

UNTERSUCHUNGEN ZUR AKTIVEN DÄMPFUNG VON TOLLMIEN-SCHLICHTING INSTABILITÄTEN IN DER GRENZSCHICHT EINES MESSHANDSCHUHS FÜR EIN SEGELFLUGZEUG

T. Grund, I. Peltzer
Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

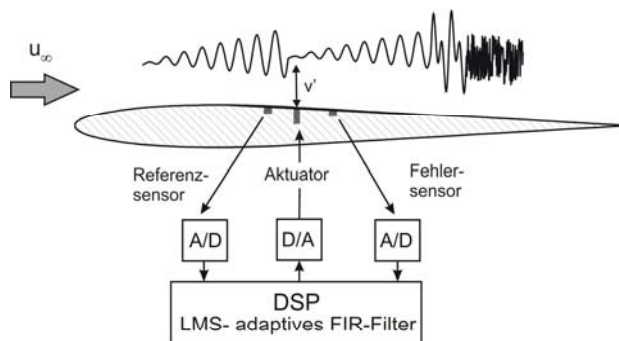
Ziel der vorliegenden Arbeit ist die aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten im Flugversuch. Die Flugversuche wurden mit einem Segelflugzeug vom Typ Grob G103 Twin II bei einer Reynoldszahl von $1.8 \cdot 10^6$ bis $2.0 \cdot 10^6$ durchgeführt. Für den Einbau der erforderlichen Sensorik und Aktuatorik stand ein Messhandschuh zur Verfügung, der auf die Tragfläche des Flugzeuges geschoben wurde. Zur Erfassung der natürlichen TS-Instabilitäten kamen Oberflächenhitzdrähte zum Einsatz. Um aktive Gegenstörungen in die Grenzschicht einzukoppeln, wurde ein Membranaktuator eingesetzt. Ein weiterer Schwerpunkt der Arbeit lag in der Integration eines digitalen Signalprozessors in das Gesamtmesssystem. Die auf dem Prozessor implementierten Regelalgorithmen zur aktiven Dämpfung wurden im Zuge von Voruntersuchungen am Grenzschichtkanal des ILR für den Flugversuch angepasst und optimiert. Bei ersten Flugmessungen konnte das Gesamtmesssystem erfolgreich getestet sowie die Dämpfung von natürlichen Tollmien-Schlichting Instabilitäten erzielt werden.

Nomenklatur

f	Frequenz
Re	Reynoldszahl
t	Zeit
u_∞	Anströmgeschwindigkeit
U	Spannung
x/c	normierte Flügeltiefe
z	Spannweitenkoordinate
AWC	Active Wave Control
DSP	Digitaler Signal Prozessor
FIR	Finite Impulse Response
FIR1	Regelstrecke
FIR2	Fehlerstrecke
FS	Fehlersensor
LMS	Least Mean Square
RMS	Root Mean Square
RS	Referenzsensor
TS	Tollmien-Schlichting

Verzögerung des laminar-turbulenten Umschlages an den Tragflügeln erreicht werden. Bei den Methoden zur Verlängerung der laminaren Lauflänge wird zwischen passiven und aktiven Verfahren unterschieden. Eine passive Methode ist die Formgebung von Laminarprofilen, welche bei modernen Segelflugzeugen angewandt wird.

In der vorliegenden Arbeit wurde eine aktive Methode eingesetzt. Diese zielt auf die direkte Dämpfung der Grenzschichtinstabilitäten ab. Bei diesen Verfahren werden kontrollierte Gegenstörungen in die Grenzschicht eingekoppelt, so dass die natürlichen Störungen gedämpft werden [3].



1. EINLEITUNG

Ein wesentliches Ziel in der Flugzeugaerodynamik besteht in der Verringerung des Reibungswiderstandes. Eine solche Reduktion kann z.B. durch die

BILD 1. Prinzip der aktiven Dämpfung nach [1]

Die Methode der Active Wave Control (AWC) wurde bereits in Windkanalversuchen erfolgreich angewandt [1,3,4]. Dabei wurden die für die Transition eines ungepfeilten Profils verantwortlichen Tollmien-Schlichting Instabilitäten im frühen linearen Entwicklungsstadium durch die Superposition mit einer Gegenwelle um bis zu 96 Prozent gedämpft.

Um eine effektive Dämpfung gewährleisten zu können, wird die Gegenwelle mittels einer leistungsfähigen Regelung kontinuierlich angepasst. Dies kann mit einem adaptiven Regelalgorithmus realisiert werden. Aufgabe des Regelalgorithmus ist es, das Aktuatorssignal so anzupassen, dass die Störungen des Fehlersignals minimiert werden. Als Eingangssignal für die Regelung dient ein stromauf des Aktuator positionierter Referenzsensor. Dieser Regelalgorithmus wird als „feedforward control“ bezeichnet und findet sowohl in der aktiven Schalldämpfung [2] als auch in der aktiven Schwingungstechnik seit längerem seine Anwendung.

2. VERSUCHSAUFBAU

2.1. Versuchsträger

Die Durchführung der Flugversuche erfolgte mit einem zweisitzigen Segelflugzeug des Typs Grob G103 Twin II. Ein für diese Flugversuche entworfener Versuchshandschuh wurde auf den Flügel geschoben, Bild 2.



