

Tobias Melz und Martin Wiedemann (Hrsg.)  
**Smarte Strukturen und Systeme**

## Weitere empfehlenswerte Titel



*Mensch-Maschine-Interaktion*

*Andreas Butz, Antonio Krüger, 2014*

ISBN 978-3-486-71621-4, e-ISBN 978-3-486-71967-3



*IT-Sicherheit, 9. Auflage*

*Claudia Eckert, 2014*

ISBN 978-3-486-77848-9, e-ISBN 978-3-486-85916-4



*Data Mining, 2. Auflage*

*Jürgen Cleve, Uwe Lämmel, 2016*

ISBN 978-3-11-045675-2, e-ISBN (PDF) 978-3-11-045677-6,

e-ISBN (EPUB) 978-3-11-045690-5



*Informatik und Gesellschaft*

*Andrea Kienle, Gabriele Kunau, 2014*

ISBN 978-3-486-73597-0, e-ISBN 978-3-486-78145-8

# Smarte Strukturen und Systeme

---

Tagungsband des 4SMARTS-Symposiums  
6.-7. April 2016, Darmstadt

Herausgegeben von  
Tobias Melz und Martin Wiedemann

**DE GRUYTER**  
OLDENBOURG

**Herausgeber**

Prof. Dr.-Ing. Tobias Melz  
Institutsleiter  
Fraunhofer-Institut für Betriebsfestigkeit und Systemzuverlässigkeit LBF  
Bartningstr. 47  
64289 Darmstadt

**Herausgeber**

Prof. Dr.-Ing. Martin Wiedemann  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)  
Direktor des Instituts für Faserverbundeleichtbau und Adaptronik  
Lilienthalplatz 7  
38108 Braunschweig

ISBN 978-3-11-046713-0

e-ISBN (PDF) 978-3-11-046924-0

e-ISBN (EPUB) 978-3-11-046734-5

Set-ISBN 978-3-11-046925-7

**Library of Congress Cataloging-in-Publication Data**

A CIP catalog record for this book has been applied for at the Library of Congress.

**Bibliographische Information der Deutschen Nationalbibliothek**

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.dnb.de> abrufbar.

© 2016 Walter de Gruyter GmbH, Berlin/Boston

Umschlagabbildung: DLR

Satz: Konvertus

Druck und Bindung: CPI books, GmbH, Leck

☺ Gedruckt auf säurefreiem Papier

Printed in Germany

[www.degruyter.com](http://www.degruyter.com)

# 4SMARTS-Beirat

**Dr.-Ing. Martin Aenis**

Mecatronic AG

**Prof. Dr.-Ing. Horst Baier**

Technische Universität München

**Prof. Dr.-Ing. Thilo Bein**

LOEWE-Zentrum AdRIA

**Prof. Dr.-Ing. Welf-Guntram Drossel**

Fraunhofer-Institut für Werkzeugmaschinen und Umformtechnik IWU

**Dr. phil. nat. Ursula Eul**

Fraunhofer-Institut für Betriebsfestigkeit und Systemzuverlässigkeit LBF

**Dr.-Ing. Hans-Jürgen Karkosch**

ContiTech Vibration Control GmbH

**Prof. Dr.-Ing. Rolf Lammering**

Helmut-Schmidt-Universität, Universität der Bundeswehr Hamburg

**Dipl.-Ing. Stefan Linke**

Invent GmbH

**Dr.-Ing. Dirk Mayer**

Fraunhofer-Institut für Betriebsfestigkeit und Systemzuverlässigkeit LBF

**Prof. Dr.-Ing. Tobias Melz**

Fraunhofer-Institut für Betriebsfestigkeit und Systemzuverlässigkeit LBF

**Prof. Dr.-Ing. Hans-Christian Möhring**

Otto-von-Guericke-Universität Magdeburg

**Prof. Dr.-Ing. Hans Peter Monner**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)

**Dipl.-Ing. Dr. Manfred Nader**

LCM Linz Center of Mechatronics GmbH

**Dipl.-Ing. Klaus Osterhage**

Adam Opel AG

**Prof. Dr.-Ing. Stephan Rinderknecht**

Technische Universität Darmstadt

**Dr. rer. nat. Andreas Schönecker**

Fraunhofer-Institut für Keramische Technologien und Systeme IKTS

**Prof. Dr.-Ing. habil. Stefan Seelecke**

Universität des Saarlandes

**Prof. Dr.-Ing. Michael Sinapius**

Technische Universität Braunschweig

**Prof. Dr.-Ing. Martin Wiedemann**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)

# Inhalt

## Aktive Gestaltkontrolle/Morphing

Gramüller B.

**Pressure-actuated cellular structures: design and evaluation — 3**

Kintscher M., Kirn J., Monner H.P.

**Integration von Funktionslagen in Formvariable Strukturen — 17**

Hübler M., Nissle S., Gurka M., Wassenaar J.

**Realisierung adaptiver Turbulatoren mittels Formgedächtnislegierungselementen und Faserkunststoffverbunden – ein skalierbares Aktorikprinzip — 33**

## Aktive Schwingungsbeeinflussung

Möhring H-C., Lerez C., Wiederkehr P.

**Aktive Schwingungskompensation bei der Bearbeitung dünnwandiger Bauteile — 45**

Lapicciarella G., Rohlfing J., Jungblut T.

**Power consumption and performance limit estimation of Smart Actuators for Active Vibration Control — 56**

Bucht A., Pagel K., Ullrich M., Kunze H.

**Piezo-based feed drives for advanced manufacturing processes — 69**

Steinmetz J., Sinapius M., Takagi K., Jikuya I., Ikegame T.

**Development of a Piezoelectric Inertial Vibration Absorber — 82**

Tamm C., Thiel J., Bartel T., Atzrodt H., Herold S.

**Methodisches Vorgehen zur Auslegung des vibro-akustischen Verhaltens eines Fahrzeugs — 95**

## Aktive und semi-aktive Systeme

Zellhofer M., Humer A., Dorninger A., Reininger A., Wenninger J., Reischl D.

**Neuartiger Schwingförderer — 109**

Kletz B.T., Melcher J.

**Adaptronische Bestimmung von aerodynamischen Lasten an Außenspiegeln von Fahrzeugen — 121**

Jackel M., Kloepfer J., Matthias M.

**Hybrider magnetorheologischer Dämpfer — 132**

Haase T., Unruh O., Algermissen S., Pohl M., Monner H.P.

**Entwicklung eines aktiven Lärm- und Vibrationsreduktionssystems für einen Rumpfabschnitt einer Dornier 728 — 140**

Türke S.

**The influence on longitudinal vibrations of a semi-, active magnetorheological system in suspension of passenger cars — 152**

## **Funktionsintegration**

Schüller M., Lipowski M., Grossmann T., Tröltzsch J., Geßner T., Kroll L.

**Integration von Mikro- und Nanosystemen in Hybride Strukturen — 161**

Winkler A., Modler N., Dannemann M., Starke E., Holeczek K.

**Aktive faserverstärkte Thermoplastverbunde mit materialhomogen integrierten Piezokeramikmodulen – ein Ausblick — 172**

Salloum R., Töws P., Schmidt S., Mayer D., Spancken D., Büter A.

**Vibration damping of a composite control arm through embedded piezoceramic patches shunted with a negative capacitance — 182**

Klein L., Middendorf P.

**Designte Sensorfunktionalität im Automobileichtbau mit Faserverbundkunststoff (eine Systembetrachtung) — 194**

## **Modellierung, Simulation und Optimierung smarter Strukturen und Systeme**

Li S., Ochs S., Slomski E., Melz T.

**Anwendung stochastischer Simulationstechniken an smarten Systemen mit reduziertem Simulationsaufwand — 211**



Ochs S., Li S., Slomski E., Melz T.

**Effiziente Validierung stochastischer Sensitivitätsanalysen an smarten Systemen — 223**

Millitzer J., Ranisch C., Kloepfer J.

**Electrical Power-Hardware-In-The-Loop simulation for the early validation of power amplifiers used in Active Vibration Control — 235**

Fietzek R., Foulard S., Rinderknecht S.

**Mehrgrößenregelung des Car-in-the-Loop-Prüfstands — 248**

Nissle S., Hübler M., Gurka M.

**Modellierung des elektrischen Widerstands von Formgedächtnislegierungen – Self-sensing für die Zustandsüberwachung von aktiven Hybridverbunden — 258**

Mallapur S., Platz R.

**Description and evaluation of uncertainty in the early development phase of a beam-column system subjected to passive and active buckling control — 269**

## **Neue Materialien und Strukturen**

John M., Jacob T., Haase K.-H.

**Integration von Faser Bragg Gitter Sensoren (FBGS) in thermoplastische Lamine — 283**

Motzki P., Nalbach S., Seelecke S.

**Hydraulisches Schaltventil mit FGL-Draht Aktoren — 296**

Czechowicz A., Zobel F., Dültgen P., Bucher L., Hofmann M.

**Entwicklung von haptischen Informationselementen auf Basis von Formgedächtnislegierungen zur Unterstützung älterer Menschen — 308**

Sen S., Babaei M., Lake M., Schaaf P.

**Characterization of self-propagating exothermic reaction in bimetallic Zr/Al reactive multilayer nanofoil — 320**

Glauß B., Weise B., Mroszczok J., Schriever S., Rudolph T., Walther A., Auhl D., Seide G., Gries T.

**Wet-spinning of 2D-composite fibres with polyvinyl alcohol: current status and prospective applications — 330**

## Neue Sensorik/Aktorik

Glauß B., Seide G., Gries T.

**Funktionalisierung von PVDF-basierten Sensorfilamenten — 341**

Schwerter M., Leester-Schädel M., Dietzel A.

**Flip-Chip montierbarer Mikro-Drucksensor zum Einsatz in harscher Umgebung — 353**

Rizzello G., Naso D., York A., Seelecke S.

**Self-Sensing Control of a Bi-Stable Dielectric Elastomer Actuator Operating Against a Load — 360**

Czechowicz A., Langbein S., Dültgen P.

**Methodische Entwicklung eines Schlauchquetschventils auf Basis von Formgedächtnislegierungen — 373**

Block R., Broich B., Hasler S., Pogodzik J., Dargatz B., Pertsch P.

**Piezokeramische Multilayer-Aktoren für den hochfrequenten Betrieb — 385**

Florian T., Dietzel A., Ziegmann G.

**Konzeption und Herstellung von kunststoffbasierten Mikrotastern — 397**

Hoffstadt T., Maas J.

**Entwurf von dielektrischen Elastomer-Stapelwandlern mit applikationsgerechten Integrationschnittstellen — 408**

## Structural Health Monitoring und Energy Harvesting

Schubert L., Weihnacht B., Lieske U., Frankenstein B., Gebhardt S.,

Neumeister P., Neubert H.

**Systementwicklung zur Strukturüberwachung mit geführten Wellen — 423**

Kostka P., Dannemann M.

**Robuste, berührungslose Bauteilprüfung: eine Perspektive für Maschinelles Lernen — 438**

Koch M.

**Zustandsüberwachung mit energieautarken Sensoren am Beispiel der Intralogistik und des Schienengüterverkehrs — 448**

Schagerl M., Gschoßmann S., Karna N.K., Meindlhumer M.,  
Viechtbauer C., Zhao Y.

**On the development of Structural Health Monitoring systems for  
automatic strength control of commercial aircraft spoilers — 460**

Barth S., Bartzsch H., Glöß D., Frach P., Suchaneck G., Gerlach G.

**Energy Harvesting auf der Basis piezoelektrischer AlN- und  
AlScN -Dünnschichten — 472**

**Autorenverzeichnis — 481**

# Vorwort

Die gesellschaftliche Bedeutung smarterer Lösungen wächst; sie übernehmen immer öfter die Aufgaben traditioneller Technik. So mindern beispielsweise smarte adaptive und aktive Systeme Schwingungen und Lärm, verbessern den Komfort, eröffnen zusätzliche Leichtbaupotenziale, überwachen und steigern die Lebensdauer und Sicherheit mobiler und stationärer maschinenbaulicher Strukturen wie Autos oder Bauwerke.

Wichtiger denn je für den Erfolg der technischen Möglichkeiten sind effiziente und industriorientierte Kooperationen und funktionierende Ketten von Forschung und Entwicklung über die technische Umsetzung und Produktion hin zur systemtechnischen Nutzung.

Das vorliegende Buch umfasst die Beiträge des Symposiums „4SMARTS“, das im April 2016 in Darmstadt seine erfolgreiche Premiere erlebte.

Entsprechend dem Motto „Innovation durch fokussierte Vernetzung von Forschung und Anwendung“ stand das interdisziplinäre Themenfeld der aktiven, intelligenten und adaptiven – kurz: smarten – Strukturen und Systeme im Zentrum der Veranstaltung. Im Rahmen der beiden Konferenztage wurden alle relevanten Themen, ausgehend vom Material über die Auslegung von Bauteilen und die Integration von Funktionen bis hin zur Zuverlässigkeit komplexer Systeme adressiert. Neben den klassischen Einsatzgebieten aktiver Schwingungs-, Schall- und Gestaltkontrolle werden weitere Anwendungen wie etwa Structural Health Monitoring (SHM) oder Energy Harvesting beleuchtet.

Wissenschaftliche Schirmherren der Veranstaltung waren das Fraunhofer-Institut für Betriebsfestigkeit und Systemzuverlässigkeit LBF mit seinem Forschungsbereich Adaptronik und das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR).

Prof. Dr.-Ing. Tobias Melz

Prof. Dr.-Ing. Martin Wiedemann



## **Aktive Gestaltkontrolle/Morphing**



Gramüller B.

# Pressure-actuated cellular structures: design and evaluation

**Zusammenfassung:** Ein biologisch inspiriertes Konzept zur Gestaltung energieeffizienter und leichter formvariabler Strukturen wird untersucht. Ähnlich dem Funktionsprinzip des Bewegungsapparates nastischer Pflanzen werden das als druckaktuierte zelluläre Struktur (PACS) bezeichneten System über die kontrollierte volumetrische Ausdehnung von mit Druck beaufschlagten Zellen aktuiert. Die Vorzüge der fluidischen Aktuierung lassen sich dabei auf eine formvariable einfach gekrümmte Struktur übertragen, welche sich stufenlos und mit einstellbarer Steifigkeit zwischen spezifizierbaren Formzuständen deformieren lässt. Der Fokus der hier vorgestellten Untersuchungen liegt auf dem erstmals ganzheitlich betrachteten Entwurfsprozess für PACS, sowie auf dessen numerischer und experimenteller Evaluierung.

Den initialen Prozessschritt zum Entwurf der PACS bildet ein Optimierungsprozess, welcher die Geometrie des Zellverbundes derart kontrolliert, dass vordefinierte Zieldeformationen erreicht werden. Zellinterne Drucklasten, als treibende Kraft für die Deformation, sowie externe Punkt-, Linien, und Flächenlasten werden bei dieser Optimierung berücksichtigt. Die ganzheitliche Prozesskette umfasst des Weiteren Methoden zur Charakterisierung des Strukturverhaltens, zur Gestaltung der Querschnittsgeometrie des Zellkörpers, zum Entwurf des Zellverschlusses sowie zum Montagekonzept und der Fertigungsvorbereitung. Die Evaluierung des Entwurfsprozesses und der zugrundeliegenden Methoden erfolgt numerisch als auch anhand von experimentellen Ergebnissen. Die Prozesse zur Auslegung und Fertigung der dazu verwendeten PACS werden zusammen mit dem Versuchsaufbau beschrieben.

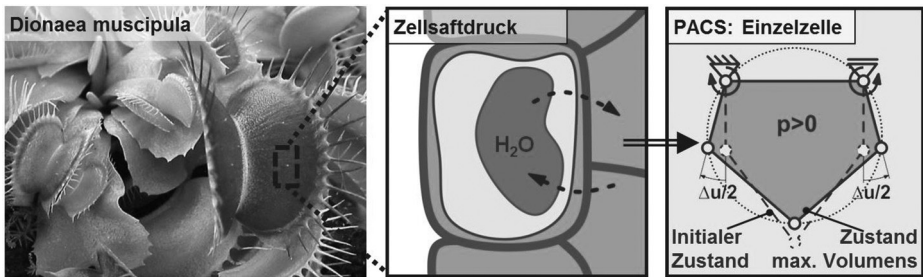
Die Funktionalität der Prozesskette zum ganzheitlichen Entwurf der PACS wird experimentell validiert. Ein Vergleich zwischen Soll- und Ist-Werten erfolgt im Wesentlichen anhand von Deformationen und zeigt Verbesserungspotentiale auf. Im Ausblick wird auf Möglichkeiten eingegangen diese zur Prozessverbesserung zu nutzen.

