

Interner Bericht

DLR-IB-SY-BS-2025-45

Untersuchung der Robustheit eines laminarerhaltenden Trennstellenkonzeptes im Rotorteststand

Bachelorarbeit

Marco Krause

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Systemleichtbau



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Dokumenteigenschaften

Titel	<u>Untersuchung der Robustheit eines laminarerhaltenden Trennstellenkonzeptes im Rotorteststand</u>
Betreff	<u>Bachelorarbeit</u>
Institut	<u>Systemleichtbau</u>
Erstellt von	<u>Marco Krause</u>
Beteiligte	<u>Dr.-Ing. Martin Schollerer</u>
Geprüft von	<u>Prof. Dr.-Ing. Falk Klinge</u>
Freigabe von	<u>Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne</u>
Zugänglichkeit	<u>☒ Stufe 1: Allgemein zugänglich (in elib ohne Zugangsbeschränkung)</u>
	<u>☐ Stufe 2: DLR intern zugänglich (in elib mit Beschränkung „nur DLR-intern zugänglich“)</u>
Datum	<u>06.02.2025</u>
Version	<u>1.0</u>
Datei Info	<u>IB_2025_45_BA_Krause.pdf</u>

Kurzzusammenfassung

In dieser Bachelorarbeit wird die Robustheit eines Abdeckblechs bei Reynoldszahlen zwischen 76.000 und 1.057.000 auf einem Rotorteststand untersucht und qualitativ bewertet. Laminarerhaltende Flugzeugflügel besitzen Trennstellen, die eine laminar-turbulente Transition der Grenzschicht verursachen. Diese Trennstellen sollen mit einem Abdeckblech, dem sogenannten Coversheet, bedeckt werden, um die laminar-turbulente Transition zu verzögern.

Das 30 mm breite Coversheet wird mit 25 mm breitem, doppelseitigem Klebeband mit der Flügelaußenfläche verklebt. Mittels Unterdruck wird der 5 mm breite, unverklebt gelassene Überhang auf die Flügeloberfläche angesaugt. Das Verhalten und die Robustheit des Abdeckblechs wird bei den Grenzzuständen, d. h. maximaler und minimaler Anstellwinkel (10° und -5°) sowie das Verhalten bei einem simulierten Ausfall der Ansaugung ist Gegenstand der Untersuchung.

Der Schwerpunkt dieser Arbeit liegt dabei in der Konzeptionierung und Integration einer nötigen Unterdruckversorgung, Präparation des Rotorteststands, Adaption und Integration des zu testenden Flügels mit dem genannten Abdeckkonzept sowie die Durchführung der Versuche.

Mit dieser Arbeit soll der Nachweis erbracht werden, dass diese Methode bei Drehzahlen von bis zu 7,5 Hz und Reynoldszahlen zwischen 76.000 und 1.057.000 grundsätzlich funktionstüchtig ist und keine Vibrationen und keine Neigung zum Flattern auftritt. Zusätzlich wird der vorangegangene Fertigungsablauf dokumentiert.

Abstract

This bachelor thesis investigates and qualitatively evaluates the robustness of a cover sheet at Reynolds numbers between 76,000 to 1.057,000 using a rotor test stand. Laminar-preserving aircraft wings typically feature junctions that induce laminar-to-turbulent transition within the boundary layer. These junctions shall be covered with a cover sheet to delay this transition.

The cover sheet is adhered to the wings surface. The loose end of the cover sheet will be sucked via suction to the surface. The study focuses on the behaviour and robustness of the cover sheet under most critical conditions, namely maximum and minimum angles of attack as well as a simulated suction failure.

The emphasis of this thesis includes the design and integration of the necessary vacuum supply, preparation of the rotor test stand, adaptation and integration of the wing equipped with the proposed cover sheet concept, and the execution of experimental trials.

The goal is to demonstrate the functionality of this method at rotational speeds of up to 7.5 Hz and Reynolds numbers between 76,000 to 1.057,000. The investigation aims to confirm the absence of vibrations and flutter tendencies. Furthermore, the preceding manufacturing process is documented.

Inhaltsverzeichnis

Kurzzusammenfassung	I
Abstract	II
Tabellenverzeichnis	V
1. Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Problemstellung	2
1.3 Ziel der Bachelorarbeit	4
2. Theoretische Grundlagen	5
2.1 Grenzschichtentwicklung	5
2.1.1 Laminarerhaltung	8
2.1.2 Aerodynamischer Auftrieb	9
2.2 Hubschraubertechnik	10
2.2.1 Flugzustände	10
2.3 Kleben in der Technik und Luftfahrt	11
3. Technischer Stand	13
3.1 bestehende Konzepte der Laminarerhaltung	13
4. Versuchsvorbereitung	16
4.1 Voruntersuchung der Klebstoffzugfestigkeit & Sicherheit der Venturidüse	16
4.2 Venturidüse und Venturidüsenhalterung	19
4.1.2 Nachweis der Sicherheit der Venturidüsenhalterung	21
4.3 Fertigung der Kamerahalterung	22
4.4 Verbindung stehender und rotierender Teil des Rotorstands	23
4.5 Fertigung des Upper-Inner Covers	25
4.6 Präparation des Teststands	26
5. Versuchsaufbau	30
5.1 Aufbau Rotorstand	30
5.2 Aufbau Flügel	31
5.3 Reynoldszahlbestimmung	33
6. Versuchsdurchführung und Ergebnisse	35
6.1 Prüfmethoden	37
6.2 Ergebnisse	38
6.3 Auswertung	43
7. Diskussion	44

8. Zusammenfassung	48
9. Literaturverzeichnis	49
Anhang.....	I
A Technische Zeichnungen.....	I
B Produktdatenblatt Venturidüse	V
C Produktdatenblatt Klebeband	VIII

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Prinzipskizze des Flügels und des Coversheets (vergrößerte Darstellung)	3
Abbildung 2: Sinnbildliche Darstellung der Geschwindigkeit der Strömungsteilchen.....	6
Abbildung 3: Grenzschichtentwicklung an einer ebenen Platte.....	7
Abbildung 4: Transitionsprozess in einer Plattengrenzschicht, Draufsicht	7
Abbildung 5: Zugprobe, gelb: Klebefläche	17
Abbildung 6: Venturidüse und Venturidüsenhalterung	20
Abbildung 7: Kamerahalterung	23
Abbildung 8: Adapterflansch mit Drehdurchführung und Kupplungsdose	24
Abbildung 9: Konstruktion zur Verdrehsicherung, Drehdurchführung, L-Winkel.....	25
Abbildung 10: Ø1,3 mm Bohrung um Coversheet anzusaugen	26
Abbildung 11: Leitungen und Steckanschluss	27
Abbildung 12: Biegung des Coversheets.....	28
Abbildung 13: Wellen im Coversheet.....	29
Abbildung 14: größte Welle im Coversheet, Detailansicht	29
Abbildung 15: Aufbau Rotorstand.....	30
Abbildung 16: Rotorkopf mit Flügel.....	31
Abbildung 17: Aufbau Flügel	32
Abbildung 18: Profilskizze ONERA OA213.....	32
Abbildung 19: Coversheet und Upper-Inner Cover am Ende der Prüfreihe 1.....	41
Abbildung 20: Upper-Inner Cover und Coversheet nach Beendigung der Versuche links.....	41
Abbildung 21: Upper-Inner Cover und Coversheet nach Beendigung der Versuche Mitte	42
Abbildung 22: Upper-Inner Cover und Coversheet nach Beendigung der Versuche rechts ..	42

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Ergebnis der fünf Zugprüfungen.....	18
Tabelle 2: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei 10° Anstellwinkel und 168 hPa.....	38
Tabelle 3: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei 10° Anstellwinkel und 500 hPa.....	38
Tabelle 4: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei 10° Anstellwinkel und 1016,2 hPa.....	39
Tabelle 5: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei -5° Anstellwinkel und 168 hPa.....	39
Tabelle 6: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei -5° Anstellwinkel und 1016,2 hPa.....	40

Abkürzungsverzeichnis

DIC	-	Digital Image Correlation
IPCT	-	Image Pattern Correlation Technique

Symbolverzeichnis

A	=	Querschnitt [m ²]
A_{Kleb}	=	Klebefläche [m ²]
D	=	Kerndurchmesser [mm ²]
Γ	=	Anfahrwirbel
$-\Gamma$	=	gebundener Wirbel
F	=	Kraft [N]
$F_{k, spez}$	=	spezifische Klebkraft [N/m ²]
$F_{Zentripetal}$	=	Zentripetalkraft [N]
$F_{Zentrifugal}$	=	Zentrifugalkraft [N]
f	=	Frequenz [Hz]
δ	=	Grenzschichtdicke [m]
m	=	Masse [kg]
n	=	Drehzahl [1/min]
n_{zul}	=	zulässige Drehzahl [1/min]
P	=	Druck [Pa]
r	=	Radius [m]
Re	=	Reynoldszahl



R_e	=	Streckgrenze [N/mm ²]
ρ	=	Dichte [kg/m ³]
τ_{aF}	=	Scherfließgrenze [N/mm ²]
u	=	Geschwindigkeit der gebremsten Teilchen in Strömungsrichtung
U_∞	=	Anströmgeschwindigkeit [m/s]
V	=	Volumen [m ³]
ν	=	kinematische Viskosität [m ² /s]
v	=	Bahngeschwindigkeit [m/s]
ω	=	Winkelgeschwindigkeit [1/s]
w_∞	=	Geschwindigkeitsgradient Außenströmung [m/s]
x	=	Laufänge der Strömung [m]
x_u	=	Laufänge bis zum Umschlag [m]

1. Einleitung

1.1 Motivation

Aufgrund der Zielsetzungen des sogenannten European Green Deals zur Emissionsneutralität ist der Luftverkehr mit deutlichen Anforderungen zu Einsparungen des Energiebedarfs konfrontiert.

Es gibt drei grundsätzliche Möglichkeiten, um eine Energieeinsparung bei Fluggeräten zu erreichen:

- Effizienzsteigerung des Antriebs
- Steigerung der aerodynamischen Effizienz
- Reduktion des Flugzeuggewichts.

Eine Möglichkeit zur Steigerung der aerodynamischen Effizienz besteht darin, mit laminaren Oberflächen den Widerstand im Flug zu reduzieren. Durch Laminarerhaltung lässt sich der Reibungswiderstand auf der Flügeloberseite schätzungsweise um bis zu 8% reduzieren. Strukturen so zu gestalten, dass die Strömung möglichst lange laminar anliegt, hat daher unmittelbaren Einfluss auf die Energieeffizienz eines Flugzeugs. Durch geeignete Formgebung der Struktur, insbesondere durch Vermeidung von Spalten oder Unstetigkeiten an Fügekanten, kann die natürliche Laminarhaltung wesentlich unterstützt werden (Wiedemann 2022, S.29).

Ein Projekt, welches sich mit dem Potential der Laminarhaltung befasst, ist das DLR-Projekt „Laminar Tailored Aircraft“ (LamTa). In diesem Projekt wird unter Berücksichtigung des derzeitigen Stands der Technik das maximale Potential der Laminarhaltung zur Senkung des Energiebedarfs im Flug anhand eines bereits zu Beginn der Entwurfskette auf Laminarhaltung ausgelegten Langstreckenflugzeugs ermittelt.

Entwurfs- und Fertigungsverfahren sollen im Hinblick auf die speziellen Herausforderungen der Laminarhaltung, wie der Vermeidung von Oberflächenstörungen und der Integration von Absaugsystemen, weiterentwickelt werden. Dies ermöglicht den Entwurf eines speziell auf Laminartechnologien zugeschnittenen („laminar tailored“) Langstreckenverkehrsflugzeugs (DLR, Projekt-Archiv LamTa).

1.2 Problemstellung

Die Laminarerhaltung steht dabei jedoch vor folgendem Problem. Große Leitwerksflügel bestehen aus mehreren Bauteilen u. A. der Flügelvorderkante (engl. Leading Edge), der Leitwerkbox und dem Holm. Diese werden miteinander vernietet oder miteinander verschraubt. Beim Übergang von Leading Edge und Leitwerkbox entstehen Störungen im Luftstrom, welche durch einen Spalt beim Aufeinandertreffen der beiden Körperkanten und durch offen liegende Schraubköpfe verursacht werden. Diese verursachen einen laminar-turbulenten Umschlag der Grenzschicht und damit eine Verringerung der aerodynamischen Effizienz des Flügels.

In vorangegangenen Überlegungen wurde ein Konzept zur Vermeidung dieser Störungen erstellt. Dieses sieht vor den Übergang mit einem Blech aus Edelstahl, dem sog. Coversheet, zu bedecken, ohne dabei einen neuen Spalt zu erzeugen. Dieses Blech besitzt eine Breite von 30 mm und wird mittels eines 25 mm breiten, doppelseitigen Klebebands mit der Oberfläche des Flügels verklebt. Die restlichen 5 mm des Blechs werden nicht verklebt. Dieser 5 mm breite, lose Überhang wird mit Unterdruck an den Flügel angesaugt. Dieser dient dazu, einen flexiblen, aerodynamisch glatten Übergang zu schaffen, der in der Lage ist sich der Flügelkontur anzupassen. Zudem wird der lose Überhang leicht vorgekrümmt, damit er mit einer geringen Vorspannung auf dem Flügel aufliegt.

Problematisch dabei ist, dass auf der Oberseite eines umströmten Flügels ein Unterdruck herrscht. In diesem Unterdruckgebiet liegt das Coversheet und der lose, unverklebte Blechüberhang. Damit entsteht eine Kraft, die dem Unterdruck aus der Ansaugung entgegenwirkt und den Überhang nach oben zieht (siehe Abbildung 1). Dies ist dann gegeben, wenn die Kraft aus dem Unterdruck der Strömung größer ist als die Kraft des Unterdrucks aus der Ansaugung. Damit könnte der Blechüberhang die Tendenz zum Abheben von der Flügeloberfläche besitzen. Zudem könnte die Neigung zum Flattern bzw. zum Vibrieren entstehen. Die Funktion des Abdeckblechs ist damit nicht mehr gegeben. Überdies ist zum Zeitpunkt dieser Arbeit nicht auszuschließen, dass die Klebverbindung des Coversheets versagt und somit das Blech vom Flügel abreißt.

$$P_2 < P_1$$

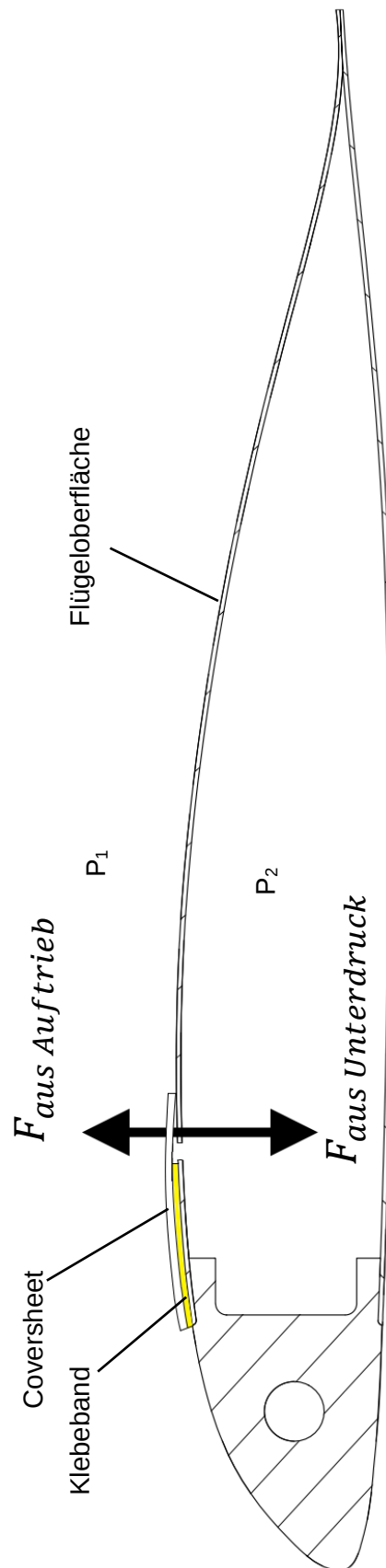


Abbildung 1: Prinzipskizze des Flügels und des
Coversheets (vergrößerte Darstellung)

1.3 Ziel der Bachelorarbeit

Das Ziel dieser Bachelorarbeit ist es, die Robustheit und das Verhalten des Coversheets bei verschiedenen Drehzahlen und Anstellwinkeln (10° und -5°) bei verschiedenen Unterdrücken hinsichtlich des zuvor beschriebenen Verhaltens zu untersuchen. Hierfür wird der Rotorteststand des DLR Braunschweig genutzt.

Für den Versuch ist ein Konzept für eine Unterdruckversorgung zu erstellen. Die dafür benötigten Komponenten sind zu fertigen und in den Rotorflügel zu integrieren. Zudem sind Schraubenfestigkeits- und Klebstoffsicherheitsnachweise für die adaptierten Komponenten zu leisten, die die Sicherheit des Versuchs belegen, da relevante Zentrifugalkräfte erwartet werden.