BILD 2. Segelflugzeug mit aufgeschobenem Versuchshandschuh

Der Handschuh umschließt das Tragflügelprofil vollständig und kann mit einer Breite von 1.2m zwischen den Steuerklappen fixiert werden. Der Handschuh ist mit einem austauschbaren Messeinsatz versehen, welcher mit unterschiedlicher Sensorik und Aktuatorik ausgestattet werden kann. Der Messeinsatz hat eine Breite von 600mm und eine Tiefe von ca. 950mm. Er sitzt mittig im Handschuhprofil und umspannt die Flügel Nase, um keine Störungen im Nasenbereich zu erzeugen.

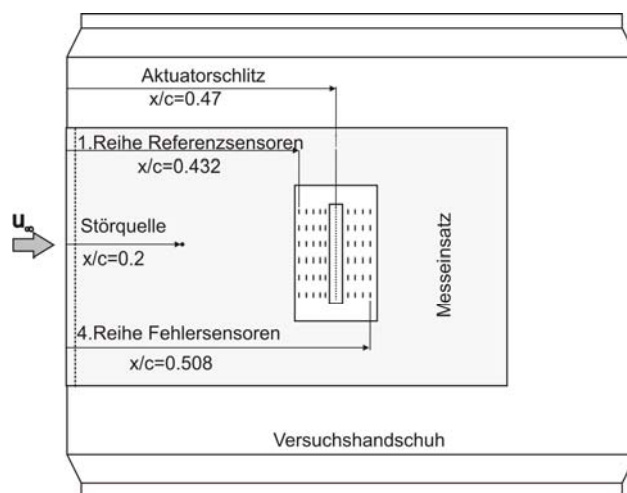


BILD 3. Versuchshandschuh mit Messeinsatz

Das für die Messungen erforderliche Sensorarray, bestehend aus einer Leiterplatte, wurde oberflächenbündig in die Profilkontur des Messeinsatzes integriert. Die Aktuatorposition wurde mithilfe der Untersuchungen zur Bestimmung der Transitionslagen am Versuchshandschuh für unterschiedliche Fluggeschwindigkeiten festgelegt [6]. Das Bild 4 zeigt den Anfachungsverlauf der Störungen über den Versuchshandschuh. Es ist zu erkennen, dass im Bereich von $x/c=0.45 - 0.50$ ein linearer Anstieg der Störungen für ein relativ großes Geschwindigkeitsfenster vorliegt. Aus diesem Grund wurde die Aktuatorposition bei $x/c=0.47$ festgelegt.

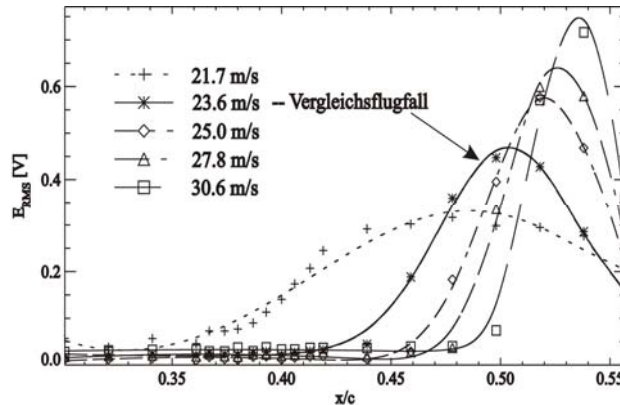


BILD 4. RMS-Werte für verschiedene Fluggeschwindigkeiten über den Versuchshandschuh [6]

Neben der Sensorik und Aktuatorik kam eine Störquelle bei $x/c=0.2$ zum Einsatz, welche zur Anpassung des Regelalgorithmus eingesetzt wurde.

2.2. Sensorik

Für die aktive Dämpfung der Tollmien-Schlichting Instabilitäten müssen sehr kleine Geschwindigkeitsschwankungen in der Grenzschicht gemessen werden, da eine wirkungsvolle Beeinflussung der Strömung nur in einem frühen linearen Anfachungsstadium der Instabilitäten möglich ist. Aufgrund dieser

sehr geringen Größenordnungen der Schwankungsanteile werden hohe Anforderungen an das Auflösungsverhalten der Sensoren gestellt. Aus diesem Grund wurden Oberflächenheizdrähte verwendet [5].

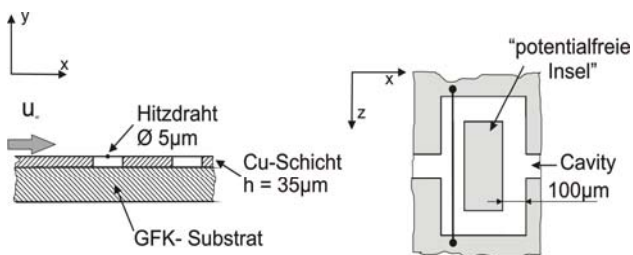


BILD 5. Prinzipskizze des Oberflächenheizdrahtes

Diese Oberflächenheizdrähte zeichnen sich durch ein hohes Signal-Rauschverhältnis aus und führen so zu einer guten Signalkohärenz zwischen Referenzsensor und Fehlersensor. Das Messverfahren des Oberflächenheizdrahtes basiert wie die Hitzdrahtanemometrie auf der konvektiven Wärmeabgabe eines dünnen, elektrisch beheizten Drahtes an seine Umgebung. Im Falle des angewandten Oberflächenheizdrahtes ist dieser auf der Oberfläche der Leiterplatte mittels eines Punktschweißverfahrens mechanisch und elektrisch befestigt, Bild 5. Der Hitzdraht besteht aus einem platinbeschichteten Wolframdraht mit einem Durchmesser von 5 µm. Die Potentialtrennung (Cavity) für den Hitzdraht wurde mit der Fotoätztechnik ausgeführt.

