

# Konstruktion und Aufbau einer verfahrbaren Grenzschichtsonde für Flugmessungen

M. Wermes, Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig, Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig, Deutschland

## Zusammenfassung

Für Flugexperimente wurde eine verfahrbare Grenzschichtsonde konstruiert. Neben der Möglichkeit, den Sondenkopf in der Höhe zu verfahren, wird vor allem eine weitgehend autonom messende Sonde realisiert, welche sowohl mittlere als auch Schwankungsprofile einer Tragflügelgrenzschicht erfassen kann. Dies wird durch den Einsatz von zeitauflösenden Drucksensoren direkt im Sondenkopf, einer Funkstrecke zur Kommunikation und der Stromversorgung über Batterien ermöglicht. Durch den Bau eines Funktionsprototyps konnte das grundsätzliche Kinematikprinzip bestätigt werden. Eine Analyse dieses Prototyps, bei dem die Verformung der mechanischen Elemente bei verschiedenen Belastungen und die durch den Antrieb erreichbaren Hubkräfte gemessen und analysiert wurden, mündete in einer Überarbeitung der Konstruktion. Der modifizierte Prototyp dient als Nachweisträger für weitere mechanische Versuche und zur Validierung und Qualifizierung des Gesamtkonzeptes in Windkanälen. Mit Hilfe von numerischen Simulationen mit dem DLR TAU-Code konnte ein geeigneter Verkleidungskörper entwickelt werden, dessen Einfluss auf die Grenzschichtströmung und die Messdatenerfassung am Sondenkopf sehr gering ist.

## 1. EINLEITUNG

Durch Weiterentwicklung der numerischen Berechnungsverfahren hat die Vorhersagegenauigkeit der aerodynamischen Eigenschaften einer neuen Flugzeugkonfiguration eine hohe Güte erreicht. Die größten Unsicherheiten ergeben sich in der Bestimmung des Maximalauftriebs, da hier teilabgelöste Strömungen vorliegen, welche sich mit den derzeit üblichen Rechenverfahren nur mit besonderen Mitteln und großem Aufwand darstellen lassen. Auch in Windkanalversuchen ergeben sich dahingehend Unsicherheiten, dass der Maximalauftrieb sehr empfindlich auf z.B. Modellvereinfachungen reagiert. Bei der Anwendung der vorhergesagten Werte für eine Flugzeugauslegung müssen deshalb Sicherheitsabstände zu den Flugbereichsgrenzen angenommen werden, damit das Entwicklungsrisiko des Herstellers klein gehalten werden kann. Der exakte Maximalauftrieb eines Flugzeuges wird erst im Flugversuch bestimmt. Haben die Flugversuche begonnen, ist der Produktentwicklungsprozess schon sehr weit fortgeschritten, so dass es nur unter Einsatz erheblicher finanzieller und fertigungstechnischer Mittel seitens des Flugzeugherstellers möglich ist, die hergestellte Flugzeugkonfiguration zu ändern. Zur Risikoverringerung muss der Auslegungsprozess verbessert werden. Dafür werden belastbare Validierungsdaten benötigt, um Bereiche zu identifizieren, an denen die numerische Simulation die Realität nicht genau genug darstellt. Solche Validierungsdaten wurden bis jetzt im Flugversuch nicht ermittelt.

Im Luftfahrtforschungsprojekt IV "HINVA" (High-Lift **IN**flight **VA**lidation) [1] soll unter Projektleitung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (e.V.) für eine industrielle Flugzeugkonfiguration eine hochwertige Datenbasis unter Verwendung aller am Entwurfsprozess beteiligten Werkzeuge, wie numerische Strömungssimulationen, Windkanalversuche und Flugversuche, erstellt werden. Anhand der gewonnenen Daten soll als Projektziel abgeleitet werden, wie vor

allem die numerischen Entwurfswerkzeuge verbessert werden können. Das Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig ist als Unterauftragnehmer am Projekt HINVA beteiligt. Im Rahmen dieses Forschungsprojektes wird eine in der Höhe verfahrbare Grenzschichtsonde entwickelt und in vierfacher Ausführung gebaut, welche an (fast) beliebigen Stellen des Flugzeuges aufgeklebt werden kann. Die Sonde hat einen Sondenkopf, der mit drei zeitgenau messenden Drucksensoren ausgestattet ist. Diese Sonden sollen sowohl mittlere als auch Schwankungsprofile der Tragflügelgrenzschicht erfassen und somit hochwertige Validierungsdaten für dieses Verbundprojekt liefern.

## 2. SONDE FÜR GRENZSCHICHTMESSUNGEN

Für genaue Messungen in der Grenzschicht eines Tragflügels sind einige Aspekte zu beachten. Bei Grenzschichtmessungen sind nach *Eckelmann* [2] die Vermeidung des Barkereffekts und der Wandgradienteneinfluss besonders wichtig. Wird eine Dreiloch-Sonde, bei welcher die Röhren in der x-y-Ebene angeordnet sind, mit einem kleinsten Außendurchmesser von  $d_A = 1 \text{ mm}$  bei mittleren Geschwindigkeiten von  $u = 140 \text{ m/s}$  und einer kinematischen Viskosität  $\nu = 15 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$  eingesetzt, ergibt sich eine Sondenreynoldszahl von

$$(1) \quad Re_S = \frac{u \cdot d_A}{\nu} = 9333.$$

Die kritische Sondenreynoldszahl  $Re_{krit} = 100$  [3] wird bei Verwendung einer solchen Sonde bereits bei einer Geschwindigkeit von

$$(2) \quad u_{krit} = \frac{Re_{krit} \cdot \nu}{d_A} = 1,5 \text{ m/s}$$

erreicht. Zum Vergleich wird aus der Lösung einer numerischen Strömungssimulation mit dem DLR-TAU-Code, in welcher eine repräsentative Verkehrsflugzeugkonfiguration bei

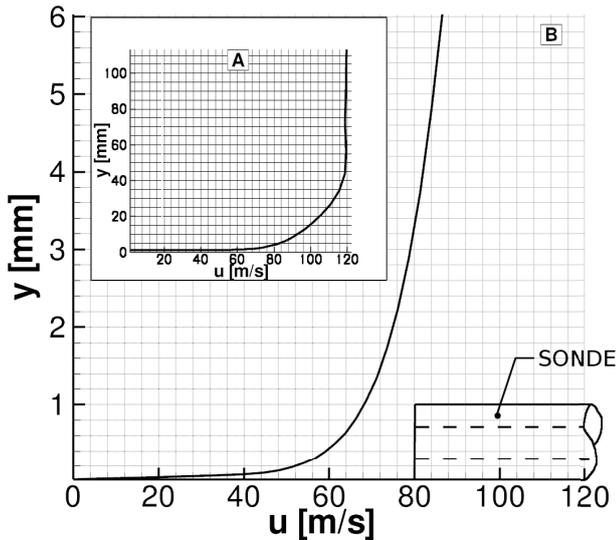


BILD 1. Ausschnitt (B) aus dem Grenzschichtgeschwindigkeitsprofil (A)  $y$  über  $u$ , mit Darstellung eines Sondenrohres welches einen Außendurchmesser von  $d_A = 1\text{ mm}$  und einen Innendurchmesser von  $d_I = 0,4\text{ mm}$  hat.

