

# AUFBAU UND VERMESSUNG EINES VERSUCHSTRÄGERS MIT ABSENKBARER FORMVARIABLER FLÜGELVORDERKANTE

K. Kraus\*, P. Fischer\*\*, A. Büter\*

\* Fraunhofer Institut für Betriebsfestigkeit und Systemzuverlässigkeit LBF,  
64289 Darmstadt, DE

\*\* EADS, Military Air Systems, 85077 Manching, DE

## Zusammenfassung

Für die Steigerung der aerodynamischen Leistungsfähigkeit von zivilen und militärischen Luftfahrzeugen wurden formvariable Strukturen als Schlüsseltechnologie identifiziert. Im konkreten Anwendungsfall widerstandsoptimierter Laminarflügel bei Verkehrsflugzeugen sind innovative Konzepte für den Hochauftrieb erforderlich. Daher beschäftigen sich innerhalb des nationalen HIT-Verbundvorhabens die Projektpartner EADS – Military Air Systems (MAS), Airbus Operations GmbH, EADS – Innovation Works (IW) und als Projektleiter das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) mit einer „SmartLED“ („Smart Leading Edge Device“).

Dieses Konzept einer spaltlosen, absenkbaren Flügelvorderkante wird verkürzt vorgestellt, soweit dies für die Auswahl des Prüfkonzepts relevant ist. Schwerpunkt dieser Veröffentlichung stellen dann die Tätigkeiten von EADS-MAS und des Fraunhofer Instituts für Betriebsfestigkeit und Systemzuverlässigkeit LBF dar, die sich mit dem Aufbau und der Vermessung eines entsprechenden Versuchsträgers der „SmartLED“, u.a. zum Nachweis der Funktionalität am elastischen Flügel, befassen. Die besonderen Anforderungen an den Messaufbau und die Umsetzung der erforderlichen Messmethoden werden detailliert erläutert.

## 1. EINLEITUNG

Der Anteil des Luftverkehrs am weltweiten CO<sub>2</sub>-Ausstoß beträgt aktuell etwa 2%, während sich das Flugaufkommen erwartungsgemäß innerhalb der nächsten 15 Jahre verdoppeln soll. Angesichts der klimatischen und technischen Entwicklungen wurden daher neue Anforderungen an die Luftfahrt der Zukunft definiert, um ihren Einfluss auf die Umwelt zu reduzieren. So wird in der ACARE Vision 2020 (Advisory Council for Aeronautic Research in Europe) unter anderem die Halbierung der CO<sub>2</sub>-Emissionen gefordert, welche durch folgende vier Technologiebereiche maßgeblich realisiert werden kann [1]:

- 1) Das effiziente Flugzeug
- 2) Das effiziente Triebwerk
- 3) Zukünftiges Flugverkehrsmanagement
- 4) Alternative Treibstoffe

Im ersten Bereich besteht etwa Verbesserungspotential in einer optimierten Aerodynamik und einer Reduktion des Strukturgewichts. So wird z.B. kurzfristig eine CO<sub>2</sub>-Reduktion von ca. 13% durch die Realisierung einer Tragflügel-Laminarströmung erwartet.

An diese Erwartung knüpft auch das Projekt SmartLED an, das sich innerhalb des nationalen HIT-Vorhabens (Hochauftriebstechnologien der neuen Generation) mit einer spaltlosen, absenkbaren Flügelvorderkante für den Hochauftrieb am Laminarflügel befasst. Zur Veranschaulichung ist das Prinzip eines solchen Hochauftriebssystems in BILD 1 dargestellt.

Recherche und kritische Betrachtung von bestehenden Konzepten, wie sie in [2] erläutert werden, bilden die Grundlage für die Entwicklung einer realisierbaren, innovativen Lösung.

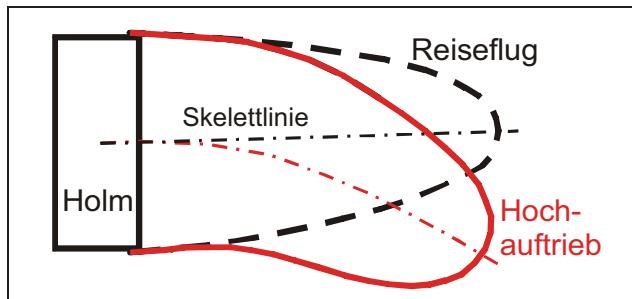


BILD 1. Prinzip einer spaltlosen, absenkbar Vorderkante

Die Vorgaben für die Auslegung dieser „SmartLED“ leiten sich aus denen eines Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugs ab. Weiterhin wird als Flügelmodell, das den Forschungsarbeiten zugrunde liegt, der „Flügel der neuen Generation“ (FNG) von Airbus zur Verfügung gestellt. Die Betrachtung erfolgt an einem Spannweitenabschnitt zwischen  $\eta=0.36$  und 0.5 mit einer mittleren, lokalen Profiltiefe der Vorderkante von ca. 22%, veranschaulicht in BILD 2.

Der Designraum beschränkt sich dabei auf den Bereich vor dem Vorderholm.

Die zielgerichtete Entwicklung des Funktionsmodells einer „Smart Leading Edge“ erfordert zur Verifikation auch eine Erprobung und Vermessung. Die wesentlichen Anforderungen werden hier kurz erläutert. In [2] ist eine detailliertere Betrachtung zu finden, während allgemeine Anforderungen an die Flugzeugstruktur einschließlich der Hochauftriebssysteme in [3] erläutert werden.

Laminarströmung erfordert eine glatte Oberfläche und stellt je nach Re-Zahl hohe Ansprüche an die Oberflä-

chenqualität, wie beispielsweise Rauigkeit oder Welligkeit. Damit betrifft dies auch die Flügelkontur, die zur Wahrung der aerodynamischen Effizienz in allen Flugzuständen erhalten bleiben muss, denn nur ein kontinuierlicher Krümmungsverlauf des Profils vermeidet in der Hochauftriebskonfigurationen einen vorzeitigen Umschlag von laminarer in turbulente Strömung.

Die Wirkprinzipien zur Steigerung des Auftriebs bei gegebener Fluggeschwindigkeit sind im Allgemeinen [4]

- eine Veränderung der Profilverwölbung (in der Regel realisiert durch das Ausschlagen von Vorder- und Hinterkantenklappen),
- die Vergrößerung der Flügelfläche (durch Ausfahren der Klappen entlang der Flügeltiefenrichtung, dem sogenannten „Fowlern“) und
- eine Grenzschichtaufrischung der Luftströmung (durch aktive oder passive Systeme).

Diese „Auffrischung“ kann also zum Beispiel durch einen Spalt geschehen, durch den die energiereiche Strömung von der Profilunterseite in die energiearme Strömung auf der Profiloberseite fließt.

Um eine Laminarströmung zu realisieren und damit den Widerstand zu reduzieren, erzeugt die „Smart Leading Edge“ den Auftrieb über eine entsprechend starke Profilverwölbung. Die Verformung der Vorderkante erzeugt dabei zum einen lokal hohe aerodynamische Lasten, die die Struktur weitestgehend verformungsfrei aushalten muss. Zum Anderen werden bei der Verformung der elastischen Strukturkomponenten hohe Dehnungen und damit hohe mechanische Beanspruchungen erzeugt, die es vom Werkstoffsystem zu ertragen gilt. Hieraus resultiert die Forderung nach einem anisotropen Steifigkeitsverhalten, das sich bei der aktuatorischen Verformung nachgiebig und gegenüber den äußeren Belastungen steif verhält.