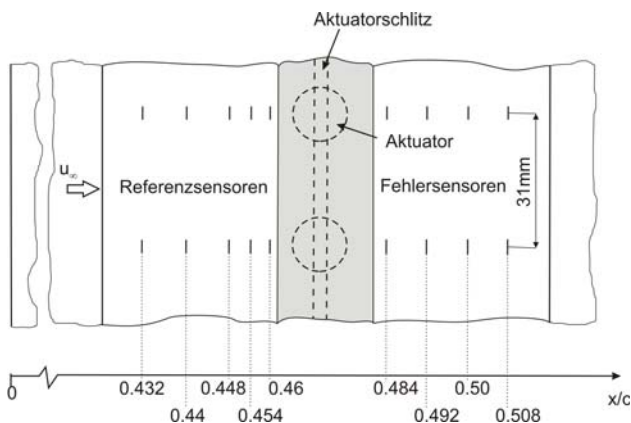


BILD 6. Anordnung der Sensoren bezogen auf die Flügeltiefe

Das für diesen Versuch benutzte Sensorarray besteht aus fünf Reihen mit sechs spannweitig angeordneten Referenzsensoren sowie vier Reihen mit sechs spannweiten Fehlersensoren, Bild 6. Die Anzahl der Sensorreihen wurde größer gewählt, um eine Variation der Sensoren für die adaptive Regelung zu erhalten. Die Referenzsensorabstände in Strömungsrichtung wurden vor dem Aktuator so klein wie möglich gewählt, um eine möglichst optimale Position hinsichtlich auftretender Rückkopplungseffekte bzw. eines minimalen Abstandes zum

Aktuator zu gewährleisten. Zwischen den ersten drei Referenzsensorreihen wurde ein Abstand von 7mm gewählt. Alle weiteren Abstände zwischen den Sensoren in Strömungsrichtung betragen 10mm. Der spannweite Abstand von 31mm ergab sich durch die Breite der Einzelaktuatoren.

2.3. Aktuatorik

Zur aktiven Beeinflussung des Grenzschichtumschlages werden wandbündige Aktuatoren eingesetzt. Sie koppeln gezielt künstliche Gegenstörungen in die transitionale Grenzschicht ein und können so die Anfachung dämpfen und dadurch die Transitionslage stromab verschieben. Im Wesentlichen haben sich zwei verschiedene Bauformen von Aktuatoren herauskristallisiert, und zwar der Schlitzaktuator und der Membranaktuator. Das Wirkungsprinzip des Schlitzaktuators besteht im wandnormalen Ausblasen bzw. Ansaugen der Luft in die Grenzschicht. Beim Membranaktuator wird eine schmale Membran in Schwingung versetzt und erzeugt so eine stehende Welle. Neben diesen beiden Aktuatorprinzipien werden in jüngster Zeit auch Versuche mit Plasmaaktuatoren durchgeführt [7].

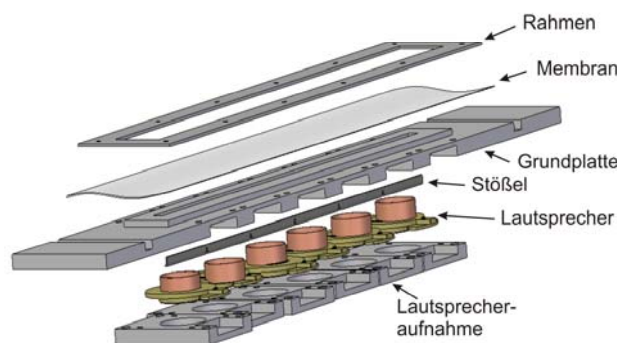


BILD 7. Explosionzeichnung des Membranaktuators

In dieser Arbeit erfolgte die Einkopplung der berechneten Gegenwelle in die Strömung mit einem Membranaktuator, da dieser aufgrund seiner beidseitigen Einspannung der Membran weniger Nebenwellenanteile erzeugt als ein Schlitzaktuator. Im Bild 7 ist der Aufbau des verwendeten Aktuators dargestellt. Als Aktuatoren dienen Lautsprecher, welche über einen schmalen GFK-Stößel mit der Membran verbunden sind. Die Schlitzbreite beträgt 4mm.

Ein wichtiger Entwurfsparameter ist die Bauhöhe des Aktuatorsystems, da diese im Flugversuch durch den Versuchshandschuh an der Einbauposition des Aktuators auf 25mm begrenzt ist. Neben den geometrischen Abmessungen lag ein Hauptaugenmerk auf die Reduzierung der schwingenden Massen und der damit verbundenen Verringerung der Ansprechzeit. Dies konnte durch eine Verkleinerung

des Abstandes zwischen Lautsprecher und Membran einerseits und einer Gewichtsreduktion der schwingenden Massen (z.B. Stößels) andererseits erreicht werden.

