

AKTIVE ABLÖSEKONTROLLE AUF DER HINTERKANTENKLAPPE EINER HOCHAUFTRIEBSKONFIGURATION

Marc Gual Skopek

Technische Universität Berlin

Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (ISTA)
Müller-Breslau-Str. 8

10623 Berlin

Deutschland

ZUSAMMENFASSUNG

Die Hochauftriebssysteme moderner Passagierflugzeuge bestehen aus einem Vorflügel und einer oder mehrerer Hinterkantenklappen. Ihre Aufgabe ist es, während der Start- und Landephäsen die nötige Auftriebssteigerung zu erzielen. Da diese Systeme außerordentlich komplex, schwer und teuer sind, ist es das Ziel der Forschungstätigkeiten, diese zu vereinfachen und gleichzeitig eine Effektivitätssteigerung zu erreichen.

Durch aktive Strömungskontrolle kann die Ablösung auf der Hinterkantenklappe verzögert werden. Numerische und experimentelle Untersuchungen haben gezeigt, dass dadurch die Effektivität von Hochauftriebskonfigurationen signifikant verbessert werden kann [1, 2, 3].

Es wird eine generische dreiteilige Hochauftriebskonfiguration numerisch untersucht. Dabei werden zwei verschiedene Fälle betrachtet und miteinander verglichen: der unangeregte und der angeregte. Die Anregung erfolgt durch gepulstes Ausblasen aus einem Schlitz auf der Hinterkantenklappe. Da eine Erhöhung des Auftriebes bei der Anregung zu erkennen ist, sollte dieser Auftrieb maximiert werden. Dadurch wurde eine Fallstudie vollzogen, in der der Impuls und die Frequenz variiert wurden.

1 GRUNDLAGEN

Die Auftriebskraft eines Profils ist wie folgt definiert:

$$(1) \quad A = \frac{1}{2} \rho_{\infty} u_{\infty}^2 l c_a$$

mit der Auftriebskraft A , der Dichte ρ_{∞} , der Anströmgeschwindigkeit u_{∞} , der Profillänge l und dem Auftriebsbeiwert c_a .

Für ein statisches Gleichgewicht reicht es aus, dass die Auftriebskraft der Gewichtskraft entspricht.. Die Tragflügel der zivilen Verkehrsflugzeuge sind für eine Reisefluggeschwindigkeit von ca. 840 km/h optimiert. Dadurch müssen bei einem Absenken der Fluggeschwindigkeit bei konstanter Dichte ρ_{∞} , die Profillänge l , bzw. der Auftriebsbeiwert c_a erhöht werden.

Die Profillänge wird durch Ausfahren des Vorflü-

gels und der Hinterkantenklappe erhöht. Der Auftriebsbeiwert ist eine geometrie- und anströmbedingte Konstante die von mehreren Faktoren abhängig ist: Profilwölbung, Reynoldszahl, Anstellwinkel, etc.

Die Profilwölbung wird erhöht indem der Vorflügel mit einem negativen und die Hinterkantenklappe mit einem positiven Anstellwinkel beaufschlagt wird.

Die Reynoldszahl ist wie folgt definiert:

$$(2) \quad Re = \frac{\rho_{\infty} u_{\infty} l}{\mu}$$

Um diese zu erhöhen werden die Klappen nicht bündig ausgefahren, sondern es entsteht ein Spalt zwischen den Komponenten. Dadurch wird die energiereiche Luft der Unterseite mit der energiearmen Luft auf der Oberseite vermischt. Zusätz-

lich bewirkt die Kanalwirkung des Spaltes eine Erhöhung der Geschwindigkeit u , was eine Erhöhung der Reynoldszahl mit sich führt.

Der Anstellwinkel α kann nur bis zu einem bestimmten Winkel α_{max} erhöht werden. Danach fängt die Strömung druckbedingt an an der Hinterkante abzulösen, was zu einem Einbruch des Auftriebs führt. Somit kann kein sicherer Flugbetrieb gewährleistet werden.

Diese Ablösung wird mit Hilfe der aktiven Strömungskontrolle verzögert, bzw. verhindert. Hierfür werden zwei dimensionslose Größen definiert: die Strouhalzahl und der Impulsbeiwert.

Die Strouhalzahl ist wie folgt definiert:

$$(3) \quad F^+ = \frac{f \cdot l}{u_\infty}$$

Mit f als charakteristische Wirbelfrequenz und l als charakteristische Länge. Hiermit sei die Frequenz auf die Anströmgeschwindigkeit bezogen. Der Impulsbeiwert ist wie folgt definiert:

$$(4) \quad c_\mu = 2 \cdot \frac{H}{c} \left(\frac{u_a(x,t)}{u_\infty} \right)^2$$

Der dimensionslose Impulsbeiwert bezieht die Schlitzbreite H auf die Klappenlänge c und die Anreggeschwindigkeit u_a auf die Anströmgeschwindigkeit u_∞ . Mit x als Position am Schlitz und t als Zeitpunkt.

