

DLR-IB-FA-BS-2021-81

**Bau und Vermessung einer
laminaren Trennstelle von
Flügelvorderkanten**

Projektbericht

Marco Krause, Martin Schollerer



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

DLR-IB-FA-BS-2021-81

Bau und Vermessung einer laminaren Trennstelle von Flügelvorderkanten

Zugänglichkeit:

Stufe 1 Allgemein zugänglich

Braunschweig, 12. April, 2021

Abteilungsleiter:

Prof. Dr.-Ing. C. Hühne

Der Bericht umfasst: 44 Seiten

Autoren:

Marco Krause

Marco Krause

Martin Schollerer, M.Sc.

M. Schollerer



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Abstract

In dieser Arbeit wird ein Demonstrator gebaut und untersucht, um damit eine Methode zur Reduzierung des Umschlags der Grenzschicht am Höhenleitwerk eines Flugzeugs zu testen. Dazu sollen aerodynamisch ungünstige Spalte auf der Flügeloberfläche mit einem Abdeckblech überdeckt werden.

Dieser Demonstrator bildet den Ausschnitt eines Höhenleitwerks nach, der nach dem HLFC-System gebaut wird. Der Demonstrator ist eine ca. 300 x 500 x 108 mm große Niet- und Klebekonstruktion aus CFK-Komponenten, die mittels CFK-Prepregfaserlagen und Vakuumpressen hergestellt werden.

Mit dieser Arbeit soll der Nachweis erbracht werden, dass diese Methode bei -10°C Betriebstemperatur funktionstüchtig ist und keine weiteren Spalte aufwirft. Zusätzlich wird der vorangegangene Fertigungsablauf dokumentiert.

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Problemstellung	2
1.3 Ziel der Arbeit	3
2. Theoretische Grundlagen	3
2.1 Grenzschichtentwicklung	3
2.2 Wärmeausdehnung unterschiedlicher Werkstoffe	7
3. Technischer Stand	9
3.1 Aufbau des Demonstrators	10
3.2 Kohlefaserverstärkter Kunststoff - CFK	13
3.2.1 Prepregfaserlagen	14
3.2.1 Herstellung von Prepregbauteilen	15
3.2.2 Versagensarten von Prepreg	16
4. Versuchsvorbereitung	17
4.1 Vorgehen	17
4.2 Vorüberlegung	18
4.3 CAD-Konstruktion der Werkzeuge	19
4.4 Fertigung und Vorbereitung der Werkzeuge	20
4.5 Legen der Prepreglagen	21
4.6 Leading Edge Skin und Abdeckblech	23
4.7 Zusammenbau des Demonstrators	24
5. Versuchsdurchführung	25
6. Ergebnisse	26
6.1 Messmethoden	26
6.2 Messergebnisse	26
6.3 Auswertung	36
6.4 Versuchsbewertung	37
7. Zusammenfassung	40
7.1 Ausblick auf Verbesserung	41
8. Literaturverzeichnis	43

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Schematische Darstellung verschiedener Laminarerhaltungsansätze	2
Abbildung 2: sinnbildliche Darstellung der Geschwindigkeit der Strömungsteilchen	4
Abbildung 3: Grenzschichtentwicklung an einer ebenen Platte (Wenger Engineering)	5
Abbildung 4: Transitionsprozess in einer Plattengrenzschicht, Draufsicht (Oertel 2017, S.356)	5
Abbildung 5: qualitative Darstellung der potentiellen Energie zwischen Atomkernen (vgl. Escher 2000)	7
Abbildung 6: Querschnittszeichnung des Demonstrators	10
Abbildung 7: isometrische Ansicht des Demonstrators	11
Abbildung 8: Vorkrümmung der Leading Edge	18
Abbildung 9: zweigeteilte Bauweise des Frontsparwerkzeugs	19
Abbildung 10: Werkzeugformhälften der Leading Edge	20
Abbildung 11: Leading Edge mit Prepreg und Schaumeinlegestücken	21
Abbildung 12: Seitenansicht des ersten Leading Edge Modells	22
Abbildung 13: Luftsack	22
Abbildung 14: Gefräste Leading Edge Skin	24
Abbildung 15: Abweichung bei Raumtemperatur zur Referenzebene	27
Abbildung 16: Schnittverlauf verschiedener Schnittkurven entlang der X-Achse	27
Abbildung 17: Lage der Schnitte	28
Abbildung 18: Wölbung entlang der Z-Achse bei Raumtemperatur	29
Abbildung 19: farbliche Darstellung der Abweichung zur Referenzebene der ersten Messung -12°C isometrische Ansicht	30
Abbildung 20: farbliche Darstellung der Abweichung zur Referenzebene der ersten Messung -12°C Draufsicht	30
Abbildung 21: Höhenprofil an der unkritischsten Stelle	31
Abbildung 22: Verformung entlang Z-Achse bei -12°C	32
Abbildung 23: Abweichung zur Sollform (Draufsicht)	33
Abbildung 24: Höhenprofil entlang der X-Achse	33
Abbildung 25: Abweichung zur Sollform (isometrische Ansicht)	34
Abbildung 26: Spalt der Vorspannungskompensation bei -10°C	35
Abbildung 27: Vorspannungskompensation bei Raumtemperatur	35
Abbildung 28: Korrelation zwischen Demonstrator mit Finite Elemente Methoden Modell	38
Abbildung 29: Verbesserungsmöglichkeit des Upper-Covers	41

Abkürzungsverzeichnis

CFK	-	Kohlenstofffaser-verstärkter Kunststoff
CNC	-	Computerized Numerical Control
DLR	-	Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e.V.
ECHO	-	Evaluation of a Certified HLFC Elevator Operation.
FKV	-	Faserverstärkter-Kunststoff
HLFC	-	Hybrid Laminar Flow Control
NC	-	Numerical Control

Symbolverzeichnis

α_{12}	=	mittlerer Volumenausdehnungskoeffizient
α	=	Längenausdehnungskoeffizient
$\alpha_{ f}$	=	Längenausdehnungskoeffizient längs zur Faserrichtung
$\alpha_{\perp f}$	=	Längenausdehnungskoeffizient quer zur Faserrichtung
α_T	=	kubischer Ausdehnungskoeffizient
δ	=	Grenzschichtdicke
P	=	Druck
Re_{krit}	=	kritische Reynoldszahl
r	=	Abstand der Atomkerne
$r_0(T)$	=	mittlerer Atomkernabstand
T	=	Temperatur
u	=	Geschwindigkeit der gebremsten Teilchen in Strömungsrichtung
U_{∞}	=	Anströmgeschwindigkeit
ν	=	kinematische Viskosität (Viskosität in Bezug auf die Dichte des Mediums)
W_{pot}	=	potentielle Energie zwischen den Atomkernen
w_{∞}	=	Geschwindigkeitsgradient Außenströmung
$x_t = x_u$	=	Wegstrecke bis zum Umschlagspunkt
x_u	=	Laufänge bis zum Umschlag

1. Einleitung

1.1 Motivation

Aufgrund des weltweit veränderten Bewusstseins um den Klimawandel wird die Luftfahrtindustrie mit immer strenger werdenden Emissionsanforderungen konfrontiert. Deswegen steigt das wirtschaftliche und ökologische Interesse an kraftstoffsparenden Flugzeugen.

Um eine Kraftstoffeinsparung zu erreichen, gibt es drei grundsätzliche Möglichkeiten:

- Effizienzsteigerung des Antriebs
- Reduktion des Luftwiderstands
- Reduktion des Flugzeuggewichts.

Ein Projekt, welches sich mit der Reduktion des Luftwiderstands befasst, ist das Projekt ECHO: Evaluation of a Certified HLFC Elevator Operation.

Das Projekt ECHO entwickelt Flügel mit der sog. Hybrid Laminar Flow Control (HLFC). Dies ist eine Methode bei der versucht wird die sog. Grenzschicht im vorderen Flügelbereich per Grenzschichtabsaugung möglichst lange laminar zu halten. Nachfolgend ist eine aerodynamisch glatte, das heißt spaltlose Oberfläche nötig, um keine Transition der Grenzschicht zu induzieren. (Nähere Erläuterungen zur Grenzschichtbildung siehe Kapitel 2.1.)

Von besonderer Bedeutung für die Aerodynamik eines Fluggeräts und damit für dessen Leistungsfähigkeit ist die so genannte Leading Edge (vgl. Kleineberg 2015). Deswegen liegt im vorderen Flügelbereich besonderes Entwicklungspotential zur Reduzierung der Grenzschichttransition.

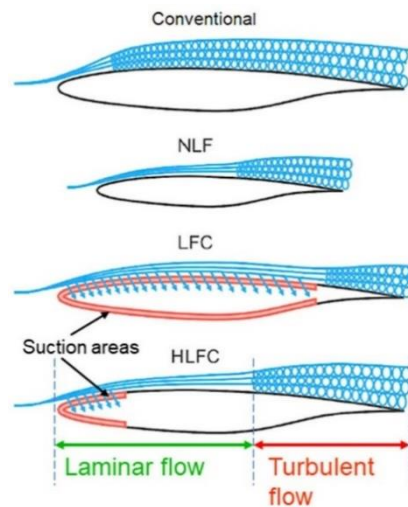


Abbildung 1: Schematische Darstellung verschiedener Laminarerhaltungsansätze
(Iyler und Bertram 2019)

1.2 Problemstellung

Große Leitwerksflügel bestehen aus drei wichtigen Bauteilen: Der Leading Edge, der Leitwerkbox und einem Holm. Diese werden miteinander vernietet. Beim Übergang von Leading Edge und Upper-Cover (der Oberseite der Leitwerkbox) entstehen jedoch Störungen im Luftstrom, welche durch einen Spalt beim Aufeinandertreffen der beiden Körperkanten und der offen liegenden Niete verursacht werden.

In vorangegangenen Überlegungen wurde dazu ein Konzept zur Vermeidung dieser Störungen erstellt. Dieses sieht vor den Übergang mit einem Blech aus Edelstahl zu bedecken, ohne dabei einen neuen Spalt zu erzeugen. Dieses Blech hat eine Dicke von 0,1 mm. Dieses wird mit der Titan-Außenhaut (der so genannten Leading Edge Skin) verklebt und liegt mit einer geringen Vorspannung auf dem Upper-Cover auf.

Wegen der Temperaturunterschiede zwischen Flugbetrieb gegenüber des Bodenbetriebs und aufgrund verschiedener Wärmeausdehnungskoeffizienten von kohlefaserverstärktem Kunststoff (CFK) und Titan wird eine Biegespannung und damit eine Verformung des Titanblechs erwartet. Die Konstruktion wurde durch Berechnungen mit der Finite Elemente Methode so designt, dass durch eine Vorverformung der Komponenten eine Vorspannung entsteht, welche die Biegespannung bei der festgelegten Zieltemperatur von -10°C kompensiert.

1.3 Ziel der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist es eine Testvorrichtung zu bauen (nachfolgend wird diese nur noch „Demonstrator“ genannt), um anhand dieser nachzuweisen, dass das Blech bei der Zieltemperatur auf dem Upper Cover aufliegt und keinen Spalt aufwirft.

Der Demonstrator stellt den Ausschnitt eines Höhenleitwerks dar und ist eine ca. 300 x 500 x 108mm große Niet- und Klebkonstruktion aus CFK-Komponenten und Titanblech. Die CFK-Komponenten werden mittels CFK-Prepregfaserlagen im Vakuumpressverfahren im Autoklaven hergestellt. Verbunden werden diese von zwei Reihen aus speziell in der Luftfahrt verwendeten Nietarten (sog. Bolzen mit Anhornuts und Hi-Loks).

Die Untersuchung des Verhaltens soll mittels optischer 3D-Messtechnik und der Sichtprüfung geschehen. Aerodynamische und spannungsmechanische Untersuchungen sind nicht geplant.

2. Theoretische Grundlagen

2.1 Grenzschichtentwicklung

Um die Entwicklung der Grenzschicht verstehen zu können, müssen folgende Annahmen bekannt sein:

- Alle Gase und Flüssigkeiten haben eine Zähigkeit (vgl. Oertel 2017, Seite 119).
- Haben zwei benachbarte Strömungsteilchen eine Relativgeschwindigkeit zueinander bewirkt die Zähigkeit eine Reibung. (vgl. Oertel 2017, Seite 119).
- In einem ungestörten Luftstrom haben alle Teilchen dieselbe Geschwindigkeit und denselben Vektor
- Alle Körperflächen besitzen eine Rauheit (Bschorer 2018, S. 153).

Laminare Grenzschicht

Trifft ein Luftstrom auf einen Körper, diffundieren die Luftmoleküle in die Täler der Rauheitsspitzen. Dadurch werden sie in ihrer Bewegung verlangsamt. Dies ist die sog.

Haftbedingung. Durch Reibung zwischen den Teilchen setzt sich diese Verlangsamung in höhere Luftschichten (über dem umströmten Körper) fort.

Die Grenzschicht ist die Schicht aller Teilchen, die nicht mehr die Ursprungsgeschwindigkeit U_∞ haben. Mit steigender Entfernung zum Körper nähert sich die Geschwindigkeit der Grenzschichtmoleküle asymptotisch der Ursprungsgeschwindigkeit an. Da die Grenzschichtdicke δ damit theoretisch unendlich wird, ist die Grenzschichtdicke als der Wandabstand festgelegt, in dem die Geschwindigkeit der laminaren Strömung weniger als 99% der freien Strömung beträgt:

$$u = 0,99 * U_\infty.$$

u = Geschwindigkeit der gebremsten Teilchen in Strömungsrichtung

U_∞ = Anströmgeschwindigkeit

δ = Grenzschichtdicke

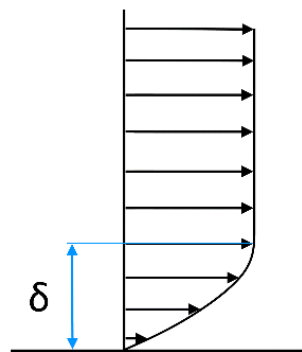


Abbildung 2: sinnbildliche Darstellung der Geschwindigkeit der Strömungsteilchen

In der Grenzschicht bleibt die Strömung zunächst laminar. D.h. der Vektor aller Teilchen bleibt gleich. Nur die Geschwindigkeit ändert sich.

Umschlag der Grenzschicht in eine turbulente Grenzschicht

Ab einem bestimmten Punkt schlägt die laminare Grenzschicht in eine turbulente Grenzschicht um. Dies wird in der Strömungslehre Transition genannt. Eine turbulente Grenzschicht ist die Schicht, in denen die Teilchen nicht nur eine geringe Geschwindigkeit, sondern auch einen

anderen Vektor besitzen. Ein Luftteilchen, welches um einen umströmten Körper strömt, würde entlang der blauen Kurve (Abbildung 3) strömen.

Die Transition entsteht durch Einwirkungen wie z. B. Rauheit, Kanten oder Spalte in der Wand, aber auch durch Freistromturbulenzen in der Anströmung. Dabei werden interne Störungen in der Grenzschicht hervorgerufen. Diese wirken sich in Form von zweidimensionalen Wellen aus. Sie entstehen ab der sogenannten kritischen Reynoldszahl (Re_{krit}) und werden nach ihren Entdeckern Tollmien-Schlichting-Wellen benannt.

