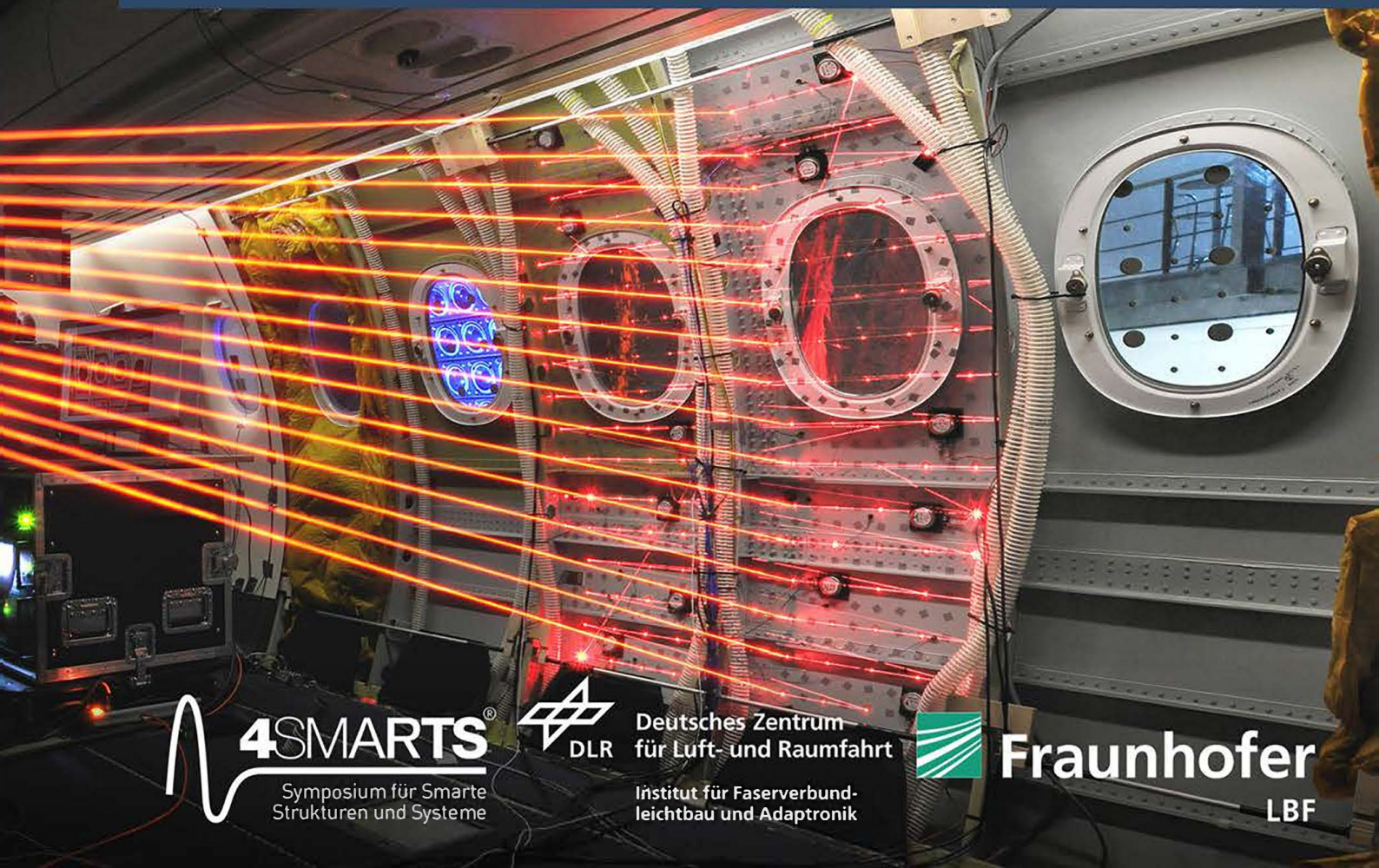
Martin Wiedemann, Tobias Melz (Hrsg.)

SMARTE STRUKTUREN UND SYSTEME

TAGUNGSBAND DES 4SMARTS-SYMPOSIUMS
9.–10. März 2022, BRAUNSCHWEIG



4SMARTS® Symposium für Smarte Strukturen und Systeme
DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Fraunhofer LBF Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

Strukturkonzept eines vorgebogenen morphenden Spoilers zur adaptiven transsonischen Stoßkontrolle

Sven Christian Künnecke[1,*], Andreas Goerttler[2], Srinivas Vasista[1], Johannes Riemenschneider[1]

[1] Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt | Lilienthalplatz 7 | 38108 Braunschweig

[2] Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt | Bunsenstraße 10 | 37073 Göttingen

* Korrespondenz: sven.kuennecke@dlr.de

Zusammenfassung: Zur Erreichung globaler Reduktionsziele von Treibhausgasemissionen kann die transsonische Stoßkontrolle einen wichtigen Beitrag in der zukünftigen Luftfahrt liefern. Seit etwa 30 Jahren wird diese Form der Widerstandsreduktion an Tragflächen von Flugzeugflügeln erforscht. Dabei hat sich die sogenannte Stoßkontrollbeule (Shock Control Bump – SCB) als besonders effektive Methode erwiesen, den Wellenwiderstand von transsonischen Flugzeugflügeln zu reduzieren. Außerhalb des Auslegungsbereichs wird eine fest installierte SCB allerdings zu unerwünschten Effekten führen, z. B. zu einer Erhöhung des Widerstands und somit des Treibstoffverbrauchs. Folglich sollten adaptive Konzepte verwendet werden, welche die SCB einfahren können, wenn sie nicht benötigt wird. In dieser Arbeit wird ein morphender Spoiler mit einer adaptiven SCB vorgestellt, welche in ihrer Höhe einstellbar ist sowie gänzlich eingefahren werden kann. Es wird das strukturelle Design des Spoilers erläutert, welches diese Formvariabilität ermöglicht. Das Finite-Elemente-Modell der Spoilerstruktur wird in ANSYS mit aerodynamischen Kräften für den Reiseflug beaufschlagt. Zudem wird eine Vorspannung für einen begrenzten Bereich der Spoilerstruktur implementiert. Durch die daraus resultierende Vorbiegung des hinteren (stromabwärts liegenden) Spoilerbereichs kann dieses adaptive Konzept mit dem Spoileraktuator als einzigem Aktuator eine morphende SCB formen.

Schlüsselwörter: Morphender Spoiler, Adaptive Shock Control Bump, Wellenwiderstandsreduktion

1 Einleitung

Erstmals beschreiben Ashill et al. 1992 [1] das Konzept der Stoßkontrollbeule zur Reduktion der Stärke des transsonischen Stoßes und folglich zur Widerstandsreduktion. Seitdem wurden viele Untersuchungen zur Stoßreduktion durchgeführt, unter welchen die zwei Projekte EUROSHOCK [2] und EUROSHOCK II [3] einen großen Beitrag leisteten. Die Ergebnisse zeigen, dass insbesondere eine höhenvariable Konturbeule ein vergleichsweise hohes Potenzial zur Widerstandsreduktion aufweist [3–5]. So sind bei optimalem SCB-Design und abhängig vom aerodynamischen Profil sowie den Anströmbedingungen Widerstandsreduktionen an 2D-Profilen zwischen 11 % und 44 % möglich [5–8]. Sind SCBs korrekt auf einem Flugzeugflügel positioniert, entstehen stromaufwärts des transsonischen Stoßes mehrere Kompressionswellen oder ein schräger Verdichtungsstoß (Lambda-Stoß). Beide Strömungs-phänomene reduzieren den durch den Stoß erzeugten Wellenwiderstand im Vergleich zu Flügelprofilen ohne SCB [9–12]. Liegen die Strömungsverhältnisse außerhalb des SCB-Auslegungsbereichs, führen die Beulen allerdings zu ungewollten Verschlechterungen der Performance bzw. zu Widerstandserhöhungen. Daher sollten adaptive SCBs eingesetzt werden, welche nicht nur höhenvariabel, sondern auch gänzlich einfahrbar sind. Einen Überblick über die aerodynamische Forschung an SCBs geben Bruce und Colliss [12]. In [13] werden diverse Konzepte adaptiver SCBs zusammengefasst. Der bisherige Stand der Technik umfasst sowohl rein höhenvariable SCB-Konzepte als auch komplexere Ansätze, mit welchen die SCB sowohl positions- als auch höhenvariabel gestaltet werden kann. Komponenten wie SCBs adaptiv und formvariabel zu gestalten, wird als Morphing bezeichnet.