Die Untersuchung des Coversheetverhaltens soll mittels Sicht- und Hörprüfung erfolgen. Eine Untersuchung der Strömung an sich, sowie eine konkrete Untersuchung der Blechverformung (z. B. mit der Digital Image Correlation oder Image Pattern Correlation Technique) sind in dieser Arbeit nicht vorgesehen.

Mit den gewonnenen Erkenntnissen sollen Aussagen zur Betriebssicherheit und Robustheit des untersuchten Konzepts für zukünftige Forschungsarbeiten getroffen werden.

2. Theoretische Grundlagen

2.1 Grenzschichtentwicklung

Für ein Flugzeug mit laminar-erhaltenden Oberflächen spielt die Grenzschichtentwicklung eine elementare Rolle.

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

- Alle Gase und Flüssigkeiten haben eine Zähigkeit (Oertel 2017, Seite 119).
- Haben zwei benachbarte Strömungsteilchen eine Relativgeschwindigkeit zueinander bewirkt die Zähigkeit eine Reibung (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 verlieren sie ihre Geschwindigkeit. Dies ist die sog. Haftbedingung. Gleichzeitig diffundieren Moleküle aus den Tälern in die freie Strömung zurück und müssen dabei von den Teilchen des Luftstroms wieder beschleunigt werden. Die Teilchen des Luftstroms werden dadurch verlangsamt. Durch Reibung zwischen den Teilchen setzt sich diese Verlangsamung in höhere Luftschichten (über dem umströmten Körper) fort (Bschorer 2018, S. 153).

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 (Bschorer 2018, S. 192). Abbildung 2 stellt diesen Zusammenhang sinnbildlich dar.



Es gilt:

$$u = 0,99 * U_{\infty} \quad (2.1)$$

u = Geschwindigkeit der gebremsten Teilchen in Strömungsrichtung

U_{∞} = Anströmgeschwindigkeit

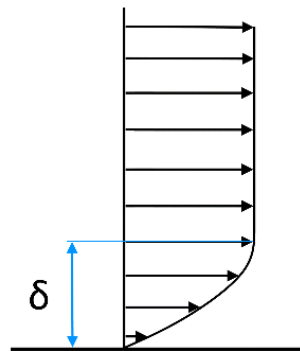


Abbildung 2: Sinnbildliche Darstellung der Geschwindigkeit der Strömungsteilchen

Transition 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 besitzen, sondern auch Querbewegungen zur eigentlichen Strömungsrichtung ausführen (Schlichting 2006, S. 413). Die turbulente Grenzschicht ist zudem instationär. Ein Luftteilchen, welches um einen umströmten Körper strömt, würde z. B. entlang der blauen Kurve strömen (siehe Abbildung 3).

Die Transition ist ein Stabilitätsproblem (Oertel 2017, S. 131). Sie entsteht bei hinreichend hohen Reynolds-Zahlen durch Einwirkungen wie z. B. Rauheit, Kanten oder Spalte in der Wand, aber auch durch Freistromturbulenzen in der Anströmung (siehe Abbildung 4). 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 Tollmien-Schlichting-Wellen genannt. Bei kleinen Reynolds-Zahlen ist die dämpfende Wirkung der Viskosität groß genug, um Störungen wieder abklingen zu lassen. Erst bei entsprechend großen Reynolds-Zahlen reicht die Dämpfung nicht mehr aus, so dass die Störungen angefacht werden und schließlich den Übergang in die turbulente Strömungsform einleiten.

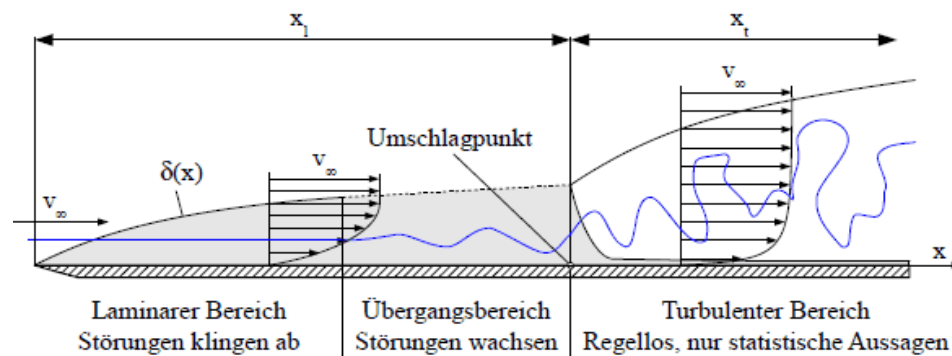


Abbildung 3: Grenzschichtentwicklung an einer ebenen Platte (Wenger Engineering)

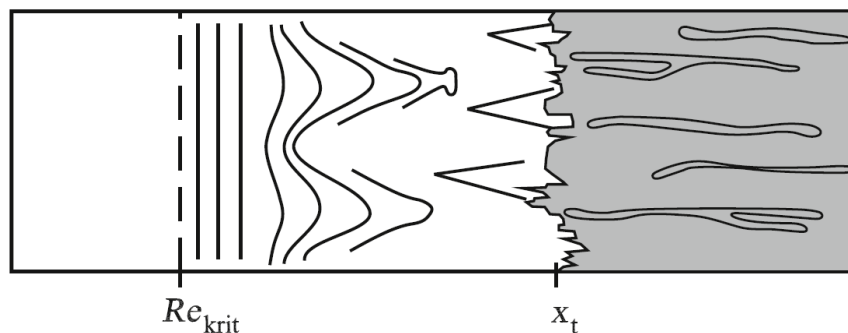


Abbildung 4: Transitionsprozess in einer Plattengrenzschicht, Draufsicht (Oertel 2017, S. 356)

Bschorer (2018 S. 269) schreibt „Glatte Oberflächen sollten möglichst wenig durch Fugen, Absätze, Vorsprünge quer zu den wandnahen Stromlinien unterbrochen werden. Die Grenzschicht setzt nämlich nach solchen Absätzen immer wieder neu an.“

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 (Bschorer 2018 S. 191):

$$Re_{krit} = \frac{w_\infty \cdot x_u}{\nu} \quad (2.2)$$

w_∞ = Geschwindigkeitsgradient Außenströmung [m/s]

x_u = Lauflänge bis zum Umschlag [m]

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

Wie in Abbildung 3 zu sehen ist, steigt die Grenzschichtdicke während der Transition sprunghaft an. Durch die Grenzschicht wird die effektiv im Wind stehende Fläche vergrößert. Man spricht hierbei auch von der Verdrängungsdicke. Sie bewirkt damit eine Luftwiderstandserhöhung eines umströmten Körpers (Bschorer 2018 S. 192). Die Transition ist deswegen ein unerwünschter Prozess.

2.1.1 Laminarerhaltung

Unter dem Begriff Laminarerhaltung versteht man die Beibehaltung einer laminaren Grenzschicht über möglichst weite Wegstrecken.

Laminarerhaltung kann über drei Prinzipien beibehalten werden:

- **Natürliche Laminarerhaltung**

Laminarerhaltung durch Laminarprofile

- **Grenzschichtabsaugung**

Teile der Grenzschicht, die turbulent werden können, werden abgesaugt

- **Grenzschichtausblasung**

Durch Lufteinblasung wird Energie in energiearme Teile der Grenzschicht eingebracht (Klinge, 2021).

Die Hybrid Laminar Flow Technology (auch Hybrid Laminar Flow Control) stellt eine Kombination aus aktiver Strömungskontrolle und speziellen Laminarprofilen dar.

Dabei wird der Teil der Grenzschicht durch eine perforierte Flügeloberfläche im Bereich der Leading Edge abgesaugt, der zur laminar-turbulenten Transition führen kann. Für eine vollständige Laminarerhaltung müsste die Grenzschicht über das komplette Flügelprofil abgesaugt werden. Das ist jedoch aufgrund der dadurch entstehenden Masse des Systems unwirtschaftlich (M. Schollerer, persönliche Kommunikation, 16.12.2024). Daher wird die Grenzschicht nur zu Beginn des Flügels abgesaugt und man versucht durch aerodynamisch glatte Flächen die Grenzschicht möglichst lange laminar zu halten.

2.1.2 Aerodynamischer Auftrieb

Wie in Kapitel 1.2 beschrieben wurde, resultiert die Belastung des Coversheets aus dem Unterdruck, der sich oberseitig des Flügels befindet. Wie dieser Unterdruck entsteht, soll hier erläutert werden.

Beim Anfahren eines Flügels entsteht durch die scharfe Flügelhinterkante ein sog. Anfahrwirbel ($-\Gamma$). Dieser entsteht durch den Ablöseprozess an der Flügeloberseite. Gemäß Helmholtz'scher Theorie bleibt innerhalb eines geschlossenen Systems die Wirbelstärke gleich. Deswegen bildet sich um den Flügel ein gebundener Wirbel (Γ) mit gleichem Betrag wie ($-\Gamma$), jedoch in entgegengesetzter Drehrichtung. Dadurch entsteht eine Zirkulation um den Flügel (Oertel 2017, S. 233).

Die Zirkulation um den Flügel wird anschließend von der anströmenden Luft überlagert. Auf der Flügeloberseite addieren sich die Geschwindigkeiten aus der Zirkulation und der Strömung ($v_\infty + \Gamma$) wohingegen sie sich auf der Unterseite subtrahieren ($v_\infty - \Gamma$, Klinge 2021).

Aufgrund der höheren Geschwindigkeit an der Flügeloberseite entsteht dort ein Unterdruck. Durch die niedrige Geschwindigkeit an der Flügelunterseite entsteht ein Überdruck (Bschorer 2018, S. 294).

Die Luftströmung wird durch den gebundenen Wirbel auch noch an der Flügelvorder- und Flügelhinterkante beeinflusst. An der Vorderkante wird sie nach oben abgelenkt, während sie an der Hinterkante nach unten abgelenkt wird. Durch die Ablenkung entsteht ein abwärtsgerichteter Massestrom. Der daraus resultierende Impuls bewirkt gemäß des Prinzips Actio ist gleich Reactio einen entgegengerichteten Impuls auf den Flügel (Klinge 2021).

2.2 Hubschraubertechnik

Der Versuch auf dem Rotorteststand entspricht der Charakteristik eines Drehflüglers. Die Technik und die Flugzustände unterscheiden sich von denen eines Verkehrsflugzeuges.

Unter einem Hubschrauber versteht man einen Drehflügler, auch mit mehreren Rotoren, die Auftrieb und Vortrieb erzeugen, indem eine Blattwurzelverstellung mittels Taumelscheibe oder anderer Konstruktionen erfolgt. [...] Das Drehmoment und die Steuerung um die Gierachse erfolgt bei einem einrotorigen Hubschrauber entweder durch einen Heckrotor oder durch Ausnutzung der Reaktionskraft eines ausgeblasenen Strahls. Der Hubschrauber kann in alle Richtungen fliegen und auch schweben (Van der Wall 2020, S.81).

Generell besteht ein Hubschrauber oder Drehflügler aus einem Rotor mit großem Durchmesser, der eine relativ niedrige Flächenbelastung aufweist ($95\text{--}470\text{ N/m}^2$). Der Rotor besteht aus zwei bis vier, manchmal bis sieben oder sogar mehr Blättern [...]. Die Rotorblätter haben eine recht große Streckung (typischer Wert: 20) und besitzen heutzutage eine über den Radius variierende Profilierung und Geometrie (Van der Wall 2020, S.72).

Aufgrund der prinzipiell instationären aerodynamischen Kräfte und Momente wird ein Rotorblatt wegen seiner elastischen Eigenschaften mit ebenso instationären Schwingungen reagieren (Van der Wall 2020, S.73).

2.2.1 Flugzustände

Die Flugzustände werden gemäß Van der Wall (2020, S. 99) definiert in stationäre, d. h. unbeschleunigte, und instationäre, d. h. beschleunigte, Zustände. Stationäre Flugzustände beinhalten den Schwebeflug, Horizontalflug inkl. Kurvenflug sowie den axialen Steig- und Sinkflug. Instationäre Flugfälle umfassen alle transienten Manöver.

Der in dieser Arbeit vorliegende Versuchsaufbau behandelt somit einen stationären Flugzustand, da keine Veränderung des Anstellwinkels während der Versuchsdauer vorliegt.

„In jedem Flugzustand wird der Hubschrauber durch den Schub des Rotors getragen, welcher auf Beschleunigung von Luftmassen in entgegengesetzter Richtung basiert.“ (Van der Wall 2020, S. 99)

Aufgrund der Drehflüglercharakteristik des Versuchs ergeben sich entlang der Flügellänge verschiedene Reynoldszahlen und damit andere Strömungsverhältnisse als in einem Windkanal. Da dieser Versuch jedoch die Robustheit des Coversheets untersuchen soll, wird dieser Umstand akzeptiert.

2.3 Kleben in der Technik und Luftfahrt

Beim Kleben handelt es sich um ein stoffschlüssiges Fügeverfahren, bei dem Bauteile durch Adhäsion und Kohäsion verbunden werden (Habenicht 2012, S. 1.). Die Adhäsion bildet dabei die Oberflächenhaftung ab. Die Kohäsion ist die innere Festigkeit des Klebstoffs.

Im Luftfahrzeugbau wird das Kleben u. A. bei sog. „primary structures“ eingesetzt. Dies sind z. B. Außenblechversteifungen durch Stringer, Primärstrukturen für Rumpf, Zelle und Flügel, sowie Blechpaketklebungen (Habenicht, S. 742, 2012). Schürmann (2007, S. 571) sagt zudem „Klebungen [...] sind leichtbautypisch, da sie sich besonders zur Verbindung von dünnwandigen, flächigen Strukturelementen eignen, die im Leichtbau dominieren.“

Laut Habenicht (2012, S. 2) besteht durch das Kleben „die Möglichkeit, sehr verschiedenartige Materialien unter Beibehaltung ihrer spezifischen Merkmale mit sich selbst oder mit anderen Werkstoffen zu verbinden. Im letzteren Fall gelingt es somit, die unterschiedlichen vorteilhaften Eigenschaften für [...] Verbundbauweisen zu nutzen.“

Weiterhin fügt Habenicht (2012, S. 2) an „Das Kleben als Fügeverfahren ermöglicht Verbindungen aus sehr dünnen ($< 500 \mu\text{m}$) Werkstoffen herzustellen. Diese Verfahrensweise ist insbesondere für die Fertigung von Leichtbaukonstruktionen und der damit verbundenen Gewichtsersparnis (u. a. im Luft- und Raumfahrzeugbau) von großer Bedeutung.“

Da beim Kleben die jeweiligen Bauteile an sich verklebt werden, werden tragende Querschnitte nicht durch Bohrungen geschwächt. Eine daraus resultierende Kerbwirkung entfällt. Somit verfügen Klebverbindungen aufgrund der gleichmäßigeren Spannungsverteilung in den Fügeteilen über eine höhere Anrissfestigkeit (Schürmann 2007, S. 570). Zudem werden Fügeteile nicht mit hohen, lokalen Temperaturen beaufschlagt, womit keine thermischen Eigenspannungen, Wärmeverzug und Gefügeänderungen zu befürchten sind (Schürmann 2007, S. 569).

„Bei vielen Anwendungen im konstruktiven Bereich, insbesondere im Flugzeugbau [...] gilt als Voraussetzung der Einsatz der Leichtbauweise. Dieses Prinzip ermöglicht durch ein günstiges Verhältnis von Werkstofffestigkeit [sic], spezifischem Gewicht und geometrischer Gestaltung eine optimale Ausnutzung der statischen und dynamischen Festigkeitseigenschaften der Werkstoffe. Durch das Kleben wird bei diesen Verbundsystemen eine erhöhte Steifigkeit und eine gleichmäßigere Belastbarkeit erreicht“ Habenicht (2009, S. 357).

Schürmann (2007, S. 571) hingegen führt an „Zwar ist eine Klebung leichtbautypisch, nicht jedoch leichtbaugerecht. Aufgrund der notwendigen Werkstoffdoppelung entstehen erhebliche Zusatzgewichte und Werkstoff-Mehrkosten.“

Kritisch zu sehen sind Klebungen bei Quer-Zugbeanspruchung und insbesondere bei sog. Schälbeanspruchungen, d.h. lokal an den Klebrändern angreifende Quer-Zugspannungen. Diese führen zu einer sehr hohen Zugspannungsspitze, weswegen die Festigkeit bei einer solchen Belastungsart gering ausfällt (Schürmann 2007, S. 570).

Gefährdend für Klebungen sind weiterhin hohe und niedrige Temperaturen. Die Wärmebeständigkeit von Klebschichten ist begrenzt. Je nach Klebstoffgrundstoff liegen die Temperaturen für eine Dauerbeanspruchung im Bereich zwischen ca. 120 – 300 °C. Ebenso wirken sich Umwelteinflüsse wie Feuchtigkeit schädigend auf die Festigkeit der Klebegrenzschichten zu den Fügeteilen aus (Habenicht 2012, S. 2).

„Die Widerstandsfähigkeit gegenüber Feuchtigkeit und klimatischen Einflüssen ist bei Metallklebungen neben der Klebstoffauswahl in ganz entscheidendem Maße durch die Art der Oberflächenvorbehandlung, insbesondere auch in den der Klebfläche benachbarten Bereichen, zu beeinflussen [...]“ (Habenicht 2012, S. 93).