Die Eigenschaften des Membranaktuators wurden mit einem Laservibrometer untersucht. Neben der Resonanzfrequenz (890Hz), dem Amplitudenverlauf über den Aktuatorschlitze sowie der Interaktion der Lautsprecher miteinander erfolgte auch eine Untersuchung des Phasenganges.

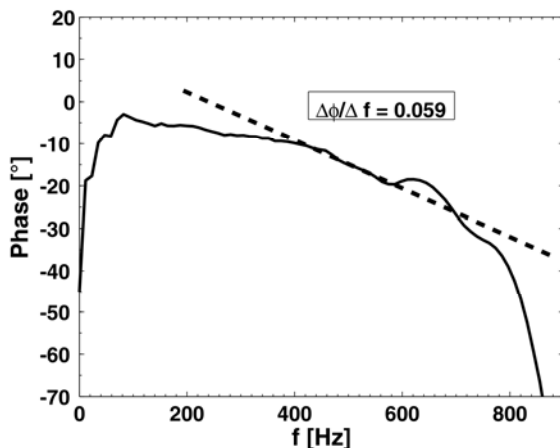


BILD 8. Gemittelter Phasengang des Aktuators

Der spektrale Phasenverlauf gibt Aufschluss über die Ansprechzeit des Aktuators auf ein Eingangssignal. In Bild 7 ist der Phasengang dargestellt. Es ist zu erkennen, dass im Frequenzbereich von 400Hz bis 750Hz ein etwa linearer Verlauf vorliegt. Aus dem Anstieg kann auf die Ansprechzeit des Aktuators geschlossen werden, siehe Gleichung (1). Aus dem Gradienten $\Delta \Phi / \Delta f = 0.059$ ergibt sich eine Ansprechzeit von 0.16ms. Ab einer Frequenz von 800Hz vergrößert sich der Gradient sehr stark, d.h. dass in diesem Frequenzband bis zur Resonanzfrequenz des Aktuators die Ansprechzeit ansteigt. Der Aktuator reagiert träger.

$$(1) \quad t = \frac{\Delta \Phi}{\Delta f} \cdot \frac{1}{360^\circ}$$

2.4. Regelung

Grundlage für die aktive Dämpfung von Tollmieschlinging Instabilitäten ist der Ansatz, eine phasenversetzte Gegenstörung mit gleicher Amplitude in die Grenzschicht einzukoppeln, um das Störsignal zu reduzieren.

Grundsätzlich wird bei diesem Ansatz der konvektive Charakter der Instabilitäten ausgenutzt. Aufgrund dieser Eigenschaft kann mit einem Aktuator eine Gegenwelle aus dem Referenzsignal $x(k)$ generiert

werden, da dieses Signal alle erforderlichen „Informationen“ der stromab laufenden Instabilitäten enthält. Aus konstruktiven Gründen sowie aus Gründen des Ansprechverhaltens des Aktuators können der Referenzsensor und der Aktuator nicht an gleicher Flügeltiefe positioniert werden. Die Strecke zwischen beiden Komponenten, die sogenannte Regelstrecke, wird mithilfe einer adaptiven Übertragungsfunktion nachmodelliert. Diese Aufgabe übernimmt ein FIR-Filter. Es ist in der Lage, die Anfängung der linearen TS-Instabilitäten sehr gut nachzubilden. Die Adaption der Filterkoeffizienten $w_i(k)$ wird mit einem LMS-Algorithmus (LMS – Least Mean Square) realisiert. Bei diesem Algorithmus handelt es sich um ein Gradientenabstiegsverfahren, bei dem die Filterkoeffizienten so lange angeglichen werden, bis die Störungen am Fehlersensor $e(k)$ minimiert sind. Die Strecke zwischen Aktuator und Fehlersensor wird Fehlerstrecke genannt. Die Nachmodellierung dieser Strecke wird wiederum mit einem FIR-Filter realisiert. Die Filterkoeffizienten der Fehlerstrecke werden in einer Vortrainingsphase, in der Regelungstechnik Systemidentifikation genannt, mithilfe des LMS-Verfahrens bestimmt.

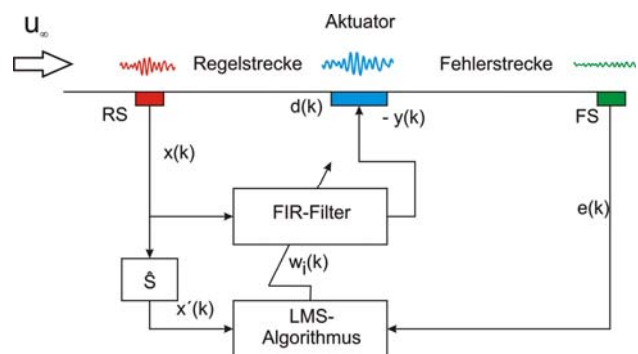


BILD 9. Prinzip des angewandten *filtered-x-LMS* Algorithmus

Das Prinzip der angewandten Regelung ist in Bild 9 dargestellt. Die Störungen werden stromab vom Referenzsensor aufgenommen und dienen als Eingangssignal des FIR-Filters. Mithilfe des Filters wird ein Aktuator signal generiert, welches phasengleich zum Referenzsignal ist. Um eine Dämpfung der Störungen zu erreichen, muss die durch den Aktuator erzeugte Störwelle einen Phasenversatz von π aufweisen. Aus diesem Grund wird das Filterausgangssignal mit dem Faktor -1 multipliziert. Dieser Vorgang der Einkopplung und der „Subtraktion“ des Aktuator signales $y(k)$ entspricht in Bild 8 der Ermittlung des Fehlersignals $e(k)=d(k)-y(k)$. Um eine erfolgreiche Adaption zu erreichen, wird das für den Adaptionsprozess erforderliche Referenzsignal mit der voridentifizierten Fehlerstrecke gefiltert, *filtered-x-LMS*-Algorithmus [8].