Beim Morphing gilt es generell, den Gewichtseintrag sowie die Systemkomplexität durch die adaptiven Komponenten möglichst gering zu halten. Folglich befasst sich diese Arbeit mit einem vergleichbar einfachen System zur Bildung einer höhenvariablen SCB auf den Spoilern von transsonischen Flugzeugflügeln. Dieses adaptive Konzept eines morphenden Spoilers zur Ausbildung einer SCB wird in [14–17] beschrieben. Es ist deshalb so attraktiv, weil lediglich die Struktur des Spoilers formvariabel gestaltet werden muss und jedoch kein weiterer Aktuator benötigt wird. Das Konzept verwendet zur Formung der SCB somit lediglich den Spoileraktuator. Des Weiteren besitzt der Spoiler eine Vorbiegung oder Vorspannung, welche die Spoilerhinterkante auf die Landeklappe drückt. Dieser Ansatz ist in **Abbildung 1** grafisch dargestellt.

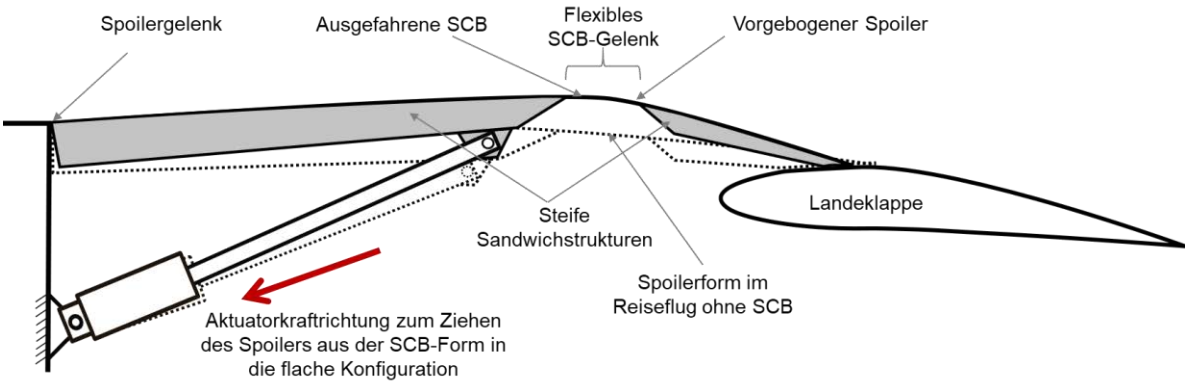


Abbildung 1: Konzept eines morphenden Spoilers zur Ausbildung einer adaptiven Stoßkontrollbeule (SCB) mit dem Spoileraktuator und einer vorgebogenen Struktur in Anlehnung an [14–17].

Aus **Abbildung 1** wird deutlich, dass der Spoiler in zwei steife Bereiche unterteilt ist. Den flexiblen Bereich dazwischen bildet das sogenannt SCB-Gelenk, in welchem zugleich die maximale Beulenhöhe – der Beulenscheitelpunkt – ausgebildet wird. Die Spoilerhinterkante besitzt einen Gleitkontakt auf der Landeklappe. Zudem wird deutlich, dass der Spoileraktuator als einziger Aktuator benötigt wird und, dass dessen Angriffspunkt am Spoiler stromaufwärts vom Beulenscheitelpunkt liegt. Die Vorbiegung des Spoilers ist im SCB-Gelenk realisiert, sodass der Spoiler mit einer genügend großen Kraft auf die Landeklappe gedrückt wird, damit sich die Spoilerhinterkante durch die Sogwirkung der aerodynamischen Druckverteilung nicht von der Landeklappe abhebt. Zudem wird in **Abbildung 1** veranschaulicht, dass die Reiseflug-konfiguration des Spoilers dann erreicht wird, wenn mit dem Aktuator zusätzlich etwas mehr gezogen wird, sodass die Vorspannung im SCB-Gelenk überwunden werden kann.

Es sei darauf hingewiesen, dass in [14–17] kein konventionelles Spoilergelenk verwendet wird, sondern dieses durch ein flexibles Strukturgelenk ersetzt wurde. Dies stellt eine weitere Variante dieses Konzepts dar, bei welchem eine SCB mit kontinuierlichem Übergang am Beulen-startpunkt erzeugt wird. In dieser Arbeit wird allerdings ein konventionelles Spoilergelenk betrachtet, weshalb am Beulenstartpunkt somit ein diskontinuierlicher Übergang vorliegt.

Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, die Struktur eines morphenden zweidimensionalen (2D) Spoilers zu optimieren. Dazu dient ein Finite-Elemente-Modell (FE-Modell) in der Software ANSYS Workbench 2021 R1, welches mit MATLAB R2018b gekoppelt ist, von wo aus die Struktur-optimierung umgesetzt wird. Dabei kommt die Nelder-Mead-Methode zur Optimierung zum Einsatz, welche auch Downhill-Simplex-Verfahren genannt wird.

Die vorliegende Arbeit befasst sich insbesondere mit der Strukturauslegung des morphenden Spoilers, im Folgenden werden aber auch die Randbedingungen der aerodynamischen SCB-Form-optimierung und die der Strukturoptimierung erläutert.

2 Randbedingungen und Zielvorgaben

Das generelle Vorgehen des Strukturauslegungsprozesses sieht vor, dass zunächst eine aerodynamische Optimierung der SCB-Form auf dem Spoiler mittels Strömungssimulationen in CFD (Computational Fluid Dynamics) erfolgt und diese optimierte SCB-Form anschließend als die anzustrebende Zielkontur in der Strukturoptimierung verwendet wird. Nach der Optimierung der Struktur bestehen leichte Abweichungen zur ursprünglichen, aerodynamisch optimierten Zielform der SCB sowie zur flachen Spoilerkonfiguration im Reiseflug ohne Beule, weshalb diese resultierenden Formen jeweils erneut mittels CFD hinsichtlich ihrer aerodynamischen Performance bewertet werden müssen. Im Folgenden wird zunächst auf die aerodynamischen Optimierungsrandbedingungen eingegangen.

2.1 Randbedingungen der aerodynamischen Optimierung

Für das in dieser Arbeit betrachtete Konzept einer adaptiven SCB auf einem morphenden Spoiler liegt die Bedingung vor, dass der Start sowie das Ende des Spoilers auch dem Start und dem Ende der SCB entsprechen müssen. Der gesamte Spoiler bildet somit die Beule, beginnend beim Spoilergelenk und endend mit dem Kontaktpunkt auf der Landeklappe. Die Verwendung eines konventionellen Spoilergelenks hat zur Folge, dass die möglichen SCB-Geometrien mit einem Knick – also einer Diskontinuität in der Steigung – beim Übergang von der normalen Flügelform zur Beulenform beginnen. Wegen des Gleitkontakts der Spoilerhinterkante mit der Landeklappe und weil sich der Spoiler für die Luftbremse gänzlich von der Landeklappe lösen können muss, liegt auch am Spoiler- bzw. Beulenende ein diskontinuierlicher Übergang vor.

