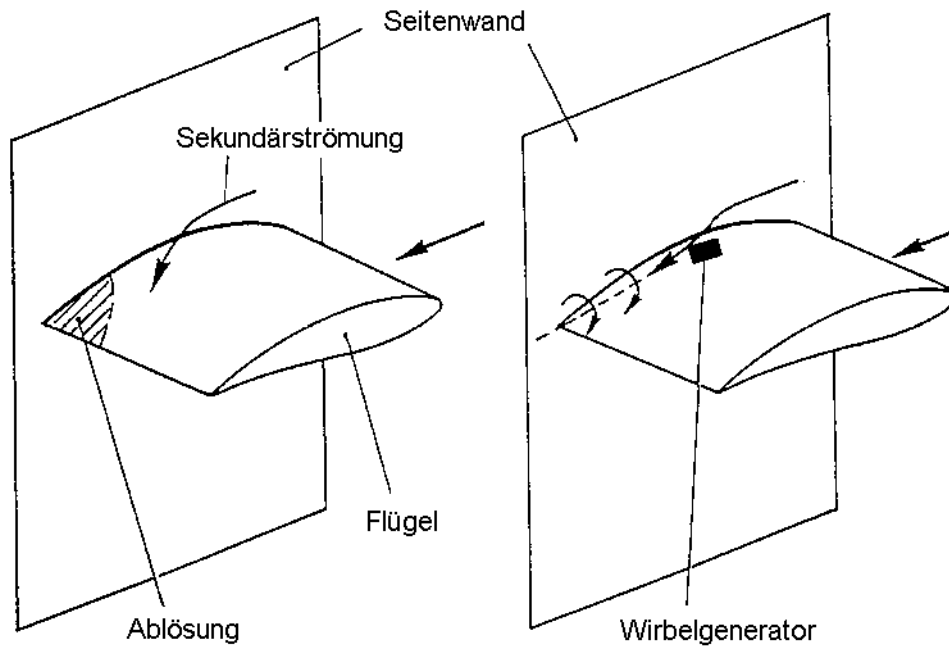


Bild 10: Funktionsweise des Wirbelgenerators im Flügel/Wandbereich

Strömungssichtbarmachungen vom Flügel mit Wirbelgeneratoren

Durch eine weitere Serie von Strömungssichtbarmachungen konnte nun auch vom Strömungsverlauf her dokumentiert werden, dass die vorzeitige Ablösung in dem Flügel/Wandübergang komplett über den gesamten Anstellwinkelbereich verhindert wird (Bild 11 und Bild 12). Die Transitions- und Ablöselinie verläuft über die gesamte Spannweite parallel zur Vorderkante und macht die gute Zweidimensionalität des Versuchstandes deutlich, abgesehen von den Turbulenzkeilen der Seitenwandgrenzschicht (Bild 13). In Kauf nehmen muss man allerdings bei dieser Lösung, dass die turbulente Grenzschicht der Wand auch in eigentlich laminare Bereiche des Flügels ausstrahlt. D.h. bei diesem Versuchsstand ist durch diese turbulenten Randbereiche der Widerstand etwas höher als bei vergleichbaren 2D-Profilmessungen in anderen Windkanälen, bei denen der Widerstand über Nachlaufmessungen im ungestörten mittleren Bereich des Messquerschnittes ermittelt wird. Bei kleineren Flügeln wird dieser Unterschied durch die höhere Streckung bei gleicher Spannweite zunehmend kleiner. Für die Untersuchung der Rückstromklappen ist das allerdings unerheblich, da ein unmittelbarer Vergleich mit einer Messung ohne Rückstromklappe deren Wirksamkeit deutlich macht.

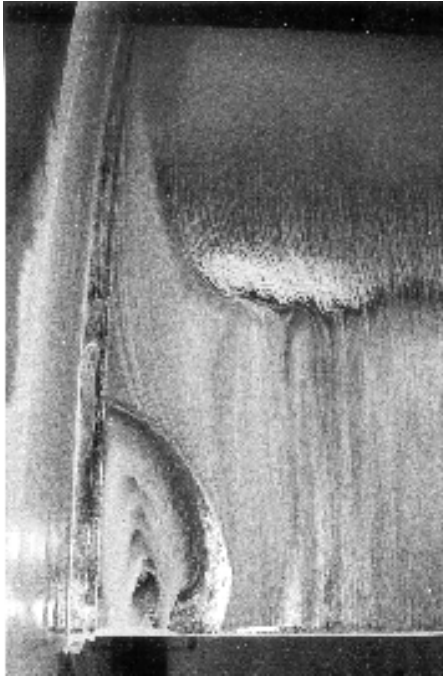


Bild 11: $\alpha = +5^\circ$; $Re = 1,0 \times 10^6$;
Ohne Wirbelgenerator
 Eckenablösung!

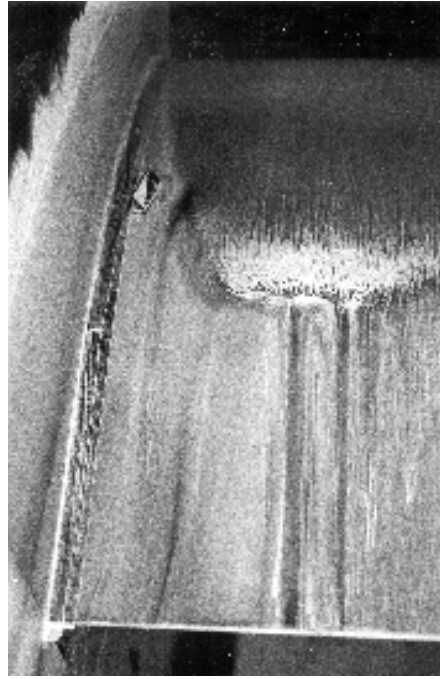


Bild 12: $\alpha = +5^\circ$; $Re = 1,0 \times 10^6$;
Mit Wirbelgenerator
 Keine Eckenablösung!

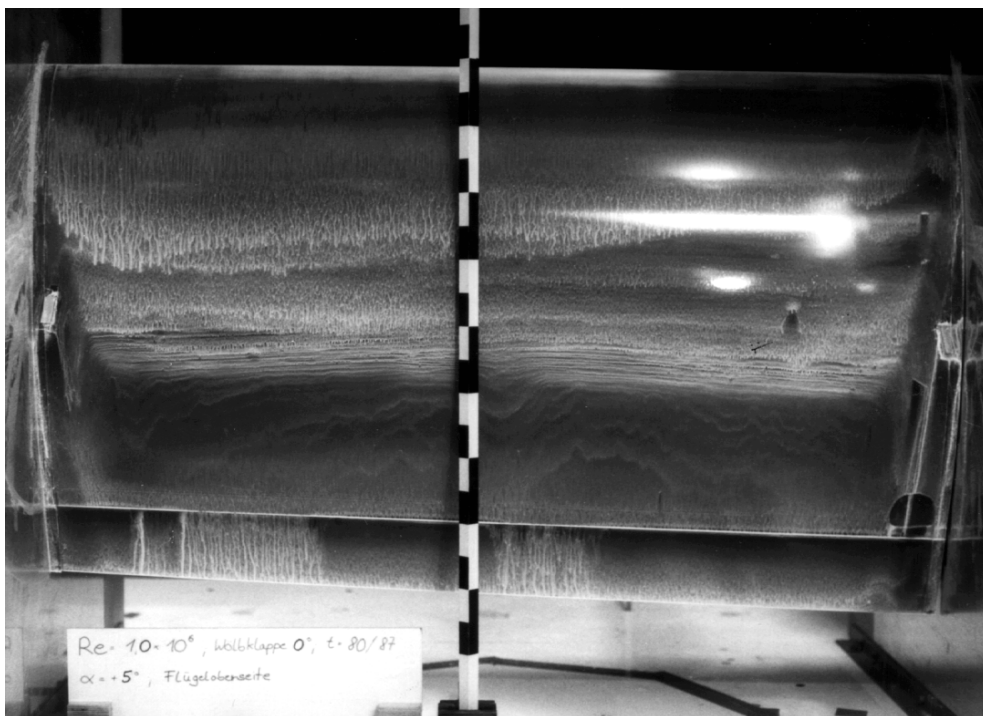


Bild 13: Anstrichbild der HQ-41 Flügeloberseite **mit** Wirbelgeneratoren;
 $\alpha = +5^\circ$, $Re = 1,0 \times 10^6$

Auswirkung von Spaltbreite und Wirbelgeneratoren auf die Profilpolaren.

Abschließend zu diesem Kapitel soll dargestellt werden, wie sich die Verbesserungen auf die Profilpolaren auswirken. Bild 14 zeigt Ergebnisse der Kraftmessung und greift dem folgenden Abschnitt 3 etwas voraus. Dargestellt sind Messungen mit dem HQ-17 Flügel bei zwei verschiedenen Spaltbreiten, sowie ohne und mit Wirbelgeneratoren in den Ecken. Die Reynolds-Zahl betrug $1,0 \times 10^6$. In dem Diagramm sind auf der rechten Seite die Beiwerte von Auftrieb C_A und Nickmoment C_M über dem Anstellwinkel α aufgetragen. Der Nickmomentenbeiwert C_M wird immer auf die 25% Linie der Flügelsehne bezogen. In einigen folgenden Diagrammen wird er deshalb auch mit $C_{M0,25}$ bezeichnet, ist aber identisch mit C_M . Auf der linken Seite ist die sogenannte Widerstandspolare abgebildet. Hier ist der Auftriebsbeiwert C_A über dem Widerstandsbeiwert C_W aufgetragen. Die Polaren sind in der Regel für die Anstellwinkel -10° bis $+25^\circ$ und anschließend wieder zurück zu -10° durchgeführt worden, um Hysterese-Erscheinungen aufzudecken. In den Diagrammen sind entsprechend die Kurven mit Hin- und Rückweg dargestellt.

Für den auf 0,1mm reduzierten Spalt ergibt sich über dem gesamten Anstellwinkelbereich eine deutliche Senkung des Widerstandes, eine leichte Steigerung des Auftriebs und somit auch eine beachtliche Steigerung der Gleitzahl (Bild 14). Je nach Anstellwinkel beträgt die

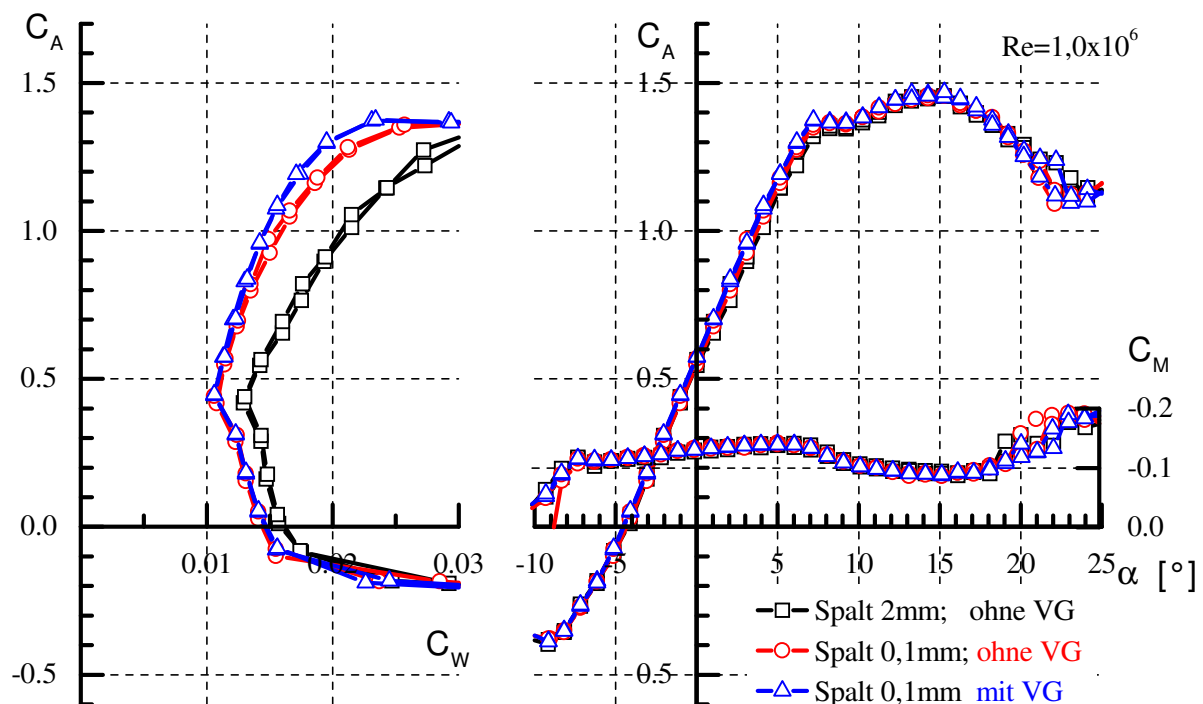


Bild 14: Polaren verschiedener Spaltbreiten, mit und ohne Wirbelgeneratoren im Flügel/Wandbereich; HQ-17 mit $l_\mu = 0,5\text{m}$; $Re = 1,0 \times 10^6$

Widerstandsverminderung bis zu -23,1%, die Auftriebserhöhung +4,3% und die Gleitzahlerhöhung +35,2%. Die Kurve mit den Dreieckssymbolen in Bild 14 zeigt den Verlauf, wenn zusätzlich zwei Wirbelgeneratoren im Flügel/Wandbereich installiert werden.

Für die Anstellwinkel $-1^\circ \leq \alpha \leq +10^\circ$ sind deutlich die zusätzlichen Verbesserungen sichtbar. Der Widerstand wird durch die Vermeidung der Strömungsablösung in der Ecke um bis zu -8,7% reduziert, diesmal bezogen auf den Flügel mit 0,1mm Spalt ohne Wirbelgeneratoren. Ebenfalls erhält man eine Steigerung des Auftriebs um bis zu +4% und eine Steigerung der Gleitzahl von bis zu +11,4%, je nach Anstellwinkel. Die Netto-Verminderung des Widerstandsbeiwerts ist in sofern beachtlich, da die Wirbelgeneratoren selber einen Form- und einen induzierten Widerstand erzeugen, die mit dem Flügel zusammen auf der Kraftwaage mit gemessen werden. Es sei an dieser Stelle noch darauf hingewiesen, dass diese Messung ohne Turbulatorband durchgeführt wurde. Turbulatorbänder kommen später zum Einsatz, um laminare Ablöseblasen zu vermeiden (Abschnitt 3.2 und Anhang 10.7; 10.7.1).

3 Kraftmessungen mit den Referenzprofilen HQ-41 und HQ-17

In den vorangegangenen Untersuchungen wurde mit Hilfe von Strömungssichtbarmachungen die gute 2-D-Strömungsqualität des Profilprüfstandes dargestellt. In dem folgenden Abschnitt werden nun die Ergebnisse für die beiden Tragflügel mit dem HQ-41 und HQ-17 Profil vorgestellt. Die Messdaten beinhalten die vollständige 2D-Kanalwandkorrektur (Anhang 10.4). Turbulatoren zur Unterdrückung von laminaren Ablöseblasen wurden bei diesen Messungen *nicht* verwendet.

3.1 Einfluss der Reynolds-Zahl

Das Bild 15 zeigt die Reynolds-Zahlabhängigkeit des HQ-41 Profils. Die Pfeile deuten die Veränderung mit steigender Reynolds-Zahl an.

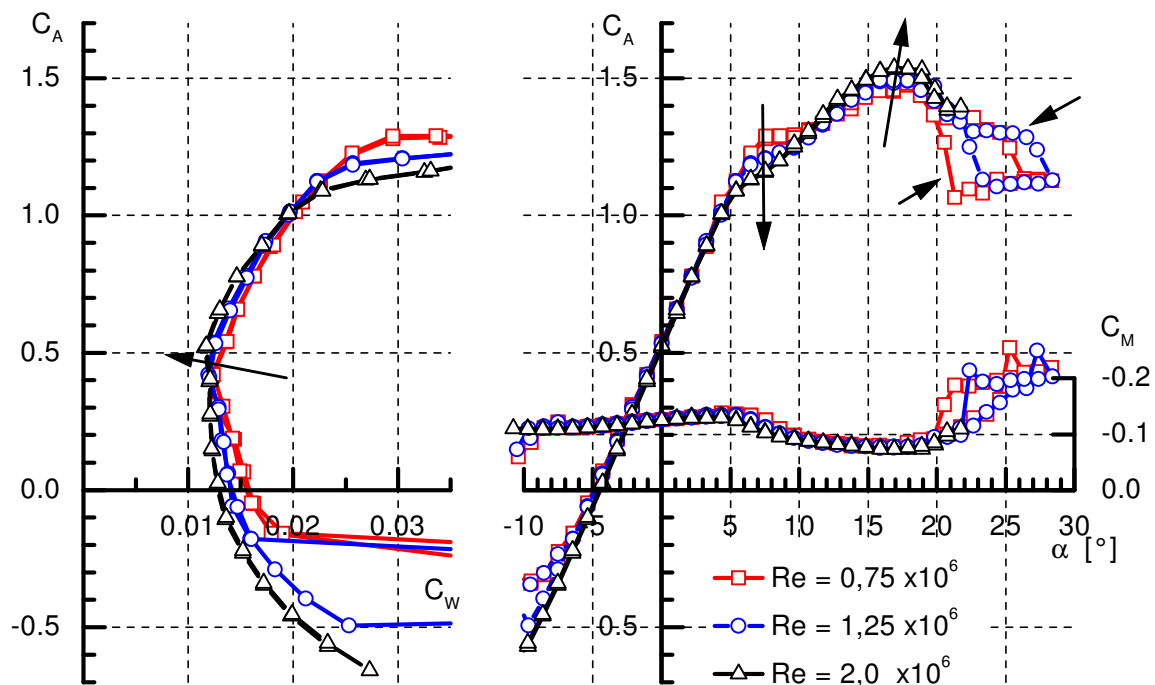


Bild 15: Reynolds-Zahlabhängigkeit des Profils HQ-41; Messung HFI/TU-Berlin; inkl. Windkanalkorrektur. Die Pfeile deuten die Veränderung mit steigender Re-Zahl an.

Die Abhängigkeit der Reynolds-Zahl äußert sich in den mit Pfeilen markierten Bereichen. Mit steigender Reynolds-Zahl verlagert sich das Ende des linearen Auftriebsverlaufes in der Auftriebspolare hin zu kleineren Anstellwinkeln. Diese Position markiert zugleich das obere Ende der sogenannten Laminardelle in der Widerstandspolare. An dieser Position beginnt die Hinterkantenablösung am Tragflügel einzusetzen. Im Bereich des maximalen Auftriebsbeiwertes $C_{A_{\max}}$ kommt es mit steigender Reynolds-Zahl zu einer leichten Steigerung des Auftriebs. Der „ $C_{A_{\max}}$ -Buckel“ beult sich mehr nach oben aus. Die Transition findet mit steigender Reynolds-Zahl weiter vorne statt. Die energiereichere turbulente Grenzschicht vermag erst später abzulösen, so dass ein höherer Auftrieb realisiert wird. Für

den Anstellwinkel jenseits vom C_{Amax} tritt mit kleiner werdender Reynolds-Zahl eine Auftriebshysterese auf. D.h. der Verlauf des Auftriebsbeiwertes ist abhängig von der Drehrichtung der Anstellwinkelverstellung. Für größer werdende Anstellwinkel vermag die Strömung länger anliegend zu bleiben. Nach dem erfolgten Strömungsabriss an der Vorderkante des Profils bleibt die Strömung anschließend für kleiner werdende Anstellwinkel länger abgelöst, bevor sie sich wieder an das Profil anlegt. Dieses Phänomen ist in der Strömungsmechanik unter dem Begriff der Hysterese bekannt und ist nur mit einer schnellen Kraftmessung feststellbar. Wird der Auftrieb über eine Druckverteilungsmessung ermittelt, kann es auf Grund der langen Messdauer zu einer nicht eindeutigen Zuordnung der Auftriebsbeiwerte zu dem jeweiligen Ast der Hysterese kommen. Vögel nutzen diese Eigenschaft beim Schlagflug aus. Zuletzt sei noch auf die Abhängigkeit des Widerstands von der Reynolds-Zahl hingewiesen. Mit steigender Reynolds-Zahl nehmen die Widerstandsbeiwerte C_w innerhalb der Laminardelle der Widerstandspolare ab. Zum einen wird die Grenzschichtdicke mit steigender Reynolds-Zahl dünner und zum anderen (allerdings geringeren Anteil) verkleinert sich auch die laminare Ablöseblase auf Ober- und Unterseite im Bereich des Grenzschichtumschlags (Bild 94).

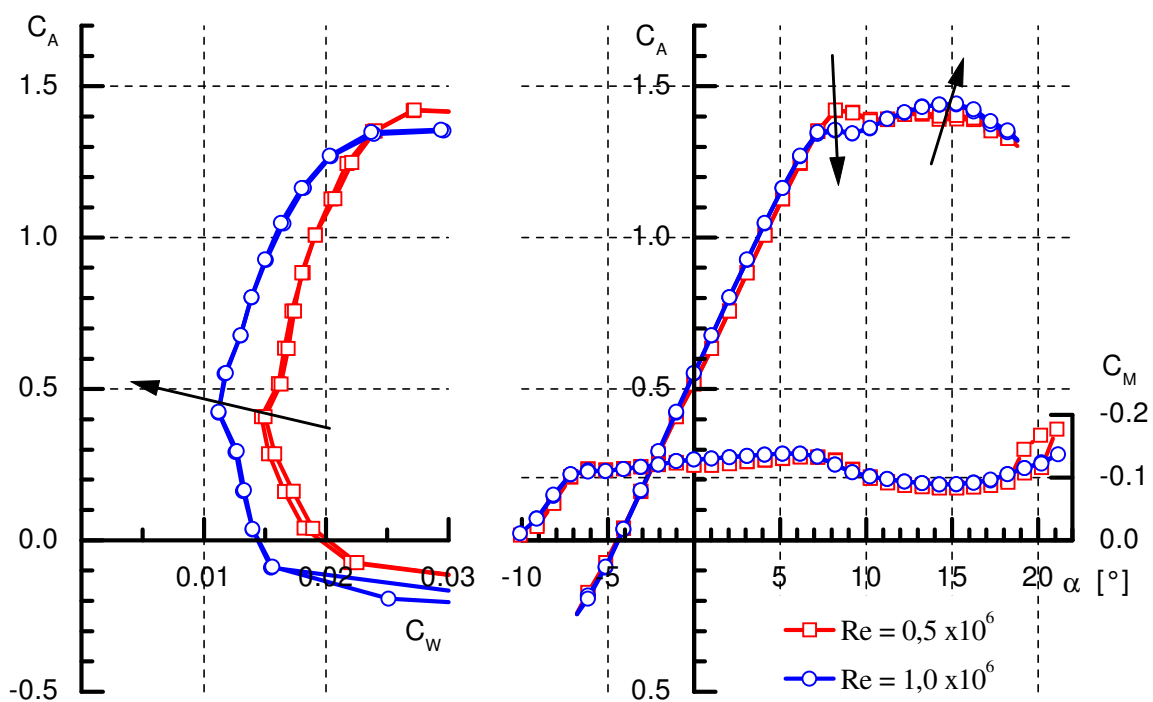


Bild 16: Reynolds-Zahlabhängigkeit des Profils HQ-17; Messung HFI/TU-Berlin; inkl. Windkanalkorrektur

Das Bild 16 zeigt nun die Reynolds-Zahlabhängigkeit des zweiten Messflügels mit dem HQ-17 Profil. Prinzipiell ist das gleiche Verhalten erkennbar. Mit steigender Reynolds-Zahl endet der lineare Teil des Auftriebsverlaufes früher, das C_{Amax} wird größer und der Widerstand nimmt ab. Das Hystereseverhalten ist in geringem Umfang noch sichtbar,

allerdings wurden bei diesen Messungen nur bis zum maximalen Anstellwinkel von $\alpha=+22^\circ$ Daten aufgezeichnet. Die eigentliche Hysterese würde sich ähnlich wie in Bild 15 erst bei größeren Anstellwinkeln ausgeprägt darstellen.

3.2 Vergleich der Messdaten mit Messungen in anderen Windkanälen

Zu dem HQ-17 Profil gibt es Referenzmessungen der TU-Delft [30] und der Uni Stuttgart [28]. In Bild 17 sind diese Daten im Vergleich zu unseren Messdaten des HQ-17 Profils dargestellt. Vorweg sei darauf hingewiesen, dass diesen drei Messungen drei unterschiedliche Messverfahren zugrunde liegen. Die TU-Delft hat die Bestimmung des Auftriebs über eine Druckverteilungsmessung im Messflügel durchgeführt. Der Widerstand wurde über eine Messung mit Nachlaufrechen an einer diskreten Position hinter dem Flügel ermittelt. Die UNI Stuttgart bestimmt den Auftrieb über eine Druckverteilungsmessung in der Windkanal-Decken- und Bodenwand. Der Widerstand wurde über einen Nachlaufrechen ermittelt, dessen Pitotröhrchen in einem Sammelrohr münden. Aus der Druckabsenkung im Nachlauf des Flügels gegenüber der Außenströmung lässt sich der Impulsverlust und damit der Widerstand des Flügels ermitteln [28]. Mit diesem Nachlaufrechen wird der Widerstand an mehreren Stellen (in Spannweitenrichtung) ermittelt. Als Endergebnis wird ein über die Spannweite gemittelter Widerstand gebildet. Die Arbeiten von Althaus [28], [29] zeigten, dass Schwankungen im Widerstand, durch Längswirbel in der Grenzschicht verursacht, Amplituden von bis zu $\pm 20\%$ des Widerstandskoeffizienten erreichen können.

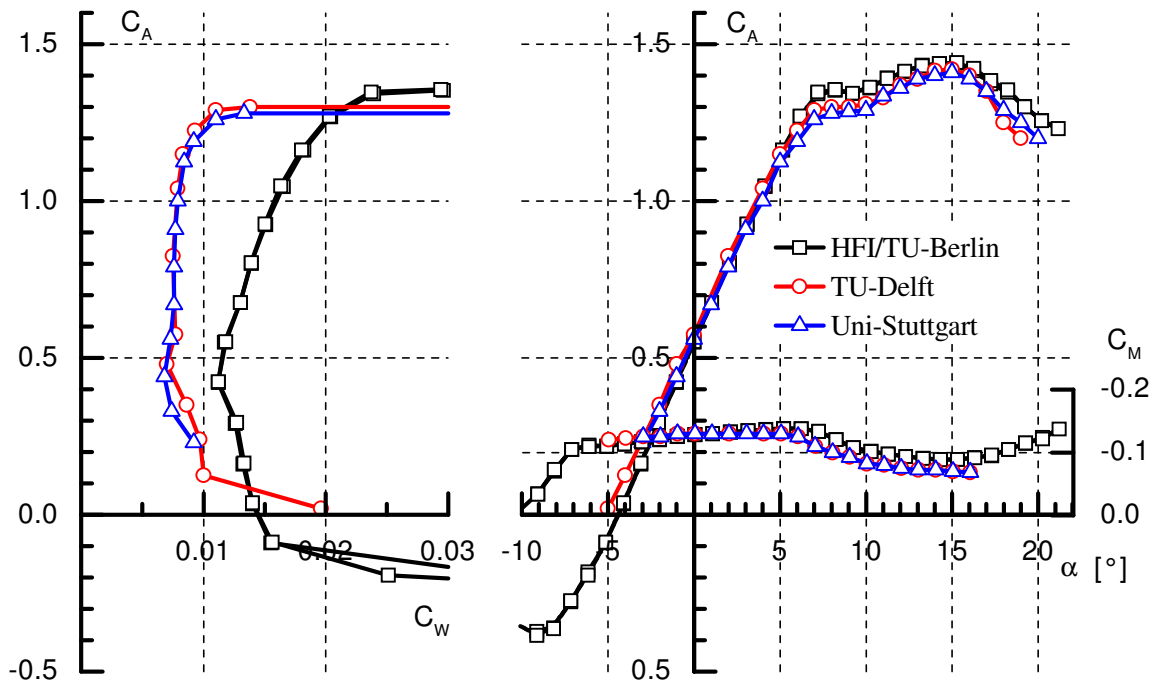


Bild 17: Vergleich der Kraftmessungen am Profil HQ-17 zu Ergebnissen aus Druckmessungen in anderen Windkanälen, jeweils $Re = 1,0 \times 10^6$

Der generelle Verlauf der Polare kann mit der von uns verwendeten Kraftmesstechnik gut erfasst werden. Größere Abweichungen der eigenen Kraftmessungen (HFI /TU-Berlin) finden sich vor allem im Widerstandsverhalten. Im Auftriebsverhalten hingegen sind nur geringere Abweichungen erkennbar. Die Ursache für diese Abweichungen ist plausibel und liegt vorrangig in den unterschiedlichen Messmethoden, die bei den genannten Referenzen und den eigenen Messungen zur Anwendung kommen. Bei der eigenen Kraftmessung werden alle Kräfte, die auf dem gesamten Flügel einwirken, erfasst. Darunter sind auch die nicht erwünschten Effekte aus dem Flügel/ Wandübergang (Abschnitt 2.4). Diese Tatsache führt in erster Linie zu einem höheren Widerstand.

Unabhängig von dem verwendeten Messverfahren können auch noch die anschließend diskutierten Faktoren die Ursache für Abweichungen der Messdaten untereinander sein:

Laminare Ablöseblasen: (siehe Anhang 10.7 und 10.7.1)

An den Profilen treten laminare Ablöseblasen auf der Profilober- und Unterseite auf. Es handelt sich dabei um eine laminare Ablösung der Strömung mit anschließendem turbulenten Wiederanlegen. Laminare Ablöseblasen sind unerwünscht, weil sie den Widerstand erhöhen (Bild 92). Die Größe dieser Ablöseblasen und damit auch der Widerstand ist stark von der Reynolds-Zahl abhängig (Bild 94). Bekannt ist, dass Ablöseblasen durch mechanische oder pneumatische Turbulatoren [31] beseitigt werden können. Aus den Quellen [28] und [30] lässt sich vermuten, dass die Messungen der UNI Stuttgart und der TU-Delft mit Turbulatoren durchgeführt wurden. Bei den eigenen Messungen mit Rückstromklappen (Abschnitt 4 und 5) wurden *keine* Turbulatoren verwendet. Aus den Strömungssichtbarmachungen (Abschnitt 7.2) und aus den Druckverteilungsmessungen (Abschnitt 7.1) bestätigt sich jedoch, dass Ablöseblasen an dem HQ-17 und HQ-41 Flügel auch bei den eigenen Messungen existieren. Von einem etwas höheren Widerstand muss somit ausgegangen werden.

In einer späteren Untersuchung wurde der Einsatz von Turbulatoren zur Vermeidung von laminaren Ablöseblasen auf der Ober- und Unterseite des Profils untersucht (Anhang 10.7.1). Ein Turbulatorband auf der Unterseite bei $65\%l_\mu$ hat sich dort als sinnvolle Ergänzung des HQ-17 Profils hinsichtlich einer Verbesserung des Verhaltens des Widerstands herausgestellt.

Windkanalwand Korrektur: (Anhang 10.4)

Mir ist nicht bekannt, nach welchem Korrekturverfahren die Windkanalwandkorrekturen bei den Messdaten der Universität-Stuttgart und der TU-Delft durchgeführt wurden. In Anbetracht der dort vorhandenen Tragflügeltefe l_μ von 0,5m im Verhältnis zu der Kanalhöhe h des Stuttgarter Windkanals fällt jedoch die übliche 2D-Korrektur sehr gering aus, so dass dieser Punkt bei den Stuttgarter Messungen vernachlässigt werden kann. Die 2-D Windkanalwandkorrekturen hängen im wesentlichen von $\left(\frac{l_\mu}{h}\right)^2$ ab. Hier wird zugleich deutlich, dass dieses Verhältnis bei

unseren Messungen durchaus noch eine Rolle spielt, so dass mögliche Abweichungen unserer Messdaten ihre Ursache in der Windkanalkorrektur haben können.

Turbulenzgrad:

Die Windkanäle der Uni Stuttgart und der TU-Delft zeichnen sich durch besonders geringe Turbulenzgrade der Anströmung aus. Der HFI-Kanal liegt hier sicher höher im Turbulenzgrad. Trotzdem werden annähernd gleiche laminare Lauflängen mit dem HQ-17-Profil erreicht, wie sie in Delft bzw. Stuttgart erreicht wurden. Es wurde jedoch darauf geachtet, dass der HFI-Kanal bei geringstem Turbulenzgrad betrieben wurde. Durch eine Änderung des Anstellwinkels der Antriebsblattschaufeln des Kanals lässt sich der Turbulenzgrad der Anströmung deutlich verändern.

Geschwindigkeitsermittlung: (Anhang 10.3)

Die Zwischenwände in dem Versuchsaufbau haben ihre Vor- aber auch Nachteile. Ein Vorteil ist die verhältnismäßig kleine Grenzschichtdicke auf den Seitenwänden, da die Anströmung nur eine geringe Lauflänge zurückzulegen hat. Als Nachteil erhält man mit zunehmendem Anstellwinkel und der damit verbundenen Verblockung des Flügels eine Veränderung der Anströmungsbedingungen. Die Geschwindigkeit im mittleren Teil der Messstrecke nimmt ab und die Geschwindigkeit in den Bereichen zwischen Trennwänden und eigentlicher Kanalwand nimmt zu. Diesem Umstand wird durch ein ausgefeiltes Korrektur-Verfahren zur Bestimmung der Geschwindigkeit im mittleren Teil des Kanals Rechnung getragen. D. h. die Abnahme der Geschwindigkeit in der Messstrecke (bei $\alpha=+20^\circ$ beträgt $\Delta u_{00}=-3,5\%$, bezogen auf u_{00} bei $\alpha=0^\circ$) wird genau erfasst und bei der Berechnung der aerodynamischen Beiwerte berücksichtigt. Allerdings verändert sich dadurch die Reynolds-Zahl in der gleichen Größenordnung. Treten in diesem Bereich Reynolds-Zahl-Abhängigkeiten auf, so spiegelt sich dieses in den Ergebnissen wieder und das kann zu Abweichungen der Messdaten bei hohen Anstellwinkeln gegenüber anderen Referenzdaten führen.

3.3 Zusammenfassung

Der Sinn dieses Versuchsaufbaus ist nicht das Bemühen, Messdaten anderer Kanäle vollständig reproduzieren zu können. Vielmehr soll mit diesem Versuchsstand ein geeignetes Instrument geschaffen werden, um strömungsmechanische Untersuchungen zur Ablösungsbeeinflussung im Vergleich „Vorher / Nachher“ durchführen zu können. Die Ergebnisse zeigen, dass die Profileigenschaften hinreichend genau erfasst werden, mit dem schon in Abschnitt 2.2 genannten großen Vorteil der sehr geringen Messdauer von ≈ 5 Minuten für eine vollständige Profilpolare (Hin- und Rückweg). Die volle Aussagekraft der Messdaten besonders auch im Hochauftriebsbereich bei großen Anstellwinkeln ($\alpha > \alpha_{C_{Amax}}$) ist hier ein ganz entscheidender Vorteil.

4 Messungen mit verschiedenen Rückstromklappen (RSK)

Im Rahmen des BMBF-Projektes „Aeroflexible Oberflächenklappen als ‘Rückstrombremsen’ nach dem Vorbild der Deckfedern des Vogelflügels“ [4], [5] wurden Kraftmessungen der Profilpolaren mit ca. 150 verschiedenen Konfigurationen von Rückstromklappen auf dem HQ-41 Flügel ausgeführt, ergänzt durch Strömungssichtbarmachungen mit Wollfäden und Öl-anstrichbildern. Die folgenden Erläuterungen stellen einen Überblick über die dabei gewonnenen Kenntnisse dar.

4.1 Einzelfedern mit fester Einspannung

Anfangs wurde versucht, Vogelfedern annähernd naturgetreu nachzubilden. Dabei waren dünne Blattfederstreifen (0,1 mm dick) aus Stahl (Bild 18) dachziegelartig in ein bis zwei Reihen mit Doppelklebeband am vorderen Ende der „Federn“ auf den Flügel geklebt worden. Die Ergebnisse mit dieser festen Einspannung waren wenig überzeugend.

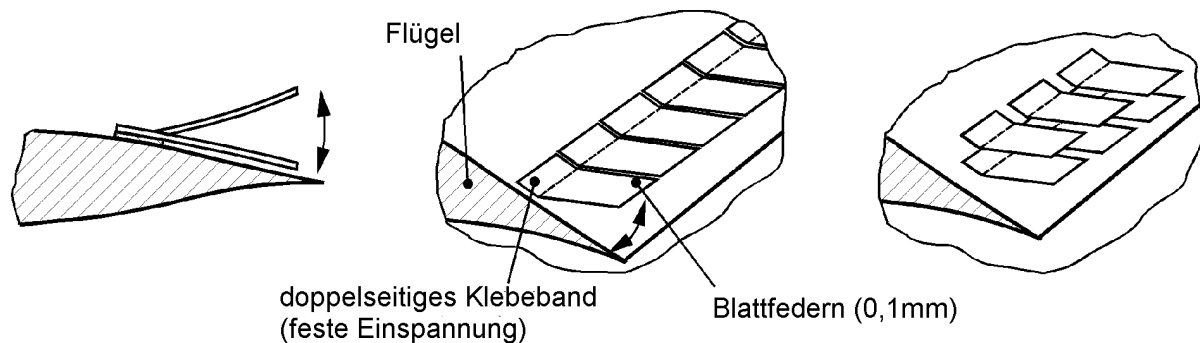


Bild 18: Rückstromklappe aus Blattfedern mit fester Einspannung, einreihig und mehrreihig (Prinzipskizze, nicht maßstäblich)

4.2 Durchgehende Plastik-/ Metallstreifen mit gelenkiger Einspannung

In den Flugversuchen der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen [3] ist dagegen nahe der Flügelhinterkante ein schmaler beweglicher Plastikstreifen aufgebracht worden. Dieser Plastikstreifen war an seiner Vorderkante beweglich gelagert. An seiner Hinterkante wies er Begrenzungsfäden auf, die ein Überkippen nach vorne verhinderten. Die Flugexperimente sind leider nur unvollständig dokumentiert. Es ist nichts weiter bekannt, als dass die Flugeigenschaften des Segelflugzeuges beim Überziehvorgang mit Rückstromklappen gutmütiger waren. Experimente dieser Art mit beweglichen Plastik- bzw. Metallstreifen wurden daher als nächstes untersucht

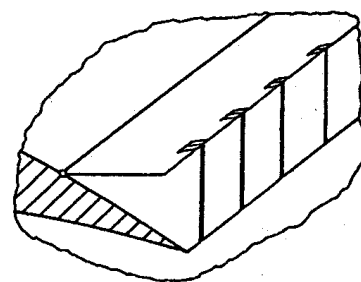


Bild 19: Rückstromklappe ohne Perforation, mit Fangfäden

(Bild 19). Die Streifen mit einer Klappentiefe von anfänglich 8-10% später bis zu 18% der Flügeltiefe l_μ des Hauptflügels wurden ebenfalls auf dem hinteren oberen Teil der Flügeloberseite installiert. Bei den Experimenten in Aachen betrug die Klappentiefe lediglich ca. 3% l_μ . Die Vorderkante der Streifen ist nun gelenkig gelagert und erwies sich als besser geeignet, da schon bei sehr schwacher Rückströmung zu Beginn der Strömungsablösung ein Ansprechen erreicht werden konnte. Diese Konstruktion beinhaltet die wesentlichen Merkmale aller späteren Rückstromklappen: Eine **gelenkige Einspannung der Vorderkante der Klappe** und eine **Begrenzung des maximalen Öffnungswinkels**.

Bei der Messung der Profilpolare mit einer solchen Rückstromklappe (Bild 19) lässt sich folgendes beobachten: Sobald bei steigendem Anstellwinkel die Strömung am hinteren Teil des Profils abzulösen beginnt ($\alpha \geq +7^\circ$), lässt sich erstmalig eine Steigerung des Auftriebes gegenüber den Daten des nackten Referenzflügels erreichen (Bild 20). Der maximale Auftriebsbeiwert ist um +6,6% erhöht. Die Rückstromklappe öffnet sich dabei mit steigendem Anstellwinkel kontinuierlich. Sie öffnet sich allerdings nur soweit, dass die Rückstromklappe nicht über das Ablösegebiet hinaus ragt.

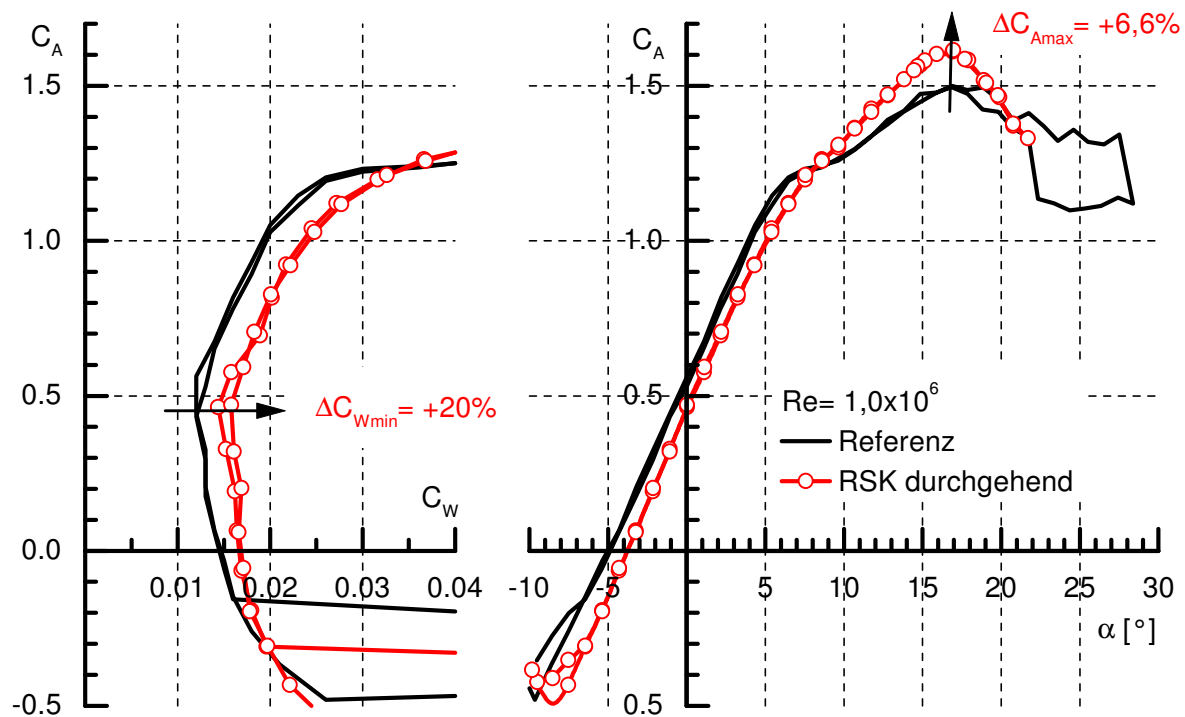


Bild 20: Polare einer nichtperforierten Rückstromklappe mit gelenkiger Einspannung, Klappentiefe beträgt 12% l_μ

Leicht geöffnete Rückstromklappe, bei kleinen Anstellwinkeln ($-5^\circ < \alpha < +6^\circ$)

Für kleine Anstellwinkel, bei denen die Strömung sonst noch anliegend war, musste leider beobachtet werden, dass sich diese Art Rückstromklappen schon etwas anheb (Bild 21). Theoretische Überlegungen hatten das schon vor den Experimenten vermuten lassen. Im hinteren Bereich der Flügeloberseite herrscht nämlich bei anliegender Strömung ein höherer statischer Druck als weiter vorne (siehe auch Anhang 10.8). Das heißt, dass die Hinterkante der Rückstromklappe einem höheren statischen

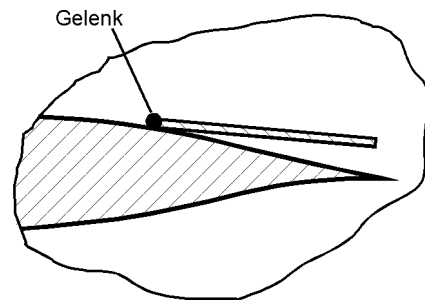


Bild 21: Leicht geöffnete Rückstromklappe ohne Perforation bei kleinen Anstellwinkeln

Druck ausgesetzt ist als die Vorderkante dieser Klappe. Der höhere Druck an der Hinterkante teilt sich dem Bereich unter der Klappe mit. Dadurch ist, besonders im vorderen Klappenbereich, der Druck unter der Klappe höher als über der Klappe. Diese Druckdifferenz hebt die Klappe etwas an. Das ist prinzipiell unerwünscht, denn obwohl dieses Anheben meist nur gering ist, so führt es im Bereich anliegender Strömung doch zu einer deutlichen Erhöhung des Profilwiderstandes und zu einer Verringerung des Auftriebs durch ein leichtes Entwölben der Profiloberseite (Bild 20). Eine Lösung dieses Problems wäre eine mechanische Verriegelung der Klappe für kleine Anstellwinkel $-5^\circ < \alpha < +6^\circ$, bei denen die Strömung anliegend ist. Schwieriger gestalten sich Lösungen, bei denen sich die Rückstromklappe selbständig auf die Strömungsbedingungen einstellt und von alleine zum Anliegen kommt.

