

# ENTWICKLUNG EINER AUTOMATISIERTEN WINDKANAL-MESSSTRECKE ZUR OPTIMIERUNG DES AUFTRIEBS VON ZWEIDIMENSIONALEN DREIELEMENT-HOCHAUFTRIEBS-KONFIGURATIONEN

S. Blume, W. Nitsche

Institut für Luft- und Raumfahrt, Technische Universität Berlin  
Marchstraße 12, D-10587 Berlin

## Übersicht

Der Entwurf leistungsfähiger Hochauftriebssysteme ist ein integraler Bestandteil des Entwicklungsprozesses moderner Verkehrsflugzeuge. Eine variabel gestaltete Tragflügelgeometrie ermöglicht sowohl einen wirtschaftlichen Reiseflug als auch die Einhaltung der vorgeschriebenen Start- und Landeleistungen. Schon in der frühen Vorentwurfsphase der Entwicklung eines Hochauftriebssystems werden die Positionen der Hochauftriebselemente für einzelne Profilschnitte des Tragflügels hinsichtlich einer Maximierung der Start- und Landeleistung optimiert. In der vorliegenden Arbeit wird eine Windkanalmessstrecke vorgestellt, die eine automatisierte Verstellung der Vorflügel- und Klappenposition einer zweidimensionalen Dreielement-Hochauftriebskonfiguration ermöglicht. Mit Hilfe schrittmotorbetriebener Traversen können der Spalt (gap), die Überlappung (*overlap*) und der Ausschlagwinkel von Vorflügel und Klappe beliebig eingestellt werden. Die an den einzelnen Hochauftriebselementen angreifenden aerodynamischen Kräfte und Momente werden für jedes Element individuell mit Hilfe seitenwandintegrierter Windkanalwaagen erfasst. Die Steuerung der Messstrecke, die Erfassung der aerodynamisch relevanten Größen sowie die Windkanalregelung erfolgt zentral über einen Messrechner, so dass systematische Untersuchungen und Optimierungen der aerodynamischen Eigenschaften in Abhängigkeit von den Hochauftriebselementpositionen automatisiert durchgeführt werden können. Dies wird am Beispiel einer Auftriebsoptimierung demonstriert.

## 1. EINLEITUNG

Der Entwurf von Hochauftriebssystemen moderner Verkehrsflugzeuge stellt eine komplexe, interdisziplinäre Herausforderung dar. Neben der aerodynamischen Leistung des Hochauftriebssystems, die den Anforderungen der unterschiedlichen Flugphasen gerecht werden muss, sind strukturelle und systemintegrale Aspekte von Bedeutung. Der iterative und an eine Vielzahl von Randbedingungen gebundene Entwurfsprozess vereint die Erfahrungen von Entwürfen bereits im Einsatz befindlicher Flugzeugmuster, numerische Berechnungs- und Auslegungsmethoden sowie Windkanalexperimente, um für ein neues Verkehrsflugzeug das optimale Hochauftriebssystem zu entwickeln. In der Vorentwurfsphase des Hochauftriebsexturfs werden geeignete Hochauftriebselemente für die Flügelvorder- und Flügelhinterkante ausgewählt und deren Abmaße, Konturen sowie spannweitige Anordnung am Tragflügel festgelegt. Darüber hinaus werden die Positionen der einzelnen Hochauftriebselemente optimiert, um die geforderte Start- und Landeleistung zu erzielen. Die Optimierung der Parameter Spalt (*gap*), Überlappung (*overlap*) und Ausschlagwinkel, welche die Position eines Hochauftriebselementes beschreiben, erfolgt zunächst an einzelnen Profilschnitten des Tragflügels unter Anwendung numerischer Verfahren, die mit Optimierungsmethoden gekoppelt sind, [1]. Die zahlreichen an einer Hochauftriebskonfiguration auftretenden Strömungssphänomene, wie druck- und geometrieinduzierte Ablösungen, Transitionssphänomene, Relaminarisierungen von Grenzschichten sowie die Interaktion zwischen den Nachläufen und Grenzschichten der Elemente stellen für numerische Ver-

fahren eine große Herausforderung dar und werden von diesen mitunter noch unzureichend erfasst. In der vorliegenden Arbeit wird eine Windkanalmessstrecke vorgestellt, die eine automatisierte systematische Untersuchung und Optimierung der aerodynamischen Eigenschaften von 2D-Dreielement-Hochauftriebskonfigurationen in Abhängigkeit von der Vorflügel- und Klappenposition ermöglicht und zur Unterstützung des numerischen Vorentwurfs eingesetzt werden kann.

## 2. VERSUCHSAUFBAU

Die experimentelle Optimierung einer Hochauftriebskonfiguration beruht auf der Interaktion von Optimierer und Versuchsaufbau. Der Optimierer gibt die Positionen der Hochauftriebselemente vor und führt auf Grundlage der vom Experiment bereitgestellten Informationen eine Bewertung durch. Die Aufgabe des Versuchsaufbaus ist es, die aerodynamischen Kräfte und Momente an den einzelnen Hochauftriebselementen für beliebige Konfigurationen zu erfassen und diese in Form von Beiwerten an den Optimierer zu übermitteln. In den folgenden Abschnitten werden zunächst die einzelnen Komponenten des Versuchsaufbaus beschrieben und der automatisierte Messablauf erläutert.

### 2.1. Windkanal

Die Untersuchungen werden am Freistrahlnkanal des Instituts für Luft- und Raumfahrt (ILR) der Technischen Universität Berlin durchgeführt. Dieser offen gestaltete Windkanal mit einer Gesamtlänge von  $l_{WK} = 8.30\text{m}$  ermöglicht

einen kontinuierlichen Freistrahlabtrieb. Das von einem thyristorgesteuerten 28kW-Gleichstrommotor angetriebene Gebläse erzeugt bei einem Düsenaustrittsquerschnitt von  $A_{\text{Düse}} = 0.4\text{m} \cdot 0.4\text{m} = 0.16\text{m}^2$  maximale Strömungsgeschwindigkeiten von  $c_{\infty} = 40\text{m/s}$ .

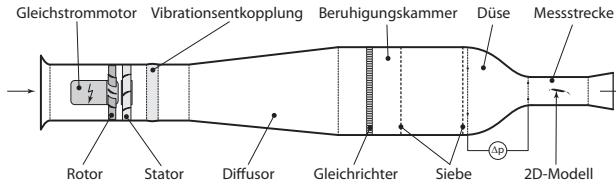


BILD 1. Freistrahkanal des Instituts für Luft- und Raumfahrt der TU-Berlin

Der vom Gebläse erzeugte Drall wird durch einen direkt stromab befindlichen Stator reduziert. Die in der Strömung verbleibenden Turbulenzen werden mit Hilfe eines aus einer dünnwandigen Wabenstruktur bestehenden Gleichrichters sowie zwei feinen Sieben in der Beruhigungskammer gemindert, so dass trotz des stromauf befindlichen Gebläses am Messstreckeneintritt ein Turbulenzgrad von  $Tu = 0.56\%$  erreicht wird.

## 2.2. Versuchsmode

Als Versuchsmode dient eine generische 2D-Dreielement-Hochauftriebskonfiguration, bestehend aus Vorflügel, Hauptflügel und Klappe mit einer Profiltiefe in Reiseflugkonfiguration von  $l_c = 200\text{mm}$  und einer maximalen Dicke von  $d = 24\text{mm}$  ( $=12\%l_c$ ), BILD 2. Bei einer Spannweite von  $b = 399\text{mm}$  wird eine Streckung von  $\Lambda \approx 2$  erreicht.