Zusätzlich verformt sich der gesamte Flügel als aerodynamisches System flugzustandsabhängig aufgrund seiner Steifigkeit, seines Gewichts und der äußeren Luftlasten. Die „SmartLED“, wenn auch nur lokal in den Flügel integriert, darf hinsichtlich ihrer Funktion nicht durch diese Flügelverformungen beeinträchtigt werden.

Zusammenfassend lassen sich hieraus drei Anforderungen an das Konzept ableiten, die erfüllt und anhand des Versuchsträgers verifiziert werden müssen:

- Formtreue
- Funktionalität
- Beanspruchung

## 2. DESIGN EINES VERSUCHSTRÄGERS

Das vom Projektteam entwickelte Konzept der spaltlosen, formvariablen Vorderkante wird für die experimentelle Untersuchung in einem Funktionsmodell realisiert, das in einem Maßstab von 1:1 in oben erwähnter Spannweite gefertigt wird. Der komplette Versuchsträger setzt sich dabei aus einem aktiven Teil, nämlich dem flexiblen Struktursystem mit integrierter Aktuatorik, und einem passiven Teil, den der Flügelvorderholm und das Prüfgerüst bilden, zusammen.

### 2.1. Hautstruktur und Kinematik

Der aktive Teil der Flügelvorderkante besteht aus einer flexiblen, monolithischen Außenstruktur mit Stützstellen. Diese lokalen Versteifungen dienen als Lastübertragungselemente zwischen Kinematik und Haut.

Bei der Absenkung der Flügelvorderkante können jedoch Steifigkeitssprünge zu lokalen Beanspruchungsspitzen (Kerbwirkung) und zu Welligkeiten auf der Oberfläche führen, die die Laminarität der Strömung gefährden. Aus Sicht der Betriebsfestigkeit sind daher der Gradient und der Betrag dieser Beanspruchungsüberhöhungen an den Steifigkeitssprüngen von großem Interesse.

Weiterhin sorgt die vorhandene Profilverjüngung bei einer Verformung zu geometrischen Zwängungen, wodurch sich die Beanspruchungsverteilung und die erforderlichen Aktuierungs Kräfte an den einzelnen Querschnitten über der Spannweite ändern.

Ausführlich wird die strukturelle Beanspruchung der Haut und des Kinematikmechanismus in [5] und [6] behandelt.

### 2.2. Vorderholm und Prüfgerüst

Der Anschluss der Flügelvorderkante erfolgt im Prüfgerüst an einen Vorderholm, der luftfahrttypisch aus einem Aluminiumwerkstoff in genieteter Leichtbaukonstruktion ausgeführt ist. Zur Untersuchung des entwickelten Konzepts ist ein Versuchsträger im Bereich der Profilnase bis zum Vorderholm ausreichend, da der restliche Tragflügel unverändert bleiben soll und somit dessen globales Verhalten als bekannt vorausgesetzt werden kann. Dieses wird maßgeblich von der Flügeldurchbiegung bestimmt, die als Polynom dritten Grades für die Lastvielfachen 1.0g und 2.5g von Airbus vorgegeben wurde.

Die Flügeldurchbiegung ist, wie oben bereits erwähnt, das Resultat der statischen aeroelastischen Verformung der Tragfläche. Diese stellt sich als Gleichgewicht der inneren Strukturkräfte und der äußeren aerodynamischen Kräfte ein. In BILD 2 ist die resultierende aerodynamische Druckverteilung auf der Planform des Tragflügels dargestellt. Erwartungsgemäß greift die Auftriebsresultierende bei 25% der Profiltiefe an. Die demnach hohen Saugspitzen im vorderen Profilbereich stellen eine weitere Erschwerung für die Auslegung der Vorderkante dar. Während in der numerischen Simulation die externen Luftlasten bei der Optimierung berücksichtigt wurden, kann dies experimentell jedoch nicht ohne übermäßigen Aufwand abgebildet werden.

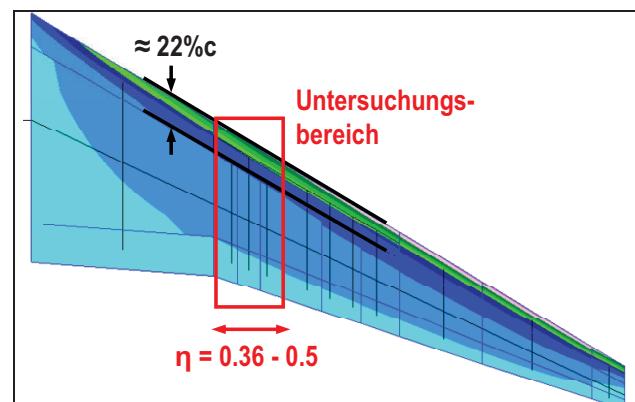


BILD 2. Planform des Referenzflügels [7]

Die spannweiteige Holmträgerverformung unter den aerodynamischen Einsatzlasten ist ein weiterer wichtiger Aspekt und muss in der experimentellen Analyse beachtet werden, ist sie doch eine einschränkende Randbedingung für jedes spaltlose Hochauftriebssystem [2].

Folglich ist bei der Auslegung des Vorderholms im Prüfaufbau ein Querschnitt zu wählen, der eine einfache Beziehung zwischen Biege- und Torsionssteifigkeit aufweist. Ein rechteckiges Hohlprofil erweist sich als am besten geeignet, zumal die Breite des Trägers dann frei einstellbar ist, um die gewünschten Flächenträgheitsmomente zu erzeugen.

Die Wandstärken der Stege sind hierbei gegen ein Schubbeulen unter Biegung auszulegen. Daneben kommen zusätzliche Stützstrukturen an der Einspannung des Holms, der Anbindungen der Kinematik und der Angriffspunkte des Biegekräftepaars, zum Einsatz, wie BILD 3 zeigt.

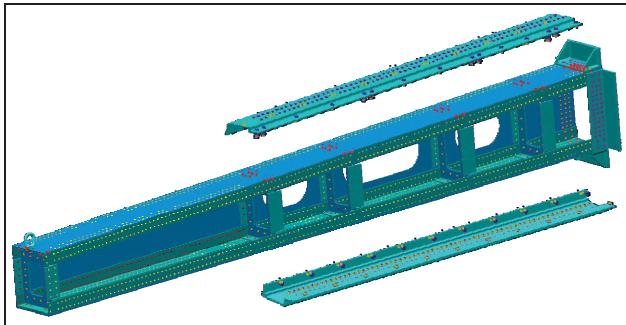


BILD 3. Vorderholm mit Keilleisten und Nietpunkten

Die weiteren wesentlichen Anforderungen an das Design des Vorderholms bestehen in der

- Zugänglichkeit (für Messverkabelung und Nachjustierung),
- Montierbarkeit (Zugänglichkeit, keine Zwängungen),
- Fertigbarkeit (Material, Bauweisen),
- Auslegung der Verbindungselemente (Nieten, Verschraubungen, etc.) und der
- Detaillierung der Schnittstellen (Toleranzausgleich, Steifigkeit, etc.).