Die aerodynamische Optimierung der SCB-Form zielt auf eine Performanceverbesserung mittels Widerstandsreduktion ab. Sie findet unter zuvor festgelegten Anströmbedingungen statt. Während der Optimierung wird bei einer bestimmten transsonischen Machzahl der Widerstand für einen konstanten Auftriebsbeiwert gegenüber dem Referenzwiderstand ohne SCB verringert. Zudem soll eine gewisse Robustheit gegenüber Anstellwinkelschwankungen vorhanden sein. Auf die genaue aerodynamische Simulation wird hier nicht weiter eingegangen; mit Blick auf die Erzeugung der Beulenzielform für die Strukturoptimierung gilt aber das Folgende:

Als anfängliches Design des gesamten Optimierungsprozesses (aerodynamisch sowie strukturell) ist der Spoiler in zwei vergleichsweise steife Bereiche unterteilt, mit einem dazwischenliegenden flexiblen Bereich, welcher das SCB-Gelenk darstellt. Dieser Ansatz entspricht der Zeichnung in **Abbildung 1**. Um im Reiseflug ohne ausgefahrene SCB die flache Konfiguration des Spoilers möglichst exakt zu treffen, müssen folglich diese steifen Bereiche der SCB von ihrem Krümmungsverlauf her den Krümmungen in der Reiseflugkonfiguration ohne SCB entsprechen. Diese Bedingung ist in der aerodynamischen Optimierung implementiert. In dem kurzen Abschnitt zwischen den beiden steifen Bereichen – dem flexiblen SCB-Gelenk – wird ein Spline 5. Grades verwendet. In diesem Abschnitt wird auch der Beulenscheitelpunkt liegen. Die resultierende optimale SCB-Form wird anschließend als Zielform für die Strukturoptimierung verwendet.

2.2 Randbedingungen der Strukturauslegung

Als wichtigstes Kriterium liegt die Übereinstimmung der flachen Spoilerform im Reiseflug ohne Beule vor. Ist die SCB eingefahren, soll die Spoilerform möglichst genau der eines nicht morphenden Spoilers entsprechen. Es wird eine zulässige Toleranz für die Abweichungen der Spoilerkontur festgelegt, innerhalb derer die Formabweichungen keinen signifikanten negativen aerodynamischen Einfluss haben. Nur wenn diese Toleranz bei der Strukturauslegung eingehalten wird, wird die resultierende Spoilerform mit eingefahrener sowie mit ausgefahrener SCB mittels erneuter CFD-Simulationen hinsichtlich der aerodynamischen Performance bewertet.

Als Material werden der glasfaserverstärkte Kunststoff (GFK) HexPly® 913 [18] für die Laminatlagen sowie eine Wabenstruktur (Honeycomb) als Kernmaterial für die Sandwichstruktur der steifen

Spoilerabschnitte gewählt. Der Grund für die Auswahl dieses Glasfasermaterials ist, dass langjährige Erfahrungen damit und ausführliche Datensätze darüber vorliegen. Zu diesen Daten zählen u. a. der Laminataufbau für unterschiedliche Laminatdicken sowie die maximalen Krümmungen, welche der GFK bei diesen Laminatdicken ertragen kann. Generell kann aber auch ein Kohlefasermaterial zum Einsatz kommen und ein anderes Kernmaterial gewählt werden. Bedingung für die Optimierung ist zudem, dass die beiden Deckschichten der Sandwichstruktur im SCB-Gelenk zusammenlaufen, sodass keine Unterbrechungen der Faserlagen notwendig sind. Dies bietet Vorteile hinsichtlich der Fertigbarkeit und der Lebensdauer der Struktur.

Die Kopplung zur Aerodynamik ist insofern gegeben, als dass die Struktur im FE-Modell mit den aerodynamischen Lasten in Form von Drücken aus der zuvor durchgeführten CFD-Simulation beaufschlagt wird. Als weitere Randbedingungen werden sowohl die Realisierbarkeit der Luftbremse berücksichtigt, als auch der Kontakt der Spoilerhinterkante mit der Landeklappe bei ausgefahrener Beule gewährleistet. Ersteres wird durch eine genügend große Hautdicke des Laminats und somit eine ausreichend hohe Steifigkeit im SCB-Gelenk garantiert, für Letzteres wird die Spoilerstruktur vorgebogen.

3 Designansatz einer morphenden Spoiler-SCB

Generell sind zwei Ansätze zur Strukturauslegung denkbar. Der erste entspricht vom Prinzip her der tatsächlichen späteren Umsetzung auf dem Flugzugflügel: Die Beulenform des Spoilers wird in das FE-Modell geladen, sodass anschließend mit dem Aktuator die Beule hinab in die Reiseflugkonfiguration ohne SCB gezogen wird. Dieses Vorgehen hat allerdings den Nachteil, dass die Beulenform im FE-Modell nicht variabel ist. Mit dieser initialen SCB-Form kann jedoch möglicherweise keine gute Übereinstimmung mit der flachgezogenen Spoilerform erreicht werden. Die Lösung wäre, dass in jeder Iteration der Strukturoptimierung eine Anpassung der initialen Beulenform stattfindet, was allerdings zeitaufwändig ist. Zudem besitzt die reine Beulenform noch keine Vorbiegung, sodass diese zusätzlich implementiert werden müsste, damit die Spoilerhinterkante auch unter arodynamischen Lasten auf die Landeklappe.

Beim zweiten Ansatz wird die flache Spoilerform des Reisefluges ohne SCB in das FE-Modell geladen. Der Aktuator muss folglich ausgefahren werden, um die SCB-Form zu erhalten. Der große Vorteil bei diesem Ansatz ist, dass die initiale FE-Geometrie nicht in jeder Iteration verändert werden muss, da die Reiseflugform des Spoilers immer dieselbe bleibt. Es muss lediglich geprüft werden, ob diese flache Form im gesetzten Toleranzbereich der Konturabweichung zur Zielform liegt, wenn der Spoiler sowohl mit den aerodynamischen Lasten als auch einer Vorspannung belastet wird. Wie auch beim ersten Ansatz besteht hier eine Herausforderung darin, eine akkurate Vorspannung auf den Spoiler zu geben.

Mit beiden Designansätzen lässt sich ein formvariabler SCB-Spoiler auslegen. Da beim zweiten Ansatz die Vorteile – insbesondere hinsichtlich kürzerer Simulationszeiten – die Nachteile überwiegen, wird dieser für die Strukturauslegung verwendet.

3.1 Strukturoptimierer

Für die Strukturoptimierung wird die MATLAB-interne Optimierungsfunktion *fminsearchbnd* verwendet, welche auf der Nelder-Mead-Methode basiert und auch Downhill-Simplex-Verfahren genannt wird [19, 20]. Dieses Optimierungsverfahren wird bereits erfolgreich in [21–24] zur Strukturoptimierung von Morphing-Anwendungen eingesetzt. Dieser Optimierer konvergiert für eine geringe Anzahl an Optimierungsvariablen vergleichsweise schnell und robust, ist jedoch stark abhängig von den initialen Startwerten dieser Variablen. Demzufolge gilt es zum einen, die Anzahl an Optimierungsvariablen möglichst gering zu halten. Zum anderen sollten die Startbedingungen variiert werden, um zu überprüfen, ob auch stets das Gleiche Optimum gefunden wird.

Um ein Spoilerdesign zu erhalten, welches möglichst einfach zu fertigen ist, laufen die Deckschichten der Sandwichstrukturen im SCB-Gelenk zusammen und bilden dort den flexiblen Bereich des Spoilers. So wird vermieden, dass in diesem Bereich Laminatlagen auslaufen, was die Struktur schwächen würde. Da der Sandwichaufbau symmetrisch ist, entspricht das Doppelte einer Deckschichtdicke der Sandwichstruktur der Dicke des flexiblen SCB-Gelenks. In Tabelle 1 sind die zu berücksichtigen Variablen und Parameter der Strukturoptimierung dargestellt, wobei nur die ersten drei während der Iterationen vom Optimierer verändert werden. Die anderen Parameter stehen entweder in Abhängigkeit zu einer der ersten drei Variablen, sind in dieser Arbeit konstant gesetzt oder werden manuell variiert. Der Vollständigkeit halber sind sie dennoch als Optimierungsvariablen in der Tabelle aufgelistet, da umfangreichere und leistungsstärkere Optimierer, welche auch für eine größere Anzahl von Optimierungsvariablen eine konvergente Lösung erzielen können, die in dieser Arbeiten konstanten Parameter als Variablen verwenden könnten.

