

AERODYNAMISCHE ANALYSEN EINER KONFIGURATION MIT FORMVARIABLEM TRAGFLÜGEL KLEINER STRECKUNG

D. Fleischer,
Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München,
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching, Deutschland

Zusammenfassung

Für eine generische Flügel-Rumpf-Kombination mit formvariabler Flügelvorder- und Flügelhinterkante wurden aerodynamische und strömungsphysikalische Eigenschaften experimentell untersucht. Dabei wurden Kraftmessungen und Vermessungen des Strömungsfeldes mittels Stereo-PIV und Hitzdraht-anemometrie in den institutseigenen Windkanälen durchgeführt. Um den Vergleich mit der entsprechenden konventionellen Geometrie sicherzustellen, wurden auch für konventionelle Vorder- und Hinterkanten korrespondierende Messungen vorgenommen. Die Ergebnisse der Strömungsfeldmessung zeigen einen günstigeren Strömungsverlauf bei Verwendung von formvariablen Klappenelementen. Dies spiegelt sich in einer, anhand der Kraftmessung ermittelten, Erhöhung von Gleitzahl und verbesserter Klappenwirksamkeit wider.

1. EINLEITUNG

Seit Anfang der 1990er Jahre beschäftigen sich verschiedene Forschungsvorhaben damit, dem Tragflügel adaptive bzw. formvariable Eigenschaften zukommen zu lassen, um so die Effizienz des Luftfahrzeugs zu steigern. Hier geht es vor allem darum, dass der Flügel seine Profilkontur ändert, ohne das Knicke oder Spalte entstehen, um Adaptivität zu erreichen. Dazu gehört die formvariable Wölbung des Tragflügels, bei der die Hinterkante nicht wie bisher durch Abknicken ausgeschlagen wird, sondern ein stetiger, glatter Übergang zum Flügelkasten ermöglicht wird. Dasselbe Prinzip kann auch auf die Vorderkanten des Flügels angewendet werden, wodurch die Wölbung des Flügelprofils im Zusammenspiel mit einem Hinterkantenausschlag weiter vergrößert werden kann. Durch die variable Profilwölbung im Hinterkantenbereich kann das Flugzeug im Reiseflug an die momentan optimale Gleitzahl angepasst werden. Dies resultiert in einem geringeren Treibstoffverbrauch und Reichweitenerhöhung. Darüber hinaus zeigen Forschungsergebnisse, dass eine Vergrößerung der Buffet-Grenze erreicht werden kann. Eine spannungsfähig differenzierte Wölbung kann eine Umverteilung der Flügellasten abhängig vom Flugzustand ermöglichen. Untersuchungen zu SCBs (*Shock Control Bumps*) und formvariabler Hinterkanten wurden in den EU-Projekten EUROSHOCK I und EUROSHOCK II sowie dem nationalen Projekt ADIF (Adaptiver Flügel) für Flügel großer Streckung (Transportflugzeugflügel) umgesetzt. Eine Zusammenfassung dazu gibt [1], [2] und [3].

Im militärischen Luftfahrtbereich arbeiteten die NASA, Air Force und Boeing im Rahmen des AFTI/F-111 Flugerprobungsprogrammes (*Advanced Fighter Technology Integration F-111*) zusammen und entwickelten den MAW (*Mission Adaptive Wing*). Dieser Flügel besitzt eine formvariable Vorder- und Hinterkante und entspricht in den Abmessungen weitgehend dem ursprünglichen Tragflügel des Schwenkflügelflugzeugs General Dynamics F-111A. Die Konfiguration wurde im Flugversuch umfangreichen Tests unterzogen. Die Einstellungen der formvariablen Vorder- und Hinterkante übernehmen hydraulisch angetriebene Aktuatoren, die über redundante Computersys-

teme gesteuert werden. Sechs Hinterkantenelemente und zwei Vorderkantenelemente ermöglichen einen kontinuierlichen glatten Wölbungsverlauf auf dem gesamten Flügel. Windkanal- und Flugversuche belegten durch Anpassung an die optimale Gleitzahl eine Reichweitenerhöhung sowie Verbesserungen der Manövereigenschaften und eine Manöverlastabminderung [4], [5], [6].

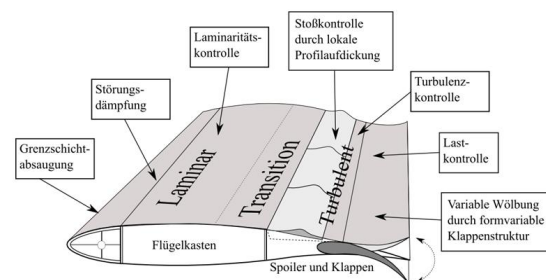


BILD 1. Technologien eines formvariablen Flügels großer Streckung

Für den Flügel kleiner Streckung sind bisher nur wenige Untersuchungen in Bezug auf formvariable Vorder- und Hinterkanten vorhanden. Am Lehrstuhl für Aerodynamik der Technischen Universität München (TUM) wurden in diesem Zusammenhang bereits Kraftmessungen für formvariable Hinterkanten an einem detaillierten Modell einer Delta-Canard Konfiguration des Maßstabs 1:15 realisiert, siehe [7]. Die Messergebnisse belegten eine deutliche Auftriebserhöhung (bis zu 10% Auftriebsgewinn bezogen auf den konventionellen Fall) und eine signifikante Widerstandsreduktion im Bereich für $C_A = 0$ (12% bis 15% Verringerung des Nullwiderstandsbeiwerts) im Vergleich zu konventionellen Klappenausschlägen. Weiterhin wurden auch deutliche Verbesserungen in der Klappenwirksamkeit im Vergleich zur konventionellen Geometrie verzeichnet, sowohl im Auftriebs- als auch im Nickmomentenderivativ. Diese Messergebnisse wurden unter den Einflüssen des Canard-Flügels, Pilotenkanzel und Triebwerkeinläufen des Modells auf die Umströmung des Deltaflügels aufgenommen.

Die im Folgenden beschriebenen Experimente konzentrieren sich auf einen Delta-Flügel mit formvariablen

Vorder- und Hinterkantenelemente. Der Flügel schließt hier an einen generischen Rumpf an.

2. WINDKANALMODELL UND MESSEINRICHTUNGEN

2.1. Modell- und Klappen geometrie

2.1.1. Generische Flügel-Rumpf-Konfiguration

Das Windkanalmodell besteht aus einem Deltaflügel und einem generischen Rumpf. Der Deltaflügel besitzt eine Spannweite von 0.740 m und eine Pfeilung von $\varphi_V = 50^\circ$. Die Streckung Λ beträgt 2.45. In TAB 1 sind weitere Daten des Flügels aufgelistet. Der Flügel stammt aus dem detaillierten Vollstahlmodell einer Delta-Canard-Konfiguration des Maßstabs 1:15 und wurde eigens für diese Hochleistungskonfiguration ausgelegt. Deshalb ist der Tragflügel zum Rumpf hin stark nach oben gekrümmt (lokale Anstellwinkelerhöhung), sodass der Einfluss des durch das Entenleitwerk erzeugten Abwindes (hingehend zu Anstellwinkelabminderung) kompensiert wird.

Flügelwurzeltiefe	c_r	0.529 m
Bezugsflügelteiefe	l_u	0.36 m
Halbspannweite	s	0.37 m
Flügelfläche	F	0.2235 m ²
Vorderkantenpfeilung	φ_V	50°
Streckung	Λ	2.45
Zuspitzung	λ	0.14

TAB 1. Wesentliche Parameter der Flügel geometrie

In der vorliegenden Arbeit wurde ein generischer Rumpf verwendet, damit Interferenzen, erzeugt durch Leitwerke, Pilotenkanzel und Treibwerkeinlauf, vermieden werden und nur der Flügel an sich in den Experimenten betrachtet wird. Durch die einfache Geometrie wird so auch für folgende numerische Analysen die Netzgenerierung wesentlich erleichtert.

Der generische Rumpf der Deltaflügelkonfiguration besteht aus einem Frontkegel und einem zentralen Rumpfelement. Das zentrale Rumpfelement besitzt eine ebene Unterseite und eine halbrunde Oberseite. Es ermöglicht den Anschluss der Flügelträgerplatte. Die Flügelträgerplatte verbindet beide Flügelhälften miteinander, wobei Flügelträgerplatte und Flügel aus Stahl gefertigt sind. Der Rumpf ist vollständig aus Aluminium gefertigt und in einer Weise konstruiert, dass er für Kraftmessungen mit der internen 6-Komponenten Waage W622 verwendet werden kann. Das Modell wird an der Waage befestigt, wobei die Waage am Stiel (über Befestigungshülsen verschraubt, BILD 3 und BILD 8) gehalten wird. Der Stiel mit konischem Endstück ist in den Horizontalstiel eines Drei-Achsen-Modellsupports geklemmt und zusätzlich über vier Schrauben gesichert. Sind keine Kraftmessungen vorgesehen, sondern beispielsweise Strömungsfeldmessungen, so wird anstatt der sehr empfindlichen internen Waage ein Waagendummy zum Abstützen des Modells verwendet.