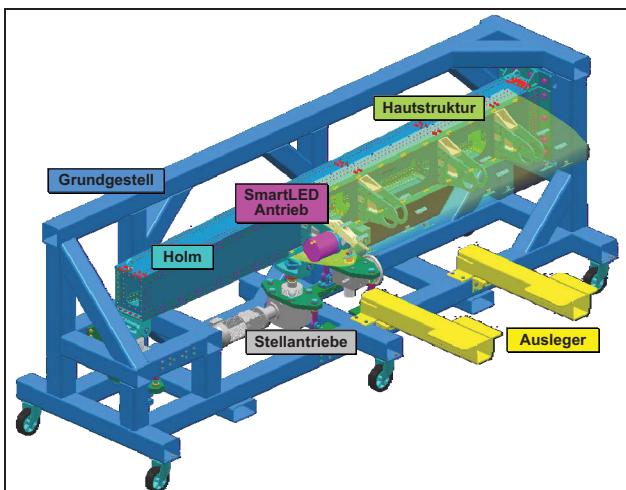


BILD 4. Gesamtaufbau Versuchsträger

Die Schnittstelle zur Anbindung der Haut ist durch Keilleisten realisiert, da einerseits die Vorderkantenflächen nicht

parallel zueinander am Holm abschließen und andererseits dadurch ein gewisser Toleranzausgleich durch Nachbearbeitung möglich ist. Weiterhin sind für die Kinematikeinheiten Motor und Haupthebel Befestigungsflansche an den entsprechenden Querschnitten vorgesehen. Das translatorisch wirkende Spindelhubgetriebe wird über Gelenke mit dem Holm verbunden. Auf der Gegenseite stützt es sich am Prüfgerüst ab, welches als Schweißkonstruktion ausgeführt ist, siehe BILD 4.

### 3. BEWERTUNGSKRITERIEN

Es gilt nun, das entwickelte Konzept auf seine Anwendbarkeit am Laminarflügel zu bewerten. Dies betrifft in erster Linie die geometrische Begebenheit der Flügelvorderkante. Zusätzlich gehen aus den numerischen Analysen weitere wichtige Punkte hervor, die die Beanspruchung der Struktur anbelangen. Somit dient die Vermessung des Versuchsträgers sowohl der Beurteilung des ganzheitlichen Konzepts, als auch der Verifikation der numerischen Simulationen.

Aus den Bewertungskriterien Formtreue, Funktionalität und Beanspruchung ergeben sich die folgenden Messaufgaben.

#### 3.1. Messaufgaben

Für die Erhaltung der Laminarität ist einerseits entscheidend, die rauhigkeitsbedingte Reibung an der umströmten Objektoberfläche so gering wie möglich zu halten, andererseits etwaige Unstetigkeiten des Profils zu vermeiden. Wie in [2] erwähnt, ist damit ein kontinuierlicher, stetiger Krümmungsverlauf der Geometrie erforderlich. Die im Falle der „SmartLED“ auftretenden Welligkeiten durch die lokalen Versteifungselemente dürfen daher in Profiltiefe einen gewissen Maximalwert nicht überschreiten. Auch in Spannweitenrichtung ist eine Welligkeit der Hautstruktur unerwünscht. Demzufolge ist das Profil hinsichtlich seiner Oberflächengüte in allen Betriebszuständen und Lastvielfachen  $n_z$  zu überprüfen.

Diesem schließt sich direkt der Abgleich zwischen dem geforderten Soll-Zustand und dem tatsächlichen Ist-Zustand der Flügelvorderkantenkontur an. Ähnlich dem Welligkeitskriterium gilt auch hier, dass die Konturtreue zu jeder Zeit gewahrt bleiben muss. Dies kann nur geschehen, wenn sich ein Verformungsverhalten wie in der numerischen Simulation zeigt und keine übermäßigen Zwangskräfte, beispielsweise durch die Montage, im unverformten Zustand herrschen.

Ebenso ist von großem Interesse, ob die berechneten Dehnungen in der Haut in gleichem Maße auch am Versuchsträger auftreten. Hierfür sind an lokal hochbelasteten Stellen, wie Laminatdickensprüngen oder Lasteinleitungsstellen, verschiedene Dehnungsmesssensoren vorgesehen. Diese Messmittel finden auch Anwendung bei der Verifikierung der axialen Aktuatorkräfte, die in den Kinematikelementen erwartet werden. Deren Betrag hängt stark vom betrachteten Querschnitt ab.

Da der Dehnungsverlauf auf der Hautoberfläche anhand lokaler Messungen nur grob geschätzt werden kann, ist eine Bestimmung der globalen Dehnungsverteilung, die den Effekt der Profilverjüngung erfasst, ebenfalls erwünscht.

Zusätzlich besteht eine Messaufgabe darin, die Biegung des Vorderholms zu ermitteln, um sicherzustellen, dass die vorgegebenen Biegelinien eingehalten werden. Die einzelnen Lasthorizonte für die Vermessung sind die Flügel durchbiegungen unter  $n_z=1.15g$ ,  $2.0g$  und  $2.5g$ .

### 3.2. Lastfälle

Am Versuchsträger werden fünf Szenarien untersucht. Ausgangspunkt und damit möglicher Referenzwert ist der sogenannte „Jigshape“, das heißt der belastungsfreie Zustand der montierten Vorderkante. Hierauf können alle gemessenen Verschiebungen und Dehnungen bezogen werden.

Das erste Szenario spiegelt den Sachverhalt wider, bei dem die „SmartLED“ als Hochauftriebshilfe genutzt wird. Bei einer Biegung unter der Lastvielfachen  $n_z=1.15g$  wird die Flügelvorderkante aus- und eingefahren. Die kritischen Dehnungen entstehen hierbei beim Absenken der Vorderkante. Gerade in diesem Fall sind Welligkeit und Konturtreue für die aerodynamische Effizienz ausschlaggebend, da sowohl Start- und Landephase, als auch der Reiseflug eine laminare Strömung unterstützen sollen.

Im zweiten und dritten Szenario wird die Biegelinie unter  $2.0g$ -Last eingestellt. Während im vorherigen Lastfall die Nasenabsenkung unter Biegebeanspruchung stattfindet, wird hier die Vorderkante im „Jigshape“ aktuiert und daraufhin die Biegung bei eingefahrener bzw. ausgefahrener „SmartLED“ aufgebracht. Unter der kombinierten Verformung von Absenkung und großer Biegung ist die resultierende Dehnungsverteilung von großem Interesse.

Die Vermessung bei einer maximalen Lastvielfachen von  $n_z=2.5g$ , wird nur im eingefahrenen Zustand durchgeführt. Unter dieser Beanspruchung ist das Verhalten der Hautstruktur und der Kinematikanbindungen, darunter Dehnungen und Zwangskräfte, zu beachten.

Ein weiteres, sehr wichtiges Szenario ist die Simulation zum Beispiel eines Motorschadens an einem der Querschnitte. Hierbei werden die Bedingungen aus dem ersten Szenario wiederholt, allerdings mit einem ausgefallenen, aber frei mitlaufenden Aktuator. Somit werden das „failsafe“-Verhalten und die daraus resultierende Konturverformung der Vorderkante untersucht.

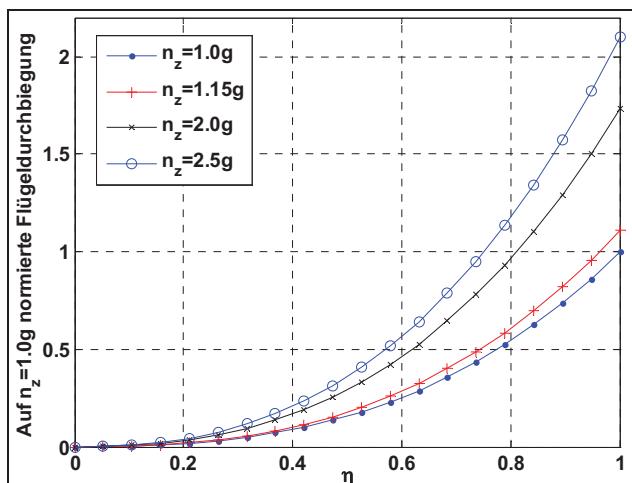


BILD 5. Biegelinien für verschiedene Messszenarien [7]

Die noch unbekannten Biegelinien der Szenarien  $n_z=1.15g$  und  $2.0g$  werden aus den vorgegebenen Kurven für  $n_z=1.0g$  und  $2.5g$  interpoliert. Somit ergeben sich die auf den  $1.0g$ -Fall normierten Kurven in BILD 5.