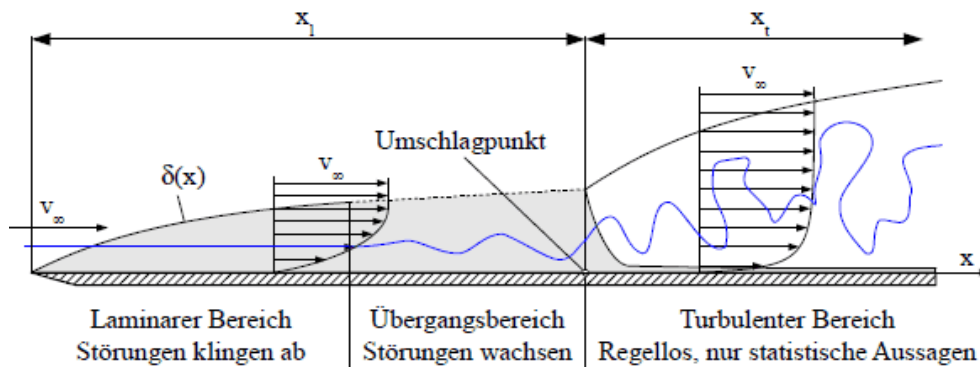


Abbildung 3: Grenzschichtentwicklung an einer ebenen Platte (Wenger Engineering)

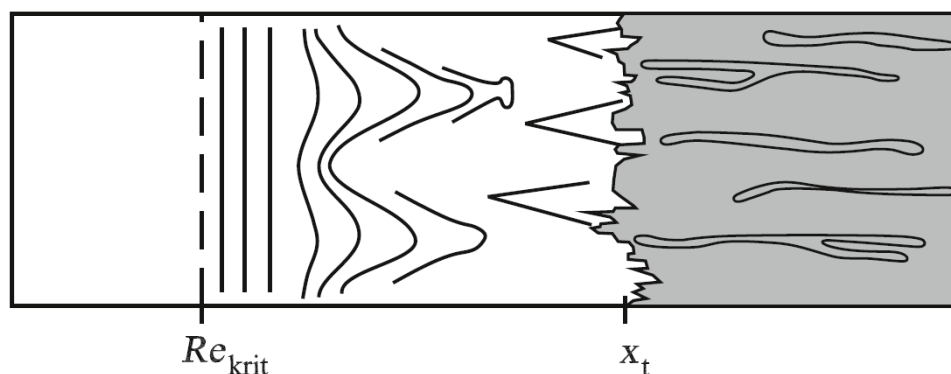


Abbildung 4: Transitionsprozess in einer Plattengrenzschicht, Draufsicht (Oertel 2017, S.356)

Die Reynoldszahl ist ein dimensionsloser Wert der sich aus der Geschwindigkeit der Außenströmung U_∞ , der Weglänge der körperanhaftenden Strömung x , und der kinematischen Viskosität ν zusammensetzt.

Die kritische Reynoldszahl Re_{krit} kann vereinfacht berechnet werden mit:

$$Re_{krit} = \frac{w_\infty * x_u}{\nu}$$

w_∞ = Geschwindigkeitsgradient Außenströmung [m/s]

x_u = Lauflänge bis zum Umschlag [m]

ν = kinematische Viskosität (Viskosität in Bezug auf die Dichte des Mediums), in $[m^2/s]$

Die kritische Reynoldszahl liegt meist bei $3,2 \cdot 10^5$. Je unverwirbelter die Anströmung ist, desto höher liegt sie.

Wie in Abbildung 3 zu sehen ist, steigt die Dicke während der Transition sprunghaft an. Durch die Grenzschicht wird die effektiv im Wind stehende Fläche vergrößert. Sie bewirkt damit eine Luftwiderstandserhöhung eines umströmten Körpers. Bei Flugzeugen sinkt zudem der Auftrieb. Die Transition ist deswegen beim Leitwerk ein unerwünschter Prozess.

Grenzschichtabsaugung

Bei der Hybrid Laminar Flow Control wird ein Teil der Grenzschicht durch eine perforierte Flügeloberfläche im Bereich der Leading Edge abgesaugt. Für eine vollständige Laminarerhaltung müsste die Grenzschicht über das komplette Flügelprofil abgesaugt werden. Das ist jedoch aufgrund der dadurch entstehenden Masse des Systems unwirtschaftlich. Daher wird die Grenzschicht nur zu Beginn des Flügels abgesaugt und versucht durch aerodynamisch glatte Flächen die Grenzschicht möglichst lange laminar zu halten.

Die in dieser Arbeit getestete Methode versucht die Störungen durch die Verbindungsstelle zwischen Leading Edge und dem Leitwerk auf die Grenzschicht zu reduzieren. Eine gänzlich umschlagsfreie Strömung lässt sich damit jedoch nicht erzielen.

2.2 Wärmeausdehnung unterschiedlicher Werkstoffe

Definition:

„Unter thermischer Ausdehnung wird die stetige, reversible Ausdehnung der Materie bei Änderung der Temperatur verstanden.“ (Eder 1983, S.1)

Atomkerne befinden sich in einem bestimmten Abstand zueinander. D.h. es muss ein Potential bestehen, welches die Annäherung als auch Entfernung voneinander verhindert. Die Kraft, die eine Abstoßung zwischen den Atomkernen bewirkt, ist das sog. Pauli Prinzip. Dieses verhindert, „dass sich die Elektronenhüllen der Atome durchdringen können“ (Welsch 2017, S. 131). Die Kraft die Atomkerne einander anzieht, ist eine elektrostatische Kraft.

Beide Kräfte gleichen sich nicht aus, sondern müssen ein Potentialminimum bieten, in dem sich die Atomkerne im Mittel befinden. Aus der Physik ist allgemein bekannt, dass alle Objekte (Makroobjekte wie auch Atome) einen Zustand möglichst geringer Energie einnehmen möchten.

Trägt man die Wirkung beider Kräfte, gemäß der Kräfteaddition, in ein Diagramm ein, erhält man folgenden Potentialkurvenverlauf.

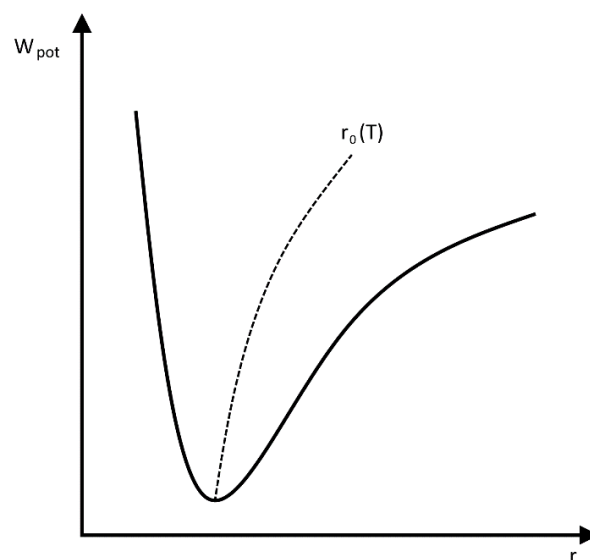


Abbildung 5: qualitative Darstellung der potentiellen Energie zwischen Atomkernen (vgl. Escher 2000)

W_{pot} = potentielle Energie zwischen den Atomkernen

r = Abstand der Atomkerne

$r_0(T)$ = mittlerer Atomkernabstand

T = Temperatur

Die Potentialzunahme rechts- und linksseitig des Minimums ist nicht gleich, da beide Kräfte im Betrag nicht symmetrisch sind.

Wärme drückt sich durch ein Schwingen der Atomkerne um einen Ruhepunkt aus. Somit schwingt das Atom zwischen beiden Potentialzunahmen abseits des Minimums hin und her. Mit größerer Temperatur nimmt die Amplitude der Schwingung zu. Da das resultierende Potential bei größerer Entfernung jedoch flacher ist, nimmt das Atom im Mittel einen größeren Abstand zum Nachbaratom ein. Dies ist die Ursache der Wärmeausdehnung (vgl. Escher 2013, S.179f).

Das Maß der Wärmeausdehnung lässt sich quantifizieren als sog. Ausdehnungskoeffizient α .

„Als kubischer Ausdehnungskoeffizient bei der Temperatur T und dem Druck p wird der Ausdruck

$$\alpha_T = \frac{1}{V_0} \left(\frac{\delta V}{\delta T} \right)_p$$

definiert, wobei V_0 das Volumen bei 0°C ist. [...] Als mittlerer Volumenausdehnungskoeffizient α_{12} zwischen den Temperaturen T_1 und T_2 wird der Ausdruck

$$\alpha_{12} = \frac{1}{V_0} \frac{V_2 - V_1}{T_2 - T_1}$$

bezeichnet.“ (Eder 1983, S.1)

Bis auf wenige Ausnahmen dehnen sich Stoffe bei Wärme aus und ziehen sich bei Abkühlung zusammen.

Kohlenstoff- und Aramidfasern weisen ein orthotropes Temperatúrausdehnungsverhalten auf. Sie werden in Längsrichtung bei zunehmender Temperatur etwas kürzer und haben quer zur Faserrichtung einen großen positiven Ausdehnungskoeffizienten (vgl. Moser 1992, S. 129). Im Verbund mit Kunststoff, der sog. Trägermatrix ergeben sich damit zwei

Längenausdehnungskoeffizienten, je nachdem ob die Ausdehnung parallel zur Faserrichtung, oder orthogonal dazu betrachtet wird.

Längenausdehnungskoeffizient α bei 20 °C:

CFK:

$$\alpha_{||f} = -0,1 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1} \text{ bis } -1,5 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1} \text{ (Ehrenstein 2006, S.132)}$$

$$\alpha_{\perp f} = 10 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1} \text{ bis } 15 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1} \text{ (Ehrenstein 2006, S.132)}$$

Titan:

$$\alpha = 8,2 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1} \text{ (Fischer et. al. 2011, S. 113)}$$

3. Technischer Stand

Bisherige Methoden zur Laminarerhaltung zielen darauf ab, beim Aufeinandertreffen zweier Körperkanten einen möglichst stufenlosen Übergang zu erzeugen. Dafür wird die Klemmstelle zumeist ins Flügelinnere verlegt, wodurch sich ungünstige Fügeverhältnisse ergeben und zudem eine höhere Masse besitzen.

Eine weitere häufig genutzte Methode ist es auftretende Spalte mit Füllmasse aufzufüllen. Füllmasse ist jedoch unbeständig gegen Sand (relevant in staubigen Regionen) und Feuchtigkeit (Gespräch mit Martin Schollerer, Betreuer, am 01.12.2020)

Es existieren Lösungsansätze mit auf der Flügeloberfläche offen liegenden Nieten, um die Leading Edge mit dem Upper Cover zu verbinden. Dies entspricht grundsätzlich der Konstruktion des Demonstrators, jedoch sind die Nieten hier nicht mit einem Abdeckblech verdeckt. Durch offen liegende Nieten ergeben sich die in Kapitel 2.1 genannten aerodynamischen Nachteile.

Ebenso existiert der Ansatz des Klebens. Dieses hat als Fügemethode in den letzten Jahren stark zugenommen. Im Vergleich zur konventionellen Methode (Nieten) ist Kleben jedoch noch nicht umfangreich untersucht. Ebenso muss noch Forschungsarbeit zur Beständigkeit von Klebverbindungen betrieben werden.

Die Methode offen liegende Nieten und Kanten mit einem Abdeckblech zu bedecken ist neuartig. Somit liegen hier noch keine Untersuchungen und Erkenntnisse vor.

3.1 Aufbau des Demonstrators

Der Demonstrator ist eine ca. 300 x 510 x 108 mm große Niet- und Klebkonstruktion die maßgeblich aus flächigen CFK-Komponenten besteht. Das Prinzip der mechanischen Verbindung und des Aufbaus entspricht dem Leitwerksflügel eines Airbus A350. Gefügt werden die Einzelkomponenten durch Niete und durch Kleben.

Der Demonstrator besteht aus den 7 folgenden Hauptbestandteilen.

1. Leading Edge
2. Leading Edge Skin
3. Anchnnuts
4. Hi-Loks
5. Abdeckblech
6. CFK – Keil
7. Upper Cover – ein Ausschnitt des Hauptflügels
8. Frontspar – ein Holm der im Flügel zur Aufnahme von Biegemomenten dient.

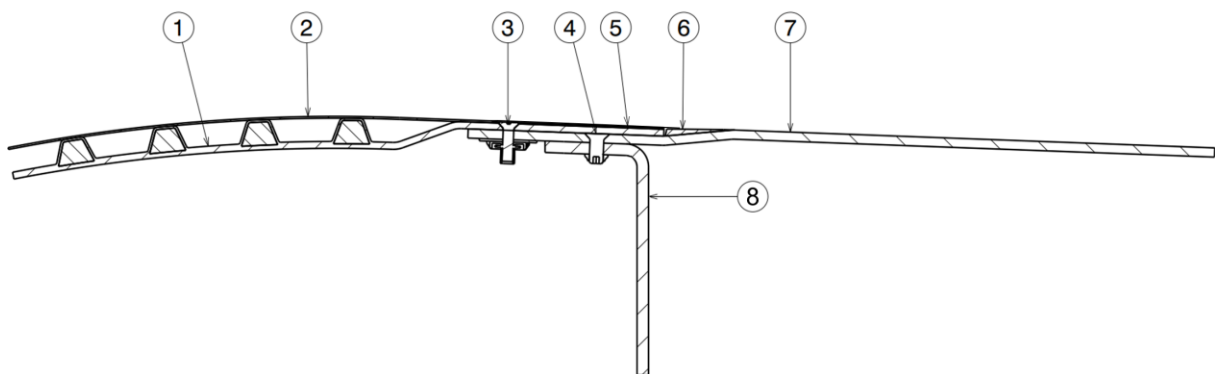


Abbildung 6: Querschnittszeichnung des Demonstrators

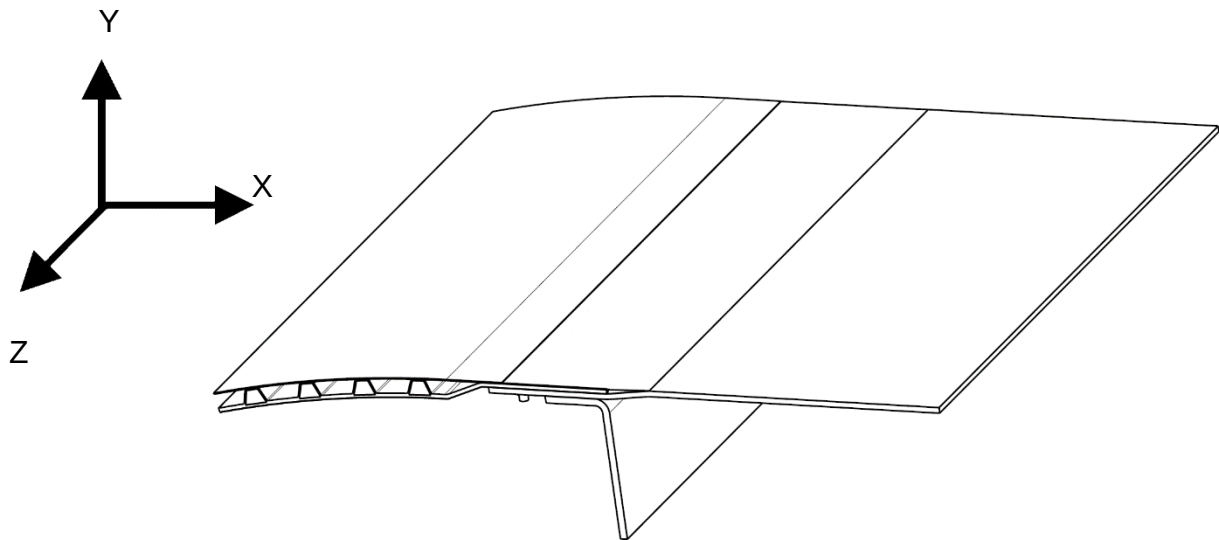


Abbildung 7: isometrische Ansicht des Demonstrators

Die Leading Edge (1) bildet die tragende Struktur des vorderen Flügelteils. Zur Versteifung ist diese mit Spannten ausgeführt. Die Spannte werden aufgrund ihrer Form auch Omegas genannt. In diesen befindet sich eine Kunststoffschaumeinlage zur weiteren Versteifung. Der Auslauf der Leading Edge ist mit einem 3250 mm großem Radius ausgeführt. Dies dient dazu eine Vorspannung zu induzieren, die im Flugbetrieb die Spannungen aufgrund unterschiedlicher Wärmedehnungen kompensiert.