2.1.2. Klappen geometrie

Der Flügel bietet die Möglichkeit, verschiedene Klappenausschläge bezüglich Vorder- und Hinterkante

(Wölbungsclappen) zu realisieren, indem Klappenelemente an den dafür vorgesehenen Flügelpositionen angeschraubt werden. Die konventionellen Hinterkantenklappenelemente sind zweiteilig ausgeführt und werden über Beschläge mit dem Flügel verbunden. Damit sind Hinterkantenwinkel von 0° bis 30° (5° Inkrement) einstellbar. Für die Vorderkante kann über dreiteilige Einsätze (neben dem 0° Klappenwinkel) ein konventioneller Klappenausschlag von 20° eingestellt werden. Die konventionellen Klappenelemente sind wie auch der Flügel selbst aus Stahl gefertigt.

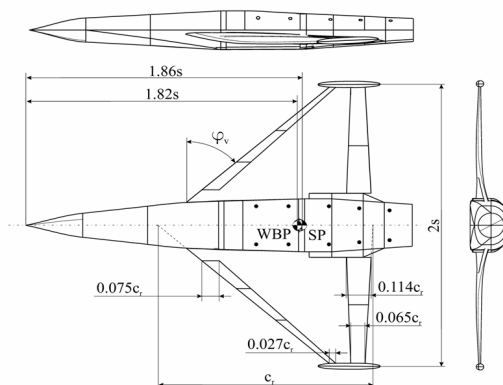


BILD 2. Geometrie der generischen Flügel-Rumpf-Konfiguration

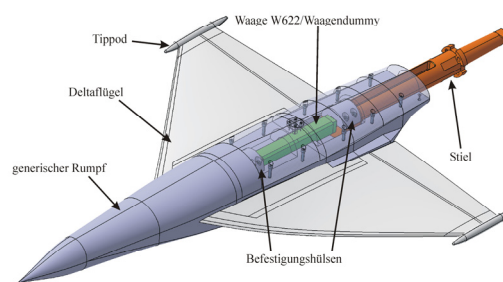


BILD 3. 3D-Ansicht des Modells mit Stiel und Waage/Waagendummy

Die formvariablen Klappenelemente entsprechen in Sehnenlänge und spanntreuer Ausdehnung den entsprechenden konventionellen Klappentypen. Den adaptiven Vorder- und Hinterkanten liegt ein gleichförmig gewölbter Skelettlinienverlauf mit der Definition nach [8] zugrunde. Ein formvariabler Klappenausschlag der Vorderkante kann ebenfalls über dreiteilige Einsätze, aus Kunststoff (Epoxydharz) gefertigt, realisiert werden. Bei der Konstruktion wurde darauf geachtet, dass der Flügelanschluss glatt verläuft. Mit diesen Einsätzen können formvariable Vorderkantenklappenwinkel von $\eta_{VFS} = 10^\circ$ und 20° eingestellt werden (BILD 6).

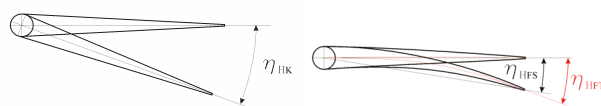


BILD 4. Definition der Klappenwinkel (Hinterkante)

Die formvariablen Hinterkantenelemente sind aus Aluminium gefertigt und einteilig in Spannweitenrichtung für jeweils eine Flügelhälfte vorhanden. Es sind Klappenausschläge von 0°, 5°, 10°, 15°, 20° und 25° mit

diesen Elementen realisierbar. Zu den angegebenen Winkemaßen sei erwähnt, dass sie sich auf die Tangente an die Skelettlinie im Endpunkt derselben beziehen. Diese Winkel werden im Folgenden mit η_{HFT} bezeichnet. Zum Vergleich der Ergebnisse mit den konventionellen Hinterkantenklappen ist jedoch der Winkel zwischen der Sehne der Skelettlinie und der Referenzlinie für 0° Klappenausschlag von Bedeutung, im Weiteren als η_{HFS} bezeichnet (siehe BILD 4). Die Messergebnisse bezogen auf den Sehnenwinkel wurden durch lineare Interpolation aus den Ergebnissen bezogen auf den Tangentenwinkel berechnet.

η_V	Vorderkantenklappenwinkel (konventionell oder formvariabel)
η_H	Hinterkantenklappenwinkel (konventionell oder formvariabel)
η_{VK}	Vorderkantenklappenwinkel Konventionell
η_{HK}	Hinterkantenklappenwinkel Konventionell
η_{VFS}	Vorderkantenklappenwinkel formvariabel bezogen auf Skelettsehne
η_{HFT}	Hinterkantenklappenwinkel formvariabel bezogen auf Skelett tangente
η_{HFS}	Hinterkantenklappenwinkel formvariabel bezogen auf Skelettsehne

TAB 2. Nomenklatur für die Klappenwinkel

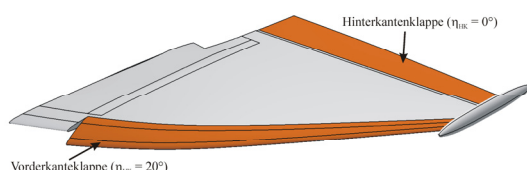


BILD 5. Klappenpositionen am Delta-Flügel

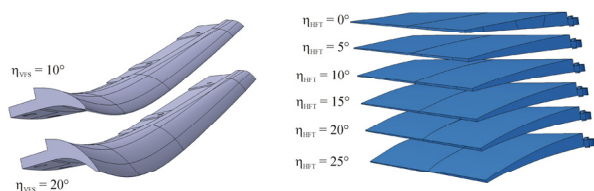


BILD 6. Formvariable Vorder- und Hinterkantenelemente (links Vorderkante, rechts Hinterkante)



BILD 7. konventioneller (links) und formvariabler (rechts) Klappenausschlag am Modell

2.2. Messeinrichtungen und Messaufbau

2.2.1. Kraftmessungen

Kraftmessungen wurden im Windkanal A des Lehrstuhls für Aerodynamik der TUM durchgeführt. Der Windkanal A (WK A) ist ein Niedergeschwindigkeitswindkanal Göttinger Bauart (Leistung: 420 kW, Turbulenzgrad: $Tu_x = Tu_y = Tu_z < 0.4\%$). Die Messstrecke (1.80 m x 2.40 m) kann wahlweise offen ($U_{\infty max} = 75$ m/s) oder geschlossen ($U_{\infty max} = 65$ m/s) betrieben werden, wobei hier mit offener Messstrecke gearbeitet wurde und somit eine freie Strahlexpansion vorhanden war. Dadurch sind keine Beeinflussungen der Messungen als Folge von Versperrung durch Modell, Aufhängung oder Nachlauf zu erwarten. Der WK A verfügt außerdem über einen schrittmotorbetriebenen 3-Achsen-Modellsupport, mit dem Anstell-, Roll- und Schiebewinkel präzise eingestellt werden können (2390 Schritte/°). Weiterhin ist ein Stereo-PIV-System im WK A installiert, was in Kapitel 2.2.2 näher beschrieben wird.

Zur Bestimmung der Kräfte und Momente in den drei Koordinatenrichtungen wurde eine interne 6-Komponenten Waage (Bezeichnung: W622) verwendet. Es wurden Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenbeiwerte zur Auswertung herangezogen. Die Waage W622 besteht aus einem martensitaushärtenden Stahl der Werkstoffnummer 1.6359.4 (Handelsname: Vascomax 250). Zur Erfassung von Kräften und Momenten sind an bestimmten Positionen der Waage Dehnmessstreifen (DMS) appliziert. Um Temperatureinflüsse auszuschließen, sind die DMS in konzentrierten Vollbrücken verschaltet. Seitenkräfte und Normalkräfte (Y und Z), sowie Roll-, Nick- und Giermomente (M_x , M_y und M_z) werden an den entsprechenden horizontalen bzw. vertikalen Messstellen erfasst. Axialkräfte (X) werden mit einer Parallelogrammfeder in der Mitte der Waage aufgenommen, BILD 8.