4.3 Perforierte Rückstromklappe

Anfangs erschien das vorzeitige Abheben der Klappen bei noch anliegender Strömung (und der damit verbundene parasitäre Widerstand) als ein Problem. Durch eine geringe Perforation der Klappe konnte jedoch Abhilfe geschaffen werden. Dadurch findet ein Druckausgleich zwischen beiden Seiten der Klappe statt und die Klappe hebt nicht mehr vorzeitig ab. Die Wirksamkeit der Klappen bei abgelöster Strömung wird dadurch nicht beeinträchtigt. Die Anordnung und Größe der Perforationslöcher

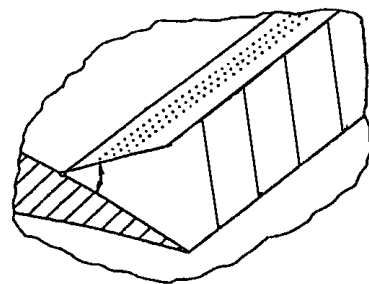


Bild 22: Rückstromklappe mit Perforation

($\varnothing=2\text{mm}$) wurde experimentell bestimmt. Eine Porosität von nur ca. 1% - 4 % hat sich als ausreichend erwiesen. Dabei ist es besonders wichtig, dass der vordere Teil der Klappe perforiert ist. Eine gleichmäßige Perforation über die gesamte Klappenfläche ist jedoch auch

geeignet. Es kann damit erreicht werden, dass die beweglichen Klappen bei anliegender Strömung vollständig auf der Flügeloberseite aufliegen bzw. schließen. Unter der Voraussetzung, dass die Klappen außerdem im hinteren turbulenten Teil unseres Laminarprofils liegen, tritt dann keine messbare Widerstandserhöhung auf. Mit Klappen im vorderen Profilteil würde man dagegen einen vorzeitigen Umschlag der Strömung und einen erhöhten Widerstand bewirken. Die folgenden Aspekte sind für einen zufriedenstellenden Entwurf zu beachten.

Öffnen der Rückstromklappe

Als eine wichtige Frage hat sich herausgestellt, wie zu erreichen ist, dass die beweglichen Klappen sich beim Einsetzen der Strömungsablösung *rechtzeitig aufrichten*. Wenn die Klappen schwer sind, wird das nur schlecht erreicht, da die Rückströmung dann schon sehr stark sein muss. Also müssen die Klappen sehr leicht und beweglich sein, damit sie bei beginnender Strömungsablösung schon reagieren. Diese Eigenschaft ist stark Reynolds-Zahl abhängig. Je kleiner die Reynolds-Zahl ist, um so leichter sollten die Klappen sein, da die absoluten Druckunterschiede dann sehr klein werden. Wenn die Klappen sich in angelegtem Zustand sehr gut der Profilkontur anpassen (was bei anliegender Strömung wünschenswert ist), kann es ebenfalls Schwierigkeiten mit dem Aufrichten bei beginnender Ablösung geben. Die Rückströmung ist dann anfangs nur sehr schwach und "kriecht nicht richtig unter die Klappe". Oder, genauer ausgedrückt: Es ist bei Rückströmung kein Hindernis da, welches eine ausreichende Druckdifferenz aufbaut, um die Klappe anzuheben. Es gibt mehrere Möglichkeiten, das Aufrichten der Klappe bei Rückströmung zu erleichtern.

Abstand zwischen Hinterkante der Rückstromklappe und Flügel

Eine Möglichkeit ist zum Beispiel, eine kleine Unterlage unter ihrer Hinterkante vorzusehen. Dadurch kann sich die Klappe nicht ganz anlegen und wird bei Rückströmung leichter angehoben. Der Nachteil ist hier, dass bei anliegender Strömung immer noch eine kleine Stufe am Klappenende bleibt, die parasitären Widerstand erzeugt.

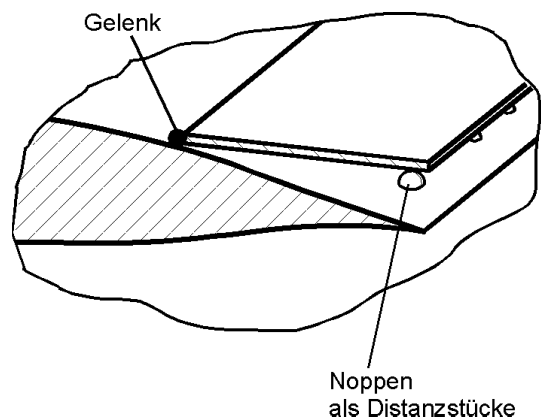


Bild 23: Rückstromklappe mit kleiner Unterlage (Noppen) zwischen Flügel und Hinterkante der Klappe

Flexible Hinterkante

Eine andere Möglichkeit ist, die Hinterkante der Klappe sehr weich, leicht und beweglich auszuführen. Dadurch wird die Klappe bei sehr geringen Rückströmungen (bei beginnender Ablösung) schon angehoben. Dies ist übrigens der Weg, den die Natur bei den Deckfedern der Vogelflügel eingeschlagen hat. Auch diese sind an ihrem Ende sehr weich und beweglich. Bild 25 zeigt die Ergebnisse einer Messung mit perforierter Rückstromklappe, die zusätzlich mit einer flexiblen Hinterkante ausgerüstet ist. Die Pfeile kennzeichnen den unterschiedlichen Verlauf (Hysterese) für

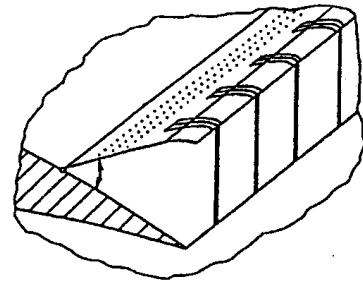


Bild 24: Rückstromklappe mit Perforation und flexibler Hinterkante

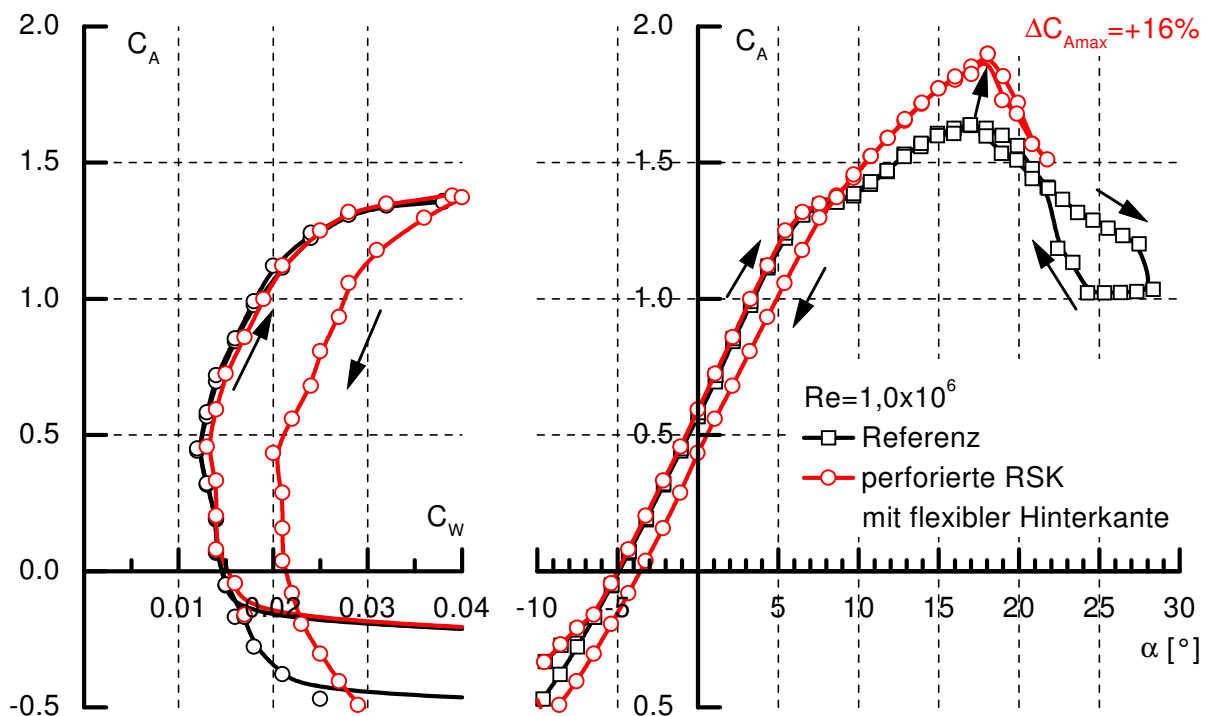


Bild 25: Polaren einer Rückstromklappe mit flexibler Hinterkante, Klappentiefe = $16\% l_\mu$

größer bzw. kleiner werdende Anstellwinkel. Zu Beginn ($-10^\circ \leq \alpha \leq +8^\circ$) ist die Rückstromklappe dank der Perforation vollständig auf der Profiloberfläche anliegend. Die flexible Hinterkante spricht sehr sensibel auf die ab $+8^\circ$ beginnende Hinterkantenablösung an. Die Rückstromklappe öffnet sich und man erhält die schon bekannte Auftriebssteigerung. Da die Klappe einschließlich der flexiblen Hinterkante länger geworden ist, hat sich auch die Steigerung des maximalen Auftriebs auf 16% vergrößert. Ein abweichender Verlauf ergibt sich nun allerdings für kleiner werdende Anstellwinkel. Trotz Perforation schließt die Rückstromklappe nicht vollständig und bleibt ein kleines Stück geöffnet. Als Folge vergrößert sich der Widerstand und der Auftrieb nimmt gegenüber dem Referenzflügel ab.

Schließen der Rückstromklappe

Die vorhergehende Messung zeigt, dass das *Wiederanlegen* der Rückstromklappe nicht unproblematisch ist. Besonders bei starren Klappen, die an ihrer Vorderkante gelenkig gelagert sind, legt sich die Klappe bei Verkleinerung des Anstellwinkels oft gar nicht vollständig an. Sie geht dann in den leicht abgespreizten Zustand über, der zuvor bei nicht porösen Klappen und anliegender Strömung beschrieben wurde. Der geöffnete Spalt zwischen Klappe und Flügel kann in dieser Situation so groß sein, dass die Perforation der Klappe nicht ausreicht, einen Druckausgleich zwischen Ober- und Unterseite der Klappe wieder herzustellen. Die Folge ist, dass die Klappe bei Verkleinerung des Anstellwinkels nicht mehr schließt bzw. erst später schließt und sich die genannten Nachteile (Widerstandszunahme und Auftriebsverlust) einstellen. Wenn die Klappe sehr dünn und "flutterig" ist, legt sie sich beim (übrigens geringen) Flattern mit ihrer Hinterkante kurzzeitig an die Flügeloberfläche an. Das vermindert den Querschnitt des Spalts zwischen Klappenende und Flügeloberseite zeitweise auf Null. Dann kann die Porosität der Klappe einen Druckausgleich herbeiführen und die Klappe saugt sich in Sekundenbruchteilen fest. Auch hier ist natürlich wieder zu sehen, dass Vogelfedern so "flutterig" sind, wie man das jetzt als sinnvoll ansehen muss. Durch geeignete Abstimmung von Porosität und Weichheit der Klappe ist es gelungen, die Hysterese zwischen dem Anstellwinkel zum Öffnen der Klappe (bei Strömungsablösung) und dem Anstellwinkel zum vollständigen Schließen der Klappe (bei Wiederanlegen der Strömung) auf etwa ein Winkelgrad zu reduzieren. Ein guter Kompromiss in Hinblick auf die Weichheit der Klappe ist wiederum die flexible Hinterkante, die neben den Vorteilen beim Öffnen der Rückstromklappe auch das Schließverhalten begünstigt. Nach den Experimenten sieht es so aus, als ob es eine Art Minimalkriterium für diese Art Hysterese gibt: Die Klappe richtet sich frühestens dann auf, wenn bereits die hintere Hälfte der Klappe abgelöster Strömung ausgesetzt ist. Sie legt sich frühestens dann wieder an, wenn beim Referenzflügel (ohne Klappe) die Strömung über die ganze Länge der Klappe wieder anliegend ist.

Ausschlagsbegrenzung der Rückstromklappe

Es zeigte sich, dass die Fangfäden einen Öffnungswinkel der Klappe von 60-90° zulassen sollten (Bild 26 und Bild 27). Größere Winkel sind nicht sinnvoll. Für starre Rückstromklappen (z.B. aus 0,5mm Aluminium) schien das Optimum bei 60° zu liegen. Bei leichten und dünnen, also flexiblen Rückstromklappen (aus Kunststoff), bläht sich die Klappe, durch die Fangfäden gehalten, wie ein Spinacker-Segel in der Rückströmung auf. Hier liegt das Optimum des maximalen Öffnungswinkels eher bei 90°. Die Wirksamkeit wird dadurch offenbar noch gesteigert.

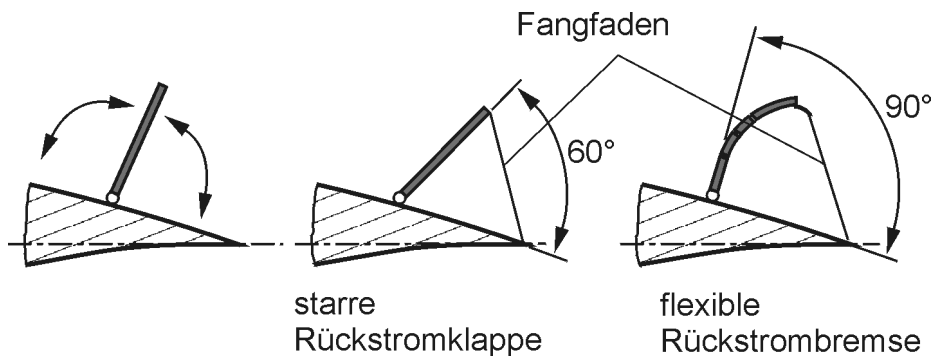


Bild 26: Rückstromklappe ohne und mit Fangfäden bei verschiedenen Öffnungswinkeln

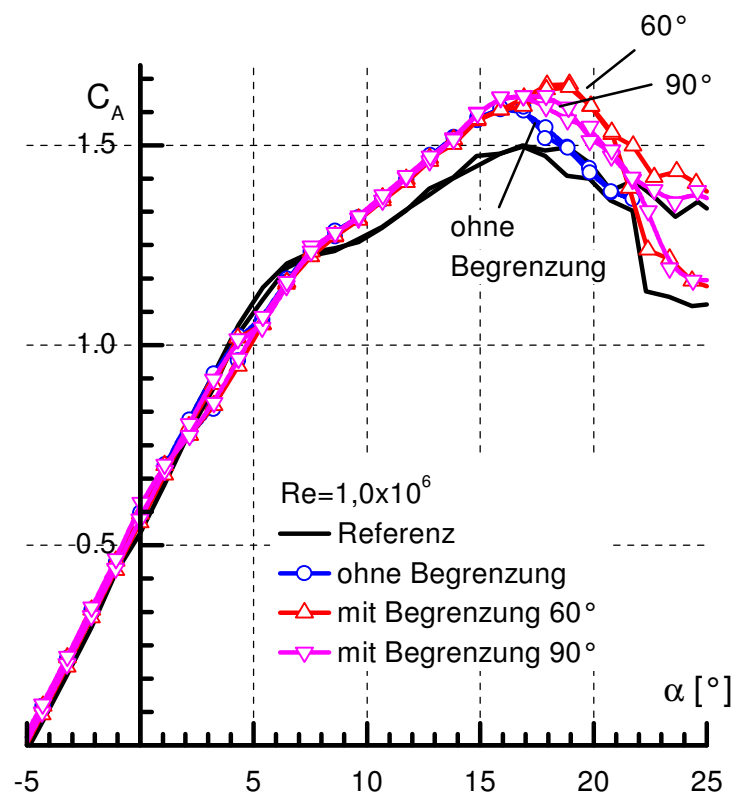


Bild 27: Einfluß des maximalen Öffnungswinkels einer Rückstromklappe auf die Auftriebssteigerungen

Optimale Größe und Position der Rückstromklappe auf dem Flügel

Zwei der interessantesten Fragen waren, an welcher *Position die Rückstromklappen* installiert werden sollten und welches die *optimale Größe der Rückstromklappe* ist.

Bezüglich der Position wurde zu Beginn der Experimente die Rückstromklappe auf dem hinteren Teil der Oberseite des Flügels (nahe der Hinterkante) installiert. Dies ist aus verschiedenen Gründen sinnvoll. Zum einen sollte das Flügelprofil in seiner Eigenschaft als hochwertiges Laminarprofil nicht beeinträchtigt werden. Im hinteren turbulenten Bereich bewirkt eine geringe Änderung in der Profilkontur keine signifikante Steigerung des Widerstandes, im Gegensatz zum vorderen laminaren Bereich, wo kleinste Unebenheiten zum vorzeitigen laminar/ turbulenten Umschlag führen, was mit einer starken Zunahme des Widerstandes verbunden ist. Zum anderen beginnt die Strömungsablösung beim HQ-41 an der Hinterkante und wandert stetig mit größer werdendem Anstellwinkel nach vorne. Befindet sich die Rückstromklappe weiter stromauf, so muss sich das Ablösegebiet erst entsprechend weit nach vorne ausgeweitet haben, bevor die Rückstromklappe zum Einsatz kommt. Aus den Experimenten zeigt sich, dass die Hinterkante der Rückstromklappe geringfügig vor der Hinterkante des Flügels ($\geq 1\% \times l_\mu$) angeordnet sein sollte. Ansonsten reagiert die Rückstromklappe nicht zuverlässig auf die beginnende Rückströmung.

Bei der *Klappengröße* wurde bei den Untersuchungen mit 10 - 12 % l_μ begonnen. Hiermit ließen sich Steigerungen des maximalen Auftriebs von ca. 10% erreichen. Bei der größten untersuchten Klappentiefe von 20% l_μ wurden sogar 18% erreicht. Allerdings wurde das Verhalten der großen Rückstromklappen bei kleinen Anstellwinkeln (anliegender Strömung) zunehmend unbefriedigender. Große Hysteresen in Auftrieb und Widerstand ergaben sich.

4.4 Geschlitzte Rückstromklappe

Auf der Suche nach anderen Möglichkeiten, das Problem des Öffnens und Schließens von Rückstromklappen zu verbessern, wurden Rückstromklappen untersucht, die mit Längsschlitzten versehen wurden. Wir nennen diese Art der Rückstromklappen auch gezackte Klappen, da deren Hinterkante gezackt ist. Die Idee für diese Modifikation lag zum Einen in der Annahme, dass durch die Längsschlitzte die Möglichkeit des Druckausgleiches geschaffen wird und so die Klappe bei anliegender Strömung zum Schließen gebracht wird. Zum Anderen sollte eine Stabilisierung des Strömungsnachlaufs verbunden mit einer Widerstandsverminderung erreicht werden. Hinweise hierfür ergaben sich aus der Quelle [32]. Dort wird gezeigt, dass sich der Widerstand von Strömungskörpern mit stumpfen Enden durch sich aufweitende Längsrillen (V-Grooves) reduzieren lässt [32].



Bild 28: Strömungskörper mit aufweitenden Längsrillen „V-Grooves“, (aus Howard & Goodman [32]).

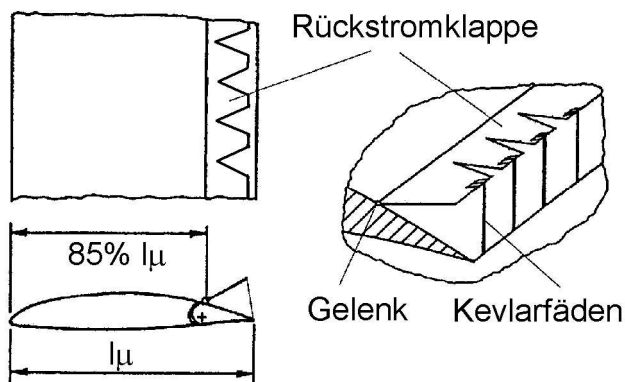


Bild 29: Geschlitzte Rückstromklappe

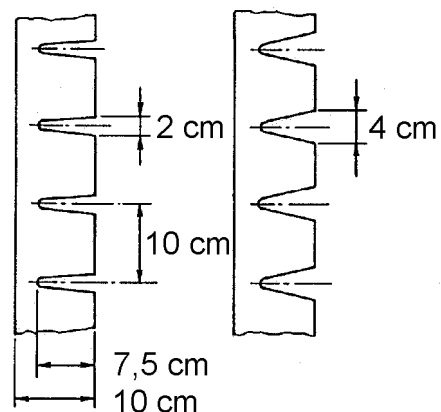


Bild 30: Geschlitzte Klappen mit unterschiedlicher Schlitzgröße

Unsere ungeschlitzte Rückstromklappe besteht aus 0,35 mm dickem PET-Kunststoff ohne Perforation. Die Klappe hat eine Tiefe von 10 cm. Bei einer mittleren Flügeltiefe von $l_\mu = 0,8335\text{m}$ entspricht das einer Klappentiefe von $12\% l_\mu$. Auch hier wurde der maximale Öffnungswinkel der Rückstromklappe durch Fäden auf ca. 80° begrenzt. Variiert wurde die Schlitzbreite (Bild 30). Alle 10 cm wurde ein sich in Strömungsrichtung aufweitender Schlitz von 7,5 cm Tiefe in die PET-Klappe geschnitten. An der Hinterkante betrug die Schlitzbreite 2 cm bzw. 4 cm.

In Bild 31 sind die Polaren der beiden unterschiedlich geschlitzten Rückstromklappen im Vergleich zur ungeschlitzten Rückstromklappe dargestellt. Bei allen Messungen mit Rückstromklappen sind für Anstellwinkel $\alpha > +7^\circ$ annähernd gleiche Auftriebssteigerungen gegenüber dem Referenzflügel zu sehen. D.h. die Schlitzte bewirken aus strömungsmechanischer Sicht keine nennenswerten Nachteile bezüglich der Auftriebssteigerung. Für kleine Anstellwinkel ($\alpha < +7^\circ$) sind die geschlitzten Rückstromklappen (Dreiecks-Symbole) deutlich geringer im Widerstand als die ungeschlitzte Rückstromklappe (Kreis-Symbole).

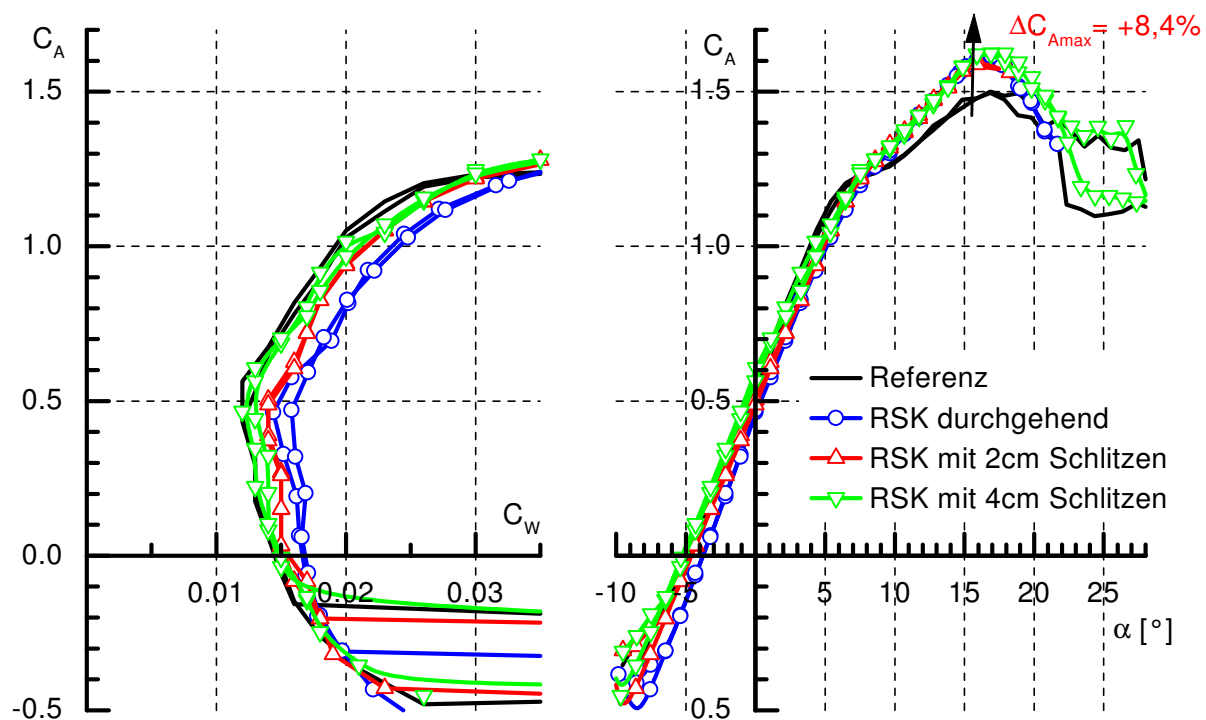


Bild 31: Polaren Messungen mit geschlitzten und ungeschlitzten Rückstromklappen im Vergleich zum glatten Flügel; $Re = 1,0 \times 10^6$, Klappentiefe = $12\% l_\mu$

Die Variante mit der großen Schlitzbreite von 4cm erreicht sogar annähernd die Widerstandswerte des Referenzflügels. Diese Rückstromklappe liegt im Gegensatz zu den anderen vollständig auf der Flügeloberfläche auf. Mit dem vollständigen Schließen der Klappe verschwinden in diesem Anstellwinkelbereich die Auftriebsverluste, die sonst bei leicht geöffneter Klappe durch die Entwölbung der Profiloberseite entstehen. Die geschlitzte Variante ist für **dreidimensionale Strömungsverhältnisse obendrein anpassungsfähiger**. Es kann beobachtet werden, dass sich die einzelnen Klappenteile besser auf die lokalen Verhältnisse einstellen. Der Entwurf der geschlitzten Rückstromklappe ist eine sehr gute Alternative zu den perforierten Rückstromklappen. **Die Schlitzte verhindern wirksam den Widerstandszuwachs bei kleinen Anstellwinkeln!**

4.5 Variation der Anzahl der hintereinander angeordneten Rückstromklappen

Viele Vögel haben hintereinander mehrere Reihen von Deckfedern auf der Flügeloberseite (in Strömungsrichtung). Es lag also nahe auch Experimente mit mehr als einer Rückstromklappe durchzuführen. Es wurden Messungen mit bis zu drei Rückstromklappen, die hintereinander angeordnet (Bild 32) waren, durchgeführt [5].

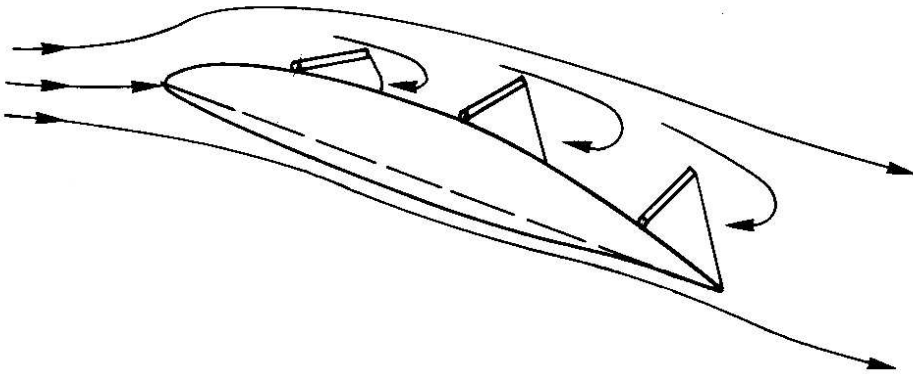


Bild 32: Flügel mit mehreren hintereinander angeordneten Rückstromklappen

Bild 33 zeigt die Ergebnisse einer Messung mit drei hintereinander installierten Rückstromklappen. Mit dieser optimierten Anordnung von drei Rückstromklappen ließ sich eine beachtliche Steigerung des maximalen Auftriebs von +20,6% erreichen. Bemerkenswert ist auch, dass der Auftrieb in einem weiten Bereich ($19^\circ \leq \alpha \leq 23^\circ$) nach Erreichen des

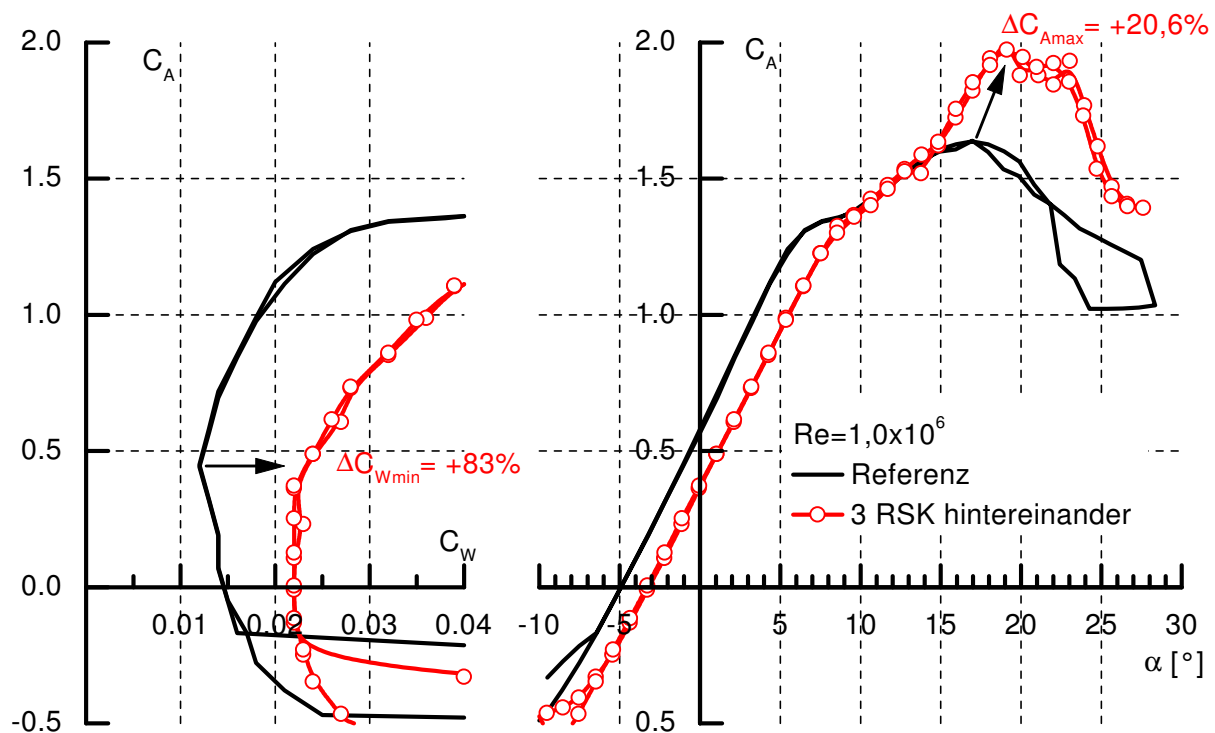


Bild 33: Drei Rückstromklappen in Strömungsrichtung hintereinander; $Re = 1,0 \times 10^6$

maximalen Auftriebs ($C_{A\max}$) auf einem hohen Niveau erhalten bleibt. ($C_A=1,8$). Die vorderste Rückstromklappe erzeugt jedoch einen vorzeitigen Grenzschichtumschlag, sodass es bei kleinen Anstellwinkeln zu einer großen Zunahme des Widerstandes und einer Abnahme des Auftriebs kommt (dickere Grenzschicht auf der Oberseite wirkt entwölrend \Rightarrow weniger Auftrieb).

Allgemein lassen sich folgende Aussagen zu mehrfach hintereinander angeordneten Rückstromklappen treffen:

- * Jede Rückstromklappe hat einen bestimmten Anstellwinkelbereich, in dem sie eine C_A -Steigerung bewirkt. Bei der Wahl der Position der vorderen Rückstromklappen auf dem Flügel ist zu beachten, dass sich diese Klappe erst dann öffnen sollte, wenn die hintere Klappe ihren wirksamen Anstellwinkelbereich ausgeschöpft hat und sich das Ablösegebiet über die maximal geöffnete hintere Klappe nach vorn hinaus ausdehnt. Die Position der Ablöselinie auf dem Flügel bei dem entsprechenden Anstellwinkel ist ein guter Anhaltspunkt für eine erste Positionierung der Hinterkante der vorderen Rückstromklappe.
- * Werden bis zu drei Rückstromklappen in Strömungsrichtung hintereinander auf den Tragflügel aufgebracht, kann bei geeigneter Anordnung eine größere C_A -Steigerung als nur bei einer Rückstromklappe erreicht werden. Liegen die Rückstromklappen weit genug auseinander, so addieren sich auch ihre C_A -Steigerungen für den jeweiligen Anstellwinkelbereich. Liegen die Rückstromklappen zu nahe beieinander, kommt es jedoch zu einer gegenseitigen Beeinflussung, die sich negativ auf das Auftriebsverhalten auswirkt. Die Reynolds-Zahlabhängigkeit wird bei einem Flügel mit mehreren Rückstromklappen deutlich größer, was bei kleinen Reynolds-Zahlen zu erheblichen Leistungsnachteilen und Hystereseverläufen führen kann.
- * Die hinterste Rückstromklappe ist maßgeblich für die maximale C_A -Steigerung. Die weiter vorne angeordneten Rückstromklappen bewirken eher eine Stagnation des Auftriebs, hin zu größeren Anstellwinkeln.
- * Wird die Rückstromklappe weit vorne angeordnet, so ergibt sich durch den vorzeitigen laminar/turbulenten Umschlag ein höherer Widerstand, sowie geringerer Auftrieb bei anliegender Strömung. Würden die Rückstromklappen jedoch in die Oberfläche des Flügels stufenlos integriert, ließe sich dieser Nachteil reduzieren.

4.6 Auftriebssteigerung durch stark vibrierende Klappen

In Experimenten [6], bei denen die vordere Rückstromklappe aus sehr dünnem und flexiblem Kunststoff gefertigt wurde, traten teils dramatische Unterschiede in dem Auftriebsverhalten auf. Betrug die Klappentiefe der vorderen Rückstromklappe $8,4\% l_\mu$, so wirkte diese Klappe im Augenblick des Öffnens deutlich auftriebsverschlechternd, ähnlich einem Spoiler (Bild 34, unten). Wurde die Klappe auf $12\% l_\mu$ vergrößert (Bild 34, oben), so änderte sich das Verhalten vollständig. Mit steigendem Anstellwinkel öffnete sich die Klappe stetig. Dabei vibrierte die Klappe mit einer großen Amplitude und einer Frequenz von ca. 30-40Hz. Durch dieses Verhalten wurde der Auftrieb um ca. 6% *zusätzlich* zu der Auftriebssteigerung von 10%, die die hintere Rückstromklappe alleine bewirkt, gesteigert.

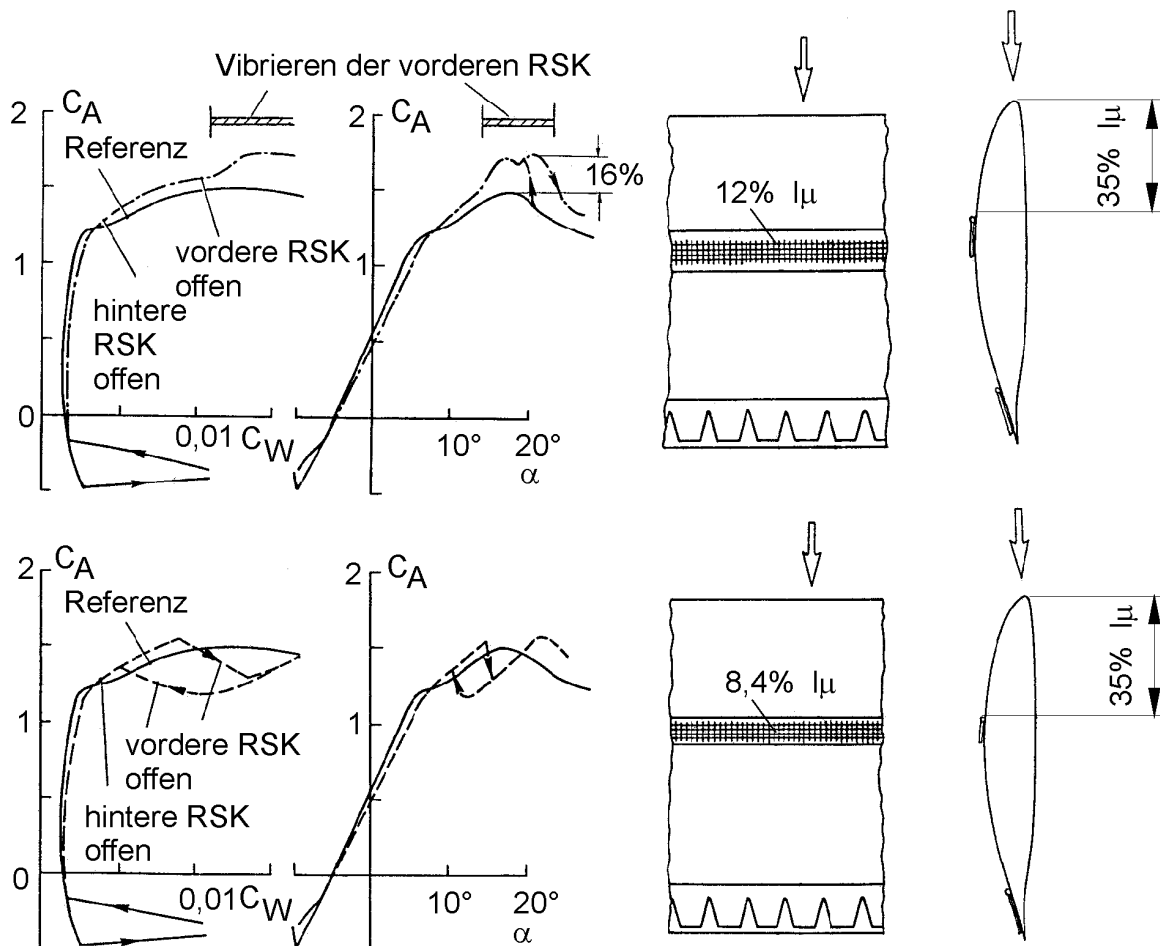


Bild 34: Effekt der Auftriebssteigerung durch eine stark vibrierende Rückstromklappe.

Klappendimensionen in Prozent der Flügeltiefe l_μ [6]; $Re = 1,0 \times 10^6$.

Die Rückstromklappe im vorderen Bereich des Flügels hat bei hohen Anstellwinkeln ($\alpha > 10^\circ$) eine Bedeutung für den vermehrten Energieaustausch zwischen Außenströmung und der

wandnahen Schicht. Die hintere Rückstromklappe hingegen behindert wirksam die Rückströmung in diesem Anstellwinkelbereich ($\alpha > +8^\circ$), sodass das Ablöseverhalten deutlich zu höheren Anstellwinkeln verzögert wird und zu einer Auftriebserhöhung gegenüber dem Fall ohne Rückstromklappe führt.

Die vordere vibrierende Klappe sorgt offensichtlich durch einen nichtlinearen Pumpprozess für einen vermehrten Energieaustausch zwischen der Außenströmung und dem wandnahen Bereich. Dieser Mechanismus lässt sich wie folgt interpretieren:

Bei der Aufwärtsbewegung der Klappe wird Luft nach oben verdrängt, aber gleichzeitig auch Luft aus der Umgebung in den sich öffnenden Bereich unter der Klappe gesaugt. Bei der Abwärtsbewegung wird nun die Luft unter der Klappe in den wandnahen Bereich in Strömungsrichtung gepresst, ähnlich einem intermittierenden Wandstrahl. Außerdem wird bei der Abwärtsbewegung die Luft aus der Umgebung oberhalb der Klappe angesaugt. Als Folge bleibt die Strömung anliegend und es ergibt sich mehr Auftrieb. Die Frage nach der antreibenden Kraft für die Klappenbewegung lässt sich möglicherweise erklären durch eine Anregung der Klappe durch Instabilitäten in der Strömung. Das würde auch erklären warum die Klappen nicht zu klein bzw. zu starr sein dürfen, denn sie könnten sonst nicht in Wechselwirkung mit der Außenströmung treten.

4.7 Zweiteilige Rückstromklappe

Die vorangegangenen Untersuchungen haben gezeigt, dass große Klappentiefen eine höhere $C_{A \max}$ -Steigerung verursachen. Wird der Anstellwinkel größer, so wird auch das Ablösegebiet größer. Schließlich kann die Rückströmung über die Klappe hinweg zur Tragflügelvorderkante strömen. Bei einer in Strömungsrichtung größeren Rückstromklappe dauert es länger, bis die Rückströmung über die geöffnete Rückstromklappe hinweggehen kann. Sie stellt so über einen größeren Anstellwinkelbereich eine wirksame Barriere für die Rückströmung dar. Große Rückstromklappen hingegen sind nachteilig bei anliegenden Strömungsbedingungen. Ein geringes Anheben der Hinterkante der Rückstromklappe verursacht eine größere effektive Entwölbung des Profils.

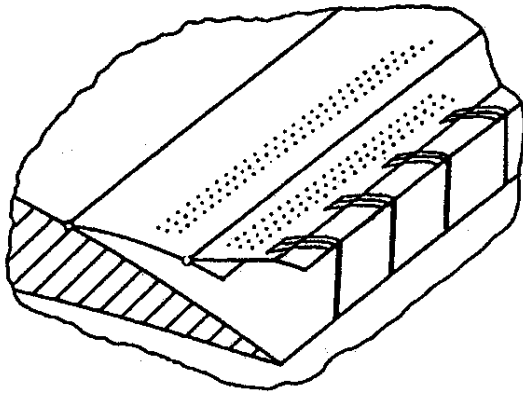


Bild 35: Zweiteilige Rückstromklappe

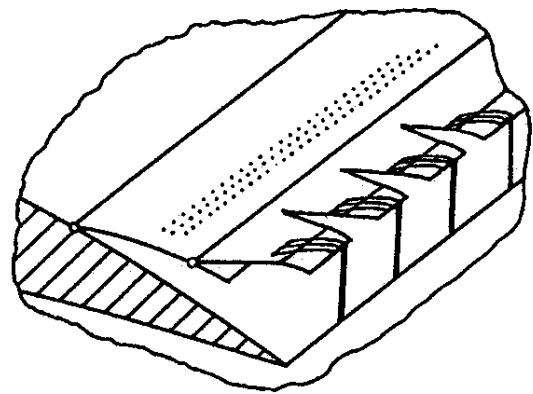


Bild 36: Zweiteilige Rückstromklappe mit geschlitzter Hinterkante

Der Gedanke, eine große Rückstromklappe mit besserer Strömungsanpassung zu entwickeln, führte zu einer zweiteiligen Konstruktion. Die zweiteilige Rückstromklappe sollte sich möglichst in einzelnen Etappen öffnen und schließen. Die zweiteilige Rückstromklappe (Bild 35) besteht aus zwei Streifen 0,35 mm starker Kunststoff-Folie aus Polyethylenterephthalat (PET). Der vordere Streifen ist drehbar auf der Tragflügeloberseite gelagert. Der hintere Streifen ist mit dem vorderen über ein Gelenk verbunden. Durch das zweite Gelenk zwischen den beiden Streifen wird dem hinteren Teil der Rückstromklappe bereits das Öffnen ermöglicht, ohne dass zwangsläufig der vordere Teil auch geöffnet sein muss. Ein Anschlag verhindert, dass die aus zwei Teilen bestehende Rückstromklappe im geöffneten Zustand nach vorne in sich zusammenklappt. Die Gesamttiefe der zweiteiligen Rückstromklappe beträgt 20% l_{μ} . Beide Teile sind perforiert. An der Hinterkante der Rückstromklappe ist eine dünne und flexible PET-Folie angebracht. Über Kevlarfäden wird der maximale Öffnungswinkel begrenzt.