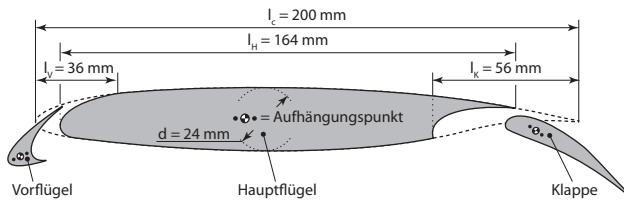
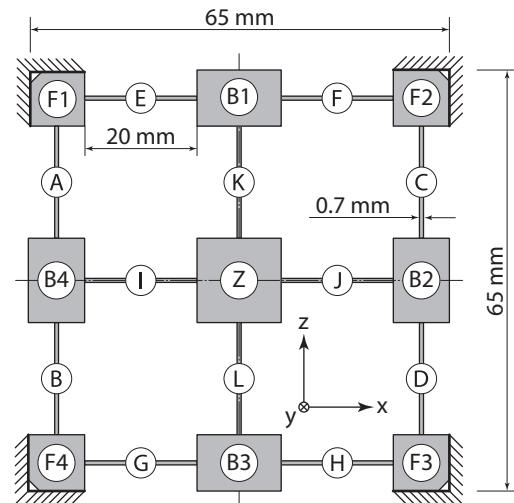


BILD 2. Versuchsmodele einer generischen Hochauftriebskonfiguration

## 2.3. Windkanalwaagen

Die Aufhängung der einzelnen Elemente der Hochauftriebskonfiguration erfolgt auf beiden Seiten der Messstrecke über Windkanalwaagen, die in die Seitenwände der Messstrecke integriert sind. Die Waagen sollen den Auftrieb, den Widerstand sowie das Nickmoment der einzelnen Elemente erfassen. Das im Rahmen dieser Arbeit realisierte Waagenkonzept basiert auf einem Entwurf von KIM et al. [2]. Die am Versuchsmodele entstehenden Kräfte und Momente verformen einen Federkörper. Die Verformung des Federkörpers wird von Dehnungsmessstreifen (DMS) erfasst und mit Hilfe von WHEATSTONE'schen Brückenschaltungen in kraft- bzw. momentenproportionale Messsignale umgewandelt. In BILD 3 wird der Federkörper der Waage dargestellt. Der Federkörper besteht aus zwölf Biegebalken (A-L), die zwischen neun Blöcken angeordnet sind. Die vier Blöcke F1-F4 an den Eckpunkten des Federkörpers werden an der Messstrecke fixiert. Die vier Blöcke B1-B4 sind frei beweglich und dienen der steifen Verbindung der Biegebalken untereinander. Die Kraft- und

Momenteneinleitung erfolgt über den Zentralblock Z, an den das Windkanalmodell montiert wird. Die Balkenhöhe ist mit  $h = 0.7\text{mm}$  wesentlich geringer als die Balkenbreite  $b = 15\text{mm}$ . Eine Verformung des Federkörpers erfolgt daher vor allem in der x-z-Ebene. In y-Richtung ist der Federkörper aufgrund der breiten Balken wesentlich steifer und folglich unempfindlich gegenüber Seitenkräften  $F_y$ .



F1 - F4 : Fixierte Blöcke  
B1 - B4 : Bewegliche Blöcke  
A - L : Biegebalken  
Z : Zentralblock

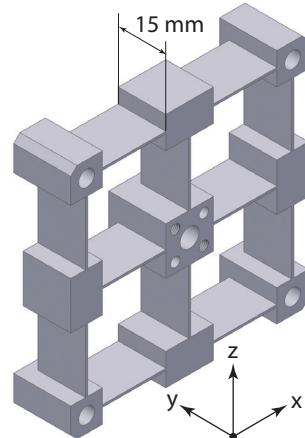
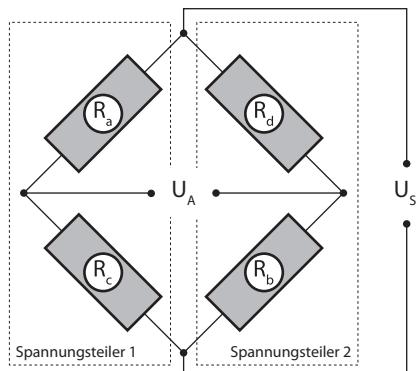


BILD 3. Aufbau des Windkanalwaagen-Federkörpers

Die Verformung des Federkörpers wird von DMS erfasst, die auf den Balken des Federkörpers appliziert werden. Die Anordnung der DMS kann BILD 5 entnommen werden. Besitzt ein DMS den Grundwiderstand  $R$ , bewirkt die Dehnung eines DMS eine Änderung des elektrischen Widerstands  $\Delta R$  des DMS-Messgitters, die proportional zur aufgebrachten Dehnung  $\varepsilon$  ist:

$$(1) \quad \frac{\Delta R}{R} = k \cdot \varepsilon$$

Der Proportionalitätsfaktor  $k$  wird als Dehnungsempfindlichkeit bezeichnet. Die Widerstandsänderung  $\Delta R$  des DMS-Messgitters kann mit Hilfe einer WHEATSTONE'schen Brückenschaltung in widerstands- und damit dehnungsproportionale Messsignale überführt werden. Die WHEATSTONE'sche Brückenschaltung besteht aus vier Widerständen  $R$ , die wie in BILD 4 verschaltet werden.



$$\begin{aligned}
 R_{a-d} &= \text{Widerstände (DMS)} \\
 U_A &= \text{Brückenausgangsspannung} \\
 U_s &= \text{Brückenspeisespannung}
 \end{aligned}$$

BILD 4. WHEATSTONE'sche Brückenschaltung

Werden in der Brückenschaltung vier DMS identischer Bauart verschaltet, gilt für die in BILD 4 dargestellte Brückenschaltung:

$$(2) \quad U_A = \frac{U_s}{4} \left( \frac{\Delta R_a}{R} - \frac{\Delta R_c}{R} + \frac{\Delta R_b}{R} - \frac{\Delta R_d}{R} \right)$$

Gleichung (2) kann unter Berücksichtigung von Gleichung (1) auch in der Form:

$$(3) \quad U_A = \frac{U_s \cdot k}{4} (\varepsilon_a - \varepsilon_c + \varepsilon_b - \varepsilon_d)$$

dargestellt werden. Der Klammerausdruck in Gleichung (3) wird Null, wenn sich die Dehnungen  $\varepsilon$  an vier zu einer WHEATSTONE'schen Brücke verschalteten DMS (identischer Bauart) aufheben. Für diesen Fall ist die Brücke abgeglichen, das heißt, das Messsignal bzw. die Brückenausgangsspannung beträgt  $U_A = 0V$ . Andernfalls ist die Brücke verstimmt und eine Brückenausgangsspannung  $U_A \neq 0V$  kann abgegriffen werden. Jeweils vier der zwölf an einem Federkörper vorhandenen DMS werden zur Erfassung der Kraft in x-Richtung  $F_x$ , der Kraft in z-Richtung  $F_z$  sowie des Moments um die y-Achse  $M_y$  zu einer WHEATSTONE'schen Brückenschaltung zusammengefasst, BILD 5. Befindet sich der Federkörper im unverformten Zustand, das heißt, dass keiner der applizierten DMS einer Dehnung ausgesetzt ist, so liefern nach Gleichung (3) die drei WHEATSTONE'schen Brücken die Ausgangsspannungen  $U_{A,Fx} = U_{A,Fz} = U_{A,My} = 0V$ .