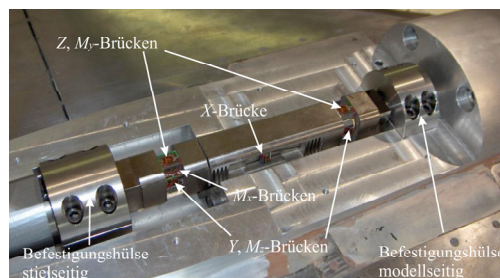


BILD 8. Position der Messbrücken auf der Waage im eingebauten Zustand

Mit der 6-Komponenten Waage werden Kräfte und Momente in x_m -, y_m - und z_m -Richtung des Waagensystems ermittelt. Momente werden um den Waagenbezugspunkt (WBP) bestimmt, siehe BILD 2. Im automatisierten Messablauf werden die aerodynamischen Beiwerte über eine Transformation in das windkanalfeste Bezugssystem umgerechnet. Dabei werden als Bezugsgrößen der dynamische Druck der freien Anströmung $q_\infty = (\rho_\infty/2)U_\infty^2$, Flügelfläche F , Bezugsflügelstiefe l_μ und die Halbspannweite s verwendet. Die Beiwerte der Längsbewegung lauten:

- (1) $C_A = A / (q_\infty F)$
- (2) $C_W = W / (q_\infty F)$
- (3) $C_M = M / (q_\infty F l_\mu)$

Die Genauigkeit der gemessenen Waagsignale liegt bei 0.05% - 0.1% für Kräfte und 0.8% - 1.2% für Momente. Die erwähnten Achsenbezeichnungen beziehen sich auf das Waagenkoordinatensystem bzw. Modellsystem (Index m). Die A/D-Wandlung der Waagsignale wird mit einer Frequenz von 15 Hz bei 500 Abtastwerten erreicht (Abtastzeit: 33,3 s).

Die Kraftmessungen wurden in einem Anstellwinkelbereich von $\alpha = -10^\circ$ bis $\alpha = 30^\circ$ in 2° -Schritten durchgeführt. Die Anströmgeschwindigkeit betrug konstant $U_\infty = 40$ m/s. Die Reynoldszahl, gebildet mit l_{μ} , liegt damit zwischen $Re_{l_{\mu}} = 0.81 \cdot 10^6$ und $Re_{l_{\mu}} = 0.9 \cdot 10^6$, abhängig von der Fluidtemperatur. Die Bewegungsrichtung des Supports (von -10° auf 30° , Aufwärtsbewegung) wurde für jeden Messlauf beibehalten. Es ist kein Einfluss der Polarenrichtung auf das Messergebnis feststellbar und belegt die steife und korrekte Waagenanbindung, vgl. BILD 9.

Für die Konfiguration klarer Flügel ($\eta_V = 0^\circ$, $\eta_H = 0^\circ$) wurde des Weiteren eine Polare bei $U_\infty = 60$ m/s und $U_\infty = 40$ m/s erfasst, um den Einfluss der Reynoldszahl zu bestimmen. Das Messergebnis, dargestellt in BILD 10 für C_A über α , zeigt, dass aufgrund der abgelösten (Vorderkantenablösung tritt bereits bei kleinen Anstellwinkeln auf) und wirbeldominierten Strömung die Abhängigkeit von der Reynoldszahl gering ist (C_{Amax} unbeeinflusst). Ähnliche Ergebnisse erhält man auch für die anderen aerodynamischen Beiwerte. Die Anströmgeschwindigkeit U_∞ wurde deshalb auf 40 m/s festgelegt.

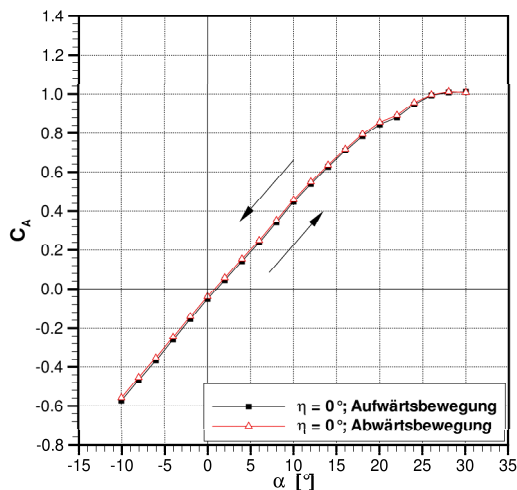


BILD 9. Einfluss der Bewegungsrichtung des Supports

2.2.2. PIV-Messungen

PIV-Messungen (*Particle Image Velocimetry*) wurden im Windkanal A des Lehrstuhls mit einem Stereo-PIV-System durchgeführt. Mit diesem Messsystem besteht die Möglichkeit alle drei Geschwindigkeitskomponenten in der Messebene gleichzeitig zu bestimmen. Das PIV-System bilden ein Seeding Generator (Partikel: Öltröpfchen mit $\varnothing = 0.5 - 5.0 \mu\text{m}$), Nd:YAG-Laser (Leistung: 10 MW, Wellenlänge: 532 nm), Lichtführungsarm mit Aufweitungs-optik, Traversiereinrichtung, zwei CCD-Kameras (Auflösung jeweils: 1185 x 1599 Pixels, Brennweite: 135 mm) mit Mechanismus zur Einstellung von Scheimpflug- und Objektivwinkel, System Hub (Datenerfassung, Steuerung von Kameras und Laser) und einem PC mit Auswertesoftware.

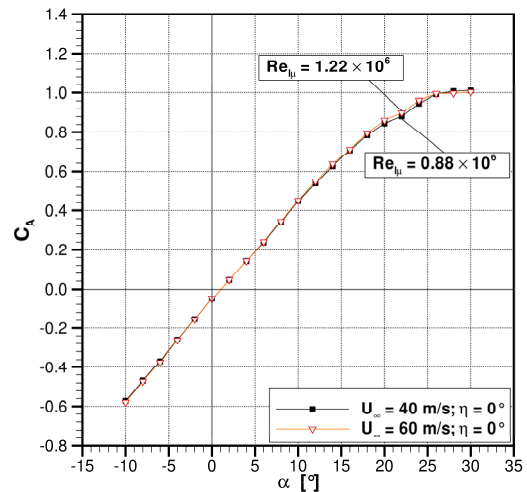


BILD 10. Einfluss der Re-Zahl

Nach sorgfältiger Kalibration des PIV-Systems wurden die Messungen mit einem Pulsabstand von $\Delta t = 12.5 \mu\text{s}$ und 30 Doppelbildsequenzen bei einer Zeitauflösung von 10 Hz durchgeführt.

Es wurden sechs Ebenen festgelegt, in denen das Strömungsfeld quer zur Anströmungsrichtung (spannweite Ausdehnung der Messebene) erfasst wurde, siehe BILD 11. Es wurden Messungen für die Anstellwinkel $\alpha = 6^\circ, 16^\circ, 26^\circ$ bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 40$ m/s vorgenommen. Die vorderen zwei Messebenen befinden sich bei $x/c_r = 0.45$ und $x/c_r = 0.47$, und beinhalten das Klappenknie der Vorderkantenklappe. Eine weitere Ebene befindet sich bei $x/c_r = 0.69$. Die restlichen drei Messebenen liegen im Bereich des Klappenknie der Hinterkantenklappe. Dabei befindet sich die Ebene $x/c_r = 0.87$ vor dem Klappenknie, die Ebene $x/c_r = 0.91$ auf dem Klappenknie und die Ebene $x/c_r = 0.95$ hinter dem Klappenknie. Die Lage der Messebenen relativ zum Modell können BILD 11 entnommen werden. Die in 3.1.1 dargestellten Messergebnisse gelten für die Konfiguration des klaren Flügels ($\eta_V, \eta_H = 0^\circ$).

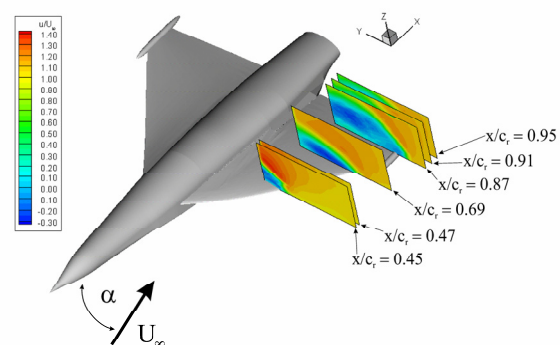


BILD 11. PIV-Messungen: Positionen der Messebenen zum Modell (u/U_∞ für $\alpha = 26^\circ$)

2.2.3. Hitzdrahtmessungen

Hitzdrahtmessungen (CTA – *Constant Temperature Anemometry*) wurden im Windkanal B des Lehrstuhls für Aerodynamik der TUM durchgeführt. Windkanal B (WK B) ist wie WK A ein Niedergeschwindigkeitswindkanal Göt-

tinger Bauart mit offener Messstrecke, besitzt jedoch eine kleinere Messstrecke (1.20m x 1.55 m) und eine geringere Gebläseleistung (130 kW, $U_{\infty \max} = 60$ m/s, $Tu_x = Tu_y = Tu_z < 0.4\%$). In der Messstrecke des WK B wurde ein 3-Achsen-Modellsupport installiert, um das Modell bezüglich Längs-, Seiten-, und Hochachse auszurichten. Eine 3-Achsen-Traversiereinrichtung mit einer Positioniergenauigkeit von 0.037 mm ist speziell für Hitzdrahtsondenmessungen im WK B aufgebaut.