Die Leading Edge Skin (2) ist ein 0,8mm dickes Titanblech, welches auf den Omegas der Leading Edge verklebt wird. Sie ist das Bauteil, welches Kontakt mit dem Luftstrom hat. Somit hat sie einen unmittelbaren Einfluss auf die Aerodynamik. Auf der Leading Edge Skin wird ebenso das zu prüfende Abdeckblech aufgeklebt.

Anchornuts (3) und Hi-Loks (4) sind Verbindungselemente, die standartmäßig im Flugzeugbau verwendet werden. Die Verbindungswirkung unterliegt sowohl durch Form-, als auch durch Kraftschluss. Leading Edge und Upper-Cover werden durch 8 in einer Reihe verbauten Anchornuts, Upper Cover und Frontspar durch 8 in einer Reihe verbauten Hi-Loks vernietet.

Das Abdeckblech (5) ist das zu untersuchende Objekt. Bei Betriebstemperatur sollte es zu jedem Zeitpunkt auf dem Upper Cover aufliegen und dabei eine möglichst geringe Welligkeit besitzen. Das Abdeckblech deckt den Spalt ab, der durch die sonst offen liegenden Anchornuts und dem Einsatz des CFK-Keils entstehen. Es wird mit einem Auslauf der Leading Edge verklebt und liegt auf dem Upper Cover auf.

Der CFK – Keil (6) ist ein Keil bestehend aus mehreren Schichten CFK Laminats. Der CFK - Keil dient zur Entlastung des Upper Covers und Auffüllen des freien Spalts zwischen Upper Cover und Leading Edge. Mit dem CFK - Keil können die Faserlagen des Upper Covers in einem weichen Bogen um die Ecke geführt werden. Scharfe Knicke in lasttragenden Fasern sind zu vermeiden. Zudem bildet der Wedge eine Auflage für das Abdeckblech.

Der CFK Keil wird getrennt zum Upper Cover gefertigt, jedoch zusammen mit dem Upper-Cover im Autoklav gehärtet. Dadurch entsteht eine unlösbare Verbindung aus beiden Komponenten

Das Upper Cover (7) bildet den Teil des Hauptflügels ab. Auf dem Upper Cover würde bei einem Flugzeugflügel mit HLFC die Transition stattfinden.

Der Frontspar (8) ist ein Holm der im späteren Flug Biegemomente der Auftriebskraft aufnimmt. Der Frontspar trägt zudem das Upper Cover und die Leading Edge.

Die verwendeten Materialien des Demonstrators bestehen überwiegend aus sog. Prepregfaserlagen. Diese sind im Flugzeugbau der Standardwerkstoff, weil diese gegenüber anderen Leichtbaumaterialien wie Aluminium ein besseres Verhältnis aus Zugfestigkeit und Gewicht aufweisen. Die Prepregbauteile werden im Vakuum-Pressverfahren, bei Temperaturen von 180°C im Autoklaven gefertigt.

Der Demonstrator hat eine Breite von 300 mm. In der Produktion hatte er hingegen eine Breite von 500 mm. Dies dient dazu, die Bohrungen auszuschneiden, die durch die Passverbindungen zwangsweise entstehen (siehe Kapitel 4.2) und dazu, um die Seiten des Demonstrators glatt schleifen zu können.

Der echte Leitwerksflügel hätte eine Länge von einigen Metern. Da das Augenmerk jedoch auf einer qualitativen Bewertung der Blechbiegung liegt, ist der Bau eines vollständigen Flügelprofils für diese Arbeit nicht nötig.

Die für den Bau der einzelnen Komponenten verwendeten Materialien sind:

Leading Edge	8552/IM7
Frontspar	8552/IM7
Upper Cover	8552/IM7
Titanhaut/Leading Edge Skin	Titan
Abdeckblech 300 mm	Edelstahl
Abdeckblech 150 mm	Edelstahl
CFK-Keil	8552/IM7
Omegaeinlage	Rohacell Foam Core Hero 70

Das verwendete CAD Programm ist Catia-V5-6R2017.

3.2 Kohlefaserverstärkter Kunststoff - CFK

Eines der an meisten verwendeten Materialien in der Luftfahrt ist kohlefaserverstärkter Kunststoff genannt CFK (Ehrenstein 2006, S. 11). Jeder kohlefaserverstärkte Kunststoff ist ein Verbund aus mindestens zwei Ausgangsstoffen. Ein Ausgangsstoff ist im Wesentlichen die formgebende, polymere Matrix, auch Kunststoff genannt. Ein weiterer ist die strukturgebende Verstärkung. Diese sind lange, mikroskopisch dünne Fasern aus Kohlenstoff, die auf verschiedene Weisen miteinander verwebt sein können. Die Fasern werden durch die polymere Matrix miteinander verbunden und festgehalten. Faserwerkstoffe weisen einen Querschnitt von 3 – 30 µm auf, um ein optimales Volumen/Oberflächenverhältnis zu haben, was dem Verbund vorteilhafte mechanische Eigenschaften gibt (vgl. Moser 1992, S. 29 ff).

Die Verstärkungswirkung der Kohlenstofffasern basiert auf der Prämisse, dass ein Werkstoff in Faserform eine vielfach größere Festigkeit, als derselbe Werkstoff in anderer Form hat. Je dünner die Faser ist, desto größer ist ihre Festigkeit (vgl. Moser 1992, S.24). Ehrenstein (2006, S.2) führt zudem an „Je kleiner die Einspannlänge, um so größer ist die gemessene Festigkeit einer Einzelfaser.“

CFK ist ein anisotropes Material. Das bedeutet, dass seine Eigenschaften (Zugfestigkeit, E-Modul) abhängig von der Ausrichtung der Fasern sind. Entlang der Faserrichtung können deutlich höhere Zug- und Biegespannungen aufgenommen werden als quer zur Faserrichtung

(Ehrenstein 2006, S. 270). Durch Kombination bestimmter Winkel lassen sich die Eigenschaften des späteren Bauteils beeinflussen. Die gewünschten Eigenschaften des fertigen Bauteils bestimmen, in welcher Reihenfolge welche Faserrichtungen gelegt werden.

Kohlenstofffasern werden bezüglich hoher Zugfestigkeit oder hohem Zug-E-Modul unterschieden. Moser schreibt (1992, S.112) „Die Dehnung der Fasern ist bei Zugbeanspruchung bis zum Bruch nahezu proportional zur Last. Die Fasern verhalten sich nahezu vollkommen elastisch.“

Moser (1992, S.114) schreibt weiterhin „Sie [die Matrixwerkstoffe, der Verfasser] verhalten sich mehr oder weniger ausgeprägt visko-elastisch-plastisch. Auf eine zügige Belastung antworten sie im Wesentlichen [sic] mit einer proportionalen Verformung, als elastisch. Bei zeitlich andauernder Belastung nimmt die Verformung mit der Zeit zunächst stetig viskoelastisch (reversibel) zu und geht bei hohen Belastungen in visko-plastische (zeitlich verzögert einsetzende und dann bleibende) Verformung über.“

3.2.1 Prepregfaserlagen

Die Fertigung von CFK-Komponenten findet zunehmend mit sog. Pepreg statt. Prepreg ist ein Kohlenstofffasermaterial, welches bereits vom Hersteller mit Harz und der Härterlösung vorimpregniert ist. Das Anmischen von Harz- und Härterlösung, sowie das Tränken der Fasern mit Lösung ist somit nicht mehr nötig. Dies hat den Vorteil, dass sich der Faseranteil [bzw. der Faservolumengehalt, der Verf.] sowie die Orientierung der Faserrichtung genauer als bei der gewöhnlichen Nassmethode bei CFK-Handlaminaten bestimmen lässt und weniger Arbeitszeit aufzuwenden ist (vgl. Moser 1992, S.41). Eine einzelne, unverwobene Schicht wird als „Lage“ bezeichnet.

Bei der gewöhnlichen Nassmethode werden Harz- und Härterlösung eigens angerührt und händisch in das Material eingearbeitet. Dadurch entstehen eine undefinierte Harzverteilung sowie Verschiebung der Fasern (interne Fortbildung mit Cordelia Koch, Mitarbeiterin, am 23.09.2020).

Ein weiterer Vorteil ist, dass weniger Verschnitt anfällt. Verschnitt bei Prepregbauteilen beträgt in der Regel weniger als 1 mm, während er bei der Nassmethode meist im Bereich einiger cm liegt (interne Fortbildung mit Mareike Stegmeier, Mitarbeiterin, am 13.10.2020).

Ein Nachteil von Prepreg ist der erhöhte Lagerungsaufwand und begrenzte Lagerungszeit. Da Harz und Härter bereits zusammen vorliegen, sollte Prepregrohmaterial tiefgefroren werden, um die Aushärtereaktion möglichst zu verlangsamen. Bei Raumtemperatur beträgt die Lagerfähigkeit nur bis zu 2 Monaten. Bei -18°C bis zu einem Jahr (vgl. Moser 1992, S.41).

3.2.1 Herstellung von Prepregbauteilen

Prepregbauteile werden in zwei Schritten hergestellt: Dem Legen und dem Härten. Beim manuellen Legen werden einzelne Lagen mit zumeist unterschiedlicher Faserrichtung übereinandergelegt. Bei Raumtemperatur weist Prepreg eine leichte Klebrigkeit auf. Ungepresst sind zwei Lagen voneinander lösbar. Das Fixieren erfolgt mit einer Handwalze oder einem Schaber. Das Legen kann auch maschinell, automatisiert stattfinden, beim sog. Bandlegen. Beim Bandlegen sind jedoch im Gegensatz zum Handlegen nur deutlich einfachere Formen möglich.

Prepregfasern sind, wie in den vorigen Kapiteln erwähnt wurde, ein anisotropes Material. Um ein isotropes Verhalten oder andere gewollte Eigenschaften eines Verbunds zu erzeugen, werden Prepregmatten verschiedener Faserausrichtungen übereinandergelegt. [Im Faserverbundleichtbau wird die Ausrichtung der Fasern durch Winkel angegeben, im Regelfall 0°, 45°, 90° und -45°. Der Verf.] Die anisotropen Eigenschaften der Einzelschichten summieren sich dabei zu der Gesamteigenschaft des Verbunds (vgl. Ehrenstein 2006, S. 7). Die Reihenfolge der Winkel richtet sich nach den geforderten Eigenschaften.

Der zweite Schritt der Fertigung ist das Härten. Beim Härten wird aus dem weichen und biegsamen Prepregmattenverbund ein starres, festes Bauteil. Dies geschieht durch Aushärten des Matrixstoffes bei hoher Wärme.

Für besonders leistungsfähige und kompliziert geformte Bauteile wird das sog. Vakuumsackverfahren angewendet (vgl. Moser 1992, S.71). Dabei werden zumeist flache, weitestgehend 2-dimensionale Bauteile in einen vakuum-fähigen Foliensack oder unter vakuum-fähiger Folie (sog. Vakuumfolie) gelegt. Durch einen Vakuumstutzen wird anschließend die gesamte Form evakuiert. Ein untergelegtes Sauggewebe kann überschüssiges Harz auffangen. Dieser Aufbau wird in einen Autoklav gefahren, der im Inneren einen Überdruck aufbaut. Durch Überdruck im Autoklav wird die Presskraft auf das Bauteil um ein Vielfaches verstärkt (vgl. Ehrenstein 2006, S. 164).

Nach Moser (vgl. 1992, S.44) werden beim Aushärten 3 Reaktionstypen unterschieden:

Polymerisation: z. B. bei ungesättigten Polyesterharzen

Polyaddition: z. B. bei Epoxidharz und Polyurethanen

Polykondensation: z. B. bei Phenolformaldehydharzen. (Hierbei entstehen flüchtige Nebenprodukte wie z. B. Wasser.)

„Die chemische Reaktion [...] ergibt letztendlich eine harte dreidimensional vernetzte Makromolekularstruktur.“ Alle hier genannten Harze sind nach dem Aushärten unlöslich und unschmelzbar (Moser 1992, S.44).

3.2.2 Versagensarten von Prepreg

Auf Schlag- und Stoßbelastungen reagiert ein Schichtverbund zunächst durch lokale Risse in der Matrix oder der Grenzzone zwischen Faser und Matrix, und später mit einem Faserbruch. „Versagensbeginn und Schadensausdehnung hängen außer von der Belastbarkeit auch von den Faserorientierungen der Ausgangswerkstoffe, und dem Lagenaufbau ab.“ (Moser 1992, S.128) „Die Auswirkungen von Schlagschäden auf die verbleibenden FKV-Eigenschaften hängen maßgeblich davon ab, ob auch Fasern geschädigt sind. Wenn keine oder nur sehr wenige Fasern gebrochen sind, bleiben die Zugeigenschaften des SV [Schichtverbundes, der Verf.] statisch und dynamisch nahezu erhalten, die Steifigkeits- und Festigkeitskennwerte für Druck und Schub verringern sich entsprechend dem Verhältnis Schadensgröße zu Strukturgröße.“ (Moser 1992, S.128)

„Durch Auftreffen kleiner Partikel (Sand) mit hoher Geschwindigkeit wird Material abgetragen, spanabhebend bei duktilen Matrices, zertrümmernd bei spröden Fasern aus Glas oder Kohlenstoff. [...] Regen hoher Geschwindigkeit verursacht beim Aufprall Schockwellen, die bis zu einem Schwellenwert der Trefferzahl Schädigungen des FKV ohne Masseverlust verursachen. Bei weiterer Beaufschlagung tritt ein Masseverlust ein [...].“ (Moser 1992, S.128) Gegen erosive Medien kann faserverstärkter Kohlenstoff für eine gewisse Zeit mit Überzügen aus Polyurethan oder Fluorethan geschützt werden (vgl. Moser 1992, S.128).

CFK ist grundsätzlich anfällig auf Feuchtigkeit. Bei Feuchtigkeit quillt der Kunststoff. Ausgehend von einem Mindestfeuchtigkeitswert, vergrößern Epoxidharze ihr Volumen um bis zu 80% des aufgenommenen Wasservolumens. Die maximale Feuchtigkeitsaufnahme von

CFK beträgt jedoch 1% bis 3%. Durch Feuchtigkeit nimmt die Festigkeit der meisten Harze quer zur Faserrichtung ab, längs zu dieser hingegen leicht zu. Ebenso können Eigenspannungen sowohl innerhalb der einzelnen Verbundschichten, als auch im Gesamtverbund entstehen (vgl. Moser 1992, S.130ff.).