## 4. MESSMETHODEN

Um die erwähnten Messaufgaben mit ihren spezifischen Anforderungen erfüllen zu können, werden die folgenden Methoden und Messmittel gewählt:

- 7-Achs-Koordinatenmessarm
- Elektrische Dehnungsmessstreifen (DMS)
- Optische Dehnungsmesssensoren (FBGS)
- Bildkorrelation via Stereo-Kamerasystem
- Neigungsmesssensoren

Im Weiteren werden die Rolle und die Handhabung der Messmittel in der ablaufenden Versuchsdurchführung erläutert und ihre wesentlichen Merkmale aufgezeigt.

### 4.1. Geometrie

Die Geometrie der Flügelvorderkante in allen Flugzuständen ist ausschlaggebend für die aerodynamische Güte des Profils. Daher ist es wichtig, geeignete Messmittel für einen aussagekräftigen Soll-Ist-Abgleich auszuwählen. Ebenso kann die Ermittlung der tatsächlichen Biegelinie und der Profilwelligkeit anhand unterschiedlicher Messmethoden durchgeführt werden.

Als flexibles, unkompliziertes System bietet sich hier der 3D-Koordinatenmessarm an. Dieser wird für die Versuchsdurchführung vom Projektleiter DLR zur Verfügung gestellt.

Der Messarm ist mit einem Messtaster ausgerüstet und erreicht laut Herstellerangaben eine Genauigkeit von  $40\mu\text{m}$ . Die Datenübertragung erfolgt über Wireless LAN an den Messrechner und ermöglicht somit eine freie Beweglichkeit des Systems. Der Messarm muss lediglich auf einem festen Untergrund stehen und manuell bedient werden.

Die aufgenommene Punktewolke kann dann direkt in einer entsprechenden Software mit dem vorhandenen geometrischen Modell der Flügelvorderkante abgeglichen werden. Zusätzlich bietet es sich an, die gesammelten Stützstellen zur Erzeugung eines Flächenmodells der Vorderkante zu nutzen. Allerdings ist hierbei zu beachten, dass die Genauigkeit des generierten Modells stark von der Anzahl und Position der Punkte abhängt.

Für eine effiziente Positionierung, die eine Abtastung sowohl der Profilkontur an den gewünschten Querschnitten, als auch der spannweiten Biegeverformung erlaubt, wurde der Koordinatenmessarm mit den entsprechenden Gelenkfähigkeiten in CATIA modelliert, siehe BILD 6.

Um die gesamte Spannweite des Versuchsträgers abzufahren, ist dennoch eine Neupositionierung des Messarms nötig, da dessen Reichweite begrenzt ist. Die abnehmbaren Ausleger am Prüfgestell zur Platzierung des Systems sind in BILD 4 dargestellt.

Bei der Umsetzung verliert das Messsystem vorübergehend den gesetzten Referenzpunkt für das Objektkoordinatensystem. Dieser wird erneut definiert, indem drei Markierungen im Bereich, in dem sich die Reichweite beider Positionen überschneiden, für Koordinatenursprung und -orientierung genutzt werden.

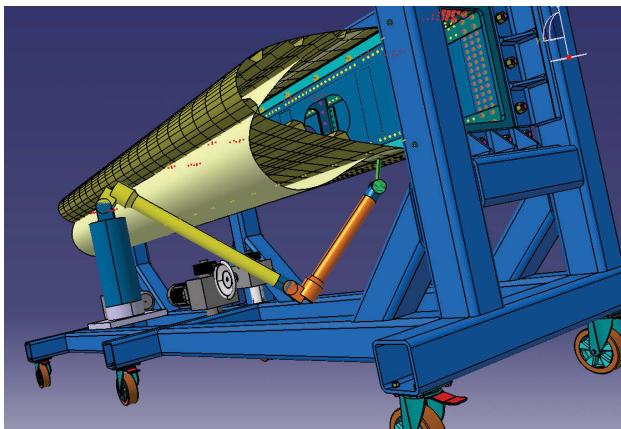


BILD 6. CAD: Konturvermessung mit 3D-Messarm

Während die zum Konturabgleich herangezogenen Querschnitte entlang des Profils farblich markiert sind, befinden sich auf der Keilleiste des Holms Körnungen an äquidistanten Stellen, um die Abtastung der Biegelinie zu erleichtern.

Eine Alternative, die Geometrie zu erfassen, stellt das berührungslose, optische Bildkorrelationsverfahren dar. Hiermit kann die 3D-Geometrie der Flügelvorderkante, also Kontur und Biegung, ermittelt werden. Allerdings ist dieses Vorgehen angesichts des zeitlichen Aufwands der Auswertung nur bedingt „echtzeitfähig“. Hier bestimmen hauptsächlich die Größe des Messfeldes, das Kontrastverhältnis und die geforderte Genauigkeit die Berechnungszeit. Ein weiterer zeitaufwendiger Punkt besteht darin, dass die vollständige Geometrie der Vorderkante erst aus einzelnen Bildern zusammengesetzt werden muss, da der Versuchsträger nicht aus einer einzigen Perspektive vermessen werden kann. Auf das Prinzip der Verformungsmessung mithilfe der Bildkorrelation wird in den nachfolgenden Abschnitten eingegangen.

Schließlich werden noch elektrische DMS auf der Ober- und Unterseite der Vorderkante in der Nähe der Einspannung appliziert. Sie sind in Spannweitenrichtung orientiert und nehmen somit die dort auftretenden Biegedehnungen auf. Damit ist eine Aussage möglich, wieviel Biegung vom Holm in der Haut ankommt.

Die DMS sind an jeweils drei Positionen entlang der Spannweite aufgesetzt und paarweise zu Halbbrücken verschaltet. Aus den resultierenden lokalen Dehnungen soll eine Biegelinie zur qualitativen Bewertung abgeschätzt werden.

## 4.2. Lokale Dehnungen

Die Verwendung der lokalen Dehnungsmesssensoren an der Faserverbundstruktur zielt dennoch in erster Linie auf die Ermittlung der Biegedehnungen in Umfangsrichtung ab. Wie bereits erwähnt wurde, sind dies die kritischen Dehnungen in der Hautstruktur. Verstärkt werden sie durch Steifigkeitssprünge oder an Lasteinleitungsstellen. Eine angepasste Verschaltung der DMS an Außen- und Innenseite der Haut in einer Wheatstone'schen Halbbrückenschaltung kompensiert alle auftretenden Membran-dehnungen in Umfangsrichtung und ermöglicht so die Ermittlung der lokalen Biegedehnungen der Struktur. Um dennoch Aufschluss über etwaige überlagerte Membran-dehnungen zu erhalten, werden in der Nachbarschaft

entsprechende DMS-Viertelbrücken eingesetzt. Eine Temperaturkompensation ist jedoch in diesem Fall lediglich durch einen angepassten Temperaturkoeffizienten des DMS möglich.