$\alpha = 18,5^\circ$ ,  $Re = 25 \cdot 10^6$  simuliert wurde, ein Grenzschichtprofil extrahiert. BILD 1 zeigt die Grenzschichtgeschwindigkeitsverteilung und als Größenvergleich die Darstellung der Dimensionen eines Sondenröhrchens mit einem Außendurchmesser von  $d_A = 1\text{ mm}$  und einem Innendurchmesser  $d_I = 0,4\text{ mm}$ . Eine Geschwindigkeit von  $u = 1,5\text{ m/s}$ , bei der sich die kritische Reynoldszahl des beschriebenen Sondenröhrchens einstellt, liegt erst bei einem Abstand über der Tragflügeloberfläche vor, welcher viel kleiner als der Außendurchmesser des Sondenröhrchens ist, weshalb davon ausgegangen werden kann, dass die kritische Reynoldszahl bei der geplanten Anwendung nicht erreicht wird. Sollen Messungen in einer Grenzschicht oder in einem Rohr durchgeführt werden, tritt ein zusätzlicher Fehler durch den Geschwindigkeitsgradienten der Grenzschicht an der Wand auf. Der Gesamtdruck wird durch die Verdrängungswirkung der Sonde zu hoch gemessen. Um den korrekten Gesamtdruck zu erhalten, muss nach *Young und Maas* [4] der Messort zur höheren Geschwindigkeit verschoben werden. *MacMillan* [5] fand, dass die Verschiebung um

$$(3) \Delta y = 0,15 \cdot d_A$$

hin zur höheren Geschwindigkeit erfolgen muss. BILD 2 verdeutlicht den so entstehenden Fehler. Es wird ersichtlich, dass der Fehler exponentiell ansteigt, je näher die Sonde der Wand kommt. Die Korrektur  $\Delta u$  ist nach *Wuest* [6] dem gemessenen Wert für die Geschwindigkeit hinzuzufügen.

### 3. DESIGN

Um bei dem Entwurf der Grenzschichtsonde strukturiert vorzugehen, wurden zunächst sechs verschiedene Kinematikkonzepte in einem morphologischen Kasten zusammengefasst. Von diesen wurden nach eingehender Bewertung die drei vielversprechendsten ausgewählt und im CAD-Programm CATIA™ von ihnen Rohkonstruktionen erstellt, welche die wesentlichen Konstruktionskomponenten

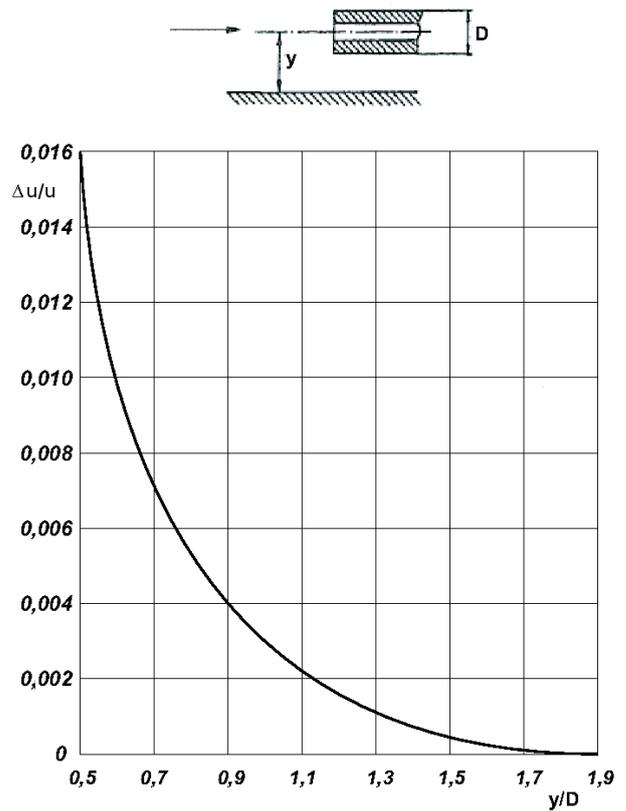


BILD 2. Wandinfluss auf die Anzeige einer Gesamtdrucksonde.

umfassten. Zudem wurden mit dem Kinematicsmodul des Programms CATIA™ Bewegungssimulationen [7] der Rohkonstruktionen erzeugt, um diese auf Kollisionen und Freigängigkeit zu überprüfen. Nach Abwägung aller Vor- und Nachteile wurde von den Rohkonstruktionen eine ausgewählt, um von ihr einen Funktionsprototypen zu fertigen. Dieser wurde nach dem Zusammenbau analysiert und in Details überarbeitet, wobei das kinematische Grundkonzept beibehalten wurde.

#### 3.1. Anforderungen an die Grenzschichtsonde

Zunächst wurden die wesentlichen Anforderungen (TAB. 1) an die zu fertigende Grenzschichtsonde zusammengestellt.

Art	Bezeichnung	Werte, Daten
Konstruktion	Sondenhub	$h_S = 100\text{ mm}$
	Hubauflösung	$\Delta h_S = 0,2\text{ mm}$
	Befestigungsplatte	$L \times B = 70 \times 40\text{ mm}$
Versuchsbedingungen	maximale Flughöhe	$H_{MAX} = 30000\text{ ft}$
	maximale Machzahl	$MOM = 0,82$
	maximale Fluggeschwindigkeit	$V_{MO} = 350\text{ kt CAS}$
	minimale Temperatur	$T_{MIN} = -56,6^\circ\text{ C}$

TAB. 1 Die wesentlichen Anforderungen an die Grenzschichtsonde im Projekt HINVA

Dabei wurde nach konstruktiven Vorgaben und Versuchsrandbedingungen unterschieden. Neben den in Zahlenwerten fixierten Anforderungen kommen generelle, qualitative Anforderungen an die Kinematik der Sonde hinzu. Damit die

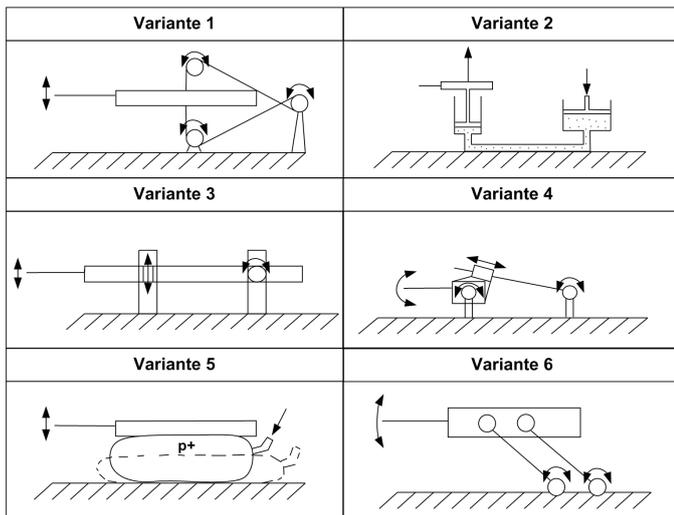


BILD 3. Morphologischer Kasten mit Skizzen von sechs Kinematikvarianten für die projektierte Traversiervorrichtung.