Im Vergleich zu Metallen sind Verbundkunststoffe nur bei deutlich geringeren Temperaturen einsetzbar. Duomere werden bei steigender Temperatur weicher und zersetzen sich schließlich. Festigkeit und Steifigkeit nehmen bei steigender Temperatur ab. Bei Temperaturen unter 0°C wird der Kunststoff spröder und glasartiger. Die Bruchdehnung nimmt ab, während die Steifigkeit geringfügig steigt (vgl. Moser 1992, S.131f.).

4. Versuchsvorbereitung

4.1 Vorgehen

Der Demonstrator soll optimale Versuchsergebnisse bei gleichzeitig möglichst geringen Fertigungskosten erzielen. Deswegen bildet der Demonstrator nur einen Ausschnitt des Leitwerks ab. Reale, aerodynamische Untersuchungen sind in dem vorliegenden Stadium nicht geplant.

Ausgehend von diesen Vorgaben, wurde ein CAD-Modell des Demonstrators vom Erstkonstrukteur Christian Ückert erstellt. Von diesem Modell wurden vom Verfasser dieser Arbeit Werkzeugformen für die Fertigung der Prepregkomponenten abgeleitet und vom Leiter der Fertigung (Dirk Holzhüter) auf der institutseigenen Fräsmaschine (Hersteller Datron) aus vollen Aluminiumblöcken gefräst.

Im Anschluss werden mithilfe dieser Aluminiumwerkzeugformen die einzelnen Prepregkomponenten hergestellt. Die Anhornuts und Hi-Loks werden als Normteile zugekauft. Die Bleche werden vom Hersteller bezogen. Im Anschluss soll der Demonstrator zusammengebaut, auf Messtemperatur gekühlt und vermessen werden.

4.2 Vorüberlegung

Abdeckblech

Eine besondere Bedeutung kommt der Länge und Vorwölbung des Abdeckblechs zu. Wenn es zu lang oder zu wenig gewölbt ist, liegt es mit seiner Hinterkante mit zu geringer Kraft auf dem Upper Cover auf und könnte im Flug vibrieren. Wird es zu stark gewölbt, besteht das Risiko, dass das Abdeckblech selbst eine Welle bildet. Die erforderliche Länge des Überhangs hängt von den erzielbaren Fertigungstoleranzen ab, z. B. der Größe des zu überbrückenden Spalts oder den Höhenunterschieden zwischen Leading Edge Skin und Upper Cover. Je präziser die Bauteile gefertigt werden können, desto kürzer kann der Überhang des Abdeckblechs ausgeführt sein und desto weniger Vorwölbung wird benötigt. Mit der beim Demonstrator gewählten Konfiguration kann ein Höhenunterschied von 0,5 mm zwischen den Leading Edge und Upper-Cover ausgeglichen werden.

Vorkrümmung Leading Edge

Wenn Titan und CFK warm verklebt wird, entsteht bei Raumtemperatur aufgrund unterschiedlicher Wärmeausdehnungskoeffizienten eine innere Spannung. Während sich das Titan bei Abkühlung zusammenzieht, verändert CFK seine Form und Größe nur unwesentlich. Das CFK wird daher vom Titan gebogen.

Damit bei Messtemperatur das Abdeckblech auf dem Upper Cover aufliegt, muss die Leading Edge eine Vorkrümmung besitzen, die diesen Wärmeverzug ausgleicht. Diese Kompensation ist auf eine Messtemperatur von -10°C ausgelegt. Die Leading Edge und ihre entsprechenden Werkzeuge besitzen deswegen an der entsprechenden Stelle einen Radius von 3250 mm. Der Radius wurde aufgrund der Finite Elemente Methode ermittelt.

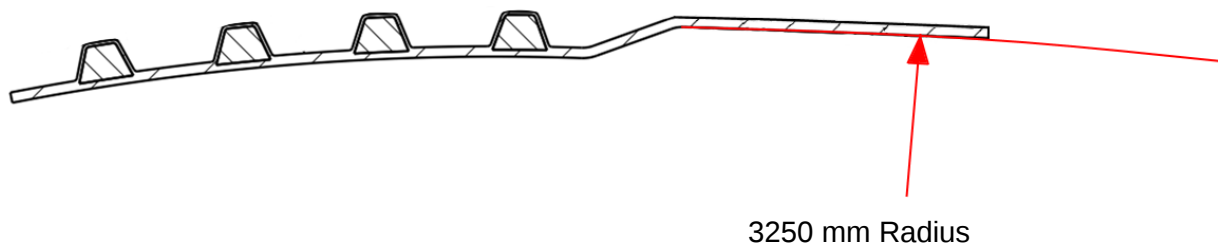


Abbildung 8: Vorkrümmung der Leading Edge

4.3 CAD-Konstruktion der Werkzeuge

Das Werkzeug zum Legen der Prepregbauteile besteht aus Aluminium. Im Ofen müssen die Werkzeuge zusammen eine quaderförmige Form bilden, damit der Druck, verursacht durch den Luftsack, überall gleichmäßig anliegt.

In den Werkzeugen der Leading Edge Skin und dem Upper-Cover befinden sich 10 mm abseits des Rands zwei 2 mm Bohrungen, um Passstifte einzutreiben. Damit soll ein Verschieben der Werkzeughälften vermieden werden, weil das Prepreg beim Aushärten eine Formänderung durchführt. Ebenso ist anzunehmen, dass sowohl beim Versiegeln als auch durch den Überdruck beim Pressvorgang im Autoklav, sich die Werkzeughälften verschieben werden. Durch die Passverbindung (Spielpassung) wird sichergestellt, dass diese Verschiebung minimiert und eine möglichst gleichmäßige Schichtdicke des Prepregmaterials erreicht wird.

Die äußere Werkzeughälfte des Frontspars ist nicht in einem Bauteil fräsbearbeitbar. Daher wurde es als zweigeteilte Konstruktion gebaut, die später verschraubt wird. Da die Teilung der Werkzeughälften vermutlich zu einer kleinen Kannte führen wird, wurde die Teilung so gewählt, dass diese außerhalb des späteren Sichtbereichs liegt. Die übergroßen Senkbohrungen dienen dazu, die Länge der Durchgangsbohrung zu reduzieren. Die Fräsmaschine des DLRs ist nur in der Lage bis 40 mm tief zu bohren.



Abbildung 9: zweigeteilte Bauweise des Frontsparwerkzeugs

4.4 Fertigung und Vorbereitung der Werkzeuge

Gefertigt wurden die Werkzeuge auf der institutsinternen, dreiachsigen Datron CNC-Fräsmaschine. Da auf einer dreiachsigen Fräsmaschine schräge Ebenen nicht mittels Schwenktisch gefräst werden können, wurden diese in vielen Schritten mit steigender Zustellung (im Zehntelmillimeterbereich) im sog. Abzeilverfahren gefräst.

Leading Edge

Bei der Leading Edge bestand die Befürchtung, dass das Prepreg beim Aushärten im Autoklav die Formen verschiebt. Damit das verhindert wird, wurden an der Säulenbohrmaschine manuell zwei 2 mm Durchgangsbohrungen in beide Hälften gesetzt, wodurch die Formen mittels Passstiftverbindung gegeneinander fixiert werden können. Damit eine Spielpassung entsteht (erforderlich um die Passstifte austreiben zu können) wurde mit einem 2 mm Bohrer, ohne Reibahle gebohrt. Damit die Positionierungen der Bohrungen genau sind, wurden diese in der Fräsmaschine zuvor angebohrt.

Damit das Prepreg den Werkzeugen nicht anhaftet, sind diese mit Trennmittel eingetrennt worden.

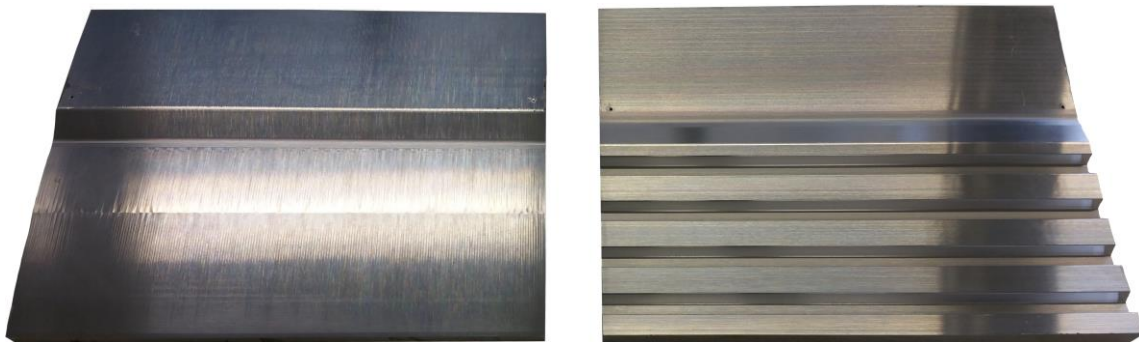


Abbildung 10: Werkzeugformhälften der Leading Edge



Abbildung 11: Leading Edge mit Prepreg und Schaumeinlegestücken

Bei den Werkzeugteilen des Frontspars hat sich eine ungünstige Verschiebung ergeben. Zwischen den einzelnen Teilen ist ein Absatz von ca. 0,5 mm entstanden. (siehe Abb. 9)

4.5 Legen der Prepreglagen

Gefertigt wird nach dem Standartaufbau des Instituts für Faserverbundleichtbau. Dies ist ein DLR interner, wie auch externer Standartaufbau zu Prepreglagen. Der Name der verwendeten Faserlagen lautet: 8552 IM7.

Das Legen richtete sich nach den gewöhnlichen Methoden zur Prepreg Bauteilherstellung. Die Prepreglagen werden einige Stunden vor der Verarbeitung aus der Kühlung genommen, sodass sich beim Verarbeiten kein Kondenswasser bildet.

Die erste Prepreglage wird mit sog. Airbusband (temperaturbeständigem Klebeband) auf der entsprechenden Werkzeughälfte fixiert. Die nachfolgenden Lagen werden anschließend aufeinander aufgelegt und mit der Handwalze oder dem Schaber angedrückt.

Problematisch war es, eine vollständige Ausfüllung der Ecken der Versteifungsstruktur der Leading Edge zu erreichen. Insbesondere die 0° Lagen lassen sich nur schwer in die Ecken drücken. Nicht ausgefüllte Lücken summieren sich jedoch, sodass am fertigen Bauteil Formabweichungen und Harznester entstehen (siehe Abb. 12).

Gleichsam hat der Rohacellschaumstoff zuviel Harz aufgenommen.

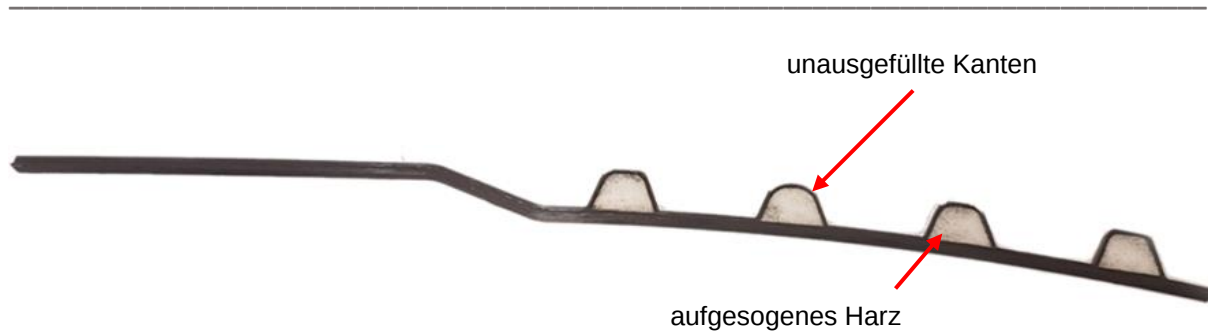


Abbildung 12: Seitenansicht des ersten Leading Edge Modells

Nach dem Legen wird zunächst die Folie der obersten Lagen nicht entfernt, beide Werkzeughälften aufeinandergelegt (das sog. Verheiraten) und über Nacht unter Vakuum (ohne Ofen) gelegt. Dadurch wird die Anlage der Faserlagen verbessert. Das Verstiften beider Werkzeughälften erfolgte ohne Probleme. Da die Werkzeuge eine große quaderförmige Struktur bilden, wurde zum Vakuumieren stets ein sog. Luftsack gebaut. Dabei wird die abdichtende Vakuumfolie so angebracht, dass sie sich den Konturen der Werkzeuge angleicht (siehe Abb. 13). Gehärtet wurden beide Bauteile an den jeweils nachfolgenden Tagen bei 180°C und 3,5 Stunden Härtezeit im Autoklav.

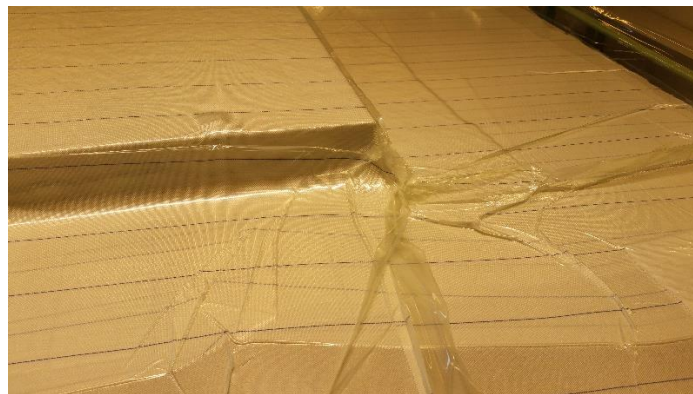


Abbildung 13: Luftsack

4.3.3 Probleme beim Trennen der Leading Edge Werkzeugformen

Beim Trennen der Leading Edge Werkzeugformen gab es das Problem, dass trotz Spielpassung (zwischen Werkzeug und Passstift) und Behandlung der Passstifte mit Trennmittel (Waterworks Departure) die Passstifte schwer bzw. gänzlich nicht austreibbar

waren. Normalerweise ist diese Behandlung ausreichend, um die Formen voneinander zu trennen. Es ist nicht bekannt, warum dies hier nicht der Fall war.

Die Vermutungen bestehen darin, dass sich das Prepreg und Aluminium beim Erkalten aufgrund verschiedener Wärmeausdehnungskoeffizienten nach dem Härtevorgang gegeneinander verschoben haben, sodass die Passstifte verklemmt wurden. Eine weitere Vermutung ist, dass beim Durchbohren der Prepreglagen (um die Passstifte durch das Prepreg zu treiben) die Trennschicht auf der Werkzeugform der Bohrungsnähe zerstört wurde, sodass das Prepreg an dieser anhaftet.

Die Möglichkeit das Prepreg vor dem Legen vorzubohren schließt sich aus, da das Legen der Lagen keine hinreichende Genauigkeit ermöglicht, die Bohrungen exakt übereinander zu legen. Ebenso schließt sich aus, die Bohrungen größer zu gestalten. Hierbei würde Harz aus den umliegenden Regionen in die Bohrung fließen, wodurch sich die Schichtdicke des Prepregs unbestimmbar reduziert.

4.6 Leading Edge Skin und Abdeckblech

Die Leading Edge Skin kam als vorgeschchnittenes Blech mit eingebrachten Bohrungen vom Hersteller. Damit zwischen Abdeckblech und Leading Edge Skin kein Versatz der Oberfläche entsteht, muss die Leading Edge Skin einen Absatz erhalten, der die Höhe des Abdeckblechs beträgt. Dieser Absatz von 0,1 mm Höhe wurde mit einem HSS-PM Schaftfräser mit 20mm Durchmesser an der Kunzmann NC-Fräsmaschine der DLR-eigenen Ausbildungsabteilung eingebracht.