**Schlüsselwörter:** formvariable Strukturen, zelluläre Strukturen, druckaktuierte Strukturen, PACS, Bionik

## 1 Einleitung

Druckaktuierte zelluläre Strukturen (PACS, engl.: *Pressure-Actuated Cellular Structures*) kombinieren unter Verwendung fluidischer Aktuierung ein energieeffizientes, leichtes und präzises Antriebsprinzip integral mit einer formvariablen Struktur. Die Vorzüge pneumatischer und hydraulischer Aktoren gegenüber alternativen Antriebsvarianten wurden von Huber et al. [1] untersucht. Hohe Leistungsdichte, großer Hub,

hohe Effizienz und Stellgenauigkeit solcher Aktoren führen zu ihrer großen Verbreitung und ihrem bevorzugten Einsatz in luftfahrttechnischen Anwendungen. In der Natur kann die Kombination aus fluidischer Aktuierung und formvariabler Struktur bei einer speziellen Pflanzengruppe beobachtet werden. Vertreter dieser Gruppe, wie der Kap-Sonnentau, *Drosera Capensis*, und die Venusfliegenfalle, *Dionaea Muscipula*, (siehe Abb. 1, links) nutzen ihre sensorischen und motorischen Fähigkeiten zum Fangen kleiner Insekten und sind beispielhaft für die erfolgreiche Umsetzung integraler formvariabler Strukturen in der Natur. Untersuchungen von Sibaoka et al. [2] zum hydrostatischen Zellsaftdruck bei Pflanzen zeigen, dass dabei Zelldrücke von bis zu 8.0 MPa erreicht werden.



**Abb. 1:** Fotografie der *Dionaea Muscipula* (l.; von J.W. Webb [3]); schematische Darstellung des Flüssigkeitstransports benachbarter Pflanzenzellen (m.); Funktionsprinzip der PACS am Beispiel der Einzelzelle (r.).

Große Anstrengungen im Forschungsbereich der formvariablen Strukturen wurden unternommen um dieses Funktionsprinzip auf ein technisch nutzbares Strukturkonzept zu übertragen. Mit Innendruck beaufschlagte zelluläre und im speziellen honigwabenförmige Strukturen wurden dabei erstmals von Dittrich beschrieben und als *Cellular Actuator Device* patentiert [4]. Ein- und zweidimensionale ebene Deformationen können dabei durch die gezielte Beeinflussung des Druckes in einheitlich geformten Zellen erreicht werden. Barrett und Vos [5, 6] entwickelten aufbauend auf diesem Funktionsprinzip das Konzept der *Pressure-Adaptive Honeycombs* (PAH), welches ebenfalls auf der Verwendung identischer gleichseitiger Sechseckzellen basiert und international zum Patent angemeldet ist [7, 8]. Zhang et al. [9] und Lv et al. [10, 11, 12] führten theoretische Untersuchungen zur Einbringung komplex geformter Hohlräume in eine verformbare Matrix durch. Durch die individuelle Gestaltung der Hohlräume in einem Optimierungsprozess kann die Strukturdeformation bei Druckbeaufschlagung kontrolliert werden.

Das hier untersuchte Konzept der PACS wird erstmals von Pagitz et al. [13, 14] vorgestellt. Durch Steuerung des Druckes in mehreren miteinander verbundenen Zellreihen kann die Deformation der darüber befindlichen einfach gekrümmten Oberfläche kontrolliert werden. Pro Zellreihe ist dabei die Vorgabe einer bestimmten



Zieldeformation möglich, die bei einem damit verknüpften Lastfall erreicht werden soll. Die Funktionsweise des Konzeptes ist am Beispiel der Einzelzelle, des funktionalen Elements der PACS, in Abb. 1, rechts, dargestellt. Ein beliebiger Zellinnendruck, welcher größer ist als der Umgebungsdruck, resultiert in einer Verschiebung der durch starre Zellseiten verbundenen zunächst reibungsfrei modellierten Gelenkachsen auf eine Kreisform. Durch die Variation der Zellseitenlängen kann in dem von Pagitz et al. [13] vorgestellten Strukturoptimierungsprozess Einfluss auf das Deformationsverhalten genommen werden.

Die Funktionalität des Konzeptes wurde erstmalig mit der Realisierung einer einreihigen PACS experimentell von Gramüller et al. nachgewiesen [15]. Weitere Arbeiten zum Formfindungsprozess [16, 17], sowie zur Lösung der Problematik des druckdichten Verschlusses der verformbaren Zellröhren [18, 19] ebneten den Weg zu einer umfassenden Beschreibung des Entwurfsprozesses für PACS.

Ein ganzheitlicher Ansatz zum Entwurf der PACS wird verfolgt und im Rahmen der Implementierung einer Prozesskette realisiert (Kapitel 2). Ein mit Hilfe dieser Prozesskette generierter zweireihiger Probekörper wird mittels Rapid Prototyping Verfahren hergestellt (Kapitel 3) und experimentell untersucht (Kapitel 4). Ziel dieser Evaluierung ist die Validierung der Methoden, welche dem Entwurfsprozess zugrunde liegen. Im Anschluss an die Zusammenfassung (Kapitel 5) wird ein Ausblick auf geplante Prozessmodifikationen gegeben, welche zur Steigerung der Prozessgüte und des Leistungsfähigkeit des Konzeptes beitragen sollen.

## 2 Entwurfsprozess

Wie in Abb. 2 dargestellt setzt sich die Prozesskette für den Entwurf der PACS im Wesentlichen aus vier Teilprozessen zusammen. Beginnend mit der Optimierung der Zellgeometrie unter Verwendung eines zweidimensionalen Fachwerkmodells, wird anhand der lokal auftretenden Lasten die Querschnittsgeometrie der PACS erzeugt. Im Anschluss werden die Zellverschlusslösung und die Fluidführung in den Zellkörper integriert. Designanpassungen für die Montage der Strukturkomponenten sowie zur Berücksichtigung von Fertigungsrandbedingungen werden im letzten Schritt der Realisierung umgesetzt.

Basierend auf dem Prinzip der virtuellen Arbeit wird ein Ansatz zur Formoptimierung der Zellstruktur implementiert. Das hierfür verwendete fachwerkähnliche Strukturmodell wird von starren Zellseiten gebildet, welche über Gelenke miteinander verbunden sind. Da diese Gelenke im Weiteren als Festkörpergelenke ausgeführt werden sollen führt die Berücksichtigung finiter Gelenksteifigkeiten zu einer Steigerung der Ergebnisqualität gegenüber des ursprünglichen Modellierungsansatzes mit fehlender Drehsteifigkeit [13]. Ebenso werden Gelenkexzentrizitäten modelliert, welche sich an Kreuzungspunkten von mehr als zwei Zellseiten ergeben (vgl. Abb. 2,

„Transfer in 2D Querschnittsgeometrie“). Die Optimierung der Geometrie des Zellverbundes erfolgt über den Ansatz der virtuellen Arbeit  $\delta W$ . Sie ergibt sich als Summe des Integrals der Einzelkräfte welche an der Struktur angreifen über die virtuelle Verschiebung  $\delta x$ :

$$\delta W = \sum \int F \delta x \quad (1)$$

Die Ableitung des Energieterms nach der virtuellen Verschiebung  $\delta x$  erlaubt die Berechnung des energetischen Potentials  $\dot{\Pi}$ . Der Gleichgewichtszustand bezüglich der Deformation einer Struktur ist gefunden, wenn dieses Potential zu Null wird:

$$\dot{\Pi} = -\frac{\delta W}{\delta x} = 0 \quad (2)$$

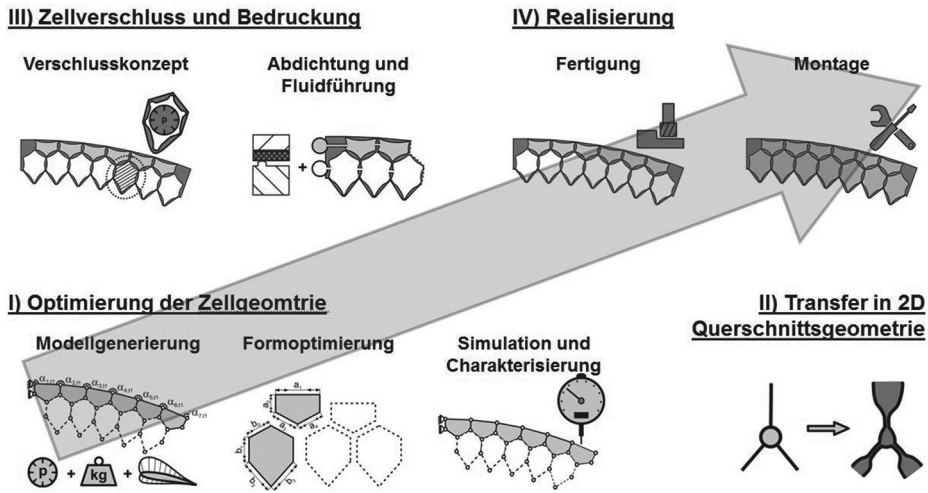
Die Formoptimierung der PACS erfolgt als Berechnung der Zellseitenlängen. Dabei werden die gewünschten Deformationen zusammen mit dem zugehörigen Lastfall vordefiniert, welcher die Deformationen verursacht. Für diese Kombination aus Verformungen und Lasten werden die Zellseitenlängen in einem Optimierungsansatz so lange angepasst, bis das energetische Potential verschwindet. Die Gleichgewichtslage der Struktur unter den gegebenen Lastfällen führt damit zur gewünschten Zieldeformation. Für den Optimierungsansatz wird die gradientenbasierte *Newton* Methode verwendet. Folgende Gleichung beschreibt diesen Ansatz zur Berechnung des Iterationsschrittes  $z + 1$  und damit zur Lösung des Potentialansatzes:

$$u_{z+1} = u_z - \frac{f(u_z)}{\dot{f}(u_z)} \quad (3)$$

Auf Basis dieser Gleichungen lassen sich ebenso Deformationen wie auch strukturelle Beanspruchungen berechnen, um zuvor entworfene PACS über die Zieldeformationszustände hinaus zu simulieren und zu charakterisieren. Ausführliche Details zu den verwendeten numerischen Berechnungsmethoden finden sich in [17].

In dem für die Formoptimierung verwendeten Strukturmodell sind die funktionalen Elemente, Gelenk und Zellseite, auf Punkt- und Linienelementen reduziert. Die zugrundeliegenden vereinfachenden Annahmen erlauben unter Verringerung der Zahl an Freiheitsgraden eine deutliche Senkung des Optimierungsaufwands. Bei der Überführung dieses Modells in die Querschnittsgeometrie des Zellkörpers ist die Berücksichtigung der vereinfachenden Annahmen von wesentlicher Bedeutung um die Gültigkeit des Optimierungsergebnisses über den Geometrietransfer hinaus zu gewährleisten. Hauptziel dieses Geometrietransfers ist es also die kinematische Charakteristik der Zellstruktur korrekt wiederzugeben. Die Überführung

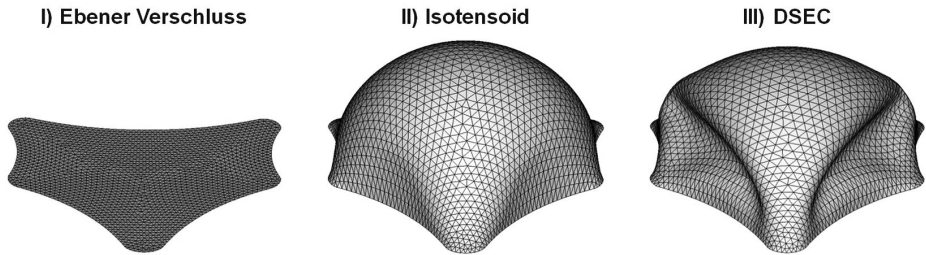
von Punkt- in Filmgelenke und von starren Zellseiten in Strukturen finiter Steifigkeit bildet dabei die wesentliche Herausforderung. Über die kinematischen Eigenschaften hinaus werden unter Einbeziehung des lokalen Lastflusses Spannungsspitzen reduziert. Eine detaillierte Beschreibung der zugrundeliegenden Methoden ist in [20] veröffentlicht. Neben den Grundlagen zur Auslegung der Einzelemente Gelenk und Zellseite wird die Methodik zur Verbindung dieser Elemente erörtert. Ergebnis des Geometrietransfers ist die Querschnittsgeometrie wie in Abb. 5, oben, dargestellt.



**Abb. 2:** Darstellung des Entwurfsprozesses zur ganzheitlichen Auslegung und Realisierung der PACS.

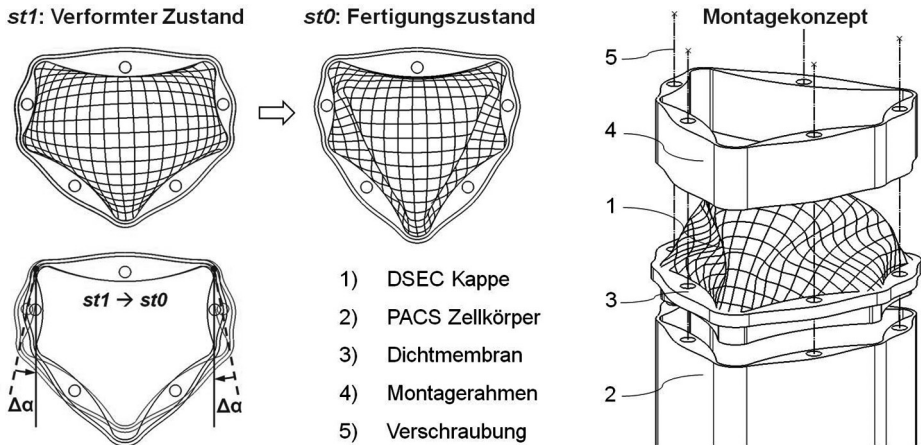
Der druckdichte Verschluss der Zellröhren stellt eine wesentliche Herausforderung im ganzheitlichen Entwurf der PACS dar. Während die Deformationskinematik im Zellkörper prinzipiell ausschließlich über den rotatorischen Freiheitsgrad der geradlinigen Gelenkbereiche wirkt, sind im Bereich des Zellverschluss komplexere Mechanismen nötig. Neben der Größen- und Formänderung des zu verschließenden Zellquerschnitts müssen zellaxiale Drucklasten getragen werden. Über Festigkeitsanforderungen hinaus wird die Effizienz der Verschlusslösung vorrangig daran gemessen inwieweit sie die Deformation des Zellkörpers ungestört erlaubt. Durch den Verschluss eingebrachte zusätzliche strukturelle Steifigkeiten wirken sich dabei ebenso negativ auf die PACS aus wie die nicht zu vernachlässigenden Einflüsse bei Druckbeaufschlagung. Lösungen für eine solche formvariable Verschlusskappe waren bislang nicht bekannt und wurden im Rahmen der Untersuchungen zu den PACS entwickelt. Die in Abb. 3 dargestellten Varianten wurden numerisch und experimentell charakterisiert. Sowohl die Geometrie für die isotensoide Kappe als auch für

die deformationsunterstützende Endkappe (DSEC, engl.: *Deformation Supportive End Cap*) wird numerisch erzeugt. Auf Basis der experimentellen Untersuchungen konnten die numerischen Ergebnisse validiert werden. Mit der DSEC kann ein Konzept genutzt werden was den energieeffizienten Verschluss einer mit Druck beaufschlagten formvariablen Struktur erlaubt. Eine Illustration zur Funktionsweise der DSEC zeigt Abb. 4, links. Details zur Geometriegenerierung und zu den zugehörigen Untersuchungen sind in [18] zu finden.



**Abb. 3:** Numerisch und experimentell untersuchte Konzepte zum Zellverschlusskonzept (von l. nach r.: Ebener Verschluss, Isotensoid und DSEC).

