

# FORMVARIABLE STEUERFLÄCHEN UND DEREN AEROELASTISCHES VERHALTEN AM BEISPIEL DES SAGITTA DEMONSTRATORS

L. da Rocha-Schmidt, A. Hermanutz, N. Hofheinz, H. Baier,  
Lehrstuhl für Leichtbau, Technische Universität München,  
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching, Deutschland

## Zusammenfassung

Formvariable Steuerflächen („morphing control surfaces“) sind bis heute nur in sehr wenigen Flugzeugen verbaut, obwohl sie in der Forschung seit Jahrzehnten intensiv untersucht werden. Um insbesondere bestehenden Unsicherheiten bezüglich transienter aeroelastischer Effekte (Buffeting, Flattern) bei solchen flexiblen Komponenten entgegenzuwirken, werden Simulationen der Interaktion nachgiebiger Klappenstrukturen mit der umgebenden Luft durchgeführt. Die Untersuchungen beziehen sich mit geometrisch nichtlinearen FEM-Simulationen einerseits auf den strukturellen Aspekt verschiedener Konzepte (Spannungen, Dehnungen, Aktorlasten), andererseits als Randbedingung auch auf die Aerodynamik mittels zweidimensionaler CFD-Analysen. Eine komplett formvariable Steuerfläche wird am Profil des SAGITTA Demonstrators simuliert. Aufgrund des hohen Anteils elastischer Verformung sind hier die zusätzlichen Aktorkräfte relativ hoch. Als Grundlage für membranbespannte konventionelle Mechanismen mit einem geringeren Anteil elastischer Verformung werden transiente Fluid-Struktur-Interaktions-Simulationen einer vorgespannten und überströmten Membran durchgeführt. Dies ist zwar sehr rechenaufwendig, liefert aber Informationen über den transienten Belastungsverlauf in der Membran im Flatterfall. Ist es möglich, diese Belastungen in begrenztem Umfang zu akzeptieren, erweitern sich die Möglichkeiten im Entwurf solcher Steuerflächen deutlich.

## 1. MOTIVATION

Formvariable Steuerflächen an Flugzeugen sind ein alternatives Konzept zu konventionellen Steuerflächen wie Klappen und Rudern. Das charakteristische Merkmal ist eine große elastische Verformung von Strukturkomponenten im Gegensatz zu Starrkörperbewegungen in konventionellen Mechanismen. Im Allgemeinen besteht die Motivation in der Erzeugung kontinuierlicher Oberflächen und der Vermeidung von Spalten und Sprüngen in der Struktur. Dies verbessert einerseits die aerodynamischen Eigenschaften [1] (Widerstand, Auftrieb), andererseits wird die Radarsignatur der Bauteile reduziert, da die typischen Spalten zwischen Struktur und Klappe durch elektrisch leitfähige Hautmaterialien vermieden werden.

Die fundamentale Herausforderung bei der Auslegung solcher Steuerflächen besteht in den gegenläufigen Anforderungen an die Steifigkeit. Um die zusätzlichen Aktorkräfte für deren Verformung gering zu halten, wird eine hohe Nachgiebigkeit gefordert. Gleichzeitig muss die Steuerfläche aber auch steif genug sein, um sowohl die statischen Luftkräfte aufnehmen zu können, als auch dynamisch stabil zu sein (Vermeidung von Flattern). Hierbei ist sowohl die Stabilität der gesamten Klappe, als auch lokales Membranflattern einer flexiblen Außenhaut von Bedeutung.

Im Folgenden werden einige Konzepte vorgestellt. Ein Konzept wird exemplarisch mittels aeroelastischer Simulation bewertet. Anschließend wird auf die Möglichkeiten zur transienten Simulation der Interaktion einer flexiblen, vorgespannten Membran mit der umgebenden Luft eingegangen. Solche Membrane sind eine Möglichkeit für elastische Außenhüllen von formvariablen Steuerflächen.

Das Ziel der Untersuchungen ist die Schaffung von Grundlagen für den Entwurf eines neuartigen formvariablen Klappenmechanismus. Dieser soll am SAGITTA-Demonstrator, der momentan in Zusammenarbeit mit der Firma Cassidian und weiteren Instituten entwickelt wird, eingesetzt werden.



BILD 1. Möglicher Einsatz einer formvariablen Klappe am SAGITTA Demonstrator

## 2. ÜBERSICHT ZU VORHANDENEN KONZEPTEN FORMVARIABLER KLAPPEN

Zur Beurteilung vorhandener Konzepte seien hier exemplarisch zwei Beispiele aus der Literatur genannt.