In Bild 37 ist die Auftriebs- und Widerstandspolare für die zweiteilige Rückstromklappe im Vergleich zum Referenzflügel dargestellt. Die Rückstromklappe ging in zwei Etappen auf und

zu. Für größer werdende Anstellwinkel ging der hintere Teil bei $\alpha=+3^\circ$ leicht auf. Bei $\alpha=+9^\circ$ öffnete sich dann anschließend der vordere Teil. Der maximale Auftriebsbeiwert wurde bei einem Anstellwinkel $\alpha_{C_{A\max}}=+19^\circ$ erreicht. Dort beträgt die $C_{A\max}$ -Steigerung +17%. Es kommt mit dieser Rückstromklappe neben der Steigerung des maximalen Auftriebs auch zu einer Anstellwinkelverschiebung des maximalen Auftriebsbeiwertes hin zu größeren Winkeln. Bei kleiner werdendem Anstellwinkel schließt sich die vordere Rückstromklappe bei $\alpha=+7^\circ$. Die hintere Rückstromklappe bleibt noch so lange offen, bis sie sich bei $\alpha=0^\circ$ schließt. Es liegt also eine große Hysterese vor. Solange sie geöffnet ist ($+0^\circ \leq \alpha \leq +9^\circ$), bewirkt sie einen Widerstandszuwachs. Um diesen Nachteil zu minimieren, wurde im folgenden Versuch der hintere Klappenteil modifiziert. Die neue Konstruktion der zweiteiligen Rückstromklappe (Bild 36) basiert im wesentlichen auf demselben Aufbau wie in Bild 35. Die hintere Klappe wurde lediglich gegen die im Abschnitt 4.4 beschriebene geschlitzte Rückstromklappe ausgetauscht. In Bild 37 sind die Ergebnisse für diese geschlitzte Rückstromklappe ebenfalls dargestellt. Die Hysterese ließ sich verkleinern. Vor allem der enorme Zuwachs an Widerstand bei der vorhergehenden Rückstromklappe konnte vermieden werden. Die maximale C_A -Steigerung beträgt +18,2%. Das ist die größte von uns erreichte $C_{A\max}$ -Steigerung mit einer Rückstromklappe. Vergleicht man die Ergebnisse der Konfiguration mit mehreren hintereinander angeordneten Rückstromklappen, so lässt sich bei diesem Entwurf der Rückstromklappe annähernd die gleiche $C_{A\max}$ -Steigerung erreichen, ohne größere Einbußen beim Widerstandsverhalten bei anliegender Strömung zu erleiden.

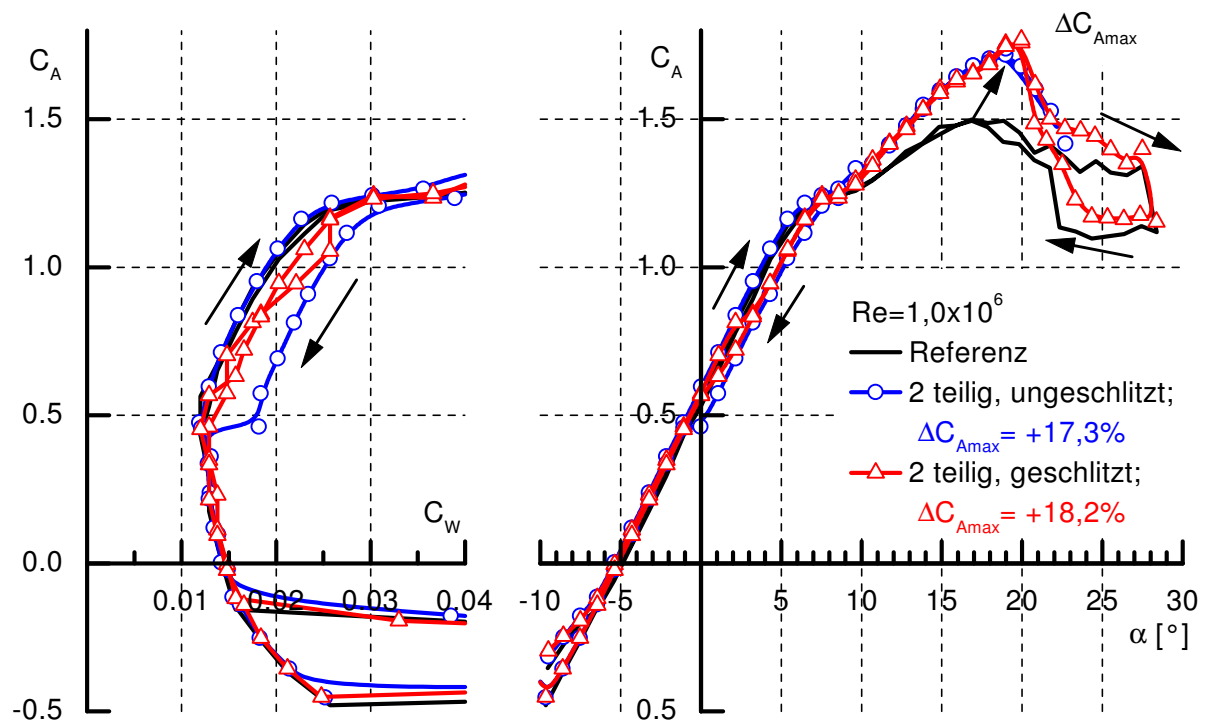


Bild 37: Vergleich Referenz zu zweiteiliger Rückstromklappe, geschlitzt bzw. ungeschlitzt

4.8 Rückstromklappe und Turbulatoren

Eine Frage, die immer wieder gestellt wurde, lautete: „Funktioniert die Rückstromklappe auf turbulenten Profilen?“ Die für die Untersuchungen verwendeten Profile HQ-41 und HQ-17 sind beides Laminarprofile. Um eine Aussage zu dieser Fragestellung treffen zu können, wurde mit Hilfe eines Turbulatorbandes ein vorzeitiger laminar/turbulenter Grenzschichtumschlag erzeugt.

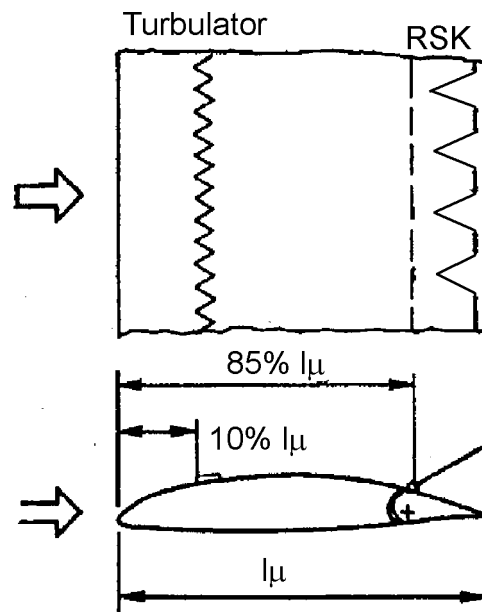


Bild 38: Flügel mit Turbulator und Rückstromklappe

Es sind Messungen durchgeführt worden, bei denen das Turbulatorband auf der Oberseite des Tragflügels bei $10\% l_\mu$ und $22\% l_\mu$ aufgeklebt wurde. Nach den Messungen mit dem Turbulatorband wurden weitere Messungen zusätzlich mit einer geschlitzten Rückstromklappe durchgeführt. Die Rückstromklappe entspricht der Klappe aus Abschnitt 4.4 mit Fangfäden, die einen maximalen Öffnungswinkel von 90° zulassen. Das Turbulatorband bewirkt folgende Veränderungen gegenüber dem Referenzflügel (Kreis und Rechteck-Symbole, Bild 39): Der Auftrieb verringert sich für Anstellwinkel kleiner $+11^\circ$. Die dickere turbulente Grenzschicht auf der Oberseite führt zu einer effektiven Entwölbung des Profils und so wird ein geringerer Auftrieb produziert. Beim Widerstand ergibt sich hier erwartungsgemäß ein beträchtlicher Zuwachs. Besonders bei $10\% l_\mu$ ergibt sich ein höherer Widerstand, da nur eine geringere laminare Lauflänge von 10% durch die Position des Turbulators zugelassen wird. Für größere Anstellwinkel hingegen ist das Auftriebsverhalten unverändert. Es wird der selbe C_{Amax} -Wert bei gleichem Anstellwinkel ($\alpha_{CAmax} = +18^\circ$) erreicht. In Bild 39 sind ebenfalls die Auftriebs- und Widerstandspolaren für den Versuch mit einer Rückstromklappe und einem Turbulatorband bei $10\% l_\mu$ im Vergleich zum Referenzflügel mit und ohne Turbulator zu sehen.

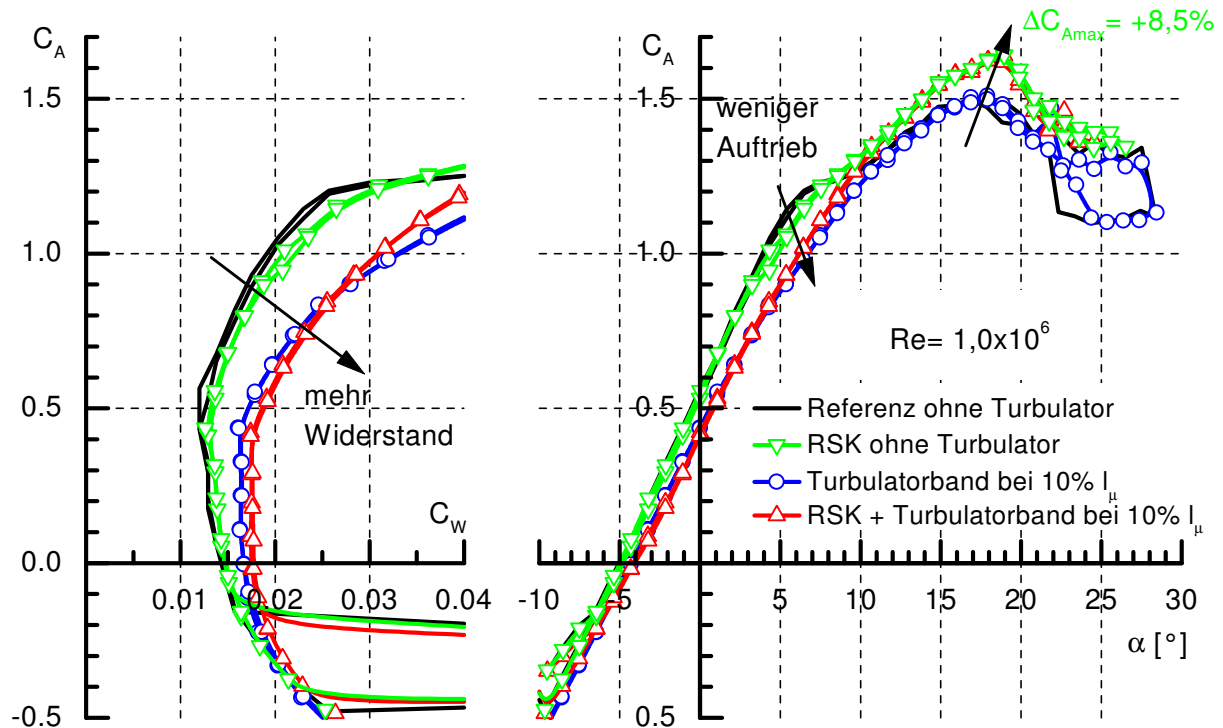


Bild 39: Polaren des Flügels mit einer Rückstromklappe (RSK) und einem Turbulatorband

Die geschlitzte Rückstromklappe öffnet sich bei $\alpha + 5^\circ$. Es setzt sofort eine Auftriebssteigerung ein, bis bei $\alpha + 19^\circ$ der maximale Auftriebsbeiwert erreicht wird. Gegenüber dem Flügel, der nur mit dem Turbulatorband bei 10 % l_μ beklebt ist, erreichen wir eine Steigerung des maximalen Auftriebsbeiwertes von 8,5% . Für kleinere Anstellwinkel $\alpha < +5^\circ$ liegen die beiden Kurvenverläufe bezüglich des Auftriebs übereinander. Befindet sich das Turbulatorband bei 22% l_μ , so ergibt sich ein ähnlicher Verlauf, mit entsprechend geringerem Widerstandszuwachs. ***Diese Versuche haben deutlich gemacht, dass die Rückstromklappen auch bei Profilen mit überwiegend turbulenter Grenzschicht funktionieren.*** Die Art der Grenzschicht (laminar oder turbulent) ist für die Funktion von Rückstromklappen nicht von Bedeutung. Viel entscheidender ist die Charakteristik der Strömungsablösung an einem Profil. Im Falle der moderaten Hinterkantenablösung stellt die Rückstromklappe ein geeignetes und wirkungsvolles Instrument dar, um eine Verzögerung dieser Ablösung zu bewirken. Bei Vorderkantenablösungen haben die Rückstromklappen ebenfalls noch einen positiven Einfluss. Hier muss jedoch darauf geachtet werden, dass die Rückströmung komplett blockiert wird. Kann die Rückströmung über die Rückstromklappe hinweg strömen, so ist die auftriebssteigernde Wirkung vermindert bzw. nicht mehr gegeben.

4.9 Rückstromklappe und Wirbelgeneratoren (Vortex Generators)

Zur gefahrlosen Durchführung der Freiflugversuche (Abschnitt 8) war zur Sicherstellung der Steuerbarkeit des Versuchsflugzeuges der Einsatz von Wirbelgeneratoren notwendig. In diesem Zusammenhang wurden Wirbelgeneratoren für das HQ-41-Profil angepasst, die zu einer **Auftriebssteigerung** von bis zu **+47%** führten ($C_{Amax}=2,2$! bei $\alpha=+18^\circ$). Dieser Vorteil ist allerdings mit einer **Zunahme** des minimalen Widerstandes C_{Wmin} von **58%** verbunden (Einzelheiten siehe [5]). Bei den Wirbelgeneratoren handelt es sich um *Counter-rotating vane type Vortex Generators* (Bild 40), die gegenseinnig drehende Längswirbel erzeugen. Die Wirbelgeneratoren haben folgende Abmessungen:

$$D_{VG} = 10 \text{ cm}; \quad d_{VG} = 27 \text{ mm}; \quad h_{VG} = 12 \text{ mm}; \quad l_{VG} = 26 \text{ mm};$$

$$\alpha_{VG} = 15^\circ; \quad x_{VG} = 20 \% l_\mu \Rightarrow \quad \frac{D_{VG}}{d_{VG}} = 3,7; \quad \frac{D_{VG}}{h_{VG}} = 8,3; \quad \frac{l_{VG}}{h_{VG}} = 2,16$$

In einer weiteren Versuchsreihe wurde eine Rückstromklappe zusammen mit Wirbelgeneratoren auf dem HQ-41 Profil untersucht (Bild 41). Die Rückstromklappe bestand aus einer perforierten Al-Blech Klappe mit flexibler Hinterkante aus PET-Folie, wie in Abschnitt 4.3 beschrieben.

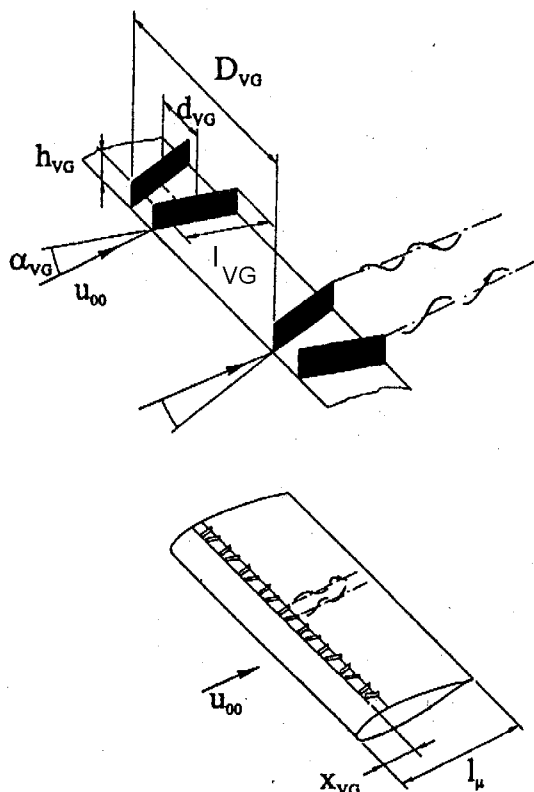


Bild 40: Wirbelgeneratoren vom Typ:
„Counter-rotating Vane-Type“

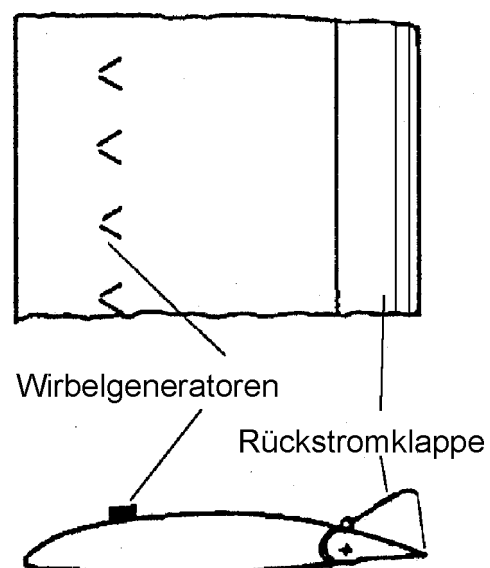


Bild 41: Flügelprofil mit Wirbelgeneratoren
und Rückstromklappe

Bild 42 zeigt die Ergebnisse der Kombination von einer Rückstromklappe und einer Reihe von Wirbelgeneratoren, die bei $x_{VG}=20\%l_\mu$ angeordnet wurden. Die Ergebnisse sind im Vergleich zu einer Messung nur mit Wirbelgeneratoren und dem glatten Referenzflügel dargestellt. Bereits bei kleinen Anstellwinkeln öffnet sich die Rückstromklappe etwas. Ein Widerstandszuwachs und ein geringerer Auftrieb sind die Folge. Bei der Verwendung einer Rückstromklappe und Wirbelerzeugern ergibt sich **keine $C_{A\max}$ -Steigerung** gegenüber der Konfiguration nur mit Wirbelerzeugern.

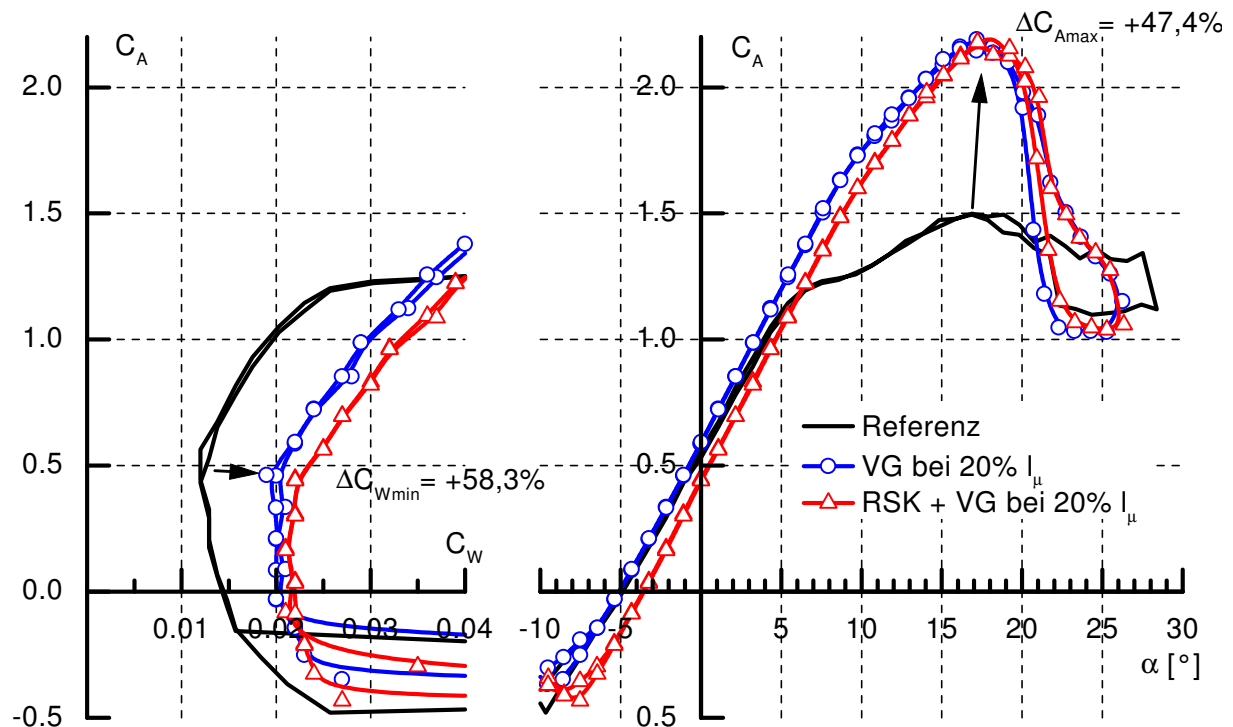


Bild 42: Kombination Wirbelgeneratoren und Rückstromklappe

Die Längswirbel erzeugen eine wirksame Durchmischung der Außenströmung mit dem flügelnahen Bereich. Strömungsablösungen werden hierdurch verhindert, solange die Wirbelgeneratoren im Bereich einer anliegenden Strömung liegen. Sobald die Wirbelgeneratoren selber ins Ablösegebiet „eintauchen“, d.h. die Ablöselinie vor die Wirbelgeneratoren wandert, lässt schlagartig deren Wirkung nach ($\alpha > +20^\circ$). Zu diesem Zeitpunkt ist das Ablösegebiet allerdings derart groß, dass der wirksame Bereich der hinteren Rückstromklappe überschritten ist. Die Höhe des Rückstromgebiets ist deutlich größer als die aufgestellte Rückstromklappe und die Rückströmung kann über die Rückstromklappe hinweg nach vorne strömen.

Bei einem anderen Versuch wurden die Wirbelgeneratoren unmittelbar vor dem Gelenk der Rückstromklappe installiert. Der Widerstandszuwachs durch die Wirbelgeneratoren ist hier deutlich geringer, da sie keine vorzeitige Transition bewirken. Der Bereich der Ablösungsbeeinflussung und damit der Auftriebssteigerung ist allerdings entsprechend

kleiner, da nur das Ablösegebiet hinter den Wirbelgeneratoren beeinflusst wird. Sobald die Ablösung vor die Wirbelgeneratoren wandert, öffnet sich schlagartig die Rückstromklappe. Beim Schließen der Rückstromklappe tauchen die Wirbelgeneratoren aus dem Ablösegebiet vor der Rückstromklappe auf und verursachen plötzlich große C_A -Sprünge. Große Auftriebshysteresen sind die Folge. Die Messungen haben deutlich gezeigt, dass **die Kombination von Rückstromklappe und Wirbelerzeugern wahrscheinlich nicht sinnvoll** ist.

4.10 Erste Deutung des Strömungsbildes

Aus Untersuchungen mit einer Fadensonde (siehe auch Abschnitt 7.2) lassen sich die Strömungsverhältnisse folgendermaßen beschreiben: Die äußere Strömung drückt die Rückstromklappe zurück zu einem geringeren Öffnungswinkel, so dass sich ein Gleichgewicht einstellt (Bild 43). Bei besonders hohen Anstellwinkeln verliert die Rückstromklappe allerdings den Kontakt zur Außenströmung. Die Rückströmung vermag nun die Rückstromklappe vollständig nach vorne umzuklappen. Um ein Umklappen zu verhindern, wird durch Fangfäden der maximale Öffnungswinkel begrenzt. Ist einmal die Rückstromklappe vollständig geöffnet, springt die Rückströmung bei weiterer Anstellwinkelvergrößerung förmlich über die Klappe hinweg nach vorne. Die Wirkung der Rückstromklappe lässt spürbar nach und verschwindet schließlich für höhere Anstellwinkel.

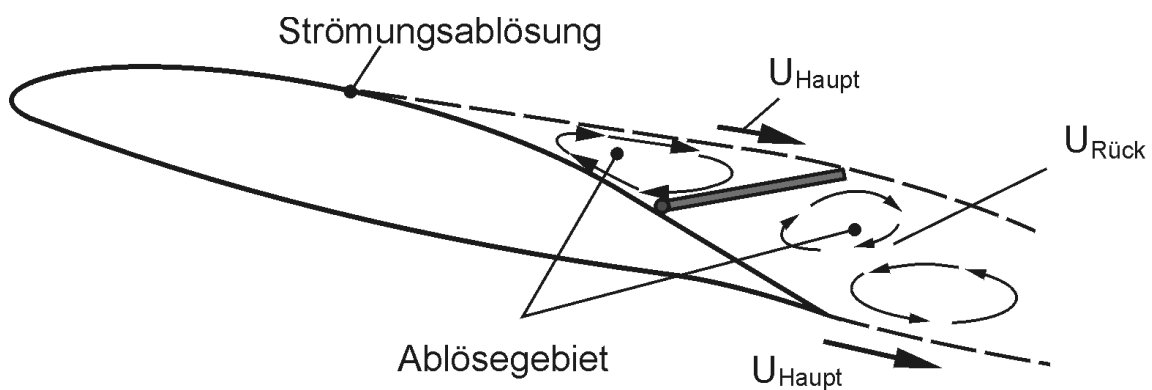


Bild 43: Strömungsverhältnisse, die zum Gleichgewicht bei einer geöffneten Rückstromklappe führen

4.11 Zusammenfassung der Ergebnisse der Messungen mit Rückstromklappen

Die Versuche haben gezeigt:

- Die von uns entwickelten Rückstromklappen funktionieren zuverlässig und reproduzierbar. Sie öffnen sich selbständig mit beginnender Ablösung bzw. durch deren Rückströmung.
- Je nach Tiefe der Rückstromklappen wurden $C_{A \max}$ -Steigerungen von 10% bis 18% mit einteiligen Klappen erreicht. Mit drei Klappen hintereinander wurden 23% $C_{A \max}$ -Steigerung erreicht.
- Das sensible Ansprechen der beweglichen Klappen auf beginnende Rückströmung in Folge von Ablösungen lässt sich durch **flexible Hinterkanten** realisieren. Eine **geschlitzte Rückstromklappe** bietet bei lokalen, dreidimensionalen Ablösungen Vorteile.
- Die $C_{A \max}$ -Steigerung hängt weitgehend von der Tiefe, sowie der Anzahl der beweglichen Klappen ab. Mit dem Öffnen der Rückstromklappen wird eine Auftriebssteigerung erzielt. Eine kontinuierliche C_A -Steigerung ist mit größer werdendem Anstellwinkel solange gegeben, wie die Rückstromklappen eine Trennung zwischen der Außenströmung (Potenzialströmung) und der Flügeloberfläche darstellen. Die Rückströmung wird blockiert und es kann kein Fluid in den vorderen Bereich des Flügels transportiert werden. Der statische Unterdruck, der für den Auftrieb verantwortlich ist, bleibt dadurch länger erhalten. Vor der stärker geöffneten Rückstromklappe bildet sich ein Ablösegebiet aus, in dem Ablösewirbel liegen, ähnlich wie vor einer überströmten Stufe. Trotz dieser Ablösungen ist durch die Rückstromklappe der statische Druck in der Ablösung geringer. Die örtliche Ablösung wird zu höheren Anstellwinkeln hin verzögert, oder anders ausgedrückt: Bei gleichem Anstellwinkel findet die Strömungsbilösung im Falle der Rückstromklappen weiter hinten auf dem Tragflügel statt. Ist der maximale Öffnungswinkel der Rückstromklappe erreicht, kann die Rückströmung über die Klappe hinweggehen und gelangt in den vorderen Teil des Tragflügels. Der Auftrieb beginnt sich zu verringern. Schließlich tritt ein Vorderkantenabris ein (d.h. die Strömung reißt unmittelbar an der Vorderkante des Tragflügels ab). Ein schlagartiger Auftriebszusammenbruch ist die Folge.
- Werden Rückstromklappen im vorderen Teil der Tragflügels angeordnet, so wird eine Ablösungsverzögerung hin zu noch größeren Anstellwinkeln erzielt. Da es sich bei unserem Tragflügelprofil aber um ein Laminarprofil handelt, wird an der Vorderkante der Rückstromklappe ein vorzeitiger laminar-turbulenter Grenzschichtumschlag erzeugt, der mit einem Widerstandszuwachs verbunden ist. Wenn die Rückstromklappen geschlossen sind und sich im hinteren Teil auf der Tragflügeloberseite befinden, produzieren sie dagegen keinen nennenswerten zusätzlichen Widerstand. Sie befinden sich dann in der turbulenten Grenzschicht.

- Die Schwierigkeit beim Entwurf der Rückstromklappen ist nicht die Kontrolle der Ablösung, sondern das hysteresefreie Schließen der beweglichen Klappen bei anliegender Strömung. Die Folge der leicht geöffneten Rückstromklappen bei anliegender Strömung ist ein höherer Widerstand und geringerer Auftrieb. Der Widerstand ist dann ähnlich dem eines Tragflügels mit dicker Hinterkante. Der geringere Auftrieb ergibt sich aus der leichten Entwölbung des Profils. Dieses Phänomen lässt sich aus der Druckverteilung erklären. Unter der Rückstromklappe stellt sich etwa derselbe Druck wie an der Hinterkante ein. Auf der Oberseite der Rückstromklappe herrscht der Druck, der zu Beginn der beweglichen Klappe vorliegt. Die Druckdifferenz hebt die Rückstromklappe leicht an. Es konnte gezeigt werden, dass **perforierte Klappen** sich selbständig schließen, allerdings nicht hysteresefrei. Mit dem vollständigen Schließen der Klappe verschwinden in diesem Anstellwinkelbereich die Auftriebsverluste, die sonst bei leicht geöffneter Klappe durch die Entwölbung der Profiloberseite entstehen.
- Der Entwurf der **geschlitzten Rückstromklappe** ist eine sehr gute Alternative zu den perforierten Rückstromklappen. Die Schlitze verhindern wirksam den Widerstandszuwachs bei kleinen Anstellwinkeln. Die geschlitzte Variante ist für ***dreidimensionale Strömungsverhältnisse obendrein anpassungsfähiger***. Es kann beobachtet werden, dass sich die einzelnen Klappenteile besser auf die lokalen Verhältnisse einstellen.
- Eine andere Lösung zum sicheren Schließen der Rückstromklappen bei anliegender Strömung wäre eine mechanische Verriegelung der Rückstromklappen für kleine Anstellwinkel. Dies könnte z. B. durch verstellbare Magnete erreicht werden.
- Mit einer **zweiteiligen Rückstromklappe** lässt sich ohne größere Einbußen beim Widerstandsverhalten bei anliegender Strömung annähernd die gleiche C_{Amax} -Steigerung erreichen, wie bei der Konfiguration mit mehreren hintereinander angeordneten Rückstromklappen.
- **Rückstromklappen und Turbulatoren**
Diese Versuche haben deutlich gemacht, dass die Rückstromklappen auch bei Profilen mit überwiegend turbulenter Grenzschicht funktionieren. Die Art der Grenzschicht (laminar oder turbulent) ist für die Funktion von Rückstromklappen nicht von Bedeutung. Viel entscheidender ist die Charakteristik der Strömungsablösung an einem Profil. Im Falle der moderaten Hinterkantenablösung stellt die Rückstromklappe ein geeignetes und wirkungsvolles Instrument dar, um eine Verzögerung dieser Ablösung zu bewirken. Bei Vorderkantenablösungen haben die Rückstromklappen ebenfalls noch einen positiven Einfluß. Hier muss jedoch darauf geachtet werden, dass die Rückströmung komplett blockiert wird. Kann die Rückströmung über die Rückstromklappe hinweg strömen, so ist die auftriebssteigernde Wirkung vermindert bzw. nicht mehr gegeben.
- Die Messungen haben deutlich gezeigt, dass ***die Kombination von Rückstromklappe und Wirbelerzeugern wahrscheinlich nicht sinnvoll*** ist.

Bemerkungen und Ausblicke zur praktischen Anwendung

Für die praktische Anwendung von beweglichen Klappen auf Flugzeugtragflächen ist die *Funktionssicherheit* von zentraler Bedeutung. Die große Wirksamkeit der beweglichen Klappen zieht die Forderung nach großer Sicherheit automatisch nach sich, da bei Versagen der Klappen der Auftriebsverlust Unfälle verursachen würde. Basierend auf den jetzt vorliegenden aerodynamischen Daten könnte man eine von der biologischen Funktion abweichende technische Funktion mit größerer eingebauter Sicherheit ableiten: Im Reiseflug werden die beweglichen Klappen bündig mit der Profiloberfläche fest verriegelt. Beim Landeanflug werden die beweglichen Klappen dagegen entriegelt und in eine hinten leicht angehobene Position gebracht. Dadurch wird ein geringer parasitärer Widerstand erzeugt, der aber beim Landeanflug nicht schadet. Andererseits sprechen die beweglichen Klappen dann mit Sicherheit auf Strömungsablösungen an, so dass der Auftrieb nicht plötzlich zusammenbrechen kann. Der vergrößerte Höchstauftrieb ist außerdem beim Landeanflug sehr erwünscht, denn das Flugzeug kann so langsamer fliegen und kann auf einer kürzeren Landebahn landen.

5 Rückstromklappen in Kombination mit konventionellen Hochauftriebssystemen

Neben der Profilauslegung für den Reiseflug und der Sicherstellung von Stabilität und Steuerbarkeit eines Flugzeuges ist ein wesentlicher Bestandteil eines Flugzeugentwurfes die Berücksichtigung der Start- und Landephase. Hochauftriebssysteme dienen vorrangig der Auftriebssteigerung für die Start- und Landephase, werden aber auch für die Steuerung eines Flugzeuges im Flug eingesetzt. Die Kenntnis der Wechselwirkung von Rückstromklappen in Kombination mit Hochauftriebssystemen ist also für eine Anwendung in der Luftfahrt von großer Bedeutung. In den Freiflugversuchen (Anschnitt 8) kommen beispielsweise Rückstromklappen im Bereich der Querruder zum Einsatz. So galt es also diese Frage zu klären. Untersucht wurden zwei der verbreitetsten Arten von auftriebssteigernden Hochauftriebssystemen: Die *Hinterkantenwölbklappe* und die *Fowlerklappe*.

Zur Steuerung des Flugzeuges werden vor allem *Wölbklappen* als Ruder benutzt. Bei der Betätigung der Querruder wird zum Beispiel durch gegensinnige Ausschläge auf den beiden Flügelseiten nach unten bzw. oben die örtliche Auftriebsverteilung vergrößert bzw. verkleinert, wodurch das gewünschte Rollmoment um die Flugzeuglängsachse erzeugt wird. Durch Ausschlag einer solchen Hinterkantenklappe nach unten wird die Profilwölbung vergrößert. Die Erhöhung des Auftriebs über dem gesamten Anstellwinkelbereich ist die Folge, aber auch der Höchstauftrieb wird beachtlich vergrößert. Die aerodynamische Wirkung einer Hinterkantenklappe hängt außer vom Klappenwinkel hauptsächlich vom Verhältnis der Klappentiefe zur Profiltiefe ab. Für die Start- und Landephase ist die Mindestfluggeschwindigkeit V_{\min} entscheidend. Diese lässt sich aufgrund der Gleichgewichtsbedingung $G = m \cdot g = A$ in [N] wie folgt berechnen:

$$G = C_{A_{\max}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V_{\min}^2 \cdot F \quad [\text{N}] \quad \Rightarrow \quad V_{\min} = \sqrt{\frac{G}{F \cdot C_{A_{\max}} \cdot \rho}} \quad [\text{m/s}]$$

G = Fluggewicht [N]; F = Flügelfläche [m²]
 G/F = Flächenbelastung [N/m²]

Das Fluggewicht dividiert durch die Flügelfläche kennzeichnet die Flächenbelastung und diese kann nicht ohne weiteres verkleinert werden. Es bleibt zur Kleinhaltung der Mindestfluggeschwindigkeit V_{\min} also nur eine Vergrößerung des maximalen Auftriebsbeiwertes $C_{A_{\max}}$ übrig. Als wichtigste Vorteile der Verringerung von V_{\min} ergibt sich eine geringere Start-, Anflug- und Landegeschwindigkeit und eine Verringerung der Start- und Landestrecke. Als sogenannte Landeklappen wird bei Verkehrsflugzeugen überwiegend die *Fowlerklappe* verwendet. Neben der Änderung der Profilwölbung bewirkt die Fowlerklappe zusätzlich eine Flächenvergrößerung. Diese äußerst wirksame Kombination bewirkt nahezu eine Verdoppelung des Höchstauftriebs $C_{A_{\max}}$ und kommt entsprechend häufig bei Flugzeugen bei der Start- und Landephase zum Einsatz.

5.1 Wechselwirkung von Rückstromklappe und konventioneller Wölbklappe

Die Untersuchungen wurden an dem HQ-41-Messflügel, der eine konventionelle Wölbklappe hat, vorgenommen. Durch den Ausschlag dieser Hinterkantenklappe wird die Profilwölbung geändert, so dass eine wesentliche Erhöhung des Auftriebes erreicht werden kann. Neben der Verwendung solcher Klappen als Lande- bzw. Startklappen kommen sie auch noch als Querruder (Steuerklappen um die Längsachse) zum Einsatz. Die Klappentiefe des Messflügels beträgt 14,5 % der Flügeltiefe l_μ . Die Wechselwirkung von Rückstromklappe und konventioneller Wölbklappe wurde in einem für die Querruderanwendung üblichen Winkelbereich von -16° bis $+16^\circ$ untersucht.

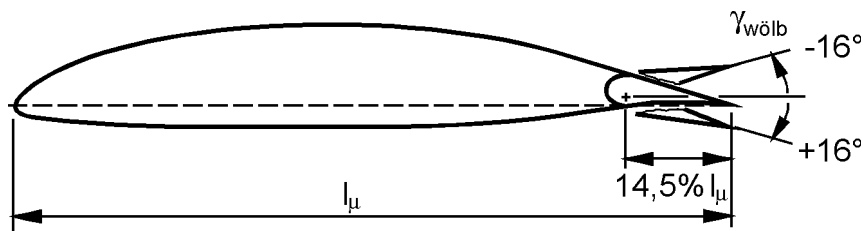


Bild 44: HQ-41 bei verschiedenen Wölbklappenausschlägen

In dem Bild 45 sind die Verläufe der Polaren für die Wölbklappenwinkel $\gamma_{\text{wölb}} = 0^\circ$; $+8^\circ$ und $+16^\circ$ dargestellt. Bei positiv ausgeschlagener Wölbklappe wird durch die höhere

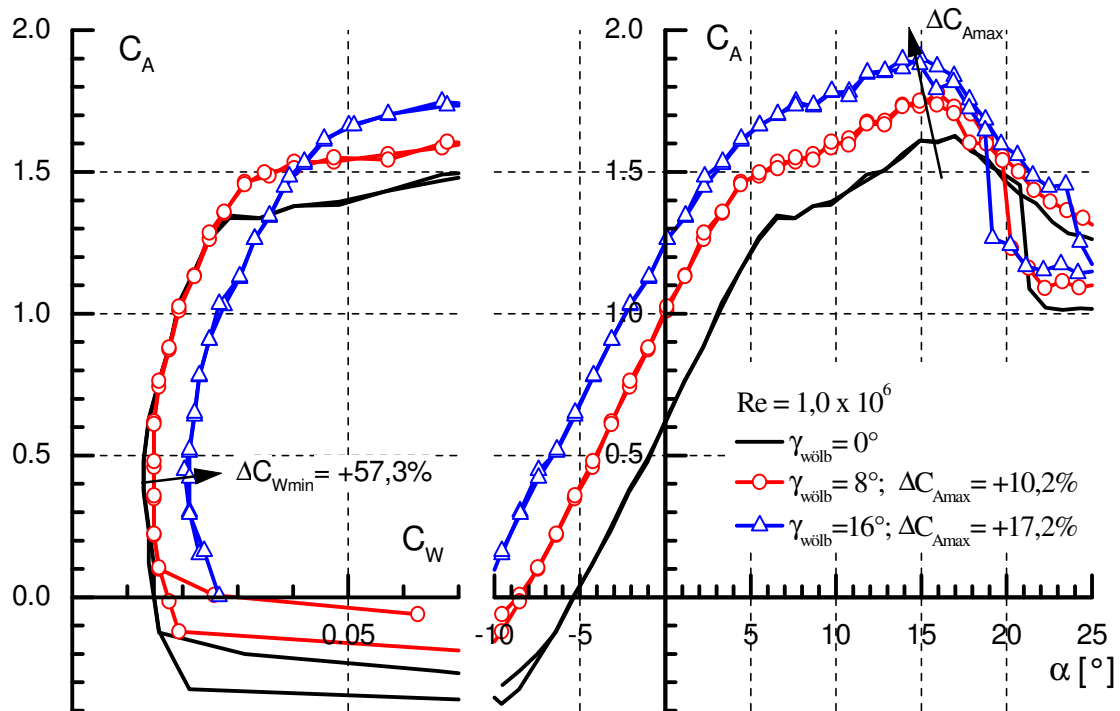


Bild 45: HQ-41 bei verschiedenen Wölbklappenwinkeln.

Profilwölbung über den gesamten Anstellwinkelbereich mehr Auftrieb erzielt. Der maximale Auftriebsbeiwert $C_{A \max}$ wird gegenüber geringeren Wölbklappenausschlägen bereits bei kleinen Anstellwinkeln erreicht. Es verschiebt sich also die Auftriebspolare für steigende Wölbklappenausschläge nach links oben. Bei der Wölbklappenstellung von $\gamma_{\text{wölb}} = +16^\circ$ fällt der starke Zuwachs des Widerstandes auf. Hier ist die Strömung über den gesamten Anstellwinkelbereich auf der Oberseite der Wölbklappe abgelöst. Ein deutlich größerer Nachlauf und somit größerer Widerstand sind die Folge.

Messungen mit Rückstromklappen und Wölbklappe

Bei unterschiedlichen Wölbklappenwinkeln $\gamma_{\text{wölb}}$ sind Messungen mit einer einzelnen Rückstromklappe und mit zwei hintereinander angeordneten Rückstromklappen durchgeführt worden. Die einzelne Rückstromklappe ist direkt auf der Oberseite der Wölbklappe angeordnet (Bild 46 und Bild 47). Es handelt sich um eine perforierte Rückstromklappe aus PET-Kunststoff mit flexibler Hinterkante, wie in Abschnitt 4.3. Einschließlich der flexiblen Hinterkante beträgt die Klappentiefe in Strömungsrichtung $11\% l_\mu$. Bei dieser Klappentiefe ließen sich alle Wölbklappenwinkel ($-16^\circ < \gamma_{\text{wölb}} < +16^\circ$) einstellen ohne das Gelenk der Rückstromklappe zu behindern. Der maximale Öffnungswinkel der Rückstromklappe ist durch Fäden auf ca. 60° - 90° begrenzt.