Aufgrund der Räumlichkeiten und der recht begrenzten Messdauer pro Verformungsszenario wird allerdings während einer Messung keine nennenswerte Temperaturänderung erwartet. Weiterhin ist ebenfalls keine Korrektur der Querempfindlichkeit nötig, da diese bei heutigen DMS mit einer Querdehnungsempfindlichkeit  $k_q = \pm 0.1\%$  so klein ist, dass eine Querkontraktion der Struktur das Signal nicht verfälscht.

Ausführliche Betrachtungen zur Vermeidung bzw. Verminderung von Messfehlern aufgrund Temperatur, Leitungs-widerstand, -kapazität oder Ähnlichem werden ausführlich in [8] diskutiert.

Neben den Messungen auf der Haut werden noch ausgewählte Bereiche an den stützenden Stringern der Struktur untersucht. Diese sind auf der einen Seite der Stringerrücken an drei spannweiten Positionen, um auch hier die Auswirkungen der Holmbiegung festzustellen. Auf der anderen Seite werden DMS an die Stringerflanken in den Kinematikquerschnitten appliziert, so dass der Einfluss der Lasten bewertet werden kann.

Die Auswahl der verwendeten elektrischen Dehnungsmessstreifen fällt auf die Serie LY von HBM mit einer statischen Dehnbarkeit von bis zu  $\pm 50000\mu\text{m}/\text{m}$ . BILD 7 zeigt einen solchen DMS neben einem Fibre Bragg Grating Sensor. Durch den Messgitterwerkstoff Konstantan kann der Temperaturkoeffizient beinahe beliebig angepasst werden ( $\alpha_{\text{Kunststoff}} = 65 \cdot 10^{-6}/\text{K}$ ,  $\alpha_{\text{Quarz}} = 0.5 \cdot 10^{-6}/\text{K}$ ).



BILD 7. DMS und FBGS mit Verguss auf einem GFK-Probekörper

Bezüglich der Größe des DMS sollte bei einem inhomogenen Dehnungsfeld, wie es auch am faserverstärkten Kunststoff auftritt, die Messgitterlänge so ausgewählt werden, dass die Inhomogenitäten des Materials überbrückt werden und die gemittelte Dehnung ausgegeben wird. Eine Länge zwischen 6mm und 10mm ist in diesem Fall empfehlenswert.

Die ausgewiesene statische Dehnbarkeit der DMS gilt indes für eine einmalige Anwendung. Bei Dehnungswerten darüber hinaus verliert der metallische Werkstoff seine Duktilität aufgrund der auftretenden Kaltverfestigung. Auch eine Wiederholbarkeit der maximalen Dehnungen ist nur begrenzt möglich.

Das Dauerschwingverhalten eines DMS ist primär von der Werkstoffermüdung des Metallgitters abhängig. Diese tritt in Erscheinung als eine dynamische Nullpunkt drift bis hin zu Mikrorissen und dem endgültigen Dauerbruch.

Da die Beanspruchung der DMS im Versuch hinreichend weit unter der maximalen Dehnbarkeit von 5% bleibt und die Anzahl der Lastwechsel stark begrenzt ist, ist ihr Einsatz möglich. Eine auftretende Nullpunkt drift kann dank des manuellen Prüfablaufs zurückgesetzt werden.

Bezüglich der Dauerschwingfestigkeit zeigen sich die Fibre Bragg Grating Sensoren (FBGS) im Vorteil. Ihr Schwingfestigkeitsverhalten weist keine Nullpunkt drift auf und ist

auch bei hohen Dehnungen zufriedenstellend. Ein Vergleich zwischen den beiden Dehnungsmesssensoren aus einem Versuch mit schwellender Belastung zeigt deren typisches Verhalten, das in BILD 8 dargestellt ist.

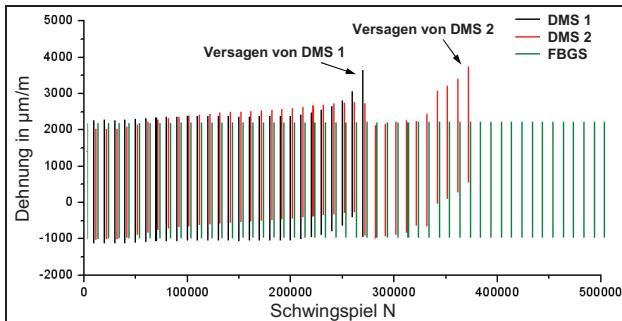


BILD 8. Vergleich der Schwingfestigkeit von elektrischen DMS und optischen FBGS

Zu erkennen ist die frühe Nullpunkttdrift und das vorzeitige Versagen bei  $N=2.6 \cdot 10^5$  bzw.  $N=3.7 \cdot 10^5$  beider elektrischer DMS, während der FBGS ein konstant gleiches Dehnungssignal bis zum Abbruch des Versuchs liefert. Durch das dargestellte gute Schwingfestigkeitsverhalten und die verbundgerechte Integrierbarkeit der Fasern sind FBGS für eine Anwendung in Überwachungssystemen von Luftfahrtstrukturen prädestiniert, wie in [9] und [10] diskutiert wird.

Dieses „optische“ Dehnungsmessverfahren beruht, ähnlich der Widerstandsänderung eines elektrischen DMS, auf der Wellenlängenänderung eines reflektierten Lichtspektrums aufgrund von positiver oder negativer Dehnung des Messgitters. Im Falle des FBGS wird energiereiches Licht durch eine  $125\mu\text{m}$  dicke Glasfaser geschickt. An den einzelnen Messgittern ist der Brechungsindex des Werkstoffs verändert, so dass eine spezifische Wellenlänge reflektiert wird, die sich abhängig von der lokalen Dehnung der Faser ändert. Eine detaillierte Beschreibung des Funktionsprinzips und der Herstellung von FBGS wird in [11] gegeben. Hier findet sich auch eine Zusammenfassung aller relevanten Eigenschaften dieser optischen Dehnungsmesssensoren.

Zwar erreichen FBGS nicht die Genauigkeit von elektrischen DMS, zeichnen sich aber durch andere positive Merkmale aus. So können beispielsweise durch die hohe Bruchdehnung des Glasfaserwerkstoffs sehr große Dehnungen ( $>10000\mu\text{m/m}$ ) ertragen und gemessen werden, wodurch sich dieser Sensor für hochbeanspruchte Verbundstrukturen eignet.

Weiterhin wird der Verkabelungsaufwand sehr gering gehalten, da eine Vielzahl von Messstellen auf einer einzigen Faser untergebracht werden können (im Falle von HBM sind dies bis zu 13 Positionen). Das Applikationsverfahren dieser Messstellen auf ein Objekt entspricht dem eines DMS und ist demnach einfach und schnell.

Nichtsdestotrotz ist ein Nachteil der FBGS ihre Temperaturabhängigkeit, denn eine Änderung von  $\Delta T=1^\circ\text{C}$  entspricht einem Dehnungssignal am Ausgang von  $\Delta\lambda/\lambda_0=8\mu\text{m/m}$ . Die Kompensation gestaltet sich hierbei aufwendiger als bei elektrischen DMS. Der Hersteller HBM hat für diese Problematik ein Temperaturkompensations-element entwickelt, das zum Zeitpunkt dieser Veröffentlichung aber noch nicht verfügbar ist. Dennoch ist angesichts der erwarteten hohen Dehnungen und der relativen

Temperaturkonstanz während der einzelnen Messungen nicht von einer Verfälschung der Messergebnisse durch Temperatureinfluss auszugehen.

Die FBGS werden ebenfalls an Positionen der Haut mit kritischer Dehnung appliziert. Dabei wird auf eine gegenüberliegende Anordnung der Messstellen auf Innen- und Außenseite der Haut geachtet. So bietet sich die Möglichkeit, die Dehnungssignale analog einer DMS-Halbbrücke nachträglich zu verrechnen.