Das Smart-Wing Projekt der DARPA [1] (1995-2001) stellt ein gelenkloses Steuerflächenkonzept vor, das durch Rotation von Hörnern, sog. „Eccentrotors“ angetrieben wird (siehe BILD 2). Ohne die Hörner ist die Struktur durch die Verwendung von auxetischen Kernen und einer Silikon-Haut sehr weich, was die Aktor-Kräfte, die für die Verformung der Struktur benötigt werden, gering hält. Die Hörner geben durch ihre vergleichsweise hohe Steifigkeit zuverlässig die Kontur vor, und nehmen die

Aerodynamischen Kräfte auf. Die elastische Verformung beschränkt sich hierbei auf die Haut sowie den Kern.

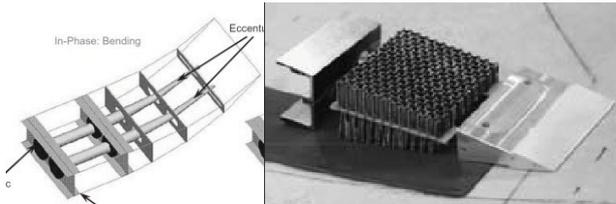


BILD 2. „Eccentuator“-Konzept des DARPA Smart-Wing Projekts [1]

Das von Campanile vorgestellte „Belt-Rib“-Konzept [2] nutzt einen Ansatz der Integration von Aktorik und Struktur, indem aktive Komponenten wie Formgedächtnislegierungen teils auch als tragende Teile der Struktur verwendet werden. Insgesamt kann das Konzept als flexibler Mechanismus bewertet werden, da praktisch die komplette Struktur verformt werden muss, um die Zielkontur zu erreichen, und keine Starrkörperkinematik enthalten ist.

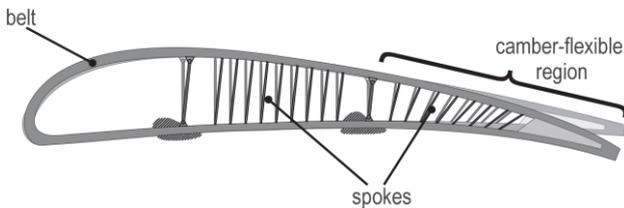


BILD 3. Das „Belt-Rib“-Konzept [2]

Das gemeinsame Ziel der gezeigten Konzepte ist die Vermeidung von Spalten und Sprüngen in der Oberfläche. Erreicht wird dies durch elastische Verformung in verschiedenem Ausmaß. Konventionelle Mechanismen mit flexibler Haut haben einen relativ geringen Anteil elastischer Verformung, während dieser bei vollständig flexiblen Mechanismen deutlich höher ist. Dies hat erheblichen Einfluss auf die Aktor-Kräfte bei gleicher Struktursteifigkeit.

### 3. BEWERTUNG UND AUSLEGUNG EINER GETEILTEN FORMVARIABLEN KLASPE

Als Beispiel für einen vollständig flexiblen Mechanismus wird im Folgenden die geteilte formvariable Klappe, aus [3] untersucht. Sie bietet die interessante Möglichkeit, für vielfältige Steueraufgaben genutzt zu werden.

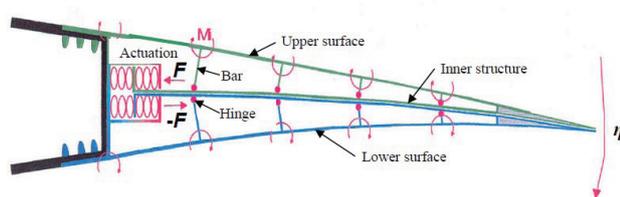


BILD 4. „Morphing trailing edge device“ von EADS Innovation Works [3]

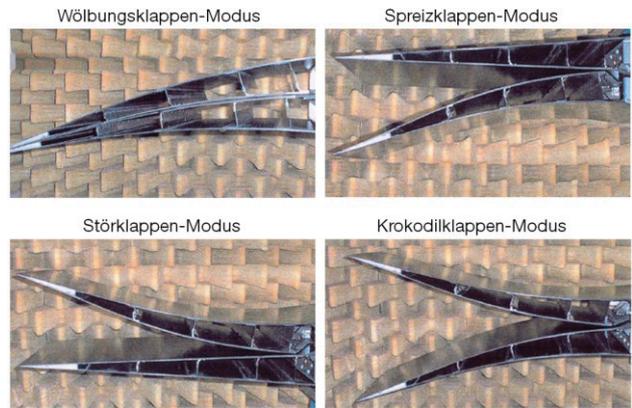


BILD 5. Betriebszustände der geteilten Formvariablen Klappe [3]