Die Fluidführung kann innerhalb der Zellstruktur erfolgen. Kanäle in gemeinsamen Zellseiten dienen der Verbindung benachbarter Zellen und erlauben die Reduktion der notwendigen Druckanschlüsse auf einen pro Zellreihe.



**Abb. 4:** DSEC Verschlusslösung für den verformten und unverformten Zustand (l.), sowie Montagekonzept für Zellkörper und Zellverschluss (r.).

In Abb. 4, rechts, ist das Montagekonzept zur Verbindung von Zellkörper und Zellverschluss dargestellt. Durch die in Zellaxialrichtung eingebrachte Schraubverbindung werden sowohl Drucklasten übertragen als auch die notwendigen Dichtkräfte realisiert. Die Zellverschlussstruktur dient dabei sowohl als Verschlusskappe als auch als Dichtmembran zwischen Zellkörper und Montagerahmen. Die Randbedingungen aus diesem Montagekonzept und dem jeweiligen Fertigungskonzept fließen in den Geometrieentwurf (vgl. Abb. 2, II) ein.

### 3 Entwurf und Realisierung des PACS Prüfkörpers

Drei wesentliche Demonstratoren wurden bislang zum Zweck der experimentellen Untersuchung des Konzeptes der PACS realisiert. Die erste, einreihige Struktur besteht aus sechs Zellen identischer Geometrie, besitzt eine Abmessung von  $300 \times 50 \times 450 \text{ mm}^3$  (Breite  $\times$  Höhe  $\times$  Tiefe) und wurde in einem Prepreg-Prozess aus glasfaserverstärktem Kunststoff gebaut [15]. Ein zweiter, zweireihiger Demonstrator der Maße  $450 \times 85 \times 300 \text{ mm}^3$  wurde aus einzelnen Scheiben, welche die entsprechende Zellkörper Querschnittsgeometrie aufwiesen, zusammengesetzt. Die Scheiben wurden im Wasserstrahlschneidverfahren aus 10 mm starken Polyamidplatten (PA12) geschnitten. Bei der Erstellung der Zellkörpergeometrie wurden lokale Strukturlasten nicht berücksichtigt. Ein zusätzlicher Arbeitsschritt zur Abdichtung des Zellkörpers ist notwendig [18]. Deutliche Abweichungen von experimentell ermittelten Dehnungs- und Deformationsergebnisse gegenüber den numerisch ermittelten Werten wurden festgestellt. Aufgrund unregelmäßiger und nichtmodellierbarer Einflüsse des Dichtmaterials auf die Gelenksteifigkeiten und damit auf das Deformationsverhalten konnte diese Struktur für eine Evaluierung der Entwurfsmethoden nicht verwendet werden.

Der letztlich für die Evaluierung verwendete dritte Demonstrator ist komplett mittels des beschriebenen ganzheitlichen Auslegungsprozesses für PACS entworfen. Spannungsreduktionen an den hochbelasteten Gelenkstellen sowie eine exaktere Deformationskontrolle sollen die Relevanz der ganzheitlichen Betrachtung des Auslegungsprozesses belegen. Für die Herstellung des Prüfkörpers mit den Abmessungen  $400 \times 100 \times 500 \text{ mm}^3$  wurde auf das Rapid Prototyping Verfahren Selektives Lasersintern (SLS) zurückgegriffen. Prozessbedingte Limitationen bei der Materialauswahl auf bestimmte Thermoplaste führten zur Verwendung des Polyamids PA2200 für Zellkörper und Montagerahmen, sowie des thermoplastischen Polyurethans TPU-42A für die Zellverschlussmembran. Abb. 5 zeigt die einzelnen Strukturkomponenten im undeformierten Zustand. Die Zielgeometrien bei Verformung werden durch zwei Kreisbahnen mit identischem Radius beschrieben. Der erste Zielzustand  $t1$  wird bei einem Innendruck von  $p_{int,1,t1} = 0.5 \text{ MPa}$  in Zellreihe 1 und  $p_{int,2,t1} = 0.0 \text{ MPa}$  in Zellreihe 2 erreicht. Die Winkeländerung pro Zelle der ersten Reihe von  $+5.0^\circ$

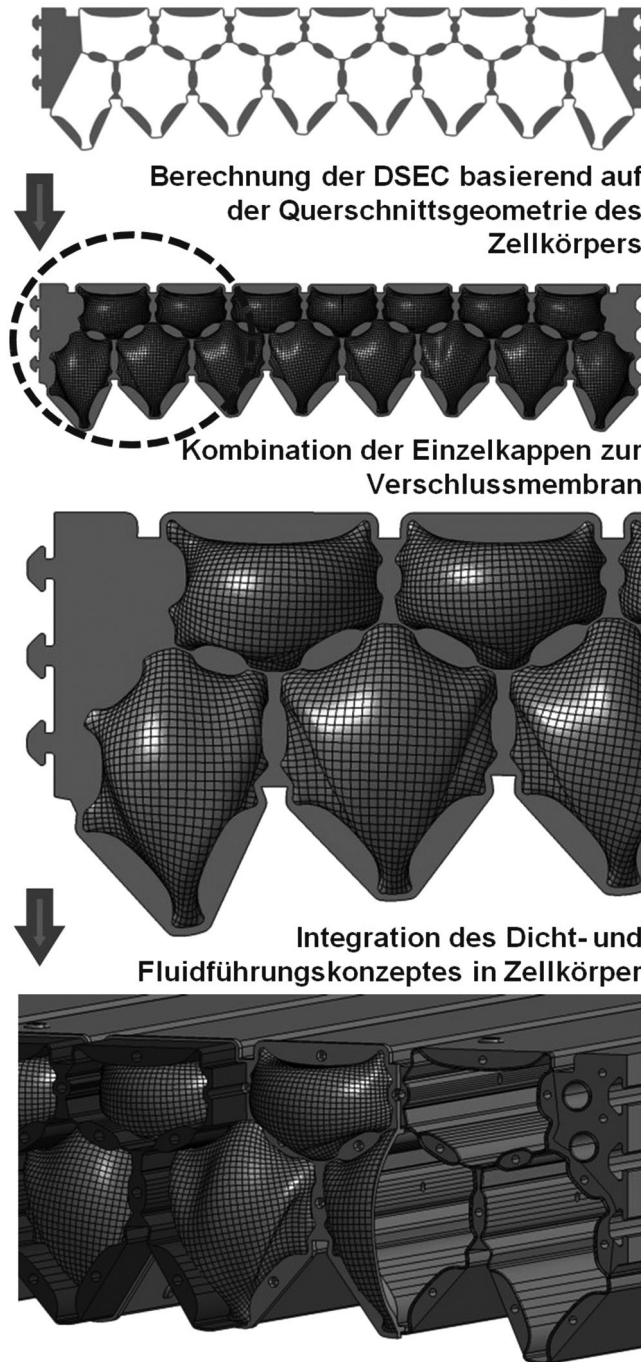


Abb. 5: Entwurfsprozess von Erstellung der Querschnittsgeometrie bis zur Fertigstellungsvorbereitung.

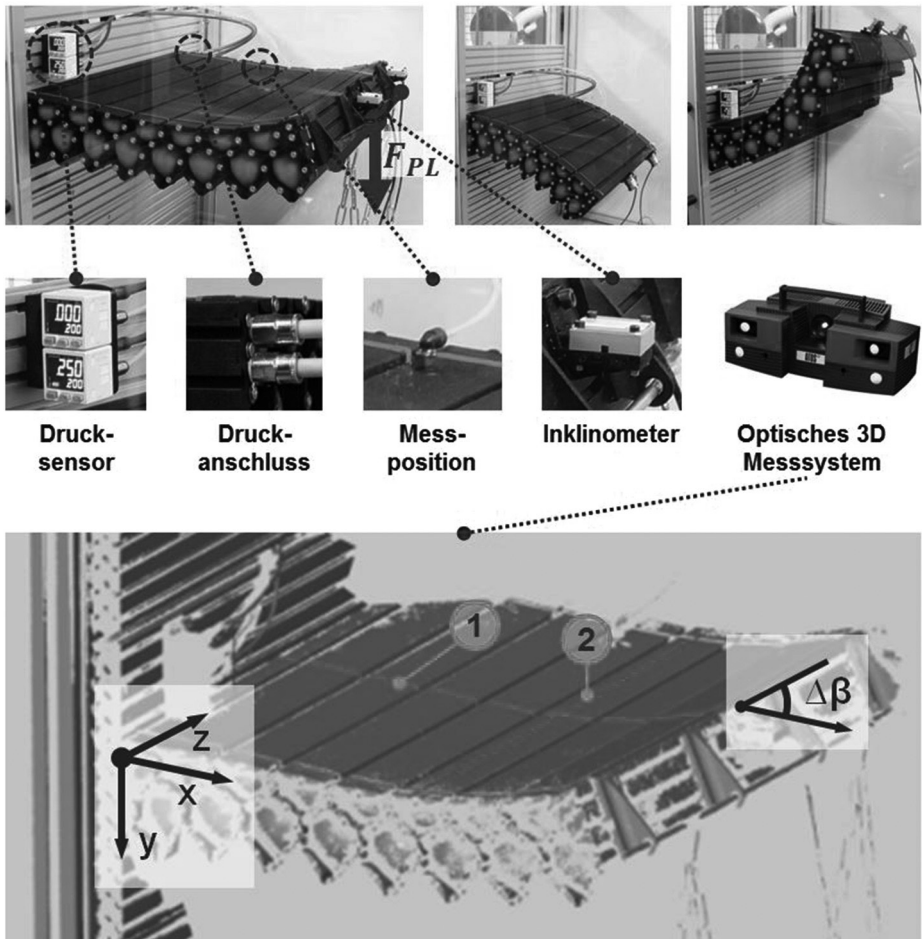


führt zu einer Gesamtverdrehung des freien Endes um  $\Delta\beta = +35.0^\circ$  für  $t1$ . Der zweite Zielzustand  $t2$  wird für die Drücke  $p_{int,1,t2} = 0.1 \text{ MPa}$  und  $p_{int,2,t2} = 0.5 \text{ MPa}$  erreicht. Die lokale Winkeländerung pro Zelle beträgt  $-5.0^\circ$  und führt zu einer Gesamtverdrehung von  $\Delta\beta = -35.0^\circ$  am freien Ende. Die Qualität der Fertigungsergebnisse limitiert die im Versuch beaufschlagten Maximaldrücke auf 0.4 MPa in der oberen und 0.25 MPa in der unteren Zellreihe. Das Montage und Dichtkonzept wurde gegenüber den vorherigen Realisierungen grundlegend überarbeitet. Die an den Verschlusskappen angreifenden Axiallasten werden direkt in die Zellkörperstruktur geleitet anstatt über redundante Strukturen abgeführt zu werden. Eine erhebliche Reduktion der Montagedauer von zuvor mehreren Wochen auf nun wenige Stunden gegenüber der zweireihigen PA12 Struktur konnte zudem erreicht werden. Die modulare Bauweise des Zellkörpers erlaubt die Kombination mehrerer PACS Segmente [14, 20]. Ähnlich einem Baukastensystem soll die Kombination weniger unterschiedlicher Segmente die Realisierung einer großen Vielfalt von Verformungsmustern erlauben. Die Funktionalität der Prozesskette zum Entwurf der PACS wird im Folgenden anhand dieses aktuellsten Demonstrators untersucht. Die Qualität der Ergebnisse wird primär anhand der resultierenden Deformationen bewertet.

## 4 Evaluierung des Entwurfsprozesses

Der ganzheitliche Entwurfsprozess für PACS (siehe Abb. 2) soll durch die experimentelle Charakterisierung des Deformationsverhaltens bei unterschiedlichen Bedruckungszuständen validiert werden. Hierzu wird der in Kapitel 3 beschriebene zweireihige PA2200 Demonstrator in dem in Abb. 6 dargestellten Versuchsaufbau vermessen. Die PACS ist mit einem Ende fest am Teststand montiert. Das freie Ende ist mit zwei *Althen AIT710-0101-60* Inklinometern zur Neigungsmessung bestückt. Über die visuelle Rückgabe der Zelldrücke, mittels der beiden dargestellten Sensoren *Panasonic DP102EP*, hinaus, werden zwei Barometer des Typs *B&B Thermo-technik DRTR-AL-10V-R10B* für die Datenerfassung verwendet. Zur Verarbeitung der Messwerte dient das Steuerungs- und Aufzeichnungssystem *National Instruments CompactRIO*, sowie die Software *LabView*. Die Regelung des Zelldrucks wird über *LabView* gesteuert und durch Druckregler des Typs *SMC ITV0031-2BL-Q* ausgeführt.

Zusätzlich zur lokalen Aufzeichnung von Deformationen am freien Ende der Struktur ermöglicht der Einsatz des optischen Messsystems *GOM Atos* die dreidimensionale Vermessung der PACS. Das Ziel dieser 3D-Aufnahme ist die Ermittlung des Verformungsverlaufs zwischen Einspannung und Inklinometer (siehe Abb. 6, 1), sowie in Zellaxialrichtung (siehe Abb. 6, 2). Die Verwendbarkeit der Lokalwerte am freien Ende zur Charakterisierung des Gesamtdeformationsverhalten kann dadurch bestätigt werden und der Einfluss der Zellverschlusslösung auf das Strukturverhalten wird untersucht.



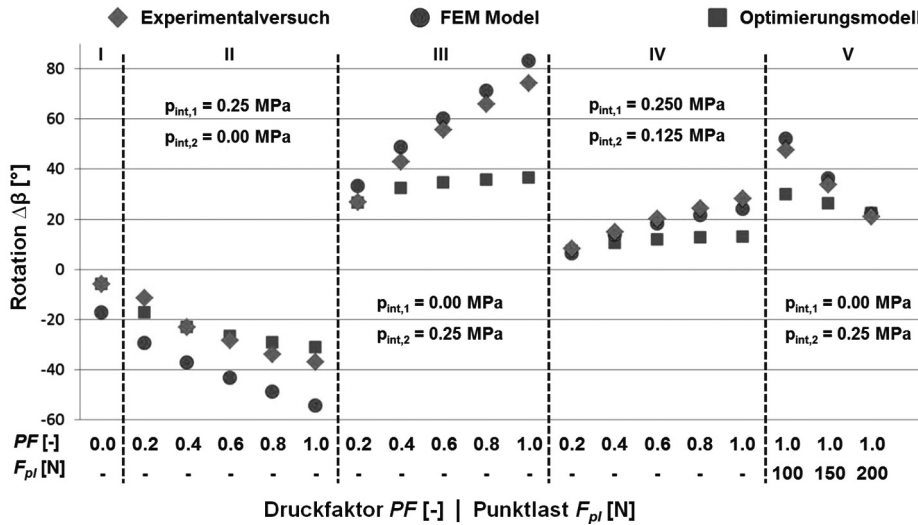
**Abb. 6:** Prüfaufbau zur experimentellen Erfassung des Deformationsverhaltens eines zweireihigen PACS Demonstrators (o.) und dreidimensionale optische Erfassung der Strukturoberfläche (u.).

Der Testprozess unterteilt sich in fünf Bereiche. Nach einer initialen Vermessung der Struktur unter Eigengewicht wird die Deformation am freien Ende  $\Delta\beta$  unter Einwirkung interner Drucklasten und externer Punktlasten  $F_{pl}$  vermessen. Bei Einhaltung eines konstanten Druckverhältnisses  $p_{int,1}/p_{int,2}$  zwischen den beiden Zellreihen wird jeweils der absolute Druckwert über den Druckfaktor  $PF$  festgelegt (vgl. Abb. 7).

Zur Evaluierung des Entwurfsprozesses werden die Verformungsergebnisse aus Experimentalversuch und FEM-Modell [20] mit denen aus dem Modell für die Zellgeometrieoptimierung verglichen. Die grundsätzlichen Verläufe der Deformationen aus den drei unterschiedlichen Quellen stimmen überein. Die Absolutwerte aus dem



Optimierungsmodell weisen jedoch Abweichungen gegenüber den Ergebnissen aus FEM-Modell und Experiment auf.