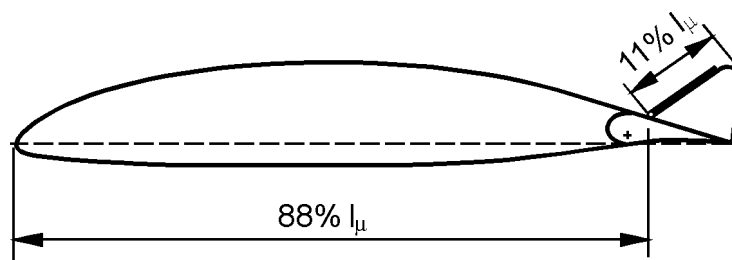


Bild 46: Anordnungen der RSK auf dem Profil

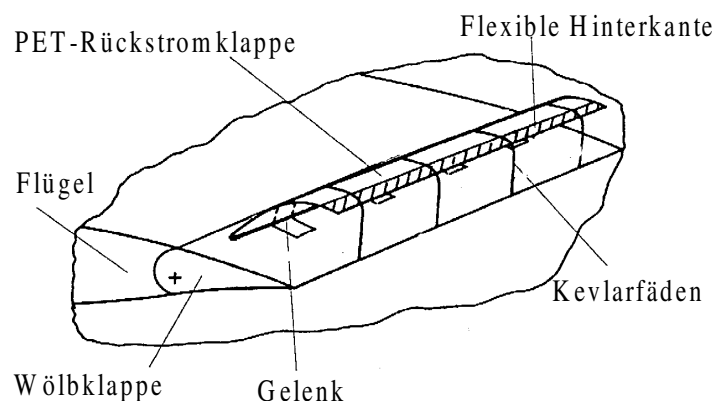


Bild 47: Eine Rückstromklappe auf der Wölbklappe

Bei weiteren Messungen wurde zusätzlich zu der Rückstromklappe auf der Wölbklappe eine zweite Rückstromklappe stromaufwärts auf der Oberseite des Flügels installiert. Das Gelenk dieser vorderen Rückstromklappe ist bei $55\% l_\mu$ angeordnet. Die Länge dieser Rückstromklappe beträgt einschließlich der flexiblen Hinterkante $13,5\% l_\mu$. Auch hier begrenzen Fäden den maximalen Öffnungswinkel der Rückstromklappe.

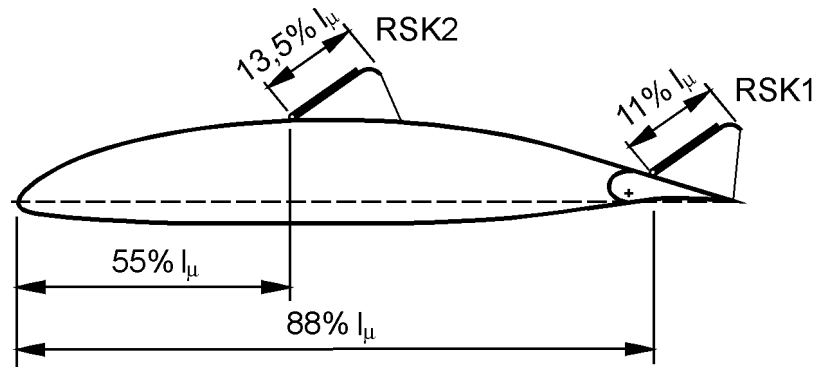


Bild 48: Zwei Rückstromklappen auf dem HQ-41-Flügel

Bild 49 zeigt den Verlauf der Polaren mit einer und mit zwei Rückstromklappen, bei einem Wölbklappenausschlag von $\gamma_{wölb} = +8^\circ$.

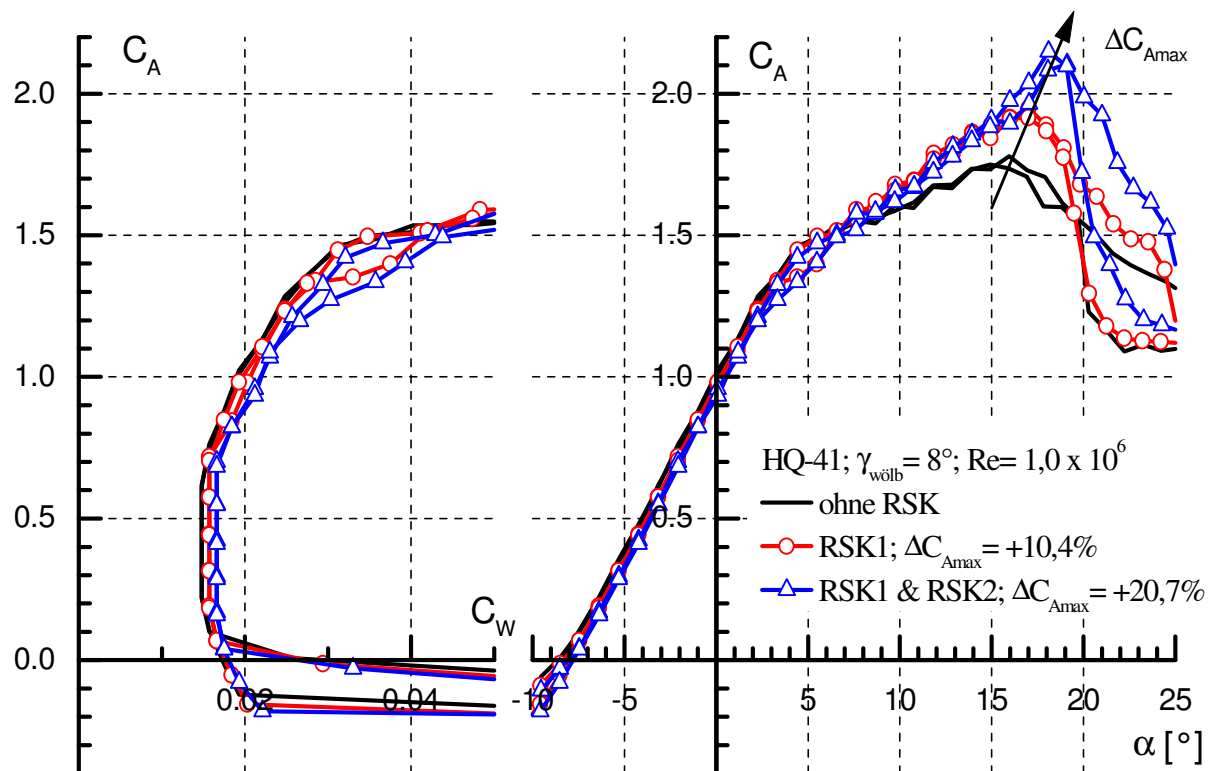


Bild 49: HQ-41 mit $\gamma_{wölb} = +8^\circ$, ohne RSK, mit RSK1 und mit RSK1 & RSK2

Die hintere Rückstromklappe RSK1 bewirkt mit dem Einsetzen der Strömungsablösung an der Hinterkante des Tragflügels eine Auftriebssteigerung. Der maximale Auftriebsbeiwert

C_{Amax} wird um **+10,4%** gesteigert. Für kleine Anstellwinkel ist der Widerstand nur minimal größer als beim glatten Referenzflügel. Die Ursache hierfür ist eine kleine Stufe in der Profilkontur, welche durch die auf das Profil aufgebrachte Rückstromklappe entsteht. Eine zweite stromaufwärts installierte Rückstromklappe RSK2 bewirkt eine zusätzliche Auftriebssteigerung. Die Steigerung von C_{Amax} beträgt insgesamt **20,7%**. Sobald das Ablösegebiet vor die vordere Rückstromklappe RSK2 wandert, öffnet sich diese und der Auftrieb steigt. Aus früheren Messungen [5] ist jedoch bekannt, dass eine gegenseitige Beeinflussung der beiden Rückstromklappen untereinander zu einem unkontrollierten Auftriebsverhalten führen kann. Auch die Reynolds-Zahl-Abhängigkeit ist deutlich größer bei einer Anordnung mit mehreren Rückstromklappen, was bei kleineren Reynolds-Zahlen zu erheblichen Leistungseinbußen und Hystereseverläufen führen kann.

Für andere Wölbklappenwinkel zwischen -16° bis $+12^\circ$ ist dieses Verhalten prinzipiell gleich. Mit einer Rückstromklappe wird der maximale Auftriebsbeiwert je nach Wölbklappenwinkel zwischen **+8,4%** und **+11,5%** gesteigert. Eine Ausnahme von diesem Verhalten bilden größere positive Wölbklappenausschläge. Die starke Krümmung im Bereich des Klappengelenks kann von der Strömung nicht mehr überwunden werden und die Strömung löst ab. Bei $\gamma_{wölb} = +16^\circ$ ist die Strömung auf der Oberseite der Wölbklappe über den gesamten Anstellwinkelbereich abgelöst. Hier schließt sich die Rückstromklappe RSK1 auch nicht bei kleineren Anstellwinkeln. In diesem Bereich sinkt der Auftrieb etwas und der Widerstand steigt gegenüber dem glatten Flügel. Sobald sich das Ablösegebiet bei größeren Anstellwinkeln auf den restlichen Teil des Hauptflügels ausdehnt, bewirkt die Rückstromklappe wieder eine Auftriebssteigerung. Der maximale Auftriebsbeiwert C_{Amax} wird immer noch um **+8,6%** gesteigert.

Ergebnisse zu den Messungen von Rückstromklappen kombiniert mit Wölbklappenausschlägen

Im Hinblick auf ein zuverlässiges Ansprechverhalten der Rückstromklappe sollte in Strömungsrichtung lediglich *eine* Rückstromklappe eingesetzt werden. Eine auf einer Wölbklappe angeordnete Rückstromklappe bewirkt bei dem HQ-17 Profil in Kombination mit Wölbklappenausschlägen eine zusätzliche Auftriebssteigerung. Die Wirkung von Wölb- bzw. Steuerklappen (z.B. Querruder) wird durch den Einsatz von Rückstromklappen nicht beeinträchtigt. Nur bei sehr großen Wölbklappenwinkeln, bei denen dauerhaft die Strömung auf der Oberseite der Wölbklappe abgelöst ist, sind geringe Leistungseinbußen bei kleinen Anstellwinkeln gegeben. Für hohe Anstellwinkel hingegen wirken die Rückstromklappen auftriebssteigernd. Dieses Ergebnis war für die Realisierung der Freiflugversuche (Abschnitt 8; sowie [5]) von großer Bedeutung.

5.2 Wechselwirkung von Rückstromklappe und Spaltflügelklappe (Fowlerklappe)

Im Luftfahrzeugbau sind neben den konventionellen Hinterkantenklappen (Wölb- und Steuerklappen), vorrangig Spaltklappen (sogenannte Fowlerklappensysteme) vorzufinden [19]. Diese Klappe stellt eine Kombination von Flächenvergrößerung und Änderung der Profilwölbung dar. Bei dieser Anordnung wird ein Hilfsflügel aus der Flügelunterseite nach hinten ausgefahren und in einem bestimmten Winkel, bezogen auf die Flügelsehne, eingestellt. Die durch den Spalt zwischen Flügel und Fowlerklappe strömende Luft führt der Grenzschicht auf der Klappenoberseite kinetische Energie zu. Es lässt sich so das Abreißen der Strömung zu größeren Anstellwinkeln hinausschieben. Da kein Messflügel mit einem solchen ausfahrenden Klappensystem zur Verfügung stand, wurde eine sehr ähnliche Klappenkonstruktion, der Doppelflügel gewählt. Mit Doppelflügel bezeichnet man die Tandemanordnung zweier Flügel, zwischen denen nur ein kleiner Luftspalt vorhanden ist. Der hintere Flügel hat eine deutlich geringere Flügeltiefe und lässt sich in diskreten Winkeln zur Sehne des Hauptflügels einstellen. Auch diese Spaltklappe bewirkt eine Kombination von Flächenvergrößerung und Änderung der Profilwölbung. Der einzig markante Unterschied zur Fowlerklappe im ausgefahrenen Zustand ist die Form der Unterseite des hinteren Teils des Hauptflügels.

HQ-17-Flügel mit Spaltflügelklappe

Die Untersuchungen wurden an dem HQ-17 Messflügel mit 500mm Flügeltiefe vorgenommen. Hierzu wurde ein zweiter kleiner Flügel mit einer Flügeltiefe von $l_{\mu \text{ flap}} = 132 \text{ mm} = 26,4\% l_{\mu}$ hergestellt (Bild 50 und Bild 51). Das Profil der Spaltklappe ist eine Eigenkonstruktion mit großem Nasenradius und einer Profildicke von $14,9\% * l_{\mu \text{ flap}}$. Die Spaltflügelklappe ist über vier Befestigungsträger mit dem Hauptflügel verbunden. Es besteht die Möglichkeit, neben der Veränderung des Klappenwinkels γ_{flap} auch noch die Spalthöhe (engl. Gap) und den Abstand der Vorderkante der Spaltklappe zur Hinterkante des Hauptflügels (engl. Overlap) einzustellen (Bild 51).



Bild 50: HQ-17 mit Spaltflügelklappe, (Ansicht von vorne)

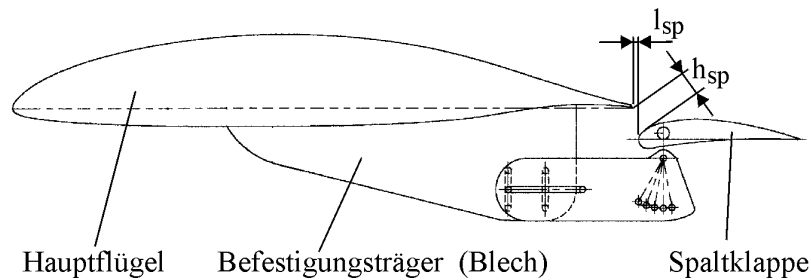


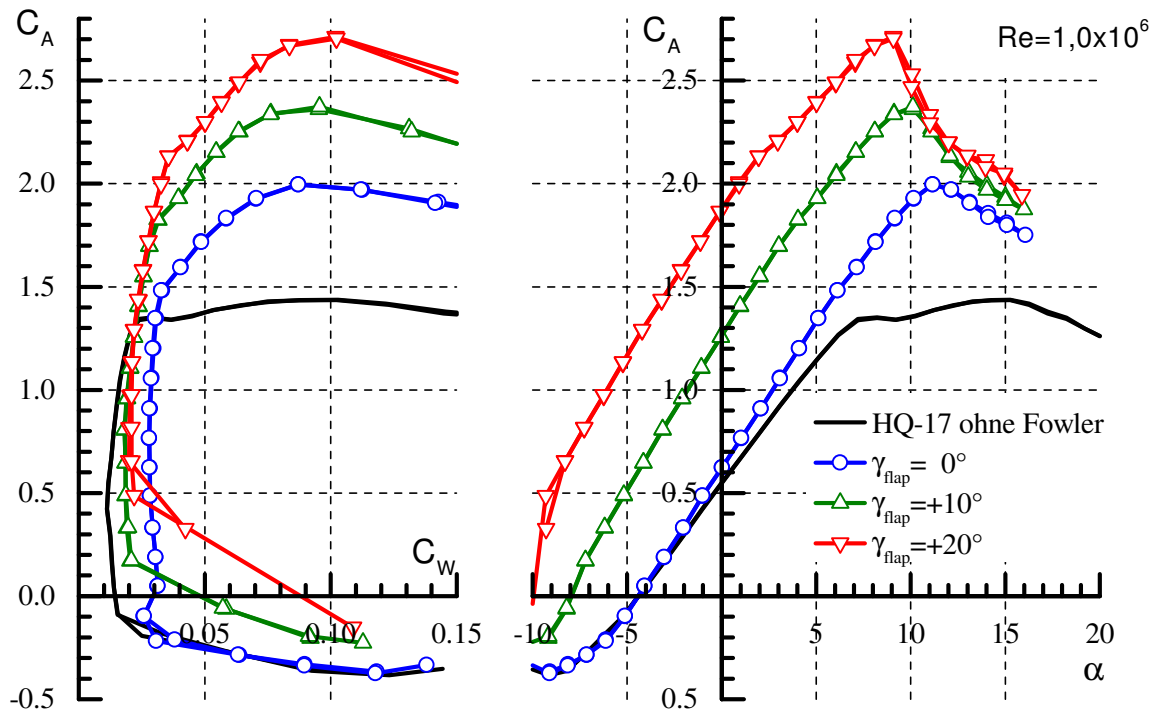
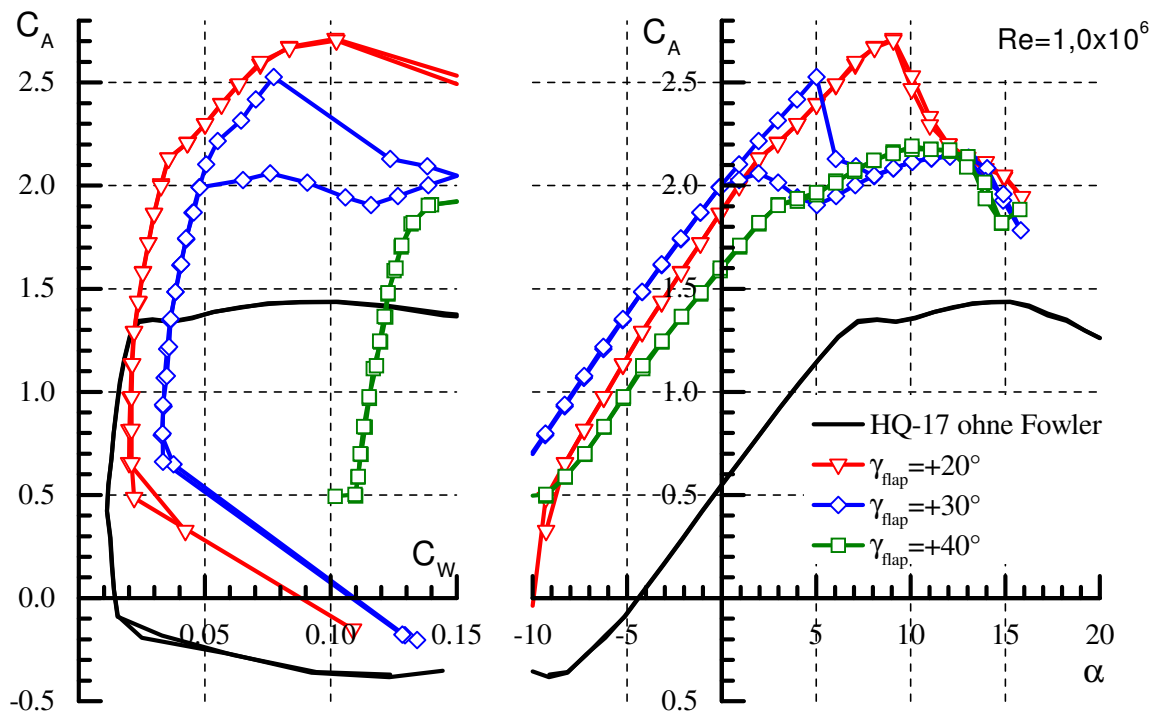
Bild 51: Spaltparameter am HQ-17 mit Spaltklappe

Es sind zunächst Kraftmessungen vom Messflügel *nur mit Spaltflügelklappe* durchgeführt worden. Vermessen wurden die Klappenwinkel von $\gamma_{\text{flap}} = 0^\circ$ bis $+40^\circ$. Eine Variation und Optimierung der Spaltparameter erfolgte in diesem Zusammenhang nicht. Die zugehörigen Spalthöhen h_{sp} und Klappenüberlappungen l_{sp} sind in der nebenstehenden Tabelle vermerkt. Die Spaltwerte h_{sp} und l_{sp} sind in [% l_μ] angegeben und beziehen sich auf die Flügeltiefe des Hauptflügels $l_\mu = 500$ mm.

In Bild 52 sind die Verläufe der Polaren für die Klappenwinkel $\gamma_{\text{flap}} = 0^\circ$ bis $+40^\circ$ dargestellt. Bei der Berechnung der Beiwerte wurde nach üblicher Konvention nur die Bezugsfläche des Vergleichsflügels ($F = 0,775\text{m}^2$, d.h. ohne zusätzliche Fläche der Spaltklappe) verwendet. Bei $\gamma_{\text{flap}} = 0^\circ$ fällt sofort die starke Auftriebsvergrößerung gegenüber dem Referenzverlauf des HQ-17 ohne Spaltklappe auf. Hier ist die Flächenvergrößerung deutlich feststellbar. Wird nun die Spaltklappe ausgeschlagen, ergeben sich über den gesamten Anstellwinkelbereich große Auftriebssteigerungen. Der höchste Auftriebsbeiwert $C_{A \text{ max}} = 2,712$ wird bei $\gamma_{\text{flap}} = +20^\circ$ erreicht. Für diese Klappenstellung wird auch zugleich die höchste Gleitzahl $\epsilon_{\text{max}} = 62,48$ mit Spaltklappe erreicht. Dabei ist zu berücksichtigen, dass die Befestigungsträger einen höheren Widerstand verursachen. Der Referenzflügel ist mit $\epsilon_{\text{max}} = 64,56$ nur geringfügig besser. Im Widerstandsverhalten mit Spaltklappe weist die Klappenstellung $\gamma_{\text{flap}} = +10^\circ$ den geringsten Wert von $C_{W \text{ min}}$ auf. Aber auch bei $\gamma_{\text{flap}} = +20^\circ$ ist $C_{W \text{ min}}$ noch vergleichsweise gering. Der optimale Einsatzbereich, mit einem Maximum an Auftrieb und hoher maximaler Gleitzahl von über 60, liegt bei $\gamma_{\text{flap}} = +10^\circ$ und $+20^\circ$.

γ_{flap}	h_{sp} (Gap)	l_{sp} (Overlap)
[°]	[% l_μ]	[% l_μ]
0	4,5	0,2
+10	4,3	0,5
+20	4	1
+30	4	1,7
+40	4	2,3

Spaltparameter verschiedener Spaltklappenstellungen

Bild 52: HQ-17 mit Spaltklappe, $\gamma_{\text{flap}} = 0^\circ$ bis $+20^\circ$ Bild 53: HQ-17 mit Spaltklappe, $\gamma_{\text{flap}} = +20^\circ$ bis $+40^\circ$

Mit größer werdendem Klappenwinkel $\gamma_{\text{flap}} > +20^\circ$ vergrößert sich der Widerstand stark (Bild 53). Bei $\gamma_{\text{flap}} = +30^\circ$ ergibt sich noch eine Auftriebssteigerung, bis bei $\alpha = +5^\circ$ ein vorzeitiger Strömungsabriss an der Vorderkante einsetzt. Das $C_{A\text{max}}$ von $\gamma_{\text{flap}} = +20^\circ$ wird

dadurch nicht mehr erreicht. Bei einem Klappenwinkel von $\gamma_{\text{fowl}} = +40^\circ$ wächst über den gesamten Anstellwinkelbereich der Widerstand stark an (ca. 10x größer als beim Referenzflügel!) und auch das Auftriebsverhalten ist deutlich schlechter.

Messungen mit Rückstromklappen und Spaltklappe

Es wurden drei Konfigurationen von Rückstromklappen auf den Flügel mit Spaltklappe untersucht (Bild 54). Bei der ersten Konfiguration ist die Rückstromklappe RSK1 auf dem hinteren oberen Teil des Hauptflügels angeordnet. Die Rückstromklappe RSK2 befindet sich auf der Spaltklappe und wurde als zweite Konfiguration einzeln und zusammen mit der RSK1 als dritte Konfiguration untersucht.

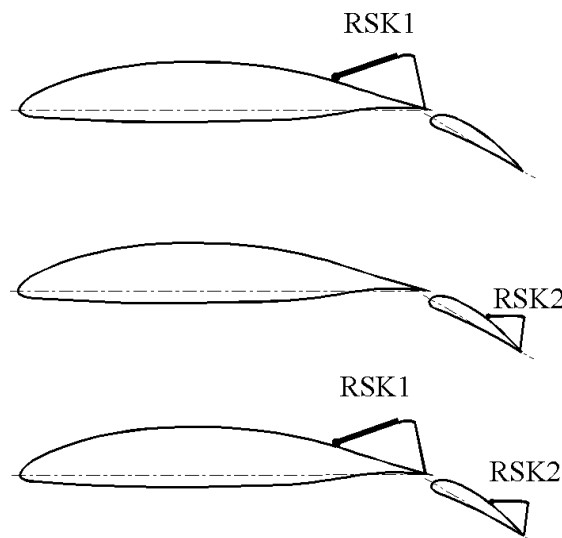


Bild 54: Positionen der Rückstromklappe auf dem Flügel mit Fowlerklappe

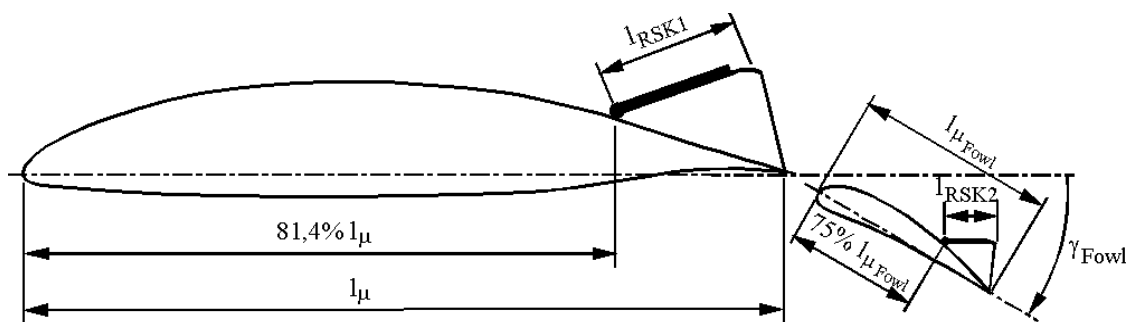


Bild 55: Abmaße und Positionen der Rückstromklappe

In Bild 55 sind die Abmaße und Positionen der verwendeten Rückstromklappen dargestellt. Die RSK1 besteht aus 0,5 mm dickem Aluminium mit einer Perforation von 3,32 % der Gesamtfläche der Rückstromklappe RSK1. Die Klappenlänge beträgt einschließlich der flexiblen Hinterkante 17% l_μ . Die RSK2 besteht aus 0,3 mm PET-Kunststoff, ohne Perforation und ohne zusätzliche flexible Hinterkante. Die Klappenlänge beträgt 5,2% l_μ bzw. 19,7% $l_{\mu \text{ flap}}$.

Ergebnisse zu den Messungen von Rückstromklappen und Spaltflügelklappe

Der C_{Amax} -Verlauf dieser Spaltklappenanordnung ist maßgeblich durch das Abrißverhalten der Strömung am Hauptflügel geprägt. Bei moderaten Fowlerklappenwinkeln ($0^\circ \leq \gamma_{flap} \leq +20^\circ$) löst die Strömung bereits am Hauptflügel ab und erst später an der Spaltklappe. Der Abriß auf dem Hauptflügel ist entscheidend für die Höhe des maximalen Höchstauftriebs $C_{A \max}$. Allgemein lässt sich sagen, dass eine **Rückstromklappe auf dem Hauptflügel (RSK1)** eine Steigerung des maximalen Auftriebsbeiwertes $C_{A \max}$ bewirkt. Untersucht wurden die Klappenwinkel $\gamma_{flap} = 0^\circ$ bis $+40^\circ$. Die Auftriebssteigerung variiert abhängig vom Spaltklappenwinkel γ_{flap} zwischen $+0,2\%$ und $+6,57\%$.

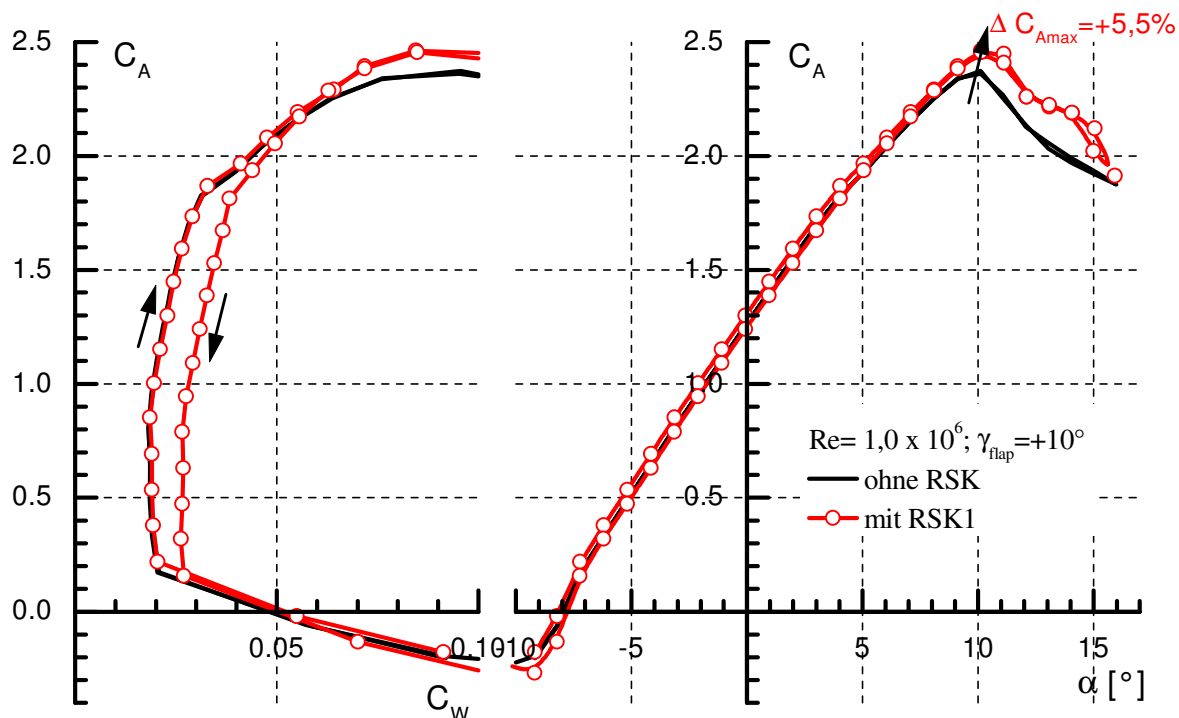


Bild 56: Eine Rückstromklappe RSK1 auf dem Hauptflügel, $\gamma_{flap} = +10^\circ$

Bild 56 zeigt den Polarenverlauf für den Klappenwinkel $\gamma_{flap} = +10^\circ$. Hier beträgt die Steigerung von $C_{A \max}$ $+5,51\%$. Für kleinere Anstellwinkel ist der Verlauf von Auftrieb und Widerstand mit Rückstromklappe prinzipiell identisch mit den Messungen ohne Rückstromklappe. Voraussetzung allerdings ist, dass die Rückstromklappe für kleiner werdende Anstellwinkel (Rückweg der Polare) wieder vollständig schließt. In den Untersuchungen war dies nur bedingt der Fall, so dass Hysterese-Effekte auftraten, mit der Folge von höherem Widerstand durch einen größeren Nachlauf. Eine Verbesserung des Schließverhaltens lässt sich durch eine bessere Anpassung der Perforation, bzw. durch eine geschlitzte Rückstromklappe erreichen. (Abschnitt 4.4). Für $\gamma_{flap} = +20^\circ$ bewirkt die Rückstromklappe allerdings nur noch eine C_{Amax} -Steigerung von $0,5\%$. Hier erfolgt die Strömungsablösung schlagartig an der Vorderkante des Hauptflügels.

Wird die **Rückstromklappe auf der Spaltklappe (RSK2)** angeordnet, so muss unterschieden werden, ob die Strömung auf der Oberseite der Spaltklappe generell abgelöst oder anliegend ist. Eingangs wurde schon darauf hingewiesen, dass für kleine Spaltklappenwinkel ($+10^\circ \leq \gamma_{\text{flap}} \leq +20^\circ$) die Strömung erst auf dem Hauptflügel und einige Grad später auf der Oberseite der Fowlerklappe ablöst. Die Rückstromklappe auf der Spaltklappe wird entsprechend erst mit Einsetzen der Strömungsablösungen an dieser Stelle aktiv und es ergeben sich erst Auftriebssteigerungen für Anstellwinkel jenseits von α_{CAmax} ($\alpha > \alpha_{\text{CAmax}}$).

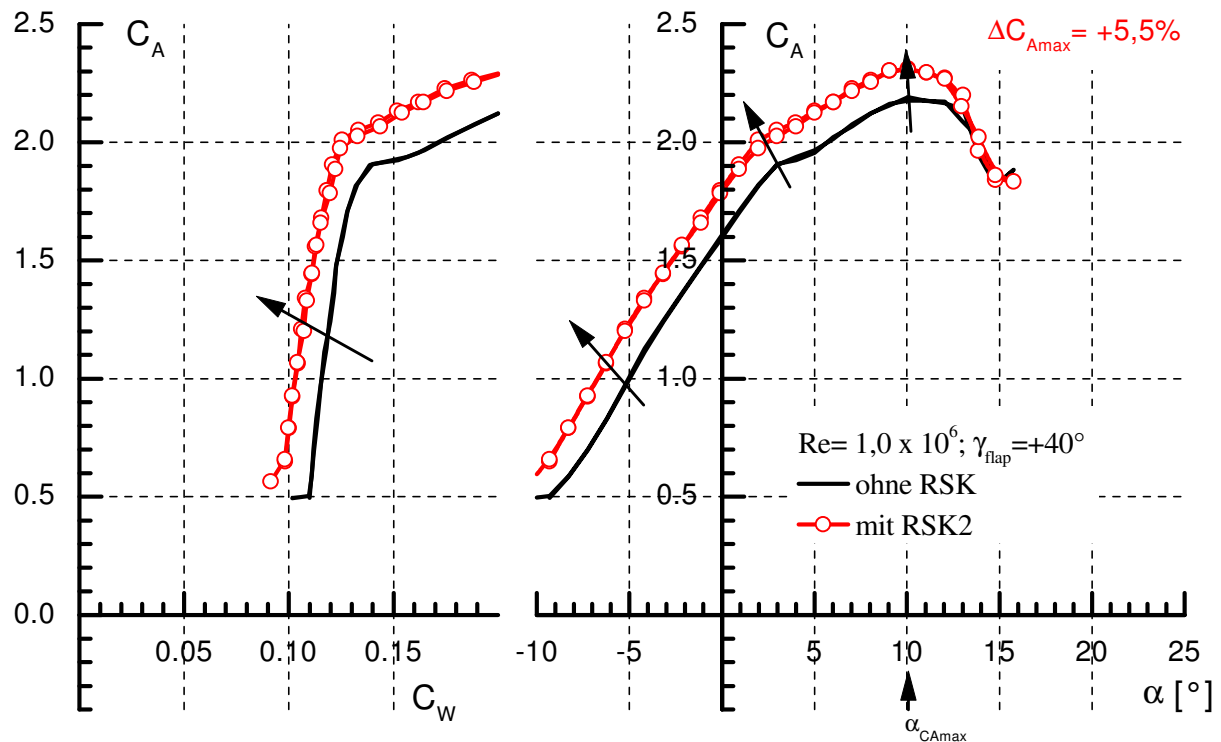


Bild 57: Eine Rückstromklappe RSK2 auf der Spaltklappe bei $\gamma_{\text{flap}} = +40^\circ$

Ist die Strömung über den gesamten Anstellwinkelbereich auf der Oberseite der Spaltklappe abgelöst ($\gamma_{\text{flap}} \geq +40^\circ$), so bewirkt die Rückstromklappe auf der Spaltklappe eine Steigerung des Auftriebs und eine Verminderung des Widerstands über den gesamten Anstellwinkelbereich (Bild 57). Es muss jedoch darauf hingewiesen werden, dass trotz dieser Leistungssteigerungen durch Rückstromklappen beim Klappenwinkel $\gamma_{\text{flap}} = +40^\circ$ die Werte der Klappenstellung $\gamma_{\text{flap}} = +20^\circ$ ohne Rückstromklappe nicht erreicht werden, so dass der Einsatz von Rückstromklappen hier nicht sinnvoll erscheint.

Werden **beide Rückstromklappen (RSK1 & RSK2) miteinander kombiniert**, bzw. gleichzeitig eingesetzt, so findet man eine Ergänzung der Effekte aus den vorangegangenen Messungen. Nachteilig wirkt sich allerdings eine gegenseitige Beeinflussung aus, wie sie schon in Abschnitt 4.5 festgestellt wurde. Das hysteresefreie Schließverhalten der Rückstromklappen und der damit verbundene Widerstandszuwachs bei kleinen Anstellwinkeln stellt sich als Problem dar.

Bild 58 zeigt die Ergebnisse für zwei Rückstromklappen bei dem Spaltklappenwinkel $\gamma_{\text{flap}} = +30^\circ$. Für Anstellwinkel $\alpha > \alpha_{C_{A\text{max}}}$ sind deutlich die Auftriebssteigerungen der RSK2 erkennbar. Die vordere Rückstromklappe RSK1 bewirkt bei diesem Klappenwinkel γ_{flap} so gut wie keine Steigerung des maximalen Auftriebsbeiwerts. Die große Widerstands- und Auftriebshysterese ist auf die für kleiner werdende Anstellwinkel nicht schließende RSK1 zurückzuführen.

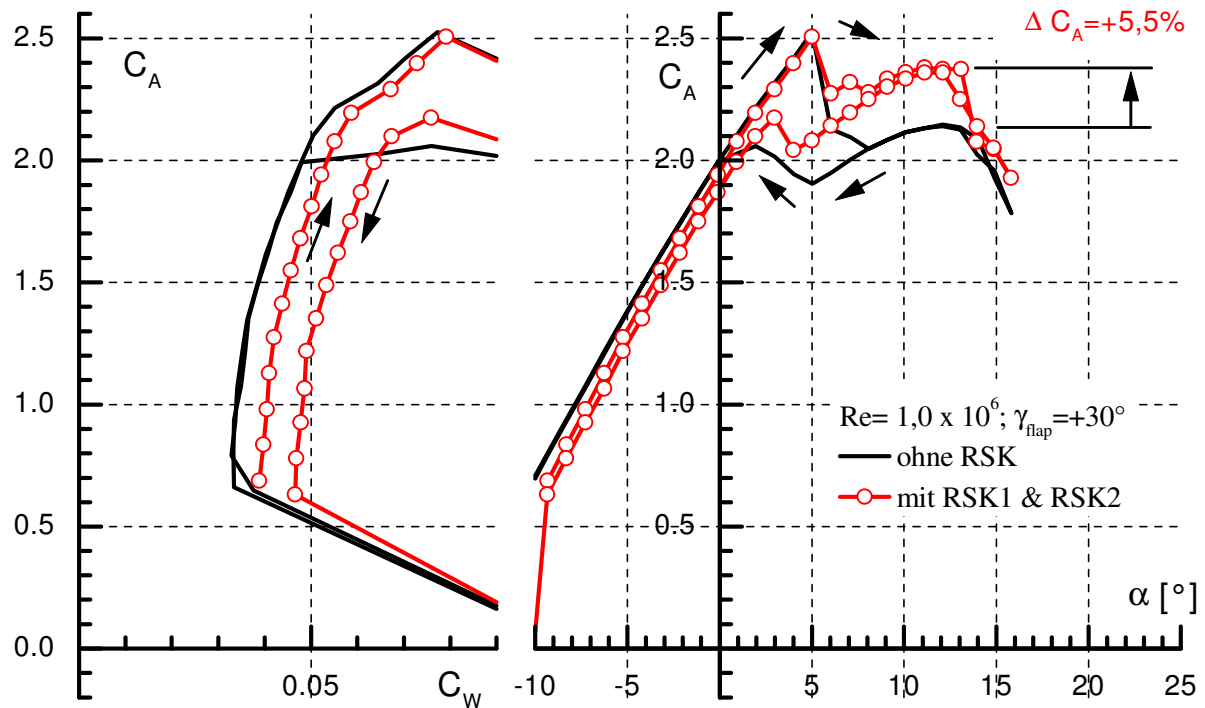


Bild 58: Zwei Rückstromklappen RSK1 & RSK2 und Spaltklappe, $\gamma_{\text{flap}} = +30^\circ$

5.3 Zusammenfassung Rückstromklappen und Hochauftriebssysteme

Die Kombination der *Rückstromklappe auf der Wölbklappe* hat sich als *effektiv und gut ergänzend* herausgestellt. Durch die Wölbklappe am HQ-41-Profil wird die Charakteristik der Strömungsablösung nicht verändert. Die ausgeprägte Hinterkantenablösung der Strömung kann durch den Einsatz einer Rückstromklappe positiv beeinflusst werden, so dass deutliche Auftriebssteigerungen zusätzlich zur Auftriebssteigerung durch die Wölbklappe erreicht werden.

Bei dem sehr effizienten *Spaltklappensystem (Fowlerklappe)* ist das Ablöseverhalten bereits derart verändert, dass die Strömungsablösung an der Vorderkante dominiert. Hier sind die effektiven Auftriebssteigerungen durch den Einsatz einer Rückstromklappe zusätzlich zur Spaltflügelklappe nur minimal. Bei Konfigurationen der Spaltklappe, in denen Strömungsablösungen permanent auftreten, können Rückstromklappen deutliche Leistungssteigerungen erzielen. Jedoch werden hierdurch die Ergebnisse der optimalen Spaltklappenkonfiguration ($\gamma_{\text{flap}} = +20^\circ$) nicht übertroffen. Der Einsatz von Rückstromklappen in Kombination mit der Spaltklappe am HQ-17 ist bei üblichen Spaltklappenwinkeln ($10^\circ < \gamma_{\text{flap}} < 20^\circ$) *nicht sinnvoll*. Die Leistungssteigerungen durch Rückstromklappen dominieren nur außerhalb der optimalen Einsatzwinkel der Spaltklappe ($\gamma_{\text{flap}} > +20^\circ$, sowie jenseits von $C_{A \text{ max}}$ bzw. $\alpha > \alpha_{C_{A \text{ max}}}$). Generell macht der Einsatz von Rückstromklappen immer dort Sinn, wo über einen größeren Anstellwinkelbereich hinweg eine stromaufwandernde Hinterkantenablösung auftritt.

6 Weiterführende Experimente mit Rückstromklappen

6.1 *Rückstromklappen auf einem stark gepfeilten 3D-Windkanalmodell mit Landeklappenkonfiguration*

In den Jahren 1998 bis 1999 wurden in zwei Projekten neben anderen Untersuchungen auch Rückstromklappen untersucht. Im Rahmen des BMBF Technologieprogramms „Hochauftriebskonfigurationen“ (HAK) wurde in einem Unterauftrag der Daimler Chrysler Aerospace Airbus das Vorhaben „Beeinflussung von Strömungsablösungen an Tragflügeln“ von mir und Herrn Dr. Bechert bearbeitet. An einem von der DASA zur Verfügung gestellten 3D-Windkanal-Halbmodell wurden verschiedene strömungsbeeinflussende Maßnahmen erprobt [7]. Das Ziel war, Strömungsablösungen zu vermeiden bzw. das Auftriebsverhalten zu verbessern. Rückstromklappen hatten sich in dieser Hinsicht in den Experimenten am 2D-Flügel bewährt. Nun bot sich die Möglichkeit auch an einem Modell mit Landeklappenkonfiguration und starken dreidimensionalen Strömungsverhältnissen Untersuchungen durchzuführen. Die Messungen wurden im Windkanal des Hermann-Föttinger-Instituts für Strömungsmechanik der TU-Berlin ausgeführt, nachdem das Modell, die Waage und deren Winkelverstellungsvorrichtung dafür umgebaut worden waren. Der Reynoldszahlbereich des Flügels lag bei 1.0×10^6 .