Im *Krokodilklappen-Modus* (siehe BILD 5) kann sie zur Giersteuerung verwendet werden, im *Wölbungsklappen-Modus* zur Roll- und Nicksteuerung, sowie zur Auftriebserhöhung. Auch die Zwischen-Modi mit jeweils einer ausgefahrenen Klappenhälfte sind nutzbar. Um das gezeigte Konzept zu bewerten, und damit auch die grundsätzliche Machbarkeit zu prüfen, wurde ein zweidimensionales FEM-Modell der Klappe erzeugt. Mittels CFD-Rechnungen wird die Druckverteilung um die Klappe in den verschiedenen Betriebszuständen berechnet und anschließend die Verformungen, Dehnungen und Spannungen ausgewertet. Die Implementierung dieses Modells geschieht in ANSYS Workbench mit CFX als Fluid-Löser.

#### 3.1. FEM-Modell der Geteilten Formvariablen Klappe

Das FEM-Modell ist aus [3] abgeleitet. Es besteht aus Schalen-Elementen und stellt einen 5mm breiten quasi-zweidimensionalen Ausschnitt aus der Klappe dar. Die Dimensionen entsprechen einer Konfiguration, die im SAGITTA Demonstrator eingesetzt werden kann. Die Länge der Klappe beträgt 350 mm.

Eine Modifikation zur Referenz stellt die Verwendung von Drehgelenken an allen Verbindungsstellen zwischen Steg und Außenhaut dar. Dies führt zu einer gleichmäßigeren Krümmung der Haut (siehe BILD 6)

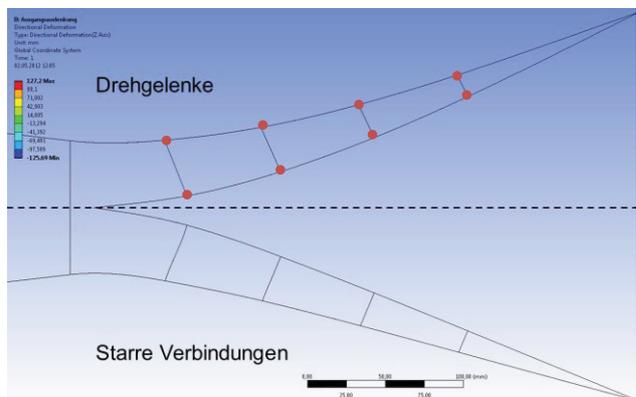


BILD 6. Vergleich: starre Verbindung – gelenkige Verbindung der Rippen

Als Material wurde für die vorliegenden Untersuchungen quasiisotropes CFK (T300/924) verwendet. Hier bietet sich durch geschickteren Lagenaufbau noch Optimierungspotenzial. Die Wandstärke der Rippen spielt durch die gelenkige Anbindung keine entscheidende Rolle und wird auf 1 mm festgelegt. Die Wandstärke der Haut geht in der dritten Potenz in die Biegesteifigkeit ein und dominiert damit die Gesamtsteifigkeit und damit die benötigte Aktor-Kraft. Eine Parameterstudie hierzu wird weiter unten gezeigt.

### 3.2. CFD-Modellierung der umgebenden Luft sowie Kopplung von FEM und CFD

Um die Druckverteilung auf die Klappe zu bestimmen wird zuerst eine FEM-Berechnung der Klappe ohne umgebende Luft durchgeführt. Anschließend wird aus dem verformten FEM-Modell eine Geometrie der umgebenden Luft erstellt. Die Klappe wird hierbei an einem NACA 64A012 Profil modelliert, wie es im SAGITTA Demonstrator verwendet wird. Die Länge des simulierten Querschnitts orientiert sich ebenfalls an den Dimensionen des SAGITTA Demonstrators (gesamte Querschnittslänge: 1250 mm, Klappenlänge: 350 mm). Es wird ein unstrukturiertes CFD-Netz verwendet (siehe BILD 7)

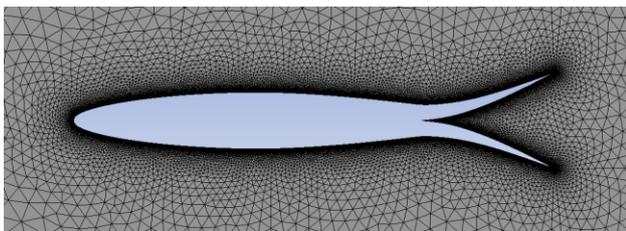


BILD 7. Unstrukturiertes CFD-Netz um das NACA 64A012-Profil mit formvariabler Klappe im Krokodil-Modus

Die simulierten Reiseflugbedingungen für eine Geschwindigkeit von Mach 0,3 auf einer Höhe von 1000 m sind in TAB 1 gelistet.