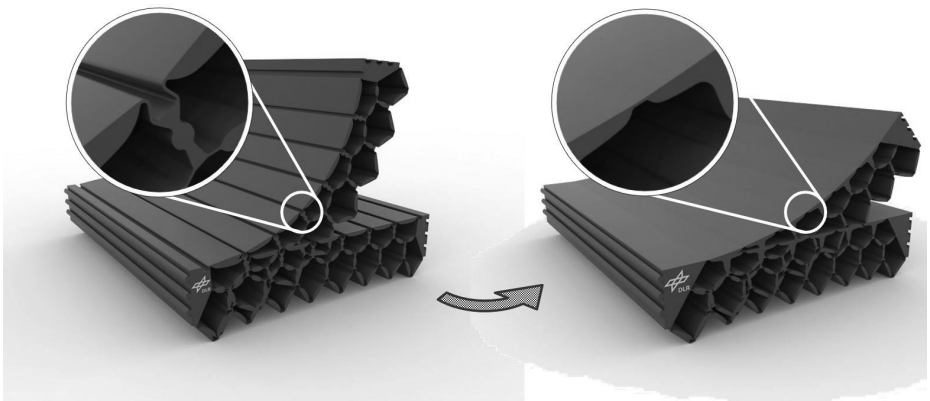
**Abb. 7:** Rotation  $\Delta\beta$  der Oberflächenparallelen am freien Ende der Struktur für unterschiedliche Drücke  $p_{\text{int}}$  und externe Punktlasten  $F_{\text{pl}}$  aus Experimentalversuch, FEM Modell und Optimierungsmodell.

Die vorliegenden Abweichungen resultieren aus Annahmen die den Berechnungsmodellen zugrunde liegen. Drei wesentliche Annahmen mit Einfluss auf die Deformationsergebnisse lassen sich identifizieren:

- Die dem Optimierungsmodell zugrundeliegenden Annahmen führen zu einer Vernachlässigung der Zellseitendehnung. Mit zunehmenden Lasten steigt der Einfluss auf die Zellgeometrie und damit die Deformation.
- Die mechanischen Eigenschaften von Festkörpergelenken unter den speziellen Einsatzbedingungen der PACS sind nicht ausreichend untersucht. Eine Erweiterung des bestehenden Modells zur detaillierteren Beschreibung der Festkörpergelenke würde die Genauigkeit der Rechenergebnisse erhöhen.
- Die Einflüsse der Zellverschlusslösung auf das Deformationsverhalten des Zellverbundes sind sowohl im FEM-basierten als auch im Optimierungsmodell vernachlässigt. Die Implementierung eines Ansatzes zur druckabhängigen Abbildung der Steifigkeit im Optimierungsmodell würde zur Qualitätssteigerung des Entwurfsprozesses beitragen. Die Simulation der Verschlusskappen in einem dreidimensionalen Modellansatz würde die Ergebnisgüte des FEM-Modells insbesondere im Bereich niedriger Zelldrücke erhöhen.

## 5 Zusammenfassung und Ausblick

Die Forschungsergebnisse zu den Teilbereichen des Entwurfs einer PACS wurden in eine Prozesskette zur ganzheitlichen Auslegung zusammengeführt (siehe Abb. 2). Die Teilprozesse Geometrieoptimierung, Bestimmung der Querschnittsgeometrie, Zellverschluss und Bedruckung, sowie Realisierung wurden im Folgenden zur Umsetzung einer exemplarischen zweireihigen PACS verwendet. Nach erfolgreicher Fertigung und druckdichter Montage wurde die Struktur numerisch und experimentell für Drücke bis 0.4 MPa auf sein Deformationsverhalten untersucht. Ziel dabei war die Beurteilung der Güte und Genauigkeit von Modellannahmen und Entwurfsmethoden, sowie der funktionelle Nachweis des mehrreihigen modularen Konzeptes. Der prinzipielle Deformationsverlauf der druckaktuierten Struktur bestätigte die Funktionalität des Entwurfsprozesses. Die maximale im Optimierungsmodell ermittelte Rotation am freien Ende der Struktur von  $\Delta\beta_{opt,max} = +36.6^\circ$  wurde im Experiment mit  $\Delta\beta_{exp,max} = +74.2^\circ$  deutlich überschritten. Der Identifikation der Abweichungen zwischen Optimierungsmodell, FEM-Simulation und Messergebnissen folgte die Ermittlung wahrscheinlicher Ursachen. Modellannahmen im Bereich der Zellseiten, der Gelenke und der Verschlusslösung wurden gefunden, welche die strukturelle Steifigkeit und die Kinematik des Zellverbundes nicht ausreichend genau wiedergeben. Eine Anpassung der Modelle auf Basis dieser Analyse soll durch die Reduktion von Annahmen eine Steigerung der Ergebnisgenauigkeit erwirken.



**Abb. 8:** Undeformierter und deformierter Formzustand zweier PACS Zellkörper für ursprünglich verwendete (pentagonale Zellen in erster Zellreihe, l.) und verbesserte (tetragonale Zellen, r.) Zellgeometrie.

Darüber hinaus wurde im Januar 2016 ein Forschungsprojekt zu PACS im Rahmen einer DFG-Förderung initiiert, welches die detaillierte Charakterisierung von Festkörpergelenken aus Faserverbundmaterial zum Ziel hat. Die dabei gewonnenen

Erkenntnisse sollen die Formulierung verbesserter Ansätze zur Beschreibung der Gelenksteifigkeit und kinematik erlauben und die Berücksichtigung dort auftretender lokaler Spannungsspitzen im Entwurfsprozess ermöglichen. Das *Institut für Textilmaschinen und textile Hochleistungswerkstofftechnik* (ITM) der TU Dresden untersucht als Projektpartner die webtechnischen Herstellbarkeit des Zellkörpers.

Zusätzlich zur Weiterentwicklung des bestehenden Entwurfsprozesses wird das zugrundeliegende Geometrie-Konzept des Zellverbundes auf Optimierungspotentiale untersucht. Ein Wechsel von der bisher pentagonalen Grundgeometrie der Zellen der ersten Zellreihe zu einer tetragonalen Form bietet vermutlich Vorteile bezüglich der Gelenkspannungen, der Deformationsgenauigkeit, der Oberflächenqualität und des maximalen Deformationspotentials. Im Rahmen der derzeitigen Untersuchungen zu dieser Designänderung soll der Entwurfsprozess angepasst werden um Auslegung und Vergleich der in Abb. 8, rechts, gezeigten Strukturen zu ermöglichen.

## Literaturverzeichnis

- [1] Huber J.E. et al., The selection of mechanical actuators based on performance indices. *The Royal Society*, vol. 453, no. 1965. 1997 October: 2185–2205.
- [2] Sibaoka T., Rapid plant movements triggered by action potentials. *The Botanical Magazine*, vol. 104, no. 1. 1991 March: 73–95.
- [3] Webb J.W., Flickr.com. [Online].; 2008 [cited 2016 February 29. Available from: <https://www.flickr.com/photos/webbajah/2368172833/in/photostream/>.
- [4] Dittrich K., Cellular actuator device and methods of making and using same. USA, *US 7,055,782*. 2006 June 6.
- [5] Vos R. and Barrett R.M., Pressure adaptive honeycomb: A novel concept for morphing aircraft structures. In *27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010*; 2010; Nice, France. 1792–1801.
- [6] Vos R., Mechanics and applications of pressure adaptive honeycomb. PhD Thesis ed. Kansas. Lawrence, Kansas: University of Kansas; 2009.
- [7] Barrett R.M. and Vos R., Method and apparatus for pressure adaptive morphing structure. Europe, *EP 2,459,442*. 2012 June 6.
- [8] Vos R. and Barrett R.M., Method and apparatus for pressure adaptive morphing structure. USA, *US 8,366,057*. 2013 February 5.
- [9] Zhang H.W. and Lv J., A multiscale method for the numerical analysis of active response characterization of 3D nastic structures. *Smart Materials and Structures*, vol. 21, no. 8. 2012 July: Art.Nr. 085009.
- [10] Lv J. et al., A multiscale co-rotational method for geometrically nonlinear shape morphing of 2D fluid actuated cellular structures. *Mechanics of Materials*, vol. 79, 2014 December: 1–14.
- [11] Lv J. et al., Multiscale method for mechanical analysis of heterogeneous materials with polygonal microstructures. *Mechanics of Materials*, vol. 56, 2013 January: 38–52.
- [12] Lv J. et al., Shape and topology optimization for closed liquid cell materials using extended multiscale finite element method. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 49, no. 3. 2014 March: 367–385.

- [13] Pagitz M. et.al., Pressure-actuated cellular structures. *Bioinspiration and Biomimetics*, vol. 7, no. 1. 2012 March: Art.Nr. 016007.
- [14] Pagitz M. et al., A modular approach to adaptive structures. *Bioinspiration and Biomimetics*, vol. 9, no. 4. 2014 December: 046005.
- [15] Gramüller B. et al., PACS - Realization of an adaptive concept using pressure actuated cellular structures. *Smart Materials and Structures*, vol. 23, no. 11. 2014 November 1: Art.Nr.115006.
- [16] Pagitz M. et al., Compliant pressure actuated cellular structures. [Online].: *arXiv 1403.2197*; 2014 [cited 2015 January 01. Available from: <http://arxiv.org/abs/1403.2197v1>.
- [17] Gramüller B. and Hühne C., PACS: Numerical approach and evaluation of a concept for dimensioning pressure-actuated cellular structures. *CEAS Aeronautical Journal*, 2015 August 23: 1–14.
- [18] Gramüller B. et al., Shape-variable seals for pressure actuated cellular structures. *Smart Materials and Structures*, vol. 24, no. 9. 2015 July: Art.Nr.: 095005.
- [19] Pagitz M., Design of pressure actuated cellular structures. [Online].; 2015 [cited 2015 August 06. Available from: <http://arxiv.org/abs/1403.4033>.
- [20] Gramüller B. et al., Holistic design and implementation of pressure actuated cellular structures. *Smart Materials and Structures*, vol. Volume 24, no. Issue 12. 2015 December: Art.Nr.: 125027.

Kintscher M., Kirn J., Monner H.P.

# Integration von Funktionslagen in Formvariable Strukturen

**Zusammenfassung:** Für die Realisierung einer laminaren Umströmung des Tragflügels in der kommerziellen Luftfahrt spielt das Hochauftriebssystem an der Vorderkante eine wichtige Rolle. Aufgrund der Bauweise heutiger Vorflügel erfüllen diese Systeme nicht die hohen Anforderungen an die Oberflächenqualität. Bei heutigen Systemen an der Flügelvorderkante, wie z.B. dem Slat, sorgt der Spalt zwischen Slat-Hinterkante und dem Hauptflügelement zum sofortigen Umschlag in eine turbulente Umströmung. Es besteht daher Bedarf an der Entwicklung von Hochauftriebssystemen mit hoher Oberflächengüte, die eine laminare Umströmung erlauben. Neben der klassischen Krügerklappe, die gleichzeitig einen Mechanismus zum Schutz der Vorderkante gegen Verschmutzung durch Insekten bereitstellt, wird aktuell auch an der Smart Droop Nose gearbeitet. Diese Technologie bietet die Möglichkeit die geschlossene Vorderkantenstruktur in großem Maßstab zu verformen und so die Profilwölbung zu ändern. Dadurch, dass keine Spalten und Stufen bestehen erfüllt sie die Anforderungen einer laminaren Strömung und kann auch Vorteile hinsichtlich des Umströmungslärms bieten. Die Realisierbarkeit dieser Technologie wurde in statischen Bodentests sowie auch in einem Windkanalversuch bereits nachgewiesen. Als Voraussetzung für den Einsatz am Flugzeug müssen allerdings noch wichtige Funktionen wie z.B. Erosionsschutz, Blitzschutz, Schutz bei Vogelschlag sowie Maßnahmen zur Enteisierung in die Smart Droop Nose integriert werden. In dieser Veröffentlichung wird das Konzept sowie auch das Vorgehen beim Entwurf der Smart Droop Nose umrissen. Der Schwerpunkt liegt auf dem durchgeführten Bodenversuch einer Vorderkante im Originalmaßstab mit integriertem Enteisierungssystem, welches unter Flügelbiegung mit der Vorderkantenstruktur auch auf Ermüdung getestet wurde.

**Schlüsselwörter:** Smart Droop Nose, Morphing, Leading Edge, High-Lift, formvariable Strukturen

## 1 Einführung

Um die Vorgaben der ACARE Forschungsagenden [1] und [2], z.B. zur Reduktion des Treibstoffverbrauchs erreichen zu können, konzentrieren sich internationale Forschungsprojekte zur Zeit insbesondere auf die Realisierung von laminarer Umströmung von Tragflügeln, Triebwerksgondeln und Leitwerken. Für die dafür notwendigen hohen Oberflächenqualitäten ist ein Umdenken bzgl. der Verbindungstechniken generell, aber auch insbesondere der Hochauftriebssysteme an der Vorderkante erforderlich. Es werden daher neue Systeme an der Vorderkante, wie z.B. die Smart Droop

Nose, von Forschergruppen in Europa entwickelt [3, 4, 5]. Neben der Rolle als Wegbereiter für laminare Strömung bietet die Smart Droop Nose allerdings auch Vorteile für Flügel mit turbulenter Umströmung hinsichtlich der Lärmabstrahlung im Landeanflug [6]. Bereits seit 2007 wird im Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik in Zusammenarbeit mit Airbus an der Realisierung der Smart Droop Nose gearbeitet. Das Struktur-Kinematik-Konzept wurde schließlich 2010 erfolgreich in einem Bodentest im Originalmaßstab getestet [7]. Im Jahr 2012 wurde eine Smart Droop Nose im Versuch in einem Niedergeschwindigkeitswindkanal erfolgreich erprobt. Mit diesen Versuchen konnte die generelle Umsetzbarkeit einer last tragenden, formvariablen Struktur, die in eine gewünschte Zielform verformt werden kann, nachgewiesen werden. Für den Einsatz am Flugzeug wurde im nächsten Schritt im Projekt SARISTU (Smart Intelligent Aircraft Structures) [8] schließlich die Integration wichtiger zusätzlicher Funktionen wie z.B.

- Enteisungsmaßnahmen,
- Erosionsschutz,
- Impaktschutz,
- Schutz bei Vogelschlag sowie
- Blitzschutz

untersucht. Dies wurde in Zusammenarbeit mit Partnern aus der Luftfahrtindustrie, wie z.B. der Airbus Group Innovations (Kinematisches Konzept und Abrasionsschutz), der INVENT GmbH (Fertigung des Prototypen und Windkanalmodells in Faserverbundbauweise), GKN Aerospace (Enteisung und Blitzschutz), SONACA (Vogelschlag) sowie VZLU (statischer und dynamischer Bodenversuch) und der RWTH Aachen (Leistungsbewertung auf Gesamtflugzeugebene) durchgeführt. Der Schwerpunkt der Arbeiten im Projekt wurde auf Aspekte der Integration der zusätzlichen Funktionalitäten und der Untersuchung ihrer Rückwirkung auf das formveränderliche Struktursystem gelegt. Eine besondere Herausforderung war im Vergleich zu den vorherigen Projekten der Entwurf eines Vorderkantensegments am Außenflügel. Der dort stark begrenzte Bauraum sowie die hohe Krümmung der Vorderkante in diesem Flügelbereich wurden bewußt als Herausforderungen für ein solches Struktursystem betrachtet.

## 2 Konzept, Entwurfsmethode und Integration der Funktionslagen

Entscheidend für den Erfolg der Integration zusätzlicher Funktionen ist das grundsätzliche Strukturkonzept zur Erzielung großer Formänderungen sowie die industriellen Randbedingungen. In den folgenden Kapiteln wird das Konzept der flexiblen Vorderkantenstruktur kurz erläutert, die Geometrierandbedingungen werden vorgestellt und auf die Entwurfsmethode wird eingegangen.