Feinbleche werden in der Herstellung gewalzt. Dadurch werden Eigenspannungen in das Blech eingebracht, die durch einseitiges Abfräsen der Oberfläche einseitig abgetragen werden. Dadurch kam es zu einer unkritischen Verformung der Leading Edge Skin (siehe Abb. 14), die jedoch aufgrund des Klebens ausgeglichen werden kann und somit die Funktion des Demonstrators nicht beeinträchtigt.

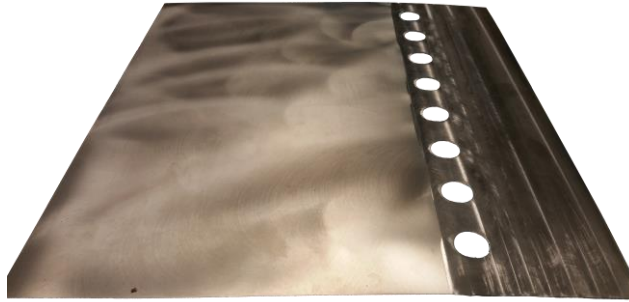


Abbildung 14: Gefräste Leading Edge Skin

Das Abdeckblech wurde als 150 mm breites Coil vom Hersteller bezogen.

4.7 Zusammenbau des Demonstrators

Die CFK-Komponenten sind mittels Bolzen und Anhornuts sowie mit Hi-Loks miteinander vernietet.

Die Leading Edge Skin wurde zusammen mit der Leading Edge warm verklebt. Dazu wurde im kalten Zustand der Klebstoff auf die entsprechenden Stellen der Omegas aufgetragen. Anschließend wurde die Leading Edge und die Leading Edge Skin mittels eines Vakuumsacks für 3,5 Stunden und bei 120°C in den Autoklaven geschoben. Beim Abkühlen der Komponenten entsteht die Vorspannung, die bei Messtemperatur weiter kompensiert werden soll.

5. Versuchsdurchführung

Es wurden drei Versuche durchgeführt:

- Messung der Verformung bei -12°C
- Messung der Verformung bei Raumtemperatur
- Messung der Verformung eines 150 mm breiten Edelstahlblechstreifens

Als die Messergebnisse der ersten beiden Versuche überschlägig ausgewertet wurden, wurde Optimierungspotential bezüglich der Welligkeit des Abdeckblechs erkannt. Um die Amplitude der Welle zu verringern, wurde das Abdeckblech entfernt und durch einen neuen 150 mm breiten Blechstreifen ersetzt. Dieser besaß die Vorkrümmung die er im Anlieferungszustand hatte. (Geliefert wurde er als Blechcoil.)

Die Versuchsdurchführung geschieht in folgenden Schritten:

1. Der Demonstrator wird für 16 Stunden in eine Kühlkammer bei -18°C gelegt.
2. Der Demonstrator wird zur Messstelle getragen. Damit die Erwärmung beim Transport möglichst gering bleibt, wird Demonstrator für eine Stunde in einen doppelten Karton (im Kühlcontainer) gelegt und in diesem zur Messstelle getragen.
3. Bei der Messstelle wird er auf einen drehbaren Messtisch gelegt und von einer 3D-Kamera mittels Streifenlichtmethode vermessen. Gemessen wird zunächst die Verformung des Abdeckblechs
4. Das Prepreg wird zur Verbesserung der Messfähigkeit mit Scan-Spray eingesprüht.
5. Die Abweichung des Prepregs wird gemessen.
6. Nach der Erwärmung auf Raumtemperatur wird die Verformung bei Raumtemperatur gemessen.

Während der verschiedenen Messvorgänge wird mittels einer Wärmebildkamera die Oberflächentemperatur des Demonstrators gemessen.

6. Ergebnisse

6.1 Messmethoden

Die Vermessung des Demonstrators findet mit einer Atos Triple Scan Messeinrichtung der Firma GOM (Gesellschaft für optische Messtechnik) mittels der sog. Streifenlichtprojektion statt. Mittels zweier Kameras, die den Demonstrator aus 2 verschiedenen Blickwinkeln scannen, kann ein räumliches Datenmodell erstellt werden. Dieses wird anschließend auf den Computer übertragen.

In das Programm wird zudem das CAD-Modell des Demonstrators geladen. Dadurch kann die Abweichung der Körperflächen zwischen dem digitalisierten Modell (Ist-Form) und dem CAD-Modell (Soll-Form) ermittelt werden. Diese Abweichung wird durch einen 3D-Farbplot ausgegeben und ausgewertet.

Rote Bereiche zeigen hierbei Flächen an, die über der Soll-Form befinden. Blaue Bereiche liegen unterhalb der Soll-Form. Grüne Bereiche liegen auf der Soll-Form. Je roter oder blauer die Bereiche werden, desto mehr weicht die Ist-Form von der Soll-Form ab.

6.2 Messergebnisse

Im Folgendem werden die Ergebnisse durch Farbplott und Höhendiagramme dargestellt. Die Y-Achsen der Diagramme werden dabei stark gestreckt gezeichnet, um das Profil des Demonstrators sichtbar zu machen.

Raumtemperatur

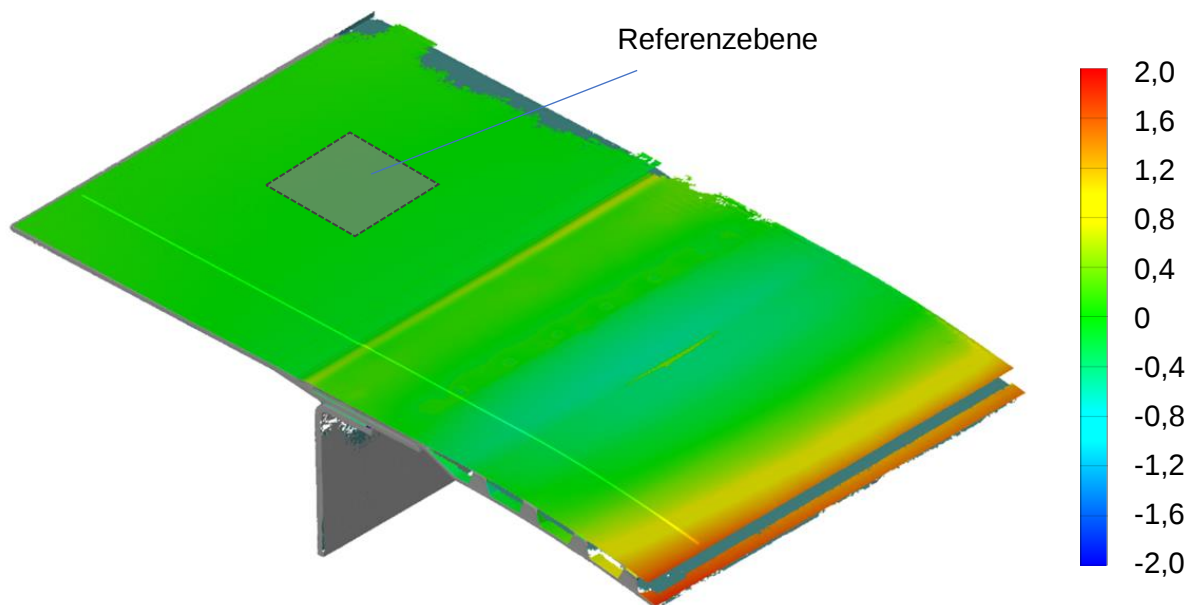


Abbildung 15: Abweichung bei Raumtemperatur zur Referenzebene

Y in mm

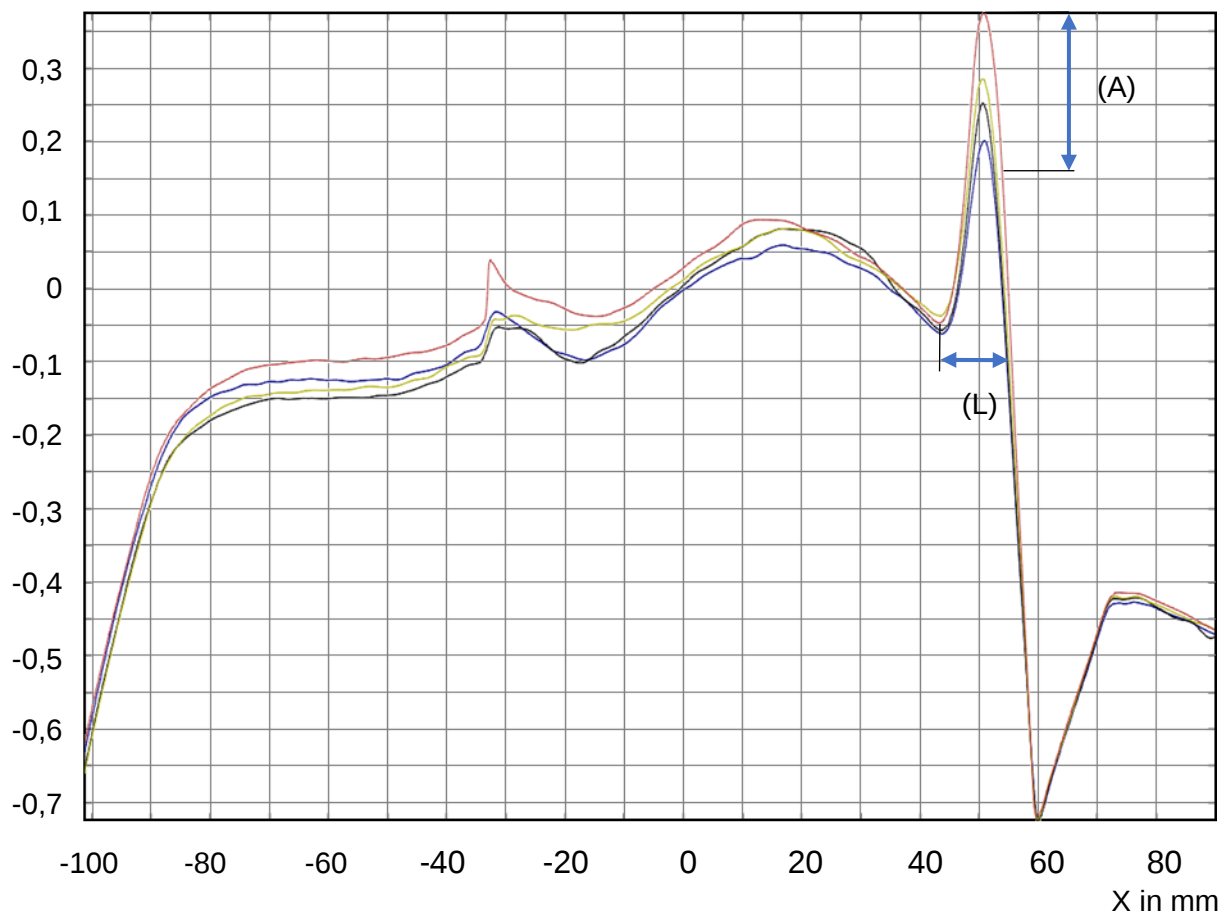


Abbildung 16: Schnittverlauf verschiedener Schnittkurven entlang der X-Achse

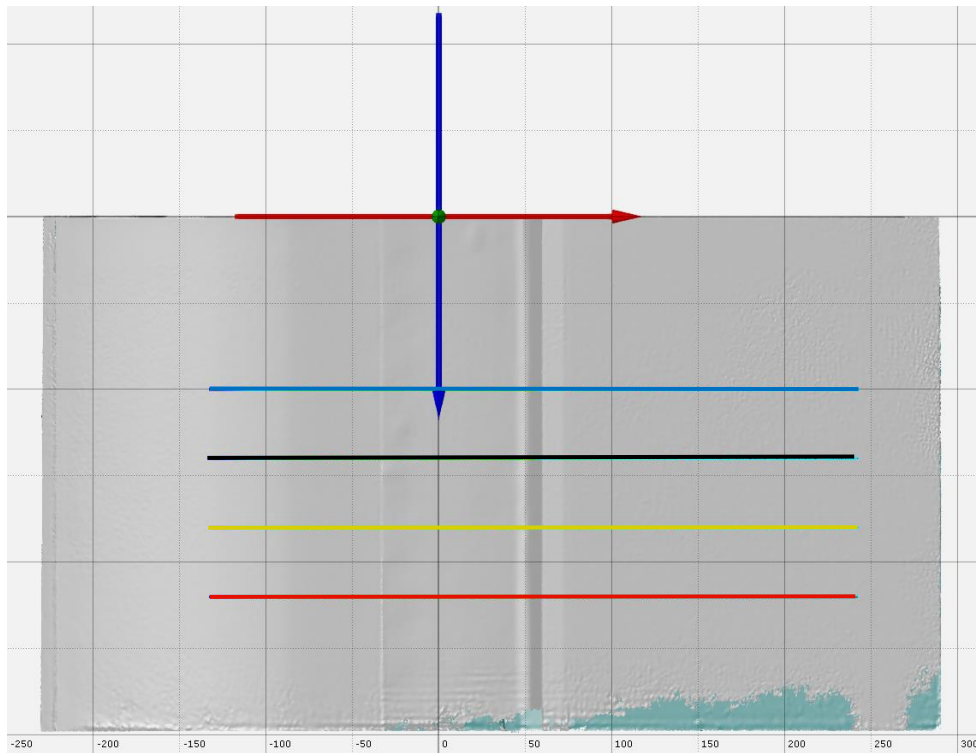


Abbildung 17: Lage der Schnitte

Zwischen Leading Edge und dem Abdeckblech hat sich eine aufsteigende Stufe (engl. forward facing Step) von 0,05 mm (minimum) bis 0,097 mm (maximum) Höhe gebildet. Dies ist auf den Einfluss des doppelseitigen Klebepapiers zurückzuführen, dessen Höhe bei den Vorüberlegungen und der Fertigung nicht berücksichtigt wurde.

Nach der Stufe folgt eine Senke von ca. 0,07 mm Tiefe. Diese geht in eine Welle von ca. 0,15 mm Höhe und 60 mm Länge über. Darauf folgt eine zweite Welle von maximal 0,42 mm Höhe und 11 mm Länge (L). Damit wird eine maximale Amplitude (A) von 0,21 mm festgelegt.

Diese Welle ist auf eine zu starke Vorkrümmung des Abdeckblechs zurückzuführen. Durch zu große Vorkrümmung presst sie zu stark auf dem Upper Cover und biegt sich auf. Im Bereich der Welle liegt das Abdeckblech bereits frei und ist nicht mehr durch das Klebeband mit der Leading Edge verbunden.

Die höchste Amplitude der Welle bildet gemeinsam mit dem Upper-Cover eine absteigende Stufe (engl. backward facing Step) von ca. 0,79 mm.