3. Technischer Stand

Auch wenn das Konzept der hybriden Laminarerhaltung bereits bekannt ist, konnte sich diese Technologie bisher kaum in Serienanwendungen etablieren. Hauptgrund dafür sind neben der hohen Systemkomplexität besonders die sehr hohen Fertigungskosten und das unklare Verhalten der Absaugnasen bei Dauerbenutzung (DLR Video: Hybrid Laminar Flow Technology (o.J.)).

Dennoch ist die Laminarerhaltung Gegenstand vieler Forschungsarbeiten. Welche Ansätze bereits existieren, wird hier anhand einiger Beispiele vorgestellt.

3.1 bestehende Konzepte der Laminarerhaltung

TSSD - Tailored Skin Single Duct Concept

Das TSSD - Projekt untersucht, wie sich die Absaugung an der Leading Edge unter dem Aspekt der Fertigbarkeit, Fertigungskomplexität und Reparierbarkeit verbessern lässt.

Der aktuelle Stand der Technik für HLFC-Saugverkleidungen sieht eine interne Kammerung der Leading Edge vor, um die profilbezogene Saugverteilung an der Außenhaut zu gewährleisten. Dies führt zu einer Vielzahl von Einschränkungen zwischen aerodynamischem Design und der Fertigung.

Das TSSD-Konzept vereinfacht dieses Layout, indem die internen Kammern weggelassen werden. Zudem wird die Außenhaut der Leading Edge mit einer mehrschichtigen, mikroperforierten Oberfläche versehen, mit der die Grenzschicht abgesaugt wird. Das TSSD sorgt mit dieser Außenhaut für eine intrinsische Druckabfallverteilung, welche eine homogene Kontrolle der Grenzschicht gewährleistet. Durch den Einsatz dieser Außenhaut ist lediglich ein interner Sammelkanal mit einem festen Plenumsdruck für die Grenzschichtabsaugung erforderlich.

Durch diesen Ansatz konnte das Design der HLFC-Vorderkante hinsichtlich struktureller Anforderungen (z. B. die Vogelschlagfestigkeit und geringerer Gewichtszuschlag verglichen mit nicht-HLFC-Vorderkanten) optimiert werden. Auch die Herstellung einer gleichmäßigen Perforation konnte vereinfacht und kostengünstiger werden. Aufgrund des Wegfalls der

einzelnen Kammern ist es möglich eine vollständig demontierbare Vorderkantenkonstruktion zu schaffen. Dies erleichtert sowohl die Reinigung als auch den Austausch und die Reparatur (Horn 2017, S. 1, DLR Projekt-Archiv Nacor).

Das TSSD-Konzept hat jedoch nicht zum Ziel, nach der Absaugung eine möglichst glatte, störungsfreie Kontur zu schaffen.

AFloNext - Active Flow Loads & Noise control on next generation Wing

Im Rahmen des EU Projekts AFloNext wird im Windkanal des DLR Köln eine Methode der Grenzschichtausblasung untersucht. An der Flügelvorderkante eines 3D-Flügelmodells wird in Gondelnähe über sechs Doppelschlitze Luft gepulst auf der Flügeloberfläche ausgestoßen. Dies erzeugt kleine Wirbel, welche sich mit der Luftströmung vermischen und damit Energie in energiearme Bereiche bringen.

Dieses Projekt konnte nachweisen, dass „lokale Ablösungen am Triebwerk-Flügel-Übergang bei realen Flugbedingungen durch das periodische Ausblasen von Druckluft unterdrückt werden können“. Dadurch nimmt der Auftrieb zu, während sich hingegen der Luftwiderstand verringert (Buchwald 2019, S.17).

ECHO Projekt - Evaluation of a Certified HLFC Elevator Operation

Im Rahmen des Projekts ECHO (Evaluation of a Certified HLFC Elevator Operation) wurde das Konzept, Spalte mit einem Coversheet zu bedecken, hinsichtlich seiner Funktionstüchtigkeit bei Kälteverzug getestet. Hierbei wurde ein vorspannungskompensierter Demonstrator mit einem aufgeklebten Coversheet auf ca. - 12 °C herunter gekühlt und dessen Verformung mittels optischer Messtechnik untersucht. Diese Arbeit belegt das eine vollständige Blechauflage des Coversheets unter Kälteverzug möglich ist (Krause 2021).

Diese Arbeit nutzt ebenfalls ein Coversheet, welches nicht über die volle Breite mit dem Flügel verklebt wird, sondern einen losen, unverklebten Überhang besitzt.

HLFC-WIN

Eine weitere Untersuchung wurde im Rahmen des Projekts HLFC-WIN gemacht.

Bei dieser Arbeit wurden zwei Demonstratoren mit laminar-erhaltender Trennstelle hinsichtlich ihrer Druckdichtigkeit und Wassereindringung bei mechanischer und klimatischer Belastung untersucht. Dafür wurde ein 500 mm und ein 2000 mm breiter Demonstrator gebaut. Auch hierbei wird ein Coversheet von 30 mm Breite verwendet, welches mit 25 mm breitem Klebeband verklebt wird und am anderen Ende lose auf der Oberfläche aufliegt.

Mit dem 500 mm breitem Demonstrator wird das Abdichtungspotential des Coversheets gegen das Eindringen von Wasser untersucht. Dafür wird der Demonstrator in einem Eiswindkanal bei einer Temperatur von bis zu - 15 °C platziert und einem Wassernebel bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 30 m/s ausgesetzt.

Die Ergebnisse dieser Arbeit zeigen, dass durch den Unterdruck der lose Überhang des Coversheets grundsätzlich angesaugt werden kann. Zugleich zeigen sie jedoch auch, dass ein Eindringen von Wasser in geringen Mengen möglich ist (Hinz 2023, S. 59). Ein negativer Einfluss durch Vereisung auf die Dichtigkeit der Trennstelle wurde nicht festgestellt (Hinz 2023, S. 46).

Mit dem 2000 mm breitem Demonstrator wurde ein Vier-Punkt Biegeversuch durchgeführt, um die Verformung eines Flügels, die aus den Auftriebskräften resultieren, zu simulieren. Hierbei zeigten sich Verformungen und Beulen. Die Abdichtung des Coversheets und der Trennstelle war jedoch weiterhin gegeben (Hinz 2023, S. 62).

4. Versuchsvorbereitung

4.1 Voruntersuchung der Klebstoffzugfestigkeit & Sicherheit der Venturidüse

Die Verbindung zwischen Coversheet mit dem Flügel soll durch doppelseitiges Klebeband hergestellt werden. Hierfür wird das DLR-interne Klebeband mit der Bezeichnung Airhold 1CBS 1" X 36 YDS genutzt. Dieses ist ein wärmebeständiges, zähes Klebeband.

Wie sich die Klebverbindung unter Rotation verhält, ist zum Versuchszeitpunkt unbekannt. Da relevante Zentrifugalkräfte erwartet werden, wird seitens des Teststandbetreibers die Berechnung einer Höchstdrehzahl gefordert, mit der das Coversheet sicher betrieben werden kann, um Beschädigungen des Rotorstands ausschließen zu können.

Dies ist dann gegeben, wenn die maximale Zentripetalkraft größer als die Zentrifugalkraft ist. Hierbei wird ein Sicherheitsfaktor von mindestens 1,5 gefordert.

Es gilt:

$$\text{Sicherheit} = \frac{F_{\text{Zentripetal}}}{F_{\text{Zentrifugal}}} \geq 1,5 \quad (4.1)$$

$$F_{\text{Zentripetal}} = m * \frac{v^2}{r} \quad | \text{ mit } v^2 = (\omega r)^2$$

$$F_{\text{Zentripetal}} = m * \omega^2 r$$

$$\omega^2 = \frac{F_{\text{Zentripetal}}}{m * r} \quad | \text{ mit } \omega = 2\pi f$$

$$f = \frac{\sqrt{\frac{F_{\text{Zentripetal}}}{m * r}}}{2\pi}$$

$$n = \frac{\sqrt{\frac{F_{\text{Zentripetal}}}{m * r}} * 60 \frac{s}{min}}{2\pi} \quad | \text{ mit } n = f * 60 \frac{s}{min} \quad (4.2)$$

$F_{\text{Zentripetal}}$ = Zentripetalkraft [N]

n = Drehzahl [1/min]

$F_{\text{Zentrifugal}}$ = Zentrifugalkraft [N]

r = Radius [m]

f = Frequenz [Hz]

v = Bahngeschwindigkeit [m/s]

m = Masse [kg]

ω = Winkelgeschwindigkeit [1/s]



Die Zentripetalkraft bildet hierbei die Gesamtklebkraft der Verklebung. Die Zentrifugalkraft resultiert aus der Masse (m) des Coversheets sowie der Winkelgeschwindigkeit (ω) und dem Radius (r) der Kreisbahn. Als Radius wird der äußerste Punkt, an dem das Coversheet aufgeklebt wird, gewählt. Dieser wird aus dem CAD-Modell entnommen und beträgt 1,15 m. Zur Sicherheit und für eine einfache Rechnung wird angenommen, dass sich die gesamte Masse des Coversheets in diesem Punkt konzentriert. Damit wird sichergestellt, dass die tatsächliche Sicherheit nicht unter der berechneten Sicherheit liegt.

Die Masse (m) des Coversheets beträgt bei den Daten:

- 0,525 m Blechlänge,
- 0,03 m Blechbreite,
- 0,0001 m Blechdicke,
- 7850 kg/m³ Dichte von Stahl

$$m = V * \rho \quad (4.3)$$

$$m = 0,525 \text{ m} * 0,03 \text{ m} * 0,0001 \text{ m} * 7850 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$m = 0,0124 \text{ kg}$$

m = Masse

ρ = Dichte [kg/m³]

V = Volumen [m³]

Zur Bestimmung der Klebkraft wird ein Scherzugversuch, bestehend aus fünf Durchgängen, durchgeführt, um die Scherzugfestigkeit des verwendeten Klebstoffs zu ermitteln. Hierfür werden fünf Standard-Klebstoffzugproben erstellt (siehe Abbildung 5).

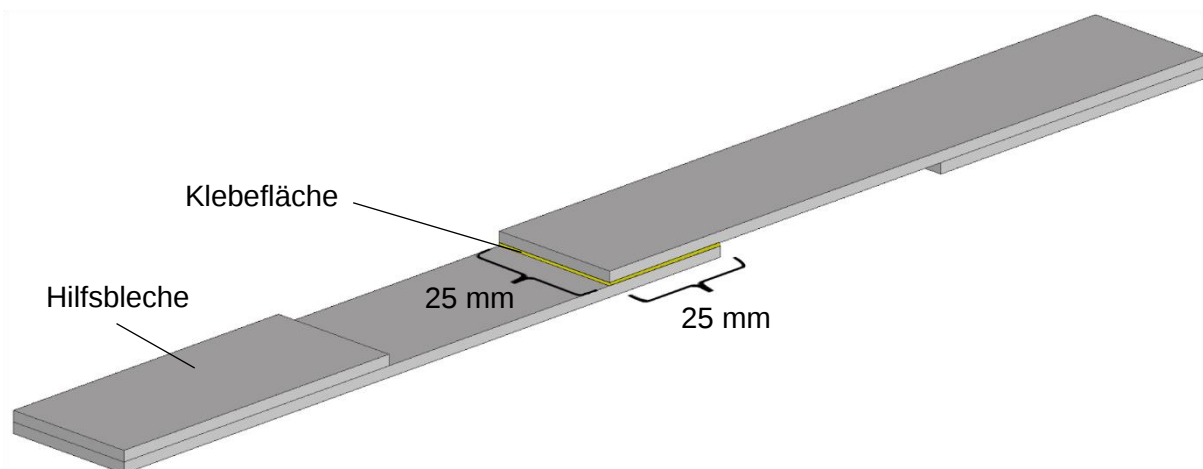


Abbildung 5: Zugprobe, gelb: Klebefläche

Die Zugproben bestehen aus 2 mm dicken, 25 mm breiten und 135 mm langen Aluminiumblechstreifen. Diese werden per Überlappstoß bei 25 mm Überlappung mit dem zu testenden Klebeband verklebt. Daraus ergibt sich eine Klebfläche von $25 \text{ mm} * 25 \text{ mm} = 625 \text{ mm}^2$. Die Hilfsbleche dienen für einen zentrischen Kraftangriff der Zugkraft.

Die Zugproben werden mit einer Vorkraft von 10 N in die Zugprüfmaschine eingespannt. Anschließend wird mit einer Geschwindigkeit von 2 mm/min an der Probe bis zum Bruch gezogen. Dabei wird der Verlauf der nötigen Zugkraft gemessen.

Tabelle 1 zeigt die höchste, gemessenen Zugkraft pro Zugversuch, sowie die errechnete spezifische Zugkraft in N/mm².

Versuch	ermittelte Höchstkraft	spez. Klebkraft
Nr.	in [N]	in [N/mm ²]
1	369	0,6
2	476	0,773
3	490	0,797
4	159	0,258
5	499	0,812

Tabelle 1: Ergebnis der fünf Zugprüfungen

Für die Berechnung der zulässigen Drehzahl wird der kritischste Fall angenommen und mit der geringsten Klebkraft gerechnet. Dies sind 0,258 N/mm².

Das Coversheet wird mit einem 25 mm breitem Klebeband entlang seiner vollständigen Länge (525 mm) beklebt. Die Gesamtklebkraft ergibt sich aus der Fläche der Verklebung (A_{Kleb}) sowie der spezifischen Klebkraft ($F_{k,spez}$). Somit beträgt die Gesamtklebkraft ($F_{Zentripetal}$):

$$F_{Zentripetal} = A_{Kleb} * F_{k,spez} \quad (4.4)$$

$$F_{Zentripetal} = 0,525 \text{ m} * 0,025 \text{ m} * 0,258 * 10^6 \text{ N/m}^2 = 3386,25 \text{ N.}$$

A_{Kleb} = Klebfläche [m²]

$F_{k,spez}$ = spezifische Klebkraft [N/m²]

Damit ergibt sich eine zulässige Drehzahl (n_{zul}) von:

$$n = \frac{\sqrt{\frac{3386N}{0,0124 \text{ kg} * 1,15m} * 60 \frac{s}{min}}}{2\pi} = 4653 \text{ 1/min}$$
$$n_{zul} \leq \frac{n}{\text{Sicherheitsfaktor}} = \frac{4653 \text{ 1/min}}{1,5} = 3102 \text{ 1/min} \quad (4.5)$$

n_{zul} = zulässige Drehzahl

Die maximale Drehzahl, mit welcher der Versuchstand beim Versuch betrieben wird, ist gemäß der Vorgabe des Standbetreibers auf maximal 450 1/min begrenzt. Somit liegt die maximale Betriebsdrehzahl noch deutlich unter der zulässigen Drehzahl. Damit ist die hinreichende Sicherheit der Klebverbindung belegt.

4.2 Venturidüse und Venturidüsenhalterung

Das Konzept des laminar tailored Aircraft beruht auf der Laminarerhaltung der Grenzschicht an der Flügeloberfläche. Dafür ist in diesem Konzept eine Grenzschichtabsaugung integriert. Die Grenzschichtabsaugung wird einerseits dazu benutzt, um alle Störungen der Strömung abzusaugen, die die laminar-turbulente Transition verursachen. Parallel dazu soll die Absaugung den notwendigen Unterdruck liefern, um das Coversheet auf die Flügeloberfläche anzusaugen (M. Schollerer, persönliche Kommunikation, 04.11.2024).

Die eigenständige Entwicklung und Fertigung eines Flügels mit integrierter Grenzschichtabsaugung verursacht hohe Kosten und ist deswegen nicht Teil dieser Arbeit. Stattdessen wird auf den bereits vorhandenen Rotorflügel des Rotorflügelteststands des DLR Braunschweig zurückgegriffen.

In diesem Flügel ist keine Grenzschichtabsaugung integriert. Zudem existiert keine Unterdruckversorgung am Teststand. Lediglich eine Druckluftversorgung ist vorhanden. Dementsprechend wird eine Möglichkeit gesucht, um aus der vorhandenen Druckluftversorgung einen Unterdruck zu generieren.

Hierfür wird sich für die Integration einer Venturidüse entschieden, da diese als günstiges Zukaufteil am einfachsten aus der bestehenden Überdruckversorgung einen Unterdruck generieren kann. Diese Venturidüse liefert den benötigten Unterdruck, um das Coversheet über kleine Bohrungen auf der Flügeloberseite anzusaugen. Über ein Halteblech soll sie auf die Oberseite des Rotorkopfes geschraubt werden.

Die in dieser Arbeit verwendete Venturidüse besitzt folgende Daten:

- Saugvolumen: 6,6 m³/h
- Luftverbrauch: 180 l/m
- Betriebsdruck: 1-8 bar
- Nennbetriebsdruck: 5 bar
- erreichbarer Druck (Absolutdruck): 168 hPa (0,168 bar)

Der ausgegebene Unterdruck wird durch eine Regelung des Eingangsdrucks eingestellt. Dafür ist der Venturidüse ein Druckminderer vorgeschaltet, welcher im stillstehenden Teil des Rotorstands platziert wird. Der maximal zur Verfügung stehende Druck am Rotorteststand beträgt 7,4 bar. Die Venturidüse selbst wird auf vollen Durchfluss gestellt und anschließend gegen selbstständiges Auf- und Zudrehen gesichert. Dies hat den Grund, dass relevante Fliehkräfte erwartet werden, sodass ein selbstständiges Auf- und Zudrehen und damit eine Veränderung des ausgegebenen Unterdrucks ausgeschlossen werden muss.