Positioniergenauigkeit das geforderte Maß  $\Delta h_S = 0,2\text{ mm}$  erreichen kann, muss einerseits die Lagerung aller beweglichen Komponenten spielfrei ausgeführt werden und darf andererseits die gesamte Konstruktion unter den auftretenden Belastungen nur kleine Verformungen aufweisen. Weiterhin sollen die Flugbereichsgrenzen des Flugzeugs möglichst wenig eingeschränkt werden, d.h. die Sonde muss die maximale Flughöhe des Flugzeugs und daraus resultierend die minimale Umgebungstemperatur aushalten können. Dies wird aus dem Grund angenommen, dass Transferflüge in ein Versuchsfluggebiet auf kürzestem Weg und mit maximaler Geschwindigkeit durchgeführt werden. Die Sonde muss darauffolgend beim Erreichen der Versuchsflughöhe von  $H_V = 10000\text{ ft}$  einsatzbereit sein. Die niedrige Temperatur von bis zu  $T = -56,6^\circ\text{C}$  stellt hohe Anforderungen an alle verarbeiteten Komponenten, insbesondere an die Elektronik und alle beweglichen Teile. Die zu erreichende Hubhöhe wurde auf  $h_S = 100\text{ mm}$  festgelegt, um z.B. bei Messungen auf dem Flügel auch den Nachlauf des Vorflügels mit zu erfassen. Der Grundkörper soll dabei eine maximale Grundfläche von  $L \times B = 70 \times 40\text{ mm}$  haben, um dem Ziel der Erstellung einer Grenzschichtsonde mit einem hohen Miniaturisierungsgrad gerecht zu werden. Die Sonde soll über eine Funkstrecke sowohl aktiviert werden, als auch ihren Status an den Operator melden. Der Einsatz eines Funksystems an einem Flugzeug im Flug bedingt, dass zu den bordeigenen Funksystemen ein ausreichender Frequenzabstand eingehalten wird, so dass diese nicht gestört werden und ein sicherer Betrieb des Flugzeugs möglich ist. Im Umkehrschluss dürfen die Sonden in ihrer Aufgabe der Messdatenerfassung nicht durch die Signale der Flugzeugsysteme gestört werden.

### 3.2. Morphologischer Kasten

Das folgende Bild 3 zeigt die verschiedenen Kinematikkonzepte in einem morphologischen Kasten zusammengefasst. Variante eins stellt eine Antriebslösung mit Kraftübertragung über Draht oder Seil dar. Dabei wird der Draht auf der Ober- und Unterseite der Sonde befestigt und von dort jeweils über Umlenkrollen zu einer zentralen Drahttrommel geführt, auf der er so aufgewickelt ist, dass es eine direkte Verbindung zwischen der Befestigung auf der Oberseite und der Befestigung auf der

Unterseite gibt. Die Höhenverstellung der Sonde wird durch Rotation der Drahttrommel bewerkstelligt. Der Vorteil dieser Variante liegt in der Möglichkeit einer geradlinigen, orthogonalen und bei entsprechender Vorspannung des Drahtes auch spielfreien Bewegung der Sonde relativ zur Oberfläche, auf der sie befestigt ist. Nachteilig ist, dass die Hubhöhe nur so groß wie der Aufbau des Antriebs sein kann und dass durch eine ebenso große Gleitführung die Sondenhalterung stabilisiert werden muss. Zudem sind Temperatureinflüsse, welche Ausdehnung und Schrumpfung des Drahtes oder Seiles bewirken können, bei den vorherrschenden minimalen Versuchstemperaturen wahrscheinlich.

Bei Variante zwei wird die Hubbewegung über eine Hydraulik erreicht, bei der die Sonde auf dem wegerzeugenden Kolben mit kleiner Fläche platziert wird, während der Antrieb am kräftezeugenden Kolben mit größerer Fläche wirkt. Der Vorteil dieser Antriebsvariante liegt in der Möglichkeit, nahezu beliebige Hubkräfte realisieren zu können und dabei eine hohe Positionierungsgenauigkeit zu erreichen. Nachteilig erweist sich die Temperaturabhängigkeit der Viskosität des Hydrauliköls, die Gefahr der Entstehung von Undichtigkeiten an den Verbindungsstellen des Hydrauliksystems und die Einschränkung, dass aus Platzgründen eine kleine Pumpe installiert werden muss.

Die Kinematikvariante drei realisiert die Hubbewegung der Sonde über eine senkrecht zur Befestigungsoberfläche angeordnete Zahnstange oder Spindel und die Stabilisierung über ebenso angeordnete Gleitlager einer weiteren Führung, welche antriebslos mitläuft. Vorteilhaft an dieser Ausführung ist die übersetzungsfreie Umwandlung einer Drehbewegung des Antriebs in eine lineare Hubbewegung orthogonal zur Befestigungsoberfläche. Dadurch wird die Hubauflösung linear von der erreichbaren Winkelauflösung des Antriebs bestimmt. Bei dieser Kinematikvariante ist es nachteilig, dass die Hubhöhe durch die Bauhöhe beschränkt wird.

Bei Variante vier wird die Höhenverstellung des Sondenkopfes durch eine Kippbewegung erreicht. Angetrieben wird die Bewegung des Sondenkopfes über eine ebenfalls schwenkbar gelagerte Spindel. Das heißt, dass eine Drehbewegung in eine lineare Hubbewegung umgewandelt wird. Die Kippbewegung eröffnet die Möglichkeit, die Mechanik und alle weiteren Komponenten der Sonde in einem Körper mit kleinerer Bauhöhe als der Verfahrenhöhe des Sondenkopfes unterzubringen. Je länger dabei das Sondenverlängerungsrohr ausgeführt wird, desto größer kann die Hubhöhe relativ zum verfügbaren Bauraum sein. Die auftretenden Lasten werden zudem nicht ausschließlich auf die Spindel übertragen, sondern auch über die Lagerung des Schwenkhebels in eine Grundplatte geleitet. Nachteilig bei dieser Variante ist der durch das Schwenken der Sonde hervorgerufene Winkelfehler des Sondenkopfes, was dazu führt, dass die Sonde an jedem Messpunkt unter einem anderen Anstellwinkel angeströmt wird. Dadurch muss die Sonde aufwändig kalibriert werden, bevor sie eingesetzt werden kann.