#### 4.3. Globale Dehnungen

Die globale Dehnungsverteilung wird durch das Verfahren der digitalen Bildkorrelation ermittelt, dessen Prinzip anhand BILD 9 kurz erläutert wird.

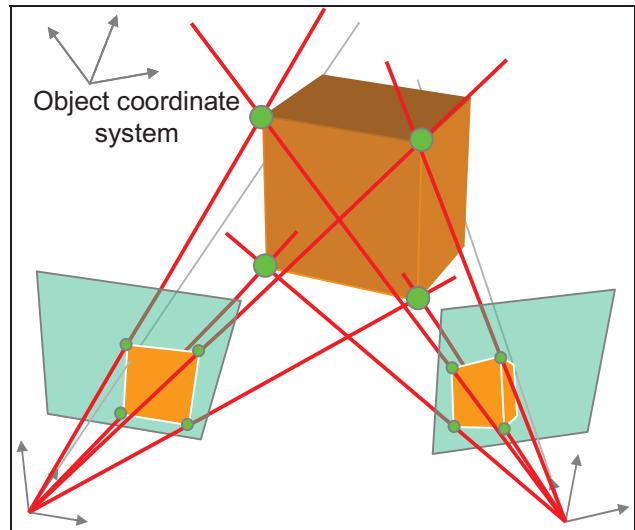


BILD 9. Prinzip der 3D-Vermessung mittels Bildkorrelation [13]

Bei dieser Methode wird ein Objekt mit zwei Kameras aus unterschiedlichen Blickwinkeln gleichzeitig aufgenommen. Einzelne Punkte (grün) des Objekts werden auf beide CCD-Sensorchips (blau) projiziert und digitalisiert. Aus der Kollinearitätsbedingung geht hervor, dass der reale und der abgebildete Punkt auf einer Geraden (rot) mit dem Projektionszentrum der Kamera liegen. Durch die bekannte Positionierung der Kameras zueinander kann damit der Objektpunkt im dreidimensionalen Raum über Triangulation bestimmt werden.

Um das Objekt durch viele Punkte hoch aufzulösen, die zudem noch leicht wiedererkennbar sind, wird die Oberfläche mit einem kontrastreichen, stochastischen Punktmuster versehen. Dies kann durch Besprühen, Bedrucken, Bekleben oder Ähnlichem erfolgen.

Weiterhin ist eine Kalibrierung des Systems durchzuführen, um die relative Position der Kameras zueinander exakt festzustellen, und somit die korrekte Triangulation zu ermöglichen.

Bei der Positionierung der Kameras zueinander ist darauf zu achten, dass ein geeigneter Winkel (hier: ca.  $60^\circ$ - $120^\circ$ ) eingeschlossen wird. Das Objekt sollte bildfüllend dargestellt werden, um die volle Auflösung des Kamerasytems auszunutzen. Weiterhin darf der Einfallswinkel zwischen Kameraachse und Objektoberflächentangente nicht zu flach werden, um eine erfolgreiche Korrelation zu gewährleisten.

Die Korrelation selbst besteht darin, identische Punkte auf den Bildern der linken und rechten Kamera einander zuzuordnen. Hierfür wird ein Algorithmus verwendet, der das Muster der Grauwerte im Bereich um einen Pixel vergleicht, um diesen eindeutig in den einzelnen Bildern zu identifizieren. So kann die Verschiebung der digitalisierten Objektpunkte in aufeinanderfolgenden Bildern verfolgt werden. Im Anschluss berechnen sich die gesuchten Dehnungen aus den Gradienten der räumlichen Verschiebung. Eine detaillierte Beschreibung des Korrelationsalgorithmus und der weiteren Berechnungsverfahren findet sich in [13].

Prinzipbedingt können die Verschiebungen bei diesem Verfahren nur auf sichtbaren Oberflächen ermittelt werden. Diese beinhalten jedoch Informationen über die Dehnungen in der Ebene, also in Längs- und Querrichtung. Es gibt also keine Vorzugsrichtung wie bei den lokalen Dehnungsmesssensoren. An gekrümmten Oberflächen wird laut [13] eine lokale Transformation auf die Tangente eines jeden Objektpunkts durchgeführt, so dass die Dehnungen an der Flügelvorderkante in Umfangs- und Spannweitenrichtung ausgegeben werden. Trotz der Menge an Dehnungsinformationen ist allerdings keine Kompensation von beanspruchungsabhängigen Dehnungen möglich, so dass sich die gemessenen Dehnungen im Allgemeinen aus Biege-, Membran- und Wärmedehnung zusammensetzen.

Die Genauigkeit der Methode errechnet sich aus der Kameraauflösung und der Größe des Messfeldes. So liegt die Bildverschiebungsgenauigkeit  $\beta_{Bild}$ , also die Auflösung des abgelichteten Punktmusters, laut Herstellerangaben mit Standardparametern bei 0.01Px.

Dies bedeutet bei einer Objektbreite  $L$  von einem Meter und einer Kamera mit 5 Megapixeln ( $N=2560\text{Px}$ ) eine Objektverschiebungsgenauigkeit in der Ebene von  $\beta_{Objekt} = \beta_{Bild} \cdot L/N = 0.01 \cdot 1/2560 = 3.9\mu\text{m}$ . Die typische Dehnungsgenauigkeit wird mit  $200\mu\text{m}/\text{m}$  angegeben.

Allerdings werden diese Genauigkeiten nur mit einer guten Kalibrierung und einem ausgeglichenen, kontrastreichen Punktemuster erreicht.

Da jedoch die manuelle Auftragung eines hochwertigen Musters über die gesamte Oberfläche der „SmartLED“ nur bedingt möglich ist, wird ein stochastisches Muster auf Abziehfolie gedruckt und appliziert. Ein Test der verwendeten Folie zeigt ihre Reiß- und Ablösefestigkeit bis mindestens  $30000\mu\text{m}/\text{m}$  bei einer Dicke von etwa 10µm.

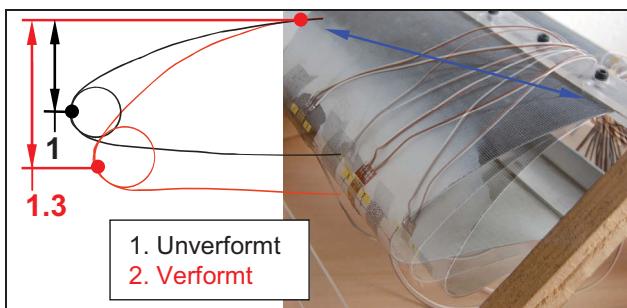


BILD 10. Testobjekt und seine Verformungskonturen [14]

Eine Verifikation des Messverfahrens zur Anwendung an der Flügelvorderkante wurde in [14] anhand eines Testobjekts durchgeführt. Hierfür wurde der Teil einer Leichtflugzeug-Vorderkante mit Epoxid-Basaltgewebe abgeformt und mit einer simplen, aber zielführenden Aktuierung ver-

sehen. BILD 10 zeigt das Testobjekt im Originalzustand mit Überblendungen von zwei Verformungszuständen. Mit dieser Konstruktion werden qualitativ die beiden Hauptverformungen des realen Versuchsträgers repräsentiert, nämlich sowohl eine vertikale Absenkung der Nasenspitze, als auch eine Vergrößerung des Nasenradius.