Für den Einbau der Venturidüse ist eine Halterung notwendig, um sie mit dem Rotorkopf zu verschrauben. Dafür wird ein 10 mm dickes Aluminiumblech gefertigt, auf welches die Venturidüse mittels zwei M6 x 50 Zylinderkopfschrauben geschraubt wird (siehe Abbildung 6). Dieses Halterungsblech wird anschließend seinerseits mit dem Rotorkopf über vier M5 x 25 8.8 Schrauben verschraubt.

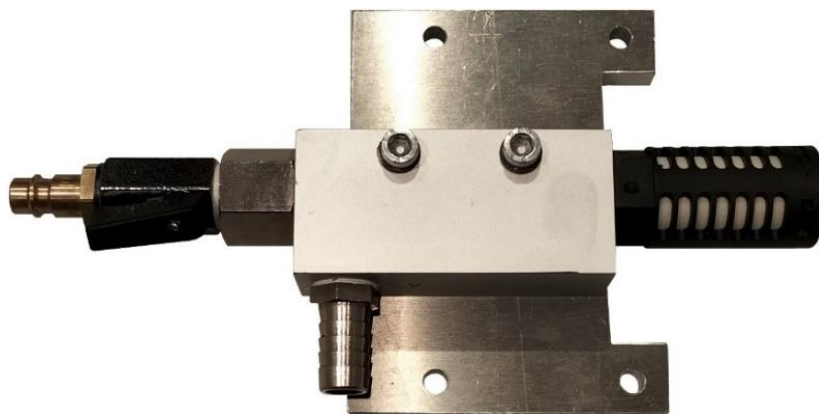


Abbildung 6: Venturidüse und Venturidüsenhalterung

4.1.2 Nachweis der Sicherheit der Venturidüsenhalterung

Aufgrund der relevanten Zentrifugalkräfte wird seitens des Teststandbetreibers auch für die Verschraubung des Halteblechs ein Sicherheitsnachweis gefordert, um Beschädigungen des Rotorstands zu verhindern. Die wirkende Zentripetalkraft muss mindestens um den Faktor 1,5-mal größer als die Zentrifugalkraft sein, um eine hinreichende Sicherheit zu gewährleisten. Es gilt:

$$Sicherheit = \frac{F_{Zentripetal}}{F_{Zentrifugal}} \geq 1,5 \quad (4.6)$$

Die Schraubverbindung bestehend aus vier M5 x 25 8.8 Schrauben wird bei Rotation auf Scherung beansprucht und erzeugt dabei mit ihrer Klemmung die Zentripetalkraft ($F_{Zentripetal}$). Ein Versagen der Schraubverbindung findet statt, wenn die Scherfließgrenze (τ_{aF}) erreicht wird. Die Scherfließgrenze wird gemäß Fischer et al. (S. 43) mit 60% der Streckgrenze (R_e) angenommen. Für die Berechnung der ertragbaren Last muss zudem der Querschnitt (A) einer M5 Schraube beachtet werden. Für die Zentripetalkraft gilt:

$$\begin{aligned} F_{Zentripetal} &= 4 * \tau_{aF} \\ &= 4 * 0,6 * A * R_e \\ &= 4 * 0,6 * \frac{\pi D^2}{4} * R_e \end{aligned} \quad (4.7)$$

A = Querschnitt

D = Kerndurchmesser

R_e = Streckgrenze

τ_{aF} = Scherfließgrenze

Der Kerndurchmesser einer M5 Schraube beträgt 4,02 mm² (Fischer et al. 2011, S. 204). Die Streckgrenze beträgt 640 N/mm² (Fischer et al. 2011, S. 210). Die Zentripetalkraft beträgt somit:

$$F_{Zentripetal} = 4 * 0,6 * \frac{\pi * (4,02 \text{ mm})^2}{4} * 640 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2} = 19495,4 \text{ N}$$

Die wirkende Zentrifugalkraft ergibt sich aus der Masse (m) der Venturidüse inklusive des Halteblechs sowie der Winkelgeschwindigkeit (ω) und dem Radius (r) der Kreisbahn.

Das Gewicht (m) der Venturidüse wird inklusive des Halteblechs mit einer Feinwaage ermittelt und beträgt 758,6 g. Die maximale Frequenz (f) beträgt 7,5 Hz (dies entspricht 450 1/min). Als Radius (r) wird auch hier der äußerste Punkt der Konstruktion gewählt. Dieser beträgt 0,19 m und wird aus dem CAD-Modell ermittelt. Für die Berechnung wird wieder angenommen, dass sich die gesamte Masse in diesem Punkt befindet.

$$F_{\text{Zentrifugal}} = m * \omega^2 r = m * (2\pi f)^2 r \quad (4.7)$$

$$F_{\text{Zentrifugal}} = 0,7586 \text{ kg} * (2\pi * 7,5 \text{ Hz})^2 * 0,19 \text{ m} = 320,1 \text{ N}$$

Somit ergibt sich eine Sicherheit von:

$$\text{Sicherheit} = \frac{F_{\text{Zentripetal}}}{F_{\text{Zentrifugal}}} = \frac{19495,4 \text{ N}}{320,1 \text{ N}} = 60,9 \geq 1,5$$

Damit ist die hinreichende Sicherheit der Venturidüsenhalterung inklusive Venturidüse belegt.

4.3 Fertigung der Kamerahalterung

Der Versuch soll mit einer GoPro-Kamera überwacht werden. Um eine Kamera anbringen zu können, ist eine Halterung zu erstellen, die den Zentripetalkräften standhält.

Die Kamerahalterung besteht aus einem 100 x 100 mm großen, 10 mm dicken L-Winkelprofil aus Aluminium. Dieser wird mit dem Rotorkopf mittels vier Schrauben verschraubt. In dem L-Winkel ist ein Fenster eingebracht, durch welches die Kamera auf den Rotor blicken kann. Über ein Verbindungsstück bestehend aus einem Sechskantstab aus Aluminium wird die Kamera zusätzlich mit der Kamerahalterung verschraubt (siehe Abbildung 7).

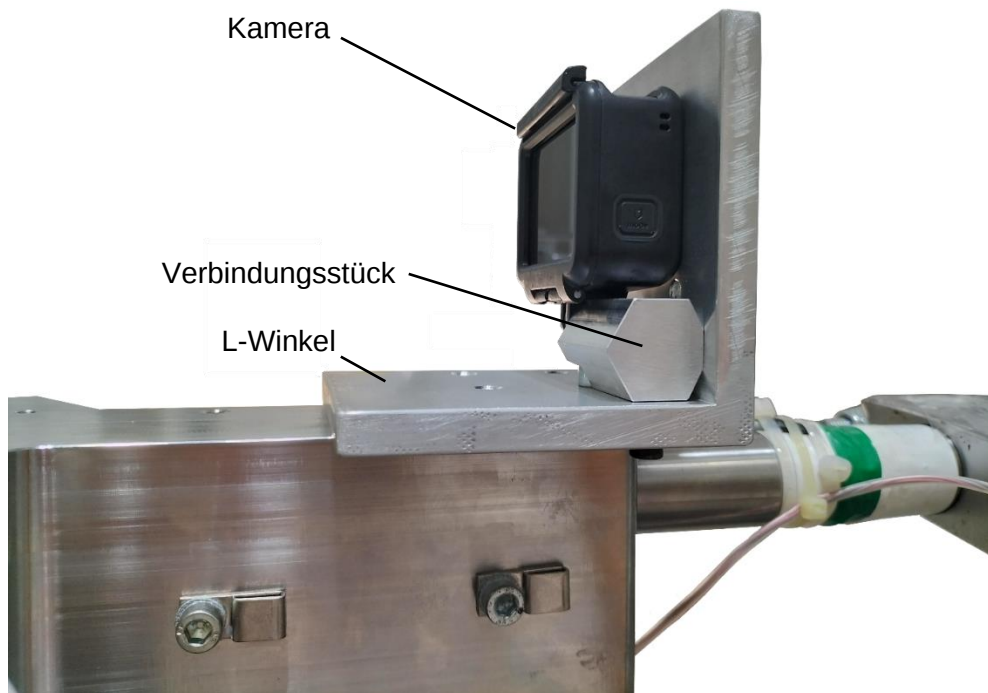


Abbildung 7: Kamerahalterung

Da für die Kamerahalterung bereits vor dem Versuch ein erprobtes Konzept bestand, wird für die Kamerahalterung kein Festigkeitsnachweis gefordert.

4.4 Verbindung stehender und rotierender Teil des Rotorstands

Die Druckluft muss vom stillstehenden zum drehenden Teil des Rotorstands geleitet werden. Für diese Verbindung ist eine sog. Drehdurchführung (Rotoflux T15 1302-01) mit einer feingeläppten Dichtung vorhanden. Diese ist die einzige, praktikable Möglichkeit eine druckdichte Verbindung beider Rotorstandteile herzustellen.

Um die Drehdurchführung an die Welle des Rotorstands anschließen zu können, ist die Konstruktion und Fertigung eines Adapterflansches notwendig. Dieser Adapterflansch wird auf der DLR-internen CNC-Drehmaschine der Ausbildungswerkstatt vorgebohrt. Der zugehörige Lochkreis wurde auf der CNC-Fräsmaschine der DLR Ausbildungswerkstatt gebohrt. Über den Lochkreis wird der Adapterflansch an das untere Ende der Rotorwelle geschraubt. Die für die Entwicklung notwendigen CAD-Daten wurden aus dem vorhandenen CAD-Modell des Rotorteststands ermittelt.

An den Adapterflansch wird über ein G ½“ Gewinde sowohl die Drehdurchführung als auch eine Kupplungsdose angeschraubt (siehe Abbildung 8). Über die Kupplungsdose wird anschließend durch die hohle Welle des Rotorstands ein Druckluftschlauch zur Venturidüse gelegt.

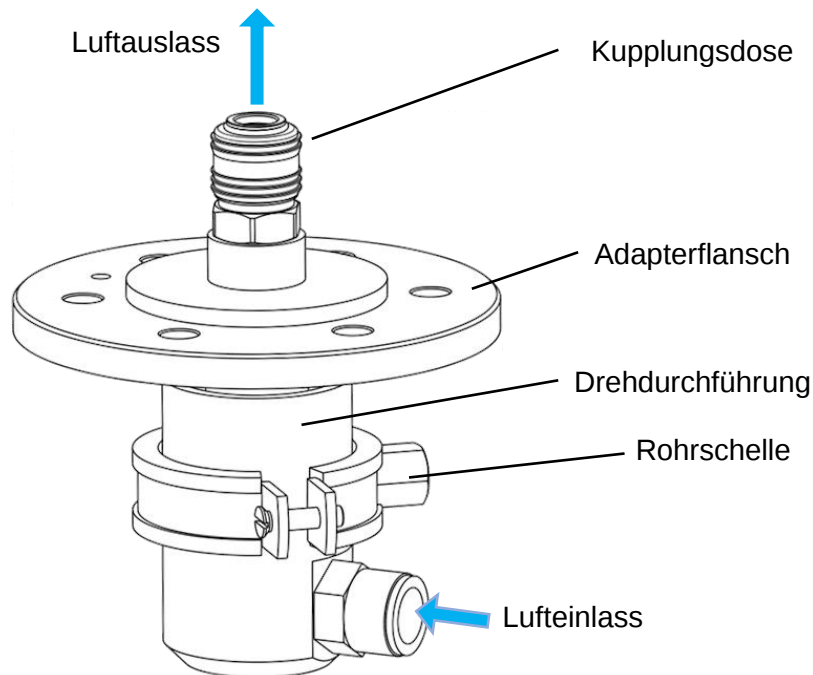


Abbildung 8: Adapterflansch mit Drehdurchführung und Kupplungsdose

Von Seiten des Standbetreibers wird gefordert, dass die Verbindung per Adapterflansch gegen Verdrehen gesichert wird. Aufgrund der Lagerreibung liegt bei Rotation ein geringes Drehmoment an, welches ohne Verdrehsicherung von dem Druckluftanschluss aufgenommen werden würde. Dieses Drehmoment darf jedoch nicht über den Anschluss abgeführt werden. Demzufolge muss eine Sicherung gegen Verdrehen gebaut werden.

In der mittleren Rotorebene befinden sich zwei Gewindebohrungen. Diese werden dazu genutzt, um ein L-Winkelprofil aus 10 mm dickem Aluminium mit der Rotorstandsebene zu verschrauben. In dem L-Winkel befindet sich eine weitere Bohrung, durch die eine hinreichend lange Zylinderkopfschraube geführt wird.

An der Drehdurchführung wird eine Rohrschelle angebracht. Durch die an der Rohrschelle sich befindende Gewindebohrung, wird die Schraube eingeschraubt, womit die Drehdurchführung gegen Verdrehen gesichert ist (siehe Abbildung 9).

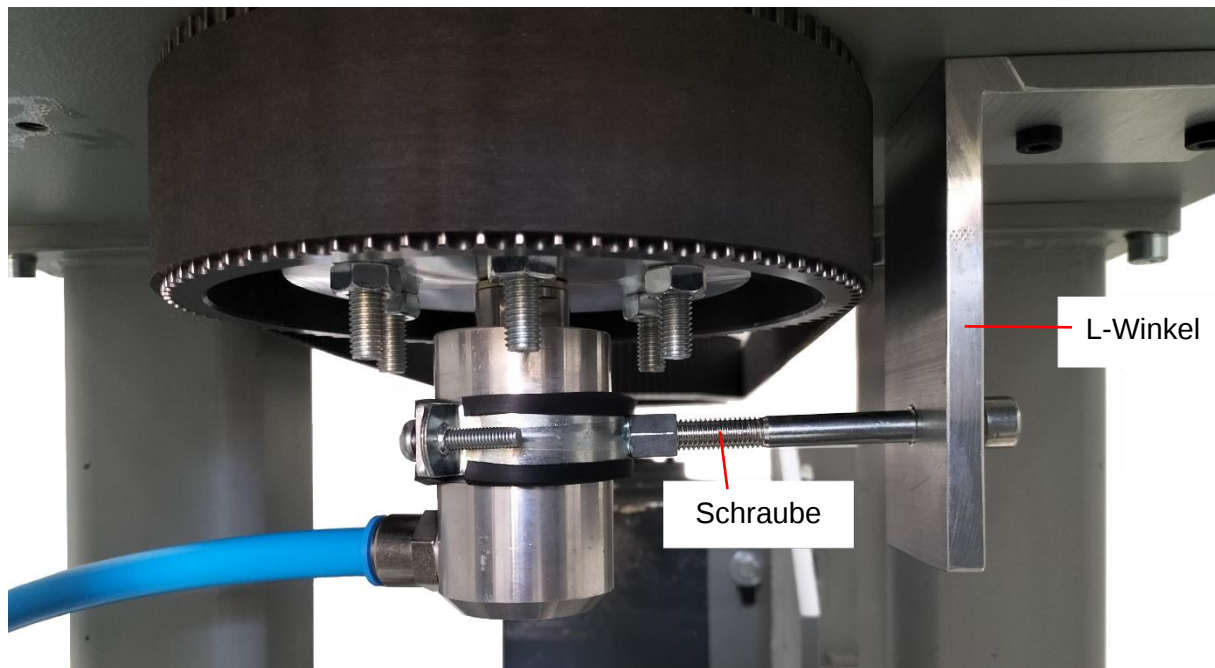


Abbildung 9: Konstruktion zur Verdrehsicherung, Drehdurchführung, L-Winkel

4.5 Fertigung des Upper-Inner Covers

Das Upper-Inner Cover ist ein Teil der Außenhaut des Rotorflügels. Für den Versuch kann nicht das bereits vorhandene Upper-Inner Cover verwendet werden, da für den Versuch eigene Bohrungen eingebracht werden müssen.

Für das Upper-Inner Cover wird ein 0,8 mm dickes Aluminiumblech gekauft, welches an der Schlagschere auf die erforderlichen Maße zugeschnitten wird. An einer Blechbiegemaschine wird das ausgeschnittene Blech auf die benötigte Flügelform vorgebogen. Im Anschluss werden Bohrungen mittels einer Säulenbohrmaschine eingebracht, mit denen das Blech auf die innenliegende Flügelkonstruktion (siehe Abbildung 17, Kapitel 5.2) geschraubt wird.

Über drei $\varnothing 1,3$ mm große Bohrungen, die im Abstand von 210 mm in das Blech gebohrt werden, wird der Unterdruck unter den Überhang des Coversheets weitergegeben (siehe Abbildung 10).



Abbildung 10: Ø1,3 mm Bohrung um Coversheet anzusaugen

Am Ende des Upper-Inner Covers wird über eine Bohrung ein Steckanschluss mit dem Upper-Inner Cover verschraubt (siehe Abbildung 11). Über eine Unterdruckleitung wird der Unterdruck von der Venturidüse in den Flügel geleitet. Der Ort des Steckanschlusses wird möglichst weit nach hinten gelegt, um die Strömung wenig zu stören.