In Variante fünf wird die Hubbewegung der Sonde über ein aufblasbares Luftkissen erreicht, welches seine Hauptausdehnung beim Befüllen mit Luft in z-Richtung erfährt. Von Nachteil ist, wie bei Variante zwei, dass eine geeignete, möglichst kleine Pumpe zum Einsatz kommen muss. Weitere Nachteile stellen die Abhängigkeiten des eingestellten Druckes im Luftkissen vom herrschenden Umgebungsdruck und von der Umgebungstemperatur dar. Damit ist die Präzision der Lagehaltung zwei direkten Einflussfaktoren unterworfen, was nur durch eine

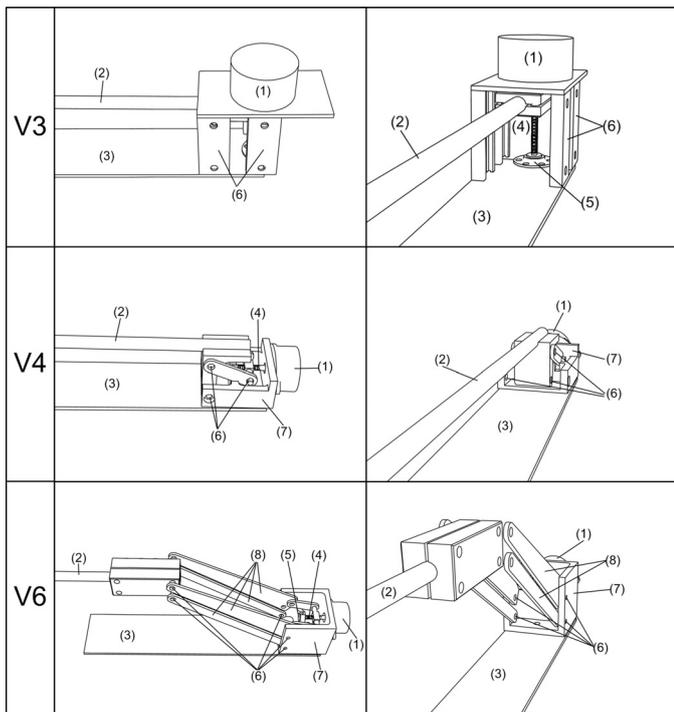


BILD 4. CATIA - Rohkonstruktionen von drei Kinematikvarianten mit: (1) Motor, (2) Sonde mit Halter, (3) Referenzplatte, (4) Spindel, (5) Stützlager für Spindel, (6) Lagerung, (7) Grundkörper und (8) Schwenkhebel.

möglichst konstante Druckdifferenz zwischen Umgebung und dem Inneren des Luftkissens in Verbindung mit einer robusten Regelung und entsprechender Sensorik abgefangen werden kann. Genau wie bei Variante zwei können auch bei dieser Variante Undichtigkeiten auftreten, welche die Funktionalität negativ beeinflussen können.

Die sechste Kinematikvariante ist eine Ausführung, bei der die Sonde über eine Schwenkbewegung von parallel angeordneten Hebeln verfahren wird. Die Hebel sind dabei sowohl an der Sonde als auch an einer Grundplatte drehbar gelagert. Dabei kann der Antrieb direkt an einem der Lager erfolgen, während die anderen zur Stabilisierung dienen und unangetrieben mitschwenken. Der Vorteil dieses Konzeptes liegt wie bei Variante vier darin, dass der Bauraum zur Unterbringung des Antriebs kleiner sein kann als die erreichbare Hubhöhe der Sonde. Die Hubhöhe wird direkt durch die Länge der Parallelogrammhebel bestimmt. Auch hier bewegt sich der Sondenkopf bei der Verfahrensbewegung auf einer Kreisbahn über der Oberfläche in der x-z-Ebene, wobei im Unterschied zu Variante vier die Sonde über den gesamten Verfahrensweg parallel zur Befestigungsfläche ausgerichtet bleibt.

Als vielversprechendste Varianten wurden zusammenfassend die Varianten drei, vier und sechs erachtet. Diese Varianten haben den Vorteil, dass sich bei ihnen, im Gegensatz zu den Varianten eins, zwei und fünf, ein Direktantrieb über eine Spindel oder Zahnstange realisieren lässt, wodurch sie unempfindlich für Temperatur- und Druckschwankungen in der Umgebung sind. Dadurch sind diese Einflussgrößen für die Positionierfähigkeit vernachlässigbar.

### 3.3. Rohkonstruktionen

Auf Grundlage der zuvor angefertigten Skizzen des morphologischen Kastens wurde für die ausgewählten Varianten die Realisierung einer praktikablen Kinematikvariante mit komplett ausgeführtem Antriebsstrang und der prinzipiellen Lagerung der beweglichen Teile erstellt. Der Antriebsstrang besteht dabei jeweils aus dem Motor, einer Antriebswelle und verschiedenartigen Transmissionsgliedern zur Übersetzung der Motordrehbewegung in eine Hubbewegung des Sondenkopfes. Alle drei Rohkonstruktionen haben eine Spindel zur Übersetzung der Drehbewegung des Motors in eine lineare Vorschubbewegung, weil die Spindel als das einzige Antriebselement identifiziert wurde, welches ohne erheblichen Mehraufwand so ausgelegt werden kann, dass sie selbsthemmend ist. BILD 4 zeigt jeweils zwei Ansichten der drei angefertigten Rohkonstruktionen. Die wesentlichen, wiederkehrenden Konstruktionselemente wurden zum besseren Verständnis markiert. Bei Variante drei wird das Konzept aus dem morphologischen Kasten über vier Gleitlagerungen (6) und eine zentral angeordnete Hubspindel (4) realisiert. Die Spindel stützt sich in einem Gleitlager (5) ab, welches an der Bodenplatte befestigt ist. Bei dieser Variante ist der Antriebsmotor oben auf dem Gehäuse befestigt. Die Traversierung wird über eine Drehung der Spindel und die Umwandlung dieser Bewegung in einen linearen Hub an der im Sondenhalter befestigten Spindelmutter ermöglicht. Vorteilhaft ist, dass die Traversierung parallel, orthogonal und linear relativ zur Oberfläche durchgeführt wird. Nachteilig ist, dass die Flanken des Spindelgewindes die gesamten Lasten aufnehmen müssen und die Gefahr des Verklammerns der Gleitführungen bei Biegeverformungen der Spindel besteht. Die Gleitführungen verhindern Drehungen der Sonde um die z-Achse und Verschiebungen in x- und y-Richtung. Bei der Rohkonstruktion von Variante vier wird der Antriebsmotor (1) an der Rückseite eines Grundkörpers (7) angeflanscht. Der Motor treibt eine Spindel (4) an, auf der eine Spindelmutter mit zwei gegenüberliegenden Anschlüssen für zwei parallel angeordnete Antriebshebel läuft. Die Spindel verfügt über eine Stützlagerung (5) an dem in Bezug auf den Motor abgewandten Ende. Die Antriebshebel sind an ihrem anderen Ende beidseitig an einem Kipphebel befestigt, welcher gleichzeitig als Sondenhalter fungiert. Der Hauptvorteil dieser Variante ist eine sehr kompakte Bauform mit der Beschränkung auf wenige Einzelteile. Nachteilig ist, dass die Sonde eine Rotationsbewegung bei der Traversierung durchführt und dadurch nicht strömungsparallel ausgerichtet ist. Auch bei Variante sechs ist der Antriebsmotor (1) an der Rückseite des Grundkörpers (7) angeflanscht, in dessen Innenraum die Antriebswelle und die daran befestigte Antriebsspindel (4) hineinragen. Am anderen Ende der Antriebsspindel befindet sich auch hier eine Stützlagerung (5) für die Stabilisierung der Spindel. Es gibt auch bei diesem Konzept zwei ähnliche parallel laufende Antriebshebel, welche im Unterschied zu Variante vier mit einem weiteren Paar drehbar gelagerter Schwenkhebel (8) verbunden sind. Dadurch ist es möglich, eine kleine Bewegung der Antriebshebel in eine größere Hubbewegung am Ende der Schwenkhebel, am Ort der Sondenbefestigung (2), zu übersetzen. Die erreichbare Hubhöhe hängt bei diesem Konzept direkt von der Wahl der Länge der Schwenkhebel und dem Abstand der Anlenkung der Antriebshebel vom Drehpunkt der Schwenkhebel ab. Um Schwachstellen der Konstruktion und möglicherweise vorhandene Konflikte in der Anordnung der Bauteile zu identifizieren, wurde mittels der im Programm CATIA vorhandenen digitalen Modellumgebung