Ma <sub>cr</sub> [-]	v <sub>cr</sub> [m/s]	h <sub>cr</sub> [m]	ρ <sub>cr</sub> [kg/m³]	T <sub>cr</sub> [K]	α <sub>cr</sub> [°]
0,3	100,93	1000	1,112	281,65	1,09

TAB 1. Reiseflugbedingungen für den SAGITTA Demonstrator

Da lokal Machzahlen größer als 0.3 erreicht werden, wird hier kompressibel gerechnet. Die Oberfläche des Profils ist reibungsbehaftet. Am Einströmrand wird die Geschwindigkeit und Richtung vorgegeben, während am Ausströmrand der statische Druck vorgegeben ist.

### 3.3. Kopplung der Modelle und Ergebnisse der FSI-Simulationen

Die Druckverteilung, die sich bei der CFD-Simulation ergibt (siehe beispielhaft BILD 9), wird in eine neue FEM-Rechnung importiert. Diese übernimmt den Spannungs- und Dehnungszustand der initialen FEM-Rechnung ohne Luftkräfte. Es handelt sich hierbei also um eine vorgespannte stationäre Einweg-Fluid-Struktur-

Interaktions-Rechnung ohne Rückführung der FEM-Ergebnisse auf das CFD-Netz. Eine vollständige Zweiwege-Kopplung ist unter den gegebenen Bedingungen noch nicht möglich. Da die Verformungen relativ gering sind (mit Ausnahme sehr kleiner Wandstärken) ist dies aber akzeptabel.

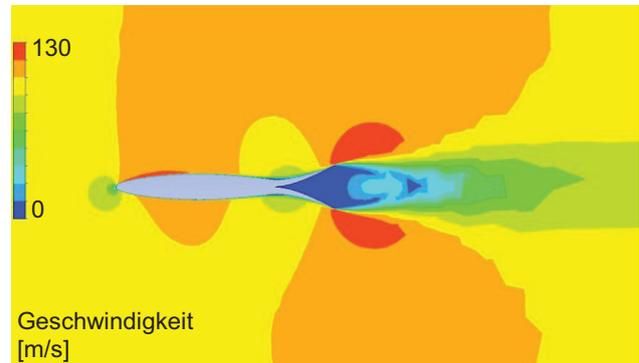


BILD 8. Geschwindigkeitsverteilung bei ausgefahrener Klappe im Krokodilmodus im Reiseflug

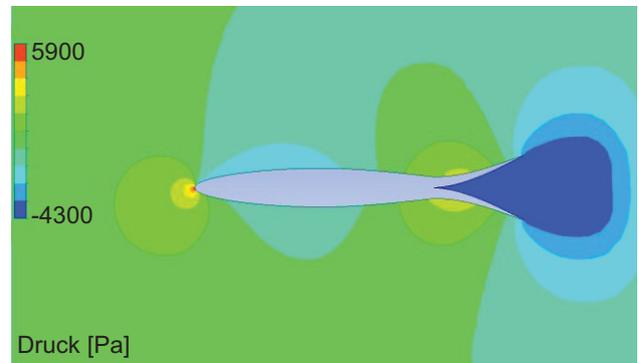


BILD 9. Druckverteilung bei ausgefahrener Klappe im Krokodilmodus im Reiseflug

Um eine praktikable Konfiguration zu finden wird nun eine Variation der Wandstärke der Haut durchgeführt. Hierbei muss ein Kompromiss zwischen akzeptabler Aktor-Kraft und Formbeständigkeit gefunden werden. In BILD 10 ist die Verformung der voll ausgefahrenen Klappe bei Reiseflug zu sehen.