Das Blech wird zudem mit schwarzem Sprühlack lackiert, um eventuelle Einkerbungen eines vibrierenden Coversheets besser zu erkennen.

4.6 Präparation des Teststands

Verlegen der Leitungen

Nach dem Einbau der Venturidüse wird eine Unterdruckleitung zum Steckanschluss des Flügels gelegt. Diese wird durch Kabelbinder und spezielle Führungen für Druckluftleitungen mit dem Rotorkopf verbunden (siehe Abbildung 11).

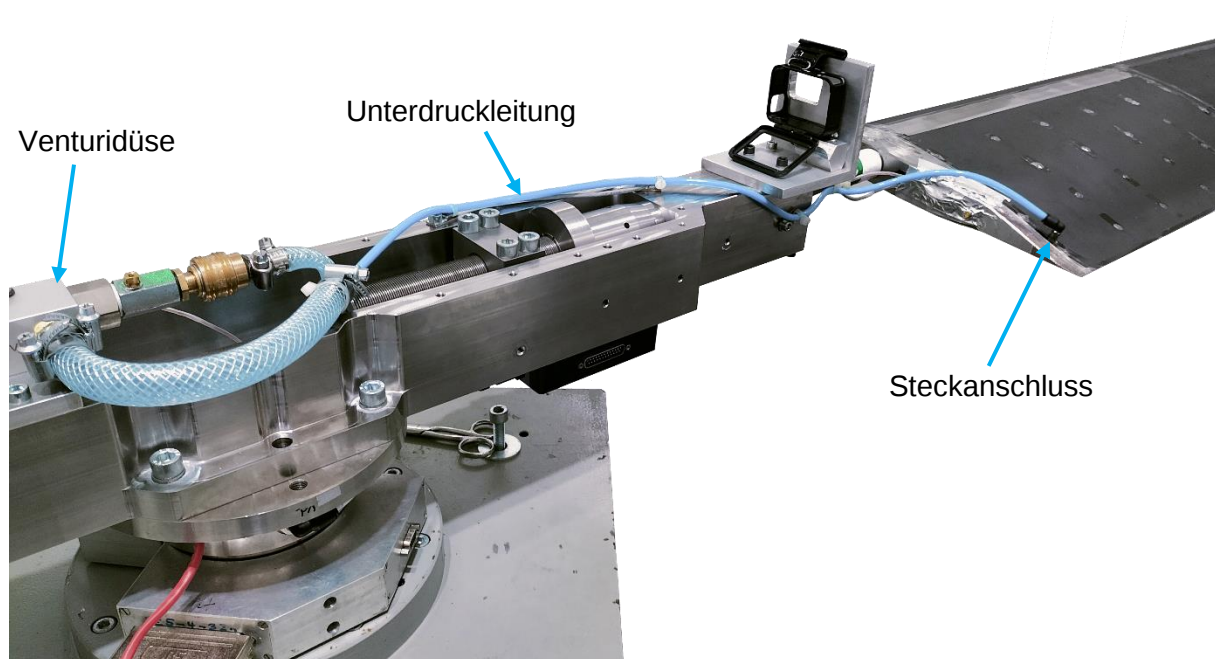


Abbildung 11: Leitungen und Steckanschluss

Auswuchten

Der Teststand wird mit den vorher genannten Komponenten ausgerüstet. Da die Massen exzentrisch angebracht werden, entsteht eine Unwucht. Diese muss eingemessen und durch Platzieren von entsprechenden Gegengewichten ausgeglichen werden. Zu diesem Zweck ist der Rotorstand mit einem Messsystem ausgestattet, das die Wucht in allen drei Raumrichtungen selbstständig ermittelt. Da dies komplexe Kenntnisse erfordert, wird dieser Vorgang vom Teststandbetreiber durchgeführt.

Abkleben der offenen Stellen

Der für den Versuch verwendete Flügel ist nicht für den Erhalt eines inneren Unterdrucks konzipiert. Über offene Blechenden und den Verschraubungen entstehen starke Unterdruckverluste. Diese werden für den Versuch mit Tesafilm-Klebeband abgeklebt, um die Verluste zu reduzieren.

Präparation des Coversheets

Damit der Coversheetüberhang besser auf der Flügeloberfläche anliegt, werden ca. 5 mm des Rands um ca. 10° gebogen (siehe Abbildung 12). Durch diese Biegung entsteht eine geringe Vorspannkraft, mit der der Überhang besser auf der Flügeloberfläche anliegt. Die 10° resultieren aus vorher gemachten Erfahrungswerten, bei der die Auflage des Coversheets keine Welle aufwirft. Bei einer zu großen Vorspannkraft und einer dadurch entstehenden Welle im Blech gehen aerodynamische Vorteile verloren. Gebogen wird das Coversheet mittels einer vorhandenen, vorher gebauten Rollenbiegevorrichtung.

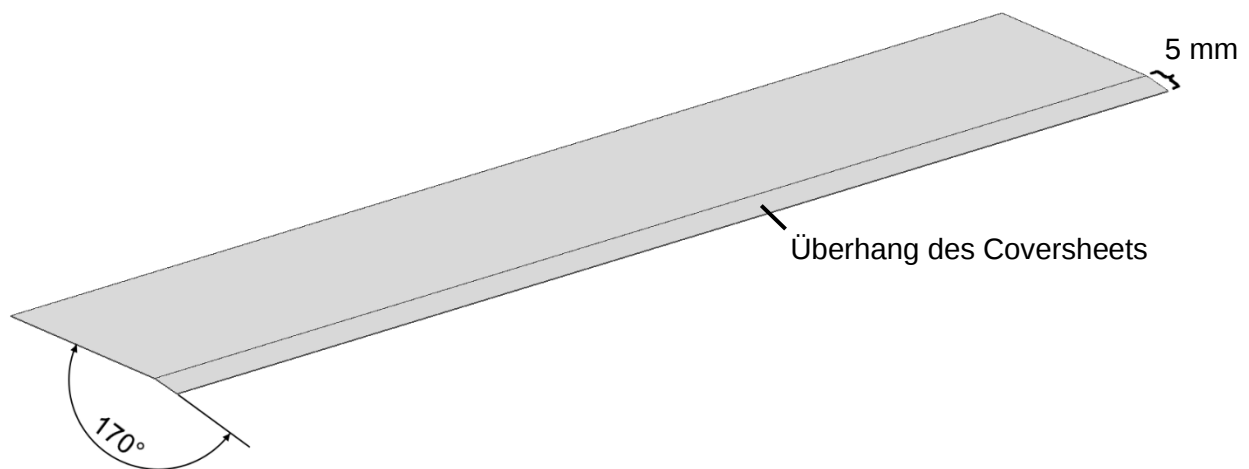


Abbildung 12: Biegung des Coversheets

Das Coversheet wird 53 mm hinter der Flügelvorderkante auf der Flügeloberfläche über eine Länge von 525 mm aufgeklebt. Hierfür wird ein Klebeband der Marke: Airhold 1CBS 1" X 36 YDS genutzt.

Beim Aufkleben des Coversheets bildeten sich an verschiedenen Stellen Wellen im Coversheet (siehe Abbildung 13). Diese sind auf geringfügig herausstehende Schrauben aufgrund nicht ausreichend tiefer Senkungen zurückzuführen, mit denen das Upper-Inner Cover auf den Innenrippen der Flügelkonstruktion verschraubt ist. Da sie den Lastfall eher kritischer werden lassen, wird auf eine Nachsenkung der Bohrungen verzichtet.



Abbildung 13: Wellen im Coversheet

Diese Wellen haben eine Höhe von maximal 1 mm. Aufgrund der Wellen wurde das Coversheet zusätzlich mit einem Tesafilm-Klebeband überklebt, um ein Eindringen von Luft zu verringern (siehe Abbildung 14).

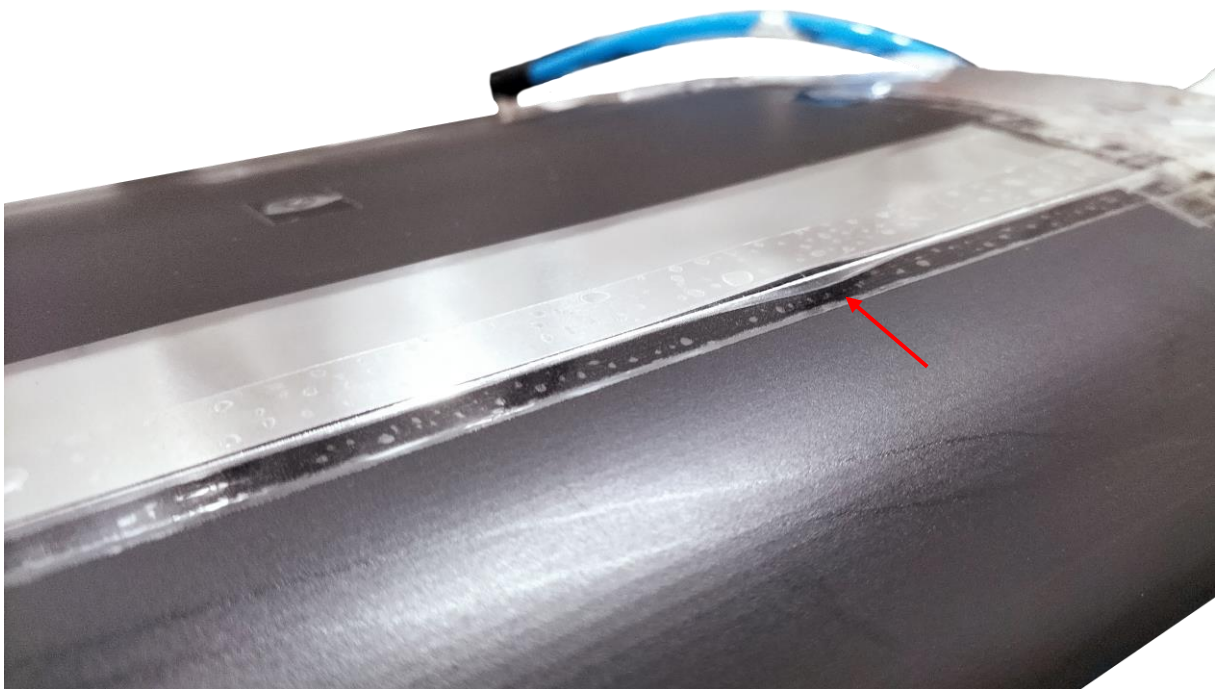


Abbildung 14: größte Welle im Coversheet, Detailansicht

5. Versuchsaufbau

5.1 Aufbau Rotorstand

Der Rotorstand (siehe Abbildung 15) besteht aus vier Streben (1). Diese leiten die aus dem Auftrieb entstehenden Kräfte und Schwingungen in den Boden ab. Auf den Streben ist die sog. mittlere Platte (2) angeschraubt. An der mittleren Platte ist sowohl die Ummantelung der Welle (3) angeflanscht, als auch vier weitere, sekundäre Streben (4) angeschraubt. Unterhalb der mittleren Platte ist ein Zahnrad (5) an der Welle angeflanscht. Mit der Wellenummantelung und den vier sekundären Säulen ist die sog. obere Platte (6) verschraubt. In der Wellenummantelung ist die Welle (7) gelagert. Mittels eines Keilrippenriemens (nicht in Abbildung 15 zu sehen) wird über das Zahnrad die Welle angetrieben. Die Welle überträgt mittels des Zahnrads und des Keilrippenriemens die Antriebsleistung eines Elektromotors (nicht in Abbildung 15 zu sehen) auf den Rotorkopf (8).

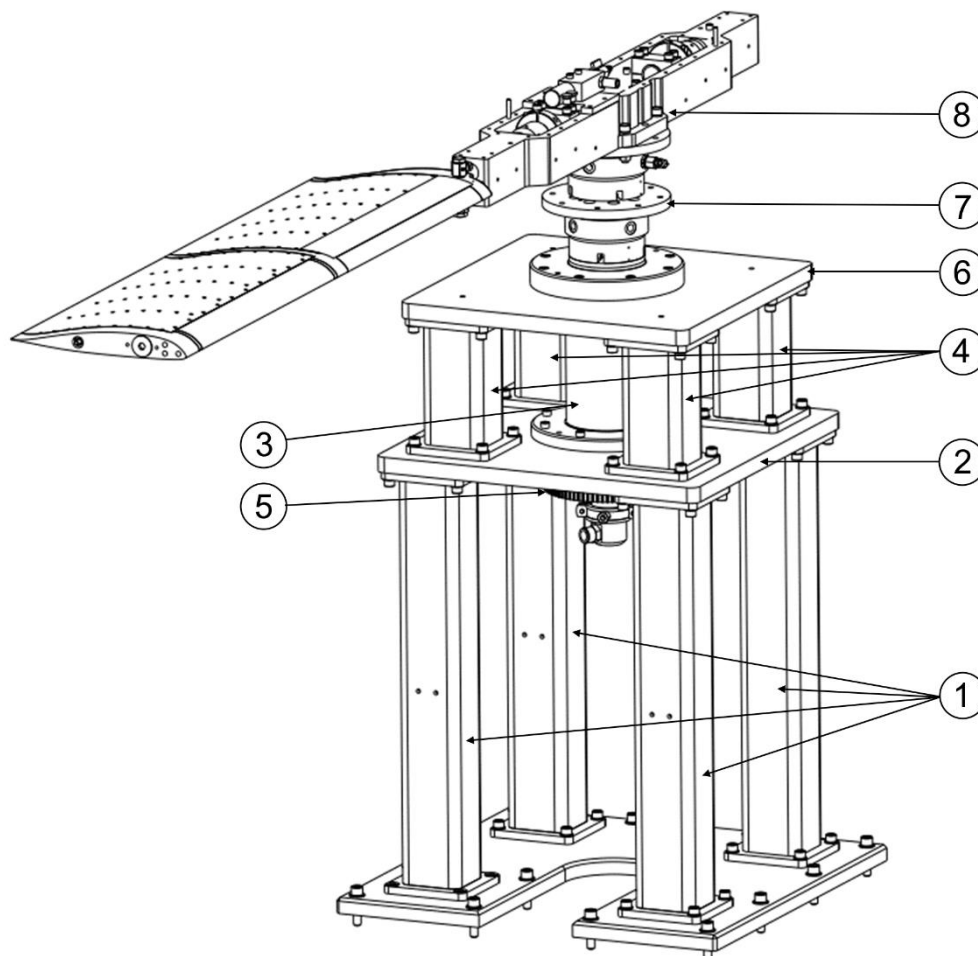


Abbildung 15: Aufbau Rotorstand

Am Rotorkopf wird der Flügel (9) befestigt. Auf dem Flügel wird das Coversheet (10) aufgeklebt. Zudem befindet sich auf dem Rotorkopf die Kamerahalterung (11) und die Venturidüse (12, siehe Abbildung 16).

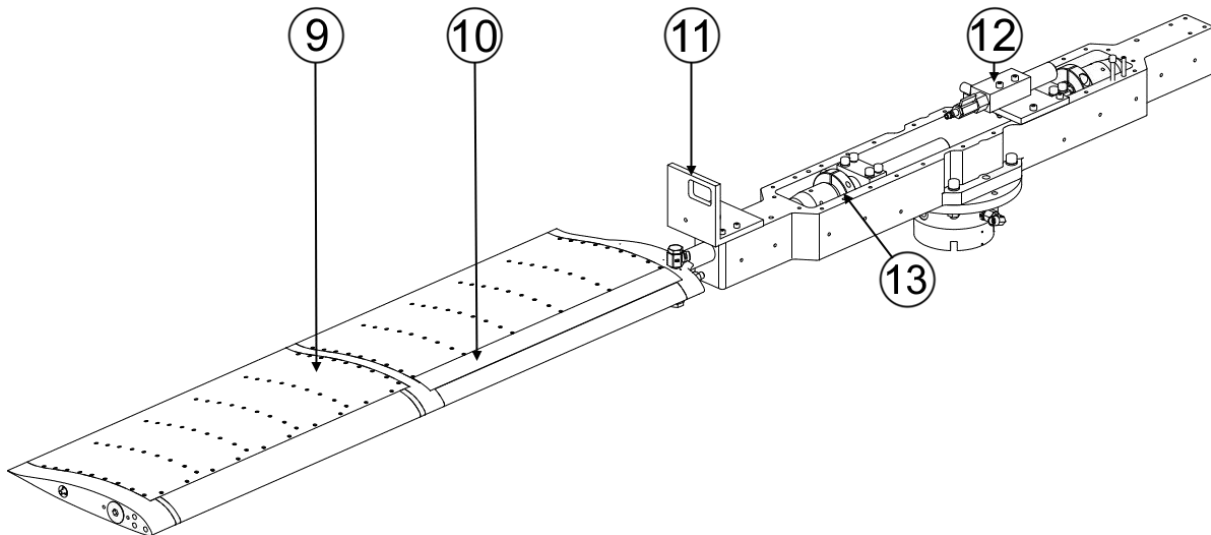


Abbildung 16: Rotorkopf mit Flügel

5.2 Aufbau Flügel

An dem Rotorkopf sind beidseitig die jeweiligen Flügel angebracht. Das Kernelement des Flügels bildet ein 30 mm dicker Rundstahl (14). Dieser wird mittels einer Klemmvorrichtung (13) mit dem Rotorkopf verklemmt und überträgt die Kräfte aus dem Auftrieb auf den Rotorkopf. An dem Rundstahl sind mehrere Innenrippen angebracht (15). An diese wird die Flügelaußenhaut mit mehreren Senkkopfschrauben geschraubt. Über die Anschlussrippe (16) können mit kleinen, innen liegende Rohren (17) verschiedene Betriebsmittel durch die Leading Edge geleitet werden (siehe Abbildung 17).