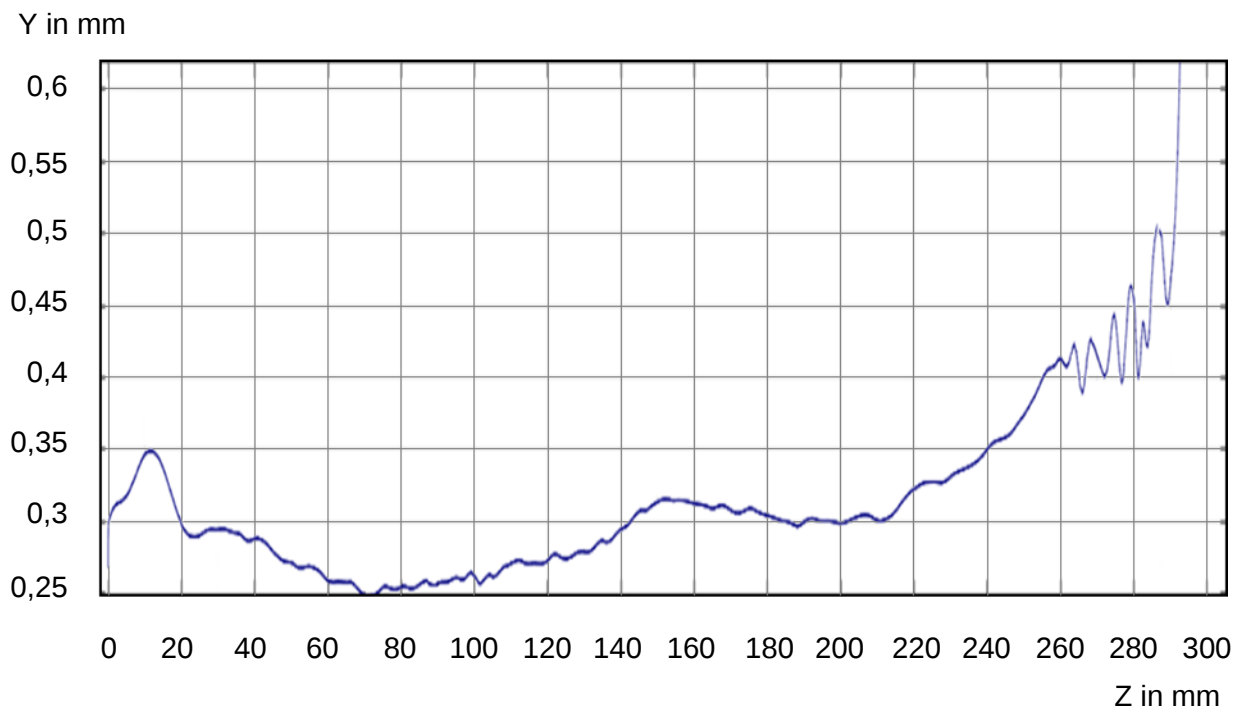


Abbildung 18: Wölbung entlang der Z-Achse bei Raumtemperatur

Im Bereich der Bolzen wird die Krümmung des Abdeckblechs entlang der Z-Achse aufgetragen.

Entlang der Z-Achse hat sich bei Raumtemperatur eine U-förmige Wölbung des Demonstrators ergeben. Diese Welle erstreckt sich über die gesamte Breite des Demonstrators und hat in der Mitte ein Minimum. Zu den Seiten wird die Welle größer.

Dieser Formverlauf ist durch eine fehlende feste Einspannung zu erklären, die ein voll ausgebauter Flügel bieten würde. Für den in der Mitte liegenden Teil bilden die Seiten des Demonstrators eine feste Einspannung. An den Seiten verliert sich diese, sodass die Wölbung entlang der Z-Achse immer größer wird. Interessant für das Messergebnis ist jedoch nur der innere Teil des Demonstrators, da der spätere Leitwerksflügel eine wesentlich größere Spannweite hat und damit der Effekt der sinkenden festen Einspannung vernachlässigbar wird.

Erster Versuch: – 12°C

Bei diesem Versuch hat das Abdeckblech eine Breite von 300 mm.

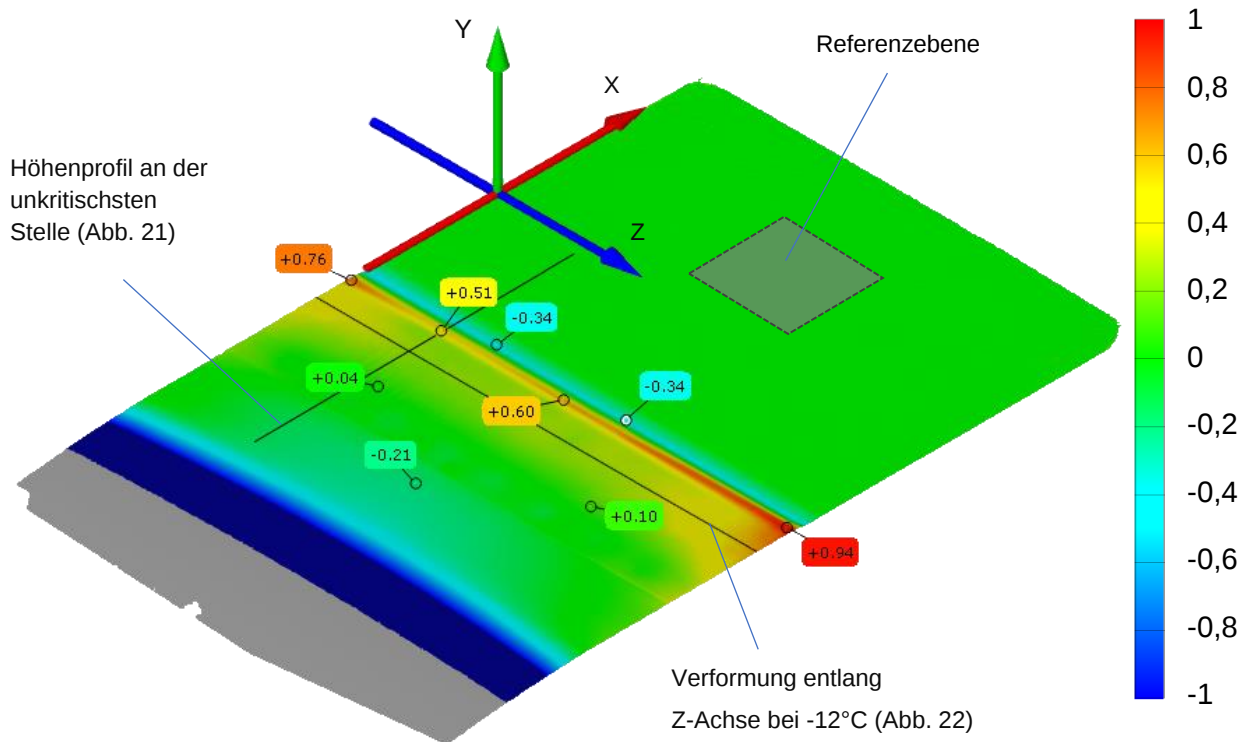


Abbildung 19: farbliche Darstellung der Abweichung zur Referenzebene der ersten Messung -12°C
isometrische Ansicht

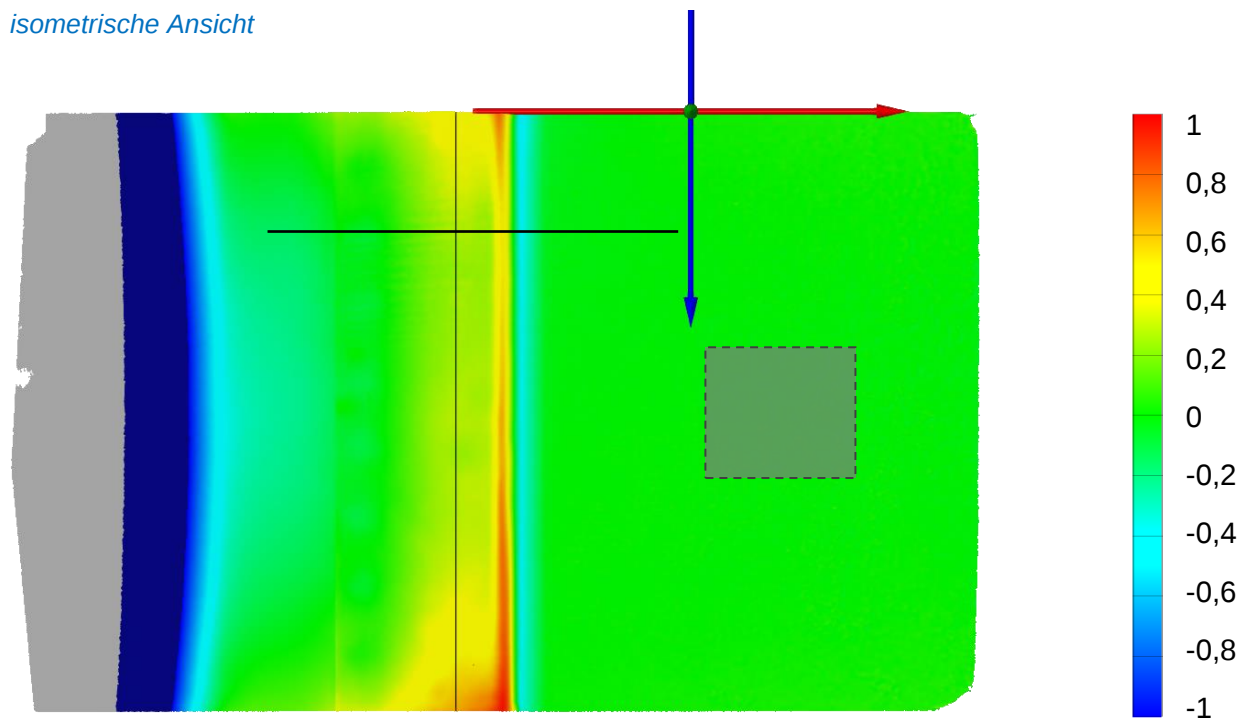


Abbildung 20: farbliche Darstellung der Abweichung zur Referenzebene der ersten Messung -12°C
Draufsicht

Y in mm

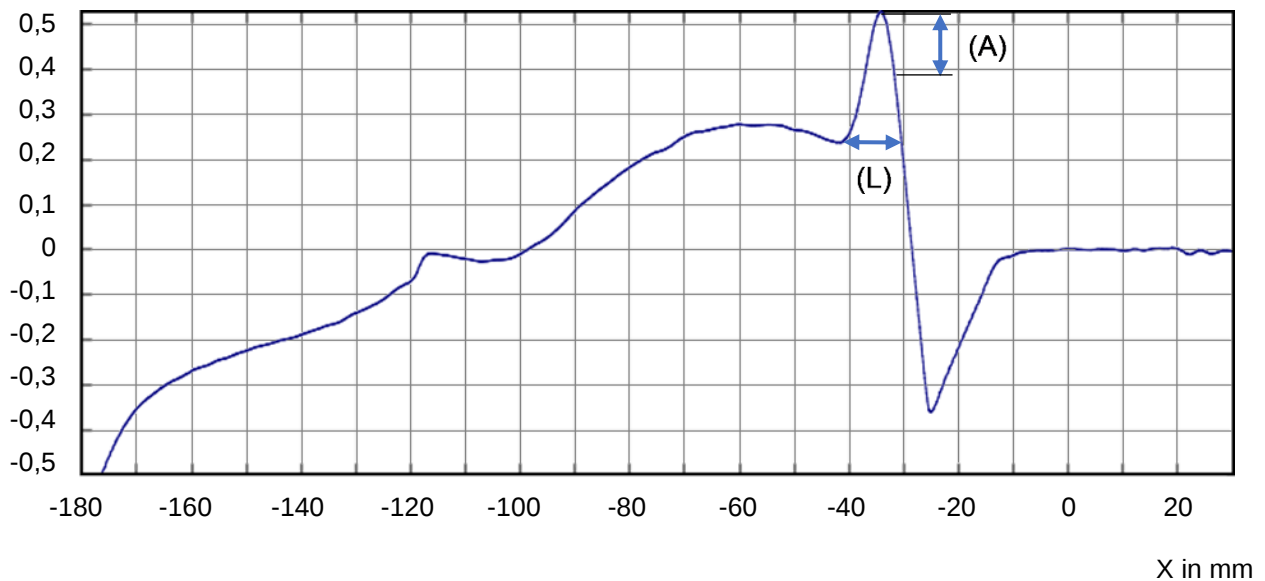


Abbildung 21: Höhenprofil an der unkritischsten Stelle

Bei dem ersten Versuch bei -12°C bleibt die Welle, die schon bei Raumtemperatur bestand, erhalten. An der unkritischsten Stelle hat sie eine Länge von 11 mm und eine Höhe von 0,27 mm. Damit wird hier eine Amplitude von 0,14 mm festgelegt.

Nach der Welle ist ebenfalls wieder eine negative, aerodynamische Stufe zu sehen. Diese bildet sich aus der Höhe der vorangegangenen Welle und der Ebene des Upper Covers und beträgt 0,51 mm.

Die Messungen zeigen zudem, dass das Abdeckblech über die gesamte Breite gleichmäßig aufliegt. Eine Welligkeit entlang der Z-Achse ist nicht vorhanden.

Die Stufe zwischen Leading Edge und Abdeckblech (forward facing Step) beträgt hier 0,07 mm.

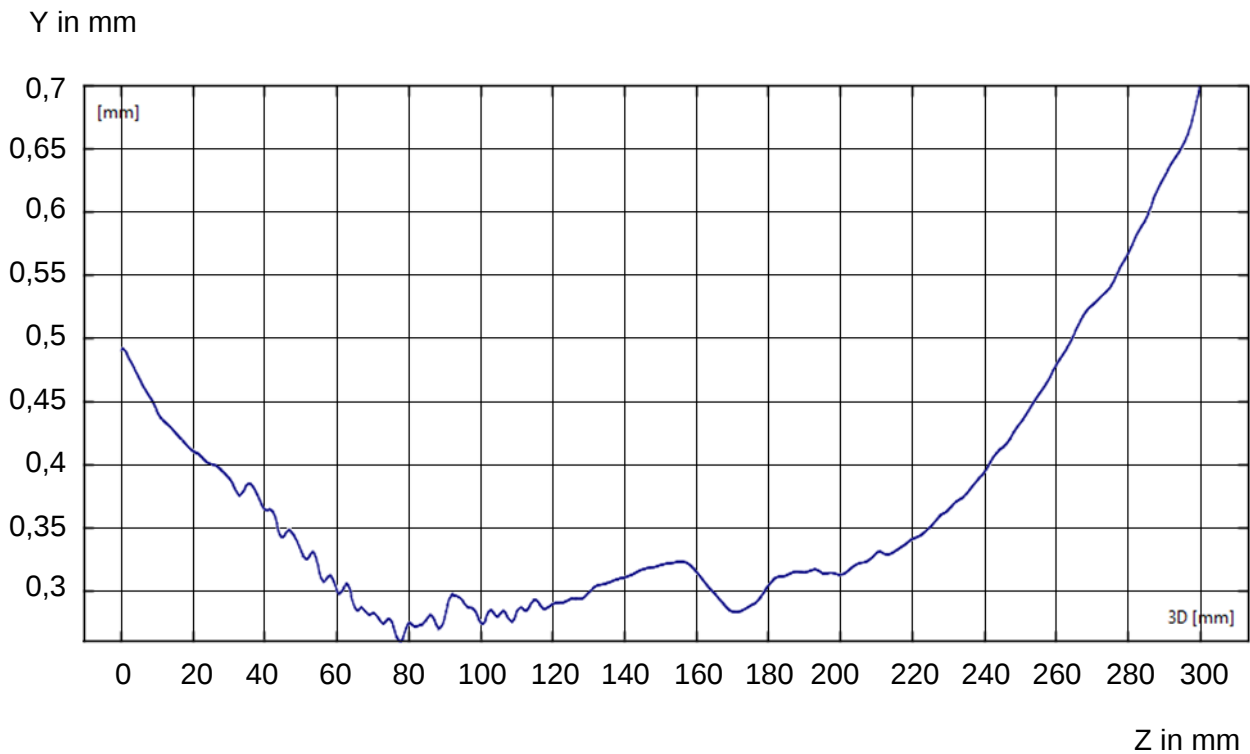


Abbildung 22: Verformung entlang Z-Achse bei -12°C

Referenz: schwarze Linie in Abb. 20

Wieder ist entlang der Z-Achse im Bereich der Bolzen eine ausgeprägte U-Wölbung vorzufinden. Die Höhenabweichung am Rand gegenüber des tiefsten Punkts in der Mitte beträgt bis zu 0,45 mm.