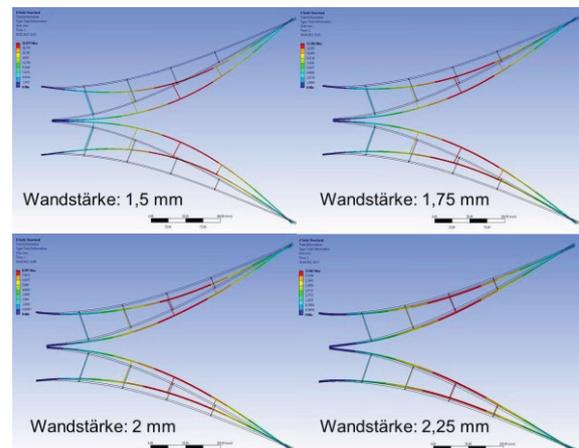


BILD 10. Verformung der formvariablen Klappe im Krokodil-Modus bei Reiseflug (Ma 0,3) mit verschiedenen Hautdicken

Für die gezeigten Varianten werden anschließend die Aktorkräfte bestimmt. Aus der Simulation ohne Luftkräfte können auch die Kräfte bestimmt werden, die rein für die Strukturverformung nötig sind. In BILD 11 sind schließlich die gesamten benötigten Aktor-Kräfte sowie die Aufteilung zwischen Strukturkräften (unten) und Luftkräften (oben) gegeben.

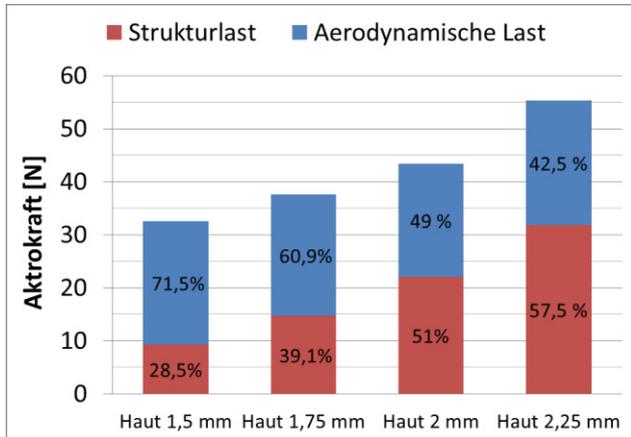


BILD 11. Aktorkräfte für verschiedene Hautdicken mit Aufteilung zwischen Struktur- (unten) und Luftkräften (oben) für einen 5 mm breiten Ausschnitt der Klappe

Hierbei ist bemerkenswert, dass je nach Konfiguration teilweise mehr Aktor-Kraft für die reine Struktur-Verformung notwendig ist als zur Überwindung der Luftkräfte. Es ist zu beachten, dass ein volles Ausfahren der Klappen bei Reiseflug selten benötigt sein wird und daher die hier angenommenen Luftkräfte bereits relativ hoch sind.

Umgerechnet auf einen rotatorischen Stellmotor mit einem angenommenen Hebelarm von 30mm und hochgerechnet auf die komplette Breite der Klappe von 475 mm entstehen Aktormomente über 100 Nm, was für den SAGITTA-Demonstrator nicht umsetzbar ist.

#### 4. TRANSIENTE FLUID-STRUKTUR-INTERAKTIONEN-RECHNUNGEN EINER VORGESPANNTEN MEMBRAN

Als Alternative zu der gezeigten formvariablen Klappe werden momentan konventionelle Mechanismen mit Membranbespannung untersucht. Da hierbei weit weniger elastische Verformungsarbeit geleistet werden muss, fallen die Aktorkräfte entsprechend geringer aus. Eine wichtige Randbedingung hierbei ist jedoch Membranflattern, was möglicherweise zum Versagen der Außenhaut führen kann.

In diesem Kapitel wird ein einfaches Modell vorgestellt, das verwendet wird um das Flatterverhalten einer vorgespannten Elastomer-Membran in einer transienten Fluid-Struktur-Interaktions-Simulation darzustellen. Aufgrund des hohen Rechenaufwands handelt es sich hierbei um ein zweidimensionales Modell.