Die Verformung des Federkörpers bei Einleitung einer Kraft in den Zentralblock zeigt BILD 5 (oben). Nur die WHEATSTONE'sche Brückenschaltung zur Erfassung der Kraft in z-Richtung  $F_z$  liefert ein Messsignal, da wegen des symmetrischen Aufbaus des Federkörpers für  $F_z$  (grau) gilt:  $\varepsilon_a = \varepsilon_b = -\varepsilon_c = -\varepsilon_d$  und damit nach Gleichung (3) eine Brückenausgangsspannung  $U_A \neq 0V$  abgegriffen werden kann. Die Einflüsse der Interferenzverformungen an den Brücken zur Erfassung der Kraft in x-Richtung  $F_x$  und des Moments um die y-Richtung  $M_y$  kompensieren sich selbstständig, da für  $F_x$  (schwarz) gilt:  $\varepsilon_a = \varepsilon_c = -\varepsilon_b = -\varepsilon_d$  bzw. für  $M_y$  (weiß):  $\varepsilon_a = \varepsilon_d = -\varepsilon_b = -\varepsilon_c$  und damit nach Gleichung (3) die Brückenausgangsspannung  $U_{A,Fx} = U_{A,My} = 0V$  beträgt. Die Verformung des Federkörpers bei Einleitung eines Moments in den Zentralblock zeigt BILD 5 (unten). Nur die WHEATSTONE'sche Brückenschaltung zur Erfassung

der Momentes um die y-Achse  $M_y$  liefert ein Messsignal, da wegen des symmetrischen Aufbaus des Federkörpers für  $M_y$  (weiß) gilt:  $\varepsilon_a = \varepsilon_b = -\varepsilon_c = -\varepsilon_d$  und damit nach Gleichung (3) eine Brückenausgangsspannung  $U_A \neq 0V$  abgegriffen werden kann. Die Einflüsse der Interferenzverformungen an den Brücken zur Erfassung der Kraft in x-Richtung  $F_x$  und z-Richtung  $F_z$  kompensieren sich selbstständig, da sowohl für  $F_x$  (schwarz) als auch  $F_z$  (grau) gilt:  $\varepsilon_a = \varepsilon_d = -\varepsilon_b = -\varepsilon_c$  und damit nach Gleichung (3) die Brückenausgangsspannung  $U_{A,Fx} = U_{A,Fz} = 0V$  beträgt.

Die Verformung des Federkörpers erfolgt im Experiment ausschließlich im linearelastischen Bereich der verwendeten Aluminiumlegierung. Das linearelastische Verhalten des Materials ermöglicht die Superposition von Einzellastfällen und erlaubt damit eine unabhängige Kalibrierung der einzelnen Komponenten. Werden die drei Komponenten  $F_x$ ,  $F_z$  und  $M_y$  im Versuch gleichzeitig in den Zentralblock eingeleitet, werden diese von den drei Vollbrücken individuell erfasst.

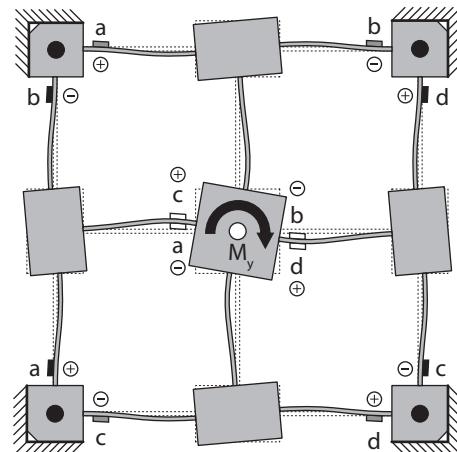
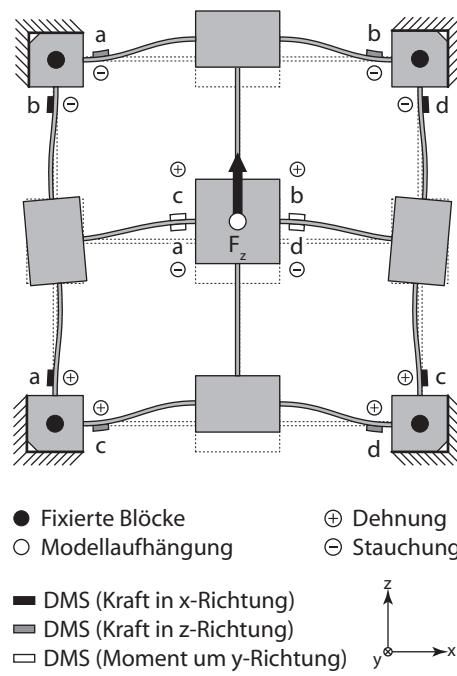


BILD 5. Deformation des Waagenkörpers bei Kraft- und Momenteneinleitung

## 2.4. Exzentertraversen

Der Vorflügel sowie die Klappe der Hochauftriebskonfiguration können beliebig positioniert werden. Hierzu sind in den Seitenwänden der Messstrecke Exzentertraversen implementiert, mit denen sowohl der Vorflügel als auch die Klappe bei bündigen und abgedichteten Seitenwänden translatorisch und rotatorisch verfahren werden können. Die drei Freiheitsgrade der Hochauftriebselemente ( $x$ -,  $z$ -Position sowie Ausschlagwinkel  $\delta$ ) werden über drei ineinander drehbar gelagerte, exzentrisch angeordnete Kreisscheiben realisiert, BILD 6.

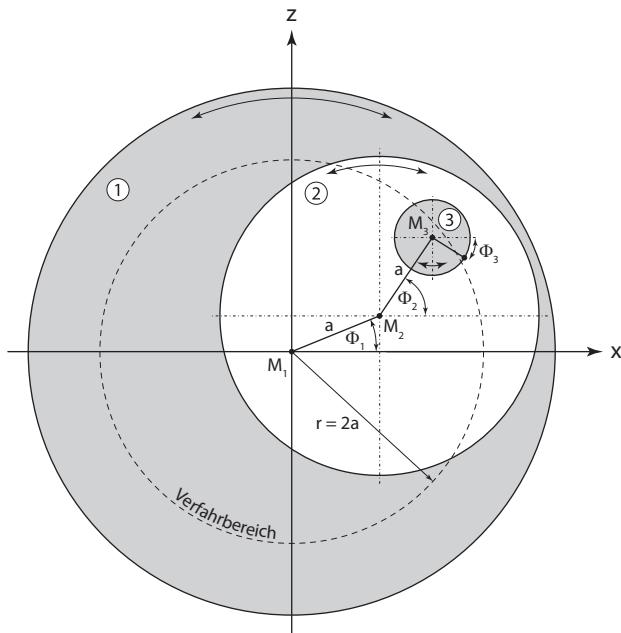


BILD 6. Funktionsprinzip einer Exzentertraverse

An der kleinen Kreisscheibe (3) wird die Windkanalwaage und damit das Hochauftriebselement befestigt. Die Drehwinkel  $\Phi_1$  und  $\Phi_2$  der großen (1) und mittleren (2) Kreisscheibe legen zunächst die Position des Hochauftriebselementes in der  $x$ - $z$ -Ebene fest. Der Drehwinkel  $\Phi_3$  der kleinen Kreisscheibe (3) bestimmt dann den Ausschlagwinkel  $\delta$  des Elementes. Durch den konstruktiv vorgegebenen Abstand  $a$  zwischen den Mittelpunkten  $M$  der Kreisscheiben wird der Radius  $r = 2a$  des möglichen Verfahrbereichs des Mittelpunktes  $M_3$  festgelegt.