Tabelle 1: Variablen der Strukturoptimierung einer adaptiven, formvariablen Spoiler-Stoßkontrollbeule.

#	Optimierungsvariablen	Eigenschaft
(I)	Laminatdicke	variabel
(II)	Sandwichbereiche (anfangs zwei Bereiche)	variabel
(III)	Vorspannungsbereich (Start- sowie Endpunkt)	variabel
(IV)	Höhe / Stärke der Vorspannung bzw. Vorbiegung	abhängig von (III)
(V)	Aktuatorangriffspunkt	manuelle Variationen
(VI)	Aktuatorverschiebung	abhängig von (V)
(VII)	Dicke des Sandwichkerns	konstant
(VIII)	Aerodynamische Drücke	konstant

Hierbei ist anzumerken, dass die Optimierungsvariablen (II) und (III) in **Tabelle 1** aus jeweils zwei Variablen bestehen. Denn in (II) sind sowohl das Ende der vorderen als auch der Anfang der hinteren Sandwichstruktur enthalten. Zu Beginn der Strukturoptimierung werden somit fünf variable Optimierungsparameter verwendet.

Der Aktuatorangriffspunkt könnte ebenfalls eine Optimierungsvariable sein und, in Abhängigkeit davon, auch die Aktuatorverschiebung. Allerdings erhöht dies die Optimierungsvariablen und führt zu einer langsameren Konvergenz des Optimierers. Daher wird auf Basis der Nelder-Mead-Methode die Aktuatorposition manuell variiert und für jede Position nochmals eine Optimierung durchgeführt, um den Erfolg der Optimierungen zu gewährleisten. Dieses Verfahren kann in zukünftigen Arbeiten noch vollständig automatisiert werden.

Für eine Optimierungsiteration werden zwei FE-Simulationen durchgeführt. Die eine wird mit der entsprechenden Aktuatorverschiebung durchgeführt, um die SCB auszubilden. Eine weitere Simulation wird für die Spoilerkonfiguration im Reiseflug ohne Beule benötigt, um die Abweichungen zur flachen Zielform des Spoilers zu ermitteln. Auf der Minimierung der Summe dieser Abweichungen im Reiseflug ohne SCB liegt die größte Gewichtung während der Optimierung. Als zweitwichtigstes Kriterium gilt es, die Position des SCB-Scheitelpunkts in Profiltiefenrichtung zu treffen. Die Beulenhöhe geht nur mit einer geringen Gewichtung in die Zielfunktion ein, da die Aktuatorverschiebung während der Optimierung nicht variiert wird. Denn die Höhe kann nach abgeschlossener Optimierung mit einer manuellen Anpassung der Aktuatorverschiebung sehr leicht auf die Zielbeulenhöhe geändert werden. Die Gewichtungen der Zielfunktionsparameter sind in Tabelle 2 dargestellt.

Tabelle 2: Gewichtungen der Parameter in der Zielfunktion zur Strukturoptimierung einer adaptiven Stoßkontrollbeule (SCB).

Parameter der Optimierungszielfunktion	Gewichtung
Konturabweichungen im Reiseflug ohne SCB	Hoch
Position SCB-Scheitelpunkt	Mittel
Höhe SCB-Scheitelpunkt	Gering

Normalerweise würden auch die Spannungen, Dehnungen und Krümmungen der Struktur in eine solche Optimierung einfließen. Um die Komplexität möglichst gering zu halten, wird für diese Optimierung allerdings vorab eine Studie gefahren, welche die Krümmungen bereits grob bewertet. Da die Spannungen und Dehnungen von den resultierenden Krümmungen abhängen, und da die maximalen Krümmungen für das verwendete GFK bekannt sind, werden die Krümmungen der möglichen SCB-Formen in dieser Studie im Vergleich zur Reiseflugkonfiguration ohne Beule ermittelt. Die Ergebnisse zeigen, dass alle Werte unter den für das GFK-Material kritischen Grenzen von dynamischen Krümmungen liegen, wenn die SCB-Spoilerform flachgezogen wird. Somit kann die Optimierung zunächst ohne deren Berücksichtigung durchgeführt werden. Nach erfolgter Strukturoptimierung werden die Spannungen, Dehnungen und Krümmungen allerdings noch einmal gesondert überprüft.

Einen sehr starken Einfluss auf die resultierenden Spoilerformen hat die Vorspannung / Vorbiegung des Spoilers. Bei großer Vorspannung resultiert eine große effektive Steifigkeit der Struktur, sodass unerwünschte Verformungen unter aerodynamischen Lasten verhindert werden. Da eine Optimierung der Vorspannung während der Strukturoptimierung eine zusätzliche Optimierungsvariable bedeuten würde, wird auch hier vorab eine Studie durchgeführt, bei welcher die notwendigen Vorspannungen in Abhängigkeit von der Länge des Vorspann-bereichs ermittelt werden. Anhand dieser Daten wird während der Optimierung, in welcher die Länge des Vorspannbereichs variiert wird, die notwendige Vorspannung interpoliert. Nach Abschluss der Optimierung wird überprüft, ob die interpolierte Vorspannung groß genug ist und der Spoiler-Landeklappen-Kontakt besteht.

Für die spätere Implementierung dieses Konzepts auf einem Flugzeugflügel wird die Vorspannung durch eine Vorbiegung des Spoilers realisiert. Durch den Kontakt mit der Landeklappe wird die geforderte SCB-Form erzielt und mit dem Ziehen des Aktuators wird diese Beule eingefahren. Für die FE-Simulationen wird für diese Vorbiegung allerdings ein Ersatzmodell in Form einer thermischen Vorspannung verwendet. Hierfür wird im Vorspannbereich ein Temperaturgradient implementiert. Der obere, äußere Bereich des Spoilers (Saugseite) weist somit eine höhere Temperatur auf als der untere Bereich (Druckseite). Dadurch biegt sich die Struktur nach unten und drückt die Spoilerhinterkante auf die Landeklappe. Die resultierende Spoilerform mit dieser Vorspannung ohne Drucklasten ist folglich jene Form, welche später auf einem Flügel installiert wird. Die Verwendung einer thermischen Vorspannung als Ersatzmodell ist hier zulässig, da die Temperatur darüber hinaus keinen Einfluss auf das Ergebnis der FE-Simulation hat. In **Abbildung 2** ist das FE-Modell des Spoilers dargestellt.

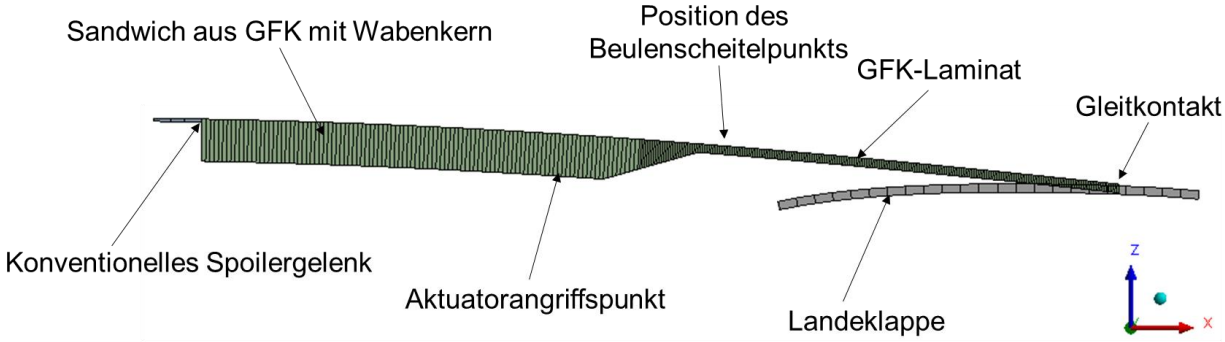


Abbildung 2: Finite-Elemente-Modell des morphenden Spoilers aus einem glasfaserverstärkten Kunststoff (GFK) in Reiseflugkonfiguration (ohne Stoßkontrollbeule) nach erfolgreicher Strukturoptimierung.