Für die Vermessung eines Objekts mit dem Bildkorrelationsverfahren sind folgende Arbeitsschritte nötig:

- 1) Vorbereitung der Messobjektoberfläche mit einem geeigneten Punktemuster,
- 2) Aufbau und Einstellung der Kameras (Winkel, Schärfentiefe, etc.),
- 3) Kalibrierung des Kamerasytems mittels sogenannter „Targets“ (Tafel mit Messpunktgitter),
- 4) Aufnahme des Referenzbildes, auf das die Verschiebungen und Dehnungen bezogen werden (siehe BILD 11, oben)
- 5) Aufnahme der Verformungsschritte analog der Referenzbildaufnahme,
- 6) Korrelation der Bilderserien in der entsprechenden Software und
- 7) Dehnungsberechnung auf der Oberfläche (ein Ergebnis zeigt BILD 11, unten).

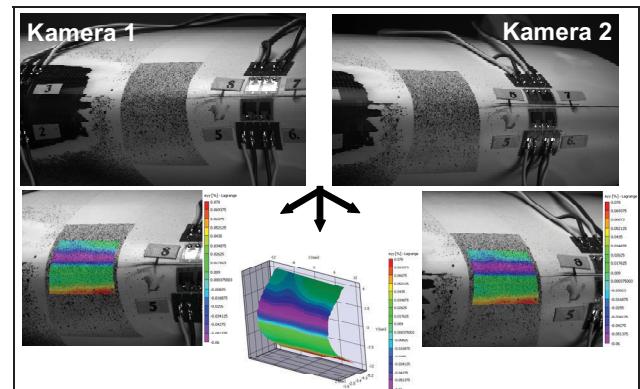


BILD 11. Vorgang der Bildkorrelation am Testobjekt [14]

#### 4.4. Kinematiksystem

Das Kinematiksystem setzt sich aus einer Aktuatorenheit, einem Haupthebel und mehreren Stabelementen zusammen, siehe [5].

Abhängig von der Querschnittsposition muss das System große Kräfte übertragen, die die schlanken Kinematikelemente axial stark belasten. Um die Streben möglichst biegespannungsfrei zu halten, werden sie über Gelenkköpfe mit den benachbarten Bauteilen verbunden. Da jedoch Ergebnisse aus der numerischen Analyse auftretende geometrische Zwängungen zeigen und erhöhte Reibung in den Gelenken nicht ausgeschlossen werden kann, sollen mögliche Biegedehnungen herauskompenziert werden. Dies geschieht über die Schaltung einer DMS-Zweiviertelbrücke.

Die ausgegebene, reine Axialdehnung  $\varepsilon_x$  kann dann durch die einfache Beziehung des Hookeschen Gesetzes  $F = \varepsilon_x \cdot E \cdot A$  mit dem Elastizitätsmodul  $E$  und dem Querschnitt  $A$  in die Axialkraft  $F$  umgerechnet werden.

Neben den Kräften in den Kinematikelementen ist auch ihr Verfahrweg bei der Absenkung der Vorderkante von Inte-

resse. Aufgrund der erwarteten Zwängungen beim Verformungsablauf ist zu überprüfen, wie sich die Kinematikelemente bei der Aktuierung im Zusammenspiel mit der Haut verschieben. Hierbei ist wichtig, ob unter einer 1.15g Biegebelastung die vorgegebenen Trajektorien eingehalten werden und ob sich die Elemente aus der Querschnittsebene herausbewegen.

Eine Messmethode dafür ist das sogenannte „Markertracking“ mittels der Bildkorrelation. Dafür werden leicht wiedererkennbare „Marker“ auf die einzelnen Kinematikelemente geklebt und deren räumliche Bewegung mit dem Kamerasytem verfolgt. In BILD 12 sind die prinzipiellen Informationen aus dieser Analyse am Beispiel des Testobjekts dargestellt. Anders als unter Nutzung des „Speckelmusters“ werden hier keine Verzerrungen erkannt, sondern nur die räumliche Verschiebung der Markerpunkte berechnet.

Da die zu untersuchenden Elemente einsehbar sein müssen, ist dieses Verfahren auf die außen liegenden Kinematikquerschnitte beschränkt. Weiterhin wird hierfür ein separater Test benötigt, da nur ein Kamerasytem für die Aufnahmen zur Verfügung steht.

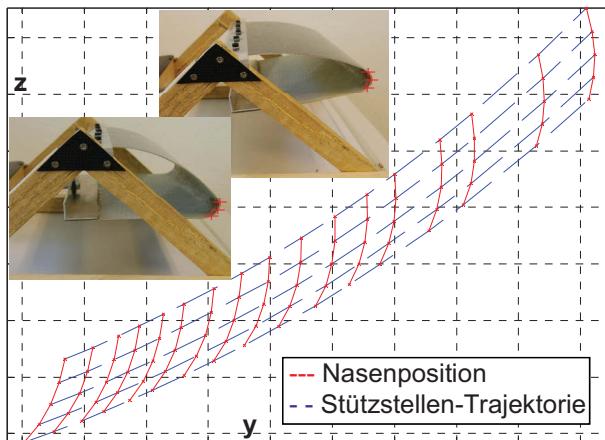


BILD 12. „Markertracking“ am Beispiel des Testobjekts

Um daher zumindest die Neigung des Haupthebels an allen vier Querschnitten zu erhalten, wird diese mittels Inklinometern gemessen. Die vier Messsignale können in der mitgelieferten Software des Kamerasytems zusammengeführt werden, so dass die Aufnahmen zeitlich synchron ablaufen. Die Neigung des Haupthebels kann somit mit der verformten Konturgeometrie abgeglichen werden.

## 5. PRÜFAUFBAU

Die spätere Vermessung des Versuchsträgers findet bei EADS-MAS am Standort Manching statt. Hier werden die weiteren Komponenten der Projektpartner DLR und EADS-IW mit dem Prüfgerüst zusammengeführt.

### 5.1. Montage und Sensorapplikation

Die Montage der „SmartLED“ erfolgt planmäßig zuerst im Innenraum der Hautstruktur und anschließend am Vorderholm des Prüfgerüsts.

Im ersten Schritt werden die Verbindungselemente zwischen den Hautstringern und dem Kinematikmechanismus mittels einer Schablone für jeden Querschnitt ausgerichtet und befestigt. Dieses Vorgehen reduziert Zwangskräfte, die beim Einbau des Kinematiksystems auftreten.

Nach dem Einsetzen des Hauptholms mit den einzelnen Führungsstreben werden die entsprechenden Sensoren auf die Innenseite der Hautstruktur appliziert. Zu diesem Zeitpunkt verfügen die Kinematikelemente bereits über Dehnungsmessstreifen.

Es folgt die Verheiratung der Vorderkante mit dem Vorderholm, indem zunächst die Hautstruktur über die Keileiste am Holm angebracht wird. Danach werden Haupthebel und Motoren, wie in BILD 4, an die entsprechenden Holmanschlüsse angeflanscht.

Nun werden die Musterfolien, Marker und die restlichen Sensoren auf die Außenseite der Haut angebracht und miteinander verschaltet.

## 5.2. Realisierung der Holmbiegung

Wie im vorangegangenen Kapitel erläutert, unterteilt sich der Messablauf in einzelne Szenarien, die mit unterschiedlichen Lastfaktoren  $n_z$  durchgeführt werden.