Zweiter Versuch: – 12°C

Zur Verringerung der Welligkeit des Abdeckblechs und des entstehenden, negativen Absatzes wurde das Abdeckblech entfernt und gegen ein neues, 150 mm breites Abdeckblech getauscht, welches geringer vorgebogen war.

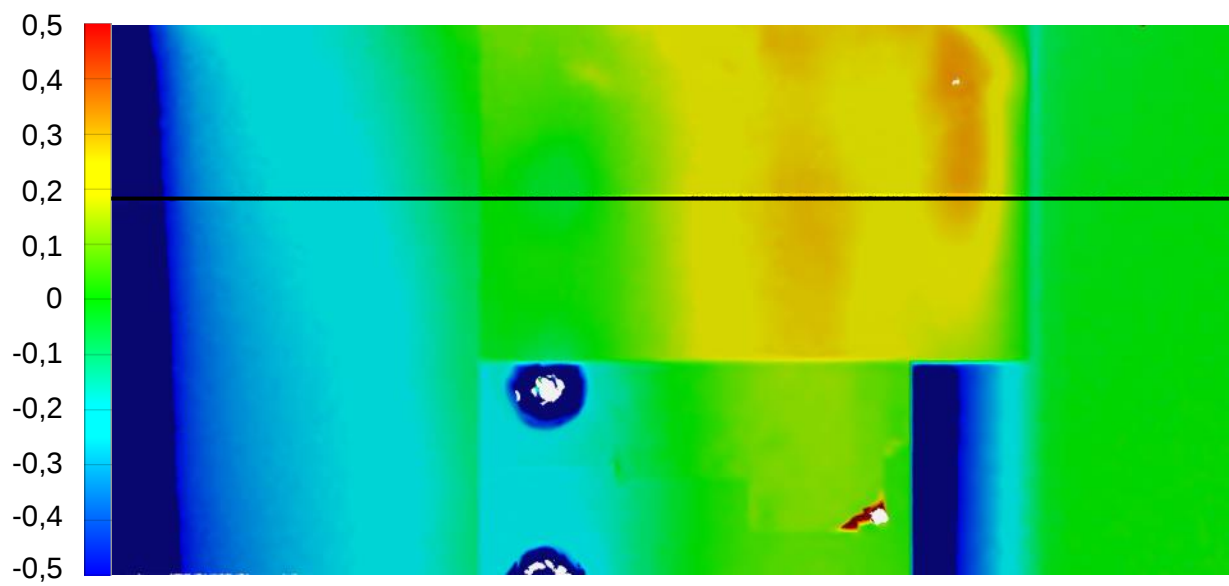


Abbildung 23: Abweichung zur Sollform (Draufsicht)

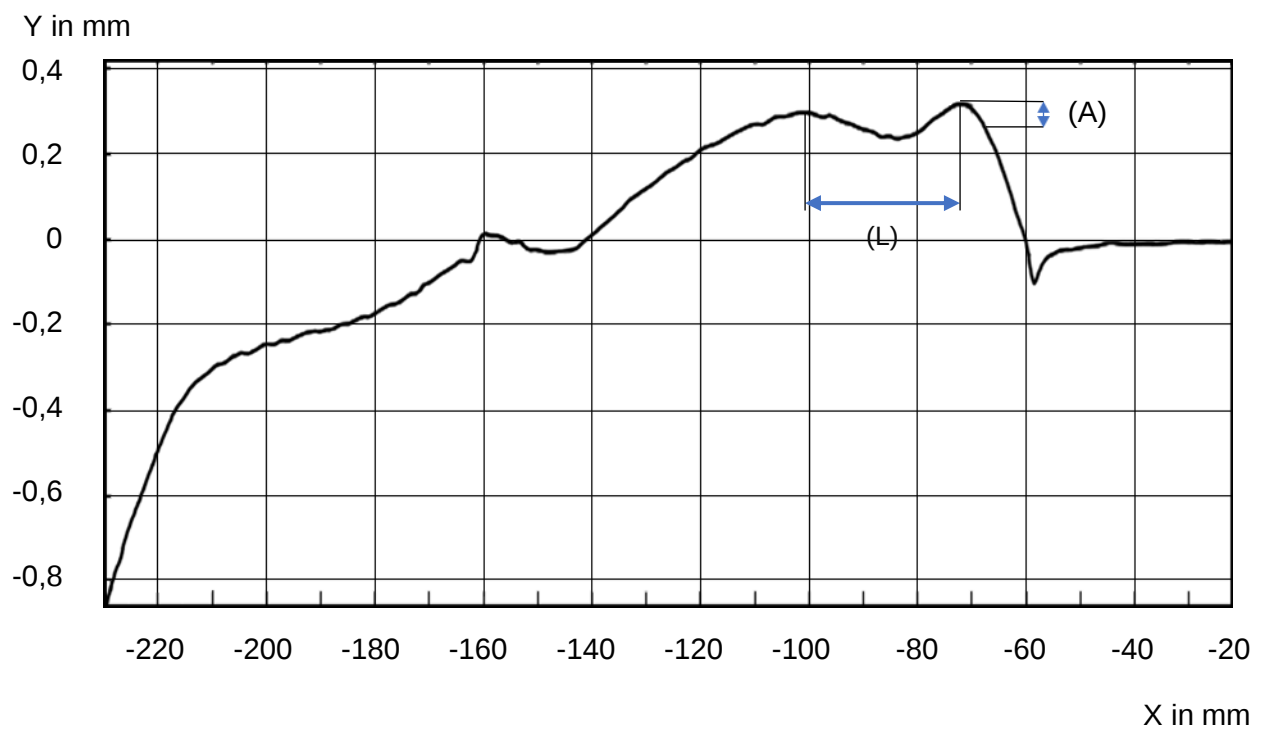


Abbildung 24: Höhenprofil entlang der X-Achse

Referenz: schwarze Linie in Abb. 23

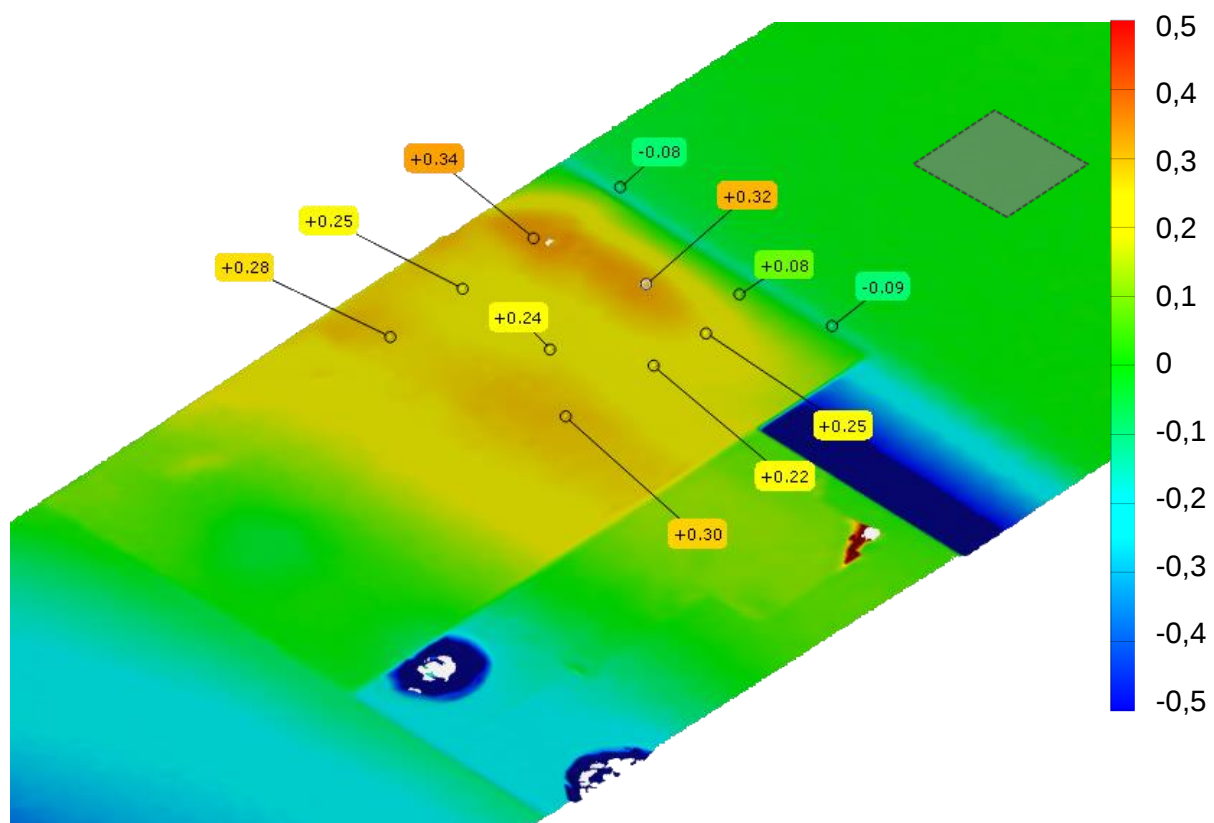


Abbildung 25: Abweichung zur Sollform (isometrische Ansicht)

Im zweiten Versuch ist wieder ein angehobener Bereich erkennbar. Der Großteil der Erhebung liegt in einem Bereich von 0,3 mm über der Ebene des Upper-Covers. Die Welle hat sich im zweiten Versuch deutlich reduziert. Sie liegt mit maximal 0,34 mm annähernd auf dem Niveau der vorhergehenden Aufwerfung (0,28 mm). Die plateauhafte Erhebung bleibt bestehen. Die größte Wellenhöhe beträgt 0,09 mm und liegt maximal 0,34 mm über der Referenzebene. Die Amplitude der reinen Welle beträgt an der kritischsten Stelle nun 0,045 mm, bei einer Länge von ca. 30 mm.

Die Stufe (forward facing Step) am Beginn des Abdeckblechs besitzt nun eine Höhe von 0,05 mm. Damit kann man von einer Streuung aufgrund der Klebeungenauigkeit von einem einstelligem Hundertstell-Milimeterbetrag ausgehen.

Sichtprobe



Abbildung 26: Spalt der Vorspannungskompensation bei -10°C



Abbildung 27: Vorspannungskompensation bei Raumtemperatur

Die Sichtprobe ergibt erkennbare Welligkeit in X-Richtung des Demonstrators. Entlang der Z-Achse ist keine Welligkeit des Abdeckbleches erkennbar. Aus der Seitenansicht wird zudem die Vorspannungskompensation ersichtlich. Leading Edge und Upper-Cover liegen gleichmäßig an, was auf eine erfolgreiche Vorspannungskompensation schließen lässt.

6.3 Auswertung

Aus internen Absprachen mit der Airbus S.A.S ist ein Grenzwert festgelegt worden, bei dessen Unterschreiten von keiner laminar-turbulenten Transition auszugehen ist. Dieser Grenzwert ist das Verhältnis aus der Wellenlänge geteilt durch die Wellenamplitude und soll den Wert von 0,005 [einheitenlos] nicht überschreiten.

Ebenso darf die Stufe (forward facing Step) beim Übergang von Leading Edge Skin und Abdeckblech nicht größer sein als 0,5 mm. Der Stufe zwischen Abdeckblech und Upper Cover darf den Wert von 0,12 mm nicht überschreiten.

Auf Basis der vorliegenden Messdaten ist die Funktionsfähigkeit aufgrund von folgenden Dingen nachgewiesen:

1. der rechnerische, auf den Messdaten basierende Nachweis, dass keine Transition stattfindet, wurde im zweiten Versuch erbracht.

$$\text{zweiter Versuch } -12^{\circ}\text{C:} \quad \frac{0,045 \text{ mm}}{30 \text{ mm}} = 0,0015$$

$$\text{erster Versuch } -12^{\circ}\text{C:} \quad \frac{0,14 \text{ mm}}{11 \text{ mm}} = 0,0113$$

$$\text{Raumtemperatur:} \quad \frac{0,21 \text{ mm}}{11 \text{ mm}} = 0,0191$$

2. Die Stufe (forward facing Step) zwischen Leading Edge und Abdeckblech beträgt 0,05 mm. Selbst der kritischste Fall aller Messungen (0,07 mm) liegt um den Faktor 7 unterhalb des Grenzwerts.
3. Die Verlaufskurve der ersten -12°C Messung (ATOS $T = -12,5^{\circ}\text{C}$) liegt auf der Kurve der Raumtemperaturmessung (ATOS RT; siehe Abbildung 28). Damit ist nachgewiesen, dass die Verformung bei verschiedenen Temperaturen, annähernd gleichbleibend ist.

Die Vorspannungskompensation ist aufgrund folgender Dinge nachgewiesen:

1. Die Sichtprüfung verdeutlicht ein gleichmäßiges Anliegen von Leading Edge und Upper-Cover

-
2. Die Messdaten legen keine Rampenfunktion des Abdeckblechs nahe, welche bei einer ungenügenden Vorspannungskompensation der Fall wäre.

Ein Kritikpunkt bietet der Wellenauslauf zwischen Abdeckblech und Upper-Cover. Dieser besitzt im zweiten Versuch eine Höhe von 0,34 mm bei einer Länge von ca. 15 mm und liegt damit um den Faktor 2,83 über der Vorgabe von 0,12 mm Höhe.

Aus den Messwerten des ersten Versuchs bei - 12°C (siehe Abb. 19) kann durch den Vergleich der kritischsten und unkritischsten Höhenlinie ein maximaler Streubereich der Welligkeitswerte abgeschätzt werden. Dieser beträgt 0,43 mm (0,94 mm – 0,51 mm). Da jedoch am Rand des Demonstrators unrealistische Spannungsverhältnisse auftreten, die das Ergebnis zu Ungunsten der Welligkeit verfälschen, ist davon auszugehen, dass der Streubereich beim späteren Flügel nicht größer als 0,43 mm sein wird.

Aus dem Vergleich der Schnittkurven aus Abb. 16 lässt sich ein realistischerer Streubereich ableiten. Dieser beträgt ca. 0,16 mm. Mit diesem ist es möglich, dass der Grenzwert von 0,005 überschritten wird.

Aus dem Vergleich der Messwerte des ersten und zweiten Versuchs kann zusätzlich ein Streubereich aufgrund von Fertigungsungenauigkeiten des Abdeckblechs abgeschätzt werden. Die minimale Profilüberhöhung über der Referenzebene des ersten - 12°C Versuchs beträgt 0,51 mm, die des zweiten 0,22 mm. Damit ist ein Streubereich von ca. 0,3 mm zu erwarten.

6.4 Versuchsbewertung

Bei der Durchführung stellte sich heraus, dass Titan die Eigenschaft besitzt ein thermischer Spiegel zu sein. Das bedeutet die Wärmebildkamera erfasst z. T. die über das Titan reflektierte Körperwärme der Messperson. Aufgrund dieses Umstands ist es nicht möglich selbst mit einer präzisen Wärmebildkamera die Temperatur exakt zu messen.