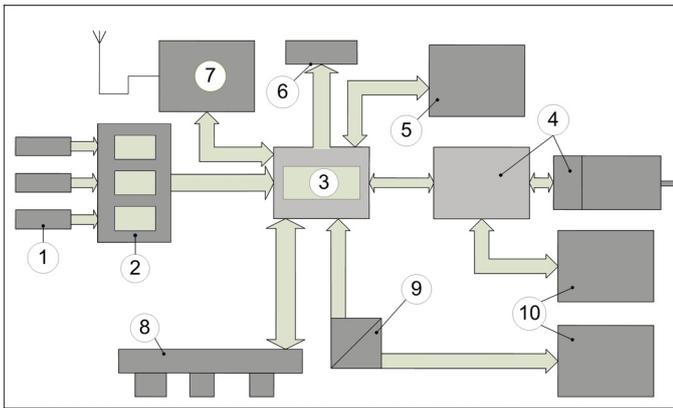


BILD 5. Blockschaltbild der Grenzschichtsonde mit allen für den Betrieb benötigten Komponenten: (1) drei KULITE Drucksensoren, (2) drei Analog-Digital-Wandler, (3) Mikrocontroller, (4) Antriebseinheit mit Motor, Positionsenncoder und Motorcontroller, (5) Sondenheizung, (6) externe Speicherkarte, (7) kabelloses Sende- und Empfangsmodul, (8) externe Anschlüsse, (9) Spannungswandler, (10) Batterien

Kinematics [7] von jeder Variante eine Bewegungsanalyse durchgeführt und die Konstruktion gegebenenfalls angepasst. Es wurde Variante sechs ausgewählt, um von diesem Konzept einen Prototypen zu fertigen. Diese Variante bietet die Möglichkeit, die angestrebte Hubhöhe von  $h_S = 100\text{ mm}$  zu erreichen und dabei trotzdem die Antriebsmechanik in einem kompakten Grundkörper unterzubringen. Diese Variante stellt einen Kompromiss zwischen den Verfahrenstrajektorien der Varianten drei und vier dar, da die Hubbewegung zwar nicht wie bei Variante drei exakt senkrecht zum Startpunkt über der Oberfläche erfolgt, allerdings auch nicht den Anstellwinkelfehler, wie bei Variante vier hervorruft.

#### 4. ELEKTRONISCHE KOMPONENTEN DER GRENZSCHICHTSONDE

Zur Abschätzung, welche elektronischen Komponenten für die Umsetzung des Gesamtkonzepts der Grenzschichtsonde neben dem Antrieb noch benötigt werden, wurde ein Blockschaltbild (BILD 5) erstellt. Es werden drei Drucksensoren vorgesehen, welche je einen Analog-Digital-Wandler zur Umwandlung des analogen Signals der Sensoren in ein digitales Signal benötigen. Der zentral angeordnete Mikrocontroller koordiniert und regelt alle anfallenden Prozesse. So geht von ihm beispielsweise der Auftrag an den Motorcontroller, mit der Verfahrensbewegung zu beginnen. Weiterhin wird eine Sondenheizung vorgesehen, welche bei niedrigen Temperaturen dafür sorgt, dass die zulässigen Temperaturgrenzwerte der Komponenten eingehalten werden. Um einen hohen Autonomisierungsgrad des Messsystems zu erreichen, erfolgt die Datenspeicherung in einer externen Speicherkarte, welche zur Datenweiterverarbeitung entnehmbar ist. Zudem verfügt die Sonde über ein Sende- und Empfangsmodul, mittels welchem kabellos mit einem Messrechner im Flugzeugrumpf kommuniziert werden kann. Dabei wird die Sonde per Funk aktiviert und meldet lediglich den Abschluss der Messung oder Probleme zurück. Der eigentliche Messvorgang erfolgt autonom. Die Stromversorgung soll über Batterien erfolgen, wobei eine Antriebsbatterie und eine Systembatterie vorgesehen sind. Für die Erzeugung der Systemspannung

wird mindestens ein Spannungswandler benötigt. Aus Redundanzgründen und für den Laborbetrieb sind externe Anschlüsse für die Datenübertragung und für die Stromversorgung vorgesehen.

#### 4.1. Mögliche Verfahrensmodi

Für den Betrieb der Grenzschichtsonde werden drei verschiedene Verfahrensmodi vorgesehen. Die Messungen erfolgen jeweils mit der maximalen Datenerfassungsrate. Der erste Modus bietet die Möglichkeit, in einer definierten Zeit die gesamte Hubbewegung durchzuführen. Dabei wird kontinuierlich verfahren und gemessen. Für diesen Modus muss die Zeit, in welcher die gesamte Verfahrensbewegung durchgeführt werden soll, voreingestellt werden.

Der zweite Verfahrensmodi bietet die Möglichkeit, eine schrittweise Verfahrensbewegung durchzuführen und dabei auf jeder Hubposition eine bestimmte Zeit zu verharren und zu messen. Nachdem die maximale Hubposition erreicht wurde, fährt die Sonde automatisch in die unterste (0%) Position und wartet auf ein erneutes Startsignal vom Operateur. Die Parameter, welche voreingestellt werden müssen, sind die Schrittweite und die Wartezeit, beziehungsweise die Abtastfrequenz auf jeder Position.

Der dritte Verfahrensmodi bietet die Möglichkeit, eine gewünschte Hubposition gezielt anzufahren und dort so lange zu warten und zu messen, bis das Signal zum Messende eingeht oder eine bestimmte Zeit abgelaufen ist.