Insgesamt werden in jeder der beiden Messstreckenseitenwände zwei Exzentertraversen benötigt, um den Vorflügel sowie die Klappe zu verfahren, BILD 7. Die einzelnen Kreisscheiben werden von Schrittmotoren über Zahnrämen angetrieben. Die Festlegung einer Referenzposition als Grundlage für die Positionsberechnungen von Vorflügel und Klappe erfolgt über Unterbrecherstifte, die in die Stirnflächen der Kreisscheiben eingelassen sind und in der Referenzposition ein Lichtschrankensignal auslösen.

Um eine exakte Positionierung der Hochauftriebselemente zu gewährleisten, erfolgt die Lagerung der Kreisscheiben über vorgespannte und damit spielfreie Dünning-Kreuzrollenlager. Darüber hinaus werden Schrittmotoren mit spielarmen Getrieben sowie spielfreie Riementriebe mit Null-Lücke-Synchroneisen eingesetzt.

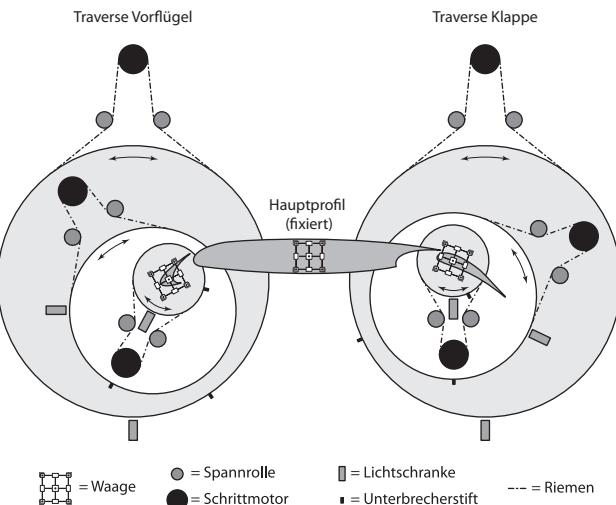


BILD 7. Anordnung der seitenwandintegrierten Exzentertraversen

## 2.5. Gesamtaufbau

In BILD 8 wird die gesamte Messstrecke sowie deren Anschlussplan dargestellt. Die 2D-Hochauftriebskonfiguration bestehend aus Vorflügel (2), Hauptflügel (1) und Klappe (3) wird zwischen den beiden Messstreckenseitenwänden (I) und (II) installiert.

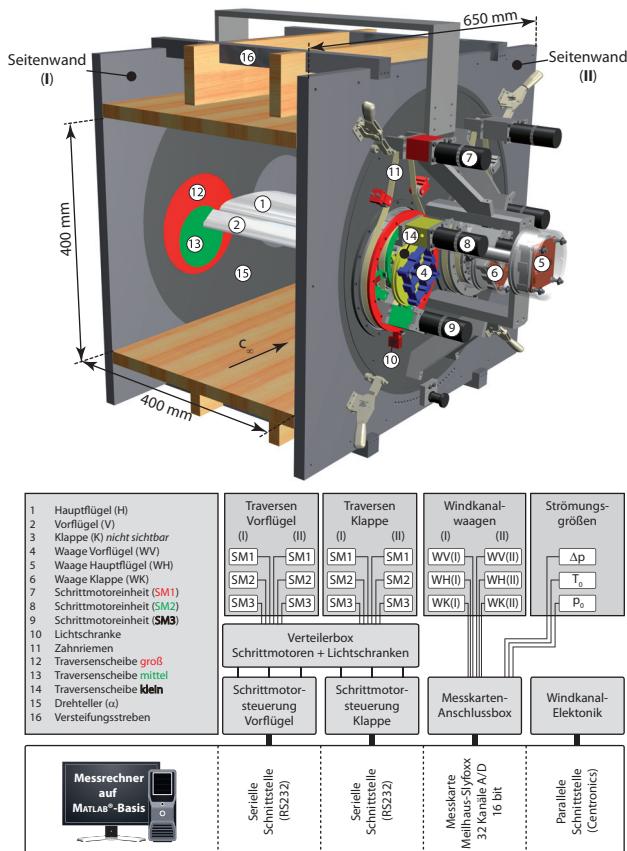


BILD 8. Gesamtansicht der Messstrecke sowie deren Anschlussplan

Die Aufhängung der drei Hochauftriebselemente erfolgt auf beiden Seiten der Messstrecke über sechs vorhandene Windkanalwaagen (4-6), welche die aerodynamischen Kräfte und Momente an den Elementen erfassen. Die Waagen von Vorflügel und Klappe werden von vier Exzentertraversen translatorisch und rotatorisch verfahren. Die Exzentertraversen bestehen aus je drei Kreisscheiben (12-14), die jeweils von einer Schrittmotoreinheit (7-9) über Zahnrämen (11) angetrieben werden. Die Kreisscheiben besitzen als Grundlage für die Positions berechnung der Elemente jeweils eine Referenzposition, die mit Hilfe von Lichtschranken (10) angefahren werden kann. An jeder Kreisscheibe sind am äußeren Umfang kleine (und daher nicht sichtbare) Unterbrecherstifte installiert, die in der Referenzposition an den Lichtschranken (10) ein Signal auslösen. Der Anstellwinkel  $\alpha$  der Gesamtkonfiguration kann durch Rotation der in den Seitenwänden integrierten Drehteller (15) manuell verändert werden. Verstiftete Versteifungsstreben (16) aus Stahl sorgen dafür, dass die beiden Messstreckenwände auch unter der Last von Druckkräften während des Messbetriebes exakt zueinander ausgerichtet bleiben, um eine Zerstörung der empfindlichen Windkanalwaagen zu verhindern. Zusätzlich zu den vier Versteifungsstreben wird die gesamte Messstrecke in einer aus verschweißten Stahlprofilen bestehenden, sehr steif ausgelegten Messstreckenaufnahme ausgerichtet und verschraubt, BILD 9.