Für die praktische Umsetzung der Regelung kam ein digitaler Signalprozessor (DSP) DS 1103 der Firma dSpace zum Einsatz. Der Prozessor hat 16

analoge Eingänge mit einer Summenabtastrate von 1MHz und 8 analogen Ausgänge. Die analogen Aus- und Eingänge besitzen eine Auflösung von 16 bit. Die Rechenleistung dieses DSP ermöglicht eine Online-Adaption des Aktuators bei relativ hohen Abtastraten.

3. ERGEBNISSE

3.1. Windkanaluntersuchungen

Zur schrittweisen Anpassung der Regelung für den Flugversuch wurden zunächst Windkanalversuche am Grenzschichtkanal des ILR der TU Berlin durchgeführt. Die Strömungsgeschwindigkeit bei diesen Vorversuchen betrug 20.5m/s.

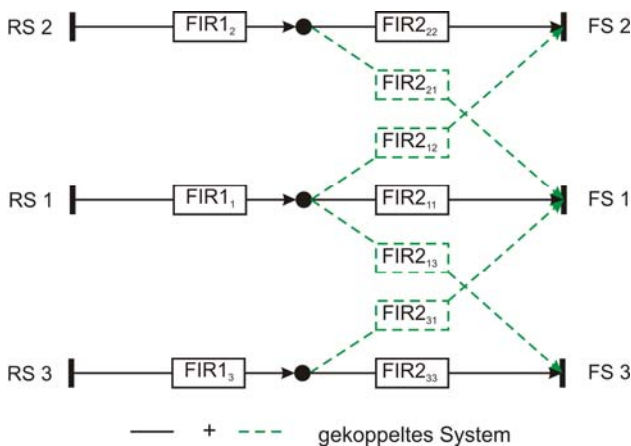


BILD 10. Modell eines ungekoppelten und gekoppelten Systems

Aufgrund der Komplexität der Regelaufgabe wurde in dieser Arbeit nicht direkt mit der Dämpfung natürlicher TS-Wellen begonnen. Der erste Entwurf des Regelalgorithmus wurde vielmehr mit einer kontrolliert eingebrachten Störung, mithilfe einer Störquelle (Bild 3), in die Flügelgrenzschicht vorgenommen. Nach der Anpassung des Regelalgorithmus für eine monofrequente Störung konnte dieser auf ein aus vier diskreten Frequenzen generiertes Störsignal angewandt werden. Aufbauend auf die Auslegung des Regelalgorithmus für kontrolliert eingebrachte Störungen konnten die komplexen Regelungen für die aktive Dämpfung der natürlichen TS-Instabilitäten entwickelt werden. Unter Anwendung des *filtered-x-LMS*-Algorithmus wurden ein ungekoppeltes sowie ein gekoppeltes System erarbeitet, Bild 10. Beim gekoppelten System wird der Einfluss der spannweitig benachbarten Aktuatoren auf die Fehlersensoren mit berücksichtigt, d.h. zusätzlich zu der Identifizierung der drei Fehlerstrecken im ungekoppelten Regelsystem müssen in diesem Fall (Bild 10) weitere vier Fehlerstrecken identifiziert werden. Dies führt zu einem erhöhten Rechenaufwand, was wiederum die Abtastfrequenz des gesamten Messsys-

tems beeinflusst. Für die Regelsysteme kam dabei die Referenzsensorreihe bei $x/c=0.46$, diese befindet sich im linearen Anfachungsbereich, Bild 4, sowie die Fehlersensorreihe bei $x/c=0.492$ zum Einsatz.

In Bild 11 sind die Leistungsspektren des mittleren Fehlersensors für die verschiedenen Regelsysteme dargestellt. Sowohl beim ungekoppelten als auch beim gekoppelten System ist eine Dämpfung der fundamentalen TS-Instabilitäten zu erkennen. Die höherharmonischen Frequenzen konnten aufgrund ihrer Modenkopplung mit den harmonischen Frequenzen fast vollständig ausgelöscht werden.

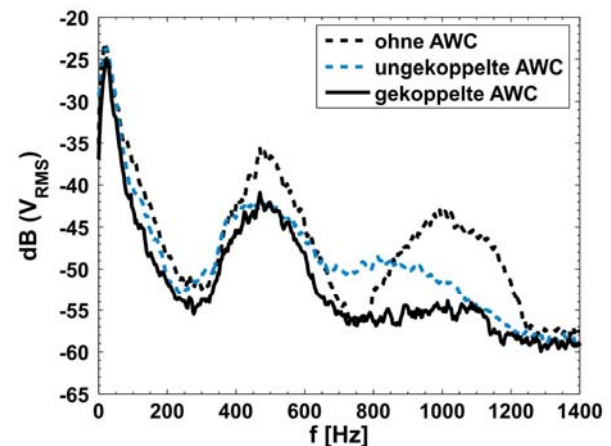


BILD 11. Leistungsspektrum des mittleren Fehlersensors $x/c=0.492$

Auffallend ist eine Anhebung des Leistungsspektrums zwischen den fundamentalen und höherharmonischen TS-Frequenzen bei dem ungekoppelten Regelsystem. Als mögliche Ursache für diese Erhöhung wurde die gegenseitige Beeinflussung der nicht gekoppelten Aktuatoren identifiziert. Dies bestätigt sich durch die Abnahme der Amplituden für den gekoppelten Regelfall zwischen den fundamentalen und höherharmonischen TS-Frequenzen.