In zwei spannweitig versetzten Messebenen über dem Deltaflügel wurden die Geschwindigkeitskomponenten u und w (windkanalfestes Koordinatensystem) des Strömungsfeldes gemessen, siehe BILD 12. Dazu wurde eine X-Drahtsonde verwendet, die gleichzeitig beide Geschwindigkeitskomponenten erfasst. Die Drähte sind bei diesem Sondentyp X-förmig angeordnet und stehen senkrecht aufeinander. Sie bilden mit der Sondenachse einen Winkel von 45° , wobei der minimale Abstand zwischen den Drähten ca. 0.8 mm beträgt. Die platiniierten Wolframdrähte besitzen eine aktive Länge von $l_w = 1.20$ mm, bei einem Durchmesser von $d_w = 5$ μ m. Die Kalibration der Sonde wurde in einem Winkelbereich von $-45^\circ \leq \beta_c \leq +45^\circ$ realisiert ($\Delta\beta_c = 2.5^\circ, 5.0^\circ$), wobei die Kalibrierungsgeschwindigkeit pro Kalibrierwinkel schrittweise von 2.0 m/s auf 55.0 m/s erhöht wurde. Im vollautomatisierten Messablauf wurden die Anemometerspannungen mit einer Abtastfrequenz von 3000 Hz bei einer Abtastzeit von 6.4 s diskretisiert (19200 Abtastwerte).

Während der Messung wurde das Modell mit einer Geschwindigkeit von $U_\infty = 40$ m/s angeströmt. Die Anstellwinkel betragen $\alpha = 6^\circ, 16^\circ$ und 26° . Die eingestellten Klappenkonfigurationen bei der Hitzdrahtmessung sind TAB 3 zu entnehmen.

Die beiden Messebenen sind ca. 5 mm über dem Flügel positioniert. Die innere Ebene liegt bei $y/s = 0.46$, die äußere Ebene liegt bei $y/s = 0.78$, vgl. BILD 12. Die Messgitter unterscheiden sich für klaren Flügel und für den Flügel mit ausgeschlagener Vorder- bzw. Hinterkante, da man bei ausgeschlagener Klappe dem Klappenverlauf mit dem Messgitter zu folgen versucht. Die höchste Auflösung des Messgitters beträgt 5 mm und befindet sich im Bereich des Klappenknies (Vorder- und Hinterkantenklappe). Mittlere (10 mm) und grobe Auflösung (20 mm) verteilen sich gleichmäßig auf die restliche Ebene des Messgitters. Die Gittergrößen schwanken zwischen 492 und 516 Punkten für die innere Messebene und zwischen 305 und 327 für die äußere Messebene, je nachdem welche Konfiguration und welcher Anstellwinkel gemessen wurden. In BILD 13 sind die Messgitter für inneren und äußeren Flügelschnitt für einen Anstellwinkel von $\alpha = 26^\circ$ bei formvariablem Klappenausschlag exemplarisch dargestellt.

Anströmgeschwindigkeit U_∞	40m/s
Anstellwinkel α	$6^\circ, 16^\circ, 26^\circ$
Messebenen $y/s = 0.46, 0.78$	
1. Konfiguration	$\eta_V = 0^\circ, \eta_H = 0^\circ$
2. Konfiguration	$\eta_{VK} = 20^\circ, \eta_{HK} = 15^\circ$
3. Konfiguration	$\eta_{VFS} = 20^\circ, \eta_{HFT} = 25^\circ$
Messebene $y/s = 0.46$	
4. Konfiguration	$\eta_{VK} = 0^\circ, \eta_{HK} = 15^\circ$
5. Konfiguration	$\eta_{VFS} = 0^\circ, \eta_{HFT} = 25^\circ$

TAB 3. Parameter der Hitzdrahtmessungen

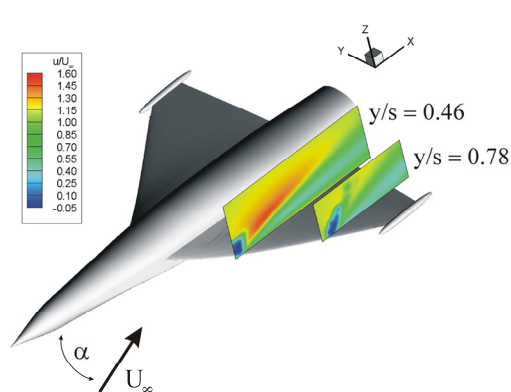


BILD 12. Hitzdrahtmessungen: Position der Messebenen zum Modell ($\alpha = 16^\circ, \eta_V = 0^\circ, \eta_H = 0^\circ$)

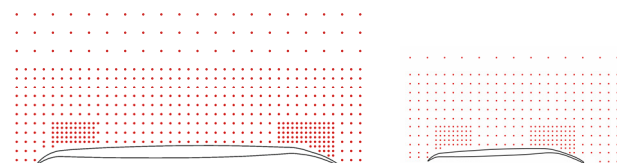


BILD 13. Messpunkte der inneren und äußeren Messebene für formvariablen Klappenausschlag

3. ERGEBNISSE

3.1. Strömungsfeld

Das Strömungsfeld um den Deltaflügel wird maßgebend vom Vorderkantenwirbel dominiert, der sich schon bei moderatem Anstellwinkel ($\alpha > 6^\circ$) ausbildet. Die Strömung löst dabei an der Flügelvorderkante ab und rollt sich in zwei konzentrierte Wirbel auf. Der Aufrollvorgang der abgelösten Scherschichten beginnt an der Flügelspitze und schreitet bis zum Apex des Flügels hin fort, sodass sich ein vollentwickelter Vorderkantenwirbel ausbildet. Die Vorderkantenwirbel auf beiden Seiten des Flügels induzieren Geschwindigkeiten quer zur Anströmungsrichtung und rufen hohe Unterdrücke über dem Flügel hervor. Dieser Saugeffekt führt zu einem nichtlinearen Auftriebsanstieg, der bei dieser Konfiguration jedoch nur schwach ausgeprägt ist, da die Flügelpfeilung mit $\phi_V = 50^\circ$ noch nicht allzu groß ist und somit auch die Stärke des Wirbels noch gemäßigt ist. Der in dieser Arbeit verwendete Deltaflügel besitzt endliche Seitenkanten. Dadurch überlagert sich dem Vorderkantenwirbel auch der Randwirbel, der durch die Umströmung der Flügelseitenkante aufgrund der Druckdifferenz zwischen Flügelunter- und Flügeloberseite entsteht. Mit weiterer Anstellwinkelerhöhung verschieben sich die Wirbelachsen zum Rumpf hin und vom Flügel weg bis der Wirbel zusammenbricht. Dieses als Wirbelaufplatzen bezeichnete Phänomen hat seine Ursache im Anstieg des axialen Druckgradienten mit Erhöhung des Anstellwinkels. Das Wirbelaufplatzen ist gekennzeichnet durch eine Zunahme des Wirbelquerschnitts und einer signifikanten Abnahme der wirbelinduzierten Geschwindigkeiten (axiale Rückströmung). Zu verzeichnen ist außerdem ein hoher Turbulenzgrad und demzufolge hohe Dissipation, was in einem Gesamtdruckverlust seine Entsprechung findet. Durch den aufgeplatzten Wirbel ergibt sich auch eine Verringerung in Auftrieb und Nickmoment. Der Aufplatzzort wandert mit

weiter zunehmendem Anstellwinkel nach vorne, bis die ganze Flügelfläche vom aufgeplatzten Wirbel beaufschlagt wird. Für die generische Flügel-Rumpf Konfiguration tritt Wirbelaufplatzen an der Hinterkante ab einem Anstellwinkel von $\alpha \approx 12^\circ$ auf.

3.1.1. PIV

BILD 14 zeigt die Messergebnisse der PIV-Messung für einen Anstellwinkel von $\alpha = 16^\circ$. Die Geschwindigkeitskomponenten sind in die Richtungen des windkanalfesten Koordinatensystems orientiert. Zusätzlich zur Falschfarbendarstellung der bezogenen Axialgeschwindigkeit sind noch die Vektorfelder, gebildet mit den Querkomponenten v/U_∞ und w/U_∞ des Geschwindigkeitsvektors, aufgetragen. In Ebene $x/c_r = 0.45$ sieht man ein Gebiet mit erhöhter Geschwindigkeit in Anströmrichtung ($u/U_\infty \approx 1.4$), was auf die Existenz des Vorderkantenwirbels hinweist. Auch die Betrachtung der Vektorfelder deutet in diesem Bereich auf das Vorhandensein einer Wirbelstruktur hin. Der stark verzögerte Bereich in der u -Komponente ist auf die Nähe der Vorderkante und Wirbelaufplatzen zurückzuführen. In den Ebenen $x/c_r = 0.69$ bis $x/c_r = 0.95$ vergrößert sich der Bereich verzögerter Strömung aufgrund Wirbelaufplatzens über dem Flügel. Die Vektoren kennzeichnen den Ort des Wirbelkerns und seiner Umgebung.