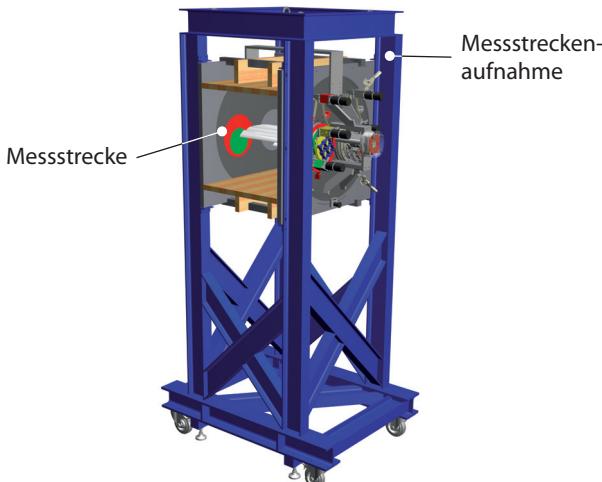


BILD 9. Messstreckenaufnahme

Die Steuerung der zwölf zum Verfahren der Vorflügel und Klappe benötigten Schrittmotoreinheiten erfolgt durch zwei ISEL-Schrittmotorsteuerungen C10C, die mit dem Messrechner jeweils über eine serielle RS232-Schnittstelle kommunizieren. Eine ISEL-Schrittmotorsteuerung liefert drei Ausgangssignale für jeden der drei Freiheitsgrade eines Hochauftriebselementes. Damit die an ein Hochauftriebselement angeschlossenen Traversen auf beiden Seiten der Messstrecke absolut synchron verfahren, wird jedes der drei Ausgangssignale der Schrittmotorsteuerung in einer Verteilerbox mittels einer Signalweiche aufgeteilt. Die zwölf Lichtschranken zur Bestimmung der Referenzpositionen der zwölf Traversenscheiben sind ebenfalls über die Verteilerbox mit den ISEL-Schrittmotorsteuerungen verbunden. Die 72 DMS an den sechs Windkanalwaagen sind in 18 DMS-Vollbrücken verschaltet. Die 18 bereits von der Waagenelektronik verstärkten kraft- und momentenproportionalen Signalspannungen der DMS-Vollbrücken erfassst der Messrechner über eine Messkarte

mit 32 Analogeingängen (A/D) bei einer Auflösung von 16bit und einer maximalen Summenabtastrate von 500kHz. Zusätzlich erfasst der Messrechner über die Messkarte die Ausgangsspannungen eines Thermoelementwandlers zur Messung der Strömungstemperatur  $T_0$ , die Ausgangsspannung einer Differenzdruckdose zur Messung des Düsendruckgefälles  $\Delta p$  sowie die Ausgangsspannung einer Druckdose zur Messung des Umgebungsdrucks  $p_0$ . Über die Centronics-Schnittstelle des Messrechners wird die Elektronik der Windkanalsteuerung angesprochen, um die Strömungsgeschwindigkeit in der Messstrecke zu regeln.

BILD 10 stellt zusammenfassend den gesamten Versuchsaufbau sowie einige Detailansichten dar. Teilbild (B) zeigt im Hintergrund den Freistrahikanal sowie den gesamten Versuchsaufbau bei abgenommenem Diffusor. Die auf beiden Seiten der Messstrecke abstehenden Kabelausleger verhindern ein Kabelverdrillen bei Rotationsbewegungen der Exzentertraversen. Teilbild (A) zeigt die Exzentertraversen im Detail. Die Windkanalwaagen sind in dieser Ansicht nicht zu sehen, da sie von der Platinen der Waagenelektronik verdeckt werden. Teilbild (C) zeigt den Blick in die Messstrecke. In dieser Ansicht sind der Vorflügel, der Hauptflügel und die Klappe zu erkennen sowie die in die Messstreckenseitenwand integrierten Exzentertraversen. Die einzelnen Hochauftriebselemente befinden sich in den Referenzpositionen der Exzentertraversen.

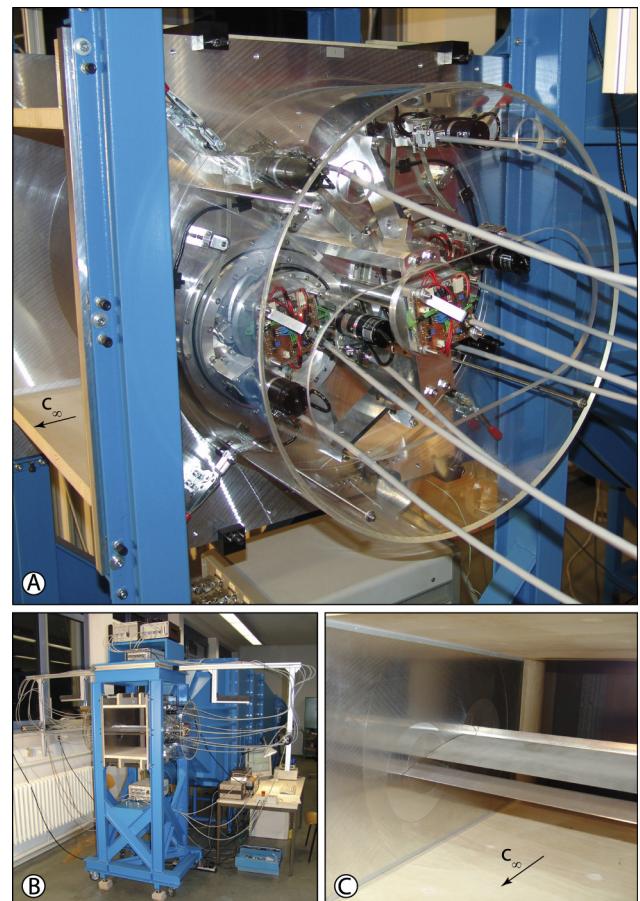


BILD 10. Versuchsaufbau: (A) Detailansicht Exzentertraversen, (B) Gesamtansicht, (C) Detailansicht Modell (in Referenzkonfiguration) und Messstreckenseitenwand mit integrierten Exzentertraversen

## 2.6. Automatisierter Messablauf

Der eingesetzte Optimierer wurde unter MATLAB<sup>®</sup> programmiert und läuft auf dem zentralen Messrechner. Die Software übernimmt zusätzlich die Steuerung des gesamten Versuchsstandes inklusive der Windkanalregelung. Der Ablauf einer Messung wird in BILD 11 dargestellt.

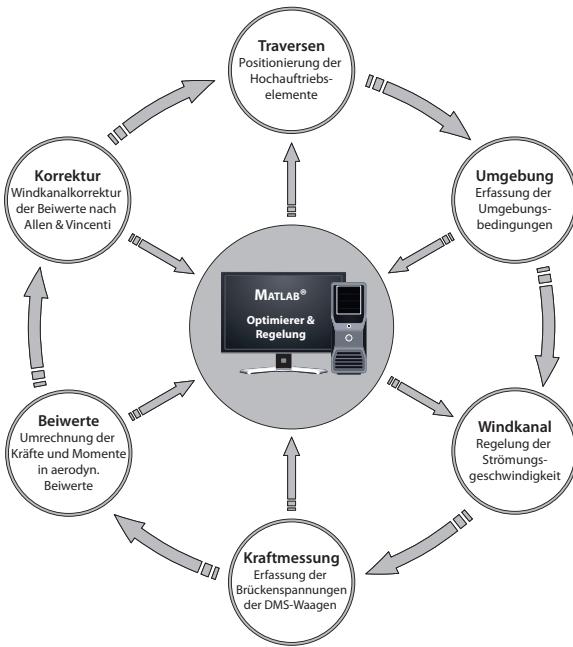


BILD 11. Schematische Darstellung des automatisierten Messablaufs

**I. Optimierer:** Der Optimierer (oder Benutzer) gibt eine Hochauftriebskonfiguration vor. Vorflügel: Spalt  $g_V$ , Überlappung  $\alpha_V$ , Ausschlagwinkel  $\delta_V$ . Klappe: Spalt  $g_K$ , Überlappung  $\alpha_K$ , Ausschlagwinkel  $\delta_K$ .