2 GEOMETRIE

In dieser Arbeit wird eine generische dreiteilige Hochauftriebskonfiguration eines Verkehrsflugzeugs numerisch untersucht. Diese ist in Abbildung (1) zu sehen. Die Konfiguration besteht aus Vorflügel, Hauptflügel und Hinterkantenklappe. Die Anstellwinkel des Vorflügel $\delta_s = 26.5^\circ$ und der Hinterkantenklappe $\delta_f = 37^\circ$ sind *off-design* Winkel, d.h. die wurden so nicht ausgelegt. Dadurch löst bei Anstellwinkel der gesamten Konfiguration $\alpha = 6^\circ$ die Strömung an einer bestimmten Stelle der Hinterkantenklappe druckbedingt ablösen. Somit lässt sich die Effektivität der aktiven Strömungskontrolle gut verifizieren.

Bei den Hochauftriebskonfigurationen handelt es

sich um passive Strömungsbeeinflussung. Diese sind sehr schwer und konstruktiv sehr kompliziert. Um Gewicht zu sparen, aber trotzdem den nötigen Auftrieb zu erzeugen wird die Strömung aktiv beeinflusst. Die aktive Strömungsbeeinflussung wurde von L. Prandtl 1904 entdeckt, als er seine Vorstellung der Grenzschicht bewiesen wollten [4]. Hierbei wird kinetische Energie künstlich in die Strömung eingeführt, wodurch die Strömung länger an dem Profil anliegen kann. Dies wird in den meisten Fällen mit Druckluft aus dem Triebwerk oder aus Druckluftbehältern erreicht.

Da die Ablöseposition fest ist, wird genau an dieser Stelle der Anregeschlitz in die Geometrie eingebaut.

3 NUMERISCHE METHODEN

Für die numerische Berechnung muss das Rechengebiet zunächst diskretisiert werden. Dafür wird der Bereich um den Tragflügel in endlich viele Punkte geteilt. Die Gesamtheit der Punkte nennt sich Rechengitter. Das Gebiet darf nicht in zu viele Punkte geteilt werden, aber es darf auch nicht zu wenige Punkte beinhalten. Erstes würde die Rechenzeit unnötig hoch machen und zweiteres beinträchtigt die Physikalität und die Stabilität der Rechnung. Das Gitter wurde mit IcemCFD® erzeugt und besitzt ca. 350.000 Zellen.

Bei der Vergitterung ist darauf zu achten dass die Zellen nicht verzerrt sind und dass die Gitterlinien orthogonal auf die Randbedingungen treffen. Die Grenzschicht muss fein genug aufgelöst werden, wobei darauf geachtet werden muss, dass sich der erste Gitterpunkt in der viskosen Unterschicht befindet. Dort kann nämlich die Annahme getroffen werden, dass die Geschwindigkeit linear mit dem Wandabstand wächst. Es gilt $y^+ = u^+$. Das ist für das Turbulenzmodell wichtig. Hier wird das von Menter vorgestellte SST-Modell benutzt [5]. Dieses wurde ausgewählt, da es die Ablösung gut vorraussagen kann und es außerdem ziemlich stabil ist.

Für die Berechnung wurde der von Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelte

Strömungslöser TAU verwendet. Hierbei handelt es sich um einen dichtebehafteten Löser, d.h. die Kopplung zwischen Druck und Geschwindigkeit entsteht durch die ideale Gasgleichung. Es wird auf Basis der Finiten Volumen Methode für den dreidimensionalen Fall diskretisiert. Bei den Berechnungen für diese Arbeit werden die Seitenwände mit einer Symmetrierandbedingung beaufschlagt. Somit kann das Gebiet als zweidimensional angesehen werden. Das Gitter wird dem Löser unstrukturiert zur Verfügung gestellt.

Die Gleichungen werden zentral im Ort und implizit in der Zeit diskretisiert. Somit ist die Rechnung unbedingt stabil. Da Ablösung ein sehr instationärer Vorgang ist, muss eine Zeitschrittweite Δt berechnet werden. Diese soll die höchste auftretende Frequenz 30 Mal auflösen. Dies ist ein guter Kompromiss zwischen Rechenzeitoptimierung und Stabilität. Damit kommt man auf eine Zeitschrittweite von $\Delta t = 1e^{-03}s$. Dieser Zeitschritt wird mit 1500 inneren Iterationen aufgelöst.

Die Rechnung findet auf 8 CPUs statt, dabei kommt man auf ca. 40.000 Rechenpunkte pro CPU, was bei einer CPU mit 8GB Arbeitsspeicher ein guter Anhaltswert ist.