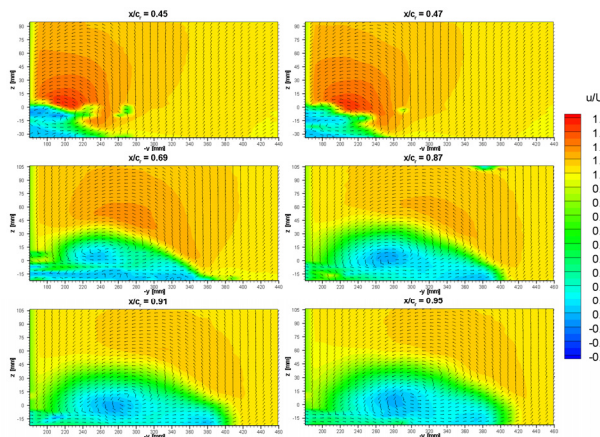


BILD 14. Axiale Geschwindigkeitsverteilung und Vektorfeld gebildet mit den Geschwindigkeitskomponenten v/U_∞ und w/U_∞ für $\alpha = 16^\circ$

3.1.2. CTA

Im Folgenden werden die Messergebnisse der Hitzdrahtmessungen vorgestellt. Es wird mittels Falschfarbendarstellung die axiale Geschwindigkeitskomponente u/U_∞ in der Messebene präsentiert, wobei dieser Darstellung der Stromlinienverlauf (gebildet mit u/U_∞ und w/U_∞) überlagert wird. Die Geschwindigkeitskomponenten u und w sind in die Richtungen des körperfesten Koordinatensystems orientiert zu verstehen. Die Messergebnisse werden für die innere Messebene ($y/s = 0.46$) gezeigt.

Es wird zunächst der klare Flügel mit $\eta_V = 0^\circ$, $\eta_H = 0^\circ$ betrachtet. In BILD 15 bis BILD 17 ist zu erkennen, dass sich mit zunehmendem Anstellwinkel ein Gebiet verzögerter Strömung in der u -Komponente im

Vorderkantenbereich ausbildet. Für $\alpha = 6^\circ$ ist dieses Gebiet noch recht klein und ähnelt einer Ablöseblase, vergrößert sich dann aber mit $\alpha = 16^\circ$ und $\alpha = 26^\circ$. Weiterhin ist auch eine Zone mit beschleunigter Strömung vor allem bei $\alpha = 16^\circ$ zu erkennen ($u/U_\infty \approx 1.50$). Man kann sich diese Messergebnisse als Schnitt in den kegelförmigen Vorderkantenwirbel vorstellen. Für $\alpha = 26^\circ$ ist die Strömung abgelöst (erkennbar am Stromlinienverlauf) und fast das gesamte Gebiet der Messebene ist von verzögerter Strömung betroffen ($u/U_\infty \approx 0.25$).

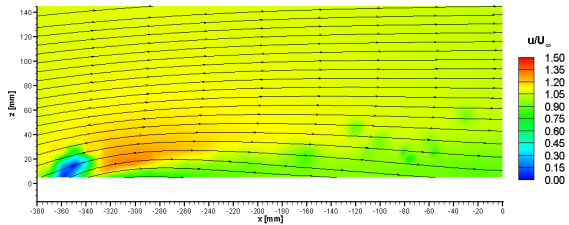


BILD 15. $\alpha = 6^\circ$, $\eta_V = 0^\circ$, $\eta_H = 0^\circ$

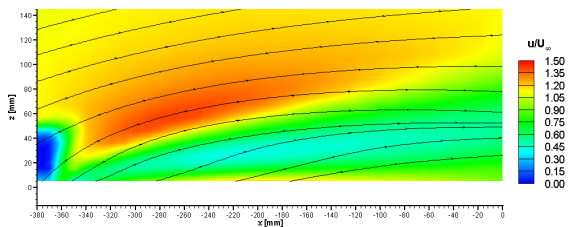


BILD 16. $\alpha = 16^\circ$, $\eta_V = 0^\circ$, $\eta_H = 0^\circ$

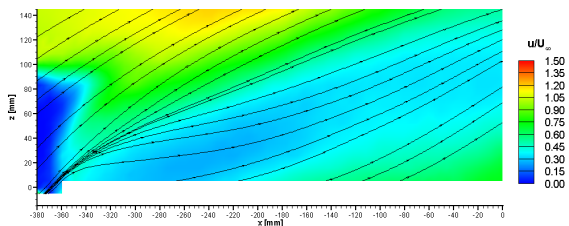


BILD 17. $\alpha = 26^\circ$, $\eta_V = 0^\circ$, $\eta_H = 0^\circ$

Die Messergebnisse für den konventionellen Klappenausschlag $\eta_{VK} = 20^\circ$, $\eta_{HK} = 15^\circ$ sind in BILD 18 bis BILD 20 dargestellt. Deutlich ist die Abnahme des Bereichs verzögerter Strömung in der Längswindkomponente im Vergleich zu dem Fall mit klarem Flügel zu erkennen. Dafür wird ein größerer Bereich mit erhöhtem u/U_∞ bewirkt. Die Stromlinien folgen dem Klappenverlauf der Hinterkante bei $\alpha = 16^\circ$ nicht mehr. Für $\alpha = 26^\circ$ ist die Strömung komplett von der Flügeloberseite abgelöst.

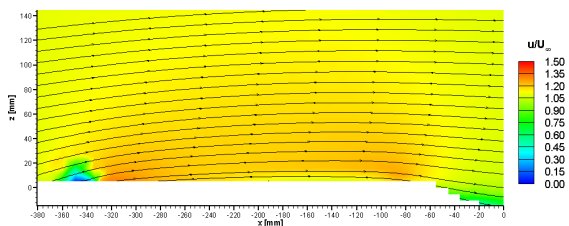


BILD 18. $\alpha = 6^\circ$, $\eta_{VK} = 20^\circ$, $\eta_{HK} = 15^\circ$

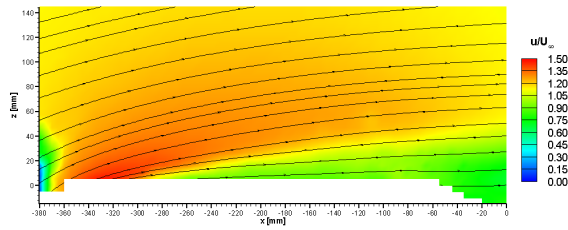


BILD 19. $\alpha = 16^\circ$, $\eta_{VK} = 20^\circ$, $\eta_{HK} = 15^\circ$

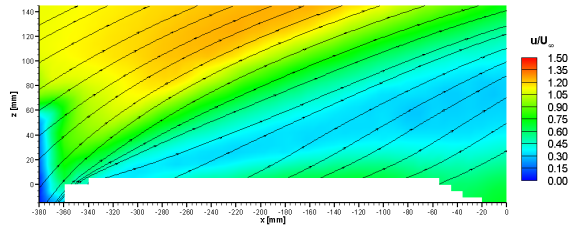


BILD 20. $\alpha = 26^\circ$, $\eta_{VK} = 20^\circ$, $\eta_{HK} = 15^\circ$

Die Ergebnisse für den formvariablen Klappenaußschlag, $\eta_{VFS} = 20^\circ$, $\eta_{HFT} = 25^\circ$, sind BILD 21 bis BILD 23 zu entnehmen. Bei Betrachtung der Längswindkomponente zeigt sich, dass die Geschwindigkeit im gesamten Gebiet kleiner ist als dies für konventionellen Klappenaußschlag der Fall ist. Der Bereich verzögerter Strömung in der u -Komponente an der Vorderkante wird durch formvariable Klappen unterdrückt. Auch die als Ablöseblase charakterisierte Erscheinung im Bereich des Klappenknies der Vorderkante tritt bei formvariablem Klappenaußschlag nicht auf. Das Gebiet verzögerter Strömung im Vorderkantenbereich wird weiter abgeschwächt, was auf einen günstigeren Druckgradienten zurückzuführen ist. Die Intensität von Bereichen mit stark beschleunigter und verzögerter Strömung wird durch formvariable Klappenelemente abgebaut. Die Stromlinien sind stärker gekrümmt als bei konventionellen Vorderkantenklappen. Für $\alpha = 16^\circ$ folgen die Stromlinien dem Klappenverlauf der Hinterkante.