**II. Traversen:** Das Messprogramm erzeugt für die vom Optimierer vorgegebenen Positionen der Hochauftriebselemente entsprechende Steuerbefehle und übermittelt diese an die ISEL-Schrittmotorsteuerungen, die das Verfahren sämtlicher Schrittmotoren übernehmen.

**III. Umgebung:** Der Messrechner erfasst die Strömungstemperatur  $T_0$  in der Messstrecke sowie den Umgebungsdruck  $p_0$  und berechnet für die vorgegebene Reynoldszahl  $Re_{soll}$  die Strömungsgeschwindigkeit  $c_{\infty,soll}$  in der Messstrecke.

**IV. Windkanal:** Der Messrechner erfasst das Düsendruckgefälle  $\Delta p$  und berechnet anhand der Kalibrationsfunktion  $q_{\infty} = f(\Delta p)$  die aktuelle Strömungsgeschwindigkeit  $c_{\infty,ist}$  in der Messstrecke. Die Drehzahl des Gebläses wird solange nachgeregelt, bis die gewünschte Strömungsgeschwindigkeit in der Messstrecke erreicht wird.

**V. Kraftmessung:** Der Messrechner erfasst die an den WHEATSTONE'schen Brücken der Windkanalwaagen vorherrschenden Brückenausgangsspannungen  $U_A$  und berechnet über die Waagen-Kalibrationsfunktionen die an den Hochauftriebselementen angreifenden aerodynamischen Kräfte und Momente.

**VI. Beiwerter:** Unter Beachtung der aktuellen Positionen der Hochauftriebselemente werden die an den Elementen angreifenden aerodynamischen Kräfte und Momente in aerodynamische Beiwerter umgerechnet.

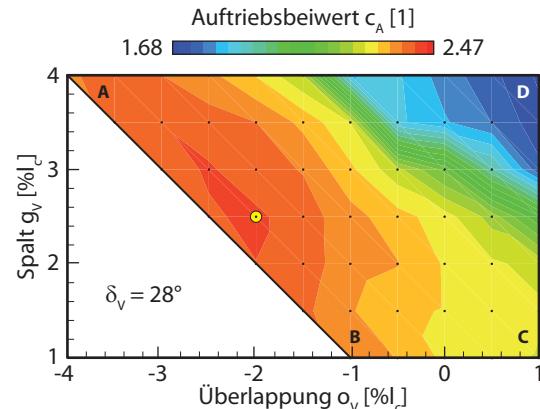
**VII. Korrektur:** Da die Messdaten durch die Verspernungswirkung des Modells in der geschlossenen Messstrecke verfälscht werden, ist eine Korrektur erforderlich. Diese wird nach der Methode von ALLEN und VINCENTI [3] durchgeführt. Die korrigierten Beiwerter werden dem Optimierer übermittelt, der mit diesen auf Grundlage der vorgegebenen Zielfunktion eine Bewertung der aktuellen Konfiguration vornimmt. Die Messschleife beginnt erneut bei Punkt I.

## 3. EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN

Der Versuchsstand erlaubt sowohl eine systematische Untersuchung der aerodynamischen Eigenschaften der Hochauftriebskonfiguration als auch deren Optimierung. Sämtliche im Folgenden präsentierten Untersuchungsergebnisse wurden bei einer Reynoldszahl von  $Re = 2.7 \cdot 10^5$  und einem Anstellwinkel von  $\alpha = 10^\circ$  ermittelt.

### 3.1. Systematische Untersuchungen

Durch die systematische Variation der Parameter Spalt, Überlappung und Ausschlagwinkel von Vorflügel und Klappe können die Einflüsse der einzelnen Parameter auf die aerodynamischen Eigenschaften der Hochauftriebskonfiguration untersucht werden.



○ = { Position der Vorflügelhinterkante  
Position des max. Auftriebsbeiwertes

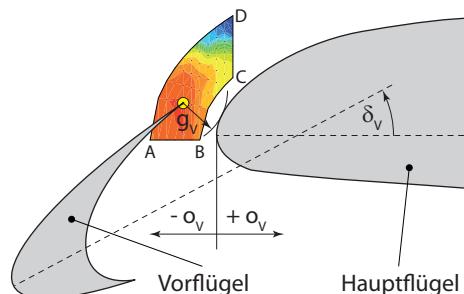


BILD 12. Verteilung des Auftriebsbeiwertes  $c_A$  für einen Vorflügelwinkel von  $\delta_V = 28^\circ$  (Vorflügelfeld)

In BILD 12 wird beispielhaft die Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes  $c_A$  der Hochauftriebskonfiguration vom Spalt  $g_V$  und der Überlappung  $o_V$  des Vorflügels für einen Ausschlagwinkel von  $\delta_V = 28^\circ$  wiedergegeben. Das Messraster beträgt  $\Delta g_V = \Delta o_V = 0.5\%l_c$ . Im oberen Teil der Abbildung erfolgt die Darstellung als klassisches Konturdigramm. Die gleiche Auftriebsverteilung  $c_A = f(g_V, o_V)$  wird im unteren Teil von BILD 12 derart dargestellt, dass der Messpunkt ( $g_V, o_V$ ) die Position der Vorflügelhinterkante beschreibt. Da der Spalt  $g_V$  und die Überlappung  $o_V$  zwischen Vorflügelhinterkante und Hauptflügel definiert sind, ist diese Art der Darstellung besonders anschaulich. Die Vorflügelkonfiguration, die den maximalen Auftriebsbeiwert liefert, wird mit einem Kreis markiert. Für die bessere Vergleichbarkeit der beiden Darstellungsvarianten sind die Eckpunkte der Felder mit den Buchstaben A bis D markiert.

Auf identische Art und Weise können die Einflüsse der Parameter Spalt, Überlappung und Ausschlagwinkel der Klappe auf die Umströmung der Hochauftriebskonfiguration systematisch untersucht werden. Im oberen Teil von BILD 13 wird beispielhaft die Verteilung des Auftriebsbeiwertes  $c_A$  der Hochauftriebskonfiguration in Abhängigkeit vom Spalt  $g_K$  und der Überlappung  $o_K$  der Klappe für einen Ausschlagwinkel von  $\delta_K = 30^\circ$  dargestellt. Das Messraster beträgt  $\Delta g_K = \Delta o_K = 0.5\%l_c$ . Im unteren Teil der Abbildung wird die Verteilung des Auftriebsbeiwertes  $c_A$  in Abhängigkeit von der Position des aerodynamischen Zentrums  $l_K/4$  der Klappe wiedergegeben. Für die bessere Vergleichbarkeit beider Darstellungsarten werden die Eckpunkte der Klappenfelder mit den Buchstaben A bis E markiert. Zusätzlich wird die Klappenkonfiguration dargestellt, die den maximalen Auftrieb liefert. Die kreisförmige Markierung gibt für die beste Klappenkonfiguration die Position des aerodynamischen Zentrums  $l_K/4$  der Klappe an.