Durch das Lösen der Klemmung kann der Anstellwinkel des Rotorblatts eingestellt werden.

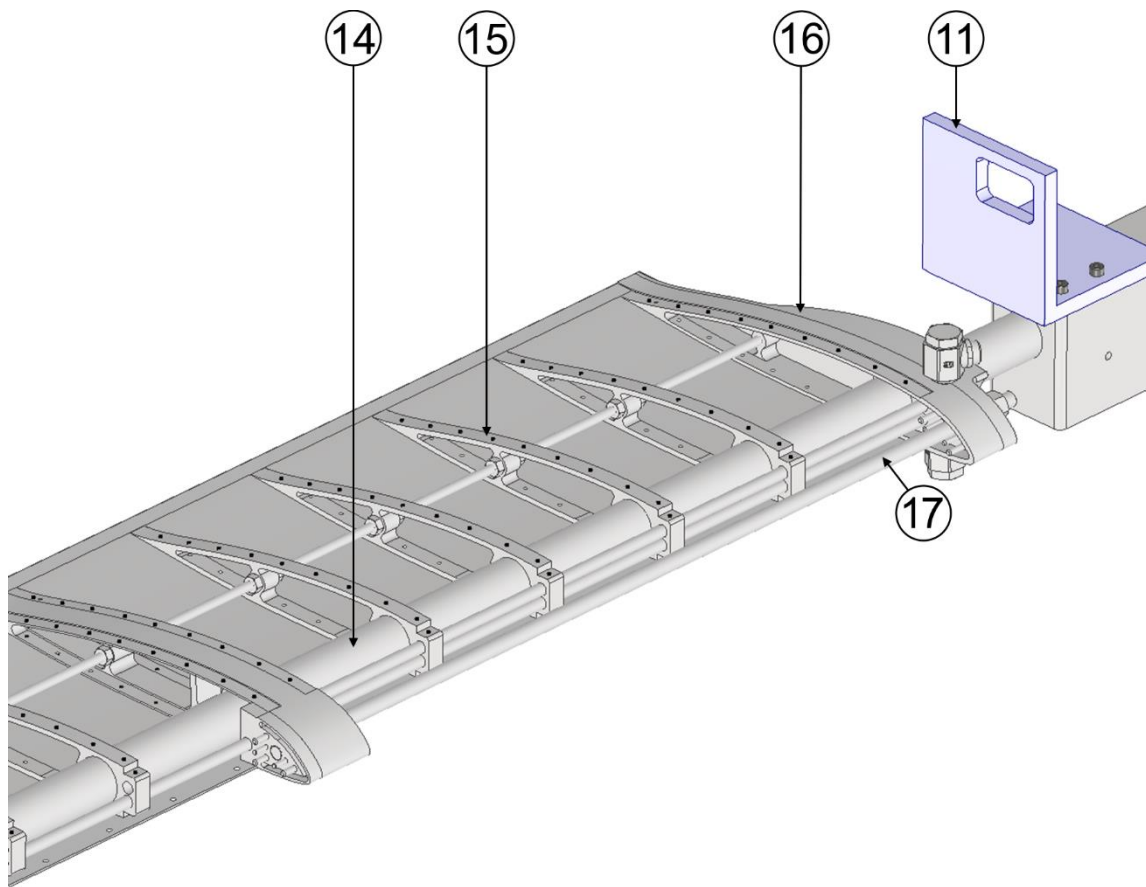


Abbildung 17: Aufbau Flügel

Das im Versuch verwendete Flügelprofil ist ein ONERA OA213 (siehe Abbildung 18).

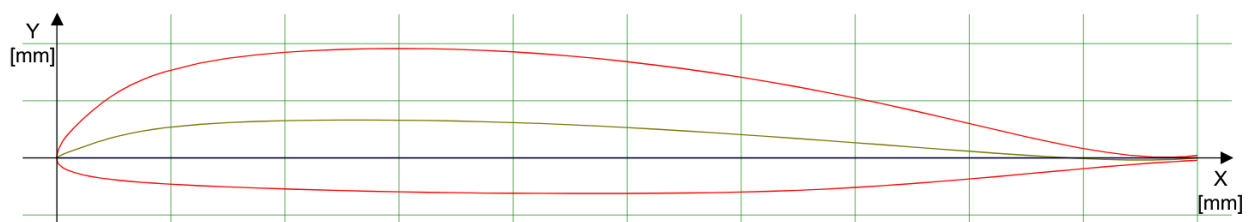


Abbildung 18: Profilskizze ONERA OA213

Dieses besitzt laut airfoiltools.com folgende Daten:

- Dickenrücklage: 97,5 mm
- Wölbungsrücklage: 75 mm
- Profilwölbung: 10 mm
- Profildicke: 37,7 mm
- Profiltiefe: 300 mm
- Nasenradius: 3 mm

5.3 Reynoldszahlbestimmung

Durch die Drehflüglercharakteristik und den verschiedenen Drehzahlen des Versuchs ergeben sich verschiedene Reynoldszahlen für das äußere und innere Ende des Coversheets. Das außen liegende Ende des Coversheets liegt 1,146 m außerhalb der Drehachse und legt damit pro Umdrehung einen größeren Weg als das innen liegende Ende des Coversheets zurück. Das innen liegende Ende liegt 0,622 m von der Drehachse entfernt. Die Abstände zum Drehzentrum sind dem CAD-Modell des Rotorstands entnommen.

Die maximale Reynoldszahl des Versuchs ergibt sich für das außen liegende Ende des Coversheets bei der maximal zulässigen Frequenz von 7,5 Hz (450 1/min). Die minimale Reynoldszahl ergibt sich für das innen liegende Ende des Coversheets bei 1 Hz (60 1/min).

Als Lauflänge (x) wird die Profiltiefe des Testflügels genommen. Sie beträgt 300 mm.

maximale Reynoldszahl

Bei 7,5 Hz und einem Radius (r) von 1,146 m beträgt die max. Bahngeschwindigkeit (v_{max}):

$$v_{max} = 2\pi f r = 2\pi * 7,5 \text{ Hz} * 1,146 \text{ m} = 54 \text{ m/s} \quad (5.1)$$

f = Frequenz [Hz]

r = Radius [m]

v = Bahngeschwindigkeit maximal [m/s]

Die Bahngeschwindigkeit (v) entspricht dem Geschwindigkeitsgradienten der Außenströmung (w_{∞}). Die kinematische Viskosität der Luft (ν) wird mit $15,32 * 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ angenommen. An der Außenseite des Coversheets beträgt somit die maximale Reynoldszahl (Re_{max}):

$$Re_{max} = \frac{w_{\infty, max} * x}{\nu} = \frac{54 \text{ m/s} * 0,3 \text{ m}}{15,32 * 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}} = 1.057.441 \quad (5.2)$$

w_{∞} = Geschwindigkeitsgradient Außenströmung [m/s]

x_u = Lauflänge bis zum Umschlag [m]

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

minimale Reynoldszahl

Bei 1 Hz und einem Radius von 0,622 m beträgt die minimale Bahngeschwindigkeit (v_{min}):

$$v_{min} = 2\pi fr = 2\pi * 1 \text{ Hz} * 0,622 \text{ m} = 3,9 \text{ m/s}$$

An der Innenseite des Coversheet beträgt die minimale Reynoldszahl (Re_{min}) somit:

$$Re_{min} = \frac{w_{\infty, min} * x}{\nu} = \frac{3,9 \text{ m/s} * 0,3 \text{ m}}{15,32 * 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}} = 76.370$$

6. Versuchsdurchführung und Ergebnisse

Es werden 2 Prüfreiheiten durchgeführt:

Prüfreihe 1

- Prüfung bei 10° Anstellwinkel und 168 hPa Druck im Flügel
- Prüfung bei 10° Anstellwinkel und 500 hPa Druck im Flügel
- Prüfung bei 10° Anstellwinkel und 1016,2 hPa Druck im Flügel

Prüfreihe 2

- Prüfung bei -5° Anstellwinkel und 168 hPa Druck im Flügel
- Prüfung bei -5° Anstellwinkel und 500 hPa Druck im Flügel
- Prüfung bei -5° Anstellwinkel und 1016,2 hPa Druck im Flügel

Die Prüfreiheiten bzw. die Anstellwinkel sind so gewählt, dass sie zwei extreme Lastfälle abbilden.

Prüfreihe 1 simuliert den Fall des höchsten Auftriebs, wie er z.B. beim Start vorkommt. Hier wird die höchste Belastung für das Coversheet erwartet, da hierbei der aus der Strömung resultierende Unterdruck am stärksten ist. Die Neigung des Coversheets sich vom Blech abzuheben, ist hiermit am höchsten.

Prüfreihe 2 simuliert einen Fall ungünstiger Anströmung. Hiermit werden Fallböen und Fallwinde simuliert. Zudem wird durch die Verschiebung des Anstellwinkels der Punkt des höchsten Unterdrucks über dem Flügel verschoben. Das Coversheet kann damit in einen kritischeren Lastbereich gebracht werden.

Bei jedem Anstellwinkel wird zudem das Aufliegen des Coversheets bei verschiedenen Unterdrücken im Flügel geprüft. Die im Flügel eingestellten Absolutdrücke betragen:

- 168 hPa
- 500 hPa
- 1016,2 hPa.

Am Testtag lag ein Umgebungsluftdruck von 1016,2 hPa vor.

168 hPa entspricht einer sehr starken Ansaugung. Dies ist der stärkste Unterdruck, den das vorliegende Gesamtsystem aus Venturidüse, Flügel und Luftdruckleitungen realisieren kann.

Mit der Prüfung bei 500 hPa soll ermittelt werden, ob das Coversheet auch bei geringerer Ansaugung anliegt. Eine geringere Ansaugung erhöht das Risiko von Flattern und Vibrationen, da die Kraft, die den Überhang an den Flügel saugt, geringer ist. Mit geringerer Ansaugung kann jedoch die Leistung des Ansaugsystems reduziert werden, was vorteilhaft für das Gewicht ist.

Die dritte Messung findet ohne Unterdruck und damit bei dem Umgebungsluftdruck des Testtags statt. Dies simuliert einen Ausfall der Absaugung. Im Falle eines Absaugungsausfalls ist die Funktionsfähigkeit des Coversheets für einen sicheren Flugbetrieb weiterhin essenziell und wird deswegen geprüft. Hierbei ist die Neigung des Coversheets zum Flattern und zu Vibrationen am höchsten, da das Coversheet-Ende nun vollständig dem Unterdruck aus der Strömung ausgesetzt ist. Einzig durch die Vorkrümmung liegt es nun auf dem Flügel an.

Die Versuchsdurchführung geschieht in folgenden Schritten:

- Der Flügel wird mit einem digitalen Winkelmesser auf den benötigten Anstellwinkel angestellt.
- Der Druckminderer wird auf den passenden Durchfluss eingestellt, sodass sich der gewünschte Unterdruck ergibt.
- Die Kamera wird eingeschaltet.
- Die Rotation wird eingeschaltet.
- Die Drehzahl wird beginnend bei einer Drehzahl von 60 1/min auf 450 1/min in Schritten von 30 1/min gesteigert. Jeder Schritt wird ca. 30 s gehalten.
- Auffälligkeiten werden notiert.
- Die Drehung und die Kamera werden ausgeschaltet.
- Eine Sichtprobe auf Kratzer und Beschädigungen wird durchgeführt.

6.1 Prüfmethoden

Die Prüfung geschieht auf Grundlage der Hör- und Sichtprüfung nach und während des Versuchs. Es wird angenommen, dass sich ein Flattern bzw. Vibrieren des Coversheets durch markante Kerbspuren auf der Oberfläche des Upper-Inner Covers auswirkt. Das Upper-Inner Cover und Coversheet werden nach jedem Durchgang auf eventuell vorhandene Kerbspuren und Auffälligkeiten untersucht. Zur besseren Sichtbarmachung eventueller Kerbspuren ist das Upper-Inner Cover mit schwarzem Sprühlack lackiert.

Durch eine Sportkamera (GoPro) wird jeder Durchgang aufgenommen. Dies ermöglicht eine spätere Untersuchung am Bildschirm. Durch die Deckenbeleuchtung ist es möglich den Teststand während des Versuchs mit verschiedenen Farben zu bestrahlen. Dies wird genutzt, um die verschiedenen Drehzahlschritte für die Videoaufzeichnung zu markieren.

Während der Durchführung der Prüfreihe wird auf akustische Auffälligkeiten geachtet. Aus einem vorangegangenen Versuch ist bekannt, dass sich Vibrationen durch einen lauten, charakteristischen Pfeifton auswirken (Berríos Hinz 2023, S. 35). Über ein Mikrofon werden Geräusche aus dem Rotorraum in den Kontrollraum übertragen. Die Mikrofonspur wird nicht aufgezeichnet.

Eine Bewertung der Ergebnisse kann auch mit der Image Pattern Correlation Technique (IPCT) und Digital Image Correlation (DIC) erfolgen. Diese ergeben quantitative Messwerte, womit die Bewertung auf quantitativer Grundlage geschehen kann.

Das DLR hat DIC bereits in vorherigen Versuchen eingesetzt. Diese Messungen waren jedoch fehleranfällig, weil Vibrationen die Messung verfälschten (M. Schollerer, persönliche Kommunikation, 16.12.2024). In dieser Arbeit werden ebenfalls starke Vibrationen aufgrund diverser Eigenfrequenzen des Rotorstands erwartet. Eine bleibende Verformung des Coversheets wird nicht erwartet.

Zudem ist eine Präparation des Rotorstands mit einer von oben auf den Rotor herabblickenden Kamera aufwendig und nicht in der Zeitplanung leistbar. Auf die Verwendung der Digital Image Correlation und Image Pattern Correlation Technique wird deswegen verzichtet.

6.2 Ergebnisse

Tabelle 2, Tabelle 3 und Tabelle 4 zeigen die gemachten Beobachtungen der Prüfreihe 1.

Prüfreihe 1

Anstellwinkel 10°					
Drehzahl [1/min]	Druck	Pfeifen	Vibrationen im Video ersichtlich	Abheben im Video ersichtlich	Kerben am Ende des Versuchs
60	168 hPa	nein	nein	nein	nein
90		nein	nein	nein	
120		nein	nein	nein	
150		nein	nein	nein	
180		nein	nein	nein	
210		nein	nein	nein	
240		nein	nein	nein	
270		nein	nein	nein	
300		nein	nein	nein	
330		nein	nein	nein	
360		nein	nein	nein	
390		nein	nein	nein	
420		nein	nein	nein	
450		nein	nein	nein	

Tabelle 2: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei 10° Anstellwinkel und 168 hPa

Anstellwinkel 10°					
Drehzahl [1/min]	Druck	Pfeifen	Vibrationen im Video ersichtlich	Abheben im Video ersichtlich	Kerben am Ende des Versuchs
60	500 hPa	nein	nein	nein	nein
90		nein	nein	nein	
120		nein	nein	nein	
150		nein	nein	nein	
180		nein	nein	nein	
210		nein	nein	nein	
240		nein	nein	nein	
270		nein	nein	nein	
300		nein	nein	nein	
330		nein	nein	nein	
360		nein	nein	nein	
390		nein	nein	nein	
420		nein	nein	nein	
450		nein	nein	nein	

Tabelle 3: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei 10° Anstellwinkel und 500 hPa

Anstellwinkel 10°					
Drehzahl [1/min]	Druck	Pfeifen	Vibrationen im Video ersichtlich	Abheben im Video ersichtlich	Kerben am Ende des Versuchs
60	1016,2 hPa	nein	nein	nein	nein
90		nein	nein	nein	
120		nein	nein	nein	
150		nein	nein	nein	
180		nein	nein	nein	
210		nein	nein	nein	
240		nein	nein	nein	
270		nein	nein	nein	
300		nein	nein	nein	
330		nein	nein	nein	
360		nein	nein	nein	
390		nein	nein	nein	
420		nein	nein	nein	
450		nein	nein	nein	

Tabelle 4: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei 10° Anstellwinkel und 1016,2 hPa

Tabelle 5 und Tabelle 6 zeigen die gemachten Beobachtungen der Prüfreihe 2 (Anstellwinkel -5°).

Prüfreihe 2

Anstellwinkel -5°					
Drehzahl [1/min]	Druck	Pfeifen	Vibrationen im Video ersichtlich	Abheben im Video ersichtlich	Kerben am Ende des Versuchs
60	168 hPa	nein	nein	nein	nein
90		nein	nein	nein	
120		nein	nein	nein	
150		nein	nein	nein	
180		nein	nein	nein	
210		nein	nein	nein	
240		nein	nein	nein	
270		nein	nein	nein	
300		nein	nein	nein	
330		nein	nein	nein	
360		nein	nein	nein	
390		nein	nein	nein	
420		nein	nein	nein	
450		nein	nein	nein	

Tabelle 5: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei -5° Anstellwinkel und 168 hPa

Während der Durchführung von Prüfreihe 1 wurde aufgrund der gemachten Ergebnisse sich dazu entschieden die Prüfung von 500 hPa Druck und -5° Anstellwinkel entfallen zu lassen.