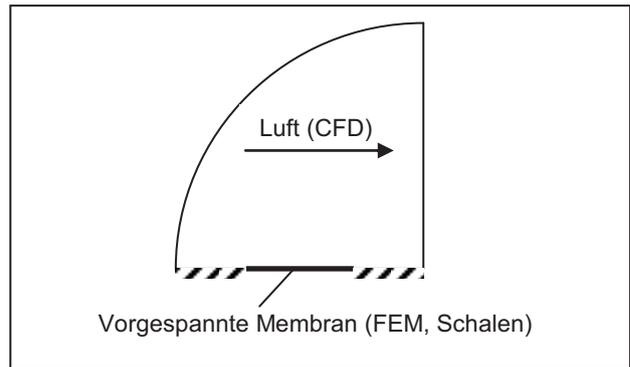


BILD 12. Konzeptskizze des FSI-Modells einer vorgespannten Membran

Im Vergleich zu einfacheren, frequenzbasierten Methoden werden in dieser Arbeit relativ zeitaufwendige transiente Simulationen verwendet. Der Grund hierfür ist neben der Bestätigung der vereinfachten Modelle insbesondere das Interesse am transienten Belastungsverlauf in der Membran im Flatterfall. Je nach Gestaltung und Betriebsstellung des späteren Klappenmechanismus lassen sich lokale Zonen mit geringer oder keiner Vorspannung in der Haut eventuell nicht vermeiden. Eine Beurteilung, ob lokales Flattern zum Versagen der Membran führt, oder ob die Belastungen ertragbar sind, wird daher benötigt. Die Implementierung dieser Simulationen findet wiederum in ANSYS Workbench mit CFX als Fluid-Löser statt.

##### 4.1. FEM-Modellierung einer vorgespannten Membran

Die Elastomer-Membran ist mit Schalen-Elementen abgebildet. Es handelt sich daher nicht um eine Membran im strengen Sinne, da eine gewisse Biegesteifigkeit vorhanden ist. Im gezeigten Beispiel beträgt die Länge der Membran 200 mm und die Dicke 2 mm. Als Materialmodell wird Yeoh der ersten Ordnung verwendet. Die Materialparameter werden durch Fitting an einen einachsigen Zugversuch einer Silikon-Probe erzeugt.

In einem ersten Simulationsschritt wird eine Vorspannung von 10% auf die Membran aufgebracht. Dies geschieht durch Einspannen einer Seite und Verschieben der anderen Seite. Die Querkontraktion wird hierbei blockiert um die Periodizität des zweidimensionalen Modells zu gewährleisten. Der so erzeugte Spannungs- und Dehnungszustand wird anschließend für die gekoppelte Simulation als Ausgangszustand übernommen.

##### 4.2. CFD-Modellierung der umgebenden Strömung

Die Luft-Domäne wird mit einem unstrukturierten CFD-Netz abgebildet (siehe BILD 13). Nahe der Membran wird die Elementgröße reduziert. Zusätzlich ist an der Grenzfläche eine Prismenschicht integriert, die für eine korrekte Abbildung der Grenzschichteffekte notwendig ist. In Dickenrichtung wird nur ein Element verwendet. Als Turbulenzmodell wird Shear Stress Transport (SST) verwendet. Höherwertige Modellierungen wie Scale-Adaptive-Simulation (SAS) oder Large-Eddy-Simulation (LES) setzen ein dreidimensionales Modell voraus und

können daher hier nicht verwendet werden.

Diese Rechnungen werden aufgrund des Rechenaufwands bisher noch inkompressibel durchgeführt. Da die Machzahl teilweise jedoch 0.3 übersteigt, wird hier in Zukunft eine inkompressible Modellierung angewandt.

Am Einströmrand wird wiederum die Geschwindigkeit und Richtung vorgegeben, am Ausströmrand wird der statische Druck vorgegeben. Die Membran sowie ein gewisser Bereich davor sind reibungsbehaftet.

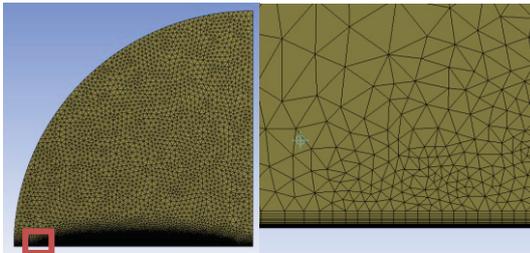


BILD 13. Vernetzung des Fluids, global und lokal

### 4.3. Kopplung der FEM- und CFD-Rechnungen

Die Struktur- und die Fluid-Berechnung werden nun gekoppelt. Die Druckverteilung des Fluides auf der Membran wird über ein Nodemapping-Verfahren als Schnittstellen-Kraft an das FEM-Modell übergeben (Lastvektorkopplung). Die resultierende Verformung des FEM-Netzes wird anschließend mittels eines Netzverformungs-Algorithmus auf das Fluid-Netz übertragen, welches im Anschluss neu gelöst wird. Diese Kopplung wird für jeden Zeitschritt bis zur Konvergenz iteriert.