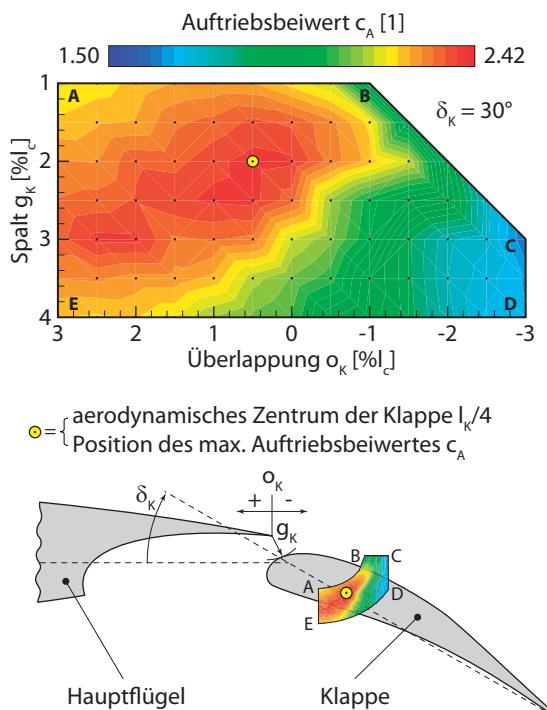


BILD 13. Verteilung des Auftriebsbeiwertes  $c_A$  für einen Klappenwinkel von  $\delta_K = 30^\circ$  (Klappenfeld)

Werden die in BILD 12 und BILD 13 dargestellten Verteilungen des Auftriebsbeiwertes  $c_A = f(\text{Spalt, Überlappung})$  für verschiedene Ausschlagwinkel  $\delta$  der Hochauftriebs-elemente ermittelt, kann systematisch eine Konfiguration maximalen Auftriebs ermittelt werden.

### 3.2. Optimierungen

Wesentlich effizienter als die systematische Suche nach einer Konfiguration maximalen Auftriebs gestaltet sich eine automatisierte Optimierung, die mit der entwickelten Messstrecke durchgeführt werden kann. Die im Folgenden vorgestellte experimentelle Optimierung der Klappenposition erfolgt im Hinblick auf eine Maximierung des Auftriebsbeiwertes  $c_A$  der Hochauftriebskonfiguration (Ziel-funktion  $f = 1/c_A^2$ ). Als Optimierungsparameter dienen der Spalt  $g_K$ , die Überlappung  $o_K$  sowie der Ausschlagwinkel der Klappe  $\delta_K$ . Die Vorflügelposition sowie der Anstellwinkele der Gesamtkonfiguration werden nicht variiert. Die Versuchsparameter der experimentellen Optimierung werden in BILD 14 zusammengefasst.

Klappenoptimierung					
Zielfunktion f		Suchraumbegrenzung		min	max
Zielfunktion f	: $1/c_A^2$	Spalt $g_K$ [%]		1	4
Anstellwinkel $\alpha$ [°]	: 10	Überlappung $o_K$ [%]		-3	3
Reynoldszahl	: $2.7 \cdot 10^5$	Ausschlagwinkel $\delta_K$ [°]		0	50
Startkonfigurationen					
$g_K$ [%]	$o_K$ [%]	$\delta_K$ [°]	$g_K$ [%]	$o_K$ [%]	$\delta_K$ [°]
① 2.2 (fix)	-1.5 (fix)	28 (fix)	1.5	1.0	10
② 2.2 (fix)	-1.5 (fix)	28 (fix)	1.5	1.5	10

BILD 14. Versuchsparameter der Klappenoptimierung

Es werden beispielhaft zwei Optimierungsvorgänge unter Anwendung des Downhill-Simplex Optimierungsverfahrens nach NELDER und MEAD [4] vorgestellt. Das Downhill-Simplex Verfahren zeigte im Rahmen durchgeföhrter Voruntersuchungen, dass es auch in einem mit Messschwankungen überlagerten Suchraum bei einer moderaten Anzahl von Messungen gute Lösungen lokalisiert, [5]. Die eigentlich negative Eigenschaft des Downhill-Simplex Verfahrens, mit hoher Wahrscheinlichkeit im nächstliegenden (auch lokalen) Optimum zu stagnieren, wurde durch die Implementierung einer Neuinitialisierung des stagnierten Verfahrens an der Position der aktuell besten Konfiguration kompensiert (Simplex-Neugenerierung).

In BILD 15 wird die Entwicklung des Auftriebsbeiwertes  $c_A$  der gesamten Hochauftriebskonfiguration im Verlauf der beiden Optimierungsvorgänge dargestellt. Zusätzlich wird der Auftriebsbeiwert  $c_A$  des globalen Optimums innerhalb des Suchraums angegeben, der im Rahmen von Voruntersuchungen durch die systematische Variation der Parameter Spalt  $g_K$ , Überlappung  $o_K$  und Ausschlagwinkel  $\delta_K$  für die Klappe ermittelt wurde. Trotz fast identischer Startkonfigurationen, die sich nur in der Überlappung  $o_K$  unterscheiden, weisen die Verläufe markante Unterschiede auf. Während Optimierung (b) bereits nach 36 Messungen eine Klappenkonfiguration lokalisiert hat, die einen Auftriebsbeiwert nahe der in den Voruntersuchungen ermittelten optimalen Konfiguration besitzt, benötigt Optimierung (a) mehr als doppelt so viele Messungen, bevor eine ähnlich gute Konfiguration gefunden wird.

Während der Initialisierungsphase des Downhill-Simplex Verfahrens (Startsimplex-Generierung) werden durch die zufällige Variation der einzelnen Parameter der vorgegebenen Startkonfiguration weitere zu untersuchende Konfigurationen erstellt. Obwohl sich das Downhill-Simplex Verfahren deterministisch verhält, kann die zufällige Initialisierung des Startsimplex zu völlig unterschiedlichen Verläufen führen.

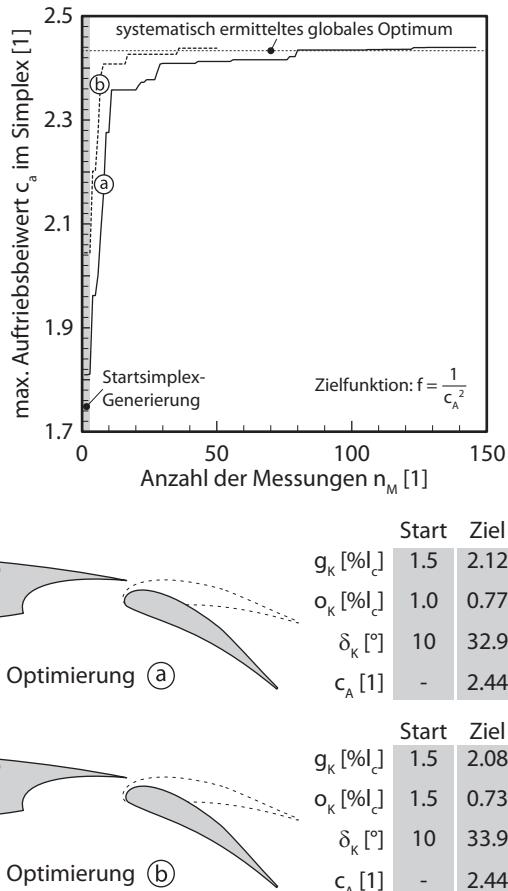


BILD 15. Entwicklung des maximalen Auftriebsbeiwerts  $c_A$  der Gesamtkonfiguration

Die in BILD 16 aufgezeigte Entwicklung der Optimierungsparameter Spalt  $g_K$ , Überlappung  $o_K$  und Klappenwinkel  $\delta_K$  veranschaulicht die unterschiedlichen Verläufe beider Optimierungsvorgänge und verdeutlicht die Ursache für die sich unterscheidende Anzahl der für die Lokalisierung der Optimalkonfiguration benötigten Messungen.