## 2.1 Konzept und Entwurfsmethode

Ausgangspunkt für das Strukturkonzept ist das deutsche Patent der Firma Dornier DE 2907912-A1 [9]. Der Grundidee des Patents folgend, besteht das Konzept aus einer vollständig geschlossenen Faserverbundstruktur ohne Spalten und Stufen, um am Übergang zum Hauptflügel eine bestmögliche Oberflächenqualität zu erzielen. Gleichzeitig soll ein möglichst einfacher Mechanismus im Inneren der Struktur die Verformung ermöglichen. Dabei wird die äußere, flexible Haut durch Omega-Stringer in Längsrichtung versteift. Diese werden gleichzeitig zur Lastein- und -ableitung und zum Anschluß des Mechanismus verwendet. Der Mechanismus ersetzt in diesem Fall die konventionelle Rippe in der Vorderkante. Der Entwurf und die Dimensionierung von formvariablen Strukturen muß entsprechend des zugrundeliegenden Strukturkonzepts entwickelt werden, so daß die zusätzlich zu integrierenden Funktionalitäten in Form von Funktionslagen sowie die Vorgabe einer Zielverformung berücksichtigt werden. Nach dem Auslegungsprozess sollen die Kernmerkmale der formvariablen Vorderkante

- große Verformung bei möglichst geringen Strukturdehnungen,
- notwendige Steifigkeit für hohe Oberflächenqualität,
- geringe Aktuatorkräfte für die Verformung sowie ein
- last tragender innerer Mechanismus für maximale Oberflächenqualität mit minimalem Gewicht und geringer Komplexität

erfüllt sein.

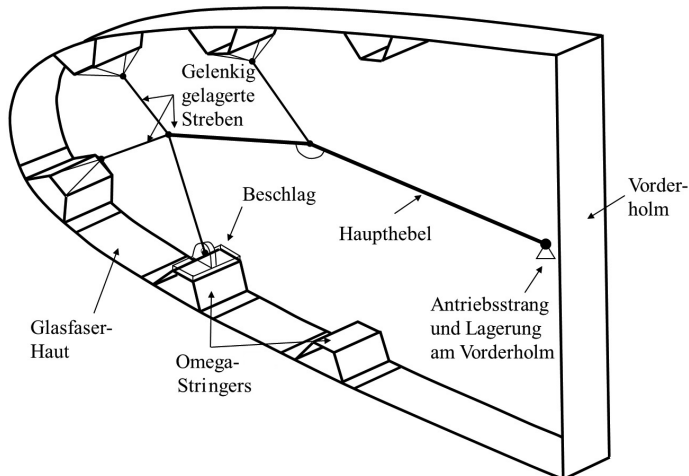
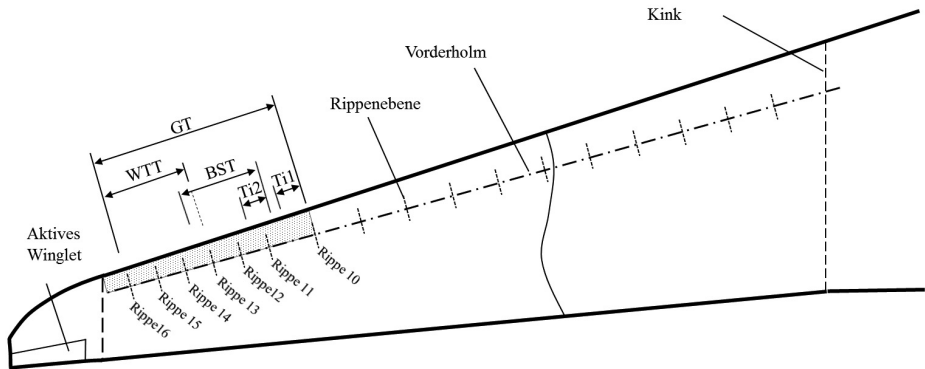


Abb. 1: Konzeptdarstellung der Smart Droop Nose.

## 2.2 Flügelgeometrie und Demonstratoren

Der zugrundeliegende Referenzflügel ist der eines Business-Jets für 130 Passagiere. Zur Demonstration der verschiedenen Technologien wurden mehrere Demonstratoren entwickelt. Die Geometrie und die Zielsetzung der im Rahmen vom Projekt SARISTU umgesetzten Demonstratoren sind in Abb. 2 und Tab. 1 angegeben.



**Abb. 2:** Übersicht über Flügelgeometrie und Vorderkanten-Demonstratoren im Projekt SARISTU.

Um die industrienaher Fertigung zu demonstrieren und einen realistischen Lebensdauernachweis zu erbringen wurde ein großskaliges Segment einer Vorderkante des Außenflügel gefertigt und im Bodentest (GT) untersucht. Hierbei wurde auf die Effekte unter Flügelbiegung und das integrierte Enteisungssystem geachtet. Insbesondere die Stabilität unter Flügelbiegung bei abgesenkter Vorderkante war von Interesse. Unter Flügelbiegung liegt bei abgesenkter Vorderkante eine doppelt gekrümmte Form vor, die die Struktur ohne Instabilität oder Versagen einnehmen muß. Zusätzlich wurde ein zyklischer Betrieb durchgeführt, um Komponenten und Strukturbereiche identifizieren zu können, die Anzeichen von Ermüdung zeigen. Der Windkanaldemonstrator (Wind Tunnel Test - WTT) wurde im Windkanal T-104 der TsAGI (Zentrales Aerohydrodynamisches Institut) in Moskau bei Strömungsgeschwindigkeiten von bis zu 120m/s getestet. Es wurde hier die Formhaltigkeit unter realistischen Luftlasten untersucht. Im Vogelschlagversuch (Bird Strike Test - BST) wurde zwei Arten von Strukturen für den Schutz des Vorderholms getestet. Neben einem Schutz aus Aluminiumblech wurde auch ein Schutz mit hybridem Aufbau aus Aluminiumblech und Aluminium-Honigwaben getestet. Dabei erfolgt der Beschuß in den Versuchen sowohl direkt auf die Kinematiken als auch zwischen die Kinematikstationen um die Effektivität der Protektoren bewerten zu können. Da die notwendige Technologiereife der Integration einiger Funktionen wie z.B. des Erosionsschutzes zum Zeitpunkt der Festlegung der



Ausgestaltung der Demonstratoren noch nicht gegeben war, wurden diese später in separaten Demonstratoren umgesetzt. Es wurden daher die Demonstratoren Ti 1 und Ti 2 entwickelt, die mit einer Titanfolie für Erosionsschutz ausgestattet sind.

**Tab. 1:** Übersicht über Vorderkanten-Demonstratoren im Projekt SARISTU.

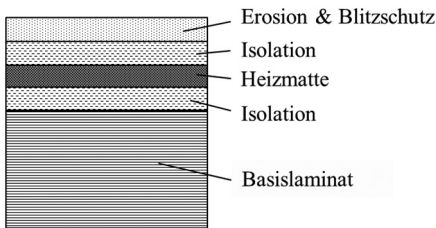
Acr.	Rippen Station	Länge	Test/Demonstrator	Ziel
GT	Rippe 10-Rippe 16	3656mm	Fliigelbiegung, Ermüdung, Enteisierung	Form, Dehnung, Festigkeit
WTT	Rippe 13-Rippe 16	1760mm	Realistische aerodynamische Last	Form, Dehnung
BST	Rippe 11-Rippe 12	1600mm	Vogelschlag	Vogelschlag
Til	Rippe 10	300mm	Demonstrator mit Titanfolie und Enteisierung	Form, Dehnung
Ti2	Rippe 11	300mm	Demonstrator mit Titanfolie (nur Nasenbereich)	Form, Dehnung, Festigkeit

### 2.3 Entwurf der formvariablen Haut

Basierend auf dem genannten Patent [9] besteht die Haut aus einem flexiblen Glasfaserverbund, der von einem konventionellen Aktuator über den beschriebenen Mechanismus verformt werden kann. Die innen liegenden Mechanismen zur Verformung sind dabei entsprechend der Rippebenen in regelmäßigen Abständen in Spannweitenrichtung verbaut. Der Glasfaserverbund ist so entworfen, daß er einerseits die angestrebte Zielform bei Aktuierung einnimmt, andererseits aber auch fundamentale Festigkeitsanforderungen wie z.B. die der maximal zulässigen Dehnung erfüllt. Dabei werden so wenig wie möglich Kinematikstationen bzw. Mechanismen verbaut um ein minimales Gewicht zu erzielen. In einer integralen Bauweise werden die Omega-Stringer im ‚Co-Bonding‘- Verfahren mit der Haut gefertigt. Die so entstehende Struktur besitzt keinerlei Trennstellen oder Stufen und stellt die Tragstruktur für die zusätzlich zu integrierenden Funktionslagen dar. Zur Minimierung der entstehenden Dehnungen werden vom Entwurfsprozess nur Biegebeanspruchungen der Haut erlaubt und zusätzliche Normaldehnungen im Laminat vermieden. Es wird so eine größere Verformung durch reine Biegebeanspruchung ermöglicht. Durch die kontinuierliche Geometrie der Vorderkante kann die Verformung auf die gesamte Struktur der Vorderkante verteilt werden, so daß Dehnungen über einen großen Bereich verteilt und höhere Dehnungskonzentrationen vermieden werden können. Die Flexibilität der Haut wird durch auslaufende Lagen in Bereichen hoher Krümmungsdifferenz erzeugt. Da die Biegedehnung  $\varepsilon_{Bmax}$  direkt von der Krümmungsdifferenz  $\Delta k$  und der Dicke  $t$  der Haut abhängt,

$$\varepsilon_{Bmax} = \frac{1}{2} \Delta k t$$

werden kritische Dehnungswerte typischerweise an Stellen beobachtet, an denen die Krümmungsdifferenz maximal ist und in Kombination eine große Hautdicke oder aber Steifigkeitssprünge durch die auslaufenden Lagen oder Anbindung der Stringer vorliegen. Die über den gesamten Umfang der Vorderkante durchgängig existierenden Funktionslagen führen hier zu einem unsymmetrischen Lagenaufbau (Abb. 3). Durch den unsymmetrischen Lagenaufbau und die Integration von Funktionslagen mit stark unterschiedlicher Steifigkeit wird eine Verschiebung der neutralen Faser aus der Mittelebene hervorgerufen.



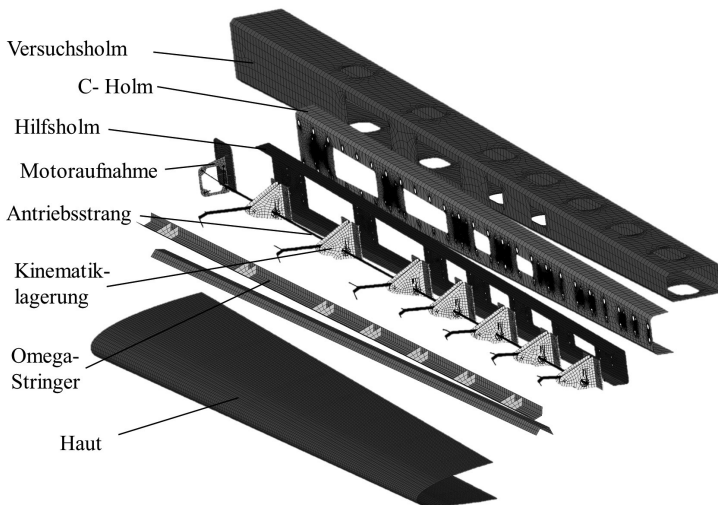
**Abb. 3:** Übersicht über Flügelgeometrie und Vorderkanten-Demonstratoren im Projekt SARISTU.

Daraus folgt eine unsymmetrische Verteilung der Biegedehnung. Bei z.B. der Integration von einer äußeren Titan-Lage erfolgt eine starke Verschiebung in der Art, daß die innen liegenden Glasfasern mehr Dehnung ertragen müssen. Zusätzlich erhöht sie die Steifigkeit mit einerseits positiven Auswirkungen auf die Formhaltigkeit unter Luftlast, andererseits hohen Aktuator Kräften zur Verformung. Neben der Erhöhung der Hautdicke tragen demnach weitere Effekte zu höheren Dehnungswerten in der Haut bei gleicher Verformung bei. Die über den gesamten Umfang der Vorderkante durchgängig existierenden Funktionslagen führen hier zu einem unsymmetrischen Lagenaufbau (Abb. 3). Durch den unsymmetrischen Lagenaufbau und die Integration von Funktionslagen mit stark unterschiedlicher Steifigkeit wird eine Verschiebung der neutralen Faser aus der Mittelebene hervorgerufen. Daraus folgt eine unsymmetrische Verteilung der Biegedehnung. Bei z.B. der Integration von einer äußeren Titan-Lage erfolgt eine starke Verschiebung in der Art, daß die innen liegenden Glasfasern mehr Dehnung ertragen müssen. Zusätzlich erhöht sie die Steifigkeit mit einerseits positiven Auswirkungen auf die Formhaltigkeit unter Luftlast, andererseits hohen Aktuator Kräften zur Verformung. Neben der Erhöhung der Hautdicken tragen demnach weitere Effekte zu höheren Dehnungswerten in der Haut bei gleicher Verformung bei.

## 2.4 Finite-Element-Model des Bodenversuchs

Zur Auslegung und Instrumentierung des großskaligen Bodenversuchs wurde ein Finite-Elemente-Modell erstellt. Dies umfaßt neben den hauptsächlich relevanten

Komponenten des Prüfstands zur Einspannung der Vorderkante die Vorderkante selbst inklusive den sieben Hebel-Kinematiken sowie des dazugehörigen Antriebsstrangs. Für eine effiziente Berechnung wurde auf Volumenelemente verzichtet und die Haut sowie auch die Holme mit Schalenelementen idealisiert. Für die Kinematikkomponenten kamen ausschließlich Balkenelemente oder MPC (Multi-Points-Constraint)-Elemente zum Einsatz. Um das Testprogramm vorab simulieren zu können, ist das Modell voll funktionsfähig inklusive Antrieb und Gleitlagerung der Komponenten des Antriebsstrangs an den Trägern der Kinematiken. Vor dem Versuch konnten so Erwartungswerte berechnet werden. Nach dem Versuch wurde ein Vergleich der berechneten Werte mit den gemessenen Werten dazu genutzt, die Berechnungsmodelle zu detaillieren und ihre Vorhersagegenauigkeit zu erhöhen.



**Abb. 4:** Explosionsansicht des Finite-Element-Modells der Smart Droop Nose im Versuchsaufbau.

### 3 Versuch

Das hauptsächliche Ziel des Bodenversuchs ist die Demonstration der Funktionalität der Smart Droop Nose mit zusätzlichen Funktionen unter relevanten Randbedingungen und Lasten. Dies sind insbesondere Flügelbiegung und Ermüdung. Unter diesen Bedingungen sollen charakteristische Daten, wie z.B. Aktuatorkraft und Dehnungen etc. erfasst werden. Zusätzlich soll die Funktion des integrierten Enteisungssystems durch die Aufnahme von Temperaturwerten dokumentiert werden. Anschließend werden diese Daten für eine Validierung des erstellten FE-Modells (vgl. Abb. 4) genutzt. Die ermittelten Daten sollen Einblick in die Interaktion der verschiedenen Funktionalitäten im Betrieb und damit verbundene Reaktionen der Struktur geben.

### 3.1 Versuchsaufbau

Der Versuchsaufbau wurde mit AGI und der Strukturversuchsanstalt VZLU als hauptverantwortlichem Partner entwickelt. Der Aufbau ist der Einbausituation am Flügel nachempfunden, so daß es einen Holm gibt, der den Flügelvorderholm repräsentiert. An diesem wird dann über einen Hilfsholm die Vorderkante befestigt. Der Holm ist an drei Positionen mit hydraulischen Zylindern abgestützt, über die auch die Flügelbiegung in den Holm eingeleitet werden kann. Die Verwendung eines Hilfsholms wurde gewählt, um die Montage am Versuchsstand und das Handling zu vereinfachen. Entsprechend wurde die Glasfaserstruktur der Vorderkante inklusive des Antriebsstrangs und den Kinematiken vormontiert. Die Vorderkantenstruktur wurde neben der Vernietung am Hilfsholm auch am Hauptholm befestigt. Eine Übersicht ist in Abb. 5 dargestellt.