Modellbeschreibung und Einbau des Modells in den Windkanal

Das von Daimler-Chrysler Aerospace Airbus Bremen zur Verfügung gestellte SCCH-Modell (Swept Constant Chord Halfmodel) besteht aus einem Flügel, einem halbzyklindrischen Rumpf und einem Grenzschichtsockel (franz.: Peniche) mit Labyrinthdichtung. Der Flügel ist mit $\phi = 30^\circ$ gepfeilt und hat eine in Spannweitenrichtung konstante Flügeltiefe von $l_\mu = 450 \text{ mm}$. Die Halbspannweite beträgt $s = 1120 \text{ mm}$. An dem Flügel können wahlweise Klappen und Vorflügel in eingezogenem Zustand (Clean) oder über Beschlüge in verschiedenen ausgefahrenen Konfigurationen befestigt werden. Das Modell ist berührungsfrei gegenüber dem Kanalboden mit einer entsprechenden Anbindung an die Kraftwaage unterhalb der Messstrecke verbunden. Die Anstellwinkelverstellung erfolgt über die mitdrehende Unterflurwaage. Der Grenzschichtsockel ist auf dem Drehtisch im Windkanalboden ohne Verbindung zum Modell befestigt. Dieser mindert die Einflüsse der Kanalgrenzschicht auf die Modellumströmung. Die Abmaße des recht großen Modells im Verhältnis zum Kanalquerschnitt machten für die Interpretation der Kraftmessdaten eine umfangreiche 3D-Windkanalwandkorrektur ([34], [35] und [36]) notwendig. Diese führte zu einer sehr guten Übereinstimmung mit den Referenzdaten der DASA.



Bild 59: SCCH-Modell mit ausgefahrenem Flap, Ansicht von schräg hinten

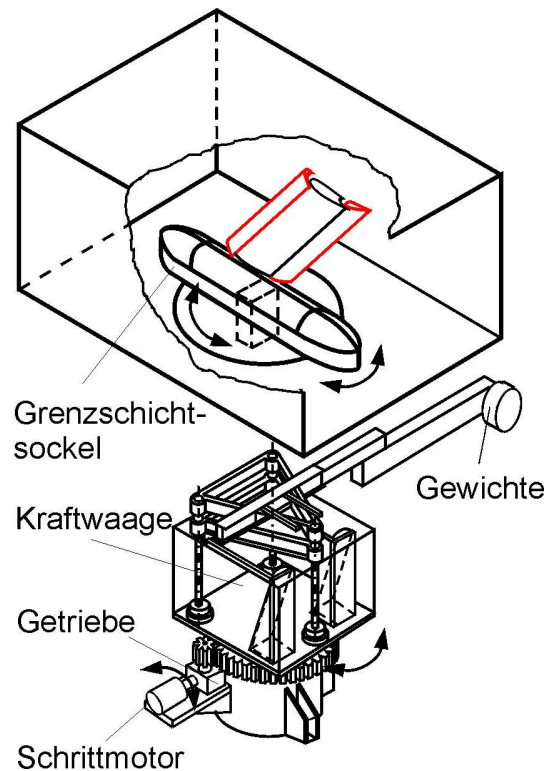


Bild 60: Windkanalsegment, Modell und Waage mit Ausgleichsgewichten

Versuche mit Rückstromklappen

Bevor strömungsbeeinflussende Maßnahmen zum Einsatz kamen, sind umfangreiche Untersuchungen zur Strömungssichtbarmachung an verschiedenen Klappenkonfigurationen durchgeführt und dokumentiert worden. Die genaue Kenntnis der Strömungsbedingungen am Modell war die Grundvoraussetzung für die anschließend untersuchten Beeinflussungsmethoden der Strömung durch Wirbelgeneratoren, Gurney-Flaps und eben auch Rückstromklappen. Die Rückstromklappen sind insgesamt an drei verschiedenen Positionen, am Vorflügel (Slat), am hinteren Bereich des Hauptflügels und an der Fowlerklappe (Flap), untersucht worden. Als Klappenstellung wurde anfänglich eine typische Landekonfiguration gewählt. Später wurde der Vorflügel und auch die Fowlerklappe zu noch größeren Winkeln ausgeschlagen. Bild 61 zeigt beispielsweise eine untersuchte Rückstromklappe, die auf der Fowlerklappe installiert wurde. Entsprechend der Pfeilung ϕ des Flügels und der aus den Sichtbarmachungen bekannten lokalen Strömungsrichtung sind die einzelnen Segmente der

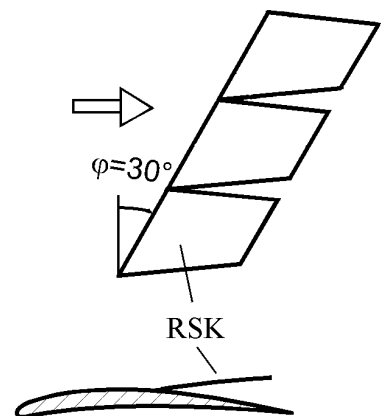


Bild 61: 3D-Rückstromklappe auf der Fowlerklappe.

Klappe entworfen worden. Es wurde so eine dreidimensionale Struktur der Rückstromklappen entwickelt, die aus einzelnen Elementen (ähnlich Vogelfedern) in Spannweitenrichtung besteht. Diese Struktur reagiert angemessen auf dreidimensionale Strömungsablösungen und begrenzt diese in Spannweitenrichtung.

Ergebnisse der Untersuchungen mit Rückstromklappen

- Die aerodynamische Gestaltung der untersuchten Hochauftriebskonfiguration hat zur Folge, dass die Strömungsablösung sehr schnell bis zur Vorderkante des Vorflügels springt. Im Gegensatz zu bisherigen Experimenten an Flügeln, bei denen sich die Strömungsablösung langsam von der Flügelhinterkante nach vorne ausbreitete, sind hier die Erfolge nur sehr gering.
- Bei Anbringung von Rückströmklappen auf dem Vorflügel wurde lediglich erreicht, dass der Auftriebseinbruch bei Strömungsablösung geringfügig reduziert wird.
- Bei Anbringung von Rückströmklappen auf der Fowlerklappe wird nur bei stark ausgeschlagener Fowlerklappe (die eine Strömungsablösung dort verursacht) eine Verbesserung erreicht.
- Eine Erhöhung des Höchstauftriebs (wie beim Einzelprofil) konnte bei voll ausgefahrener Landekonfiguration durch Anbringung von Rückströmklappen jedoch nicht erreicht werden.

Schlussfolgerungen und Interpretation der Ergebnisse

Das ausgefeilte Hochauftriebssystem des SCCH-Modells ist bereits sehr leistungsfähig, so dass es äußerst schwierig ist, hier noch Verbesserungen zu erreichen. Es wird bereits ein sehr hoher maximaler Auftriebsbeiwert bei einem hohen Anstellwinkel erreicht. Besonders durch den Vorflügel lässt sich dieser große nutzbare Anstellwinkelbereich erzielen. Das Abrissverhalten an einem solchen Modell unterliegt starken 3D-Einflüssen und ist maßgeblich durch folgende Merkmale geprägt: Die Strömungsablösung bei hohen Anstellwinkeln erfolgt schlagartig an der Vorderkante des Flügels (*Vorderkantenablösung*). Rückstromklappen wirken hier nur noch dämpfend und vermögen nur noch geringe Auftriebssteigerungen jenseits von C_{Amax} zu bewirken. Als geringen positiven Nebeneffekt lässt sich noch ein gutmütigeres Verhalten des Nickmoments in diesem Bereich feststellen. Man erhält bei abgelöster Strömung einen sehr gutmütigen, fast linearen und hysteresefreien Verlauf des Nickmoments. Mit Einsetzen der Strömungsablösung tritt an diesem Modell keine vorwärts gerichtete Rückströmung im klassischen Sinne mehr auf. Auf Grund der großen Flügelpfeilung bildet sich eine starke *Querströmung* zur Flügelspitze aus. Diese Querströmung führt zu Auftriebsverlusten des benachbarten Unterdruckbereichs. Die bislang entwickelten Rückstromklappen reagieren wenig sensibel auf diese mit der Ablösung entstehende Querströmung. In dieser Hinsicht verbesserte Rückstromklappen müssten so konstruiert sein, dass sie durch die Querströmung aufgerichtet werden. Das Gelenk müsste also rechtwinklig zu dieser Querströmung angeordnet sein, um diese effektiv blockieren zu können. Im hochgeklappten Zustand entspräche dies dann einem Grenzschichtzaun (der

übrigens auch von W. Liebe entwickelt wurde). Man könnte in diesem Fall auch von einem aufklappenden Grenzschichtzaun sprechen. Es bleibt zu überlegen, ob ein feststehender Grenzschichtzaun für dieses Problem die einfachere Lösung darstellt. Abschließend bleibt noch zu bemerken, dass die einzelnen Elemente von Rückstromklappen sehr gut auf kleine lokale Ablösungen reagiert haben. Diese Struktur reagiert also angemessen auf kleine dreidimensionale Strömungsablösungen und begrenzt diese in Spannweitenrichtung. An einem Modell an dem es gilt nur solche lokalen Ablösegebiete zu beeinflussen, bewirken die Rückstromklappen eine Verbesserung des Ablöseverhaltens.

6.2 Rückstromklappen auf einem transsonischen Profil

Nachdem die selbstaktivierenden Rückstromklappen bei Unterschallströmungen ihre Leistungsfähigkeit bei der Begrenzung von Strömungsablösungen erwiesen haben, gab es den Vorschlag von J. Mertens, (Daimler-Chrysler Aerospace Airbus) dieses Konzept auf transsonische Profile auszuweiten. Bei transsonischer Tragflügelströmung kann es zu Strömungsablösungen infolge einer Stoß-Grenzschicht-Interferenz sowohl am Fuß des Stoßes als auch im Bereich der Flügelhinterkante kommen. Die Ablösungen treten dann auf, wenn der Verdichtungsstoß zu stark wird, und damit eine zu starke Verzögerung der Profilgrenzschicht eintritt. Diese Ablösung führt zu einer örtlichen Rückströmung im Ablösegebiet, die nun durch Rückstromklappen beeinflusst werden sollte. Insbesondere wurde eine günstige Beeinflussung von instationären Strömungsablösungs-Erscheinungen (Buffeting) erhofft. Im Rahmen des Projektes „Windkanalmessungen an einem Transsonik-Tragflügel mit strömungsbeeinflussenden Massnahmen“ wurden an dem Profil Cast 10-2/DOA2 unter anderem eine Konfiguration mit einer Rückstromklappe im Transsonik-Windkanal Göttingen vermessen [8].

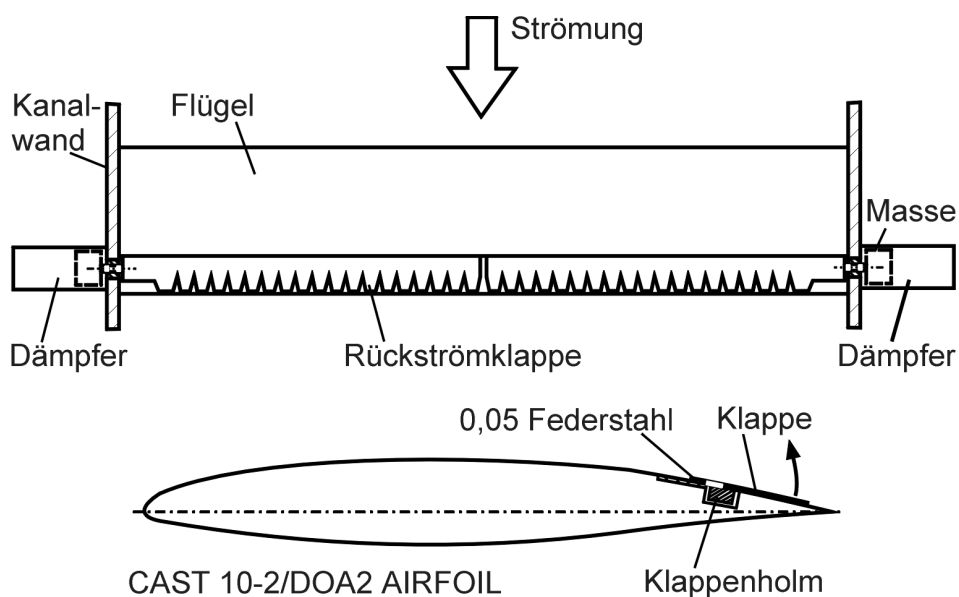


Bild 62: Rückstromklappe auf dem Transsonik-Profil Cast10-2/DOA2

Für die Auslegung einer Rückstromklappe in transsonischer Strömung lagen keinerlei Erfahrungen vor. So wurde für diese neuen Versuche eine Rückstromklappe mit Schlitten gewählt (Bild 62), die sich bei niedrigen Machzahlen bewährt hatte und dort bei anliegender Strömung auf dem Profil anlag. Die Rückstromklappe hatte eine federnde Aufhängung, die aus einem punktgeschweißten dünnen Federstahlblech bestand. Dadurch wurde eine gute Glätte der Profiloberseite erreicht. Diese Aufhängung war nur für geringe Klappenausschläge konzipiert, entsprechend den vorherigen Erwartungen für das Auftreten von Buffeting. Zur Beherrschung auftretender Schwingungen wurde eine Dämpfung vorgesehen, die über eine träge Masse und Schubkräfte in einem zähen Öl eine Dämpfungseigenschaft erzeugte.

Versuchsdurchführung:

Die Messungen haben leider nur unbefriedigende Ergebnisse gebracht. Ursache hierfür war ein vorzeitiges Öffnen der Rückstromklappe schon bei niedrigen Machzahlen ($M \approx 0,6-0,7$). Trotz anliegender Strömung hob sich die Rückstromklappe um einen Winkel von $7-9^\circ$, je nach Anstellwinkel an. Somit wurde keine geeignete Funktion der Klappe erreicht und entsprechend keine zufriedenstellenden Messdaten. Die Erwartung, das „Buffeting“ durch die Rückstromklappe zu verzögern, wurden auch nicht erfüllt. Es muss allerdings bemerkt werden, dass das Schwingungsverhalten des Messflügels (auch ohne Rückstromklappe) sich von den Erwartungen aufgrund konventioneller Buffeting-Kriterien grundlegend unterschied. Der Messflügel geriet in dem erwarteten Bereich (Anstellwinkel und Machzahl) nicht in Schwingung. Nur bei niedrigeren Machzahlen ($M=0,7$ und $M=0,73$) und hohen Anstellwinkeln über 7° traten sehr kräftige Schwingungen des Flügels auf. Bei diesen hohen Anstellwinkeln, für die die Rückstromklappe nicht ausgelegt war, waren die auftretenden Klappenaußschläge zu groß, und die Klappenaußhängung versagte sehr schnell durch Ermüdungsbruch.

Schlußfolgerungen:

Die ausgeführten Messungen mit Rückstromklappe lieferten nicht die erwarteten Ergebnisse, da die Klappe sich bei anliegender Strömung nicht schloss. Dies kann jedoch durch größere Schlitten in der Klappe bzw. geeignete Porosität erreicht werden. Ferner kann durch „fremdaktivierte“ Klappen dieses Problem umgangen werden. Zur Beeinflussung des Buffeting müsste eine Rückstromklappe entsprechend den wirklich im Experiment auftretenden Schwingungen neu ausgelegt und konzipiert werden. Unter diesen Umständen halte ich den Einsatz von Rückstromklappen zur Abschwächung des Buffeting nach wie vor für möglich.

6.3 Numerische Berechnung eines Flügels mit Rückstromklappe

In Teilprojekt A2, des Sonderforschungsbereiches SFB 557, werden numerische Untersuchungen zu Rückstromklappen durchgeführt, um ein besseres Verständnis der Wirkungsweise der Rückstromklappen zu erhalten. Die Rechnungen verwenden ebenfalls das HQ-17-Profil bei einer Reynolds-Zahl von $Re=1,0 \times 10^6$, um einen direkten Vergleich zu den experimentellen Ergebnissen anstellen zu können [13] und [14].

Methode: Die numerischen Methoden basieren auf einem zweidimensionalen, inkompressiblen Finite Volumen Verfahren zur Lösung der Reynolds- gemittelten Navier Stokes Gleichung (RANS). Als Turbulenzmodell kommen wahlweise das Spalart-Allmaras Modell und das LLR $k-\omega$ Modell zur Anwendung.

Ergebnisse: Numerische Rechnungen des Referenzprofil ohne Rückstromklappe zeigten, dass die Strömung bei hohen Anstellwinkeln instationär wurde und sich eine Wirbelstraße ausbildete (Bild 63). Dargestellt ist die Verteilung der Wirbelstärke ω (positive entspricht

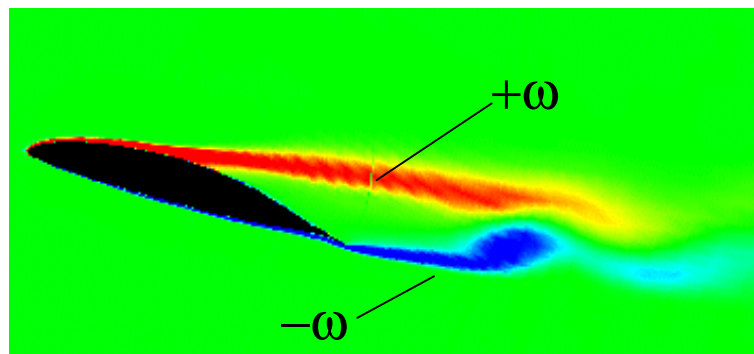


Bild 63: Numerische Berechnung des HQ-17-Profiles bei $\alpha = +18^\circ$, $Re = 1,0 \times 10^6$

einer Wirbelstärke im Uhrzeigersinn). Erste Rechnungen mit einer Rückstromklappe wurden zunächst mit einer starren (fest modulierten) Klappe bei verschiedenen Öffnungswinkeln durchgeführt. Es zeigt sich, dass der optimale Öffnungswinkel der Rückstromklappe ist gegeben, wenn die Klappenhinterkante gerade an die abgelöste Scherschicht heran reicht. Die Rückstromklappe bewirkt an dieser Position in den Rechnungen eine deutliche Stabilisierung

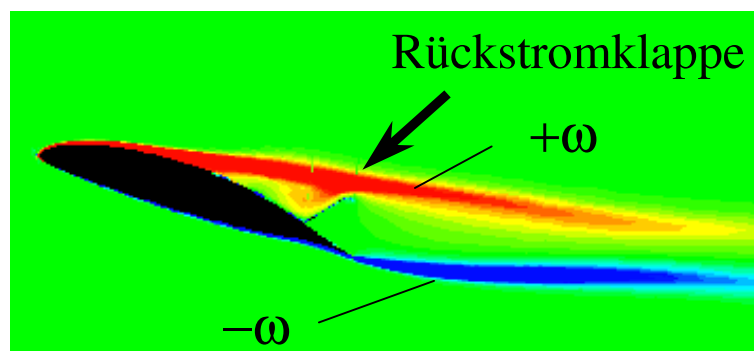


Bild 64: Numerische Berechnung des HQ-17-Profiles mit einer Rückstromklappe, bei $\alpha = +18^\circ$, $Re = 1,0 \times 10^6$

der Strömung im Ablösegebiet (Bild 64). Ist der Öffnungswinkel kleiner, so sind die leistungssteigernden Effekte auch kleiner. Bei größeren Öffnungswinkeln wirkt die Rückstromklappe vergleichbar einem Spoiler und generiert einen beträchtlichen zusätzlichen Widerstand und geringeren Auftrieb. Verglichen mit dem Referenzprofil ohne Klappe ergab die Rechnung eine Steigerung des maximalen Auftriebs von mehr als 10%. Die Ergebnisse stimmen ziemlich gut mit den Daten aus den Experimenten überein.

Ausblick: In den weiteren Untersuchungen sollen nun über dynamische Rechengitter die Klappen beweglich und selbst einstellend moduliert werden, um die optimale Klappenposition für einen gegebenen Anstellwinkel numerisch zu ermitteln.

7 Untersuchungen des Strömungsfeldes eines Tragflügels mit Rückstromklappe

Aus den Ergebnissen der Kraftmessungen mit der 6-Komponentenwaage ließ sich der Effekt der Ablösungsbeeinflussung durch Rückstromklappen eindeutig nachweisen. Kraftmessungen haben den großen Vorteil, dass sie sehr schnell Messdaten liefern. Es ließen sich auf diese Weise eine Vielzahl unterschiedlicher Konfigurationen von Rückstromklappen bei geringen Windkanalmesszeiten untersuchen. Kraftmessungen sind ebenfalls sehr wichtig, um Aussagen über das dynamische Ablöseverhalten treffen zu können. Hysterese-Effekte wären ohne Kraftmessungen nicht eindeutig erkennbar. Um jedoch den physikalischen Mechanismus der Ablösungsbeeinflussung durch Rückstromklappen verstehen zu können, ist auch eine genauere Kenntnis des Strömungsfeldes entlang der Profiloberfläche notwendig. In Abschnitt 4.10 wurde bereits eine erste Beschreibung der Strömungsverhältnisse gegeben. Diese Erkenntnisse sind durch Untersuchungen mit einer Fadensonde gewonnen worden. Die Druckverteilung eines zweidimensionalen Profilschnittes mit und ohne Rückstromklappe bietet nun einen weiteren Ansatz, um nach den integralen Ergebnissen der Kraftmessung die konkrete Auswirkung der Rückstromklappe im Detail deutlich zu machen. Neben den Druckverteilungsmessungen wurden Untersuchungen mit verschiedenen Methoden der Strömungssichtbarmachung durchgeführt. Die Positionen von Strömungsablösungen sowie des laminar / turbulenten Umschlags (Transition) wurden für verschiedene Anstellwinkel ermittelt. Der Verlauf des Ablösegebiets wurde qualitativ aus dem Experiment abgeleitet und mit Ergebnissen einer numerischen Rechnung verglichen.

7.1 Druckverteilungsmessungen

In dem BMBF-Projekt [4], [5] sind bereits erste Druckverteilungsmessungen mit und ohne Rückstromklappe durchgeführt worden. Die damaligen Untersuchungen wurden an einem Tragflügel durchgeführt, der von dem DLR Braunschweig zur Verfügung gestellt wurde. Der Flügel hatte ein HQ-17 Profil mit 500mm Flügeltiefe und 2m Spannweite. In den folgenden Untersuchungen wurde nun die Druckverteilung an dem im HFI hergestellten Flügel (Kapitel 3.2, Bild 5) gemessen. Der Flügel hat ebenfalls das HQ-17 Profil mit 500mm Flügeltiefe. Mit diesem Flügel wurde bereits ein Großteil der Rückstromklappen-Untersuchungen auf der Kraftwaage durchgeführt, so dass ein direkter Vergleich zu den Ergebnissen der Kraftmessung möglich ist.

Versuchsaufbau

Die Integration des Messflügels in den Windkanal ist identisch mit dem in Abschnitt 3.2 beschriebenen Aufbau. Für die Messung von Druckverteilungen stehen 86 Druckbohrungen zur Verfügung. Diese sind in der Flügelmitte über den Profilumfang angeordnet. Die einzelnen Messbohrungen wurden über einen Druckstellenumschalter (Scanivalve) nacheinander mit einem Druckwandler verbunden, um so die lokalen statischen Drücke zu

messen. Die selbst erstellte Software erlaubt neben der Messung der Drücke und der Steuerung der Messgeräte eine gleichzeitige Auswertung der Daten. Aus den Drücken wurde die Verteilung des dimensionslosen Druckbeiwerts C_p über der Profiltiefe l_μ ermittelt. Anschließend lassen sich der Auftriebsbeiwert C_a und der Nickmomentenbeiwert C_m errechnen.

Die verwendete Rückstromklappe

Es wurde eine durchgehende, 0,5mm dicke Aluminium-Rückstromklappe mit einer flexiblen Hinterkante verwendet (Bild 65). Die Klappe besitzt eine Perforation von 3,3% der gesamten Klappenfläche. Einschließlich der flexiblen Hinterkante beträgt die Klappentiefe 17% l_μ . Die Rückstromklappe ist bei 80% l_μ an ihrer Vorderkante drehbar gelagert und auf der Flügeloberseite befestigt. Hinten begrenzen Kevlarfäden den maximalen Öffnungswinkel der Klappe auf ca. 80° und verhindern bei großen Anstellwinkeln ein Umschlagen der Klappe nach vorne.

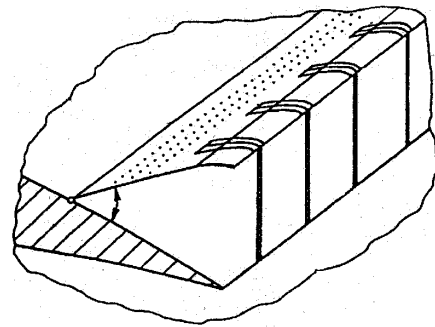


Bild 65: Perforierte Aluminium - Rückstromklappe mit flexibler Hinterkante

Messergebnisse

Im Anhang 10.8 auf Seite 107 bis 110 sind die gemessenen Druckverteilungen für eine Reynolds-Zahl von $1,0 \times 10^6$ dargestellt. Bild 98 zeigt die Ergebnisse ohne Rückstromklappe im Anstellwinkelbereich von -4° bis $+6^\circ$. In diesem Bereich ist die Strömung vollständig anliegend. In Bild 99, Bild 100 und Bild 101 sind die Ergebnisse für Anstellwinkel von $+8^\circ$ bis $+20^\circ$, mit zum Teil abgelöster Strömung, dargestellt. Für diesen Bereich wurden Druckverteilungen mit und ohne Rückstromklappen gemessen und miteinander verglichen. Die Ergebnisse für den Anstellwinkel $\alpha = +18^\circ$ möchte ich in Bild 66 näher vorstellen, da sie das generelle Verhalten der Rückstromklappe und ihre Auswirkung auf die Druckverteilung gut widerspiegeln. In dem Bild 66 ist auf der x-Achse der Abstand x von der Flügelvorderkante in der Einheit der normierten Profiltiefe x/l_μ aufgetragen. Auf der y-Achse ist der Druckbeiwert C_p aufgetragen, wobei negative C_p -Werte oberhalb der x-Achse dargestellt sind. Der obere Teil der Kurve stellt so die C_p -Werte der Profiloberseite dar; entsprechend der untere Teil der Kurve die C_p -Werte der Profilunterseite. Die Linie ohne Symbole zeigt den Verlauf des Referenzflügels, die Linie mit den Dreieckssymbolen den Verlauf mit installierter Rückstromklappe. Die Reynolds-Zahl beträgt bei beiden Messungen $1,0 \times 10^6$.

Ohne Rückstromklappe ergibt sich eine für das HQ-17 Profil typische Druckverteilung. Auf der Oberseite verläuft die Kurve ab ca. 36% l_μ waagrecht. Das bedeutet, dass in diesem Bereich die Strömung abgelöst ist.

Mit Rückstromklappe ergibt sich ein anderer Verlauf. Unmittelbar vor und hinter dem Gelenk der Rückstromklappe verläuft die Kurve waagrecht. Das Druckniveau ist dort konstant und deutet eine abgelöste Strömung an. Jedoch gibt es in der Druckverteilung einen Drucksprung genau an der Position des Gelenkes. Es ist deutlich zu erkennen, dass in Strömungsrichtung vor der Rückstromklappe ($< 78\% l_\mu$) das C_p -Niveau deutlich niedriger ist als beim Referenzflügel. Auch eine höhere Saugspitze ergibt sich mit Rückstromklappe. Diese kleineren C_p -Werte bewirken eine Auftriebssteigerung gegenüber dem glatten Flügel. Hinter bzw. unter der Rückstromklappe herrscht hingegen ein höherer Druck. Dieser Bereich bis zur Flügelhinterkante trägt nicht zur Auftriebssteigerung bei. Bemerkenswert ist an dieser Stelle, dass die Rückstromklappe, auf der Oberseite des Tragflügels angeordnet, einen Einfluss auf die Druckverteilung der Unterseite ausübt. Im Falle der Rückstromklappe ist der Druck auf der gesamten Unterseite (bis vor zum Staupunkt) höher als beim Referenzflügel. Diese Druckdifferenz trägt ebenfalls zu der Auftriebssteigerung bei.

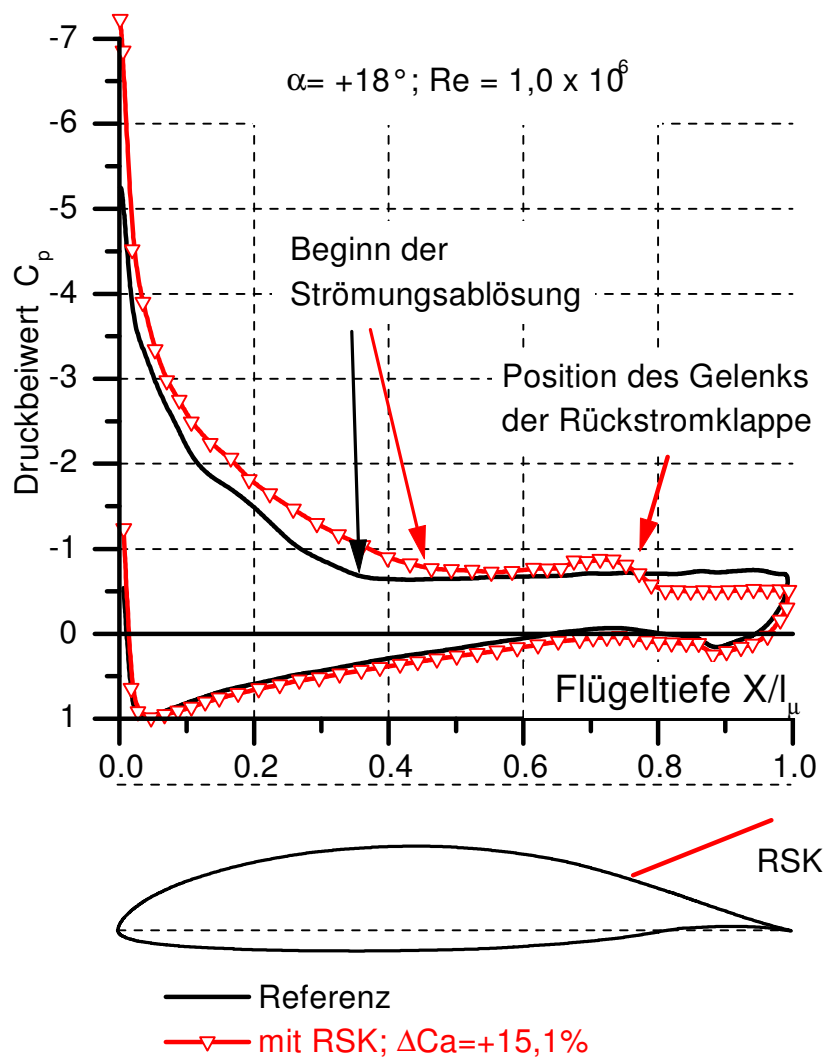


Bild 66: Vergleich der Druckverteilung am Profil HQ-17 **mit** und **ohne** Rückstromklappe;
 $\alpha = +18^\circ$

Vergleich der Ergebnisse des Referenzflügels aus den Druckverteilungs- und den Kraftmessungen

Aus den Druckverteilungen $C_p(x/l_\mu)$ (Anhang 10.8) lassen sich die Auftriebsbeiwerte C_a und die Nickmomentenbeiwerte C_m berechnen [22], [23]. In dem Bild 67 sind die Auftriebsbeiwerte C_a und die Nickmomentenbeiwerte C_m über dem Anstellwinkel α aufgetragen. Es sind für den glatten Flügel die Ergebnisse der Druckverteilungsmessung im Vergleich zu den Ergebnissen der Kraftmessung dargestellt. Beide Messungen wurden an demselben Flügel durchgeführt. Als zusätzliche Referenz sind die Druckmessdaten des HQ-17-Profiles der TU-Delft dargestellt.

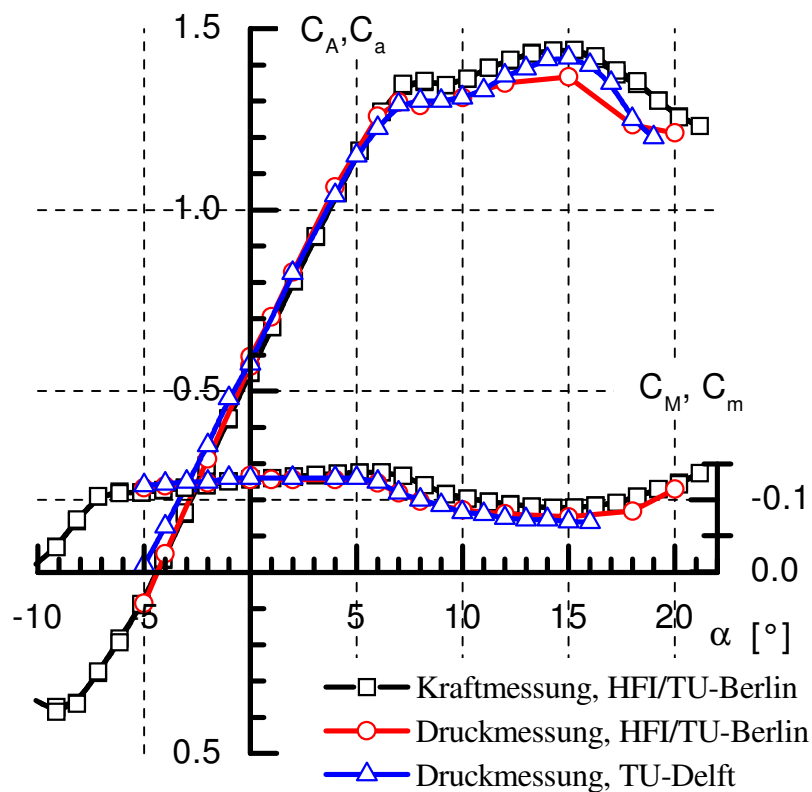


Bild 67: Vergleich der Ergebnisse aus den Druckverteilungs- und den Kraftmessungen am Referenzflügel HQ-17; $Re = 1,0 \times 10^6$

Für den linearen Auftriebsbereich liegt eine Übereinstimmung der eigenen Daten aus Kraft- und Druckmessungen vor. Abweichungen gegenüber den Delfter Messungen treten hier bei negativen Anstellwinkeln auf. Mit Beginn der Hinterkantenablösung bei $\alpha \geq 7^\circ$ weisen die Kraftmessungen einen geringfügig höheren Auftrieb gegenüber den Ergebnissen aus den Druckmessungen auf. Der prinzipielle Verlauf ist aber identisch. Nach einem fast waagerechten Abflachen der C_A -Kurven bei $+7^\circ \leq \alpha \leq +10^\circ$ kommt es zu einem erneutem

Ansteigen, bis bei $\alpha=15^\circ$ das $C_{A \max}$ erreicht ist. Anschließend sinkt der Auftrieb für größer werdende Anstellwinkel. Es ist auf Grund der verschiedenen Messmethoden nicht verwunderlich, dass es zu gewissen Abweichungen im Anstellwinkelbereich der Strömungsablösungen kommt. Zusammenfassend kann von einer guten bis befriedigenden Übereinstimmung der Messergebnisse gesprochen werden.

Ergebnisse aus den Druckverteilungsmessungen mit und ohne Rückstromklappe

In dem Bild 68 sind wieder die Auftriebsbeiwerte C_a über dem Anstellwinkel α aufgetragen. Die Linie mit den Rechteck-Symbolen zeigt die Auftriebswerte des glatten Flügels ohne Rückstromklappe, die Linie mit den Kreis-Symbolen die C_a -Werte des Flügels mit einer Rückstromklappe. Für den maximalen Auftriebsbeiwert, der bei $\alpha=+15^\circ$ erreicht wird, ergibt sich bei Verwendung einer Rückstromklappe eine Auftriebssteigerung von 5,1%. Bei dem Anstellwinkel von $+18^\circ$ beträgt die C_a -Steigerung sogar 15,1%.

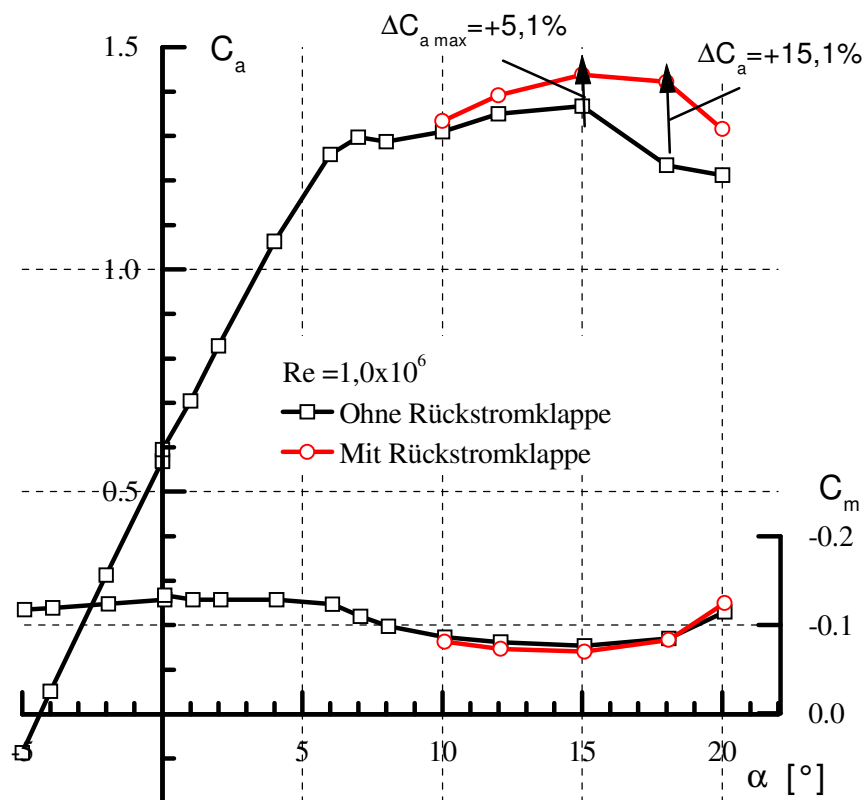


Bild 68: Polaren der Druckverteilungsmessungen mit und ohne Rückstromklappe

Ergebnisse und Zusammenfassung der Druckverteilungsmessungen

Aus den Druckverteilungsmessungen und den Beobachtungen des Verhaltens der Rückstromklappe lassen sich folgende Erkenntnisse gewinnen:

- Die geöffnete Rückstromklappe blockiert die Rückströmung und verhindert so, dass Fluid in die Unterdruckzelle im vorderen Bereich gelangt. Das Unterdruckniveau kann so länger erhalten bleiben. Die geänderten Druckverhältnisse haben einen positiven Einfluss auf die Position der Ablösung. Die Strömung kann mit steigendem Anstellwinkel eine länger anliegende Lauflänge realisieren, d.h. die Ablösung der Strömung geschieht in Strömungsrichtung weiter hinten. Mehr Auftrieb ist die Folge.
- Neben der Änderung der Druckverteilung vor der Rückstromklappe zeigten die Messungen ein weiteres wichtiges Ergebnis: Hinter der Rückstromklappe ist der Druck höher als bei der Referenz ohne Rückstromklappe. Für diesen Bereich bis zur Flügelhinterkante wird dort ein geringerer Auftrieb produziert. Die Rückstromklappe stellt eine wirksame Barriere dar, die verhindert, dass sich der hohe Druck aus der Ablösung von hinten nach vorne mitteilen kann.
- Die Rückstromklappe übt zusätzlich einen Einfluss auf die Druckverteilung der Unterseite aus. Der Druck ändert sich an der Hinterkante des Tragflügels. Dieser Druck beeinflusst die Drücke der Unterseite des Tragflügels. Im Falle der Rückstromklappe ist der Druck auf der gesamten Unterseite höher als beim Referenzflügel. Diese Druckdifferenz trägt zu der Auftriebssteigerung bei.
- Die Rückstromklappe bewirkt eine markante Änderung der Druckverteilung auf dem Flügelprofil. Die Druckverteilungsmessungen führen zu einem besseren Verständnis der Wirkungsweise der Rückstromklappe. Sie machen deutlich, wie die Auftriebssteigerungen zustande kommen.

7.2 Ablöse-, Transitionsverhalten und Strömungssichtbarmachung

Die folgenden Untersuchungsmethoden sollen Aufschluss über das vorherrschende Strömungsfeld an einem Tragflügel mit Rückstromklappen geben. Die bei den Sichtbarmachungen verwendeten Rückstromklappe aus Aluminium mit flexibler Hinterkante entspricht der Variante, die bei den Druckverteilungsmessungen zum Einsatz kam (Bild 65). Lediglich die Position des Klappengelenks ist mit $82\% l_\mu$ gegenüber den damaligen Untersuchungen geringfügig verändert.

Beschreibung des Verhaltens der Rückstromklappen

Mit Beginn der Strömungsablösung an der Hinterkante des Tragflügels öffnet sich bei $\alpha = +7^\circ$ die Rückstromklappe. Mit weiterer Vergrößerung des Anstellwinkels öffnet sich die Rückstromklappe kontinuierlich weiter, bis bei $\alpha = +17^\circ$ der durch die Fäden begrenzte maximale Öffnungswinkel erreicht ist. Für die Anstellwinkel $+8^\circ$, $+10^\circ$, $+12^\circ$, $+15^\circ$, $+17^\circ$ und $+20^\circ$ wurde die Höhe der geöffneten Rückstromklappe dokumentiert. Die Höhe der flexiblen Hinterkante h_{RSK} wurde über der Flügelhinterkante gemessen (Bild 69 & Tabelle).

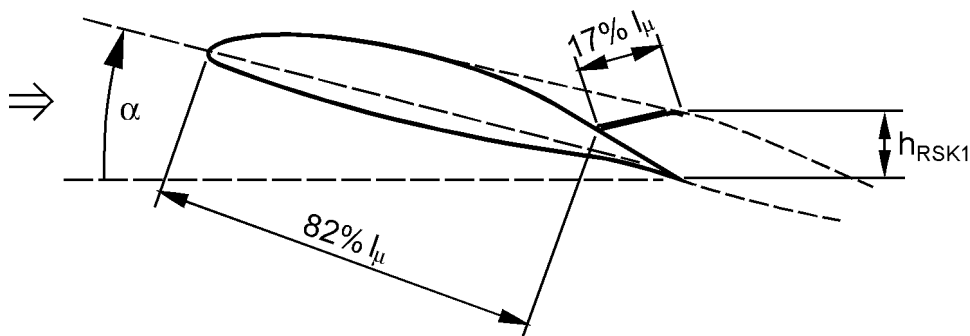


Bild 69: Skizze der geöffneten Klappen geometrie

α in $^\circ$	Umschlag in $[\%l_\mu]$	Ablösung in $[\%l_\mu]$	h_{RSK} in [mm]
6	52	100	geschlossen
8	40	100	20
10	13	75	25
12	4,5	66	35
15	<4	54	60
17	<4	40	80 (max)
20	<4	23	80 (max)

Mit einer Fadensonde wurde für jeden dieser Anstellwinkel (8° bis 20°) das Gebiet vor, über und hinter der geöffneten Rückstromklappe untersucht. Es fällt auf, dass bis einschließlich $\alpha = +17^\circ$ die Strömung an der flexiblen Hinterkante der Rückstromklappe in Richtung der

Hauptströmung zeigt (Bild 74). Die Position der geöffneten Rückstromklappe relativ zur Flügeloberfläche ist im Bild 74 maßstäblich abgebildet. Die bereits in Abschnitt 4.10 (Seite 43) beschriebene erste Deutung des Strömungsbildes Bild 43 wird hier bestätigt. Für größere Anstellwinkel kehrt sich die Strömungsrichtung an dieser Position um. Das Ablösegebiet ist in seiner Ausdehnung deutlich größer geworden. Die Rückströmung kann über die Rückstromklappe hinweg nach vorne strömen. Die Rückstromklappe „versinkt“ also förmlich in dem Ablösegebiet, das nun nicht mehr durch die geöffnete Rückstromklappe in zwei Bereiche unterteilt wird. Aus den Kraftmessungen wissen wir, dass genau bei diesem Anstellwinkel das C_{Amax} erreicht ist und für größere Anstellwinkel eine Abnahme des Auftriebs einsetzt.