Anstellwinkel -5°					
Drehzahl [1/min]	Druck	Pfeifen	Vibrationen im Video ersichtlich	Abheben im Video ersichtlich	Kerben am Ende des Versuchs
60	1016,2 hPa	nein	nein	nein	nein
90		nein	nein	nein	
120		nein	nein	nein	
150		nein	nein	nein	
180		nein	nein	nein	
210		nein	nein	nein	
240		nein	nein	nein	
270		nein	nein	nein	
300		nein	nein	nein	
330		nein	nein	nein	
360		nein	nein	nein	
390		nein	nein	nein	
420		nein	nein	nein	
450		nein	nein	nein	

Tabelle 6: Ergebnisse Hör-und Sichtprüfung bei -5° Anstellwinkel und 1016,2 hPa

Abbildung 19 zeigt das Coversheet und Upper-Inner Cover am Ende von Prüfreihe 1 (der kritischeren Prüfreihe) nach dem Versuch ohne Unterdruck. Es ergeben sich keine Einkerbungen auf dem Upper-Inner Cover. Das Coversheet ist unversehrt.



Abbildung 19: Coversheet und Upper-Inner Cover am Ende der Prüfreihe 1

Abbildung 20, Abbildung 21 und Abbildung 22 zeigen das Upper-Inner Cover und Coversheet nach Beendigung aller Versuche. Es sind keine Kerben auf dem Upper-Inner Cover aufgrund eines eventuell vibrierenden Coversheets vorzufinden.



Abbildung 20: Upper-Inner Cover und Coversheet nach Beendigung der Versuche links



Abbildung 21: Upper-Inner Cover und Coversheet nach Beendigung der Versuche Mitte



Abbildung 22: Upper-Inner Cover und Coversheet nach Beendigung der Versuche rechts

Die Lackabplatzung an der Unterdruckbohrung in Abbildung 22 rührt daher, dass die Unterdruckbohrungen nach dem Lackieren gebohrt wurden, weswegen an dieser Stelle der Lack abgesprungen ist.

6.3 Auswertung

Die Videos zeigen bei allen Drehzahlen während der verschiedenen Prüfreihen keine Flatterneigungen und keine Vibrationen des Coversheets. Das Upper-Inner Cover ist nach allen Versuchen gemäß der Sichtprüfung vollständig unversehrt. Einzig eine Lackabplatzung aufgrund einer ungünstigen Fertigungsreihenfolge (Bohren, nachdem das Blech lackiert wurde) ist vorzufinden.

Während der Versuche ist zudem das charakteristische Pfeifen, welches durch Vibrationen des Coversheets entsteht, weder durch die Mikrofonaufnahme beim Versuch noch auf den Tonspuren der Videos der GoPro-Kamera zu hören.

Da sich auch beim kritischsten Lastfall (Flügelanstellung 10° und 1016,2 hPa) stets eine ebene Auflage des Coversheets einstellt, wird die Robustheit des Coversheets als hinreichend erachtet.

7. Diskussion

Der in dieser Arbeit durchgeführte Versuch weicht in mehreren Punkten von den Bedingungen ab, die an dem realen, laminar-erhaltenden Flugzeug erwartet werden.

Versuchsstand

Die Versuche wurden auf einem Rotorprüfstand durchgeführt. Durch die Drehzahlbegrenzung auf 7,5 Hz und der begrenzten Exzentrizität des Coversheets ergibt sich eine maximale Anströmgeschwindigkeit des Flügels von ca. 54 m/s (194,4 km/h). Dies ist deutlich geringer als die typische Reisefluggeschwindigkeit eines Verkehrsflugzeugs. Die aerodynamischen Kräfte und damit die Belastung des Coversheets sind damit ebenso geringer als die tatsächliche, erwartbare Belastung.

Zudem liegen aufgrund der Drehflüglercharakteristik des Versuchs verschiedene Reynoldszahlen entlang des Flügels an. Je näher ein Punkt am Drehzentrum liegt, desto geringer ist die Geschwindigkeit und damit die Reynoldszahl. Dadurch ergibt sich ein anderes Strömungsbild entlang des Flügels in Abhängigkeit zur Position zum Drehmittelpunkt. Auch dies entspricht nicht der Situation eines realen Flugzeugs.

Aufgrund des unbekannten Verhaltens des Coversheets spielen jedoch Sicherheitsaspekte und ein geringes Schadensrisiko beim Versuch eine wesentliche Rolle. Der Rotorteststand des DLR ist hierfür geeignet, da dieser über entsprechende Schutzmechanismen verfügt. Zudem liegt der Schwerpunkt der Untersuchung in diesem Stadium noch nicht auf einer quantitativen Strömungsuntersuchung, sodass suboptimale Strömungssituationen akzeptiert werden.

Untersuchung ohne Unterdruck

Im Falle eines Ausfalls der Absaugung ist die Funktionsfähigkeit des Coversheets für einen sicheren Flugbetrieb essenziell. Es ist anzunehmen, dass durch die Verringerung des Luftwiderstands eine geringere Kraftstoffbetankung des Flugzeugs einhergeht. Ein flatterndes Coversheet bei einem Ausfall der Absaugung würde eine Erhöhung des Luftwiderstands und damit eine Erhöhung des errechneten Kraftstoffverbrauchs bedeuten. Dies kann potentiell zu einer gefährlichen Kraftstoffknappheit am Ende eines Flugs führen. Eine Untersuchung des Coversheetverhaltens ohne Absaugung war deswegen sinnvoll.

Auslegung der Unterdruckversorgung

In den Versuchen ohne Unterdruck wurde ermittelt, dass die Auflage des Coversheets auch bei einem Ausfall der Unterdruckversorgung vollständig gegeben ist. Dies bedeutet, dass nach gegenwärtigem Kenntnisstand die Ansaugung des Coversheets verzichtbar ist. Dies hätte eine deutlich geringere Auslegung und damit ein deutlich leichteres Unterdruckversorgungssystem zur Folge. Es wird deswegen für zukünftige Untersuchungen empfohlen besonderes Augenmerk auf den Bereich niedriger Unterdruckleistung zu legen.

Geschwindigkeit der Strömung

Die Kräfte auf das Coversheet steigen mit höherer Strömungsgeschwindigkeit, da hierbei ein höherer Unterdruck über dem Flügel anliegt. Darum kann nicht ausgeschlossen werden, dass höheren Geschwindigkeiten der Coversheet-Überhang nicht doch anfängt zu vibrieren und abzuheben. Dies ist insbesondere bei sehr geringen Unterdrücken der Fall. Zukünftige Versuche sollten deswegen bei hinreichend hoher Geschwindigkeit bzw. hinreichend hohen Reynoldszahlen gemacht werden. Ebenso sollte der Anstellwinkel weiter variiert werden, um das Coversheet in den Punkt des höchsten Unterdrucks zu bringen und damit die Belastung zusätzlich zu steigern.

Flügelprofil

Das in diesem Versuch verwendete Flügelprofil ist das ONERA OA 213 Profil. Dies ist ein Helikopter-Rotorprofil und entspricht nicht dem Profil des späteren laminar-erhaltenden Flugzeugs. Mit einem anderen Profil herrschen andere Druckverhältnisse im Bereich des Coversheets. Es kann deswegen nicht davon ausgegangen werden, dass Abheberscheinung des Coversheets bei anderen Flügelprofilen und insbesondere bei höherer Geschwindigkeit nicht auftreten. Hier sind Messungen mit dem realen Profil notwendig.

Untersuchung mit Wasser

Ein Flugzeug kann durch ein Regengebiet fliegen. Wasser kann durch die Ansaugung unter das Blech gesaugt werden und im weiteren Verlauf in den Flügel eindringen. Die Auswirkungen bei einem Regenflug bzw. von Wasser auf die Langzeitbeständigkeit der Klebverbindung sollten untersucht werden.

Untersuchung auf Vereisung

Weiterhin kann eindringendes Wasser vereisen. Vereisung stellt ein schwerwiegendes Problem für Flugzeuge dar. Das Verhalten des Blechs unter Vereisungsbedingungen sollte untersucht werden.

Umwelteinflüsse auf die Klebung

Ebenso sind auch Klebungen während des Flugs diversen Umwelteinflüssen ausgesetzt. So sind sie z. B. warmen Umgebungstemperaturen beim Start im Sommer und kalter Luft auf Reiseflughöhe ausgesetzt. Ebenso sind sie Feuchtigkeit beim Durchfliegen von Regengebieten ausgesetzt. Dies wirkt sich negativ auf die Festigkeit der Klebung aus. Hier müssen einerseits Klebstoffe eingesetzt werden, die den wechselnden Umweltbedingungen standhalten, und andererseits die entsprechenden Vorbehandlungen der Klebfugen durchgeführt werden, um ein Versagen der Klebung zu vermeiden. Dies sollte im Hinblick der Langzeitbeständigkeit der Klebungen als auch hinsichtlich ihres Einflusses auf die Strömung untersucht werden.

Dichtigkeit des Flügels

Der vorhandene Rotorflügel ist nicht für den Erhalt eines inneren Unterdrucks konzipiert. Der Flügel wurde mit einfachem Klebeband abgedichtet, um dennoch Unterdruck im Inneren aufrecht erhalten zu können, sodass eine akzeptable Dichtigkeit gegeben war.

Zudem wurde eine Venturidüse mit hinreichend großem Durchfluss beschafft. Dies hat sich in diesem Versuch als notwendig erwiesen, um einen ausreichend großen Volumenstrom an Luft absaugen und den Unterdruck konstant aufrechterhalten zu können.

Ein späterer Versuchsträger muss zwingend aus sich selbst heraus druckdicht sein, da ein Abkleben von Undichtigkeiten mit Klebeband nicht praxistauglich ist.

Die Bohrungen, um den Überhang des Coversheets ansaugen zu können, haben sich als hinreichend groß erwiesen.

Image Pattern Correlation Technique

Bei dem Versuch stand nicht die Verformung des Blechs im Vordergrund, sondern die Robustheit. Mögliche Ausgänge des Versuchs wären gewesen:

1. Abfallen des Blechs,
2. Vibrationen,
3. Flattern.

Für den erst genannten Aspekt stellt eine Untersuchung mit IPCT eine unwirtschaftliche Messmethode dar. Die Auswertung der Videos ergab, dass die Bildqualität der Kamera ausreichend ist, um etwaige Vibrationen erkennen zu können. Insbesondere durch das Ausbleiben einer Vibrationsneigung und das Ausbleiben von Beschädigungen erwies sich die Untersuchung mittels IPCT als nicht zwingend notwendig.

Wellen im Coversheet

Die Wellen des Coversheets, die sich beim Aufkleben auf dem Flügel ergaben, sind auf fertigungstechnische Mängel zurückzuführen. Die Blechdicke des Upper-Inner Covers beträgt 0,8 mm. Bei diesen Blechdicken ist das Senken, um den Kopf der Senkkopfschrauben zu versenken, schwierig. Aufgrund des Zeitmangels nach Feststellung dieses Umstands und weil die Anströmung ohnehin verwirbelt ist, wurde auf ein Nachsenken der Bohrungen verzichtet.

Keine saubere Anströmung

Durch die Verwirbelungen der Rotorblätter im Rotorraum liegt keine saubere Anströmung der Flügel vor. Dadurch ist davon auszugehen, dass die Grenzschicht sehr schnell turbulent wird.

8. Zusammenfassung

Diese Bachelorarbeit befasst sich mit der Untersuchung des Verhaltens eines Coversheets zur Laminarerhaltung der Grenzschicht an Flügeltrennstellen. Getestet wurde ein 525 mm langes, 30 mm breites und 0,1 mm dickes Edelstahlblech, welches mit 25 mm breitem, doppelseitigem Klebeband auf den Flügel geklebt wurde. Mittels Unterdruck wurde der lose 5 mm breite Überhang des Coversheets an den Flügel angesaugt. Der Test fand bei verschiedenen Drehzahlen, verschiedenen Flügelanstellwinkeln (10° und -5°) und verschiedenen Unterdrücken (0,168 hPa, 0,5 hPa und 1016,2 hPa) statt. Die Reynoldszahlen lagen zwischen 76.000 und 1.057.000.

Der Hauptteil der Arbeit befasst sich mit der Präparierung des Rotorstands mit den benötigten Komponenten, sowie der qualitativen Untersuchung durch Sicht- und Hörprüfung und der Analyse der ermittelten Ergebnisse.

Die für den Versuch benötigten Komponenten der Unterdruckversorgung wurden beschafft und in den Teststand integriert. Wo es möglich war, wurden benötigte Komponenten selbst gefertigt. Weiterhin wurden benötigte Sicherheitsnachweise aufgrund hoher Drehzahlen geleistet.

Die Prüfergebnisse belegen die Robustheit des getesteten Konzepts. Bei allen Anstellwinkeln sowie allen Drehzahlen liegt das Coversheet eben auf dem Flügel auf. Eine Neigung zu Vibrationen und zum Abreißen des Coversheets wurde bei keinem der Versuche festgestellt. Auch bei einem Ausfall der Unterdruckversorgung erweist sich das getestete Konzept als hinreichend robust. Eine Neigung zum Abreißen des Coversheets bestand zu keinem Zeitpunkt.

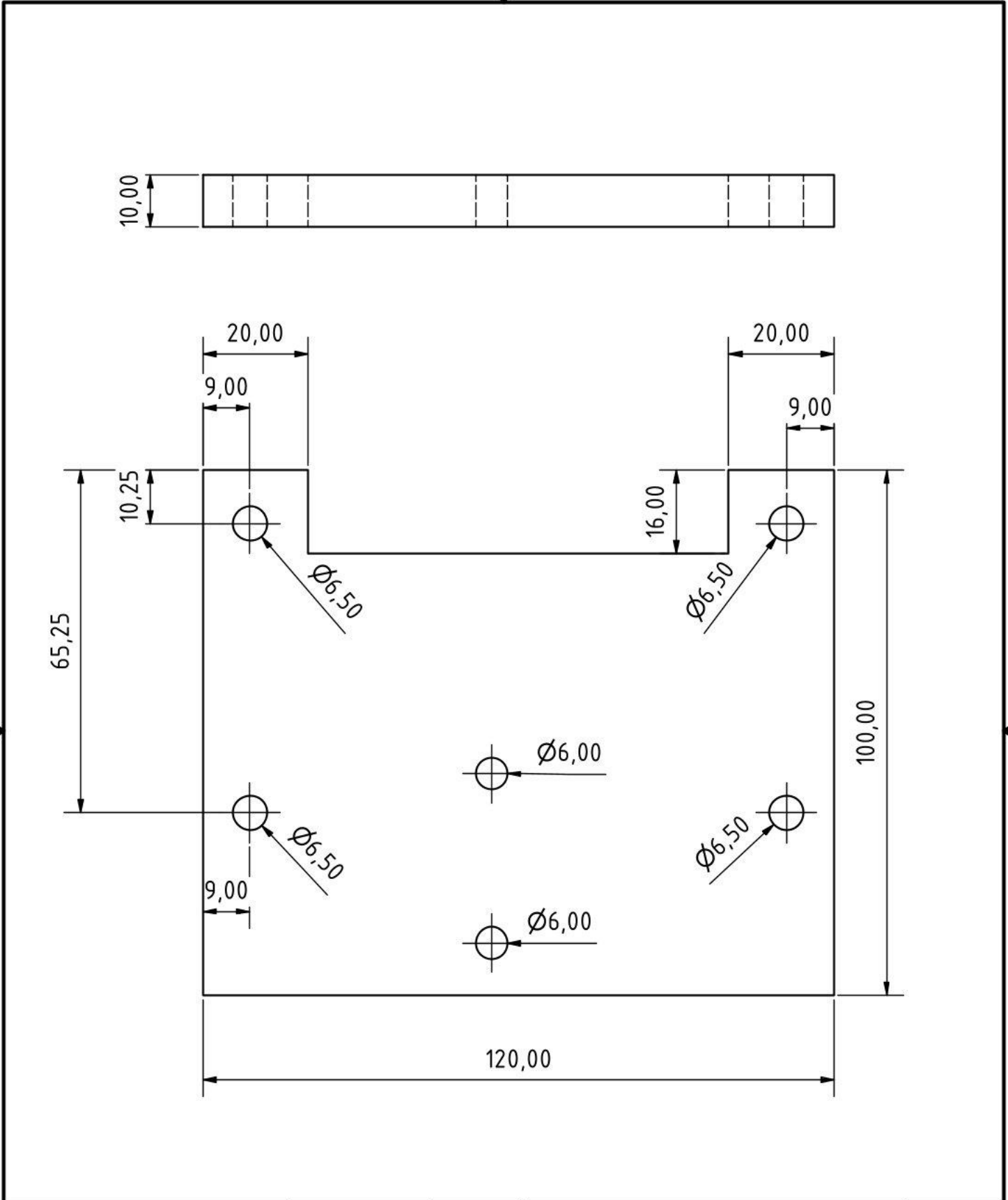
9. Literaturverzeichnis

- Airfoiltools: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=oa213-il>; Zugriff: 19.01.2025
- Berríos Hinz, R.: Untersuchung der Robustheit einer laminar erhaltenden Trennstelle zwischen HLFC-Vorderkante und Flügelbox (Masterarbeit Luft- und Raumfahrttechnik), DLR, Braunschweig, (2023)
- Bschorer, S.: Technische Strömungslehre Lehr- und Übungsbuch, 11. Auflage, Wiesbaden: Springer Vieweg, (2018)
- Buchwald, Y.: Die grandiose Idee kleiner Luftschübe, in: DLR Magazin, Nr. 160, Kempten, März 2019, S. 17
- DLR Projekt-Archiv, Hybrid Laminar Flow Technology (HLFC): <https://www.dlr.de/de/bt/medien/videos/hybrid-laminar-flow-technology-hlfc-cost-effective-tssd-design-for-active-flow-control>; Zugriff 07.01.2025.
- DLR Projekt-Archiv LamTa: Maximales Energie-Einsparpotenzial durch Laminartechnologien LamTA: <https://www.dlr.de/de/as/forschung-transfer/projekte/lamta>; Zugriff 27.01.2025
- DLR Projekt-Archiv, Nacor: Tailored Skin Single Duct (TSSD) Konzept als kostengünstige Bauweise für aktive Strömungskontrolle: <https://www.dlr.de/de/bt/forschung-transfer/projekte/projekt-archiv/nacor>; Zugriff 07.01.2025
- DLR Video, Hybrid Laminar Flow Technology: <https://www.dlr.de/de/bt/medien/videos/hybrid-laminar-flow-technology-hlfc-cost-effective-tssd-design-for-active-flow-control>; Zugriff 07.01.2025
- Fischer et al.: Tabellenbuch Metall. 45. Auflage, Haan-Gruiten, Verlag Europa-Lehrmittel, (2011)