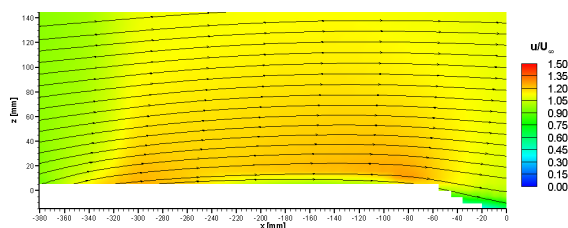


BILD 21. $\alpha = 6^\circ$, $\eta_{VFS} = 20^\circ$, $\eta_{HFT} = 25^\circ$ ($\eta_{HFS} \approx 15.74^\circ$)

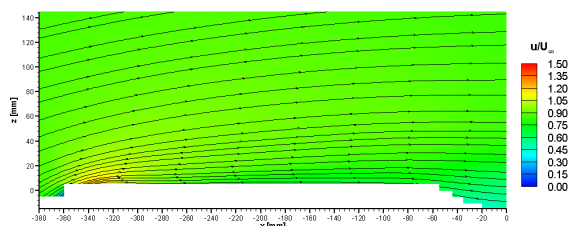


BILD 22. $\alpha = 16^\circ$, $\eta_{VFS} = 20^\circ$, $\eta_{HFT} = 25^\circ$ ($\eta_{HFS} \approx 15.74^\circ$)

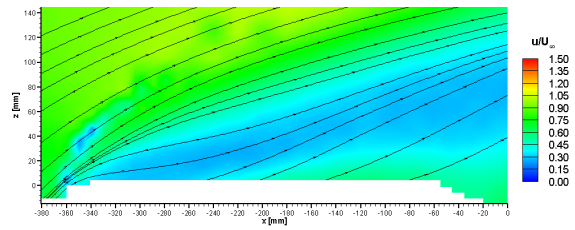


BILD 23. $\alpha = 26^\circ$, $\eta_{VFS} = 20^\circ$, $\eta_{HFT} = 25^\circ$ ($\eta_{HFS} \approx 15.74^\circ$)

3.2. Betrachtung der Beiwerte

3.2.1. Hinterkantenklappen

In BILD 24 bis BILD 26 sind exemplarisch die Ergebnisse der Kraftmessung für konventionellen und formvariablen Hinterkantenklappenaußschlag ($\eta_V = 0^\circ$) bei einem Klappenwinkel von $\eta_H = 5^\circ$ und $\eta_H = 20^\circ$ dargestellt. Durch die formvariablen Klappenelemente ist ein Auftriebsgewinn im gesamten Anstellwinkelbereich zu verzeichnen, vgl. BILD 24. Für den hohen Anstellwinkelbereich (ab $\alpha = 20^\circ$) verdichten sich die Kurven, was auf Wirbelaufplatzen über einem Großteil des Flügels zurückzuführen ist. Die nicht-lineare Zunahme im Auftriebsanstieg infolge vollausgebildetem Vorderkantenwirbel tritt ab $\alpha = 4^\circ$ auf. Sie ist jedoch nur schwach ausgeprägt. Auffällig ist ein Knick in der Auftriebskurve der bei ca. $\alpha = 22^\circ$ für alle Klappenwinkel η_H auftritt. Der maximale Auftriebsbeiwert liegt für formvariable Klappen bei $C_{Amax} \approx 1.18$, für die entsprechende konventionelle Konfiguration ist $C_{Amax} \approx 1.14$. Die Lilienthalpolaren im Vergleich zwischen konventionellem und formvariablem Hinterkantenaußschlag für die Winkel $\eta_H = 5^\circ$ und $\eta_H = 20^\circ$ sind in BILD 25 dargestellt. Zu erkennen ist, dass der Widerstandsbeiwert für $C_A = 0$ (C_{W0}) für formvariable Hinterkantenklappen größer ist als für konventionelle Hinterkantenklappen. Dieser Trend ist umso geringer, je kleiner die Klappenaußschläge sind. Für den Klappenaußschlag $\eta_H = 20^\circ$ ist der Unterschied im C_{W0} deutlich erkennbar. Der Widerstandsbeiwert wird erst ab einem C_A von 0.2 für formvariable Hinterkantenklappen kleiner als für konventionelle Hinterkantenklappen, bezüglich konstanter C_A -Werte. Im hohen C_A -Bereich ist eine ausgeprägte Widerstandsreduktion der formvariablen Hinterkantenklappen zu verzeichnen.

Die Beeinflussung des Nickmomentenbeiwerts C_M durch den Klappenaußschlag konventioneller und formvariabler Hinterkanten ist in BILD 26 dargestellt. Das Moment wird, wie schon erwähnt, auf den WBP bezogen (BILD 2). Mit steigendem C_A vergrößert sich auch das schwanzlastige Nickmoment. In der Nähe von C_{Amax} ändert sich der Gradient dC_M/dC_A signifikant, aufgrund des Auftriebsverlustes auf der Flügeloberseite. Ein Klappenaußschlag der Flügelhinterkante bewirkt eine Verschiebung des Nickmomentes hin zu kopflastigeren Werten. Im Vergleich zu den konventionellen Hinterkantenklappen vergrößern formvariable Elemente das kopflastige Nickmoment, da mehr Auftrieb im Hinterkantenbereich erzeugt wird. Die Klappenwirksamkeit $C_{A\eta} = \partial C_A / \partial \eta$ über dem Anstellwinkel α ist in BILD 27 dargestellt. Der Betrag von $C_{A\eta}$ ist für formvariable Hinterkantenklappen stets größer als für konventionelle Hinterkantenklappen. Dies entspricht einer Erhöhung der Klappenwirksamkeit mit der Verwendung von adaptiven Hinterkanten. Mit zunehmendem Anstellwinkel nimmt $C_{A\eta}$ für beide Klappentypen ab. Eine

verbesserte Klappenwirksamkeit durch die variable Wölbung im Hinterkantenbereich bedeutet, dass kleinere Klappenwinkel die gleiche Wirkung in Bezug auf C_A oder C_M erzielen wie ein entsprechender größerer konventioneller Klappenausschlag.

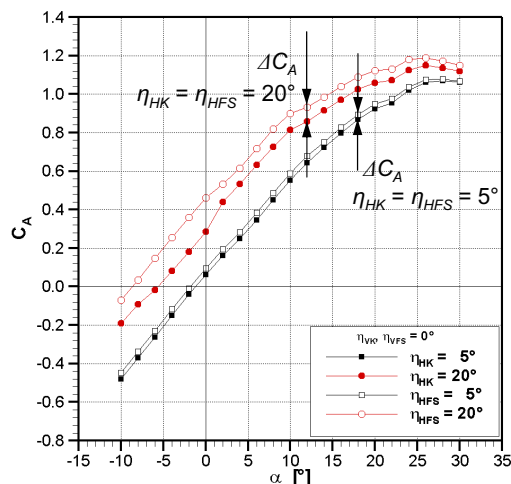


BILD 24. C_A über α für $\eta_V = 0^\circ$, $\eta_H = 5^\circ, 20^\circ$

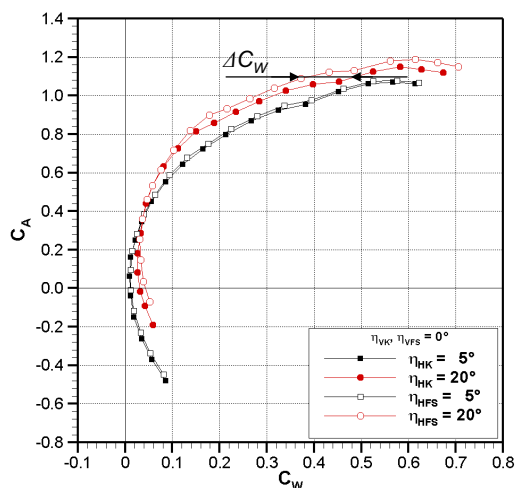


BILD 25. Lilienthalpolare für $\eta_V = 0^\circ$, $\eta_H = 5^\circ, 20^\circ$

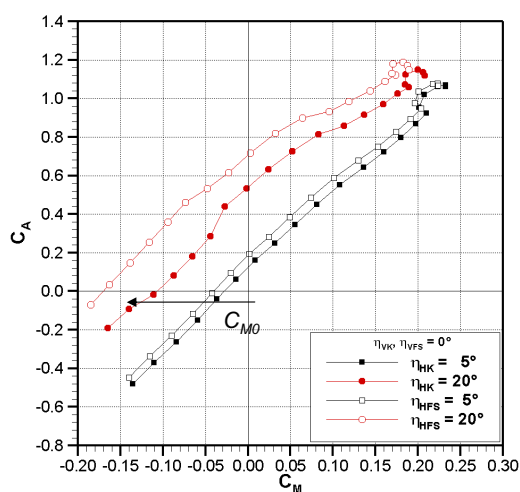


BILD 26. Nickmomentenverlauf für $\eta_V = 0^\circ$, $\eta_H = 5^\circ, 20^\circ$