Bei der Untersuchung des Einflusses der Rückstromklappe auf das Ablösegebiet stellt sich auch die Frage nach möglichen Veränderungen in senkrechter Richtung zur Profiloberseite. Die Bestimmung des Verlaufes einer Stromlinie, die das Ablösegebiet von der Außenströmung abgrenzt, ist mit der Fadensonde nur qualitativ möglich. Man kann jedoch für die Anstellwinkel $+8^\circ \leq \alpha \leq +17^\circ$ feststellen, dass diese Stromlinie vor der geöffneten Klappe von der Ablösestelle annähernd gerade bis zur flexiblen Hinterkante verläuft. Beim Anstellwinkel $\alpha = +20^\circ$ erstreckt sich das Ablösegebiet deutlich über die maximal geöffnete Rückstromklappe hinaus. Mit der Fadensonde ließ sich keine große Änderung der Ausbreitungshöhe des Ablösegebiets mit und ohne Rückstromklappe feststellen. Zur genauen Beantwortung dieser Frage müssten andere Messverfahren, die eine detailliertere Beschreibung des Strömungsfeldes zulassen, herangezogen werden.

Bestimmung des Grenzschichtumschlags, Strömungssichtbarmachung

Mit Hilfe von **Ölanstrichbildern** wurde die Position der Ablösung sowie des laminar / turbulenten Umschlags in Abhängigkeit vom Anstellwinkel ermittelt. Neben der Bestimmung des Verlaufes der Ablöselinie über Ölanstrichbilder wurde deren Position immer wieder auch mit einer **Fadensonde** überprüft. Als zweite Methode zur Bestimmung des laminar / turbulenten Umschlags wurde die Grenzschicht akustisch mit einem **Hörrohr** abgehört. Durch eine Öffnung in der Kanaldecke wird ein Halterohr gesteckt. Am unteren Ende des Rohres befindet sich ein dünnes Kanülenrohr. Dieses Kanülenrohr wird mit seiner Öffnung, ähnlich einem Pitot-Rohr, über die Flügeloberfläche entgegengesetzt zur Strömungsrichtung bewegt. Das obere Ende des Halterohres ist über einen Schlauch mit einem Stethoskop verbunden, so dass Strömungsgeräusche hörbar sind. Deutlich lässt sich das leichte „Säuseln“ der laminaren Grenzschicht von dem lauten „Prasseln“ der turbulenten Grenzschicht unterscheiden und die genaue Position des Umschlages bestimmen. In dem Bild 70 ist das Ablöseverhalten sowie das Verhalten des laminar/ turbulenten Umschlages eines Flügels mit und ohne Rückstromklappe gegenübergestellt.

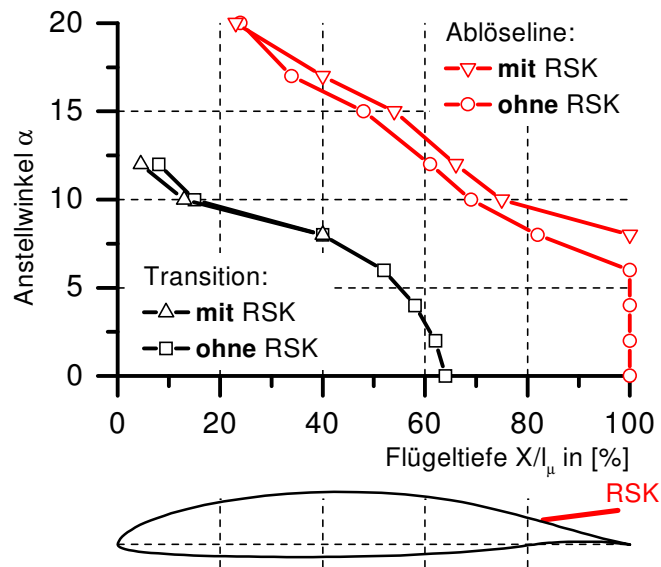


Bild 70: Verlauf von Transition und Ablösung, mit und ohne Rückstromklappe;
 $Re = 1,0 \times 10^6$, Klappentiefe = 17% l_μ

Ablöseverhalten

Im Falle des Flügels mit Rückstromklappe ist die Position der Strömungsablösung für Anstellwinkel von $+7^\circ$ bis $+17^\circ$, um durchschnittlich 5 bis 6% l_μ nach hinten verlagert. Dieses entspricht genau dem Bereich in der Polare, in dem Auftriebssteigerungen erreicht werden. In Bild 71 und Bild 72 ist jeweils ein Anstrichbild der Flügeloberseite abgebildet. Die Anströmung erfolgte von rechts nach links. Die Skala auf dem Flügel kennzeichnet die prozentuale Flügeltiefe.

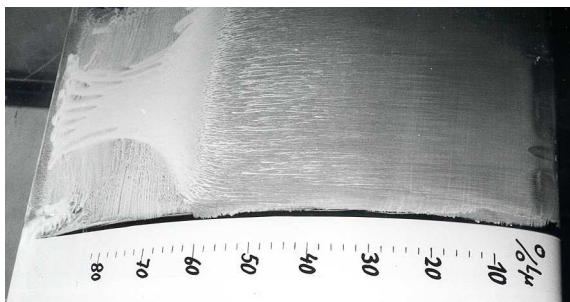


Bild 71: Anstrichbild bei $\alpha = 12^\circ$ ohne RSK

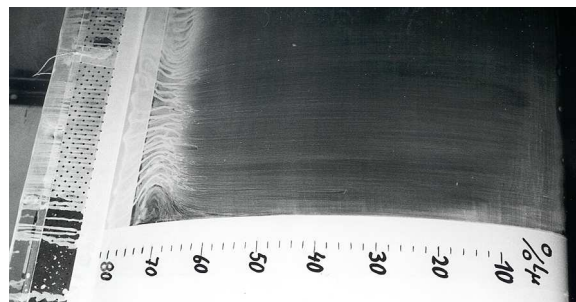


Bild 72: Anstrichbild bei $\alpha = 12^\circ$ mit RSK

In Bild 71 ist der glatte Flügel ohne Rückstromklappe zu sehen. Hier ist deutlich die Ablösung bei ca. 60% l_μ erkennbar. Bild 72 hingegen zeigt den Flügel mit geöffneter Rückstromklappe. Die Ablöseline befindet sich weiter hinten bei ca. 66% l_μ . Der Ölanstrich auf der flexiblen Hinterkante der Rückstromklappe deutet wiederum eine anliegende, in Strömungsrichtung orientierte Strömung an. Dieses Ergebnis wurde durch eine Untersuchung mit einer Fadensonde bestätigt. Das Ablösegebiet vor der Rückstromklappe wird vollständig

von dem Ablösegebiet hinter der Rückstromklappe abgegrenzt. Das erklärt auch die unterschiedlichen Druckniveaus, die bei den Druckverteilungsmessungen (Abschnitt 7.1 und 10.8) vor und hinter der Rückstromklappe festgestellt wurden.

Transitionsverhalten (laminar/ turbulenter Grenzschichtumschlag)

In Bild 70 ist neben dem Verhalten der Ablösung auch das Transitionsverhalten in Abhängigkeit vom Anstellwinkel für den HQ-17 Flügel mit und ohne Rückstromklappe dargestellt. Für Anstellwinkel kleiner $+7^\circ$ ist die Rückstromklappe geschlossen. Entsprechend sind keine Unterschiede im Transitionsverhalten für kleine Anstellwinkel feststellbar. Bei $\alpha = +8^\circ$ ist die Rückstromklappe erstmals geringfügig geöffnet. Die Position des laminar/ turbulenten Umschlags ist hier noch unverändert gegenüber der des Umschlags auf dem Referenzflügel. Bei $\alpha = +10^\circ$ ist hingegen die Transition mit Rückstromklappe um $2\% l_\mu$ bzw. $3,5\% l_\mu$ bei $\alpha = +12^\circ$ weiter vorne. Die Druckverteilungsmessungen haben gezeigt, dass der Einsatz der Rückstromklappe zu einer deutlich höheren Saugspitze führt. Durch den damit verbundenen größeren Druckgradienten und die erhöhte lokale Geschwindigkeit erfolgt die Transition entsprechend weiter stromauf.

7.3 Vergleichende Betrachtung von Rechenergebnissen eines 2D-Panelverfahrens mit Berücksichtigung der Grenzschicht zu den Erkenntnissen aus den Strömungssichtbarmachungen

Da das Ablösegebiet in seiner Ausbreitungshöhe experimentell nur qualitativ beschrieben werden konnte, möchte ich zum Vergleich die Ergebnisse eines Rechenverfahrens heranziehen. Ein weit verbreiteter und bekannter Computer Code für die Berechnung von Profilen bei niedrigen Reynolds-Zahlen ist das Programm „XFOIL“ von Prof. M. Drela vom Massachusetts Institute of Technology in Cambridge / USA [24]. Weiterführende Literatur zu XFOIL ist in den Quellen [25], [26], [27] zu finden. Das Programm basiert auf einem potenzialtheoretischem 2D-Panelverfahren unter Einbeziehung einer Grenzschichtrechnung bei der Lösung des Strömungsfeldes. Dadurch wird die Wechselwirkung zwischen Verdrängungsdicke der Grenzschicht, lokalen Ablösegebieten und Fernfeld der Strömung recht realistisch nachgebildet. Der Code kann durchaus mit kleinen bis mittelgroßen Ablösungen umgehen. Werden die Ablösegebiete jedoch groß, so weichen auch die Ergebnisse zunehmend von experimentellen Daten ab. Allerdings reichen die Daten aus, um einen Eindruck vom Verhalten des Profils zu bekommen. Die Transitionsvorhersage beim Drela-Code basiert auf einem sogenannten e^n -Modell, in dem man die Anfachungsrate n_{crit} vorwählen kann. In den Rechnungen wurde von mir der Standard Wert von $n_{crit}=9$ verwendet. Kompressible Einflüsse werden in dem Programm, soweit sie vorkommen, über die Karman-Tsien-Korrektur berücksichtigt. Es lassen sich unter anderem Druckverteilungen und Beiwerte berechnen, sowie die Entwicklung der Verdrängungsdicke der Grenzschicht über der Profiltiefe darstellen. Es sei hier noch ausdrücklich vermerkt, dass Berechnungen nur am

glatten HQ-17 Flügelprofil durchgeführt wurden. Die Rechnungen wurden für eine Reynolds-Zahl von $1,0 \times 10^6$ mit $Ma = 0,086$ ausgeführt.

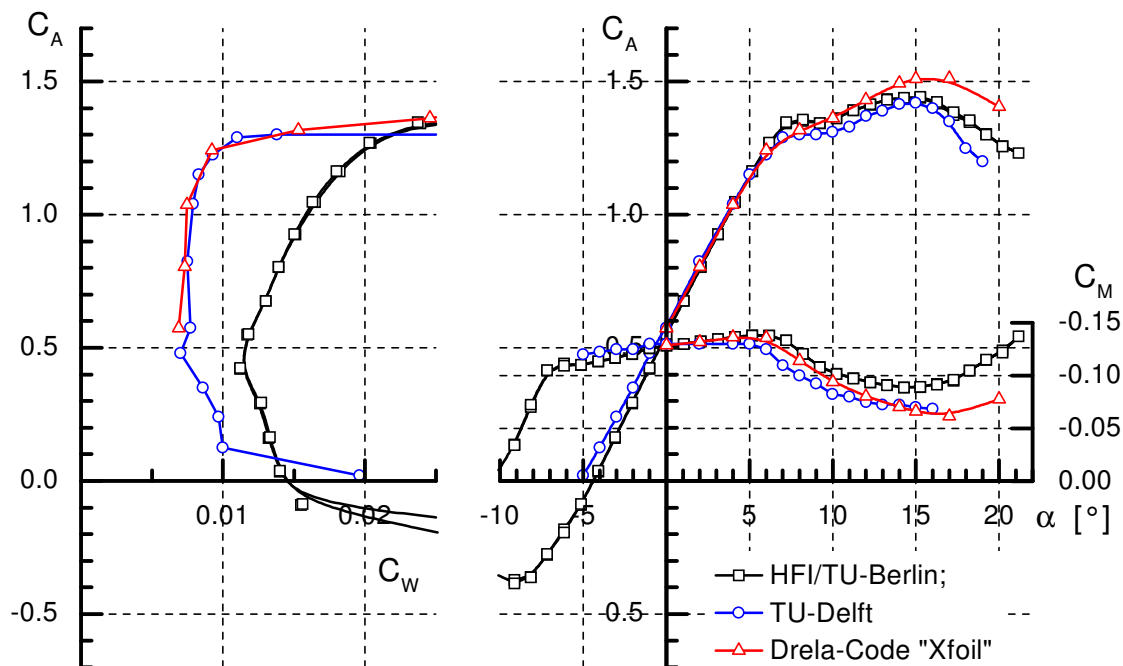


Bild 73: Vergleich zwischen Ergebnissen einer Rechnung mit "Xfoil" und Messdaten, jeweils HQ-17 ohne Rückstromklappen, $Re = 1,0 \times 10^6$

Bild 73 zeigt die Ergebnisse der Rechnung für den glatten Flügel ohne Rückstromklappe im Vergleich zu den entsprechenden Messdaten. Der lineare Auftriebsbereich ($0^\circ \leq \alpha \leq +6^\circ$) stimmt sehr gut mit den Messdaten überein. Auch der Widerstand stimmt für diesen Anstellwinkelbereich gut mit den Delfter Messdaten überein. Abweichungen ergeben sich mit Beginn der ersten Strömungsablösungen für $\alpha \geq +7^\circ$.

In dem Bild 74 sind für die jeweiligen Anstellwinkel die Profilkonturen mit der berechneten Verdrängungsdicke der Grenzschicht dargestellt. Deutlich sichtbar sind die Ablösestellen und die Ausdehnung der Ablösegebiete über dem hinteren Teil des Profils. Die Ablösepositionen stimmen mit den Daten des Experiments annähernd überein. Zusätzlich wurde nun die aus den Experimenten (Abschnitt 7.2) bekannte Position (Öffnungshöhe h_{RSK}) der geöffneten Rückstromklappe in diese Zeichnung maßstäblich eingezeichnet. Es fällt auf, dass das Ablösegebiet für die Anstellwinkel $+8^\circ \leq \alpha \leq +17^\circ$ vollständig durch die Rückstromklappe in zwei Teile unterteilt wird. Die Hinterkante der Rückstromklappe hat Kontakt zur Außenströmung. Für größere Anstellwinkel $\alpha > 17^\circ$ unterteilt die maximal geöffnete Rückstromklappe das stark angewachsene Ablösegebiet nicht mehr vollständig. Über die geöffnete Rückstromklappe hinweg kann die Rückströmung nun nach vorne strömen und dort

die Saugspitze abbauen. Diese Beobachtung steht in voller Übereinstimmung mit den experimentellen Ergebnissen aus Abschnitt 7.2.

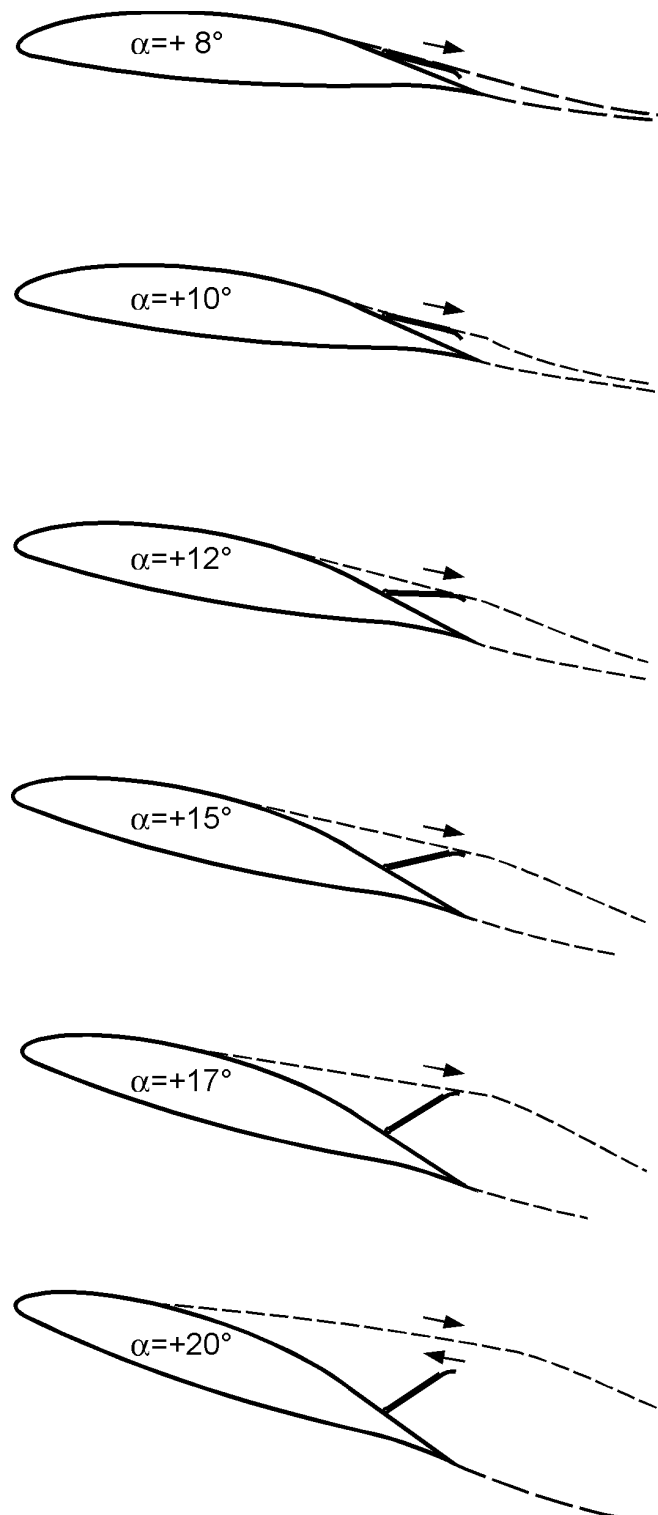


Bild 74: Gegenüberstellung des mit dem Programm „Xfoil“ berechneten Ablösegebietes des glatten Flügels und der experimentell ermittelten Öffnungshöhe h_{RSK} der Rückstromklappe bei verschiedenen Anstellwinkeln.

7.4 Zusammenfassung zum Strömungsfeld und den Auslegungskriterien einer Rückstromklappe

Aus den Experimenten wissen wir, dass eine auftriebssteigernde Wirkung solange vorliegt, solange die Hinterkante der Rückstromklappe Kontakt zur Außenströmung hat. Hier wird das Ablösegebiet vollständig abgegrenzt, so dass sich unterschiedliche Druckniveaus vor und hinter der Rückstromklappe ausbilden können. Die Ergebnisse der Druckverteilungsmessungen zeigten, dass diese unterschiedlichen Druckniveaus die Auftriebssteigerung verursachen. Zum Einen bleibt die Saugspitze länger erhalten, aber auch der höhere Hinterkantendruck verändert die Druckverteilung auf der gesamten Unterseite des Profils hin zu höheren Auftriebskräften. Sobald das Ablösegebiet für größere Anstellwinkel nicht mehr vollständig durch die Rückstromklappe unterteilt wird, geht die auftriebssteigernde Wirkung verloren.

Auslegungskriterien einer Rückstromklappe

Zusätzlich zu den bereits in Abschnitt 4.11 genannten konstruktiven Merkmalen können die wichtigsten Auslegungsdaten einer Rückstromklappe (**Klappentiefe** und **Position des Gelenks** auf dem Profil) aus dem mit „XFoil“ errechneten Ablösegebiet für das glatte Flügelprofil abgeschätzt werden. Hierbei ist zu beachten:

- Für den maximal interessierenden Anstellwinkel α muss die Hinterkante der Rückstromklappe gerade noch Kontakt zur Außenströmung haben, um wirksam zu sein.
- Der maximale Öffnungswinkel der Rückstromklappe sollte 60° - 80° gegenüber der Flügeloberfläche nicht überschreiten.
- Im geschlossenem Zustand darf die Rückstromklappe nicht über die Flügelhinterkante hinaus stehen. Ein Abstand von mindestens $1\% l_\mu$ hat sich in den Experimenten als sinnvoll erwiesen.

8 Freiflugversuche

Die Zielsetzung dieses BMBF-Vorhabens [5] sah die Vorbereitung und Durchführung von Freiflugversuchen mit Rückstromklappen auf dem Motorsegler Stemme S10 vor. Es galt die aus den Windkanalversuchen gewonnenen Erkenntnisse über die Rückstromklappen auf die Anforderungen der echten Flugbedingungen umzusetzen. Die beweglichen Klappen mussten nachträglich auf dem Flügel installiert werden und auch wieder rückstandslos entfernt werden können. Die verwendeten Materialien mussten weitaus höhere Belastungen (höhere Geschwindigkeiten, sowie Umwelteinflüsse, wie Sonne, Feuchtigkeit und Temperaturdifferenzen) im Freiflug aushalten. Die Funktionszuverlässigkeit bei allen möglichen Flugzuständen (Geschwindigkeit und Anstellwinkel) musste gewährleistet sein. Die Zielsetzung hierbei war vor allem, die Funktionssicherheit bei allen auftretenden Geschwindigkeiten und Belastungen gewährleisten zu können. Um diese Eigenschaften testen zu können, wurden zunächst zwei Arten von Rückstromklappen vorbereitet, die nacheinander im Freiflug erprobt wurden. Es wurde pro Tragflügelhälfte zunächst jeweils 90cm von diesen beweglichen Klappen auf der Oberseite installiert. Das Verhalten der Klappen wurde während des Fluges mit einer Videokamera aufgenommen. Zum Einsatz kam eine Rückstromklappe aus durchgehendem Al-Blech ohne Perforation, sowie eine Klappe aus PET-Kunststoff mit Perforation und einer flexiblen Hinterkante. Die Flugversuche zeigten, dass die beiden getesteten Rückstromklappen zuverlässig bei allen Geschwindigkeiten funktionieren. Neben den Überziehversuchen bei Minimalgeschwindigkeit wurde auch die Belastbarkeit im Schnellflug überprüft. Das Öffnen und Schließen erfolgte genauso wie in unseren Windkanalversuchen. Beide Klappenarten öffneten sich selbständig mit einsetzender Strömungsablösung. Aufgeklebte Wollfäden ließen dies deutlich erkennen. Bei weiterer Reduzierung der Geschwindigkeit (=Anstellwinkelvergrößerung) öffneten sich die Rückstromklappen kontinuierlich, bis der maximale Öffnungswinkel, begrenzt durch die Kevlarfäden, erreicht wurde. Nachdem das Flugzeug infolge des Strömungsabrisses über die Querachse nach vorne abkippte, legte sich die Strömung wieder sehr schnell an die Flügeloberfläche an. Die Rückstromklappen reagierten sofort und schlossen sich von selbst. Die Vorversuche waren ein voller Erfolg, denn sie bestätigten das Verhalten der Rückstromklappen im Windkanal und zeigten die Zuverlässigkeit des Materials unter Freiflugbedingungen.

Im Rahmen der Vorbereitung der anschließenden zweiten Serie von Freiflugversuchen wurden Wirbelerzeuger (Vortex Generators) in Kombination mit unserem Laminarprofil, zur Gewährleistung der Flugstabilität und Steuerbarkeit des Flugzeuges, im Windkanal untersucht und optimiert. Die Geometrie der Wirbelgeneratoren wurde auf die höchste Steigerung des C_{Amax} -Werts am HQ-41 optimiert. Aus der Literatur [20] und [21] ist bekannt, dass Wirbelgeneratoren eine nennenswerte Verzögerung der Hinterkantenablösung bei Tragflügeln hin zu größeren Anstellwinkeln bewirken (Bild 75).

Der Mechanismus beruht auf einer Erzeugung von Längswirbeln, die eine starke Durchmischung der energiereichen Außenströmung und der wandnahen Grenzschicht bewirken. Es wird also energiereiches Fluid zur Oberfläche des Tragflügels transportiert. Mit der Verzögerung der Ablösung ist eine große Steigerung des Auftriebes verbunden. Nachteilig an den Wirbelgeneratoren ist der

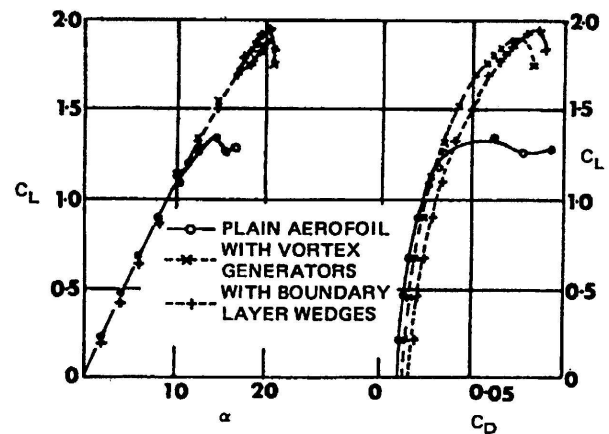


Bild 75: Auftriebs- und Widerstandspolare eines Tragflügels mit und ohne Wirbelerzeugern, nach Chang [21].

erheblich ansteigende Widerstand. Hier liegen die Vorteile der Rückstromklappen! Unter anliegenden Strömungsbedingungen entsteht bei guter Auslegung der Rückstromklappen kein nennenswerter zusätzlicher Widerstand. An dieser Stelle sei auch

nochmals an das Ergebnis von Abschnitt 4.9 erinnert, das die Kombination von Wirbelgeneratoren mit einer Rückstromklappe sich als nicht sinnvoll herausgestellt hat. Um die Steuerbarkeit des Flugzeuges bei hohen Anstellwinkeln sicherzustellen, wurden das Höhenleitwerk und der äußere Tragflügel im Bereich der Querruder mit diesen Wirbelgeneratoren ausgerüstet. Eine ausführliche Beschreibung der Freiflugversuche, der Abmaße der Rückstromklappen und eingesetzten Wirbelgeneratoren, sowie der vorangegangenen Untersuchungen sind im DLR-Abschlußbericht [5] enthalten.



Bild 76: Motorsegler Stemme S-10, ausgerüstet mit Rückstromklappen

8.1 Flugversuche mit Rückstromklappen

In den nun folgenden Freiflugversuchen wurde nun eine größere Anzahl von Rückstromklappen in Spannweitenrichtung installiert, um auch in den Flugleistungen spürbare Effekte erzielen zu können. Es wurden nicht gleich beim ersten Flug alle 14 Rückstromklappen getestet. In mehreren Flügen kamen die Rückstromklappen in einzelnen Etappen von innen nach außen zum Einsatz. Die anderen Rückstromklappen wurden mechanisch verriegelt, so dass sie sich zu keinem Zeitpunkt öffnen konnten. Die Verriegelung erfolgte über großflächige Klebebänder. Überziehversuche wurden jeweils im Geradeausflug und Kurvenflug bei verschiedenen Wölbklappenstellungen ($+10^\circ$, $+16^\circ$, -10°) geflogen, und durch Videoaufnahmen, sowie den aktuellen Geschwindigkeitsansagen durch den Piloten, dokumentiert. Im Anschluss an den Flug, bei dem alle Klappen im Einsatz waren, wurde der Referenzflug mit allen verriegelten Klappen am selben Tag durchgeführt. Die Überziehggeschwindigkeiten sind ausgewertet worden und sind mit denen im Flug, bei dem alle Rückstromklappen im Einsatz waren, verglichen worden. Die folgenden drei Bilder (Bild 77 bis Bild 79) zeigen Fotos einer Rückstromklappe auf der linken Tragflügelhälfte während des Fluges. Die Fotos sind Zoomdarstellungen und sind aus den Videoaufzeichnungen, die während des gesamten Fluges mitliefen, erstellt worden. Man sieht von hinten auf den Tragflügel des Flugzeuges. Es ist die Al-Blech-Rückstromklappe mit ihren dunklen Gelenkbändern zu erkennen. Kevlarfäden (im Foto schlecht zu erkennen) begrenzen den maximalen Öffnungswinkel. In der Mitte des Tragflügels sind Wollfäden zu sehen, die die Strömungsrichtung und einsetzende Strömungsablösung andeuten. Die waagerechten breiten Striche sind Markierungen, die die Flügeltiefe kennzeichnen, von oben $40\% l_\mu$ bis unten $80\% l_\mu$ in 10% -Schritten. Die Wollfäden in Bild 77 deuten an, dass die Strömung vollständig am Profil anliegt. Alle Fäden verlaufen ganz gerade von vorne nach hinten. Die Rückstromklappe ist fast geschlossen. Wie schon erwähnt, schließt diese Rückstromklappe auf Grund der fehlenden Perforation nicht vollständig. Vergrößert nun der Pilot den Anstellwinkel des Flugzeuges, so beginnen sich die Rückstromklappen mit einsetzender Ablösung zu öffnen. In Bild 78 erkennt man an den Wollfäden, dass auf der Höhe der letzten beiden waagerechten Markierungen ($60\%-80\% l_\mu$) erste Ablösungen auftreten. Die Rückstromklappe ist hier bereits zur Hälfte geöffnet. In Bild 79 ist die Strömung auf einem großen Teil der Tragflügeloberseite abgelöst. Die Wollfäden wirbeln wild durcheinander. Einige biegen sich sogar um 180° und zeigen nach vorne (Rückströmung!). Die Rückstromklappen sind maximal geöffnet, das heißt die Kevlarfäden, die zur Begrenzung des Klappenöffnungswinkel dienen, sind ganz gespannt. Hierdurch wird ein Umklappen der Rückstromklappen nach vorne verhindert.

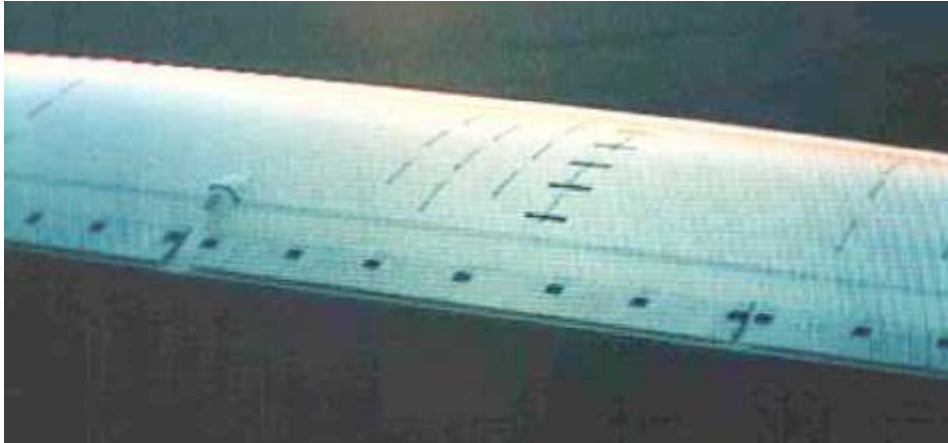


Bild 77: Anliegende Strömungsbedingungen



Bild 78: Leicht geöffnete Rückstromklappe



Bild 79: Voll geöffnete Rückstromklappe

Vom Flugverhalten wurde vom Testpiloten eine positive Eigenschaft festgestellt. *Ohne* Rückstromklappen ist das Flugzeug schon vor der eigentlichen Überziehgeschwindigkeit sehr instabil und „schlecht zu halten“. Beim Überziehen im Geradeausflug geht das Flugzeug häufig direkt ins Trudeln über. *Mit* Rückstromklappen hingegen geht das Flugzeug nur beim Überziehen im Kurvenflug nach dem Abkippen ins Trudeln über. Im Geradeausflug kippt es lediglich ab und fängt sich von alleine ohne dass es in Trudelzustände übergeht. Die Rückstromklappen ermöglichen eine ruhige und kontrollierte Annäherung an die Überziehgeschwindigkeiten. Bei der Auswertung der Geschwindigkeiten im Augenblick des Überziehens des Flugzeuges wird deutlich, dass mit Rückstromklappen geringere Geschwindigkeiten erfliegen werden können. Je nach Wölbklappenstellung wurde eine Verringerung der Überziehgeschwindigkeit von 2,5% bis 3% erreicht.

Für die Berechnung der erfliegenen Auftriebsbeiwerte C_A sind neben der Flügelfläche F , der Überziehgeschwindigkeiten u_{00} auch eine Gewichtsabschätzung nötig. In dieser Gewichtsabschätzung wurde das aktuelle Fluggewicht G zum Zeitpunkt der Überziehversuche ermittelt. Die Gewichtsabnahme durch verbrauchten Kraftstoff für die jeweiligen Steigflüge wurde hierbei ebenfalls berücksichtigt.

Für den Auftriebsbeiwert C_A gilt:
$$C_A = \frac{A}{F * q_{00}}$$
 mit
$$q_{00} = \frac{\rho}{2} * u_{00}^2$$

Zum Zeitpunkt kurz vor dem Abkippen bei den Überziehversuchen gilt:

Auftrieb A = Fluggewicht G und $u_{\text{stall}} = u_{00} \Rightarrow C_A = \frac{2 * G}{\rho * F * u_{\text{stall}}^2}$

Berechnet man nun die erfliegenen Auftriebsbeiwerte C_A mit Hilfe der in den Flugversuchen ermittelten Überziehgeschwindigkeiten u_{stall} und dem abgeschätzten Fluggewicht G zum Zeitpunkt des Versuchs, so erhält man eine Steigerung des Auftriebsbeiwertes durch den Einsatz der Rückstromklappen von **+7 bis +7,5%**. Die Ergebnisse stimmen mit unseren Windkanalmessungen sehr gut überein. Die verwendeten Rückstromklappen brachten bei Windkanalversuchen eine Steigerung des maximalen Auftriebes von 12%. Berücksichtigt man, dass 61,6% der Flügelfläche unter dem Einfluss der Rückstromklappen liegen, kommt man zu einer prognostizierten maximalen Auftriebssteigerung von +7,4%.

9 Schlussbetrachtung

Ziel dieser Arbeit war der messtechnische Nachweis der positiven Beeinflussung von Strömungsablösungen durch Rückstromklappen, die dem Vorbild von Vogeldeckfedern nachempfunden sind. Das Verhalten eines Tragflügels im Hochauftriebsbereich sollte verbessert und ein vorzeitiges Abreißen der Strömung verzögert werden. Nachdem der Nachweis erbracht wurde und sich der gefundene Effekt als besonders wirksam herausstellte, wurde eine technische Umsetzung bis hin zu einer Vorbereitung und Durchführung von Freiflugversuchen mit Rückstromklappen auf dem Motorsegler Stemme S10 ausgearbeitet.

Für die Untersuchungen der Rückstromklappen im Windkanal wurde ein Versuchsaufbau entwickelt, mit dem bei geringer Messdauer (≈ 5 Minuten) eine vollständige Profilpolare (Hin- und Rückweg) durchgefahen werden kann. Gemessen werden dabei die jeweils angreifenden Kräfte und Momente. Es konnte so binnen kurzer Zeit eine Vielzahl von Variationen der Rückstromklappen messtechnisch erfasst und ausgewertet werden. Die volle Aussagekraft der Messdaten, besonders auch im Hochauftriebsbereich bei großen Anstellwinkeln ($\alpha > \alpha_{CA \max}$), ist hier ein ganz entscheidender Vorteil.

Die experimentellen Untersuchungen führten zu klaren Ergebnissen. Die hier entwickelten Rückstromklappen funktionieren zuverlässig und reproduzierbar. Sie öffnen sich selbständig mit beginnender Ablösung bzw. deren Rückströmung. Die entscheidenden konstruktiven Merkmale sind die *gelenkige Einspannung* der Vorderkante der Klappe und eine *Begrenzung des maximalen Öffnungswinkels*. Die $C_{A\max}$ -Steigerung hängt weitgehend von der Tiefe, sowie der Anzahl der beweglichen Klappen ab. Je nach Tiefe der Rückstromklappen wurden mit einteiligen Klappen $C_{A\max}$ -Steigerungen von 10% bis 18% erreicht. Mit drei Klappen hintereinander wurden 23% $C_{A\max}$ -Steigerung erreicht. Verschiedene Detailverfeinerungen der Rückstromklappe (wie z.B. Perforation, geschlitzte Ausführung, zweiteilige Klappe und flexible Hinterkante) führten zu einer weiteren Optimierung. Die Kombination der *Rückstromklappe mit der Wölbklappe* hat sich als *gut ergänzend* herausgestellt.

Es zeigte sich zusätzlich, dass die Schwierigkeit beim Entwurf der Rückstromklappen nicht die Kontrolle der Ablösung ist, sondern das hysteresefreie Schließen der beweglichen Klappen bei anliegender Strömung. *Perforierte Klappen* zeigen ein besseres Schließverhalten. Sie schließen sich selbständig, allerdings nicht hysteresefrei. Die *geschlitzten Rückstromklappe* ist eine sehr gute Alternative. Sie schließt sich selbständig und ist für *dreidimensionale Strömungsverhältnisse obendrein anpassungsfähiger*.

Die Versuche haben deutlich gemacht, dass die Art der Grenzschicht (laminar oder turbulent) für die Funktionalität von Rückstromklappen nicht von Bedeutung ist. Viel entscheidender ist die Charakteristik der Strömungsablösung an einem Profil. *Generell macht der Einsatz von Rückstromklappen immer dort Sinn, wo moderate Hinterkantenablösungen auftreten.*

Bei *plötzlichen Vorderkantenablösungen* und *bei stark gepfeilter Flügelgeometrie* sind Rückstromklappen hingegen *nicht geeignet*, um nennenswerte Auftriebssteigerungen zu erzielen.

Druckverteilungsmessungen und verschiedenen Methoden der Strömungssichtbarmachung führten zu einem besseren Verständnis der Wirkungsweise der Rückstromklappe. Sie machen deutlich, wie die Auftriebssteigerungen, die gut mit den Ergebnissen aus den Kraftmessungen übereinstimmen, zustande kommen. Die Rückstromklappe bewirkt eine markante Änderung der Druckverteilung auf dem Flügelprofil. Aus den Experimenten zeigt sich, dass eine auftriebssteigernde Wirkung solange vorliegt, solange die Hinterkante der Rückstromklappe Kontakt zur Außenströmung hat. In diesem Fall wird das Ablösegebiet vollständig abgegrenzt, so dass sich unterschiedliche Druckniveaus vor und hinter der Rückstromklappe ausbilden können.

Dieser Sachverhalt ist neben den konstruktiven Merkmalen für eine Auslegung einer Rückstromklappe maßgeblich. Eine einfache Abschätzung des Verlaufs des Ablösegebiets am Profil ohne Rückstromklappe in Abhängigkeit vom Anstellwinkel wurde mit Hilfe eines 2D-Panel-Verfahrens durchgeführt. Es zeigte sich, dass dies bereits gute Hinweise auf alle relevanten Auslegungsdaten einer Rückstromklappe (*Klappentiefe* und *Position des Gelenks* auf dem Profil) liefert.

Die aus den Windkanalversuchen gewonnenen Erkenntnisse über die Rückstromklappen wurden auf die Anforderungen echter Flugbedingungen umgesetzt. Freiflugversuchen mit Rückstromklappen auf dem Motorsegler Stemme S10 wurden durchgeführt. Die Flugversuche zeigten, dass die getesteten Rückstromklappen zuverlässig bei allen Geschwindigkeiten funktionieren. Vom Testpiloten wurde eine Verbesserung des Flugverhalten durch den Einsatz von Rückstromklappen festgestellt. Die Rückstromklappen ermöglichen eine ruhige und kontrollierte Annäherung an die Überziehggeschwindigkeiten. Je nach Wölbklappenstellung wurde eine Verringerung der Überziehggeschwindigkeit von 2,5% bis 3% erreicht, was einer Steigerung des Auftriebs von +7% bis +7,5% entspricht. Die Ergebnisse stimmen mit unseren Windkanalmessungen sehr gut überein.

10 ANHANG

Verzeichnis der im Anhang benutzten Symbole

Zu Anhang 10.2:

Bezeichnung:	Einheit:	Erklärung:
λ	[-]	Schlankheitsgrad
λ_p	[-]	Schlankheitsgrad an der Proportionalitätsgrenze
σ_k	[N/mm ²]	kritische Knickspannung
$\sigma_{\text{zulässig}}$	[N/mm ²]	zulässige Knickspannung bei 30% Sicherheit
A	[mm ²]	reduzierter Querschnitt
F_k	[N]	kritische Knicklast
$F_{\text{Zug zulässig}}$	[N]	zulässige Zuglast
I	[mm ⁴]	Flächenträgheitsmoment des reduzierten Querschnitts A
l_k	[mm]	wirksame Knicklänge
$R_I - R_6$	[N]	Lasten an den Messdosen der Windkanalwaage
$R_I^N - R_6^N$	[N]	Nenn-Lasten der Messdosen der Windkanalwaage
$R_{p0,2}$	[N/mm ²]	Streckgrenze des verwendeten Werkstoffs
S_k	[-]	geforderte Sicherheit zum Knickfall

Zu Anhang 10.3:

Bezeichnung:	Einheit:	Erklärung:
ρ	[Kg/m ³]	Luftdichte im Windkanal
A_D	[m ²]	Querschnittsfläche am Düsenaustritt
A_{V_k}	[m ²]	Querschnittsfläche in der Vorkammer
b_1, b_2	[m]	Abstände zwischen den Trennwänden und den Kanalwänden (Bypass-Breite)
h	[m]	Höhe der Messstrecke
K	[-]	Kontraktionsverhältnis der Windkanaldüse
K_1	[-]	Hilfskonstante
K_{21}	[-]	Hilfskonstante
K_{22}	[-]	Hilfskonstante
P_D	[Pa]	statischer Druck am Düsenaustritt
P_{V_k}	[Pa]	statischer Druck in der Vorkammer
q_{b1}, q_{b2}	[Pa]	dynamischer Druck im Nebenstrom
$u_\infty = u_\infty \text{ Flügel}$	[m/s]	wirksame Anströmgeschwindigkeit am Messflügel
u_{b1}, u_{b2}	[m/s]	Geschwindigkeit der Nebenströme
u_D	[m/s]	Geschwindigkeit am Düsenaustritt
u_S	[m/s]	Geschwindigkeit am Eintritt der Messstrecke
u_{V_k}	[m/s]	Geschwindigkeit in der Vorkammer

Zu Anhang 10.4:

Bezeichnung:	Einheit:	Erklärung:
ε	[-]	gesamter „blockage“-Faktor
ε_{sb}	[-]	„solid blockage“-Faktor
ε_{wb}	[-]	„wake blockage“-Faktor
Λ	[-]	Hilfskonstante
v	[m/s]	korrigierte Geschwindigkeit
σ	[-]	Hilfskonstante für ε_{sb}
τ	[-]	Hilfskonstante für ε_{wb}
C_A	[-]	korrigierter Auftriebsbeiwert
C_m	[-]	korrigierter Nickmomentenbeiwert, bezogen auf die 25% Linie
C_W	[-]	korrigierter Widerstandsbeiwert
d	[m]	Flügeldicke
l_μ	[m]	Flügeltiefe
q	[Pa]	korrigierter dynamischer Druck
Re	[-]	korrigierte Reynoldszahl

(gleiche Symbole mit tiefgestelltem $_\mu$ kennzeichnen **unkorrigierte Messwerte**)

Zu Anhang 10.6:

Bezeichnung:	Einheit:	Erklärung:
α_{VG}	[°]	Anstellwinkel der Wirbelgeneratoren zur lokalen Anströmung
φ_{VG}	[°]	Neigungswinkel des Wirbelgenerators relativ zum Flügel
b	[m] bzw. [mm]	Flügelspannweite
h_{VG}	[m] bzw. [mm]	Höhe des Wirbelgenerators
l_μ	[m] bzw. [mm]	Bezugsflügeltiefe
l_{VG}	[m] bzw. [mm]	Länge des Wirbelgenerators
x_{VG}	[m] bzw. [mm]	Abstand der Wirbelgeneratoren von der Flügelvorderkante
y_{VG}	[m] bzw. [mm]	Abstand des Wirbelgenerators von der Seitenwand

Zu Anhang 10.7:

Bezeichnung:	Einheit:	Erklärung:
η_K	[°]	Wölbklappenwinkel

10.1 Der Niedergeschwindigkeits-Windkanal des Hermann-Föttinger-Institutes

Bei dem großen Windkanal des Hermann-Föttinger Institutes handelt es sich um einen Windkanal mit geschlossenem Luftkreislauf. Die wesentlichen Bestandteile sind die Beruhigungskammer mit Turbulenzsieb, Düse, Teststrecke, Diffusor und Antrieb mit Gebläse. Die Düse hat ein Kontraktionsverhältnis von 6,25: 1. Der Kanalquerschnitt in der Messstrecke beträgt 2m in der Breite und 1,4m in der Höhe. Die Messstrecke besteht aus vier auswechselbaren Versuchsboxen mit einer jeweiligen Länge von 2,5m. Die Windgeschwindigkeit ist stufenlos von 0 bis 40 m/s einstellbar. Der Turbulenzgrad wurde in früheren Untersuchungen je nach betriebener Geschwindigkeit mit $\leq 0,1-0,23\%$ ermittelt [15].