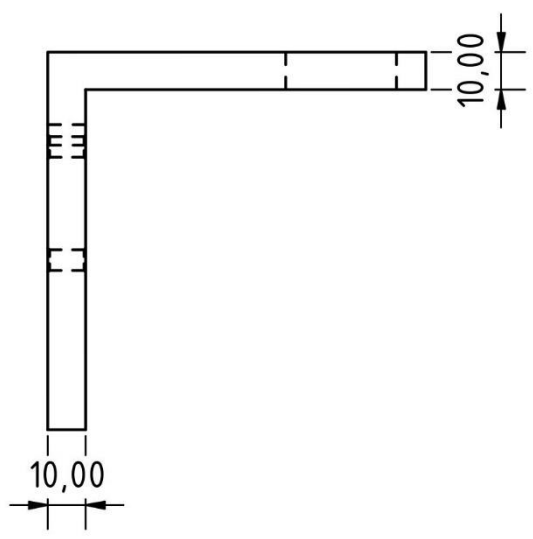
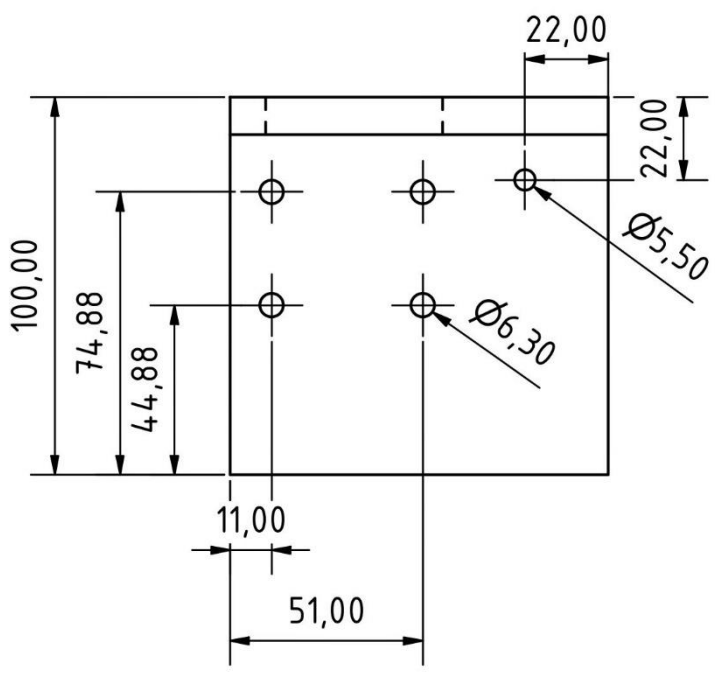
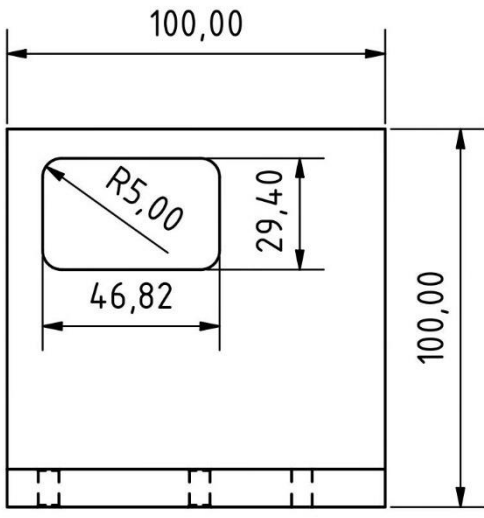
- Habenicht, G.: Kleben - erfolgreich anwenden, 6. Auflage, Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag (2012)
- Habenicht, G.: Kleben Grundlagen, Technologien, Anwendungen, 6. Auflage, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, (2009)
- Horn et al.: Novel tailored skin single duct concept for HLFC fin application, (2017) <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-044.pdf>; Zugriff 21.12.2024
- Klinge, F.: Strömungslehre (Vorlesungsfolien), Ostfalia Hochschule für angewandte Wissenschaften (2021)
- Krause, M.: Bau und Vermessung einer laminaren Trennstelle von Flügelvorderkanten (2021); <https://elib.dlr.de/143067/>; Zugriff 08.12.2024
- Oertel Jr., H.: Prandtl - Führer durch die Strömungslehre, 14. Auflage, Wiesbaden: Springer Vieweg, (2017)
- Schlichting, H.: Grenzschicht-Theorie, 10. Auflage, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, (2006)
- Schürmann, S.: Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden, 2. Auflage, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, (2007)
- Van der Wall, B.: Grundlagen der Hubschrauber-aerodynamik, 2. Auflage, Berlin: Springer Vieweg, (2020)
- Wenger Engineering: Strömung berechnen, Grenzschicht: <https://www.stroemung-berechnen.de/grenzschicht/> Zugriff 28.01.2025
- Wiedemann M.: Systemleichtbau für die Luftfahrt, 1. Auflage, Wiesbaden: Springer Vieweg, (2022)

Anhang

A Technische Zeichnungen



				Aluminium		1:1
				Datum	Name	Venturidüsenhalterung
				Gezeichnet		
				Kontrolliert		
				Norm		
						1
						A4
Status	Änderungen	Datum	Name			



				Aluminium		1:2
				Datum	Name	Kamerahalterung
			Gezeich			
			Kontroll			
			Norm			
						3
						A4
Status	Änderungen	Datum	Name			



Kernlochdurchmesser: 18,631 mm
 Außendurchmesser: 20,955 mm
 Flankendurchmesser: 19,97 mm
 Steigung: 1,814 mm

Ø18,7 mm Bohrung



					Aluminium oder S235 JR	1:2
					Adapterflansch	
				Name		
			Gezeichnet	Datum		
			Kontrolliert			
			Norm			
						1
						A4
Status	Änderungen	Datum	Name			

B Produktdatenblatt Venturidüse

Bei der in dieser Arbeit verwendeten Venturidüse handelt es sich um die ACV-20HS.

VT Series

Basic Vacuum Generator

How to order

VT - 10 HS CK
① ② ③ ④

① Series	② Nozzle diameter	③ Specification	④ Pressure switch
	05 - ϕ 0.5mm	HS - High vacuum level type (-87kPa)	Nil - Without pressure switch
	10 - ϕ 1.0mm	LS - Large vacuum flow type (-57kPa)	CK - With adjustable pressure switch
	15 - ϕ 1.5mm		
	20 - ϕ 2.0mm		
	25 - ϕ 2.5mm		
	30 - ϕ 3.0mm		

Selection

Model/Pressure switch Nil-Without pressure switch		Model/Pressure switch Nil-Without pressure switch	
Nil-Without pressure switch	CK-With adjustable pressure switch	Nil-Without pressure switch	CK-With adjustable pressure switch
ACV-05HS	ACV-05HSCK	ACV-05LS	ACV-05LSCK
ACV-10HS	ACV-10HSCK	ACV-10LS	ACV-10LSCK
ACV-15HS	ACV-15HSCK	ACV-15LS	ACV-15LSCK
ACV-20HS	ACV-20HSCK	ACV-20LS	ACV-20LSCK
ACV-25HS	-	ACV-25LS	-
ACV-30HS	-	ACV-30LS	-

Technical parameters

Model	Rated air supply pressure bar	Max. vacuum level -kPa	Max. vacuum flow NL/min	Air consumption NL/min	Noise level dB(A)	Working temperature °C	Weight(g)		Recommended hose dia.(mm)	
							Without switch	CK	Air supply port (P)	Vacuum port (V)
ACV-05HS	5.0	87	7	13	68	0~60	80	120	ϕ 8	ϕ 8
ACV-10HS	5.0	90	27	44	68	0~60	80	120	ϕ 8	ϕ 8
ACV-15HS	5.0	90	63	100	72	0~60	140	190	ϕ 8	ϕ 8
ACV-20HS	5.0	90	110	180	72	0~60	350	460	ϕ 8	ϕ 10
ACV-25HS	5.0	90	160	265	75	0~60	730	700	ϕ 10	ϕ 12
ACV-30HS	5.0	90	225	385	75	0~60	870	846	ϕ 10	ϕ 12
ACV-05LS	5.0	57	10	13	68	0~60	75	115	ϕ 8	ϕ 8
ACV-10LS	5.0	57	36	44	68	0~60	75	115	ϕ 8	ϕ 8
ACV-15LS	5.0	57	95	100	72	0~60	135	180	ϕ 8	ϕ 8
ACV-20LS	5.0	57	170	180	72	0~60	330	440	ϕ 8	ϕ 10
ACV-25LS	5.0	57	250	265	75	0~60	710	680	ϕ 10	ϕ 12
ACV-30LS	5.0	57	350	385	75	0~60	840	816	ϕ 10	ϕ 12

VT Series

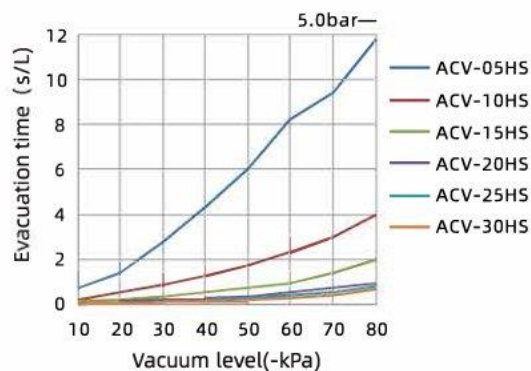
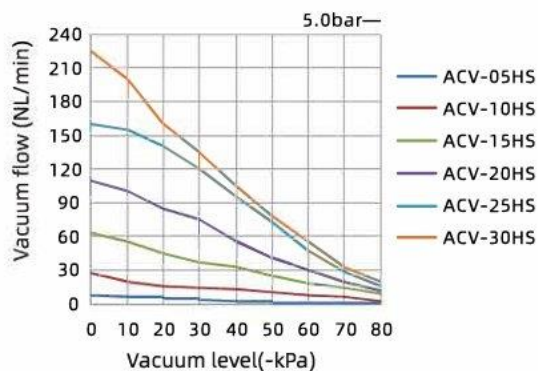
Basic Vacuum Generator

Vacuum flow(NL/min) at different vacuum levels(-kPa)

Model	Air supply pressure bar	Air consumption NL/min	0	10	20	30	40	50	60	70	80	Max. vacuum level -kPa
ACV-05HS	5.0	13	7.0	5.5	4.2	3.0	1.5	0.8	0.5	0.2	0.05	87
ACV-10HS	5.0	44	27.0	19.0	16.0	14.5	13.0	10.5	8.0	6.5	2.50	90
ACV-15HS	5.0	100	63.0	55.0	44.0	37.0	32.5	25.0	18.0	14.0	9.00	90
ACV-20HS	5.0	180	110.0	100.0	85.0	75.0	55.0	40.5	30.0	20.0	12.00	90
ACV-25HS	5.0	265	160.0	155.0	140.0	120.0	95.0	72.0	47.0	28.0	15.00	90
ACV-30HS	5.0	385	225.0	200.0	160.0	135.0	105.0	78.0	55.0	33.0	19.00	90

Evacuation time(s/L) to reach different vacuum levels(-kPa)

Model	Air supply pressure bar	Air consumption NL/min	10	20	30	40	50	60	70	80	Max. vacuum level -kPa
ACV-05HS	5.0	13	0.68	1.38	2.77	4.32	6.02	8.25	9.44	11.82	87
ACV-10HS	5.0	44	0.20	0.49	0.82	1.25	1.74	2.32	2.95	4.00	90
ACV-15HS	5.0	100	0.08	0.19	0.32	0.48	0.69	0.92	1.38	1.95	90
ACV-20HS	5.0	180	0.04	0.10	0.17	0.23	0.34	0.49	0.71	0.92	90
ACV-25HS	5.0	265	0.03	0.07	0.11	0.17	0.24	0.35	0.49	0.75	90
ACV-30HS	5.0	385	0.03	0.06	0.09	0.14	0.20	0.27	0.41	0.63	90



Vacuum flow(NL/min) at different vacuum levels(-kPa)

Model	Air supply pressure bar	Air consumption NL/min	0	10	20	30	40	50	55	Max. vacuum level -kPa
ACV-05LS	5.0	13	10.0	9.0	8.0	6.5	2.5	1.8	0.7	57
ACV-10LS	5.0	44	36.0	31.5	23.5	16.5	10.0	6.5	2.5	57
ACV-15LS	5.0	100	95.0	85.0	70.0	47.5	30.5	15.5	5.5	57
ACV-20LS	5.0	180	170.0	125.0	115.0	95.0	70.0	35.5	7.5	57
ACV-25LS	5.0	265	250.0	215.0	200.0	150.0	105.0	60.0	36.0	57
ACV-30LS	5.0	385	350.0	295.0	267.0	215.0	150.0	85.0	41.0	57

Vacuum Generator

AZK

AZX

AZD

AGS

AGB

AGP

AGX

AGE

ABM/ABX

ABM/ABX Combined Type

AMC

AM/AL/AH

AM/AL Combined Type

AMD

AZW

AZR

ABT

ABP

ABQ

AEVC

AZL

AZH

AZU

ACV

ASBP

ALS

ACP

ACPF

ACPS

APB

Data Sheet

AIRHOLD 1 CBS

High temperature double-backed holding tape

■ DESCRIPTION

Airhold 1 CBS is an all-purpose, high temperature double-backed holding tape. It is 0.0005 inch (13 µm) polyester film coated on both sides with a non-silicone adhesive. Airhold 1 CBS is designed to hold secondary bonded details, release plies, release films and breathers in place during lay up and vacuum bagging machining operations. It leaves very little residue which can be removed with common shop solvents. Airhold 1 CBS can also be used to replace aerosol contact adhesives and works well on inclined tool surfaces.

■ BENEFITS

- High temperature tape can be used for fixing materials position during lay-up and curing process.
- Fix position of consumable materials to avoid process errors and improve part quality.
- Hold layered materials in place at high temperature with easy removal and clean-up after use.

■ TECHNICAL DATA

Maximum use temperature	400°F (204°C)
Carrier type	Polyester
Adhesive type	Acrylic
Color	Clear
Total thickness	0.0035 inch (89 µm)
Film thickness	0.0005 inch (13 µm)
Combined adhesive thickness	0.0030 inch (76 µm)
Elongation at break	<50 %
Shelf life	18 months from date of shipment when stored in original packaging at 72°F (22°C)

■ COMMONLY USED SIZES

Width	Length	Packaging
1 inch (2.54 cm)	36 yards (33 m)	36 rolls per case
2 inches (5.08 cm)	36 yards (33 m)	24 rolls per case

- Broken cases and other widths available on special order.



■ NOTES

- The maximum use temperature is dependent upon the duration at maximum temperature and is process specific, Airtech recommends testing prior to use.

Last updated : 2015-08-06

Catalog position : **Pressure sensitive tapes**

As the conditions or methods of use, including storage, are beyond our control, Airtech International, Inc. does not assume responsibility for the performance of this material for any particular use. The material is sold "as is". Airtech International, Inc. disclaims, and buyer waives, any and all implied warranties, including without limitation the implied warranties of merchantability and of fitness for particular use. The information contained herein represents typical properties and should not be used for specification purposes. Any translation is provided for your convenience only. The official language is English and the official law is California, USA.