Die entsprechenden Biegelinien (BILD 5) werden mithilfe von Stellantrieben auf der Unterseite des Holms generiert. Hierfür wurden in [12] verschiedene Lasteinleitungsvarianten am einseitig eingespannten Holm getestet und die in BILD 13 dargestellte Variante mit drei diskreten Kraftangriffspunkten ausgewählt. Bei dieser Lösung wird das Biegemoment über ein Kräftepaar am verlängerten Holm erzeugt. Die Lasteinleitungen sitzen sowohl am äußeren Ende des Vorderholms zum Einstellen der vertikalen Verformung, als auch bei  $\eta_{Vorderkante} = 0.85$  und 1.0 zur Anpassung des Krümmungsverlaufs.

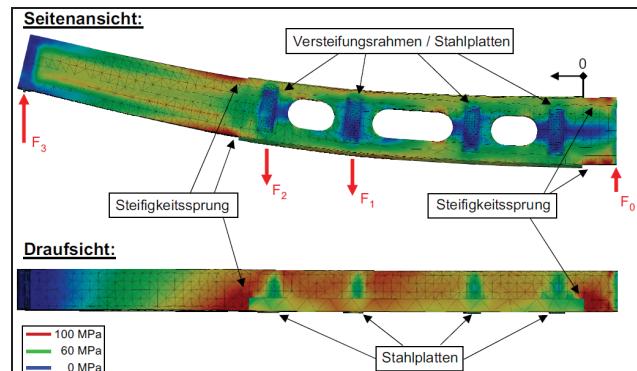


BILD 13. Numerische Analyse des Vorderholms unter Biegung [12]

Die Aufbringung der Querkräfte erfolgt mittels Spindelhubgetrieben, da diese sowohl die benötigten hohen Hubkräfte, als auch ein exaktes Verfahren ermöglichen.

Die Biegelinie, die an der Flügelvorderkante eingestellt werden muss, entspricht nur einem mittigen Abschnitt der Verformung, die sich am eingespannten Balken ergibt. Das bedeutet, um die tatsächliche Krümmung  $\kappa \neq 0$  am inneren Ende der Vorderkante zu erzielen, muss ein gemessener Abstand zur Einspannung eingehalten werden.

Die abschließende numerische Überprüfung des Holms im Prüfgerüst ergibt einen ausreichenden Sicherheitsabstand zu kritischen Spannungen oder Verformungen in Bauteil und Gestell [12].

Gemäß den obigen Ausführungen ergibt sich in BILD 14 das Konzept für den kompletten Messaufbau.

Die Signale der DMS und FBGS werden mit den entsprechenden Messverstärkern ausgelesen und in einer Software zusammengeführt. Ferner wird das Kamerasytem für die Bildkorrelation in verschiedenen Höhen vor dem Versuchsträger aufgestellt und über einen separaten Messrechner gesteuert. Gleches gilt auch für den 3D-Koordinatenmessarm, der unabhängig von den restlichen Messmitteln betrieben wird und zum Messen auf die vorgesehenen Ausleger platziert wird.

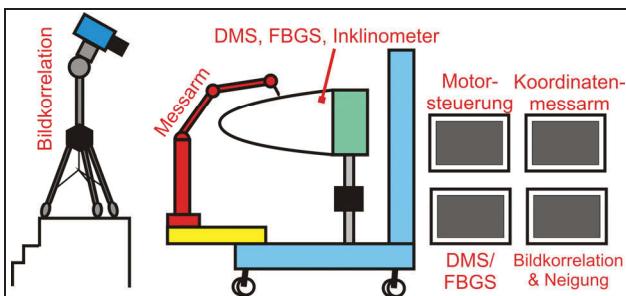


BILD 14. Konzeptioneller Prüfaufbau

## 6. ZUSAMMENFASSUNG

In der vorliegenden Arbeit wurden die funktionellen Anforderungen und das Vermessungskonzept für eine adaptive Flügelvorderkante vorgestellt. Damit soll das im Rahmen von „HIT – SmartLED“ entwickelte Konzept einer spaltlosen Hochauftriebshilfe zur Unterstützung der Laminarströmung am experimentellen Modell verifiziert werden.

Als Schwerpunkte für das Vermessungskonzept wurden die Anforderungen an die Formtreue, die Funktionalität und die Beanspruchung der Struktur identifiziert.

Um die daraus abgeleiteten Prüf- und Messaufgaben erfüllen zu können, wurden u. a. Messmethoden untersucht und beschrieben.

Aus diesen dargestellten Zusammenhängen wird deutlich, dass interdisziplinäre Fragestellungen entsprechend komplexe Betrachtungen des Systems erfordern. Diesen Ansprüchen müssen Prüfaufbau und Messmethoden gerecht werden.

## 7. DANKSAGUNG

Die vorgestellte Arbeit entstand in enger Zusammenarbeit mit EADS-MAS innerhalb des Projektes „SmartLED“ im Rahmen des 4. Luftfahrtforschungsprogramms des BMWi. Die weiteren Projektpartner sind Airbus Operations GmbH, DLR und EADS-IW. Weiterhin danken die Verfasser der Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH für die freundliche Bereitstellung der optischen Dehnungsmesssensoren.

## 8. REFERENZEN

- [1] *Strategic Research Agenda*. 1. Aufl. Herausgegeben von ACARE (2), S. 57–101, 2002.
- [2] Kintscher, M., Krajenski, V., *Numerische Untersuchung eines adaptiven Hochauftriebssystems für die Flügelvorderkante eines Verkehrsflugzeugs*. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Darmstadt, 2008.
- [3] Federal Aviation Administration (Hrsg.), *Airworthiness standards: Transport category airplanes. FAR Part 25*. Online verfügbar unter [www.faa.gov](http://www.faa.gov).
- [4] Schlichting, H., Truckenbrodt, E., *Aerodynamik des Flugzeuges (Teil 2)*. Springer-Verlag, Berlin, 1969.
- [5] Monner, H.P., et al., *Design of a Smart Droop Nose as Leading Edge High Lift System for Transportation Aircrafts*. AIAA Structures, Structural Dynamics, and Material Conference, Palm Springs, 2009
- [6] Heintze, O., et al., *Die Vorbereitung der Faserverbundstruktur einer flexiblen und spaltfreien Flügelvorderkante auf ihren ersten großkaligen Bodenversuch*. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Hamburg, 2010.
- [7] Kraus, K., *Aeroelastische Betrachtungen zur Realisierung einer adaptiven Flügelvorderkante für den Hochauftrieb kleiner Verkehrsflugzeuge*, Diplomarbeit, TU Darmstadt, 2008.
- [8] Hoffmann, K., *Eine Einführung in die Technik des Messens mit Dehnungsmessstreifen*. Herausgegeben von Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH, Darmstadt, 2002.
- [9] Lehmann, M., et al., *Anforderungen an strukturintegrierte Überwachungssysteme*. Congress Intelligente Leichtbau Systeme (ILS), Hannover, 2006.
- [10] Lehmann, M., et al., *Structural Health Monitoring of Fibre Composites*. Conference SoSDiD, Darmstadt, 2008.
- [11] Kreuzer, M., *Strain Measurement with Fibre Bragg Grating Sensors*, HBM, Darmstadt, 2007.
- [12] Lohse, A., *Entwicklung und Konstruktion eines Demonstrators für statische Biegeversuche an einer formvariablen Flügelvorderkante*. Diplomarbeit, FH Ingolstadt, 2009.
- [13] Schreier, H.W., Lichtenberger, R., *Digital Image Correlation: Theory*. Präsentation, LIMESS Messtechnik und Software GmbH, 2009.
- [14] Van den Berg, J., *Verifikation einer Dehnungsmessmethode an einer absenkbaren, spaltlosen Flügelvorderkante*. Diplomarbeit, Hochschule Darmstadt, 2010.