Technische Daten:

- Messstreckenlänge	:	4 m x 2,5 m	= 10 m
- Düsenquerschnitt	:	2 m x 1,41 m	= 2,82 m ²
- Beruhigungskammerquerschnitt	:	4,2 m x 4,2 m	= 17,64 m ²
- max. Antriebsleistung	:	500 KW bei	N = 3000 [U _{md} /min]
- Windgeschwindigkeit	:	0 - 40 m/s	stufenlos einstellbar
- Kontraktionsverhältnis	:	6,25 : 1	
- Turbulenzgrad	:	< 0.1- 0.2%	

Besonderheiten:

- Schalldämpfer vor und hinter dem Gebläse.
- Einstufiges Axialgebläse mit im Stillstand verstellbaren Schaufeln.
- Drehzahl geregelter Gleichstrommotor
- Für Strömungssichtbarmachung kann der Kanal auch offen betrieben werden.
- Sechs-Komponenten-Kraftwaage unter der Messstrecke angeordnet.

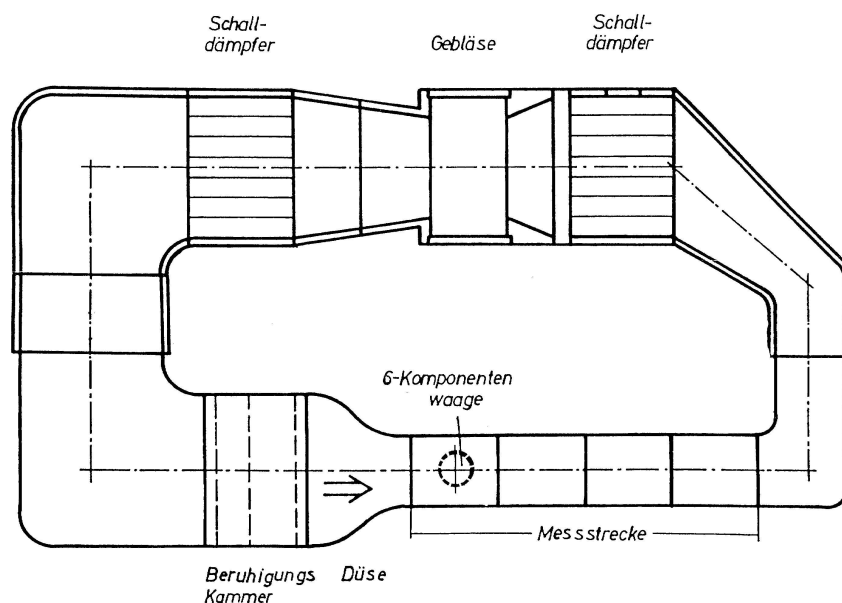


Bild 80: Draufsicht des großen Windkanals des Hermann-Föttinger-Institutes der TU-Berlin

10.2 Sechs-Komponenten-Kraftwaage

Bei Messungen mit einer Kraftmesswaage lassen sich die Gesamtkräfte und -momente auf das zu untersuchende Windkanalmodell direkt bestimmen. Die Windkanalwaage des HFI ist unterhalb der Messstrecke angeordnet. Die 6-Komponenten-Waage liefert Spannungssignale, die über 6 Voltmeter in einen PC-Rechner eingelesen und zu Kräften und Momenten umgerechnet werden. Die maximale Auflösung der Digitalvoltmeter beträgt 100nV. Für die Wägezellen 1 bis 3 entspricht das $\approx 0,13\text{g}$ bzw. für die Wägezellen 4 bis 6 $\approx 0,09\text{g}$. Bei dieser extremen Auflösung wird jedoch in der Praxis keine in der letzten Anzeigendekade stillstehende Anzeige erreicht. Der Grund hierfür sind geringste Kraftänderungen, verursacht durch z.B. Erschütterungen, Luftzug, Temperatur oder Druckänderungen.

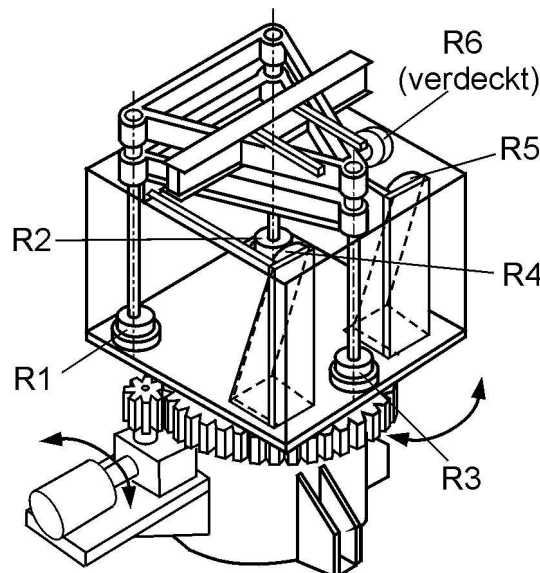


Bild 81: 6-Komponenten Kraftwaage mit Wägezellen R1 bis R6

Bild 81 gibt einen Überblick über den mechanischen Aufbau der Waage. Die Windkanalwaage ist nach dem Plattformwaagenprinzip aufgebaut. Es ist eine 6-Komponentenwaage mit direkter Krafteinleitung in die Wägezellen. Die Waage ist auf einem verwindungssteifen *Bodenteil* montiert. Das *Waagenunterteil* trägt die sechs erforderlichen *Wägezellen*, an die über biegeeweiche *Entkopplungsstäbe* die *Waagenbrücke* angeschlossen ist. Die Waagenbrücke ist aufgebaut aus Doppel-T-Trägern und dient zur Befestigung des *Stützrahmens*. Auf den Stützrahmen wird unser U-Trägersystems befestigt, welches wiederum die Verbindung zum Windkanalflügel darstellt. Die von den Entkopplungsstäben aufgenommenen Kräfte jeder Messstelle werden in die zugeordnete Wägezelle eingeleitet. Jede Wägezelle liefert ein hochgenaues Messsignal, das zu der eingeleiteten Kraft proportional ist. Die Windkanalwaage ist konstruktiv für unsere Anforderungen gut geeignet. Zu klären blieb allerdings noch, ob die auftretenden Lasten

(Luftlasten, sowie Eigengewicht von U-Trägersystem und Flügel) die maximal zulässigen Nennlasten überschreiten würden.

Kritische Bauteile der Waage sind die Wägezellen und die Entkopplungs- bzw. Krafteinleitungsstäbe. In den folgenden zwei Unterkapiteln sind nun die Nennlasten der Wägezellen überprüft worden und die kritischen Knick- bzw. Zuglasten der Entkopplungsstäbe berechnet worden.

Nennlasten der Wägezellen [18]

Die Nennlasten der Wägezellen beträgt für die Auftriebsdosen $R_1^N = R_2^N = R_3^N = 2200 \text{ N}$. Für die anderen drei Wägezellen beträgt die Nennlast $R_4^N = R_5^N = R_6^N = 1500 \text{ N}$. Es ist zu bedenken, dass die Wägezelle 1 bis 3 neben den Luftlasten auch noch mit dem Eigengewicht von Waagenbrücke, Stützrahmen, U-Trägersystem und Flügel belastet werden. Die Überlastbarkeit auf Druckstöße beträgt das 10 -fache der Nennbelastung, d. h. die Wägezellen können auf 1,5t bzw. 2,2 t überlastet werden, ohne dass sich ihre Charakteristik ändert. Die Bruchlast liegt bei 6 t.

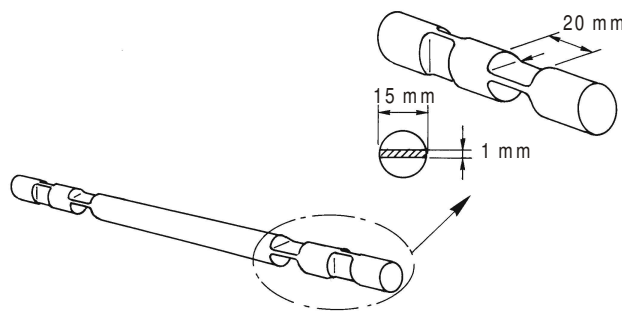


Bild 82: Entkopplungsstäbe mit reduzierten Querschnitten

Berechnung der kritischen Zug- bzw. Knicklasten der Entkopplungsstäbe

Die Entkopplungsstäbe haben an beiden Enden reduzierte Querschnitte, jeweils um 90° versetzt. Aus Bild 82 geht der prinzipielle Aufbau hervor. Für die reduzierten Querschnitte lässt sich eine **maximal zulässige Zuglast** von **2467 N** pro Stab berechnen.

Berechnungsgrundlage: ([17], Festigkeitsberechnung für Zugbeanspruchung)

Material	= St 37=>	$R_{p0,2}$	=	235 N/mm^2
30% -Sicherheit	=>	$\sigma_{\text{zulässig}}$	=	$0,7 \cdot R_{p0,2}$
reduzierte Querschnittsfläche		A	=	$1 \cdot 15 \text{ mm} = 15 \text{ mm}^2$
=>	$F_{\text{Zug zulässig}} = \sigma_{\text{zulässig}} \cdot A$	=	$164,5 \text{ N/mm}^2 \cdot 15 \text{ mm}^2 =$	2467,5 N

Bei Lastüberprüfung von Stäben ist außer der Zugfestigkeit auch noch die **Knicksicherheit** zu prüfen. Für den Knicklastfall berechnet sich die kritische Knickkraft $F_K = \sigma_K \cdot A$ mit der

Querschnittsfläche A und der Knickspannung σ_K . Zur Bestimmung der Knickspannung σ_K ist zunächst festzustellen, ob elastische oder unelastische Knickung vorliegt. Dazu ist der Schlankheitsgrad λ zu bestimmen und mit dem Schlankheitsgrad $\lambda_P = 104$ an der Proportionalgrenze von St-37 zu vergleichen. Der Schlankheitsgrad λ des reduzierten Querschnittes beträgt 34,64. Da $\lambda < \lambda_P$ ist, liegt eine unelastische Knickung vor. Die Knickspannung σ_K ist in diesem Fall nach Tetmajer zu berechnen.

(Berechnungsgrundlage: Festigkeitsberechnung für unelast. Knickung nach Tetmajer [17])

$$4. \text{ Eulerfall } \Rightarrow \text{ beidseitig fest eingespannt. } \Rightarrow l_K = l * 0,5 = 10\text{mm}; \quad \lambda = \frac{l_K}{\sqrt{\frac{I}{A}}} = 34,64;$$

mit $I = 1,25 [\text{mm}^4]$: kleinstes Flächenträgheitsmoment des Querschnitts A

Material : St-37 $\Rightarrow \lambda_P = 104$; Querschnittsfläche = reduzierter Querschnitt $A = 15 \text{ mm}^2$

Für die kritische Knickkraft F_K ergibt sich:

$$F_K = \sigma_K * A = 270,5 \text{ N/mm}^2 * 15 \text{ mm}^2 = 4057,5 \text{ N}.$$

Für die zulässige Knickkraft F_{zul} berücksichtigt man eine gewisse Sicherheit $S_K = 2$ bis 4 zu

$$\Rightarrow F_{zul} = \frac{F_K}{S_K}.$$

Somit ergibt sich bei:	zweifache Sicherheit:	$F_{zul} =$	2028,75 N
	bzw. vierfache Sicherheit:	$F_{zul} =$	1014.37 N

Die Überprüfung der kritischen Knick- und Zuglasten der Entkopplungsstäbe zeigte, dass **bei zweifacher Sicherheit** von folgenden Grenzen für die Auslegung der maximal zulässigen Luftlasten ausgegangen werden kann:

$$R_1^N = R_2^N = R_3^N = 2028 \text{ N} \quad (\text{Limitiert durch die maximale Knicklast der Stäbe})$$

$$R_4^N = R_5^N = R_6^N = 1500 \text{ N} \quad (\text{Limitiert durch die maximale Nennlast der Wägezellen})$$

Wird hingegen nur eine **einfache Sicherheit** angesetzt, so kann für die Auslegung der maximal zulässigen Luftlasten von dem Nennlastbereich der Wägezellen ausgegangen werden.

$$R_1^N = R_2^N = R_3^N = 2200 \text{ N}$$

$$R_4^N = R_5^N = R_6^N = 1500 \text{ N}$$

Kalibrierung der Waage

Die ursprüngliche Kalibrierung wurde von der Firma Schenk [18] bei Inbetriebnahme der Windkanalwaage nur für eine maximale Wägezellauslastung von $R_1 = R_2 = R_3 = \pm 340\text{N}$ bzw. $R_4 = R_5 = R_6 = \pm 100\text{N}$ durchgeführt. Bezogen auf diese Wägezellauslastung ergab die Kalibrierung der Herstellerfirma Schenk unter Berücksichtigung von Wägezellen und den zugehörigen Digitalvoltmetern folgende Genauigkeiten:

Widerstand, Seitenkraft, Auftrieb, Giermoment $= 0,1\%$

Roll- und Nickmoment $= 0,3\%$

Das Wägezellensystem und die Messelektronik ist so ausgelegt, dass Kräfte maximal bis zur Nennlast der jeweiligen Wägzelle, abzüglich der Grundtara erfasst und angezeigt werden können. Die Kalibrierung der Waage ist deshalb vor Beginn der Messungen mit Eichgewichten erweitert worden. Die Kalibriereinrichtung besteht aus zwei kugelgelagerten Rollen mit Stützkonsolen, einem Kalibriermodell und Gewichtssteinen (Bild 83). Für die Auftriebswägzellen (R_1 bis R_3) wurden weiterhin die Linearität der Messbereiche bis zu 310 Kg Auftrieb kontrolliert. Bei Vollausschlag (310 Kg) war die maximale Linearitätsabweichung kleiner als 0,23%.



Bild 83: Waage mit Eichmodell und Kalibriergalgen

10.3 Ermittlung der Anströmgeschwindigkeit u_∞ unter Berücksichtigung der Seitenwandumströmung (u_{b1} und u_{b2})

Bei der Messung der Anströmgeschwindigkeit ist speziell für diesen Versuchsstand zu berücksichtigen, dass der Kanalquerschnitt sich im Bereich der Messsektion durch die Trennwände in drei Teilbereiche aufteilt. Im mittleren Querschnitt ist unser Messflügel angeordnet. Die beiden anderen Teilbereiche sind die Querschnitte zwischen Trennwänden und eigentlichen Kanalwänden. Speziell der große Messflügel mit der mittleren Flügeltiefe von 0.8335m führt bei hohen Anstellwinkeln zu einer nennenswerten Verblockung im mittleren Kanalquerschnitt. Als Folge kommt es zu einer vermehrten Durchströmung der beiden äußeren Querschnitte, wodurch die Anströmgeschwindigkeit im mittleren Bereich absinkt. Um diese Geschwindigkeitsabnahme zu erfassen und zu berücksichtigen, ist ein Verfahren zur Ermittlung der Anströmgeschwindigkeit entwickelt worden.

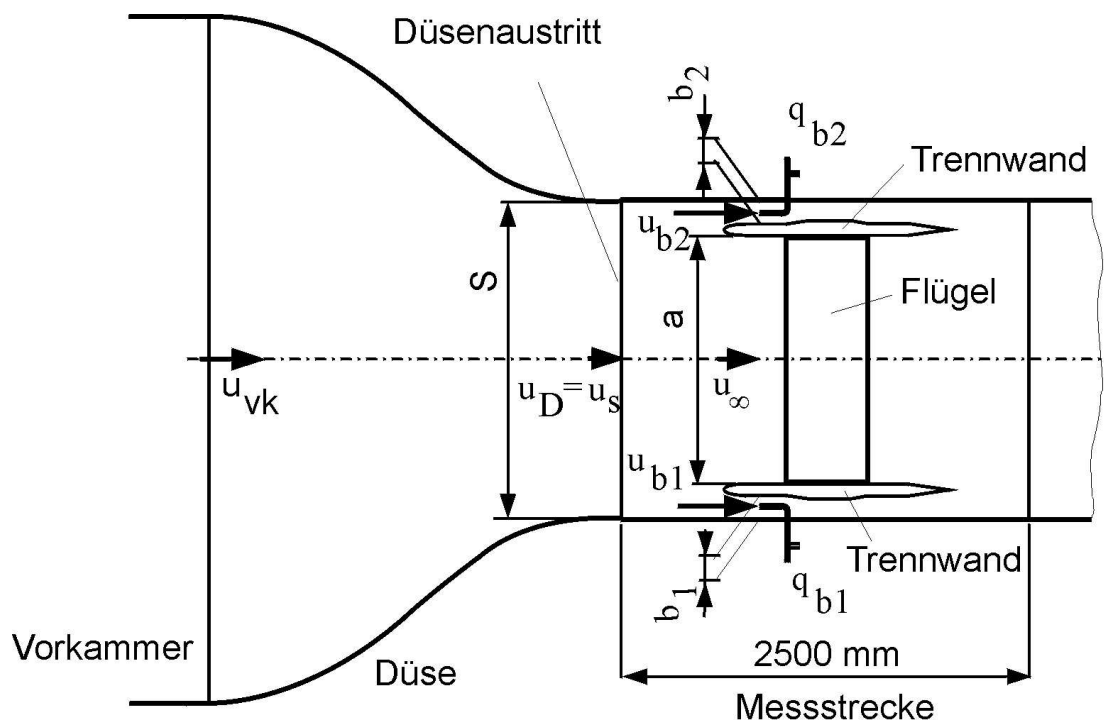


Bild 84: Abmaßen der Düse und der Messstrecke

Abmaße:		Großer Messflügel (HQ-41):	Kleiner Messflügel (HQ-17):
a	[m]	1,399	1,55
b ₁	[m]	0,249	0,169
b ₂	[m]	0,239	0,169
s	[m]	2,0	2,0

Gemessen wird der Differenzdruck der statischen Drücke an der Vorkammer und am Düsenaustritt ($P_{VK}-P_D$). Daraus ergibt sich die Düsenaustrittsgeschwindigkeit $u_D \approx u_s$. In den beiden Seitenquerschnitten ist jeweils ein Prandtl-Rohr angeordnet, an denen über die dynamischen Drücke (q_{b1} und q_{b2}) die Geschwindigkeiten (u_{b1} und u_{b2}) im jeweiligen Querschnitt erfaßt werden. Über eine Kalibrierung wird nun die Anströmgeschwindigkeit $u_{\infty \text{ Flügel}}$, die im eigentlichen Messquerschnitt herrscht, wie folgt berechnet:

Die Düse hat ein Kontraktionsverhältnis von $K = \frac{A_{VK}}{A_D} = \frac{4,2m * 4,2m}{2,0m * 1,4m} = 6,3$.

Durch die Trennwände gibt es zwischen Düse und Messstrecke eine weitere, wenn auch geringe Kontraktion. Das effektive Kontraktionsverhältnis ist also nicht ganz genau bekannt und wird mit Hilfe einer Kalibrierung experimentell ermittelt. Hierzu werden jeweils **ohne Flügel** in der Messstrecke die dynamischen Drücke (q_{b1} , q_{b2}) an den Prandtl-Rohren in den Nebenströmen (Bypass) und in der eigentlichen Messstrecke (q_{00}) gemessen und zu dem ebenfalls gemessenen Differenzdruck ($P_{VK}-P_D$) ins Verhältnis gesetzt. Es ergeben sich die

folgenden Konstanten: $K_1 = \frac{q_{00}}{(P_{VK} - P_D)}$; $K_{21} = \frac{q_{b1}}{(P_{VK} - P_D)}$; $K_{22} = \frac{q_{b2}}{(P_{VK} - P_D)}$

Für u_s gilt unter Berücksichtigung der zusätzlichen kleinen Kontraktion in der Messstrecke für konstanten Volumendurchsatz: $u_s * s * h = u_{00} * a * h + u_{b1} * b_1 * h + u_{b2} * b_2 * h$

Werden die oberen Konstanten umgeformt, in die jeweiligen Geschwindigkeiten umgerechnet und in die obere Gleichung eingesetzt, so ergibt sich für u_s :

$$u_s = \frac{1}{s} * \sqrt{\frac{2}{\rho}} * \sqrt{(P_{VK} - P_D)} * \left[a * \sqrt{K_1} + b_1 * \sqrt{K_{21}} + b_2 * \sqrt{K_{22}} \right]$$

Zur Bestimmung der wahren Geschwindigkeit $u_{00_Flügel}$ mit der der Flügel während der Messung angeblasen wird gilt für konstanten Volumendurchsatz (Situation nun **mit Flügel**):

$$u_{00_Flügel} * a = u_s * s - u_{b1} * b_1 - u_{b2} * b_2$$

u_{b1} und u_{b2} werden nun während einer Messung in den By-passen über die jeweiligen dynamischen Drücke q_{b1} und q_{b2} am Prandtl-Rohr gemessen.

$$u_{b1} = \sqrt{\frac{2}{\rho} * q_{b1}}; \quad u_{b2} = \sqrt{\frac{2}{\rho} * q_{b2}}$$

Die Geschwindigkeit u_s wird aus der oberen Gleichung übernommen. Somit ergibt sich für die Geschwindigkeit in der Messstrecke $u_{00_Flügel}$:

$$u_{00_Flügel} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} * \left[K_3 * \sqrt{(P_{VK} - P_D)} - \frac{b_1}{a} * \sqrt{q_{b1}} - \frac{b_2}{a} * \sqrt{q_{b2}} \right]$$

mit der Hilfskonstante $K_3 = \frac{1}{a} * \left[a * \sqrt{K_1} + b_1 * \sqrt{K_{21}} + b_2 * \sqrt{K_{22}} \right]$

Für alle Messungen mit Flügel wird diese Geschwindigkeit der Einfachheit halber nur u_{00} genannt ($u_{\infty} = u_{00_Flügel}$).

10.4 Windkanalwandkorrekturen

Um spezielle Profiluntersuchungen von Tragflügeln durchzuführen, werden üblicherweise Flügel konstanter Flügeltiefe hergestellt, deren Spannweite über die gesamte Kanalbreite von Wand zu Wand geht. Gewöhnlich werden bei zweidimensionalen Tests die Modelle mit großer Flügeltiefe hergestellt, um eine möglichst hohe Reynolds-Zahl zu erreichen. Ist das Modell durch Kanalwände begrenzt, die in verhältnismäßig geringer Entfernung vom Modell liegen, so werden die Stromlinien gegenüber der unbehinderten Strömung zusammengedrückt und es kommt zu einer Verfälschung der Messdaten.

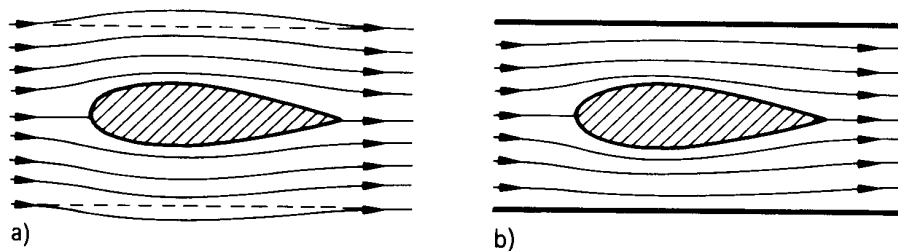


Bild 85: a) Flügelumströmung in der freien Atmosphäre
b) Flügelumströmung im geschlossenen Kanal

(aus Dubs [19])

Man unterscheidet hierbei die Verblockung, die verursacht wird durch das eigentliche Modell (*solid blockage*) und durch den Nachlauf (*wake blockage*). Es kommt zu einer Änderung der normalen Krümmung der Strömung um einen Tragflügel (*streamline curvature*). Kommt zusätzlich noch ein Druckgradient des statischen Druckes entlang der Kanaltiefe hinzu, so findet diese in der sogenannten *horizontal buoyancy* Berücksichtigung.

Untersucht man 3-D-Körper in geschlossenen Kanälen, sind noch weitere Effekte zu berücksichtigen bzw. zu korrigieren. An dieser Stelle seien nur einige exemplarisch genannt.

- Änderung des lokalen Anstellwinkels entlang der Flügelspannweite.
- Änderung der Längsstabilität durch Änderung des Abwindwinkels.
- Änderung des Roll- und Nickmoments bei asymmetrischer Flügelkontur.

Bei der Darstellung der nötigen Windkanalwandkorrekturen möchte ich mich auf die auftretenden Effekte im zweidimensionalen Fall beschränken. Die verwendeten Windkanal-Wandkorrekturen basieren auf den 2-D-Verfahren nach Pope & Harper [34] bzw. Rae & Pope [35]. Die Bezeichnungen der Formeln, sowie Bild 86 und deren Beschriftung sind aus der Quelle [35] übernommen worden. Die Bildbeschriftung ist deshalb in Englisch. Weitere Quellen zu diesem Thema sind [33] und [36]. Näher erklärt wird anschließend: *buoyancy* (2D), *solid blockage* (2D), *wake blockage* (2D) und *streamline curvature* (2D).

Zu buoyancy (2D)

Eine Änderung des statischen Druckes entlang der Testsektion produziert z. B. eine Widerstandskraft, die bekannt ist als „horizontal buoyancy“. Sie ist gewöhnlich sehr klein und im Fall von geschlossenen Windkanälen in Widerstandsrichtung ausgerichtet. Für offene Messstrecken ist dieser Effekt in der Regel unbedeutend, kann jedoch in einigen Fällen sogar zu einer Kraft in entgegengesetzter Richtung (Vortrieb) führen.

Bei unseren Korrekturen wird der Druckgradient des Windkanals in Strömungsrichtung nicht berücksichtigt.

Zu solid blockage (2D)

Ein Testflügel im Windkanal verkleinert die Querschnittsfläche, durch die die Luft strömt. Es kommt zu einer zusätzlichen Einschnürung der Stromlinien, auch „solid blockage“ genannt. Nach der Kontinuitätsgleichung und der Bernoullischen Gleichung steigt die Geschwindigkeit der Luft, wenn sie das Modell überströmt. Dieses Ansteigen des dynamischen Drucks bzw. der Geschwindigkeit führt zu einem Ansteigen aller Kräfte und Momente bei einem gegebenen Anstellwinkel. Der Effekt ist eine Funktion der Flügeldicke, der Flügeldickenverteilung und der Modellgröße. Er ist unabhängig von der Wölbung. Bei einer offenen Messstrecke ist dieser Effekt sehr gering, soweit der Luftstrahl in normaler Weise expandieren kann.

Zu wake blockage (2D)

Neben der Einschnürung der Stromlinien durch den Flügel kommt es auch zu einer Einschnürung der Stromlinien um den Nachlauf (*wake blockage*). Dieser Effekt steigt mit zunehmender Nachlaufgröße (gleichbedeutend mit zunehmendem Widerstand) und führt zu einer weiteren Steigerung des Widerstandes des Messflügels in geschlossenen Kanälen.

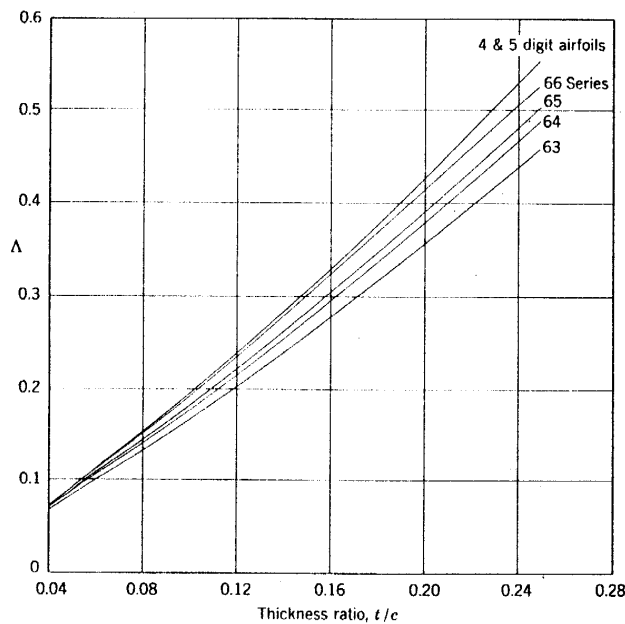
Zu streamline curvature (2D)

Hierunter ist die Änderung der normalen Krümmung der Strömung um einen Tragflügel zu verstehen. Die Änderung geht einher mit einer Änderung des Abwindwinkels. Es kommt so zu einer Steigerung von Nickmoment, Auftrieb und Anstellwinkel des Flügels in geschlossenen Kanälen.

Zusammenfassung der 2-D-Kanalkorrekturen

Die Kanalwandkorrektur wird erst nach Beendigung der Messung einer vollständigen Polare durchgeführt. Es wird zu Beginn der minimale Widerstandsbeiwert ermittelt und anschließend für jeden Anstellwinkel die folgenden Korrekturen durchgeführt. Die Bezeichnungen mit Index „u“ sind unkorrigierte Messdaten, bezogen auf die ungestörte Anströmung q_{00} . Lediglich im Fall einer Berücksichtigung des Druckgradienten des Kanals müsste beim Widerstand erst die „buoyancy“ (statischer Druckgradient längs der Kanaltiefe) berücksichtigt werden.

Korrektur des dynamischen Druckes:	$q = q_u * (1 + 2 * \epsilon)$
Korrektur der Geschwindigkeit:	$v = v_u * (1 + \epsilon)$
Korrektur der Reynolds-Zahl:	$Re = Re_u (1 + \epsilon)$
Korrektur des Anstellwinkels:	$\alpha = \alpha_u + \frac{57,3 * \sigma}{2 * \pi} * (C_{Au} + 4 * C_{m\frac{1}{4}u})$
Korrektur des Auftriebsbeiwertes:	$C_A = C_{Au} * (1 - \sigma - 2 * \epsilon)$
Korrektur des Nickmomentenbeiwerts:	$C_{m\frac{1}{4}} = C_{m\frac{1}{4}u} * (1 - 2 * \epsilon) + \frac{\sigma * C_A}{4}$
Korrektur des Widerstandsbeiwerts:	$C_W = C_{Wu} * (1 - 3 * \epsilon_{Sb} - 2 * \epsilon_{Wb})$



Hierbei gilt für:

$$\sigma = \frac{\pi^2}{48} * \left(\frac{l_\mu}{h} \right)^2$$

$$\epsilon_{Sb} = \Lambda * \sigma \quad \text{mit}$$

$\Lambda = \text{Funktion der Flügeldicke ; (Bild 86)}$

$$\epsilon_{Wb} = \tau * C_{Wu} = \frac{1}{4} * \frac{l_\mu}{h} * C_{Wu}$$

$$\epsilon = \epsilon_{Sb} + \epsilon_{Wb}$$

$$\epsilon = \Lambda * \frac{\pi^2}{48} * \left(\frac{l_\mu}{h} \right)^2 + \frac{1}{4} * \frac{l_\mu}{h} * C_{Wu}$$

(Symbole mit tiefgestelltem u kennzeichnen unkorrigierte Messwerte)

Bild 86: Diagramm zur Bestimmung von Λ
(aus Rae & Pope [35])

Bezeichnung:	Erklärung:	Einheit:	(HQ-41)	(HQ-17)
l_μ	Bezugsflügeltiefe	[m]	0,8335	0,5
d/l_μ	Flügeldicke	[%]	15	14,38
h	Windkanalhöhe	[m]	1,4	1,4
τ	Hilfskonstante für ϵ_{Wb} $\tau = \frac{1}{4} * \frac{l_\mu}{h}$	[-]	0,14884	0,08928
σ	Hilfskonstante für ϵ_{Sb} $\sigma = \frac{\pi^2}{48} * \left(\frac{l_\mu}{h} \right)^2$	[-]	0,07288	0,026226
Λ	Hilfskonstante (aus Bild 86, Funktion von d/l_μ)	[-]	0,285	0,28
ϵ_{Sb}	solid blockage	[-]	0,0207708	0,00734328
ϵ_{Wb}	wake blockage	[-]	$f(C_{Wu})$	$f(C_{Wu})$

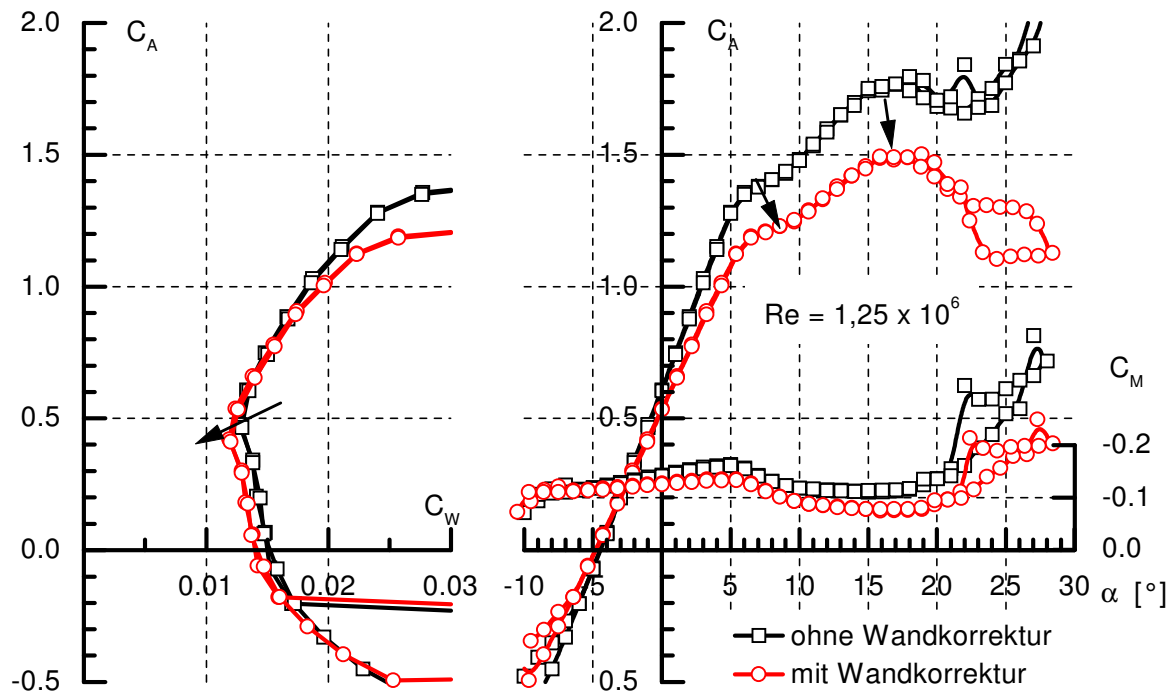


Bild 87: Windkanalkorrektur beim HQ-41 Flügel mit $l_\mu=0,8335\text{m}$; $Re= 1,25 \times 10^6$

Bild 87 macht den Einfluss der Windkanalwandkorrektur auf die Messdaten bei HQ-41-Profil deutlich. Entsprechend sind in Bild 88 die Daten für das HQ-17-Profil dargestellt. Die geringere Flügeltiefe verursacht deutlich geringere Kanalkorrekturen.

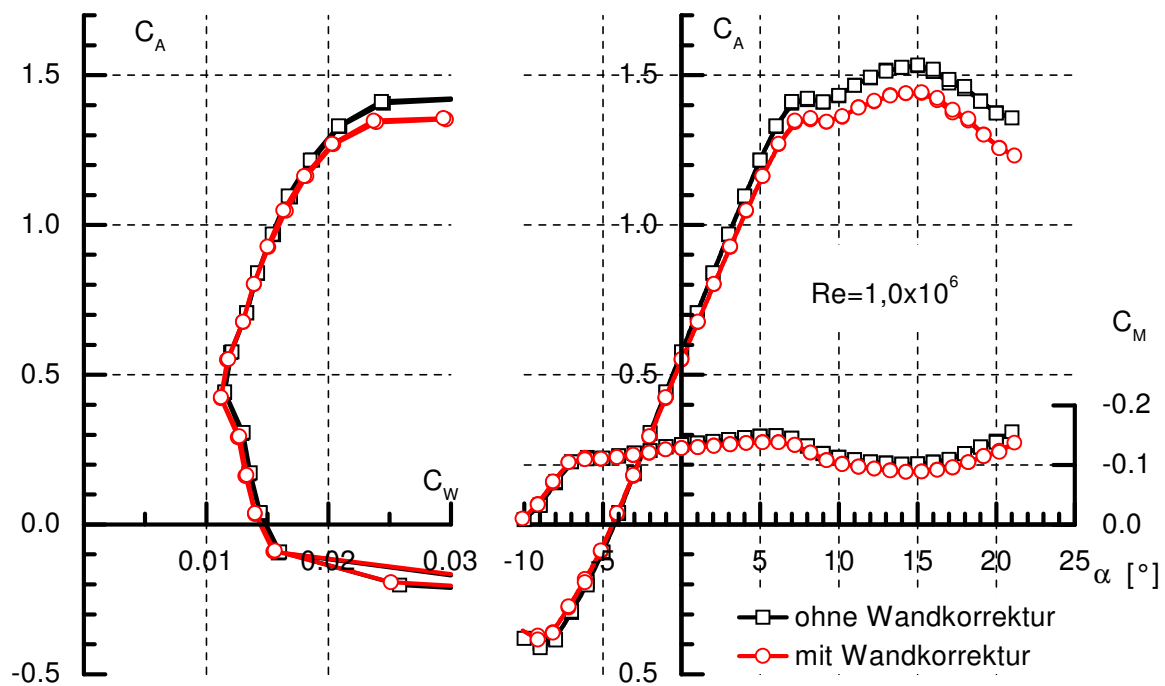


Bild 88: Windkanalkorrektur beim HQ-17 Flügel mit $l_\mu=0,5\text{m}$; $Re= 1,0 \times 10^6$

10.5 Spaltreduzierung

Der eingebaute Messflügel hat aus Montagegründen auf jeder Seite zunächst einen Spaltabstand von 2mm zur jeweiligen Seitenwand. Durch Aufkleben von dünnen transparenten Klebestreifen wird diese Spaltbreite anschließend auf 0,1mm reduziert. Hierzu wird ein Stahlblech (0,1mm) auf die Seitenwand aufgelegt. Anschließend wird der Klebestreifen bündig zum aufgelegten Blech auf den Messflügel aufgeklebt. Nach dem Entfernen des Bleches bleibt ein Restspalt von 0,1mm Breite übrig.

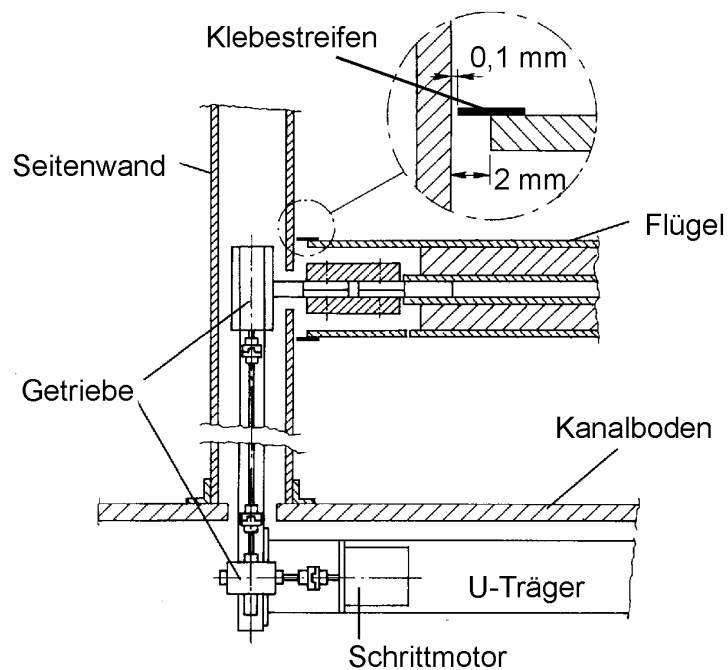


Bild 89: Schnittskizze durch Seitenwand und Flügel im Bereich des Flügel/Wandspaltes

10.6 Anordnung der Wirbelgeneratoren (VG) auf dem Messflügel

Die optimalen Abmaße und die Anordnung des Wirbelgenerators auf dem Messflügel wurden experimentell ermittelt (Bild 90, Bild 91, sowie Bild 8 und Bild 9). Es wurde aus einer Vielzahl von Kraftmessungen die Konfiguration ausgewählt, bei der die höchste Widerstandsverminderung erreicht wurde. In Anstrichbildern wurde gleichzeitig die Vermeidung der Ablösung im hinteren Flügel-Wandbereich überprüft. Bei der Anordnung möchte ich besonders auf die Schräglage des Wirbelgenerators hinweisen. Der Wirbelgenerator ist mit dem Neigungswinkel ϕ_{VG} zur Seitenwand geneigt (siehe auch Bild 9).

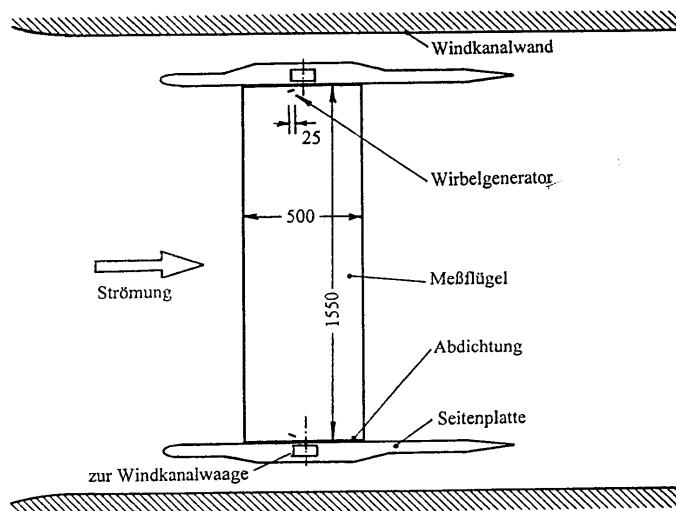


Bild 90: Anordnung der Wirbelgeneratoren auf dem Versuchsfeld.

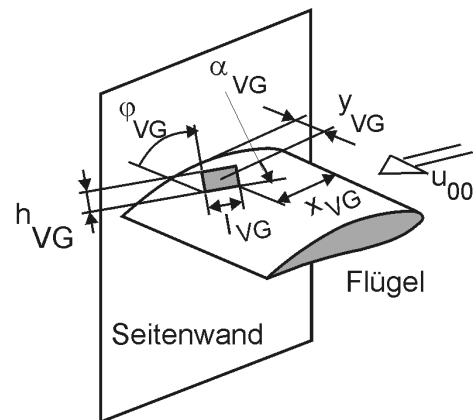


Bild 91: Abmaße des Wirbelgenerators, der stark vergrößert dargestellt ist.

$$\begin{aligned}
 l_\mu &= 500 \text{ mm}; & b &= 1550 \text{ mm}; & x_{VG} &= 50\% l_\mu; & y_{VG} &= 20 \text{ mm} = 4\% l_\mu \\
 h_{VG} &= 12 \text{ mm} = 2,4\% l_\mu; & l_{VG} &= 25 \text{ mm} = 5\% l_\mu; & \alpha_{VG} &= 15^\circ; & \phi_{VG} &= 45^\circ
 \end{aligned}$$

10.7 Laminare Ablöseblasen am HQ-17

Das Wölbklappenprofil HQ-17 wurde beim DLR-Braunschweig für einen Flugzeughersteller entworfen. Dabei vorgesehen war der Einsatz von Blasturbulatoren auf der Unterseite des Profils. Die Arbeit von K.-H. Horstmann und A. Quast [31] befasst sich ausführlich mit der Untersuchung von Blasturbulatoren an dem Profil HQ-17. Wie laminare Ablöseblasen den Widerstand erhöhen können zeigt Bild 92. Die Auswirkung einer laminaren Ablöseblase auf die Druckverteilung eines Profils ist in Bild 93 dargestellt. Deutlich zu sehen ist der charakteristische waagerechte Verlauf mit einem steilen Abfall, der das Ende der Ablöseblase kennzeichnet. Die Größe der Ablöseblasen und damit auch der Widerstand ist stark von der Reynolds-Zahl abhängig (Bild 94). In den eigenen Druckmessungen des HQ-17 Flügels

(Bild 98, Abschnitt 10.8) deuten sich bei verschiedenen Anstellwinkeln gemäß dem Bild 93 laminare Ablöseblasen, sowohl auf der ProfiOber- und ProfiUnterseite bei folgenden Anstellwinkeln an: Oberseite: $\alpha = -4^\circ; -2^\circ; 0^\circ; +2^\circ$

Unterseite: $\alpha = 0^\circ; +2^\circ; +4^\circ; +6^\circ; +8^\circ; +10^\circ$

Bekannt ist, dass Ablöseblasen durch mechanische oder pneumatische Turbulatoren beseitigt werden können.