Als Ausgangspunkt für die transiente Rechnung wird zunächst eine stationäre Lösung berechnet (soweit möglich). Hierbei wird die initiale Vorspannung der Membran übernommen. Mit der stationären Lösung sowohl für den Struktur- als auch den Fluid-Teil als Startwert wird anschließend die transiente Berechnung gestartet, bei der die genannte zwei-Wege-Kopplung für jeden Zeitschritt durchgeführt wird. Eine künstliche Anregung möglichen Flatterns hat sich als nicht notwendig erwiesen, da vorhandene Schwankungen zum Anregen von Flattern ausreichen.

### 4.4. Stationäre Lösungen als Basis für transiente Berechnungen

Mit der gegebenen Vorspannung von 10% stellt sich für geringe Strömungsgeschwindigkeiten im Bereich 0-60 m/s praktisch keine Verformung ein. Bei 100 m/s ergibt sich für die gezeigte Konfiguration jedoch die stationäre Lösung in BILD 14. Hier erkennt man bereits, dass die Membran deutlich nach außen gezogen wird, was auch in [4] beobachtet wurde.

Anhand des vergleichsweise schlechten Konvergenzverhaltens der stationären Rechnung in diesem Geschwindigkeitsbereich kann bereits eine Aussage über die Flatterertendenz des Systems getroffen werden.

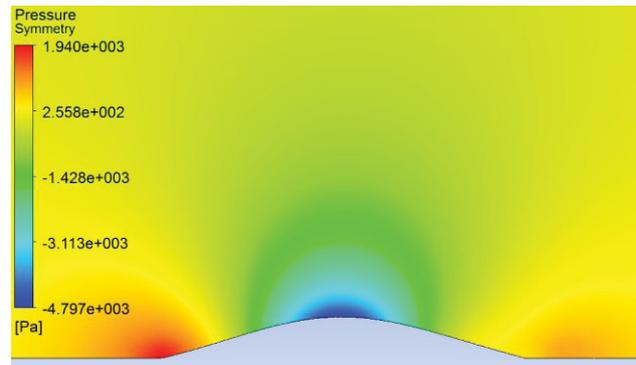


BILD 14. Stationäre Lösung einer FSI-Rechnung der vorgespannten Membran (Druckverteilung,  $v=100$  m/s)

### 4.5. Transientes Flattern der Membran

Da die transiente Simulation im Vergleich zur stationären Simulation sehr rechenintensiv ist, muss man hier mit relativ groben Netzen arbeiten. Dennoch lassen sich auf diese Weise Aussagen über die Belastungen in der Membran treffen. In BILD 15 ist ein zeitlicher Verlauf einer flatternden Membran bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 150 m/s zu sehen.

Man kann deutlich die starke Auslenkung sowohl nach unten als auch anschließend nach oben erkennen, sowie die entsprechende Druckverteilung erkennen. Teils lassen sich auch die entstehenden Wirbel erkennen. Der abgebildete Verlauf spielt sich in einem Zeitraum von 0.05 Sekunden ab und stellt einen Ausschlag nach oben und nach unten dar. Grob geschätzt ergibt sich damit eine Flatterfrequenz von 20 Hz. Längere Auswertungen über einen längeren Zeitraum werden in weiteren Untersuchungen genauere Aussagen zulassen.

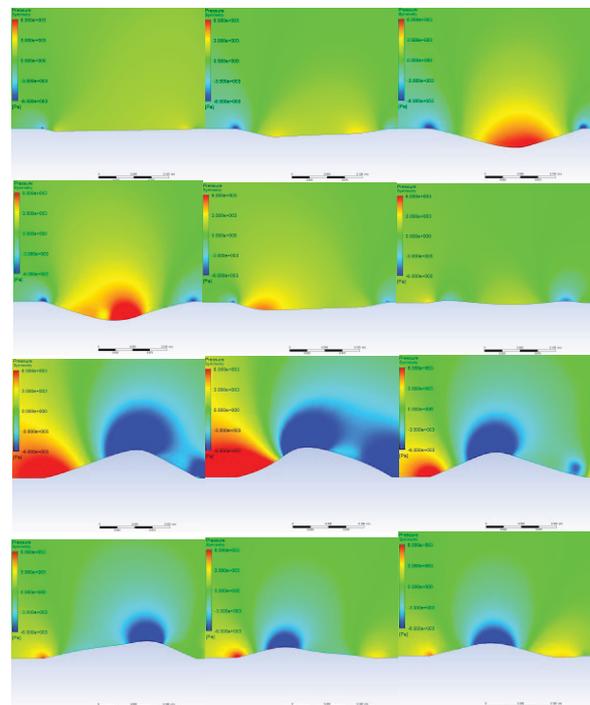


BILD 15. Druckverteilung über einer flatternden Membran ( $t=0$  bis etwa  $t=0.05$ )

In BILD 16 ist der zugehörige Dehnungsverlauf eines Punktes etwa in der Mitte der Membran zu sehen. Es ist zu beobachten, dass die Dehnung nicht über 25% steigt, was für das verwendete Silikon noch kein Problem darstellt. Ein solches Flattern wäre also zumindest Vorübergehend akzeptabel.