#### 4.2. Stromversorgung

Damit die Grenzschichtsonde einen hohen Grad an Autonomie haben kann, soll sie über eine Batteriestromversorgung verfügen. Bei den zu verwendenden Batterien kommt es weniger auf eine hohe gravimetrische Energiedichte an, d.h. Leistung bezogen auf das Batteriegewicht, als darauf, entsprechend der Maßgabe den Bauraum der Grenzschichtsonde klein zu halten, eine hohe volumetrische Energiedichte, d.h. Batterieleistung bezogen auf das Batterievolumen, zu erreichen. Weiterhin soll der verwendete Batterietyp unempfindlich gegenüber niedrigen Temperaturen sein, da nach TAB. 1 die Außentemperatur auf bis zu  $-56,5^\circ\text{C}$  absinken kann. Die verwendeten Batterien sollen mindestens eine Kapazität von  $4\text{ Ah}$ , bei einem maximalen Entladestrom von  $1,5\text{ A}$  und einer minimalen Nennspannung für die Antriebsbatterie von  $12\text{ V}$  und für die Systembatterie von  $6\text{ V}$  gewährleisten. Es wurden verschiedene Batterietypen recherchiert, für deren Bewertung in BILD 6 eine Darstellung gewählt wird, in der die volumetrische Energiedichte über dem zulässigen Entnahmestrom für ausgewählte Batterietypen und -zusammensetzungen dargestellt ist. Es werden darin sowohl gewöhnliche, nicht wiederaufladbare Nickel-Cadmium-Zellen (NiCd) und wiederaufladbare Nickel-Metallhydrid-Zellen (NiMH), als auch neuere Batteriearten, wie Lithium-Polymer-Akkumulatoren (LiPo), Lithium-Eisen-Polymer-Akkumulatoren (LiFePo<sub>4</sub>), nicht wiederaufladbare Zink-Luft-, Lithium-Mangandioxid (LiMnO<sub>2</sub>-), Lithium-Schwefeldioxid (LiSO<sub>2</sub>-) und Lithium-Thionylchlorid (LiSOCl<sub>2</sub>-) Batterien dargestellt. Über das Temperaturverhalten der einzelnen Batterietypen bei sehr niedrigen Temperaturen stehen nur wenige Daten zur Verfügung, deshalb müssen hierzu Versuche durchgeführt werden, um zu einem abschließenden Ergebnis zu gelangen. Generell sind mittlerweile Batterien kommerziell verfügbar, welche über so hohe Energiedichten verfügen, dass

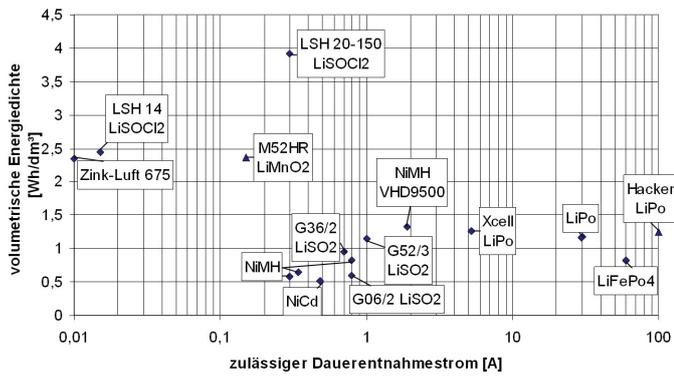


BILD 6. Ergebnis der Recherche verschiedener Batterietypen, Darstellung der volumetrischen Energiedichte über dem maximal zulässiger Dauerentladestrom.

eine Stromversorgung der Sonde durch Batterien möglich erscheint.

**4.3. Funksystem**

Der hauptsächlich genutzte Frequenzbereich der Flugzeugsysteme liegt im Kurzwellen- und Ultrakurzwellenbereich bei  $\Delta f_1 = 2\text{ MHz}$  bis  $335\text{ MHz}$  und im Bereich von  $\Delta f_2 = 962\text{ MHz}$  bis  $1559\text{ MHz}$  [8]. Für eine Funkübertragung können der Frequenzbereich von  $\Delta f_F = 400\text{ MHz}$  bis  $900\text{ MHz}$  und die Frequenzen, welche größer als  $f_F \geq 1600\text{ MHz}$  =  $1,6\text{ GHz}$  sind, genutzt werden.

Es stehen kommerziell gefertigte, minaturisierte Sende- und Empfangsmodule zur Verfügung, welche in den möglichen Frequenzbereichen arbeiten und somit für einen Einsatz in Frage kommen.

**4.4. Verkleidungskörper**

Es wurde in mehreren Schritten eine Verkleidung entwickelt mit dem Ziel in minimalem Bauraum die Komponenten der Grenzschichtsonde unterzubringen und unerwünschte Strömungseffekte, wie z.B. Ablösungen, zu identifizieren und durch geeignete Formgebung zu eliminieren. Zur Analyse der Strömungseigenschaften der Verkleidungskörper wurden numerische Strömungssimulationen mit dem DLR-TAU-Code [10] durchgeführt. Im Programm CATIA wurde die äußere Form nach Vorgaben gestaltet, wie sie z.B. in Hoerner [11] zu finden sind. Die Verkleidung hat im Wesentlichen eine Tropfenform, wobei darauf geachtet wurde, dass die Stirnseite einen Kompromiss zwischen flachem Anstieg und geringem Raumbedarf darstellt, das Dickenmaximum sich in der vorderen Hälfte befindet und der Körper zum Heck hin flach ausläuft. Zudem wurde ein Ersatzflügel konstruiert, bei welchem sich eine mit dem Originalflügel vergleichbare Tragflügelumströmung und Strömungsbedingungen für die Grenzschichtsonde einstellt. Der Ersatzflügel ist ein Rechteckflügel mit NACA0012-Profil, welcher über eine Halbspannweite von  $y = 2500\text{ mm}$  und eine Profiltiefe von  $x = 4465\text{ mm}$  verfügt. Die zu betrachtenden Geometrien wurden bei einer relativen Profiltiefe von 50% auf dem Ersatzflügel platziert. Für die numerischen Simulationen wurde ein Halbmodell genutzt. Die Netzerstellung erfolgte mit dem Programm Centaur™[12]. Es wurde eine Konfiguration der Anströmbedingungen für die numerischen Simulationen ausgewählt, welche die geplante Versuchskonfiguration