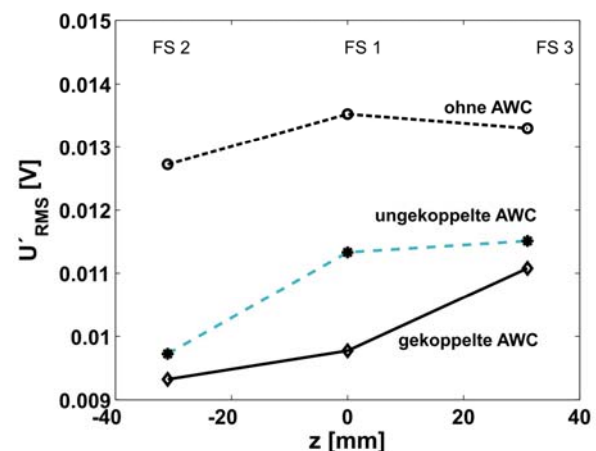


BILD 12. U'_{RMS} - Werte der spannweitigen Fehlersensoren (FS) $x/c=0.492$

In Bild 12 sind die Schwankungssignale (Spannungen) U'_{RMS} der Fehlersensoren in Spannweitenrichtung dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, dass der Gewinn der Dämpfung durch den Einsatz des gekoppelten Regelalgorithmus am mittleren Fehlersensor am größten ist, da hier der Einfluss der benachbarten Aktuatoren mit berücksichtigt wird.

3.2. Flugmessungen

Aufgrund der konstruktiv bedingten starren Festlegung der Aktuatorposition ist der Geschwindigkeitsbereich, in dem eine erfolgreiche Dämpfung von TS-Wellen im Flugversuch möglich ist, sehr gering, Bild 4. Dies ist insbesondere darauf zurückzuführen, dass die Änderung der Fluggeschwindigkeit eines Segelflugzeuges durch eine Änderung des Anstellwinkels hervorgerufen wird.

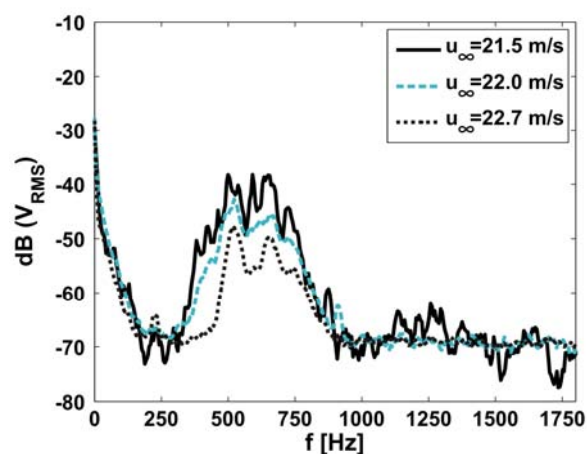


BILD 13. Leistungsspektren des Referenzsensors $x/c=0.454$ für verschiedene Fluggeschwindigkeiten

In den Bilder 13 und 14 sind die Leistungsspektren eines Referenzsensors und eines Fehlersensors für verschiedene Fluggeschwindigkeiten dargestellt.

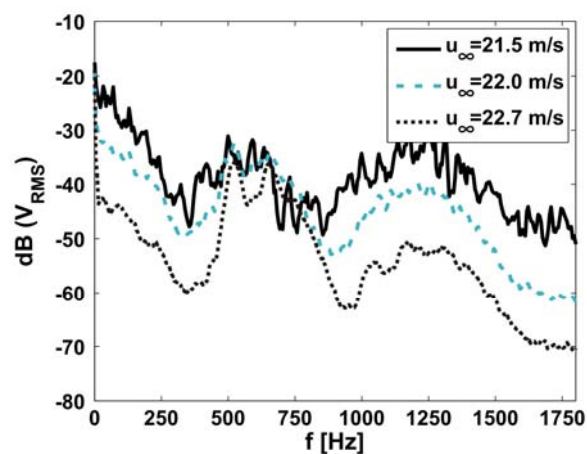


BILD 14. Leistungsspektren des Fehlersensors $x/c=0.492$ für verschiedene Fluggeschwindigkeiten

Beide Bilder zeigen eine deutliche Abhängigkeit der Anfachung von der Fluggeschwindigkeit. In Bild 13 ist für 21.5 m/s bereits am Referenzsensor eine Anregung der höherharmonischen Frequenzen sichtbar. Bei der Darstellung der Fehlersensorspektren, Bild 14, ist für eine Geschwindigkeit von 21.5m/s eine starke nichtlineare Störungsanfachung zu erkennen, welche auf einen weit fortgeschrittenen Transitionsvorgang schließen lässt. Die Verringerung der Störungsanfachung an den Messpositionen mit zunehmender Fluggeschwindigkeit ist auf die Änderung des Anstellwinkels zurückzuführen.