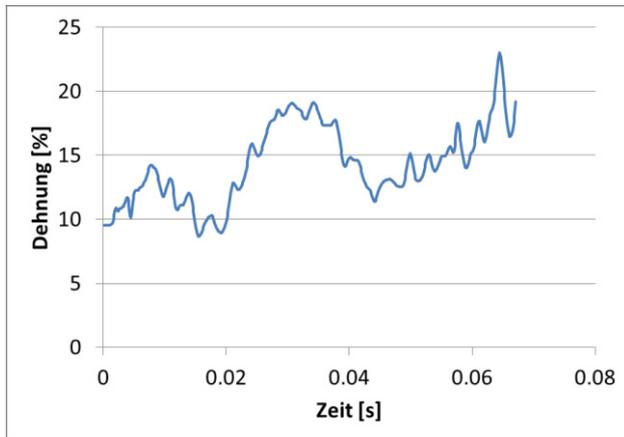


BILD 16. Zeitlicher Verlauf der Dehnung in der Mitte der Membran

#### 4.6. Verbleibende Herausforderungen transienter Berechnungen

Die FSI-Rechnung einer solchen Membran ist relativ anfällig auf Variationen der Randbedingungen. Die reibungsbehaftete Wand vor und nach der Membran hat beispielsweise einen Druckanstieg in der Domain zu Folge. Allein durch Variation der Ausdehnung der reibungsbehafteten Wand lässt sich so bereits die stationäre Lösung stark beeinflussen. Des Weiteren wird auch die Grenzschichtdicke stark beeinflusst. Hier muss ein Kompromiss gefunden werden, der den tatsächlichen Bedingungen an einem Flügel entspricht.

### 5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Es wurde eine Bewertung und Klassifizierung vorhandener Konzepte zu formvariablen Steuerflächen durchgeführt. Die Mechanismen lassen sich insbesondere durch ihren Bedarf an elastischer Verformungsarbeit charakterisieren, die maßgeblich die notwendigen Aktorkräfte mitbestimmen. Durch einen gewissen Anteil konventioneller Mechanismen im Vergleich zu den flexiblen Komponenten lassen sich sowohl die Zielgeometrien genau einstellen als auch die aerodynamischen Lasten übertragen. Vollständig flexible Mechanismen sind hier durch den höheren Aktorik-Aufwand und die geringere Steifigkeit weniger geeignet.

Zur Auslegung von Struktur und Aktorik sind ein- oder zweiwege FSI-Rechnungen ein geeignetes Werkzeug. Insbesondere die transienten Flutter-Berechnungen stellen jedoch eine große Herausforderung sowohl bei der Modellierung als auch bei der Rechenleistung dar. Die Anstrengungen in diese Richtung werden noch fortgeführt, um die strukturellen Lasten im Flutterfall besser beurteilen zu können. Das Akzeptieren von lokalem Flattern in bestimmten, seltenen Betriebsfällen kann die Möglichkeiten beim Entwurf einer membranbespannten Klappenstruktur deutlich erweitern.

### 6. LITERATUR

- [1] Kudva, J. N. (2004): Overview of the DARPA Smart Wing Project. In *J intell mater sys struct* 15 (4), pp. 261–267.
- [2] Campanile, L. F.; Sachau, D. (2000): The belt-rib concept: A structronic approach to variable camber // The Belt-Rib Concept: A Structronic Approach to Variable Camber. In *J INTEL MAT SYST STR* 11 (3), pp. 215–224.
- [3] Wildschek, A.; Havar, T.; Plötner, K. (2010): An all-composite, all-electric, morphing trailing edge device for flight control on a blended-wing-body airliner. In *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 224 (1), pp. 1–9.
- [4] Robert, C. Scott; Robert, E. Bartels; Osama, A. Kandil (2007): An Aeroelastic Analysis of a Thin Flexible Membrane. In : 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, USA, 23-26 April, checked on 21/03/2012.