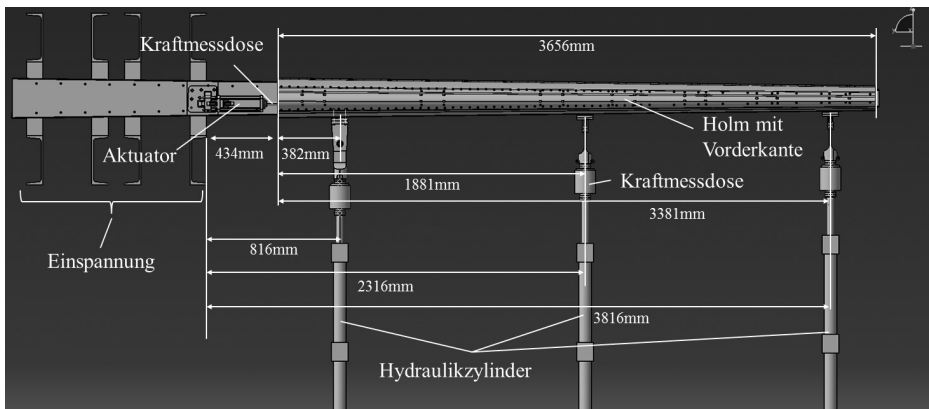
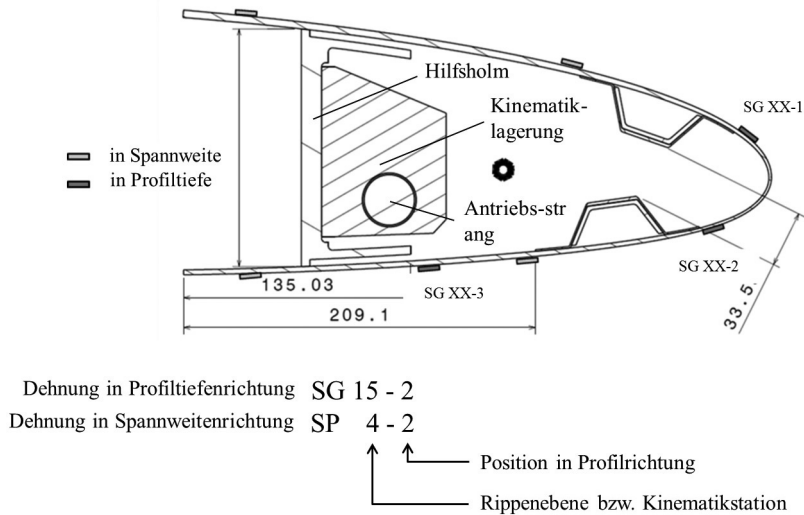


Abb. 5: Versuchsaufbau für den Demonstrator (GT) der Smart Droop Nose.

### 3.2 Instrumentierung

Für die Verformungsmessungen wurde das kontaktfreie 3D Messsystem PONTOS der Firma GOM verwendet. Mit diesem System können Starrkörperbewegungen auf Basis von Markern analysiert und dokumentiert werden. Anhand der Ergebnisse können anschließend komplexe Bewegungen in 3D veranschaulicht werden. Es wurden dazu zwei Kameras verwendet, die für die Messungen auf einem Podest installiert waren. Aufgrund der Größe des zu vermessenden Objekts wurde die Vorderkante in zwei Abschnitten bzw. Messungen vermessen. Die Kalibrierung erfolgte dabei jeweils mit einem Messvolumen von 1700mm x 1360mm x 1360mm. In einem späteren Schritt der Nachbearbeitung wurden die gemessenen Abschnitte mit Hilfe der Hersteller-Software kombiniert und die Abweichungen bezogen auf ein Referenz-CAD-Modell ausgewertet. Zur Zustandsüberwachung und Messdatenaufnahme wurden Dehnungen der

Haut sowie auch der Kinematikelemente mit Standard-DMS gemessen. Auf der Haut der Vorderkante wurden in mehreren spannweiten Schnitten drei Dehnmessstreifen in Profiltiefenrichtung verwendet. Diese Dehnmessstreifen wurden kolokal mit den Kinematiken, d.h., in den Querschnitten, in denen die innen liegenden Mechanismen an die Haut angeschlossen sind, (Rippenstation 10 bis 16) verwendet, da dort Dehnungsspitzen zu erwarten sind.



**Abb. 6:** Nomenklatur zur Plazierung der Dehnmessstreifen.

Für die Messung der Dehnungen in Spannweitenrichtung wurden in vier Querschnitten Dehnmessstreifen verwendet. Die Kennzeichnung ist in Abb. 6 erläutert. Insgesamt wurden so 12 DMS auf der Haut verwendet. Zur Messung der Dehnungen auf den Elementen des Antriebsmechanismus wurden einzelne ausgewählte Elemente mit DMS ausgerüstet um einerseits die übertragenen Kräfte, andererseits aber auch unerwünschte Biegebeanspruchung detektieren zu können. Zusätzlich wurden zwei Winkelsensoren verwendet, um die Auslenkung von Kinematikelementen bestimmen zu können, sowie eine Kraftmessdose zur Messung der Aktuatorkraft. Die Kraftmessdose zur direkten Messung der Aktuatorkraft ist in den Antriebsstrang integriert. Dieser besteht aus einer Achse bzw. Gestänge entlang des Vorderholms, die durch lineare Translation (Zug/Druck) entlang des Vorderholms durch den Aktuator angetrieben wird (vgl. Abb. 5). Es wird damit von der im Flugzeugbau üblichen Umsetzung mit einer schnell drehenden Welle zur Übertragung der Antriebsenergie zugunsten des kleineren Bauraums abgewichen. Für die Versuche mit simulierter Flügeldurchbiegung wird die Kraft durch eine Kraftmessdose jeweils direkt an den drei Hydraulikzylindern gemessen (vgl. Abb. 5). Für die Dokumentation und Überwachung der

Arbeitsweise des Enteisungssystems sind Temperatursensoren wie in Abb. 7 dargestellt auf der Hautoberseite angebracht. Zusätzlich wurde eine FLIR Thermokamera verwendet um aus verschiedenen Perspektiven einen Schnelltest der Temperatur durchführen zu können.

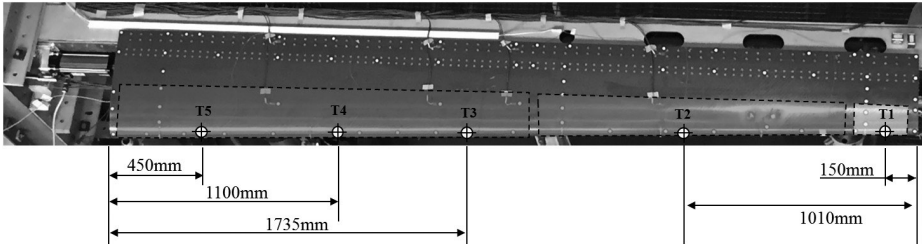


Abb. 7: Position der Temperatursensoren in den drei Bereichen des Enteisungssystems.

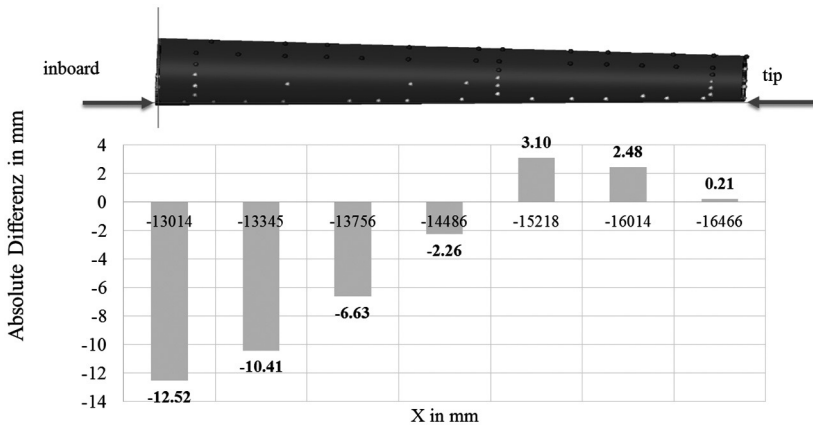
### 3.3 Ergebnisse

Die Auswertung der Ergebnisse wird hier in Ausschnitten für die Ergebnisse des statischen Tests dargestellt. Dabei wird der Vergleich der Messungen mit den berechneten Ergebnissen getrennt für die Meßgrößen Verformung, Dehnungen und Kraft durchgeführt.

#### 3.3.1 Form und Verformung

Die mit dem PONTOS-System gemessene Verformung der Vorderkante ist in Abb. 8 dargestellt. Die Vorhersage auf Basis der FE-Rechnungen entspricht den gemessenen Werten im Falle der Outboard-Seite Vorderkante (tip) gut. Größere Abweichungen sind lediglich an der Innenseite der Vorderkante (inboard) feststellbar. Eine negative Differenz in den Vergleichswerten zeigt in diesem Fall, daß die Verformungen unter den erwarteten Werten liegen. In diesem Fall wird eine Differenz von 12.5mm, d.h. eine relative Abweichung von  $-31\%$  angegeben. Die Abweichung im Aussenflügelbereich liegt mit +1mm klar darunter und stimmt gut mit der Zielkontur überein. Hier wurde eine Verformung festgestellt, die etwa 8% größer als der Erwartungswert war. Im Vergleich zu den im Vorgängerprojekt gemessenen Abweichungen ( $\pm 2\text{mm}$  im Projekt SADE [8]) ist die Abweichung an der Inboard-Seite relativ groß. Es wird vermutet, dass die große Abweichung teilweise auf einen Fehler in der Nachbearbeitung der Messergebnisse zurückzuführen ist, der bei der Zusammenführung der getrennt gemessenen Abschnitte entstanden ist. Ein Hinweis darauf könnten die inkonsistenten Ergebnisse der Verformung im Bereich der Trennstelle der Messungen hindeuten. Aufgrund der Datenmenge war eine Vorortauswertung der Messdaten leider nicht

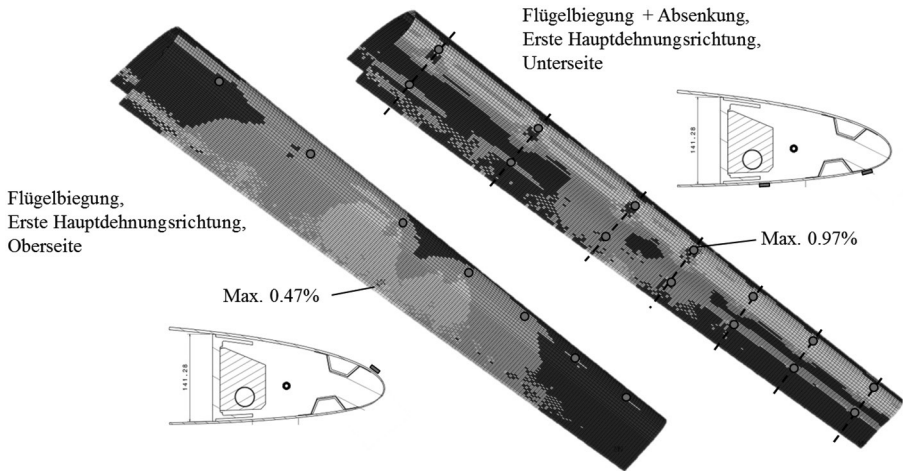
möglich. Aufgrund der limitierten Versuchszeit musste auf eine Wiederholung der aufwendigen Messung verzichtet werden. Da die Fähigkeit der Abbildung einer gegebenen Zielkontur schon im Vorgängerprojekt demonstriert werden konnte, lag der Schwerpunkt der Messung im Falle des Projekts SARISTU auf dem Nachweis der Integration und der Funktion der Technologien unter relevanten Lastbedingungen. Insgesamt kann von einer guten Wiedergabe der angestrebten Zielkontur ausgegangen werden, obwohl dies nicht im Fokus der Untersuchungen stand. Wichtig war die Prüfung unter praxisrelevanten Verformungen und Lasten der Struktur wie z.B. Flügelbiegung und Ermüdung.



**Abb. 8:** Absolute Differenz des Vergleichs von verformter Struktur und Soll-Werten aus dem CAD-Modell.

### 3.3.2 Dehnungen

In Abb. 9 ist die Position der DMS sowie auch die Dehnungsverteilung aus einer FE-Simulation für die Fälle maximaler Abwärtsverformung in Kombination mit Flügelbiegung und reiner Flügelbiegung dargestellt. Der kritische, maximale Dehnungswert wird beim kombinierten Lastfall dabei auf der Unterseite des Profils in der Nähe der integrierten Anschlußstellen der Kinematik erreicht. Wird nun eine äußere Erosionsschutzlage berücksichtigt, verändert sich die Dehnungsverteilung erheblich. Durch die unterschiedliche Steifigkeit des Basismaterials und der Erosionsschicht verschiebt sich die Dehnungsverteilung über der Laminatdicke, so daß eine Mehrbeanspruchung der inneren Lagen stattfindet. Die maximale Dehnung der äußeren Lagen wird vom Einfluss der Krümmungsänderung sowie des Steifigkeitssprungs an den Stellen der Anbindung der Omegastringer zur Haut dominiert (Abb. 10). Beim Vergleich der berechneten Erwartungswerte an der kritischen Stelle mit den Messwerten SG xx-2 kann eine gute Übereinstimmung festgestellt werden (vgl. Tab. 2).



**Abb. 9:** Position der DMS und FE-Analyse zur Bestimmung von erwarteten Dehnungsspitzen beim kombinierten Lastfall (Absenkung & Flügelbiegung).

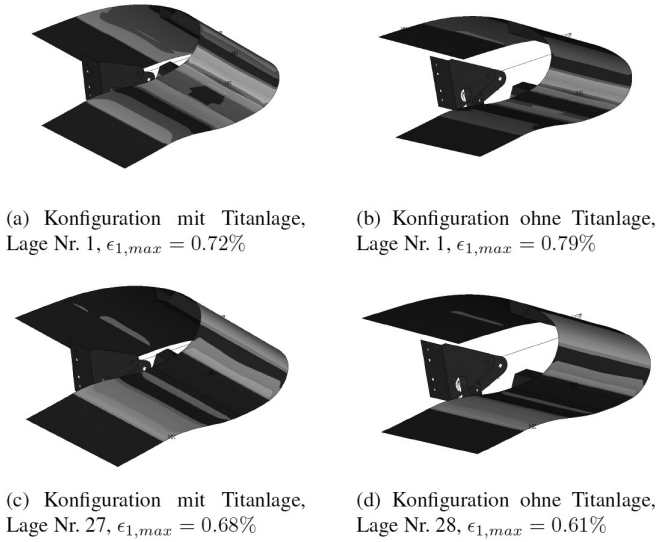
**Tab. 2:** Übersicht über Vorderkanten-Demonstratoren im Projekt SARISTU.