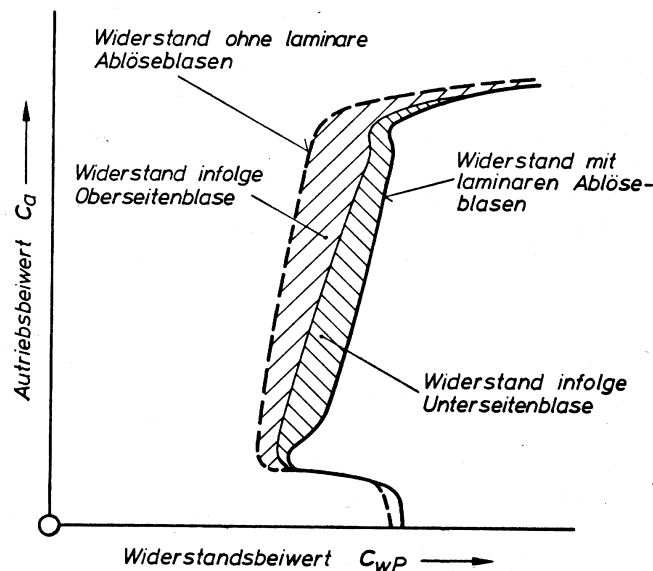


Bild 92: Auswirkung der laminaren Ablöseblasen auf die Profilpolare (aus Horstmann & Quast [31]).

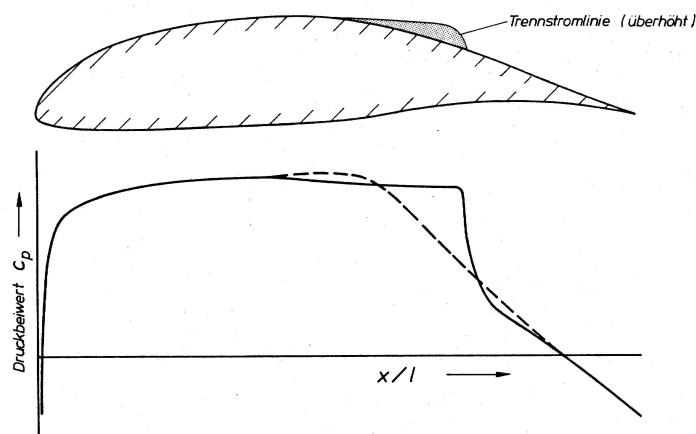


Bild 93: Charakteristische Druckverteilung einer ProfiOberseite mit laminarer Ablöseblase. Gestrichelt dargestellt ist der C_p -Verlauf ohne Ablöseblase (aus Horstmann & Quast [31]).

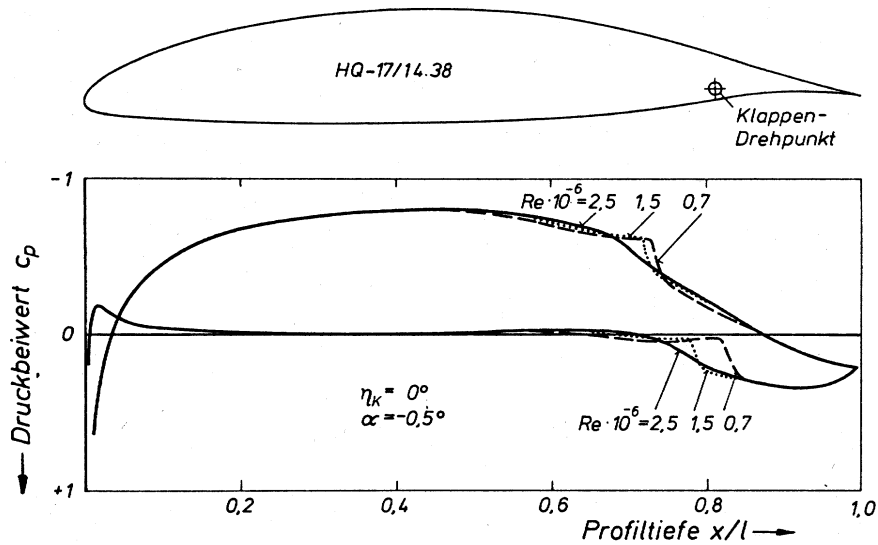


Bild 94: Größe der laminaren Ablöseblasen als Funktion der Reynolds-Zahl für das Profil HQ-17, Klappenwinkel $\eta_k=0^\circ$; $\alpha=-0,5^\circ$.
(Messung der TU-Delft; aus Horstmann & Quast [31])

10.7.1 Einfluss von Turbulatoren auf das Widerstandsverhalten des HQ-17-Profiles

In einer Studie wurde der Einsatz von Turbulatoren zur Vermeidung von laminaren Ablöseblasen auf Ober- und Unterseite des HQ-17 Profils untersucht. Zunächst wurde hierzu der Beginn und das Ende des abgelösten Bereichs jeweils auf Ober- und Unterseite des Flügels für verschiedene Anstellwinkel dokumentiert (siehe folgende Tabellen).

Laminare Ablöseblase auf der Profiloberseite				
Anstellwinkel	Beginn in [%l _μ]		Ende in [%l _μ]	
α in [°]	Re = 0,7x10 ⁶	Re = 1,0x10 ⁶	Re = 0,7x10 ⁶	Re = 1,0x10 ⁶
-4	67	68	78	76
-2	65	67	75	73
0	62	64	73	71
4	55	62	66	62

Laminare Ablöseblase auf der Profilunterseite				
Anstellwinkel	Beginn in [%l _μ]		Ende in [%l _μ]	
α in [°]	Re = 0,7x10 ⁶	Re = 1,0x10 ⁶	Re = 0,7x10 ⁶	Re = 1,0x10 ⁶
-2	Keine Blase	Keine Blase	Keine Blase	Keine Blase
0	71	70	84	81
2	72	*	84	*
4	72	72	84	82
6	73	*	85	*
8	74	75	86	84
10	75	*	85	*
* hier wurden keine Werte ermittelt.				

Auf der Profilunterseite ist der Beginn der Blase nahezu unabhängig vom Anstellwinkel. Es wurde daher hier 65%l_μ als Position für den Turbulator gewählt. Auf der Profiloberseite hingegen gibt es mit größer werdendem Anstellwinkel eine deutliche Verschiebung der Blase nach vorn. Wird also ein Turbulator weit vorne installiert (z.B. bei 60%l_μ), um die Ablöseblase über einen größeren Anstellwinkelbereich hinweg zu verhindern, so geht bei kleineren Anstellwinkeln ein bedeutender Anteil an laminarer Lauflänge verloren. Ein deutlicher Widerstandszuwachs ist in diesem Fall zu erwarten. Wird der Turbulator weiter hinten installiert (z.B. bei 67%l_μ), so kann es bereits vor seiner Position zur Bildung einer Ablösblase kommen und die Wirksamkeit des Turbulators ist nicht mehr gegeben, da er in der Ablösung „untergeht“. In den folgenden Kraftmessungen galt es zu prüfen, ob es eine Position gibt, die einen Kompromiss in dieser Hinsicht darstellt.

Für die Untersuchungen wurden als Turbulatoren durchgehende Zackenbänder (Bild 95) mit zwei verschiedenen Höhen (0,5mm und 0,75 mm) verwendet. Diese Bänder wurden an verschiedenen Positionen auf der Ober- und Unterseite parallel zur Flügellängsachse installiert.

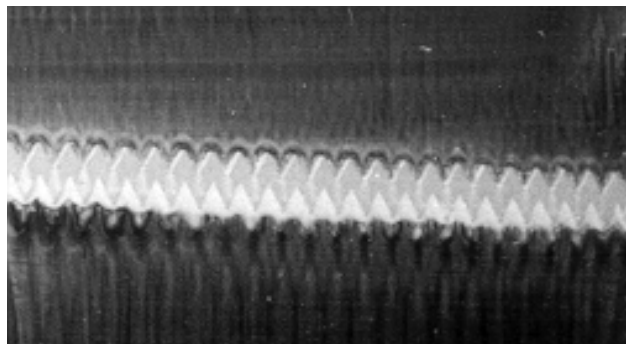


Bild 95: Turbulator (Zackenband), mit Anstrichfarbe in den Zwischenräumen

Bild 96 zeigt die Wirksamkeit eines solchen Turbulators zur Vermeidung von laminaren Ablöseblasen. Man sieht ein Anstrichbild der Flügelunterseite. Die Anströmung auf dem Bild erfolgt von oben nach unten, der Anstellwinkel beträgt $\alpha=0^\circ$, die Reynolds-Zahl $1,0 \times 10^6$. Am rechten Bildrand sind Markierungen zu sehen, die die Flügeltiefe kennzeichnen. Auf der linken Seite ist deutlich eine laminare Ablöseblase zwischen 70% und 81% l_μ erkennbar. Auf der rechten Bildseite ist ein Turbulator bei 65% l_μ aufgeklebt. Die bis dahin laminare Strömung wird unmittelbar am Turbulator in eine turbulente Strömung überführt und so eine Ablöseblase vollständig verhindert. Die Variation der Turbulatorhöhe ergab, dass für die Höhe von 0,5mm und für Reynolds-Zahlen kleiner $0,7 \times 10^6$ kein künstlicher Umschlag erreicht werden konnte. So fiel die Wahl für die folgenden Kraftmessungen auf eine Turbulatorhöhe von 0,75mm.

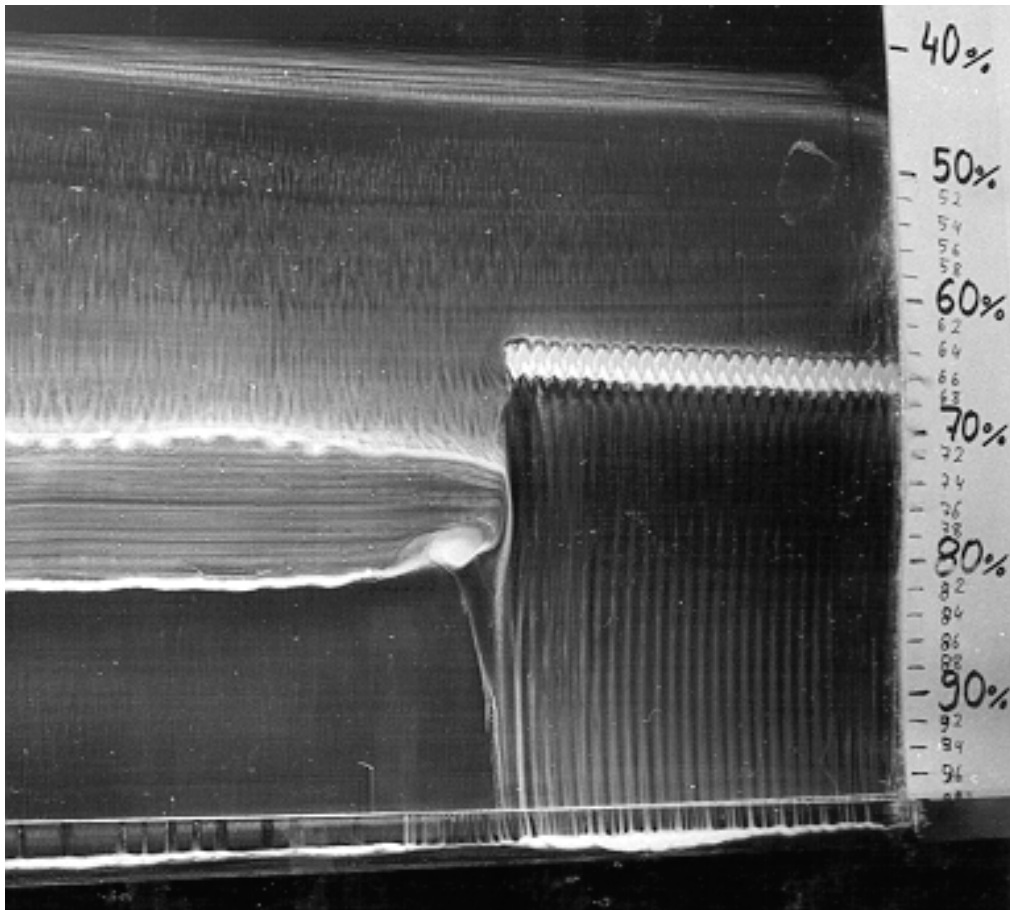


Bild 96: Anstrichbild der Flügelunterseite, Anströmung von oben. Links ohne, rechts mit Turbulator bei 65% l_μ ; $\alpha=0^\circ$, $Re = 1,0 \times 10^6$

Kraftmessungen mit einem Turbulator (Zackenband, Höhe 0,75mm, bei 65% l_μ auf der Unterseite)

In den vorangegangenen Anstrichversuchen ist die Wirksamkeit der Turbulatoren (Zackenbänder $h=0,75\text{mm}$) zur Vermeidung der laminaren Ablöseblase gezeigt worden. Bild 97 zeigt nun die Auswirkung der Turbulatoren auf die Widerstandspolare. Für den Anstellwinkelbereich von -1° bis $+6^\circ$ ist eine deutliche Verminderung des Widerstands durch ein Turbulatorband bei 65% l_μ auf der Unterseite erreicht worden. Die größte Verbesserung zeigt sich bei einer Reynolds-Zahl von $0,5 \times 10^6$, aber auch bei $1,0 \times 10^6$ fallen die Ergebnisse eindeutig aus.

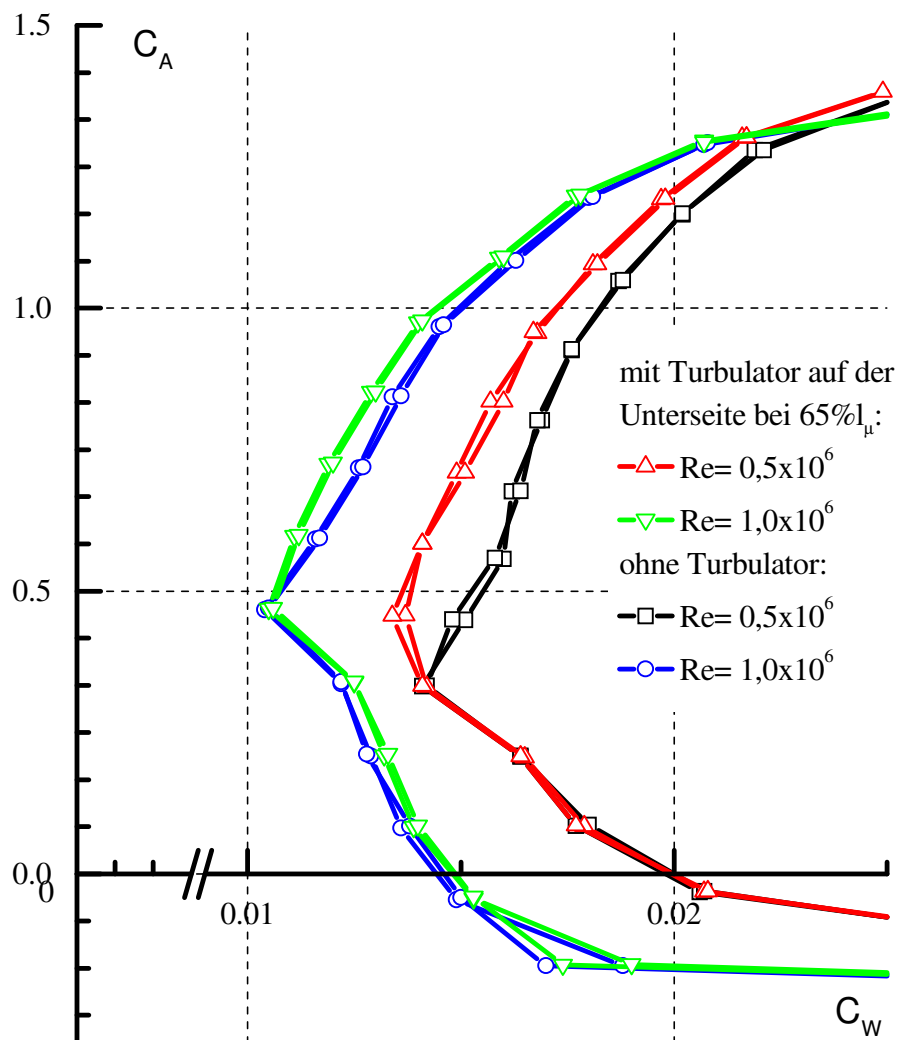


Bild 97: Polare des HQ-17 Flügels mit und ohne Turbulator auf der Flügelunterseite bei 65% l_μ .

10.8 Diagramme der Druckverteilungsmessungen

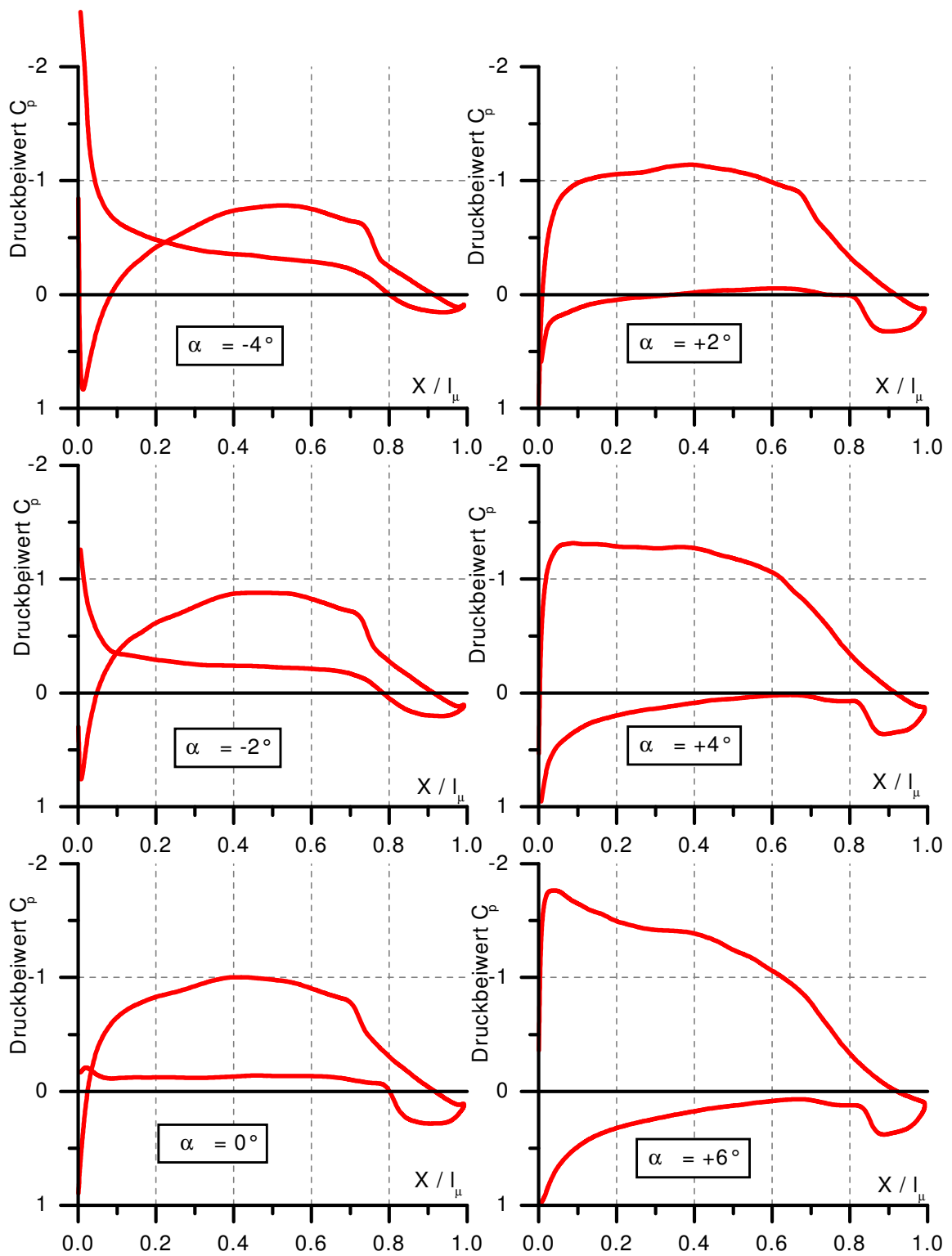


Bild 98: Druckverteilungen des HQ-17 bei den Anstellwinkeln $\alpha = -4^\circ$ bis $+6^\circ$;

$Re = 1,0 \times 10^6$

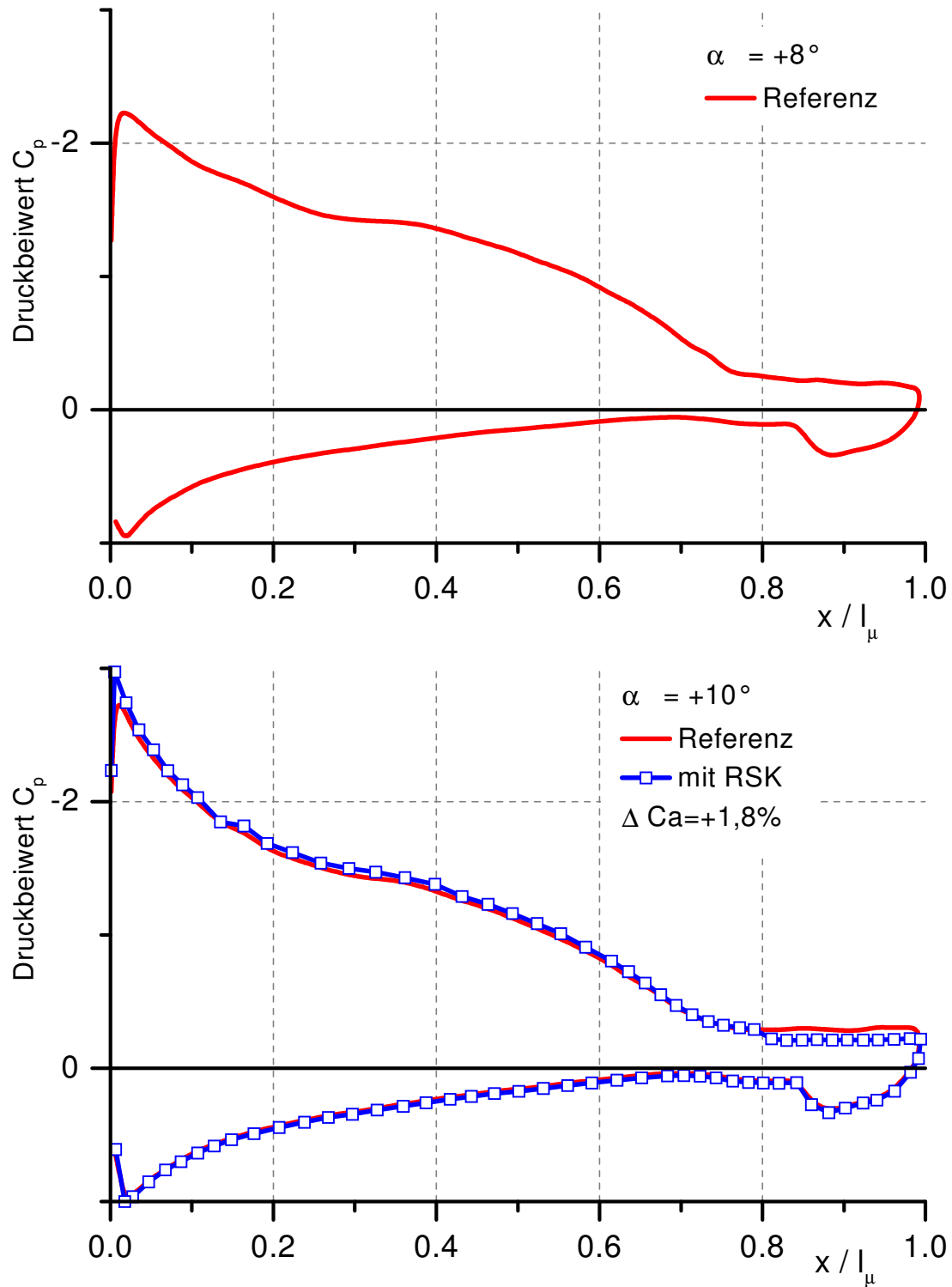


Bild 99: Druckverteilungen des HQ-17 *mit* und *ohne* Rückstromklappe bei den

Anstellwinkeln $\alpha = +8^\circ$ und $+10^\circ$, $Re = 1,0 \times 10^6$.

(Gegenüber dem Bild 98 ist die geänderte Skalierung der Achse des Druckbeiwerts C_p zu beachten!)

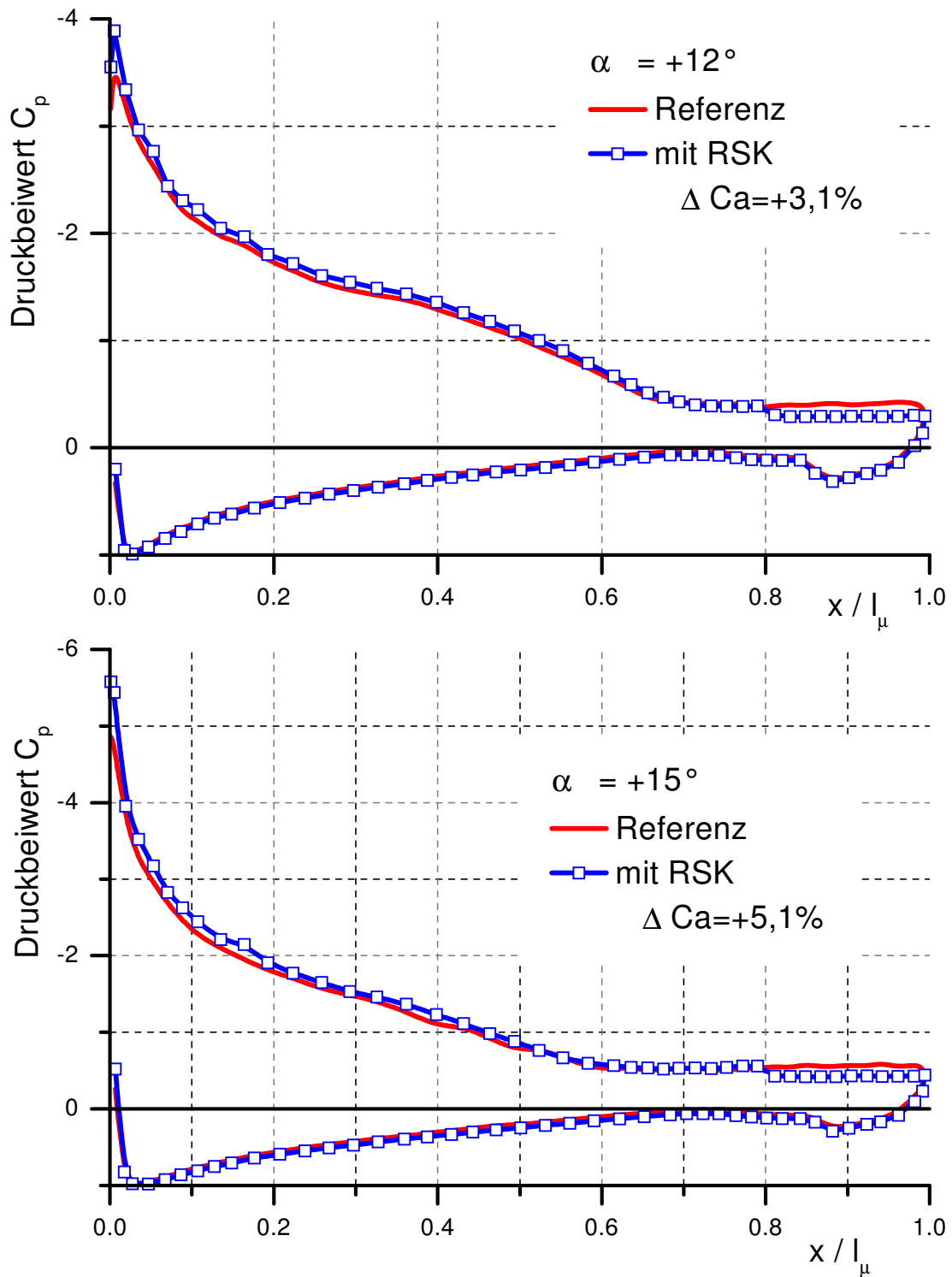


Bild 100: Druckverteilungen des HQ-17 *mit* und *ohne* Rückstromklappe bei den

Anstellwinkeln $\alpha = +12^\circ$ und $+15^\circ$, $Re = 1,0 \times 10^6$.

(Gegenüber Bild 98 bis Bild 99 ist die geänderte Skalierung der Achse des Druckbeiwerts C_p zu beachten!)

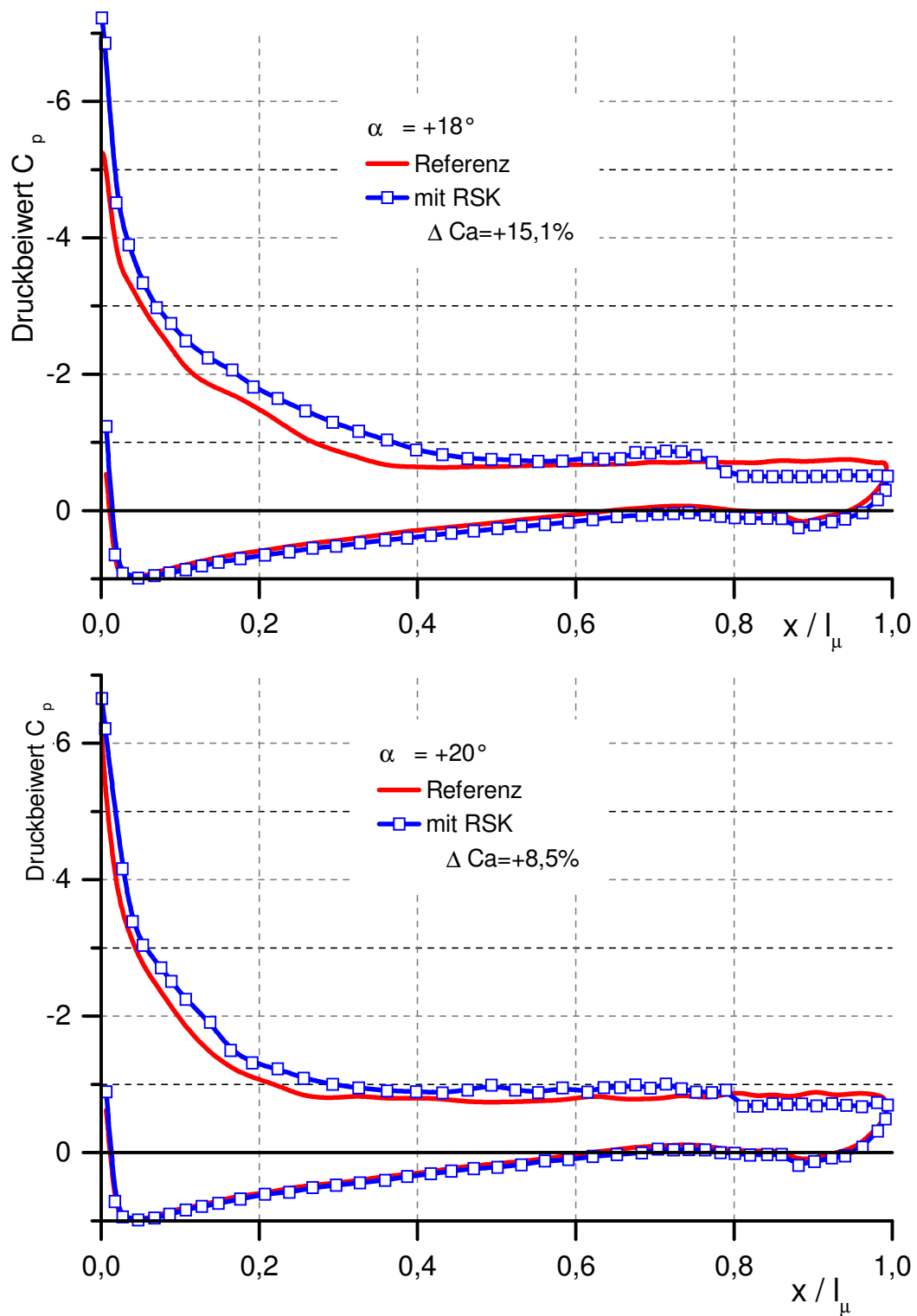


Bild 101: Druckverteilungen des HQ-17 *mit* und *ohne* Rückstromklappe bei den

Anstellwinkeln $\alpha = +18^\circ$ und $+20^\circ$, $Re = 1,0 \times 10^6$.

(Gegenüber Bild 98 bis Bild 100 ist die geänderte Skalierung der Achse des Druckbeiwerts C_p zu beachten!)

11 Literaturverzeichnis

- [1] Liebe, W.; "Ursachen und Gesetzmäßigkeiten für das Abkippen im Fluge"; Dissertation TH. Hannover, 1953 (Nicht im Druck erschienen)
- [2] Liebe, W.; "Der Auftrieb am Tragflügel: Entstehung und Zusammenbruch"; Aerokurier Heft 12, 1979; Seite 1520-1523
- [3] FVA (Flugwissenschaftliche Vereinigung Aachen); Aerokurier Heft 1, 1984; Seite 64
- [4] Bechert, D.W.; Meyer, R.; Hage, W.; "Aeroflexible Oberflächenklappen als Rückstrombremsen nach dem Vorbild der Deckfedern des Vogelflügels"; DLR-Zwischenbericht 1995, BMBF-Vorhaben 13N6537-8; DLR IB 92517-96/B2, Berlin, 1995
- [5] Meyer, R.; Bechert, D.W. ; Hage, W.; Montag, P. ; "Aeroflexible Oberflächenklappen als Rückstrombremsen nach dem Vorbild der Deckfedern des Vogelflügels"; DLR-Abschlußbericht 1997, BMBF-Vorhaben 13N6537-8; DLR IB 92517-97/B5, Berlin, 1997
- [6] Bechert, D.W.; Bruse, M.; Hage, W.; Meyer, R. ; "Biological Surfaces and their Technological Application- Laboratory and Flight Experiments on Drag Reduction and Separation Control"; AIAA 97-1960; June 1997
- [7] Meyer, R.; Bechert, D.W.; Fernholz, H. H.; "Beeinflussung von Strömungsablösungen an Tragflügeln" HFI-Abschlußbericht zu DASA-Unterauftrag, Berlin, 1999;
- [8] Bechert, D.W.; Stanewsky, E.; Hage, W. ; " Windkanalmessungen an einem Transsonik-Flügel mit Strömungsbeeinflussenden Massnahmen"; Endbericht DLR-IB 223-99C05, IB 92517-99/B3-1 u.-2; Berlin, 1998;
- [9] Patone, G.; Müller, W.; "Aeroflexible Oberflächenklappen als Rückstrombremsen nach dem Vorbild der Deckfedern des Vogelflügels." Teilprojekt: Biomechanik der Vogelfedern und deren bionische Umsetzung. 2. Zwischenbericht. Technical Report TR-96-05, 12 pages; 1996; <http://lautaro.fb10.tu-berlin.de/user/giani/klappen/evo.html>
- [10] Müller,W.; Patone, G.; "Air transmissivity of feather."; Journal of Exp. Biology 201, pp.2591-2599; 1998;
- [11] Firma Stemme Adresse; 15344 Strausberg; Germany; Tel: 0049 3341-31 11 70; Fax: 0049 3341- 31 11 73; E-Mail: S10Info@STEMME.de

- [12] Bechert, D.W. ; Hage, W.; Meyer, R.: Sonderforschungsbereich SFB 557, „Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen“, Teilprojekt A1: „Beeinflussung von Strömungsablösungen durch bewegliche Klappen und durch feste und verstellbare Wirbelgeneratoren“, Abteilung Turbulenzforschung , Institut für Antriebstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt.
- [13] Grunert, K.; Schatz, M.; Thiele, F.: Sonderforschungsbereich SFB 557, „Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen“, Teilprojekt A2: „Modellierung und Analyse lokal begrenzter, klappenbeeinflusster Strömungsablösungen und deren Einfluß auf Hochauftriebsströmungen“, Hermann-Föttinger-Institut, Technische Universität Berlin,
- [14] Schatz, M.; Bunge, U.; Lübcke, H.; Thiele, F.: „Numerical Study of Separation Control by movable Flaps“, Hermann-Föttinger-Institut, Technische Universität Berlin, Vortrag bei der CEAS/ DragNet European Drag Reduction Conference, 19-21 June 2000, Potsdam, Germany
- [15] Jaroch, M.; Dengel, P.; „Messungen der Strömungsqualität im Großen Windkanal des HFI, TU-Berlin“, Interne Studie, Dez. 1983
- [16] Roloff, H.; Matek, W.: "Maschinenelemente, Normung, Berechnung"; Vieweg Verlag, Braunschweig 1976, 7. Auflage
- [17] Technische Formeln für die Praxis, Buch- und Zeit-Verlagsgesellschaft mbH, Köln, 1982, 22. Auflage, Seite 160-161
- [18] Handbuch zur HFI-Windkanalwaage, Carl Schenk AG, Darmstadt
- [19] Dubs, F.: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung; Birkhäuser Verlag Basel, 1990, 6. Auflage, Seite 230; Abb. 217
- [20] Lachmann, G.V.; "Boundary Layer and Flow Control"; Vol. 2; Pergamon Press; 1961
- [21] Chang, P. K.; "Control of Flow Separation: Energy Conservation, Operational Efficiency, and Safety"; page 263, Hemisphere Publishing Corporation; 1976
- [22] Schlichting, H.; Truckenbrodt, E.: „Aerodynamik des Flugzeuges“, Band 1; Springer-Verlag, Berlin/ Heidelberg/ New York, 1967
- [23] Clancy, L. J. ; "Aerodynamics", Pitman Publishing Limited; London 1975
- [24] Drela, M.; Associate Professor of Aeronautics and Astronautics; Massachusetts Institut of Technology, USA; E-mail:drela@henry.mit.edu

- [25] Drela, M.; Giles, M.B.; "Viscous-Inviscid Analysis of Transsonic and Low Reynolds Number Airfoils; AIAA Journal, 25(10), pp.1347-1355, October 1987
- [26] Drela, M. ; "XFOIL : An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils"; Conference on Low Reynolds Number airfoil Aerodynamics, University of Notre Dame, JUNE 1989
- [27] Müller, T.J. ; „Low Reynolds-Number Aerodynamics"; Lecture Notes in Engineering #54; Springer Verlag, Berlin Heidelberg New York, 1989
- [28] Althaus, D. ; "Niedergeschwindigkeitsprofile"; Vieweg Verlag; Braunschweig/Wiesbaden, 1996
- [29] Althaus, D. ; "Drag measurement on airfoils."; 17.OSTIV-Congress, Paderborn, 1981
- [30] interne Messdaten der TU-Delft; nicht veröffentlicht, in Auszügen in [28] veröffentlicht.
- [31] Horstmann, K.H.; Quast, A.; „Widerstandsverminderung durch Blasturbulatoren"; Forschungsbericht; Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt; DFVLR-FB 81-33; 1981
- [32] Howard, F.G.; Goodman, W.L.; "Axisymmetric Bluff-Body Drag Reduction Through Geometrical Modification", Journal of Aircraft; AIAA; Vol. 22; No. 6; June 1985; Page 516-522
- [33] Garner, H.C.; Rogers, E.W.E.; Acum, W.E.A.; and Maskell, E.C.; "Subsonic Wind-Tunnel Wall Correction"; AGAR Dograph 109; North Atlantic Treaty Organization; Neuilly-Sur-Seine; France, 1966
- [34] Pope, A.,; Harper, J.J.; "Low-Speed Wind Tunnel Testing"; John Wiley & Sons, New York, 1966
- [35] Rae, W.H.; Pope, A. ; "Low-Speed Wind Tunnel Testing"; 2.Ed.; John Wiley & Sons, New York; 1984
- [36] Ewald, B.F.R.; "Wind Tunnel Wall Corrections"; AGARDograph 336; North Atlantic Treaty Organization; Neuilly-Sur-Seine; France; 1998

Zusammenfassung (Abstract):

Die Deckfedern eines Vogels bestimmen das Flugverhalten im Bereich des höchsten Auftriebs ganz wesentlich. Sie begrenzen die Strömungsablösung am Flügel und verhindern bzw. verzögern dadurch einen plötzlichen Zusammenbruch des Auftriebs. Das wird durch die Behinderung der Rückströmung durch die Deckfedern erreicht.

In dieser Arbeit wurde zunächst der messtechnische Nachweis der positiven Beeinflussung von Strömungsablösungen durch Rückstromklappen, die dem Vorbild von Vogeldeckfedern nachempfunden sind, erbracht. Nachdem der Nachweis erbracht wurde und sich der gefundene Effekt als besonders wirksam herausstellte, wurde eine technische Umsetzung bis hin zu einer Vorbereitung und Durchführung von Freiflugversuchen mit Rückstromklappen auf dem Motorsegler Stemme S10 ausgearbeitet.

Für die Untersuchungen der Rückstromklappen im Windkanal wurde ein Versuchsaufbau entwickelt, mit dem bei geringer Messdauer eine vollständige Profilpolare, einschließlich Hin- und Rückweg, durchgefahen werden kann.

Die experimentellen Untersuchungen führten zu klaren Ergebnissen. Die hier entwickelten Rückstromklappen funktionieren zuverlässig und reproduzierbar. Sie öffnen sich selbständig mit beginnender Ablösung bzw. deren Rückströmung. Die Steigerung des maximalen Auftriebsbeiwerts C_{Amax} hängt weitgehend von der Tiefe, sowie der Anzahl der beweglichen Klappen ab. Je nach Tiefe der Rückstromklappen wurden mit einteiligen Klappen C_{Amax} -Steigerungen von 10% bis 18% erreicht. Verschiedene Detailverfeinerungen der Rückstromklappe (wie z.B. Perforation, geschlitzte Ausführung, zweiteilige Klappe und flexible Hinterkante) führten zu einer weiteren Optimierung. Druckverteilungsmessungen und verschiedene Methoden der Strömungssichtbarmachung führten zu einem besseren Verständnis der Wirkungsweise der Rückstromklappe.

Generell macht der Einsatz von Rückstromklappen immer dort Sinn, wo moderate Hinterkantenablösungen auftreten. Bei einer plötzlichen Ablösung der Strömung von der Flügelvorderkante und bei stark gepfeilter Flügelgeometrie sind Rückstromklappen hingegen nicht geeignet, um nennenswerte Auftriebssteigerungen zu erzielen.

Die Flugversuche zeigten, dass die getesteten Rückstromklappen zuverlässig bei allen Geschwindigkeiten funktionieren. Eine Verbesserung des Flugverhaltens, sowie eine Verringerung der Überziehgeschwindigkeit (d.h. Auftriebssteigerung) konnte nachgewiesen werden. Die Ergebnisse stimmen mit den durchgeführten Windkanalmessungen sehr gut überein.

44,00 DM / 22,00 €
ISBN 3-89820-205-4