Für das FE-Modell werden in ANSYS Schalenelemente (SHELL181) verwendet. Hierbei handelt es sich um 4-Knoten-Elemente, denen eine Dicke bzw. eine Laminatstruktur zugewiesen wird. SHELL181-Elemente eignen sich sowohl für lineare als auch für nicht-lineare Problemstellungen. In dieser Arbeit liegt aufgrund großer Verformungseffekte eine nicht-lineare Simulation vor. Die genannten Elemente eignen sich besonders gut für die Modellierung von Kompositen sowie von Sandwichstrukturen. Der Laminatlagenaufbau und die Sandwichstruktur werden im ANSYS-Tool ACP (Pre) aufgebaut. Das Modell aus Abbildung 2 beinhaltet aus Komplexitätsgründen noch Vereinfachungen:

Sowohl die Spoilerhinterkante als auch der restliche formvariable Spoiler sind aktuell mit derselben Laminatdicke beaufschlagt. In zukünftigen Arbeiten soll die Dicke der Spoilerhinterkante reduziert werden, um den aerodynamischen Anforderungen zu entsprechen und Gewicht zu sparen. Weitere Vereinfachungen betreffen den Gleitkontakt und die Dickeneffekte der Schalen-elemente des Spoilers. Diese Vereinfachungen sollten jedoch keinen signifikanten Einfluss auf die Ergebnisse haben. Des Weiteren wird das konventionelle Spoilergelenk lediglich mit einer Fixierung und einer freien Rotation der Spoilervorderkante simuliert, nicht mit einem detailgetreuen Gelenk. Auch auf eine exakte Implementierung inkl. Verstärkungen des Aktuator-angriffspunkts wird aktuell noch verzichtet, sodass der Aktuator lediglich an einer Gitterkante des FE-Spoilermodells angreift. Für die Strukturoptimierung sind diese Vereinfachungen ausreichend genau.

Aus **Abbildung 2** geht zudem hervor, dass die zweite Sandwichstruktur, welche ursprünglich stromabwärts des SCB-Scheitelpunkts angedacht war, nicht implementiert wurde. Dies stellt zugleich das erste Ergebnis der Optimierung dar, welche ergab, dass die hintere Sandwichstruktur nicht notwendig ist. Weitere Ergebnisse der Strukturoptimierung werden im Folgenden beschrieben.

4 Ergebnisse

Um die Anzahl an Optimierungsvariablen gering zu halten, wird die Sandwichkerndicke der Waben-struktur vorab festgelegt und danach nicht mehr in der Optimierung verändert. Dies ist möglich, da in dieser Optimierung noch nicht auf eine Gewichtsreduktion hin optimiert wird. Daher wird zunächst eine Kerndicke gewählt, die groß genug ist, um den Sandwichbereich ausreichend steif zu gestalten. Die Dicke der Sandwichdeckschichten und folglich auch des hinteren, flexiblen Bereichs des Spoilers stellt hingegen eine der Optimierungsvariablen dar. In **Tabelle 3** sind die Werte der Parameter für das Modell nach Abschluss der finalen Optimierung dargestellt.

Tabelle 3: Ergebnisse der Strukturoptimierung des morphenden Spoilers aus dem glasfaserverstärkten Kunststoff (GFK) HexPly® 913 mit einem symmetrischen Sandwichaufbau.

Parameter	Wert
Sandwichkerndicke der Wabenstruktur	40 mm
GFK-Deckschichtdicke des Sandwichs	5,125 mm
GFK-Laminatdicke des restlichen Spoilers	10,25 mm (2 x 5,125 mm)

Dabei stellen die zusammenlaufenden Deckschichten des Sandwichs den hinteren, flexiblen Bereich des Spoilers dar, sodass dieser Abschnitt die doppelte Dicke der Sandwichdeckschichtlagen aufweist. Das Glasfasermaterial HexPly® 913 kann gegen ein Karbonfasermaterial ausgetauscht werden, wenn geringere Hautdicken realisiert werden sollen. Insgesamt ist der Spoiler mit über 10 mm GFK-Lagen vergleichsweise dick, wobei dies auch Vorteile gegenüber Hageleinschlägen und für den Luftbremselastfall bietet. Generell können die Laminat- und Wabenkerndicken noch etwas reduziert werden, solange sich die Verformungen des Spoilers im Reiseflug mit eingefahrener Beule nicht außerhalb der Toleranz bewegen. Die Laminatdicke zu reduzieren, um z. B. Material und Gewicht zu sparen, ist nicht Teil der aktuellen Optimierungszielfunktion, kann aber implementiert werden.

Aus ersten, vorab durchgeführten Strukturoptimierungen war abzuleiten, dass vergleichsweise gute Übereinstimmungen mit der Spoilerkonfiguration im Reiseflug ohne SCB resultieren sollten, wenn der Spoiler ein flexibles SCB-Gelenk mit einer Länge von ca. 1,85%c (bezogen auf die Profilsehnenlänge) sowie zwei steife Spoilerbereiche (Sandwichstrukturen) aufweist, deren Krümmungen in der SCB-Konfiguration denen des Reiseflugs ohne SCB entsprechen. Folglich wurden die aerodynamischen Optimierungen der SCB-Formen mit dieser Randbedingung durchgeführt, um Beulenformen zu erhalten, welche möglichst nah an eine strukturell umsetzbare Form herankommen. Allerdings wurde diese initiale Annahme eines so kurzen flexiblen SCB-Gelenks ohne Berücksichtigung der benötigten Vorspannung und unter der Annahme getroffen, dass eine zweite Sandwichstruktur notwendig sei.

Die aktuellen Optimierungsergebnisse zeigen jedoch, dass die Annahme des sehr kurzen flexiblen SCB-Gelenks nicht optimal ist, um eine strukturelle Umsetzung mit Konturabweichungen innerhalb der Toleranz im Reiseflug ohne Beule zu realisieren. Auch die zweite Sandwichstruktur auf der stromabwärtsliegenden Beulenflanke ist nicht erforderlich. Mit dem Wegfall dieser Versteifung im hinteren Spoilerabschnitt ist auch das flexible SCB-Gelenk nicht mehr auf einen kurzen Abschnitt begrenzt. Denn nun besteht der gesamte Spoiler stromabwärts von der vorderen Sandwichstruktur aus einer flexiblen und formvariablen Laminatstruktur. Dieser flexible Bereich hat durchgängig dieselbe GFK-Laminatdicke.

Bei den ersten Vorab-Optimierungen wurden folglich zwei Sandwichstrukturen optimiert. Dabei wurden das Ende des stromaufwärts liegenden sowie der Anfang des stromabwärts liegenden Sandwichbereichs als Optimierungsvariablen gesetzt. Durch den Wegfall des zweiten Sandwichs wird nun nur noch die Position des Endes der vorderen Sandwichstruktur optimiert, sodass eine Optimierungsvariable wegfällt, was die Optimierung beschleunigt.

Zusätzlich hat die Optimierung ergeben, dass die Vorspannung einen deutlich größeren Einfluss auf die resultierenden Spoiler- und Beulenformen hat als die aerodynamischen Drücke. Je kürzer der Bereich ist, auf welchem die Vorspannung implementiert wird, desto größer bzw. stärker muss die Vorspannung sein. Dies hat zur Folge, dass die SCB-Form zwar teilweise gut getroffen wird, allerdings starke Abweichungen zur flachen Spoilerform im Reiseflug ohne Beule auftreten. Daher führen die Strukturoptimierungen dazu, dass der Vorspannbereich über einen vergleichsweise großen Abschnitt des Spoilers reicht, wie **Abbildung 3** veranschaulicht.