Die Anströmrandbedingungen sind folgende:

Anströmgeschwindigkeit: 13.5 m/s

Dichte: 1.2 kg/m^3

Temperatur: 293.15 K

Isentropenexponent: 1.4

4 AUSWERTUNG

In Abbildung (2) ist die Umströmung der Hinterkantenklappe zu erkennen. Links ist die unangeregte Strömung zu sehen. Die Ablöseposition ist gut zu erkennen. Um diese stromab zu verlagern, wird die Strömung angeregt. Die Verlagerung der Ablösung ist in der rechten Abbildung zu sehen. Diese Verlagerung erhöht den Auftrieb maßgeblich, wie in Abbildung (3) zu sehen ist. Es ist der Auftriebsbeiwert c_a über die dimensionslose Zeit $\tau = \frac{u_\infty t}{l}$ aufgetragen.

Der Auftriebsanstieg ist auch von dem eingeführten Impuls abhängig. In grün ist der Verlauf bei einem Impulsbeiwert $c_\mu = 0.15\%$, wobei in rot der

Verlauf bei einem Impulsbeiwert von $c_\mu = 0.3\%$ zu erkennen ist. Somit bewirkt eine Erhöhung des eingebrachten Impulses eine Erhöhung des Auftriebsbeiwertes.

Der Impuls wird mit einem Winkel zur Wandnormalen von 60° in die Strömung eingebracht. Dadurch erhöht sich die Zirkulation um die Hinterkantenklappe und somit den Auftrieb des Hauptflügels. Dies ist im Verlauf des Druckbeiwertes in Abbildung (4) zu erkennen. In Abbildung (5) ist ein Contourplot der angeregten Strömung zu sehen. Es ist der über die Zeit gemittelte Geschwindigkeitsbetrag aufgetragen. Oben handelt es sich um Detailansichten des Schlitzes und der Hinterkantenklappe und unten ist das gesamte Strömungsfeld zu erkennen. Am Schlitz ist der austretende Massenstrom mit der Ausbildung des Geschwindigkeitsprofils und dem Winkel zur Wandnormalen gezeigt. In der unteren Abbildung, in der das gesamte Strömungsfeld zu sehen ist, kann man die Staupunkte und die Druckminima der jeweiligen Komponenten erkennen. Über dem Hauptflügel befindet sich größtenteils das Druckminimum der gesamten Konfiguration.

5 AUSBLICK

Es wurde im Rahmen dieser Arbeit gezeigt, dass die aktive Strömungskontrolle eine Steigerung der Auftriebes mit sich führt. Als weiterführung sollte noch auf die Kosten-Nutzen-Frage der Strömungsbeeinflussung eingegangen werden. Da kinetische Energie in die Strömung eingebracht wird, muss berechnet werden, ob der Aufwand die Erhöhung des Auftriebes rechtfertigt. Diese Luft, die als Druckluft bereit gestellt werden muss, kann entweder dem Triebwerk abgezapft werden oder aus Druckluftbehältern entnommen werden. Aufgrund des gepulsten Ausblasens, sollte die Variante mit dem Druckluftbehälter die sinnvollste sein, da ein Abzapfen der verdichteten Triebwerksluft den Wirkungsgrad der Maschine deutlich reduziert. Die Regelung um ein gepulstes Signal aus Druckluftbehältern zu erzeugen, ist konstruktiv möglich (siehe www.aero.tu-berlin.de) und der nötige Massenstrom für einen sicheren Flugbetrieb ist durch das Pulsen auch ge-

geben. Dabei ist darauf zu achten, ob die mitgeführte Druckluft eine Einsparung des Gewichtes der Hochauftriebskonfigurationen ermöglicht. Es muss auch die Redundanz und dazu die Funktio-

nalität der Regelung getestet und berechnet werden, damit ein sicherer Flugbetrieb ohne komplexe mechanische Systeme möglich ist.