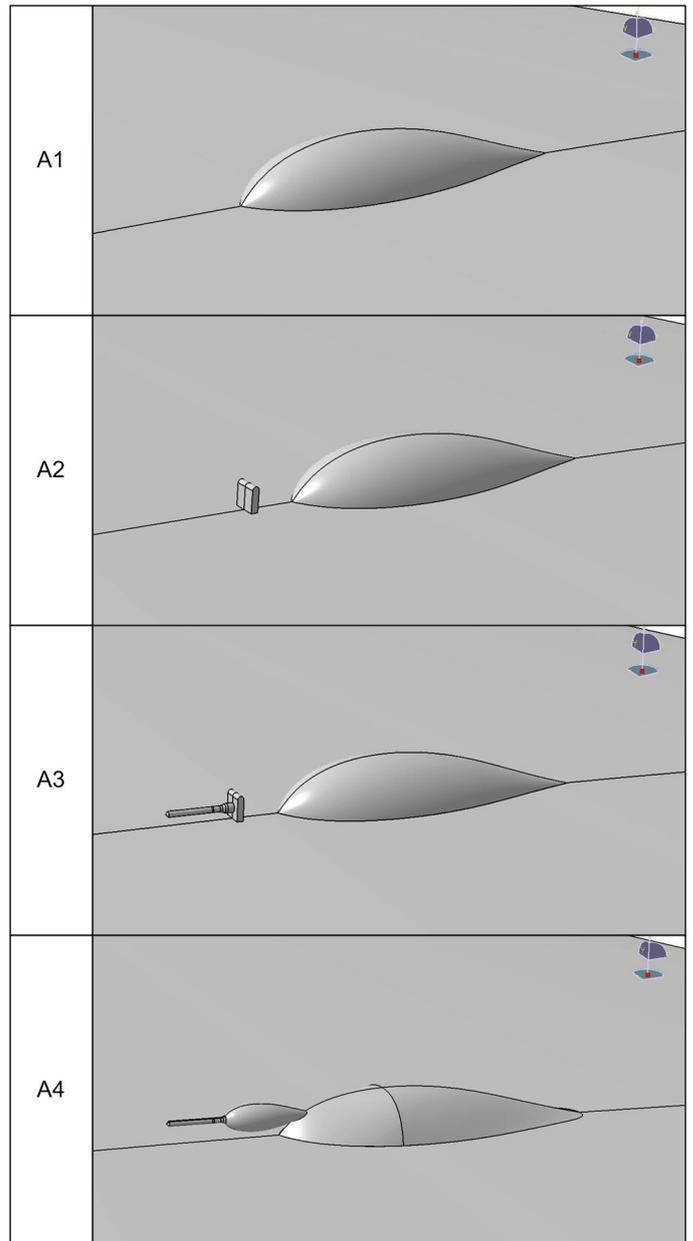


BILD 7. Evolution und Ausbaustufen der numerisch simulierten Verkleidungskörper: A1 - erster Hauptverkleidungsentwurf, A2 - A1 mit Geometrie des Sondenhalters, A3 - A2 mit Geometrie des FOR1066-Sondenkopfes [9] und A4 - zweiter Hauptverkleidungsentwurf mit verkleidetem Sondenhalter und Sondenkopf

widerspiegelt. Als Referenzwerte wurden eine Reynoldszahl von  $Re = 25 \cdot 10^6$  bei einer Machzahl  $Ma = 0,3$  und einer Reynoldslänge von  $l = 4,465\text{ m}$  vorgegeben. Die erste Verkleidungsversion, welche BILD 7 (A1) zeigt, hat ein spitz auslaufendes Heck. Bei der zweiten Version wurde das Heck in einen breiten Auslauf geändert, um die Störungen weiter zu minimieren. Das Verhältnis von Körperbreite zu Hinterkantenbreite sollte, wie Hoerner [11] es vorschlägt, dabei etwa  $e/b = 0,3$  sein, wobei  $e$  die Hinterkantenbreite und  $b$  die maximale Breite des Körpers ist. Die Auswertung der Ergebnisse der jeweiligen TAU-Strömungssimulationen zeigte, dass der Widerstandsbeiwert nur der Verkleidung sich von  $c_{W1} = 2,535 \cdot 10^{-5}$  der ersten Verkleidungsvariante auf

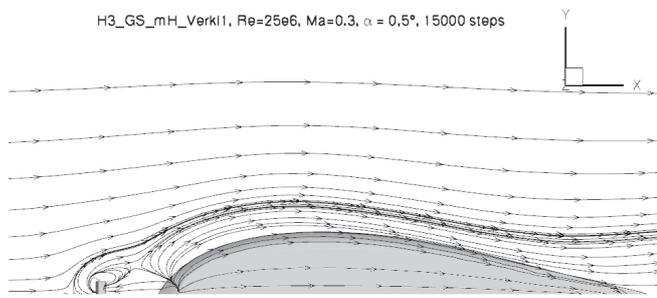


BILD 8. Stromlinienbild der numerischen Simulation des ersten Hauptverkleidungskörpers mit davorgesetztem Sondenhalter in der Draufsicht.

$c_{W_2} = 2,485 \cdot 10^{-5}$  bei der zweiten Verkleidungsvariante verringert. Die notwendige Länge des Sondenverlängerungsrohrs muss so groß sein, dass die am Sondenkopf gemessenen Drücke möglichst wenig durch den Aufstau des Fluids vor dem stromab gelegenen Verdrängungskörper beeinflusst werden. Damit die Auswirkungen des Sondenhalters abgeschätzt werden können, wurde zunächst eine mit den Außenmaßen des Sondenhalters versehene Geometrie in der Entfernung vom Hauptverdrängungskörper platziert, die der Sondenhalter in der untersten Verfahrsposition nahe der Tragflügeloberfläche einnimmt. Die Schwenkhebel wurden nicht modelliert. BILD 7 (A2) zeigt diese Anordnung der Geometrien. Aus dem Ergebnis dieser numerischen Simulation wurde ein Stromlinienbild (BILD 8, Draufsicht) erstellt. Deutlich ist der vor dem Sondenhalter aufplatzende Hufeisenwirbel und die dahinter entstehende Wirbelzone zu sehen. Nach Auswertung des Ergebnisses der TAU-Simulation ergibt sich in Summe ein Widerstandsbeiwert von Hauptverkleidung und Sondenhalter von  $c_W = 2,88 \cdot 10^{-5}$ . Die letzte Ausbaustufe beinhaltet die zur Minimierung der Strömungsablösungen ebenfalls tropfenförmig verkleideten Sondenhalter. Die verwendete Geometrie benutzt skalierte Maße des ersten Verkleidungskörpers der Grundgeometrie. BILD 7 (A4) zeigt diese Anordnung. Die Auswertung des Ergebnisses der TAU-Strömungssimulation ergibt trotz der größeren umspülten Oberfläche einen kleineren, summierten Widerstandsbeiwert von Sonde mit Verkleidung und Hauptverkleidung von  $c_W = 2,614 \cdot 10^{-5}$ .

## 5. DER FUNKTIONSPROTOTYP

Der Funktionsprototyp wurde anhand von Werkstoffkennwerten und angenommenen Lasten ausgelegt. Nach der Herstellung und dem Zusammenbau, wurden die Last- und Verformungsannahmen durch Belastungsversuche überprüft.

### 5.1. Statische Belastungsversuche

Die Verformung des Sondenhalters wurde exemplarisch bei einer Belastung in y-Richtung mit zwei verschiedenen Massen mit einer Messuhr gemessen. Dazu wurde eine Masse auf den Sondenhalter gestellt und unterhalb die Verformung mit einer Messuhr gemessen. Die dabei erreichte Gesamtverformung bestätigte die berechneten Werte. In einem weiteren Versuch wurde mit einer Federwaage eine Kraft von  $10\text{ N}$  am Sondenkopf jeweils in jede Raumrichtung eingeleitet. Diese Belastung konnte von der Sonde ohne plastische Verformung oder Versagen eines Bauteils ertragen werden.

## 5.2. Antriebsbelastungsversuche

Für Antriebsversuche wurde ein Gleichstrombürstenmotor vom Typ faulhaber<sup>TM</sup>2232 [13] mit einer Nennspannung von  $24\text{ V}$  und einem Anhaltmoment von  $46,7\text{ Nmm}$  verwendet. Der Motor wurde mit der Spindel der Verfahrvorrichtung verbunden und über eine zum Motor gehörende Software angesteuert. Die Betriebsspannung bei den Versuchen betrug  $12\text{ V}$ , wodurch sich das Anhaltmoment halbiert. Zuerst wurden Funktionsversuche ohne Belastung durchgeführt. Es zeigte sich, dass das Verfahrsprinzip wie geplant umgesetzt werden kann.