Jeder der dargestellten schwarzen Punkte beschreibt eine vom Optimierer untersuchte Konfiguration  $(g_K, o_K)$ . Ausgehend von der Startkonfiguration verbindet die Linie in chronologischer Reihenfolge die besten gefundenen Konfigurationen. Die Linienfarbe gibt die Entwicklung des Klappenwinkels  $\delta_K$  wieder. Der gestrichelte Kreis markiert den Bereich, in dem das Optimierungsverfahren letztendlich stagniert. Während Optimierung (b) zügig in Richtung des globalen Optimums strebt, läuft Optimierung (a) aufgrund unterschiedlich initialisierter Startsimplexe zunächst zu größeren Spaltmaßen  $g_K$  und benötigt im weiteren Verlauf eine wesentlich größere Anzahl von Messungen, bis das Spaltmaß wieder in Richtung des Optimums reduziert wird und die Suche letztendlich im bzw. in der Nähe des globalen Optimums stagniert.

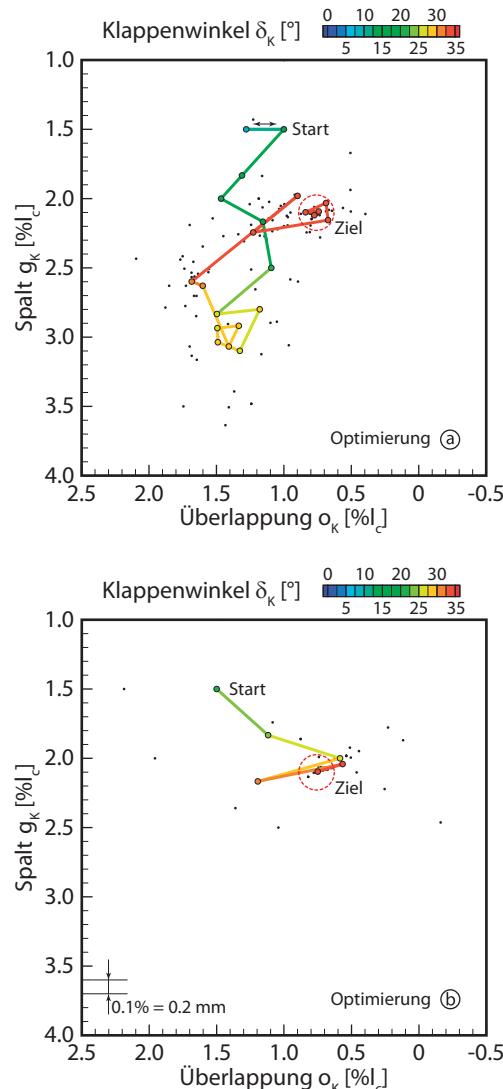


BILD 16. Entwicklung der Parameter Spalt  $g_K$ , Überlappung  $o_K$  und Ausschlagwinkel  $\delta_K$  der Klappe

#### 4. ZUSAMMENFASSUNG

Es wird eine automatisierte Messstrecke vorgestellt, mit der die aerodynamischen Eigenschaften einer 2D-Drei-element-Hochauftriebskonfiguration in Abhängigkeit von der Vorflügel- und Klappenposition systematisch untersucht und optimiert werden können.

Die Bewertung der aerodynamischen Leistung einer Hochauftriebskonfiguration erfolgt durch ein Optimierungsverfahren auf Grundlage einer definierten Zielfunktion, die aus den im Experiment ermittelten aerodynamischen Kräften und Momenten ein Bewertungsmaß bestimmt. Eine automatisierte, experimentelle Optimierung erfordert daher einen Versuchsstand, der die experimentelle Erfassung der aerodynamischen Kräfte und Momente für beliebige Vorflügel- und Klappenpositionen ermöglicht. Die vorgestellte Messstrecke ist in den Seitenwänden mit schrittmotorgetriebenen Exzentertraversen ausgestattet, die bei geschlossenen und bündigen Seitenwänden das translatrice und rotatorische Verfahren von Vorflügel und Klappe erlauben und so eine beliebige Positionierung der

Hochauftriebselemente gestatten. Die Aufhängung der einzelnen Hochauftriebselemente erfolgt über seitenwand-integrierte Windkanalwaagen, die an jedem Hochauftriebselement individuell Auftrieb, Widerstand und Nickmoment erfassen. Die Steuerung des gesamten Versuchsstandes inklusive der Windkanalregelung erfolgt über einen zentralen Messrechner, auf dem darüber hinaus die Optimierungssoftware ausgeführt wird. Eine vom Optimierer vorgegebene Vorflügel- oder Klappenposition kann so automatisiert eingestellt und die für die Bewertung erforderlichen aerodynamischen Kräfte und Momente experimentell bestimmt werden.

Es werden beispielhaft die Ergebnisse systematischer Untersuchung zu den Einflüssen von Spalt und Überlappung von Vorflügel und Klappe auf den Auftriebsbeiwert  $c_A$  der Hochauftriebskonfiguration präsentiert. Darüber hinaus wird an der Messstrecke das Downhill-Simplex Optimierungsverfahren nach NELDER und MEAD [4] eingesetzt, um für einen Anstellwinkel von  $\alpha = 10^\circ$  die Klappenposition mit dem Ziel der Auftriebsmaximierung zu optimieren. Es zeigte sich, dass mit dem Downhill-Simplex Verfahren im Rahmen der Messgenauigkeit gute Lösungen in der unmittelbaren Nähe des globalen Optimums lokalisiert werden können. Je nachdem, ob die Suche direkt in Richtung des globalen Optimums strebt oder zuvor in lokalen Optima stagniert und Neuinitialisierung des Verfahrens erforderlich sind, werden zwischen 50 und 150 verschiedene Klappenpositionen untersucht und bewertet, bevor die Suche im bzw. in der unmittelbaren Nähe des globalen Optimums stagniert.

Die Anzahl der für die Optimierung der Klappenposition erforderlichen Messungen liegt für die dargestellten Optimierungsvorgänge in der Größenordnung einer einzelnen Klappenfeldvermessung (BILD 13) und gestaltet sich damit wesentlich effizienter als eine systematische Suche nach der optimalen Klappenkonfiguration, bei der mehrere Klappenfelder für unterschiedliche Klappenwinkel zu vermessen sind.

## 5. LITERATUR

- [1] Reckzeh, D.: Aerodynamic Design of the High-Lift-Wing for a Megaliner Aircraft. In: Aerospace Science and Technology, Band 7, 2003, S.107-119
- [2] Kim, G.-S. ; Kang, D.-I. ; Rhee, S.-H. ; Um, K.-W.: Design and Fabrication of a Three-Component Force/Moment Sensor Using Plate-Beams. In: Measurements Science and Technology, Band 10, 1999, S.295-301
- [3] Allen, H.J. ; Vincenti, W.G.: Wall Interference in a Two-Dimensional-Flow Wind Tunnel with Consideration of the Effect of Compressibility, NACA-TR-782, 1944
- [4] Nelder, J.A. ; Mead, R.: A Simplex Method for Function Minimization. In: The Computer Journal, Band 7 (4), 1965, S.308-313
- [5] Blume, S.: Eine experimentelle Methodik zur aerodynamischen Optimierung von Mehrelement-Hochauftriebskonfigurationen. Dissertation (in Vorbereitung), Technische Universität Berlin