In den folgenden Abbildungen werden die Ergebnisse der finalen Strukturoptimierung dargestellt. In **Abbildung 3** wurden dabei die SCB-Konfiguration sowie die flache Spoilerkonfiguration im Reiseflug ohne Beule eingefügt. Zu letzterer Konfiguration finden sich in **Abbildung 4** die Konturabweichungen zwischen FE-Simulation und der Zielform eines konventionellen, unendlich steifen, nicht morphenden Spoilers.

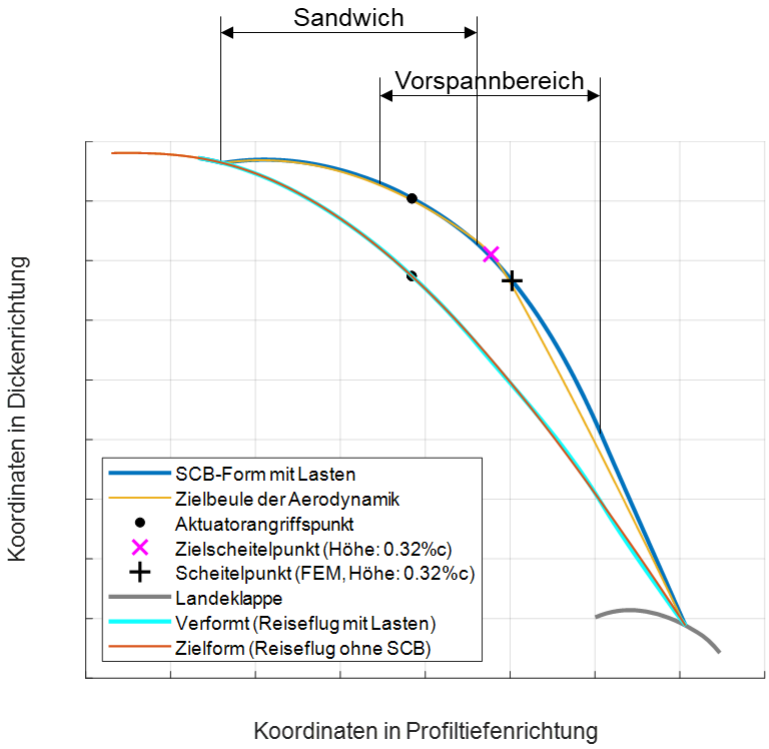


Abbildung 3: Spoilerformen – Ergebnisse der Strukturoptimierung inkl. Vorspannung und aerodynamischer Lasten.

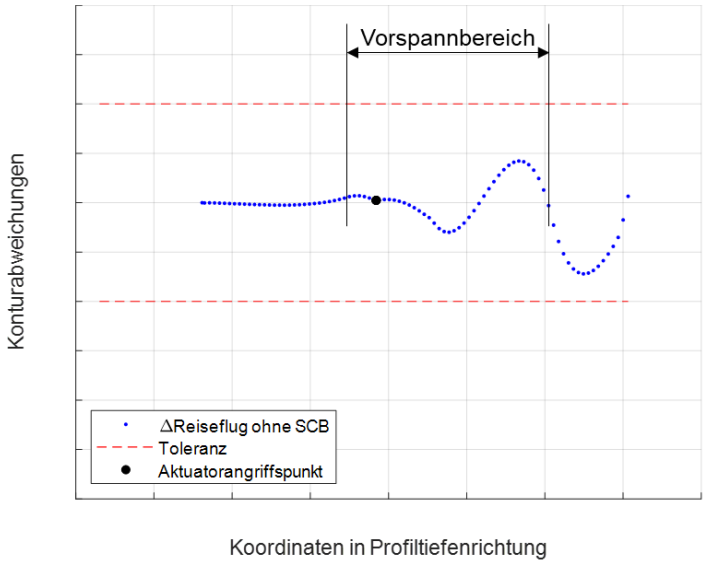


Abbildung 4: Konturabweichungen in der flachen Reiseflugkonfiguration ohne Beule – Ergebnisse der Strukturoptimierung inkl. Vorspannung und aerodynamischer Lasten.

Aus **Abbildung 3** wird deutlich, dass die finalen Ergebnisse keine zweite Sandwichstruktur besitzen, da hinter dem SCB-Scheitelpunkt deutliche Abweichungen der strukturell realisierbaren SCB von der SCB-Zielform der Aerodynamiker resultieren. Zudem verschiebt sich der SCB-Scheitelpunkt stromabwärts. Die SCB-Höhe von 0,32 %c wird hingegen sehr gut getroffen und stimmt mit der aerodynamischen Zielvorgabe überein, ebenso wie die stromaufwärts liegende Beulenflanke, welche durch die Sandwichstruktur gebildet wird.

Sowohl die Beulen- als auch die Spoilerform im Reiseflug ohne SCB werden nach der Strukturoptimierung zur Kontrolle der aerodynamischen Performance nochmals in CFD untersucht. Die Ergebnisse weisen auf keine größeren Performanceeinbußen hin, sodass die geometrischen Abweichungen zwischen aerodynamischer und struktureller Auslegung der hinteren Beulenflanke kein Problem für das eigentliche Ziel der Wellen- und Gesamtwiderstandsreduktion darstellen.

In **Abbildung 3** ist zudem die Konfiguration im Reiseflug ohne SCB zu sehen, bei der eine gute Übereinstimmung mit der Zielform eines konventionellen Spoilers ohne SCB vorliegt, was das Hauptkriterium dieser Optimierung ist. Dies wird insbesondere in **Abbildung 4** deutlich, in welcher die Konturabweichungen zwischen morphendem und komplett steifem konventionellem Spoiler ohne SCB dargestellt sind. Alle Abweichungen liegen innerhalb der Toleranz, womit dieses Kriterium erfüllt ist.

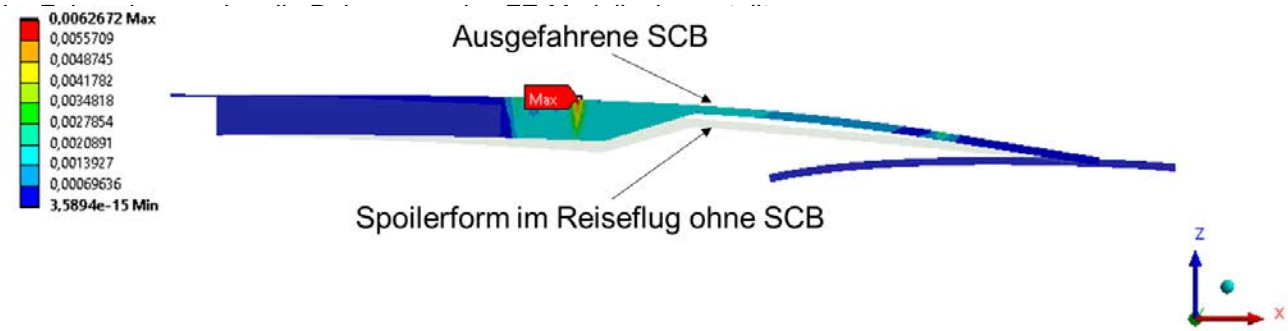


Abbildung 5: Vergleichsdehnungen (von Mises) der Finite-Elemente-Simulation der adaptiven Stoßkontrollbeule (SCB) auf einem morphenden Spoiler.