SG	$\epsilon_{1,max}$ in $\mu\text{m}/\text{m}$ , FEA	$\epsilon_{1,max}$ in $\mu\text{m}/\text{m}$ , exper.	Differenz
SG 10-2	6400	6759	+ 5,6%
SG 11-2	6500	5771	-11,2%
SG 12-2	6800	7122	+ 4,7%
SG 13-2	7400	7723	+ 4,4%
SG 14-2	7150	8191	+ 15%
SG 15-2	8400	8792	+ 4,6%
SG 16-2	8577	8886	+ 3,6%

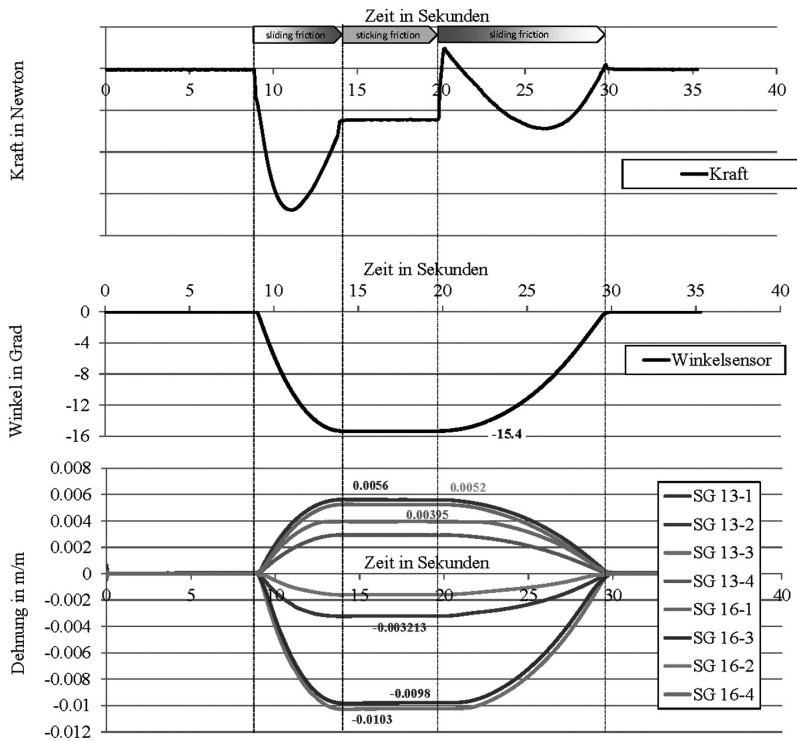
### 3.3.3 Kraft

Der Vergleich der gemessenen maximalen Aktuatorkraft von 6,7kN zeigt eine große Abweichung vom Erwartungswert aus FE-Berechnungen. Weiterhin zeigt auch der Verlauf der Kraft über der Zeit einen Verlauf der nicht den Erwartungen entsprach (vgl. Abb. 11). Zur Minimierung des Energiebedarfs wurde der Mechanismus an jeder Rippenstation so ausgelegt, daß die erforderliche Aktuatorkraft über einen Kniehebelmechanismus nahezu Null sein sollte. Abweichend davon ist im Kraftverlauf zu erkennen, daß nach dem Durchfahren eines Minimums von -6700N (Zugbeanspruchung des Aktuators) und einer Abnahme der Kraft bis zum Punkt der maximalen Auslenkung (bei ca. 14 Sekunden) eine nennenswerte Restkraft verbleibt, die vom Aktuator gehalten werden muß. Wird dann die Vorderkante wieder in die





**Abb. 10:** Analyse und Vergleich der Dehnungsverteilung  $\epsilon_1$  des Demonstrators Ti1.



**Abb. 11:** Versuchsergebnisse im Vergleich des Funktionstests des Windkanaldemonstrators (WTT, 4 Kinematikstationen).

Ausgangsform gefahren, (bei ca. 20 Sekunden) springt die Kraft schlagartig zu positiven Werten der Kraft (Druck auf den Antriebsstrang), erreicht dann ein Minimum und endet bei Null. Da Gleitlager zur Lagerung des Antriebsstrangs am Vorderholm genutzt werden, wird vermutet, dass die Abweichung von den erwarteten maximalen Kräften sowie auch von vom erwarteten Kraftverlauf mit der Modellierung der Gleitlagerung in der Simulation zusammenhängen. Aufgrund des Kraftverlaufs wird von einer Kombination aus einem zu eng eingestellten Grenzwert der Positioniergenauigkeit des Aktuators sowie einem Stick-Slip-Effekt der Lagerung ausgegangen. Zusätzlich konnte eine Abweichung bei der Auslenkung der Kinematiken mit einem Erwartungswert von etwa  $16.1^\circ$  bis  $16.4^\circ$  zu einem gemessenen Wert von  $15.4^\circ$  im Funktionstest festgestellt werden.

## 4 Zusammenfassung und Ausblick

Eine Herausforderung für formvariable Strukturen am Flugzeug ist die Integration von wichtigen Funktionen für die Anwendung am Flugzeug. Die erfolgreiche Integration solcher Funktionen, wie z.B. Enteisung, Erosionsschutz, Blitzschutz sowie Konzepten zum Schutz der Primärstrukturen wurden im Projekt SARISTU anhand von Simulationen, Bodenversuchen (einschließlich Flügelbiegung und Ermüdung) sowie einem Windkanaltest gezeigt. Die Hauptschwierigkeit stellt dabei die kompatible Integration zusätzlicher Funktionslagen in das (Basis-) Laminat dar. Es muss hier gezielt darauf geachtet werden die Flexibilität und damit die Fähigkeit zur Formanpassung zu erhalten. Insbesondere die Interaktion der einzelnen Funktionslagen führt hier schnell zu Zielkonflikten, die ein ausgewogenes Design erschweren. Abhängig vom eingesetzten Basismaterial für die Hautstruktur kann die Integration weiterer (Funktions-)Lagen z.B. zu einem Verlust der Kontrolle über den Verlauf der Biegesteifigkeit der Hautstruktur führen. Diese ist allerdings wie beschrieben enorm wichtig, um eine gewünschte Zielkontur einstellen zu können. Insbesondere bei der Verwendung von hoch steifen Metallfolien für den Erosionsschutz ist darauf zu achten, daß die Möglichkeit zur gezielten Anpassung der Biegesteifigkeit nicht verloren geht. Da die Formanpassung an eine gegebene Profilform über eine entsprechende Anpassung der Biegesteifigkeit der Haut (durch das auslaufen lassen von Lagen) gesteuert werden kann, dominieren Lagen, die über den gesamten Umfang der Vorderkante Verwendung finden, die Steifigkeitsverteilung der Haut unter Umständen zu stark als daß das Profil effektiv an eine Zielform angepaßt werden kann. Weiterhin hängt die Fähigkeit der Formanpassung von der maximal zulässigen Dehnung der einzelnen Lagen ab. Die Einführung von zusätzlichen Lagen bedeutet in diesem Zusammenhang zunächst eine lineare Zunahme der Dehnungen mit der Dicke des Hautlaminats. Zusätzlich nimmt die Krümmungsänderung in Spannweitenrichtung durch die geringen Krümmungsradien der Vorderkante im Außenflügelbereich zu wenn die Parameter der aerodynamischen

Ziel konstant gehalten werden.<sup>1</sup> Im Außenflügelbereich kommt erschwerend für den Entwurf eines formvariablen Struktursystems der begrenzte Bauraum hinzu. Um die benötigten Trajektorien durch eine Kinematik bereitstellen zu können, wäre Bauraum mit Potential zur Optimierung notwendig. Nachteilig ist in diesem Zusammenhang die oben beschriebene Verwendung eines Hilfsholms. Das Konzept erleichtert zwar das Handling und die Montage, es werden allerdings im betrachteten Fall 130mm (konstant in Spannweitenrichtung) Bauraum vor dem Vorderholm belegt, die nicht für die Anordnung von anderen Bauteilen oder einer Optimierung der Kinematik genutzt werden können. In den äußeren Querschnitten des Profils führt dies zu einem Verlust von 9% der Profiltiefe, die nicht für die Erzielung einer Zielform genutzt werden können. Die Approximation von aerodynamisch optimierten Zielkonturen ist insbesondere im Außenflügelbereich begrenzt. Für große Krümmungsdifferenzen, also große Verformungen, in diesem Bereich könnten z.B. hybride Glasfaser-Elastomer-Lamine wie bei [12] gezeigt besser geeignet sein, da sie eine höhere Dehnbarkeit besitzen. Allgemein setzt die Integration von Funktionslagen in eine formveränderliche Struktur, wie sie hier entworfen wird, die Reduzierung auf absolut nötige Schichtdicken voraus. Hinzu kommen die schon angesprochenen gegenläufigen Anforderungen der unterschiedlichen Funktionslagen, wie z.B. des Blitzschutzes und der Heizmatte zur Enteisung: Für die Isolation des Enteisungssystems bei Blitzschlag müssen Isolationsschichten zwischen der leitenden äußeren Erosionsschicht und der innen liegenden Heizlagen vorgesehen werden. Um eine ausreichende Isolation gewährleisten zu können durfte im vorliegenden Fall die Schichtdicke nicht kleiner als 0,25mm betragen. Diese Isolationsschicht isoliert in diesem Fall dann leider auch die Temperatursausbreitung von der Heizmatte nach außen zum Enteisen, so daß die Heizmatte im inneren mit einer hohen Temperatur betrieben werden muß, die evtl. zur Schädigung des Laminats führt. Bezüglich der Erosionsschutzschicht ist ohnehin die Verfügbarkeit von Materialien, die einerseits eine gute Erosionsschutzwirkung haben aber andererseits auch hohe Dehnungen ertragen können, begrenzt. Die Verfügbarkeit von z.B. Titanfolien am Markt in der benötigten Größe ist ebenso begrenzt. Es wird daher zu untersuchen sein, inwieweit Folie auf Polyurethan-Basis einsetzbar sind.

## Literaturverzeichnis

- [1] ACARE, Vision 2020, European Commission.
- [2] ACARE, Flightpath 2050, European Commission.

---

<sup>1</sup> Die aerodynamische Zielkonturen wurden mit Hilfe der in [11] vorgestellten Vorgehensweise von T. Kuehn und J. Wild erstellt. Konstanter Parameter ist z.B. die prozentuale maximale Absenkung der Vorderkante bezogen auf die lokale Profiltiefe.

- [3] De Gaspari and S. Ricci: *Active Camber Morphing Wings Based on Compliant Structures*. Proceedings of the 2013 AIDAA Conference of the Italian Association of Aeronautics XXI Conference, 9th–12th of September, 2013, Naples, Italy.
- [4] D. Weber J. Mueller-Roemer, J. Simpson, S. Adachi, W. Herget, V. Landersheim, D. Laveuve: *Smart Droop Nose for application to Laminar Wing of future Green Regional A/C*. Greener Aviation 2014, 12.03–14.03.2014, Brussels.
- [5] G. A. A. Thuwis, M. M. Abdalla and Z. Guerdal: *Optimization of a variable-stiffness skin for morphing high-lift devices*. Smart Materials and Structures, Vol. 19, Number 124010, 2010.
- [6] Wild, Jochen und Pott-Pollenske, Michael und Nagel, Björn: *An integrated design approach for low noise exposing high-lift devices*. 3rd AIAA Flow Control Conference, 2006-06-05 - 2006-06-08, San Francisco, CA (USA).
- [7] Monner, H. P., Riemenschneider, J., Kintscher M.: *Ground test of a Composite Smart Droop Nose*. AIAA/ASMR/ASCE/AHS/ASC 2012, 23.-26.04.2012, Honolulu, Hawaii. ISBN 10.2514/6.2012-1580.
- [8] SARISTU, FP7 project-consortium, <http://www.saristu.eu>
- [9] H. Zimmer :*Quertriebskoerper mit veraenderbarer Profilierung, insbesondere Flugzeugfluegel*. German Patent No. DE 2907912-A1, 1979.
- [10] Kintscher, M. und Monner, H. P. und Kuehn, T. und Wild, J., Wiedemann, M.: *Low speed wind tunnel test of a morphing leading edge*. Proceedings of the 2013 AIDAA Conference of the Italian Association of Aeronautics XXI Conference, 9th – 12th of September, 2013, Naples, Italy.
- [11] Kuehn, T. und Wild, J.: *Aerodynamic Optimization of a Two-Dimensional Two-Element High Lift Airfoil with a Smart Droop Nose Device*. 1st EASN Association Workshop on Aerostructures}, 07.10.2010 - 08.10.2010, Paris, France, 2010.
- [12] Schmitz, A. und Horst, P. und Rudenko, Anton und Monner, Hans Peter: *Design of a contour-variablenose*. Forschungsbericht 2013-03, TU Braunschweig}, Techn. Univ., Campus Forschungsflygflughafen. Seiten 110-121. ISBN 978-3-928628-63-1.

Hübler M., Nissle S., Gurka M., Wassenaar J.

# Realisierung adaptiver Turbulatoren mittels Formgedächtnislegierungselementen und Faserkunststoffverbunden – ein skalierbares Aktorikprinzip

**Zusammenfassung:** Mit adaptiven Turbulatoren kann die aerodynamische Leistungsfähigkeit bei fast jedem Tragflächenflugzeug verbessert werden. Sie bieten die Möglichkeit die Mindestflugeschwindigkeit ohne Nachteile für die Reiseflugeffizienz zu reduzieren. Die Randbedingungen der Anwendung – ein sehr limitierter Bauraum, ein möglichst geringes Gewicht und die Realisierung einer Vielzahl von kleinen Stellelementen – erschweren die Realisierung dieser Funktionalität mit konventionellen mechanischen Systemen. Hybridverbunde aus SMA und FKV mit materialintegrierter Aktorik ermöglichen eine aktiv ansteuerbare Funktion auch unter derartigen Anforderungen. Mittels einer FEM-basierten Auslegung wird sichergestellt, dass die angestrebte Funktionalität der aktiven Turbulatoren erreicht wird. Entsprechend hergestellte aktive Turbulatoren mit einer Bauhöhe von lediglich 1,8 mm zeigen in der experimentellen Untersuchung eine Spitzenauslenkung von 17 mm.

**Schlüsselwörter:** FGL, SMA, Formgedächtnislegierung, aktiv Komponente, adaptive Aktorik, FKV, Faserkunststoffverbund, Turbulator, Flügelströmung

## 1 Einleitung

In der Luftfahrt, speziell bei Tragflächenflugzeugen, wird eine Vielzahl an Steuerflächen eingesetzt, um aktiv die Flugbahn zu beeinflussen oder die Aerodynamik situationsabhängig zu optimieren. Klassischer Weise wird hierbei eine steife Fläche mittels eines Aktors über ein mechanisches System in die gewünschte Stellung bewegt. Der für das mechanische System benötigte Bauraum und das zusätzliche Gewicht verhindern eine Ausweitung der aerodynamischen Anpassbarkeit über die klassischen Steuerflächen hinaus. In diesen Bereichen werden häufig statisch ausgeprägte Geometrien als Kompromisslösung eingesetzt, die nur für einen bestimmten Flugzustand die optimale Leistung sicherstellen, so zum Beispiel bei Winglets, Turbulatoren, Flügelprofilen, Lufteinlass- und Luftauslass-Geometrien der Triebwerke. [1–7]

Neue aktive Funktionen werden durch den Einsatz eines neuen Aktorikprinzips mit anderen Rahmenbedingungen umsetzbar. Aktive Hybridverbunde aus Formgedächtnislegierungselementen und maßgeschneiderten Faserkunststoffverbunden kommen ohne ein mechanisches System aus und reduzieren so den benötigten Bauraum und das mit der aktiven Funktion verbundene Zusatzgewicht (vgl. Abb. 1). Durch die

Skalierbarkeit des Aktorikprinzips können auch bestehende Größengrenzen außer Acht gelassen werden. Es können zum Beispiel auch verteilte, kleine Stellelemente von großer Anzahl effizient dargestellt werden oder großflächige Anpassungen mit nur kleinen Auslenkungen vorgenommen werden.

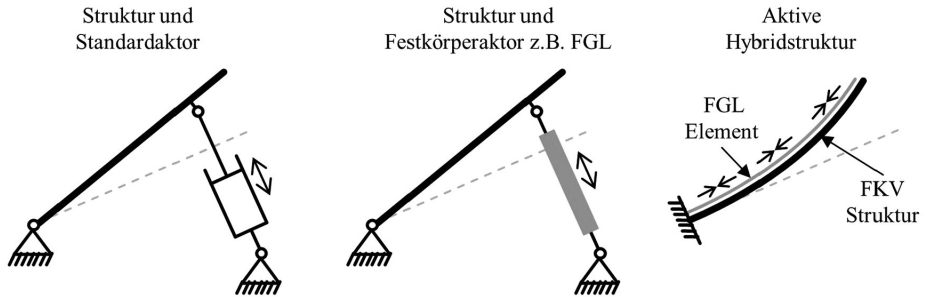


Abb. 1: Vergleich unterschiedlicher Aktorikprinzipien.