Ebenso war es mit der Wärmebildkamera nicht möglich die Kerntemperatur des Demonstrators zu messen. Diese ist jedoch relevant für die Vorspannungskompensation des Demonstrators. Da Prepregfasern schlechte Wärmeleiter sind, kann die Oberflächentemperatur des Prepregs während des Messvorgangs gestiegen sein, während

die inneren Prepregschichten noch eine geringere Temperatur besitzen. Die Messung der Kerntemperatur liefert bessere Temperaturmesswerte. Im Rahmen des Projekts war eine Messung der Kerntemperatur jedoch unmöglich. Die Temperaturangaben der Diagramme basieren deswegen ausschließlich auf der gemessenen Oberflächentemperatur.

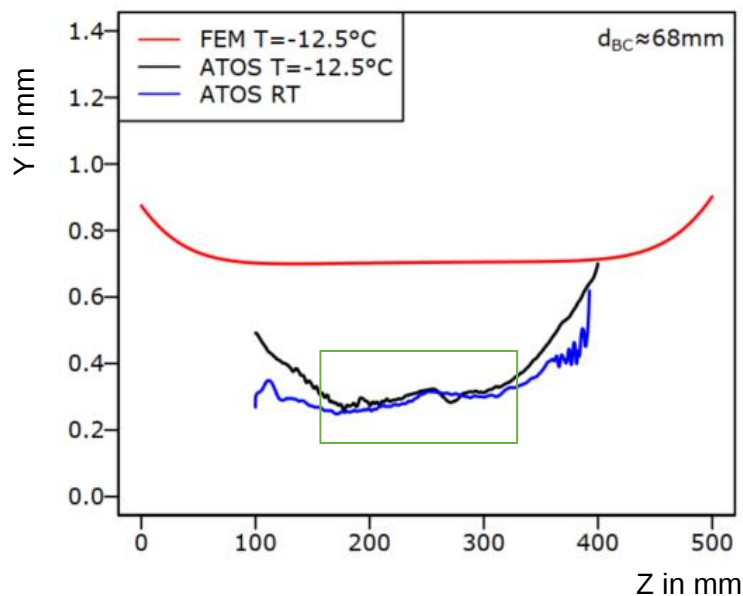


Abbildung 28: Korrelation zwischen Demonstrator mit Finite Elemente Methoden Modell

In einem parallelen Projekt wurde der Demonstrator mittels der Finite Elemente Methode berechnet. Aus diesem Projekt stammt der Höhenverlauf der roten Linie entlang der Y-Achse vor (rote Linie). Die Ergebnisse von Demonstrator und dem Finite Elemente Methoden Modell korrelieren miteinander. Das bestätigt die Annahme, dass nur der Innenteil des Demonstrators (grüner Rahmen) interessant ist, richtig ist.

Im Flugbetrieb sind nach der ICAO-Standardatmosphäre Temperaturen von bis zu $-56,5^{\circ}\text{C}$ zu erwarten. Aufgrund der begrenzten Kühlmöglichkeit war jedoch nur eine Messtemperatur und eine Auslegung der Spannungskompensation bei -10°C möglich. Folglich besteht eine Differenz zwischen der Vorspannungskompensation des Demonstrators, zu der eines echten Leitwerksflügels. Eine Auslegung auf diese Temperatur hätte jedoch lediglich eine größere Vorkrümmung und damit größere Vorspannung der Leading Edge zur Folge. Insofern wird das Messergebnis durch diese Differenz nicht beeinträchtigt.

Bei der Verklebung und der darauffolgenden Abkühlung von Leading Edge Skin und Leading Edge entstehen Spannungszustände, die nicht exakt vorausberechnet werden können. Diese

können aus Positionierungungenauigkeiten beim Kleben, Temperaturungenauigkeiten, Klebstoffungenauigkeiten und Herstellungsungenauigkeiten hervorgehen, die nicht von den Berechnungen der FEM erfasst werden können. Aufgrund dessen kann ein genereller Offset in der Vorspannungskompensation erzeugen werden.

Bei der Konstruktion wurde die Dicke des Klebebands, welches das Abdeckblech mit der Leading Edge Skin verklebt, vernachlässigt. Aufgrund dessen ist ein genereller Offset des Abdeckblechs entstanden, der die Messwerte zu Ungunsten der Funktionsfähigkeit beeinflusst. Mit einer Berücksichtigung der Klebstoffdicke würden die ermittelten Höhenprofile, sowie die Stufen (forward facings Steps) geringer ausfallen.

Aussagen über die Wiederholbarkeit und Wiederholgenauigkeits sowie Klebstoffversagen und Faserversagen kann der Versuch nicht treffen.

Eine grundsätzliche Möglichkeit der Funktionserfüllung ist jedoch mit dem einen erfolgreichen Versuch nachgewiesen.

7. Zusammenfassung

Diese Arbeit befasst sich mit dem Bau und der Untersuchung eines Demonstratormodells eines HLFC-Flügels. Damit wurde eine Methode zur Reduzierung des laminar-turbulenten Umschlags der Grenzschicht getestet. Für diese Methode wurden ungünstige Spalte, verursacht durch aufeinandertreffende Füge Teile mittels eines Abdeckblechs überdeckt, und deren Verformung bei -12°C untersucht.

Der Hauptteil der Arbeit befasst sich mit dem Bau des Versuchsmodells, sowie der experimentellen Untersuchung durch optische Messtechnik und der Analyse der ermittelten Ergebnisse.

Die zum Bau des Demonstrators benötigten Werkzeuge wurden gefräst. Mithilfe dieser Werkzeuge wurden die CFK-Komponenten gefertigt. Diese wurden warm bei 120°C mit der Titan-Leading Edge Skin verklebt. Die daraus entstehende Verformung bei kaltem Zustand wurde durch eine Krümmung der Leading Edge kompensiert.

Die Messergebnisse belegen eine prinzipielle Funktionstüchtigkeit der getesteten Methode. Das Abdeckblech besitzt entlang der Strömungsachse eine Welligkeit von 0,09 mm in der Höhe und 30 mm Länge. Die Stufe zwischen Leading Edge und Abdeckblech (forward facing Step) beträgt im ungünstigsten Fall 0,07 mm und liegt damit innerhalb des Grenzwerts von 0,5 mm. Kritisch ist der Wellenauslauf zwischen Abdeckblech und Upper-Cover, der um den Faktor 2,83 über dem Grenzwert liegt, jedoch keine Stufe (backward facing Step) darstellt.

Die Vorspannungskompensation wurde nachgewiesen.

Damit werden die getroffenen Vereinbarungen zur Reduzierung der laminar-turbulenten Transition eingehalten. Ebenso wird die vollständige Blechauflage sowie die hinreichend kleine Aufwerfung eines neuen Spalts aufgrund der vereinbarten Berechnungsmethode hinreichend belegt.

Wegen fertigungstechnischer Fehler besaß der Demonstrator eine geringere Breite als veranschlagt wurde. Aufgrund der Korrelation mit dem parallel durchgeführten Finite Elemente Methode-Modell können die Messergebnisse dennoch als aussagekräftig angesehen werden.

7.1 Ausblick auf Verbesserung

Tiefere Temperatur des Demonstrators:

Die technische Ausstattung des Versuchs ließ nur eine Messtemperatur von $-12,5^{\circ}\text{C}$ zu. Ebenso wurde die Vorspannungskompensation für -10°C ausgelegt. Im Flugbetrieb ist eine Betriebstemperatur von bis zu $-56,5^{\circ}\text{C}$ zu erwarten. Damit ist auch eine andere Vorspannungskompensation nötig, dessen Ausgleich der Demonstrator nicht dargestellt hat. Im Flugbetrieb ist zudem eine weitere Verformung aufgrund von Druckbelastung durch Auftriebs- und Strömungskräfte zu erwarten.

Für eine realitätsnahe Messung wird deswegen eine Messtemperatur von -55°C und Verformungsmessung anhand eines aerodynamischen Modells in einem Eiswindkanal vorgeschlagen.

Für eine Verringerung der Messunsicherheit, wird zudem die Messung der Kerntemperatur der Prepreg-Komponenten empfohlen.

Andere Konstruktion des Upper Covers

Eine konstruktive Verbesserungsmöglichkeit ist es dem Luftstrom einen aufsteigenden Absatz entgegenzusetzen, auf dem das Abdeckblech aufliegt. Diese Absätze sind strömungsgünstiger, da sie durch die Verengung des Luftstroms die Grenzschicht besser anlegen als absteigende Absätze. Erreichbar ist das durch eine Anhebung des Upper Covers.

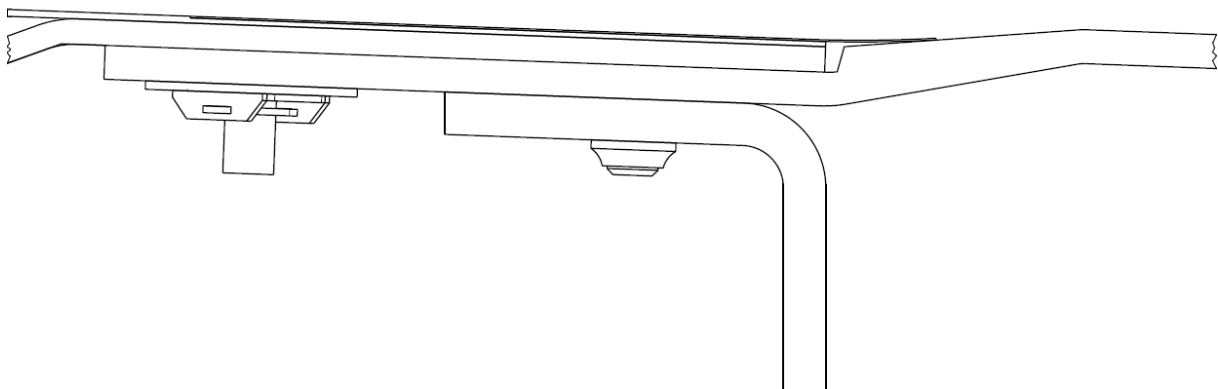


Abbildung 29: Verbesserungsmöglichkeit des Upper-Covers

Definierte Vorkrümmung des Abdeckblechs

In den Versuchen wurde die Vorkrümmung des Abdeckblechs heuristisch ermittelt und händisch eingebracht. Eine Verbesserung ist mit einer genau definierten Vorkrümmung des Abdeckblechs zu erwarten.

Untersuchung der Flatterneigung des Abdeckblechs

Das freie Ende des Abdeckblechs ist zur Reduzierung der Flatterneigung möglichst kurz gehalten. Ob dies im Flugbetrieb für das vollständige Verhindern der Flatterns ausreichend ist, sollte in einem weitergehenden Versuch überprüft werden. Insbesondere sollte dabei die Saug- und Druckwirkung des Luftstroms an der Ober- und Unterseite des Leitwerkflügels berücksichtigt werden.

Berücksichtigung der Klebstoffdicke

Das Abdeckblech wurde mit doppelseitigem Klebeband aufgeklebt dessen Höhe bei der Fräsung der Leading Edge nicht berücksichtigt wurde. Durch eine Berücksichtigung ließe sich die aufsteigende Stufe zwischen Leading Edge Skin und Abdeckblech verringern.

genauere Fertigungsmethoden

Der 0,1 mm tiefe Absatz zum Verkleben von Leading Edge und Abdeckblech wurde an einer NC Fräsmaschine mit einem HSS-E Fräser gefräst. So eine geringe Frästiefe ist ungünstig, da hierbei die Positioniergenauigkeit der Maschine relevant wird. Es wird deswegen empfohlen ein anderes Verfahren, wie z. B. Feinwalzen für die Einbringung des Absatzes zu wählen.

verschiedene Modelle mit verschiedenen Vorspannungskompensationen

Die Messergebnisse wurden nur anhand eines Modells ermittelt. Eine statistische Aussagekraft ist deswegen nicht vorhanden. Belegt ist nur die Funktionstüchtigkeit in diesem einen Fall. Zur Validierung der Ergebnisse können mehrere Demonstratoren, mit verschiedenen Vorspannungskompensationen gebaut werden.

8. Literaturverzeichnis

- Bschorer, S.: Technische Strömungslehre Lehr- und Übungsbuch, 11. Auflage, Wiesbaden: Springer Vieweg, (2018)
- Eder, F.: Arbeitsmethoden der Thermodynamik. Band II. Thermische und kalorische Stoffeigenschaften, Band 2, Berlin, Heidelberg: Springer Verlag, (1983)
- Ehrenstein, G.: Faserverbund-Kunststoffe Werkstoffe – Verarbeitung – Eigenschaften, 2. Auflage, München, Wien: Carl Hanser Verlag, München (2006)
- Deutscher Wetterdienst.: ICAO-Standardatmosphäre (ISA)
https://www.dwd.de/DE/service/lexikon/begriffe/S/Standardatmosphaere_pdf.pdf?__blob=publicationFile&v=3 – Zugriff: 12.05.2021
- Dorfer, S.: Auslegung und experimentelle Untersuchung eines Relaminisierungs – Testfalls. Zugriff am 24.11.2020 unter
<https://diglib.tugraz.at/download.php?id=576a85215067b&location=browse>
- Escher, U.: Thermische Ausdehnung.
<https://web.archive.org/web/20070610120146/http://www.physik.tu-dresden.de/praktikum/gpnp/Anleitungen/TA.pdf>; Zugriff – 15.09.2020
- Gross, R.; Marx, A.: Festkörperphysik, Berlin, Boston: Walter de Gruyter, (2018)
- Iyer, V.; Bertram, O.: Preliminary Design and System Considerations for an Active Hybrid Laminar Flow Control System, Braunschweig, (2019),
https://www.researchgate.net/figure/Comparison-of-NLF-LFC-and-HLFC-techniques-image-adapted-from-10_fig1_336203372<https://elib.dlr.de/136345/1/530039.pdf>,
Zugriff 18.12.2020
- Kittel, C.: Einführung in die Festkörperphysik, 11. Auflage, München: R. Oldenbourg Verlag GmbH, (1988)

-
- Kleineberg, M.: Fertigung von Composite HLFC Leading Edges, DLR-FA Wissenschaftstag (2015), online verfügbar unter https://www.dlr.de/fa/Portaldata/17/Resources/dokumente/wissenschaftstag/2015/Fertigung_von_Composite_HLFC_Leading_Edges_Kleineberg.pdf, Zugriff - 18.11.2020
 - Klimaschutzportal: <https://www.klimaschutz-portal.aero/verbrauch-senken/am-flugzeug/>, Zugriff – 16.01.2021
 - Korpitzki, K.; Herzog, P.: Einführung in die Festkörperphysik, 7. Auflage, Berlin: Springer Verlag GmbH, (2017)
 - Moser, K.: Faser-Kunststoff-Verbund. Entwurfs- und Berechnungsmethoden, Düsseldorf: VDI-Verlag GmbH, (1992)
 - Oertel Jr., H.: Prandtl - Führer durch die Strömungslehre, 14. Auflage, Wiesbaden: Springer Vieweg, (2017)
 - Wenger Engineering: Strömung berechnen, Grenzschicht, <https://www.stroemung-berechnen.de/grenzschicht/> Zugriff 31.12.2020
 - Welsch, N.; et al.: Materie. Erde, Wasser, Luft und Feuer, 1. Auflage, Berlin: Springer Verlag GmbH, (2017)