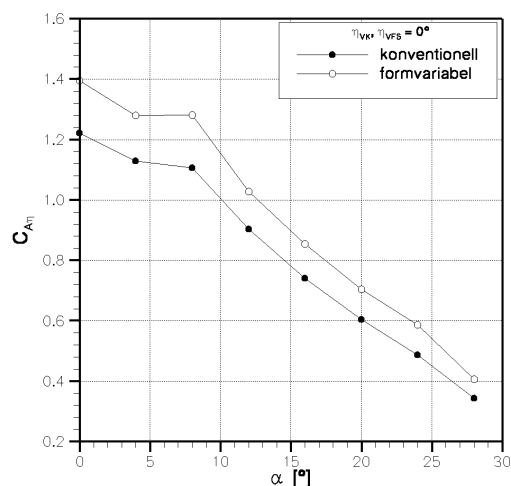


BILD 27. Derivat $C_{A\eta}$ über α

3.2.2. Vorderkantenklappen

Der Verlauf von C_A über α für einen konventionellen Ausschlag der Vorderkantenklappe von $\eta_{VK} = 0^\circ$ und $\eta_{VK} = 20^\circ$ ist BILD 28 zu entnehmen. Danach ergibt sich eine Erhöhung im Maximalauftriebsbeiwert von $C_{Amax} = 1.007$ auf $C_{Amax} = 1.083$ ($\Delta C_{Amax} = 0.076$), einhergehend mit einer Verschiebung von $\alpha_{max} = 28^\circ$ auf $\alpha_{max} = 30^\circ$. Der Knick im C_A -Verlauf wird durch einen Vorderkanten-ausschlag von $\alpha = 22^\circ$ auf $\alpha = 26^\circ$ verschoben, wobei der Knick durch den Klappenausschlag ausgeprägter wird. Hinsichtlich des Vorderkantenwirbels lässt sich sagen, dass sich der Wirbel durch den Klappenausschlag erst später (höheres α) ausbildet (Strömung liegt länger an). Die Ablöselinie des Vorderkantenwirbels wird durch einen Klappenausschlag der Vorderkante in Richtung Klappenknie verschoben. Der Anstellwinkel, für den der ganze Flügel vom Wirbelaufplatzen betroffen ist, verschiebt sich zu größeren α (Verschiebung des Knicks).

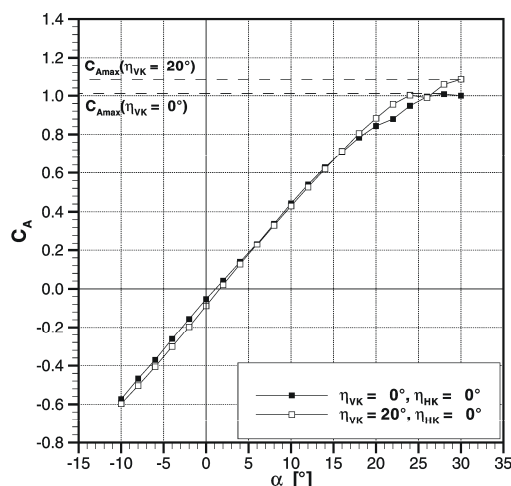


BILD 28. C_A über α für $\eta_{VK} = 0^\circ, 20^\circ$ ($\eta_{HK} = 0^\circ$)

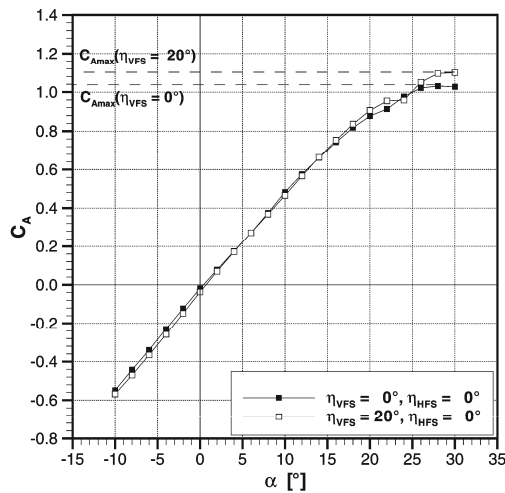


BILD 29. C_A über α für $\eta_{VFS} = 0^\circ, 20^\circ$ ($\eta_{HFS} = 0^\circ$)

Ein formvariabler Klappenausschlag der Vorderkante beeinflusst den C_A -Verlauf wie in BILD 29 dargestellt. Der Vorderkantenwinkel mit $\eta_{VFS} = 20^\circ$ bewirkt eine Steigerung des Maximalauftriebsbeiwerts (von $C_{Amax} = 1.031$ auf $C_{Amax} = 1.099$; $\Delta C_{Amax} = 0.068$). Der maximale Anstellwinkel wird von $\alpha_{max} = 28^\circ$ auf $\alpha_{max} = 30^\circ$ verschoben. Aus den Beschreibungen wird deutlich, dass der Ausschlag der konventionellen Vorderkantenklappe eine höhere Effektivität (bezogen auf den klaren Flügel) auf C_A über α aufweist als die formvariablen Klappen. Eine mögliche Erklärung hierfür ist die geometrische Form der beiden Klappentypen (konventionell und formvariabel). Während die konventionelle Klappe zwar eine schwache Unstetigkeit im Bereich des Klappenknies aufweist, dafür aber einen größeren Nasenradius besitzt, haben die formvariablen Vorderkantenklappen im Vergleich dazu eine sehr spitze Vorderkante (kleiner Nasenradius). Zwei Profilschnitte des Deltaflügels an der spannweiten Position $y/s = 0.503$ sind in BILD 30 für konventionellen und formvariablen Vorderkantenklappenausschlag zu sehen. Ein gut ausgebildeter Nasenradius (Umströmung der Nase mit geringeren Übergeschwindigkeiten; Geschwindigkeitsmaximum weiter stromab) hat vor allem im Niedergeschwindigkeitsbereich einen positiven Effekt auf C_{Amax} .

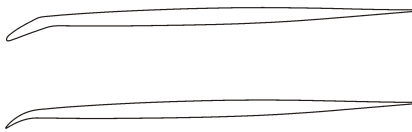


BILD 30. Profilschnitte bei $y/s = 0.503$

Die Lilienthalpolare für konventionellen Klappenausschlag an der Vorderkante ($\eta_{VK} = 20^\circ$) ist in BILD 31 dargestellt. Zum Vergleich wird wieder das Messergebnis für $\eta_{VK} = 0^\circ$ verwendet. Ein Vorderkantenklappenausschlag bewirkt bei dieser Konfiguration eine Aufweitung der Lilienthalpolare, im Gegensatz zu einem Klappenausschlag an der Hinterkante, die eine Verschiebung der Polaren bewirkt, siehe BILD 25. C_{W0} wird durch einen Ausschlag der Vorderkantenklappe vergrößert. Eine Verringerung des C_W -Werts ist erst ab $C_A = 0.32$ zu erkennen, wobei dann die Widerstandsreduktion größer wird.

Die formvariablen Vorderkantenklappenelemente bewirken eine weniger ausgeprägte Aufweitung der Polaren, wie dies die konventionellen Klappenelemente vermögen, siehe BILD 32. Der Widerstandsbeiwert ist für einen Klappenausschlag ab $C_A = 0.28$ geringer als für den nichtausgeschlagenen Fall.

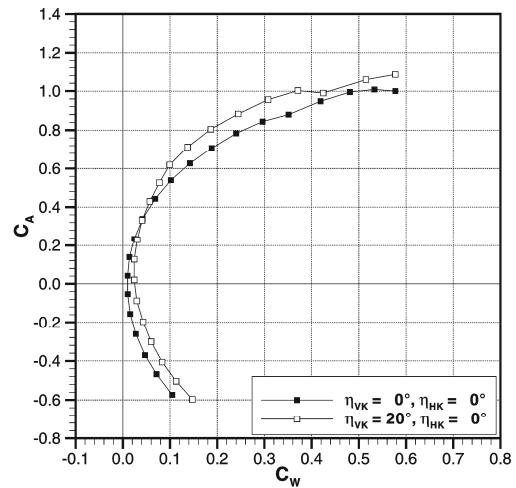


BILD 31. C_W -Verlauf für $\eta_{VK} = 0^\circ$ und $\eta_{VK} = 20^\circ$

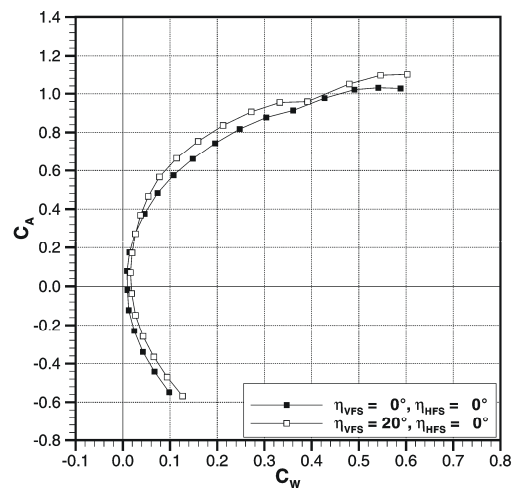


BILD 32. C_W -Verlauf für $\eta_{VFS} = 0^\circ$ und $\eta_{VFS} = 20^\circ$

3.2.3. Ausschlag von Vorder- und Hinterkante

Das bisher Gesagte in Bezug auf die Auswirkung eines Vorderkantenklappenausschlags gilt auch in Kombination mit einem Hinterkantenklappenausschlag. In BILD 33 ist C_A über α für konventionelle und formvariable Hinterkantenklappenausschläge $\eta_H = 5^\circ$ und $\eta_H = 20^\circ$, in Kombination mit einem Vorderkantenklappenwinkel von $\eta_V = 20^\circ$ aufgetragen. Zur Verschiebung der Auftriebskurve durch einen Hinterkantenklappenausschlag kommt nun auch der Effekt einer ausgeschlagenen Vorderkantenklappe hinzu, was in einer Steigerung von C_{Amax} und α_{max} resultiert. C_{A0} ist hier für den Flügel mit ausgeschlagener Vorderkantenklappe stets kleiner im Vergleich zum nichtausgeschlagenen Fall. Dies gilt sowohl für konventionelle als auch für formvariable Klappenausschläge. Ein weiterer Effekt der