Bedingt durch die größere Strömungsgeschwindigkeit gegenüber den Windkanalversuchen und der daraus resultierenden größeren Konvektionsgeschwindigkeit kamen zur adaptiven Regelung die Referenzsensoren bei einer Profiltiefe von $x/c=0.454$ zum Einsatz, d.h. der Abstand zwischen Referenzsensor und Aktuator vergrößert sich von 12mm auf 19mm.

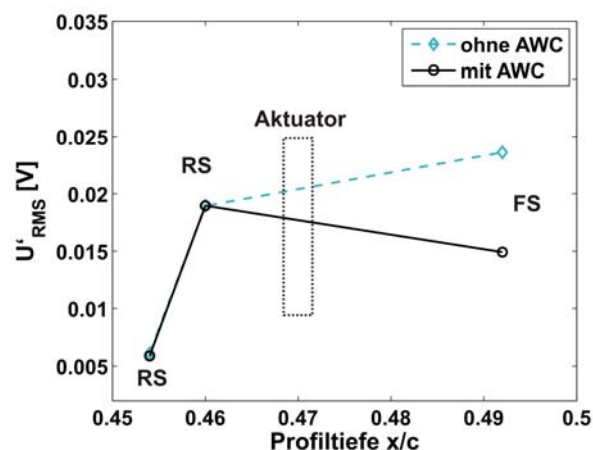


BILD 15. Anfachungsverlauf zwischen Referenzsensor und Fehlersensor für den ungedämpften und gedämpften Strömungsfall bei einer Fluggeschwindigkeit von 22.5m/s

Um einen besseren Vergleich zwischen natürlicher und gedämpfter Strömung zu erhalten, wurden zur Bestimmung gleicher Anfachungsbedingungen, neben der gemessenen Fluggeschwindigkeit, die RMS-Werte der Schwankungsanteile bei gleicher Flügeltiefe verglichen. In Bild 15 sind die U'_{RMS} -Werte für eine Fluggeschwindigkeit von 22.5m/s für die einzelnen Sensoren ohne und mit AWC dargestellt. Am Fehlersensor ist eine deutliche Abnahme der Störampplitude um ca. 45 Prozent erkennbar. Die Werte für die Referenzsensoren bei $x/c=0.454$ und $x/c=0.46$ sind für den natürlichen und gedämpften Fall gleich groß, da aufgrund der gleichen Strömungsbedingungen eine identische Anfachung für beide Messungen vorliegt.

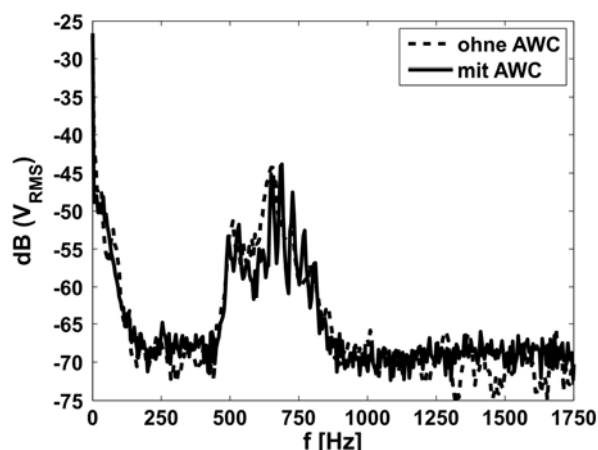


BILD 16. Leistungsspektrum des Referenzsensors $x/c=0.454$

Die Bilder 16 und 17 zeigen den Spektralverlauf mit und ohne Anregung für das mittlere Sensorpaar (RS1 - FS1, Bild 9) bei einer Fluggeschwindigkeit von 22.5m/s. In Bild 16 ist das Leistungsspektrum des Referenzsensors für den natürlichen und gedämpften Strömungsfall dargestellt. Es ist deutlich eine identische Anfachung der TS-Instabilitäten zu erkennen.

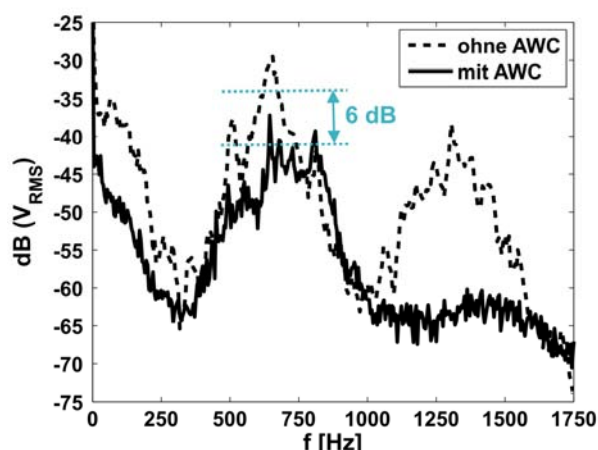


BILD 17. Leistungsspektrum des Fehlersensors $x/c=0.492$

Ein Vergleich der Spektren des Fehlersensors mit und ohne AWC zeigt eine durchschnittliche Dämpfung der fundamentalen TS-Frequenzen von 6dB, wobei die Frequenzen um 800Hz nicht gedämpft werden. Dies ist auf den größeren Gradienten $\Delta \Phi / \Delta f$ im Bereich der Resonanzfrequenz des Aktuators zurückzuführen, Bild 8. Die Dämpfung der fundamentalen TS-Frequenzen von 6dB entspricht einer Reduzierung der Störampplitude um 50 Prozent. Diese Dämpfung der Störampplitude ist in Bild 18 über den gleitenden RMS-Wert des Fehlersensors ohne AWC und mit AWC dargestellt. Die höherharmonischen Frequenzen zwischen 1100Hz und 1600Hz werden aufgrund ihrer Modenkoppelung fast vollständig ausgelöscht.