Aus **Abbildung 5** geht hervor, dass die maximalen Dehnungen des reinen Laminats 0,63 % nicht überschreiten. Stromabwärts der Sandwichstruktur liegen sie sogar unter 0,4%. Für das GFK-Material HexPly® 913 stellen diese Dehnungen kein Problem dar, sodass davon ausgegangen werden kann, dass das Material den dynamischen Belastungen standhalten kann, die aus dem Aus- und Einfahren der SCB resultieren, standhalten kann. Die höchsten Dehnungen und Spannungen treten dort auf, wo die Aktuatorverschiebung implementiert wurde. Diese Dehnungs- und Spannungsspitzen resultieren daraus, dass die Aktuatorverschiebung inkl.der daraus resultierenden Kraft im aktuellen FE-Modell nur auf einer einzigen Kante aufgebracht wird. Durch die Implementierung eines versteiften Bereichs an der Sandwichunterseite für den Angriffspunkt des Aktuators, wie es in der Realität notwendig ist, können diese Lasten besser über einen größeren Bereich verteilt werden. Dadurch werden die lokalen Dehnungs- und Spannungsspitzen in diesem Bereich reduziert, weshalb diese Änderungen in zukünftigen Arbeiten umgesetzt werden soll.

Auch während der Luftbremse bei einem Spoilerausschlag von 45° bleiben die Krümmungen der verbogenen Spoilerstruktur unterhalb der kritischen Materialgrenzen. Natürlich muss im Vergleich zu einem unendlich steifen Referenzspoiler der Spoilerausschlag bei einem morphenden Spoiler etwas erhöht werden, um die gleiche angeströmte Fläche des Spoilers bzw. Höhe der Spoilerhinterkante zu erreichen. Um beim Aktuator Material und Gewicht zu sparen, ist ein möglichst geringer Spoilerausschlag anzustreben. In den Ergebnissen dieser Arbeit ist der Ausschlag im Vergleich zum Referenzspoiler allerdings nur unwesentlich erhöht, was insbesondere an der hohen Dicke des GFK-Laminats liegt.

Der Lastfall der Luftbremse zeigt darüber hinaus eine Limitierung dieses adaptiven SCB-Konzepts auf. Je weiter der flexible Bereich des Spoilers und damit der Beulenscheitelpunkt Richtung Vorderkante verschoben ist, desto mehr wird der Spoiler während der Luftbremse durchgebogen und desto höher muss der Winkel des Spoilerausschlags sein.

Des Weiteren weisen Optimierungen anderer Beulenformen, welche in dieser Arbeit nicht detailliert diskutiert werden, darauf hin, dass adaptive Spoiler-SCBs mit einem Scheitelpunkt in der Mitte des Spoilers strukturell am einfachsten zu realisieren sind. Insbesondere SCBs, deren Scheitelpunkte sehr weit hinten auf dem Spoiler liegen, führen zu großen Herausforderungen. Dies liegt daran, dass bei einem vergleichsweise kurzen Bereich eine starke Vorspannung bzw. Vorbiegung implementiert werden muss, was zu starken Abweichungen von der Reiseflugkonfiguration ohne SCB führt. Zudem können kleinere SCBs strukturell deutlich leichter realisiert werden als größere, was ebenfalls an der starken Vorspannung liegt, welche für höhere Beulen benötigt wird.

5 Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurde ein morphender 2D-Spoiler mit einer adaptiven, höhenvariablen SCB erfolgreich strukturell ausgelegt. Hierfür wird neben dem Spoileraktuator kein weiterer Aktuator benötigt. Es wurde ein Strukturoptimierer beschrieben, mit welchem die Spoilerstruktur so ausgelegt wurde, dass die resultierende SCB-Form mit einer zuvor aerodynamisch optimierten Beulenform gut übereinstimmt. Der steife Bereich zwischen Spoilergelenk und Beulenscheitelpunkt wird durch eine Sandwichstruktur aus GFK-Decklagen und einem Wabenkern gebildet. Die Strukturoptimierung wurde in MATLAB nach der Nelder-Mead-Methode und einem aus MATLAB gesteuerten FE-Modell in ANSYS Workbench realisiert. Die Kopplung zwischen Struktur und Aerodynamik findet mittels Berücksichtigung simulierter aerodynamischer Drücke statt, welche im FE-Modell auf die Struktur aufgebracht werden. Entscheidend für die Beulenbildung sowie den Kontakt der Spoilerhinterkante mit der Landeklappe ist die Vorbiegung bzw. Vorspannung des Spoilers, welche einen erheblich größeren Einfluss auf die Spoilerform hat als die aerodynamischen Lasten.

Die resultierende SCB besitzt eine Höhe von 0,32 %c, was der aerodynamischen Zielvorgabe für die betrachtete Flugbedingung entspricht. Während der stromaufwärts liegende Teil der Beule eine sehr gute Übereinstimmung mit der aerodynamischen Zielform aufweist, unterscheidet sich der stromabwärts liegende Beulenbereich deutlich davon. Dies liegt daran, dass ursprünglich auch

dieser hintere Beulenbereich mit einer steifen Sandwichstruktur ausgelegt werden sollte, was in der aerodynamischen Optimierung als Randbedingung in die Generierung der Beulenform einfloss. Da sich während der Strukturoptimierung herausstellte, dass die Randbedingungen eines kurzen, flexiblen Spoilerbereichs sowie die Notwendigkeit einer zweiten Sandwichstruktur zur Versteifung des hinteren Spoilerbereichs nicht optimal sind, wird die hintere Sandwichstruktur durch das gleiche GFK-Laminat ersetzt wie im flexiblen SCB-Gelenk. Der hintere Spoilerbereich ist somit nicht mehr steif, sondern formvariabel, weshalb hier Abweichungen zur aerodynamischen Beulenzielform auftreten. Wichtiger als das Einhalten der Zielform ist jedoch die aerodynamische Performance der SCB, welche mittels CFD-Simulation bestätigt werden konnte.

6 Ausblick

In zukünftigen Arbeiten könnte die aerodynamische SCB-Formoptimierung wiederholt werden, in welcher diesmal die absteigende Beulenflanke nicht dieselben Krümmungen aufweist wie der flache Spoiler, sondern durch einen mathematischen Spline gebildet wird. Dadurch sollten die Konturabweichungen zwischen struktureller und aerodynamischer SCB auf der hinteren Beulenflanke verringert werden. Als weiterer Aspekt ist die Positionsvariation der SCB zu nennen. Diese kann bspw. mithilfe eines zweiten Aktuators realisiert werden, wie es in [25] beschrieben wird. Des Weiteren kann anstelle des konventionellen Spoilergelenks ein flexibles Strukturgelenk eingesetzt werden. Dies würde für einen kontinuierlichen Steigungsverlauf am Beulenbeginn sorgen und wird in [14–17] beschrieben.

Generell kann die gleiche Strukturoptimierung auch mit einem Karbonmaterial anstelle des GFK-Laminats durchgeführt werden. Dies würde die derzeit vergleichsweise großen Laminatdicken reduzieren. Um Material und folglich Gewicht zu sparen, kann auch ein unsymmetrischer Sandwichaufbau gewählt werden, bei welchem die obere Deckschicht dicker als die untere ist. Um weiteres Material zu sparen, kann die Zielfunktion der Optimierung um einen Term ergänzt werden, der dickere Laminate schlechter bewertet als dünnere. Daraus resultieren leichtere Strukturen.

Zudem sind andere Optimierungsfunktionen denkbar, welche auch bei einer größeren Anzahl an Optimierungsvariablen zu einer guten Lösung hin konvergieren. In diesem Zusammenhang kann als allgemeine Empfehlung auf eine direkte Kopplung von CFD- und FE-Simulationen hingewiesen werden. Hier würde dann nicht mehr auf eine Beulenzielform hin optimiert werden, sondern direkt auf die aerodynamische Performance hin, was große Vorteile insbesondere hinsichtlich der zu erreichenden Widerstandsreduktion bringen kann. Wird solch ein Ansatz gewählt, so muss jedoch ein anderer Optimierungsansatz verwendet werden, z. B. ein Surrogate-Optimierer.