ausgeschlagenen konventionellen Vorderkantenklappe ist in Kombination mit einem Hinterkantenwinkel von $\eta_{HK} = 20^\circ$ zu sehen. Während die Konfiguration für $\eta_{HK} = 0^\circ$ einen Einbruch im Auftriebsbeiwert im Bereich $\alpha = -6^\circ$ bis $\alpha = 2^\circ$ aufweist (BILD 24), bewirkt der Ausschlag der Vorderkantenklappe einen relativ konstanten Auftriebszuwachs bis zu einem Anstellwinkel von $\alpha = 16^\circ$. Generell lässt sich sagen, dass eine Kombination aus formvariablen Vorder- und Hinterkantenklappen ein höheres C_{Amax} bewirkt als entsprechende konventionelle Klappen. Der Verlauf von C_A über C_W ist BILD 34 zu entnehmen. Eine Widerstandsreduktion für feste C_A -Werte findet für größere Klappenwinkel statt (im Vergleich zur konventionellen Referenzkonfiguration).

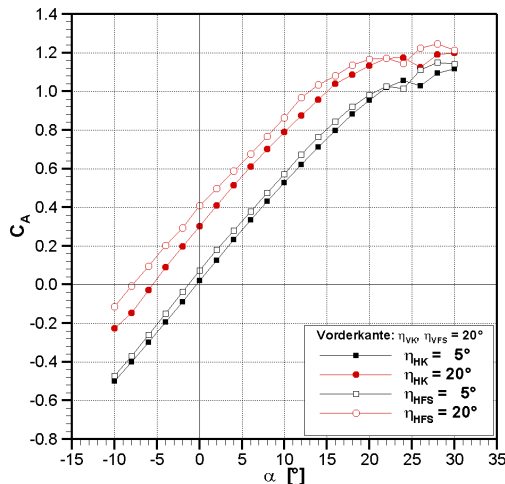


BILD 33. C_A -Verlauf für $\eta_V = 20^\circ$ und η_{HFS} , $\eta_{HK} = 20^\circ$

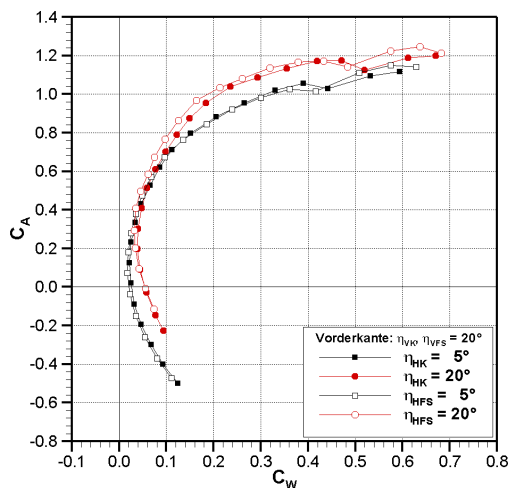


BILD 34. C_W -Verlauf für $\eta_{VK} = 0^\circ$ und $\eta_{VK} = 20^\circ$

4. ZUSAMMENFASSUNG

Für eine generische Deltaflügel-Rumpf-Kombination wurden experimentelle Untersuchungen für formvariable Vorder- und Hinterkanten durchgeführt. Dabei wurde das Strömungsfeld über Stereo-PIV und Hitzdrahtanemometrie sowie globale Analysen in Form von Kraftmessungen realisiert. Als Referenzkonfigurationen wurden

auch die konventionellen Klappenelemente eingehenden Untersuchungen unterzogen.

Kraftmessungen wurden mit einer internen 6-Komponenten Waage realisiert. Dabei wurden Polaren in einem Anstellwinkelbereich von $\alpha = -10^\circ$ bis $\alpha = 30^\circ$, für verschiedene Klappenkonfigurationen aufgenommen. Der Auftriebs-, Widerstands- und der Nickmomentenbeiwert wurden ausgewertet und zwischen konventioneller und formvariabler Konfiguration verglichen. Folgende Eigenschaften der formvariablen Klappenelemente im Vergleich zu den konventionellen Klappen wurden durch die Experimente aufgezeigt:

- Erhöhung von C_A im gesamten Anstellwinkelbereich (C_{Amax} steigt)
- Reduktion von C_W im höheren C_A -Bereich
- Reduktion von C_{M0} (Nullmomentenbeiwert wird kopflastiger)
- Erhöhung der Klappenwirksamkeit (Betrag von $C_{A\eta}$ bzw. $C_{M\eta}$ steigt)
- hier: geringere Effektivität der formvariablen Vorderkantenklappen im Vergleich zu ihrem konventionellen Gegenstück

Die Messungen mittels Stereo-PIV wurden für den klaren Flügel durchgeführt. Es wurde generell das Strömungsfeld in sechs quer zur Anströmung liegenden Ebenen für die Anstellwinkel $\alpha = 6^\circ$, 16° und 26° bestimmt. Hier wurden alle drei Komponenten des Geschwindigkeitsvektors ermittelt. Dabei wurde die Entwicklung des Wirbelaufplatzens mit steigendem Anstellwinkel erfasst. Mit dem Verfahren der Hitzdrahtanemometrie wurden Messdaten in zwei spannweitig versetzten Flügelschnitten für drei Klappenkonfigurationen aufgenommen. Dabei wurde die axiale und vertikale Geschwindigkeitskomponenten für die Anstellwinkel $\alpha = 6^\circ$, 16° und 26° erfasst. Es konnte nachgewiesen, dass die Verwendung formvariabler Klappenelemente den Strömungsverlauf verbessert, indem Gebiete stark beschleunigter oder verzögerter Strömung in ihrer Intensität abgebildert werden.

5. DANKSAGUNG

Diese Arbeit entstand im Rahmen meiner Diplomarbeit am Lehrstuhl für Aerodynamik der TUM. Besonderer Dank gilt Herrn PD Dr.-Ing. habil. C. Breitsamter, für die Ermöglichung dieser Arbeit sowie für die fortwährende Unterstützung.

6. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Stanewsky E. *Aerodynamic Benefits of Adaptive Wing Technology*. Aerospace Science and Technology, Vol. 4, No. 5, 2000, pp. 439-452.
- [2] M. Recksiek, M. Hofmann, T. Lembcke, B. Schievelbusch, N. Schmitt. *Entwurf eines Hochauftriebssystems zur Ansteuerung multifunktionaler Stellflächen*. Proceedings of the German Aerospace Congress, Stuttgart, DGLR-2002-098, 2002.
- [3] G. Dargel, H. Hansen, J. Wild, T. Streit, H. Rosemann, K. Richter. *Aerodynamische Flügelauslegung mit multifunktionalen Steuerflächen*. Proceedings of the German Aerospace Congress, Stuttgart, DGLR-2002-098, 2002.
- [4] S. B. Smith, D. W. Nelson. *Determination of the Aerodynamic Characteristics of the Mission Adaptive*

- Wing. AIAA Journal of Aircraft, Vol. 27, No. 11, 1990, pp. 950-958.
- [5] S. Goecke Powers, L. D. Webb, E. L. Friend, W. A. Lokos. *Flight Test Results from a Supercritical Mission Adaptive Wing With Smooth Variable Camber*. NASA-TM-4415, 1992.
- [6] S. V. Thornton. *Reduction of Structural Loads Using Maneuver Load Control on the Advanced Fighter Technology Integration (AFTI)/F-111 Mission Adaptive Wing*. NASA-TM-4526, 1993.
- [7] C. Breitsamter. *Aerodynamic Efficiency of High Maneuverable Aircraft Applying Adaptive Wing Trailing-Edge Section*. ICAS Proceedings, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS-2004-4.3.2, Yokohama, 2004, pp. 432.1-432.11.
- [8] H. Schlichting, E. Truckenbrodt. *Aerodynamik des Flugzeuges*. Erster Band, 2. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1967.
- [9] H. Schlichting, E. Truckenbrodt. *Aerodynamik des Flugzeuges*. Zweiter Band, 3. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 2001.
- [10] D. Moorhouse, B. Sanders, M. von Spakovsky, J. Butt. *Benefits and Design Challenges of Adaptive Structures for Morphing Aircraft*. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD 2005, Munich, 2005.
- [11] D. Fleischer. *Aerodynamische Analysen einer Konfiguration mit formvariablem Tragflügel kleiner Streckung*. Diplomarbeit, Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München, 2007.