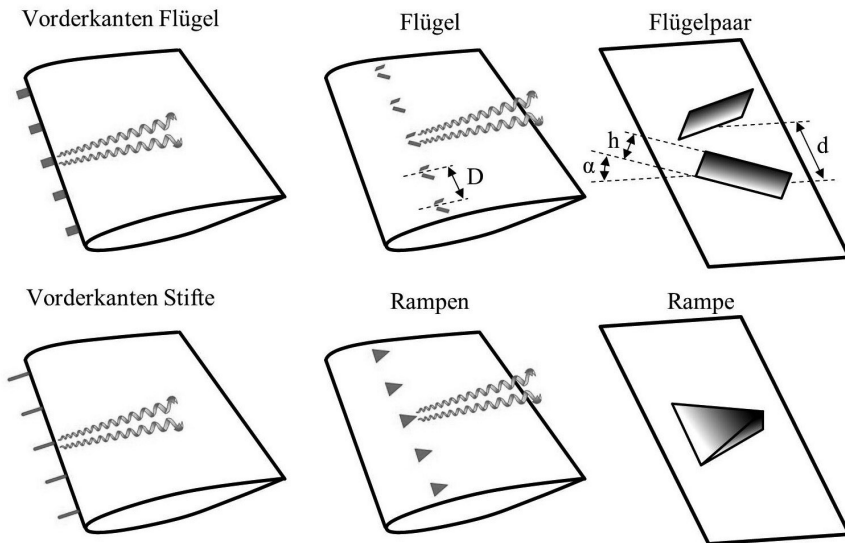
Kleine, die Grenzschicht störende Elemente, sogenannte Turbulatoren (engl. Vortex Generators), werden klassischer Weise in einer statischen Ausführung in großer Anzahl verteilt auf der Flügeloberfläche montiert. Durch ihre Wirkung wird die Strömung bei hohen Anstellwinkeln stabilisiert und das nutzbare Geschwindigkeitsfenster über die eigentlichen Grenzen des Flügelprofils hin zu geringeren Geschwindigkeiten erweitert. Im Sinne eines Kompromisses wird in Kauf genommen, dass die statischen Turbulatoren den Widerstand zu jedem Zeitpunkt des Fluges erhöhen und die Effizienz schmälern. Mit aktiven Turbulatoren kann dieser Nachteil nur auf die Dauer des eigentlichen Langsamfluges beschränkt werden. Die Möglichkeit diese Turbulatoren adaptiv zu gestalten, kann die aerodynamische Effizienz eines jeden Tragflächenflugzeuges signifikant verbessern, da es möglich ist das eigentliche Flügelprofil ohne Kompromiss für den Reiseflug zu optimieren und die notwendigen Langsamflugeigenschaften für Start und Landung nur bei Bedarf durch die Aktivierung der Turbulatoren sicherzustellen. Eine Vielzahl von aktiven Ausführungsvarianten wurde in der Vergangenheit vorgeschlagen jedoch stellen komplexe mechanische Systeme und ein unvollständiges Versenken der Elemente Hindernisse dar. [1,2,8–10]

## 2 Grundlagen

### 2.1 Statische Turbulatoren

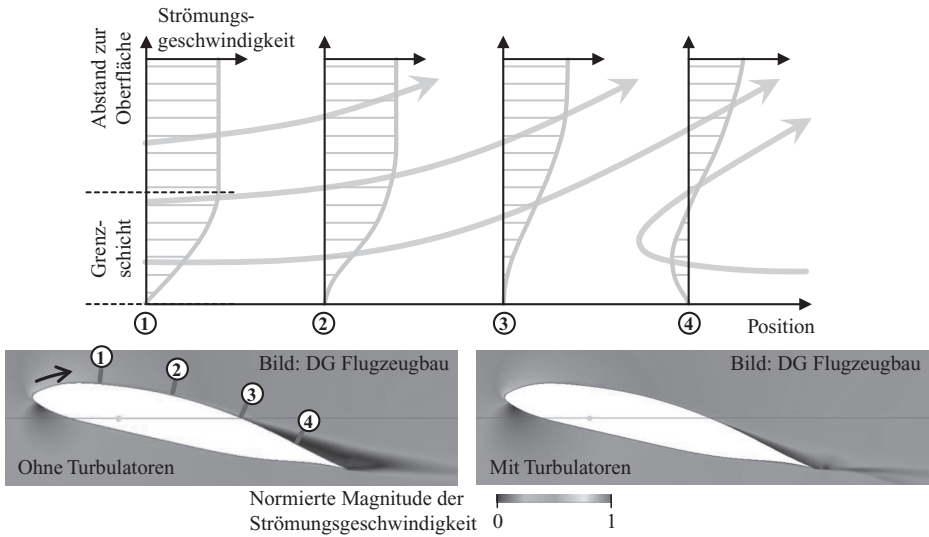
Statische Turbulatoren werden sowohl bei verschiedenen Flugzeugtypen als auch bei Windkraftanlagen eingesetzt. Durch die Erzeugung von Wirbeln wird die

oberflächennahe Grenzschicht mit der schnell fließenden Strömung vermischt und so ein Ablösen der Strömung bei hohen Anstellwinkeln verhindert bzw. verzögert. Ein Ablösen der Strömung führt zu einem schlagartigen starken Rückgang des Auftriebs und kann die Steuerbarkeit des Flugzeuges kritisch beeinträchtigen. Turbulatoren kommen deshalb auch lokal im Bereich von Steuerflächen zum Einsatz. Hier besteht die Gefahr, dass die Strömung der Ruderfläche bei großen negativen Ruderausschlägen (nach unten) nicht folgen kann und die Steuerbarkeit (Ruderwirksamkeit) nachlässt. In der Literatur sind verschiedene Grundformen von Turbulatoren bekannt, wie es Abb. 2 zeigt.



**Abb. 2:** Turbulatoren mit verschiedenen Geometrieausführungen nach [11].

Auf der Flügeloberfläche montierte Turbulatorelemente müssen, um wirksam zu sein, durch die Grenzschicht hindurch in die ungestörte schnelle Strömung ragen. Die Grenzschichthöhe nimmt mit der Lauflänge der Strömung über den Flügel zu und ist von der Flügeltiefe, dem Flügelprofil und der Geschwindigkeit individuell abhängig. Abb. 3 zeigt für verschiedene Positionen an einem Flügel mit abgerissener Strömung (ohne Turbulatoren) das jeweilige Geschwindigkeitsprofil. Hinter dem Ablösepunkt (Punkt 3) ist eine signifikante Rückströmung zu erkennen. Das Strömungsbild mit Turbulatoren zeigt, wie die Strömung dem Flügelprofil bei gleicher Anströmung wesentlich besser folgen kann.



**Abb. 3:** Änderung der Strömungsgeschwindigkeit in Abhängigkeit von Position und Abstand zur Flügeloberfläche. Bilder: DG Flugzeugbau.

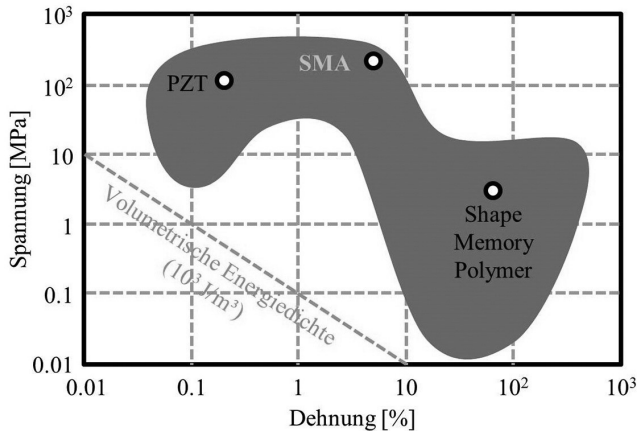
## 2.2 Aktive SMA-FKV-Hybridverbunde

Ein Faserkunststoffverbund entsteht durch die Kombination einer Polymermatrix und einer Verstärkungsfaser. Diesem Materialverbund eine weitere Komponente hinzuzufügen, welche eine spezielle Funktionalisierung ermöglicht, ist eine vielfach genutzte Strategie z.B. zur Zähmodifizierung oder Verbesserung der elektrischen Leitfähigkeit. Um einen „aktiven Verbund“ zu erhalten, d.h. ihm eine aktorische Funktion zu verleihen, bieten sich insbesondere Festkörperaktuatoren mit materialgebundenem Aktorikeffekt für die Integration an. Durch eine geschickte maßgeschneiderte Integration kann der Aktorikeffekt in gewünschter Ausprägung und Richtung materialeffizient auf den Gesamtverbund übertragen werden. Abhängig von adressiertem Aktorikumfang und geforderter Dynamik eignen sich verschiedene Festkörperaktuatoren. Für makroskopische Verformungen unter zusätzlichen externen Lasten, wie es bei aerodynamischen Stellflächen der Fall ist, sind Formgedächtnislegierungen (FGL, engl. Shape Memory Alloys SMA) prädestiniert. Sie verfügen über ein sehr hohes Aktorikopotential mit den höchsten erreichbaren Spannungen bei einer gleichzeitigen Dehnung im einstelligen Prozentbereich. Abb. 4 zeigt die Position der Formgedächtnislegierungen im Feld der verfügbaren Festkörperaktuatoren im Vergleich zu anderen wichtigen Vertretern.

Die direkte Integration in den Materialverbund kommt ohne spezielle Elemente zur mechanischen Anbindung aus und spart dadurch Gewicht und Bauraum. Des Weiteren lassen sich die geometrischen Abmessungen über mehrere Dimensionen



ändern, ohne dass die prinzipielle Funktionalität gefährdet wird. Wird die FGL in Form von gerichteten Filamenten/Drähten eingebracht, muss nur mit einem entsprechenden Design sichergestellt werden, dass die Spannungen am Ende der aktiven Strecke sicher aus der FGL in den FKV übertragen werden können.

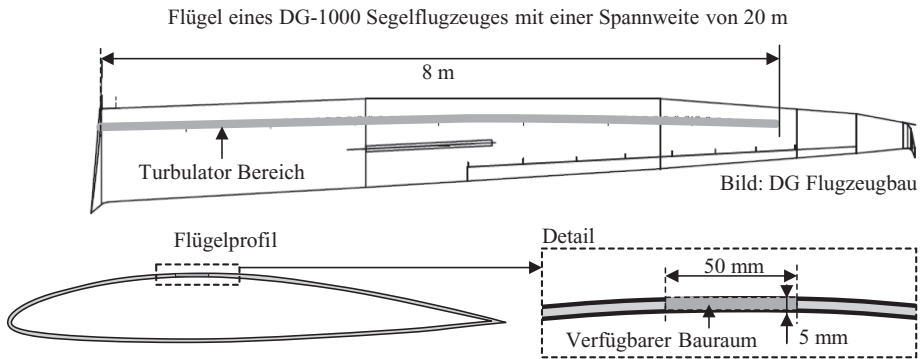


**Abb. 4:** Bereich möglicher Aktordehnungen und Aktorspannungen, der derzeit mit bekannten Festkörperaktuatoren abgedeckt werden kann, mit ausgewählten Beispielen nach [12].

## 3 Adaptive Turbulatoren

### 3.1 Anforderungen

Die positive Wirkung adaptiver Turbulatoren auf das Flugverhalten ergibt sich nur, wenn die kleinen Turbulatorelemente in großer Anzahl gemeinsam aus- und eingefahren werden können. Für Flügeltiefen, wie sie in der allgemeinen Luftfahrt üblich sind (< 2 m), bewegt sich die Länge der Turbulatoren im Bereich weniger Zentimeter. Die Höhe wiederum liegt im Bereich von 10 bis 20 mm. Die Höhe muss dabei so gewählt sein, dass der oberste Punkt des Turbulators aus der Grenzschicht heraus ragt und die ungebremste Strömung erreicht. Im vorliegenden Fall eines doppelsitzigen Segelflugzeuges vom Typ DG-1000 wurden 15 mm als zu erreichende Mindestauslenkung definiert, die auch bei einer zu erwartenden Strömungslast erreicht werden soll. Selbstverständlich soll ein vollständiges Einfahren möglich sein, um die optimale Leistung im Reiseflug gewährleisten zu können. Für die Vorgänge „Ausfahren“ und „Einfahren“ werden unterschiedliche Reaktionsgeschwindigkeiten gefordert. Während die Stabilisierung des Langsamfluges durch das Ausfahren der Turbulatoren innerhalb weniger Sekunden erforderlich ist, ist der Übergang zurück zum möglichst effizienten Schnellflug sicherheitsunkritisch und darf eine größere Zeitspanne beanspruchen.

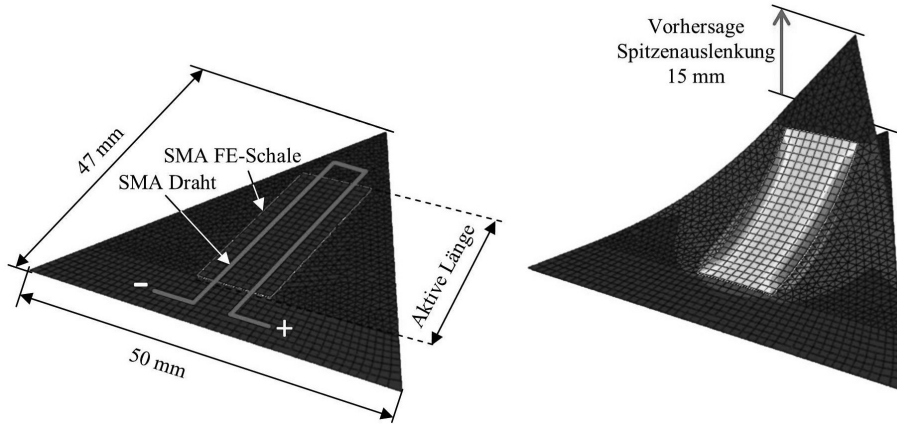


**Abb. 5:** Applikationsbereich für aktive Turbulatoren an einem Segelflugzeugflügel und zur Verfügung stehender Bauraum. Bildquelle: DG Flugzeugbau.

Abb. 5 zeigt den Bereich auf der Flügeloberfläche in dem die Turbulatoren vorgesehen sind. Um den Eingriff in die Flugzeugstruktur möglichst gering zu halten, wurde der zulässige Bauraum mit  $50 \times 5 \text{ mm}^2$  sehr eng gewählt. Nur so fallen die notwendigen Zusatzmassen zur Struktur Anpassung gering aus und machen die Integration adaptiver Turbulatoren für das Gesamtsystem „Flugzeug“ attraktiv. Selbstverständlich soll auch das Gewicht der adaptiven Turbulatoren selbst möglichst gering ausfallen.

### 3.2 Auslegung

Für die nur zeitweise benötigte Auslenkung der Turbulatoren bietet sich die Verwendung von 2-Weg-Effekt Formgedächtnislegierungen an. Die beim Aufheizen stattfindende Kontraktion kann zur Aufwölbung der Turbulatoren genutzt werden, anschließend führt die Rückumwandlung beim Abkühlen zu einer vollständigen Rückverformung. Die flache „eingefahrene“ Konfiguration wird somit im abgekühlten Zustand eingenommen. Die ausgefahren Konfiguration wird durch ein Aufheizen der aktiven SMA-Elemente herbeigeführt. Wesentlich für die Wirkung ist die erreichte Auslenkung aus der Flügeloberfläche im ausgefahrenen Zustand. Die zu erreichende Auslenkung von 15 mm sowie die möglichst geringe Bauhöhe sind die wichtigsten Auslegungsziele, die erfüllt werden müssen. Unter Einsatz der Finite-Element Methode können die entsprechenden Parameter effizient variiert und optimiert werden. Die Aktorik ist von einer Vielzahl an Parametern abhängig. Die wichtigsten Parameter sind: Eingesetzter SMA Typ, Menge der SMA-Elemente, Länge des aktiven Bereichs, Temperatur des SMAs, Laminataufbau und externe Last. Abb. 6 zeigt die Abmessungen sowie eine beispielhafte Konfiguration im ausgelenkten Zustand.



**Abb. 6:** Geometrische Abmessungen und simulative Vorhersage der Spitzenauslenkung eines aktiven Turbulators.

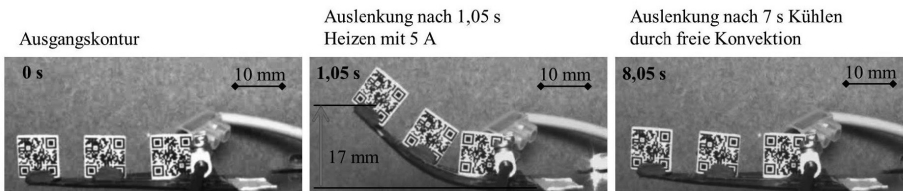
**Aktiver Turbulator**



**Daten**

- Dicke: 1.8 mm
- Gewicht: 1.5 g
- Spitzenauslenkung: 17 mm
- Benötigte Energie: 13 Joule

**Experimentelles Verformungsverhalten**



**Abb. 7:** Verformungskonturen und Daten eines experimentell untersuchten, aktiven Turbulators.

### 3.3 Experimentelle Untersuchung

Mit den Information aus der Auslegung wurden aktive Turbulatoren hergestellt und anschließend experimentell untersucht. Die aktiven Turbulatoren haben eine maximale Dicke von 1,8 mm und ein Gewicht von je 1,5 g. Die Verformung wird von zwei Drähten mit einem Durchmesser von 0,5 mm aus SmartFlex® (Hersteller: SEAS Getters)