A ABBILDUNGEN

A.1 Geometrie

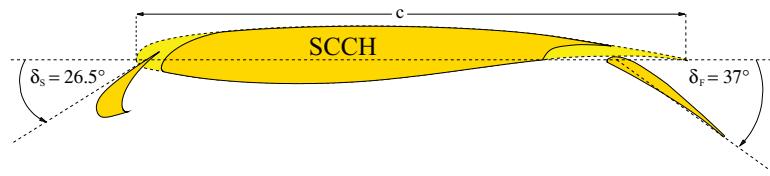


Abbildung 1: SCCH-Geometrie

A.2 Auswertung

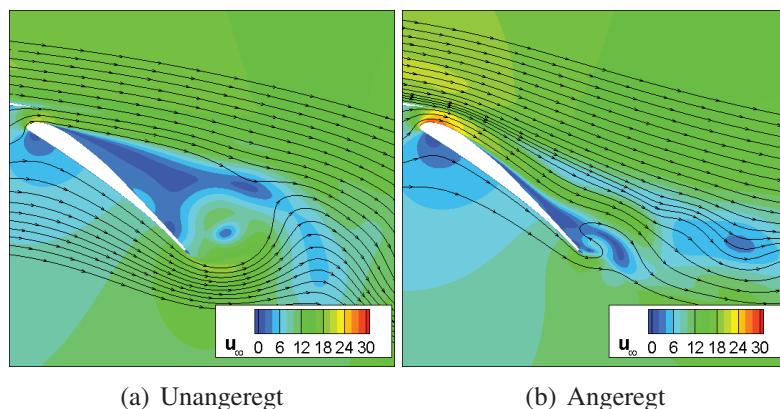


Abbildung 2: Vergleich der Ablöseposition

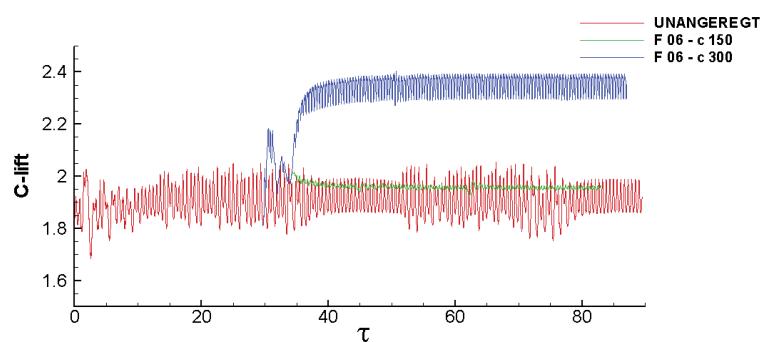


Abbildung 3: c_a -Verlauf über die Zeit

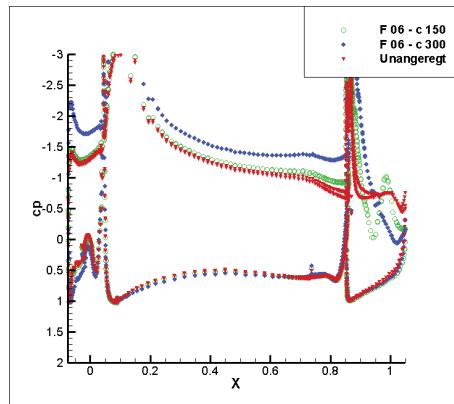
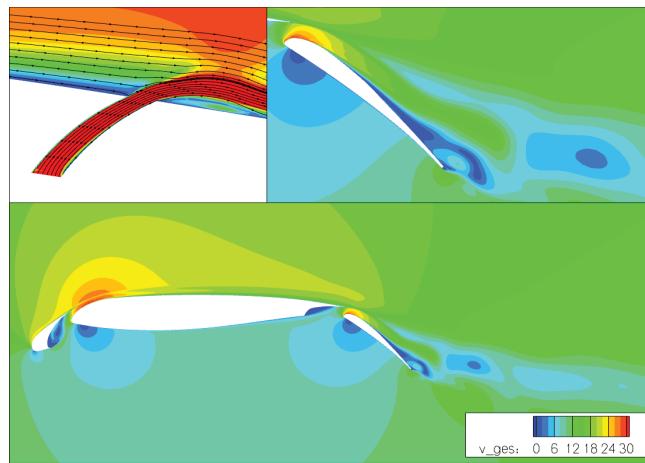
Abbildung 4: c_p -Verlauf

Abbildung 5: Contourplot der Angeregten Strömung

LITERATUR:

- [1] B. GÜNTHER, F. THIELE, R. PETZ, W. NITSCHE, J. SAHNER, T. WEINKAUF, H.-C. HEGE: Control of Separation on the Flap of a Three-Element High-Lift Configuration. *AIAA-Paper 2007-265*, 2007
- [2] M. SCHATZ, B. GÜNTHER, F. THIELE: Computational Investigation of Separation Control for High-Lift Airfoil Flows. In R. King, editor, *Active Flow Control*, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, vol. 95, Springer, 2007
- [3] T. HÖLL, B. GÜNTHER, E. WASSEN, F. THIELE: Numerical Investigation of Segmented Actuation Slots for Active Separation Control of a High-Lift Configuration. *AIAA-Paper 2009-887*, 2009
- [4] H. SCHLICHTING, K. GERSTEN: Grenzschicht-Theorie. *Springer-Verlag Berlin Heidelberg (2006)*
- [5] F.R. MENTER: Two-Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*, Vol. 32 No. 8 (1598-1605), (1994)