Des Weiteren könnte die bisher vereinfachte Verschiebung des Aktuatorangriffspunkts durch die Aufbringung einer Kraft auf eine Fläche ersetzt werden. Hierbei müssten sowohl ein realistischer Einbauwinkel des Aktuators als auch der zur Verfügung stehende Bauraum berücksichtigt werden. Diese Kraft sollte dann auf einer Fläche anstelle einer Kante angreifen, um lokale Spannungs- und Dehnungsspitzen zu minimieren.

Förderung und Anerkennung

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des *Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie* (*BMWi*) unter dem Förderkennzeichen 20W1729C (Projekt: Move-IntegR) gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Spezieller Dank geht an die Kollegen und Projektpartner aus Move-IntegR, Vlad Ciobaca, Matthias Dördelmann, Dort Daandels und Benjamin Trarieux sowie Jens Müller, Andreas Waldmann und Thorsten Lutz von der Universität Stuttgart, und die weiteren Kollegen vom DLR, Michael Schäfer und Jens Nitzsche.

Literaturverzeichnis

[1] Ashill, P.R.; Fulker, J.L.; Shires, A. A Novel Technique for Controlling Shock Strength of Laminar-Flow Aerofoil Sections. Proceedings of the First European Forum on Laminar Flow Technology; Hamburg, Deutschland, 16. März 1992; S. 175–183.

[2] Stanewsky, E.; Délery, J.; Fulker, J.; Geißler, W. EUROSHOCK – Drag Reduction by Passive Shock Control: Results of the Project EUROSHOCK, AER2-CT92-0049 Supported by the European Union, 1993–1995; doi: 10.1007/978-3-322-90711-0; Vieweg+Teubner Verlag: Wiesbaden, 1997; ISBN 978-3-322-90711-0.

[3] Stanewsky, E. Drag Reduction by Shock and Boundary Layer Control: Results of the Project EUROSHOCK II Supported by the European Union, 1996-1999; Notes on numerical fluid mechanics and multidisciplinary design; Springer: Berlin; New York, 2002; ISBN978-3-540-43317-0.

[4] Stanewsky, E. Aerodynamic Benefits of Adaptive Wing Technology. Aerospace Science and Technology 2000, 4, 439–452, doi:10.1016/S1270-9638(00)01069-5.

[5] Stanewsky, E. Adaptive Wing and Flow Control Technology. Progress in Aerospace Sciences 2001, 37, 583–667, doi:10.1016/S0376-0421(01)00017-3.

[6] Ashill, P.R.; Fulker, J.L. A Review of Flow Control Research at DERA. IUTAM Symposium on Mechanics of Passive and Active Flow Control; Meier, G.E.A., Viswanath, P.R., Editoren; Fluid Mechanics and its Applications; Springer Netherlands: Dordrecht; doi: 10.1007/978-94-011-4199-4_7, 1999; Vol. 53, pp. 43–56 ISBN 978-94-010-5826-1.

[7] Dargel, G.; Rodde, A.M.;Archambaud, J.R. Assessment of the Capability of Drag Reduction of the Shock Control Device 'SC Bump' on Airfoil Flows and Application Aspects on Wings. IUTAM Symposium on Mechanics of Passive and Active Flow Control; Meier, G.E.A., Viswanath, P.R., Editoren; Fluid Mechanics and its Applications; Springer Netherlands: Dordrecht; doi:10.1007/978-94-011-4199-4_8, 1999; Vol. 53, pp. 57–62 ISBN 978-94-010-5826-1.

[8] Lee, D.S.; Periaux, J.; Onate, E.; Gonzalez, L.F.; Qin, N. Active Transonic Aerofoil Design Optimization Using Robust Multiobjective Evolutionary Algorithms. Journal of Aircraft 2011, 48, 1084–1094, doi:10.2514/1.C031237.

[9] Sommerer, A.; Lutz, T.; Wagner, S. Numerical Optimisation of Adaptive Transonic Airfoils with Variable Camber.; Harrogate, UK; online: http://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2000/PAPERS/ICA2111.pdf, September 27 2000.

[10] Birkemeyer, J.; Rosemann, H.; Stanewsky, E. Shock Control on a Swept Wing. Aerospace Science and Technology 2000, 4, 147–156, doi:10.1016/S1270-9638(00)00128-0.

[11] Ogawa, H.; Babinsky, H.; Pätzold, M.; Lutz, T. Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Control Using Three-Dimensional Bumps for Transonic Wings. AIAA Journal 2008, 46, 1442–1452, doi:10.2514/1.32049.

[12] Bruce, P.J.K.; Colliss, S.P. Review of Research into Shock Control Bumps. Shock Waves 2015, 25, 451–471, doi:10.1007/s00193-014-0533-4.

[13] Künnecke, S.C.; Vasista, S.; Riemenschneider, J.; Keimer, R.; Kintscher, M. Review of Adaptive Shock Control Systems. Applied Sciences 2021,11, 817, doi:10.3390/app11020817.

[14] Kirn, J.; Machunze, W.; Weber, M.; Strachauer, F. Non-Discrete Spoiler with an Adaptive Shock Control Bump.; Lake George, NewYork, USA, October 3 2016.

[15] Machunze, W.; Kirn, J.; Weber, M. Integral CFRP Spoiler with Shock Bump Control.; Porto, Portugal, September 5 2016.

[16] Hansen, H.; Kirn, J.; Machunze, W.; Metzner, C.; Weber, M.J. Aircraft Wing with an Adaptive Shock Control Bump 2017, Patent: US 2017/0190411 A1.

[17] Hansen, H.; Kirn, J.; Machunze, W.; Metzner, C.; Weber, M.J. Aircraft Wing with an Adaptive Shock Control Bump 2019,Patent: US 10,427,779 B2.

[18] Vasista, S.; Nolte, F.; Monner, H.P.; Horst, P.; Burnazzi, M. Three-Dimensional Design of a Large-Displacement Morphing Wing Droop Nose Device. Journal of Intelligent Material Systems and Structures 2018, 29, 3222–3241, doi:10.1177/1045389X18770863.

[19] Nelder, J.A.; Mead,R.ASimplexMethodfor FunctionMinimization. TheComputerJournal 1965,7, 308–313, doi:10.1093/comjnl/7.4.308.
[20] Lagarias, J.C.; Reeds, J.A.; Wright, M.H.; Wright, P.E. Convergence PropertiesoftheNelder--MeadSimplexMethodin LowDimensions.SIAMJ. Optim.1998,9, 112–147, doi:10.1137/S1052623496303470.
[21] Kintscher, M.; Wiedemann, M.; Monner, H.P.; Heintze, O.; Kühn, T. Design of a Smart Leading Edge Device for Low Speed Wind Tunnel Tests in the European Project SADE. International Journal of Structural Integrity 2011, 2, 383–405, doi:10.1108/17579861111183911.
[22] Rudenko, A.; Monner, H.P.; Rose, M. A Process Chain for Structural Optimization of a Smart Droop Nose for an Active Blown High Lift System. Proceedings of the 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference; American Institute of Aeronautics and Astronautics: National Harbor, Maryland, January 13 2014.
[23] Vasista, S.; Rose, M.; Monner, H.P. Optimization Tool Assessment for a Large-Displacement Compliant Morphing Wing Leading Edge.; Lake George, New York, USA, October 3 2016.
[24] Rudenko, A.; Hannig, A.; Monner, H.P.; Horst, P. Extremely Deformable Morphing Leading Edge: Optimization, Design and Structural Testing. Journal of Intelligent Material Systems and Structures 2018, 29, 764–773, doi:10.1177/1045389X17721036.
[25] Kintscher, M.; Monner, H.P. Structural Concept of an Adaptive Shock Control Bump Spoiler. Proceedings of the SAE International; Dallas Texas, USA; doi:10.4271/2017-01-2164, September 19 2017.