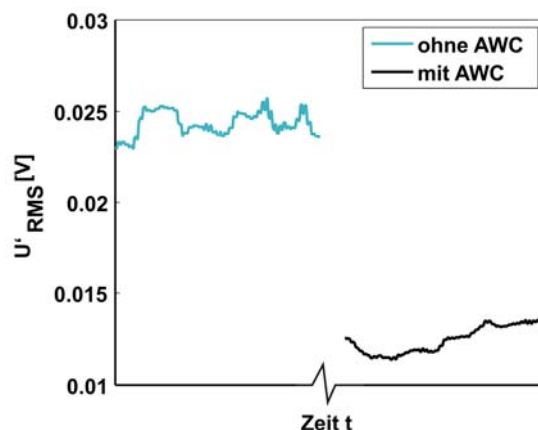


BILD 18. gleitender RMS-Wert des Fehlersensors bei einer Fluggeschwindigkeit von 22.5m/s

4. ZUSAMMENFASSUNG

In der vorliegenden Arbeit wurden erste Flugversuche zum Einsatz der aktiven Dämpfung von natürlichen TS-Instabilitäten an einem Segelflugzeug durchgeführt. Der Ansatz für die Dämpfung der Instabilitäten beruht auf der Einkopplung einer kontrollierten Gegenstörung in die Grenzschicht, um so die natürlichen Störungen zu dämpfen bzw. auszulöschen. Um diese Gegenstörungen kontrolliert einzukoppeln, wurde ein Sensor-Aktuator-System entworfen. Die Anpassung des generierten Störsignals wurde mithilfe eines adaptiven Regelalgorithmus realisiert. Dieser wurde in Windkanalversuchen für die Flugversuche voroptimiert.

Die Ergebnisse der Windkanalversuche zeigen, dass durch den Einsatz eines gekoppelten Regelalgorithmus eine höhere Dämpfung erzielt werden kann. Allerdings erhöhen sich die Komplexität und der Rechenaufwand durch die Kopplung der benachbarten Aktuatoren über die Fehlerstrecken beträchtlich. Aus diesem Grund wurde für die ersten Flugversuche das ungekoppelte Regelsystem verwendet. Die hierbei erreichte Dämpfung im Frequenzbereich der Tollmien-Schlichting Instabilitäten betrug durchschnittlich 6dB. Dies entspricht einer Reduzierung der Störampplitude von 50 Prozent. Die höherharmonischen Frequenzen konnten aufgrund ihrer Modenkopplung mit den harmonischen Frequenzen fast vollständig ausgelöscht werden.

Ein nächster Schritt zur weiteren Verbesserung der Flugmessungen wäre der Einsatz des gekoppelten Regelsystems. Nach einem erfolgreichen Abschluss dieser Messungen ist der Aufbau eines stromabkaskadierenden Sensor-Aktuator-System für Flugmessungen geplant, um die laminare Lauflänge schrittweise zu vergrößern.

Referenzen

- [1] M. Baumann, D. Sturzebecher, W. Nitsche, Active Control of TS-Instabilities on an Unswept Wing, In: Laminar- Turbulent Transition, Springer Verlag 2000, Proceedings of the IUTAM Symposium 1999, Sedona, USA, 155-160
- [2] S. J. Elliott and P. A. Nelson. Active noise control, IEEE Signal Processing Magazine 1993, 10:12–35
- [3] S. W. Thomas, The control of boundary layer transition using a wave superposition principle, Journal of Fluid Mechanics 1983, 137:233–250
- [4] D. Sturzebecher and W. Nitsche, Active cancellation of tollmien-schlichting instabilities on a wing using multi-channel sensor actuator systems, Int. Jour. of Heat and Fluid Flow 2003, 24:572–583
- [5] D. Sturzebecher, S. Anders, and W. Nitsche, The Surface Hot Wire as a Means of Measuring Mean and Fluctuating Wall Shear Stresses. Experiments in Fluids 2001, 31(3):294–301, doi: 10.1007/s003480100284.I.
- [6] I. Peltzer, Flug- und Windkanalexperimente zur räumlichen Entwicklung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten in der Flügelgrenzschicht, Mensch & Buch Verlag 2004, Dissertation an der Technischen Universität Berlin
- [7] S. Grundmann and C. Tropea, Active cancellation of artificially introduced tollmien-schlichting waves using plasma actuators, Experiments in Fluids, (Published online: 30 November 2007), 2007. DOI:10.1007/s00348-007-0436-6.
- [8] S. Haykin, Adaptive Filter Theory, Third Edition, Prentice Hall 1996