Danach wurden Belastungsversuche durchgeführt, bei denen zunächst mittels einer am Sondenkopf eingehängten Federwaage die Kräfte gemessen wurden, welche der Antrieb zu leisten im Stande ist. Es zeigte sich, dass schon bei einem Druck/Zug von  $F \leq 1\text{ N}$  am Sondenkopf das Anhaltmoment des Motors erreicht wurde. Um herauszufinden, wie groß die durch den zur Verfügung stehenden Antrieb erreichbare Kraft ist, wurden die Schwenkhebel und der Sondenkopf vom Grundkörper abgebaut und die beiden Antriebshebel durch einen Bolzen verbunden. Dadurch war es möglich, die Spindelmutter so zu belasten, dass nur eine direkte axiale Kraft auf die Spindel wirkt. An dem Verbindungsbolzen zwischen den beiden Antriebshebeln wurden über Zugfedern unterschiedlicher Federsteifigkeit Zugkräfte aufgebracht. Die Zugkraft wurde so lange gesteigert, bis das Antriebsmoment des Motors nicht mehr ausreichte, um eine vorgegebene Position anzufahren. Es zeigte sich, dass die Grenze der Zugkraft bei  $10\text{ N}$  erreicht wurde, erforderlich sind bei den maximal auftretenden Lasten jedoch Zugkräfte die zehnmal höher liegen.

Als Schwachstelle stellte sich auch die Sicherung des Spindelstützlagers durch eine kleine Madenschraube dar, weil die axialen Kräfte von der Spindel ins Lager und dann in die Schraube geleitet werden. Der ausgewählte Motor kann im Stillstand eine maximale zulässige axiale Belastung von  $F_{axS} = 20\text{ N}$  und im Betrieb von  $F_{axB} = 10\text{ N}$  ertragen. Dadurch muss das Spindelstützlager als Festlager ausgeführt werden, um die größeren auftretenden axialen Lasten aufzunehmen. Bei dem Grad der Miniaturisierung kann kein Deckel vorgesehen werden, welcher den Außenring des Kugellagers gegen Ver-rutschen sichert.

## 6. DER ÜBERARBEITETE ENTWURF

Die durch die Versuche indentifizierten Schwachstellen des Funktionsprototypen wurden durch verschiedene Maßnahmen behoben. Das Spindellager wurde im Lagersitz eingeklebt und der Innenring des Lagers auf der Welle gesichert, so dass das Lager die Funktion eines Festlagers erfüllt. Am motorseitigen Spindelende ist die Loslagerseite vorgesehen, wodurch die axiale Belastung des Motors in den erlaubten Grenzen bleibt und der Motor lediglich das benötigte Drehmoment erzeugt. An allen anderen Lagerstellen wurden die Gleitlagerbuchsen durch widerstandsfähigere Miniaturkugellager zur Minimierung der Reibung ersetzt. Es zeigte sich, dass antriebsseitig ein stärkerer Motor oder ein Untersetzungsgetriebe verwendet werden muss, um bei den im Extremfall auftretenden Kräften eine Verfahrbewegung realisieren zu können und genügend Kraftreserven zu haben. Da sich nach Rücksprache mit dem Motorhersteller die Nachrüstung des vorhandenen Motors mit einem Planetengetriebekopf als die effektivste Lösung herausstellte, wurde der Motor des Prototypen beim Hersteller dahingehend modifiziert. Er wurde mit einem Getriebe, welches ein Untersetzungsverhältnis von  $i = 14 : 1$  hat, ausgerüstet

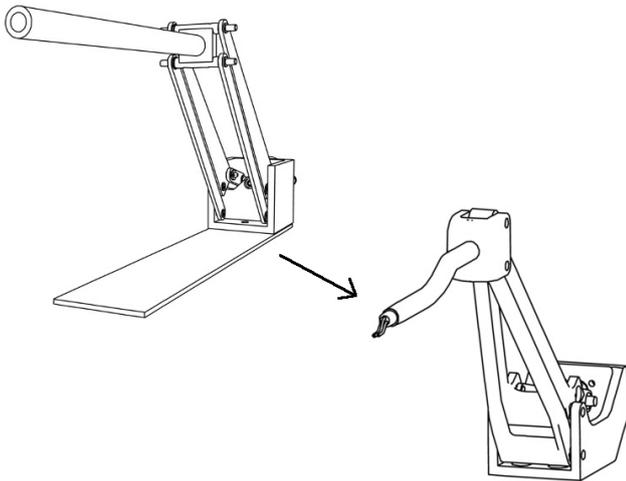


BILD 9. Vom Funktionsprototypen zum Seriendesign.

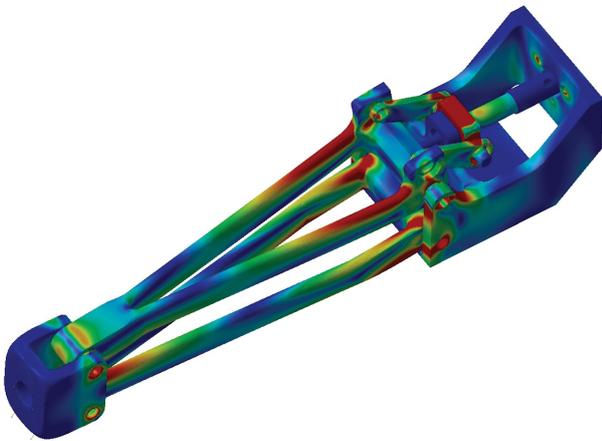


BILD 10. FEM-Analyse des überarbeiteten Entwurfs.

und kann dadurch bei Nennspannung ein Anhaltmoment von  $500 \text{ Nm}$  erreichen. Der Sondenkopf bzw. der -halter hat zur Minimierung des Luftwiderstandes eine strömungsgünstigere Form erhalten ohne dabei eine zusätzliche Verkleidung anbringen zu müssen. Aus den ursprünglich vier Schwenkhebeln wurde eine Variante mit zwei Hebeln entwickelt, wodurch eine höhere Steifigkeit und ein geringeres Spiel gegeben ist (BILD 9, 10 und 11). Zur Analyse des überarbeiteten Entwurfs wurden mit dem CATIA-FEM-Tool bei den für die Auslegung dimensionierenden Lastfällen Festigkeitsberechnungen durchgeführt, wie exemplarisch BILD 10 zeigt. Durch die Verwendung dieses Tools ist es möglich, die Eigenschaften der nun komplexeren Geometrie zu berücksichtigen. Die berechneten Verformungen und Belastungen lagen im angenommenen Bereich. Nachdem die überarbeitete Geometrie gefertigt wurde sollen neuerliche Belastungsversuche die FEM-Analysen bestätigen und damit die Konstruktion qualifizieren. Beim Design des Funktionsprototyps sollte ein Batteriebetrieb bei gleichzeitiger Unterbringung der Batterien in der Sonde erfolgen. Es zeigt sich jedoch, dass die dafür notwendigen kleinen Batterien bei den geringen Umgebungstemperaturen geheizt werden müssen, um einsetzbar zu sein. Die dafür notwendige Heizleistung wurde nach [14] abgeschätzt. Es stellte sich heraus, dass die Batterien

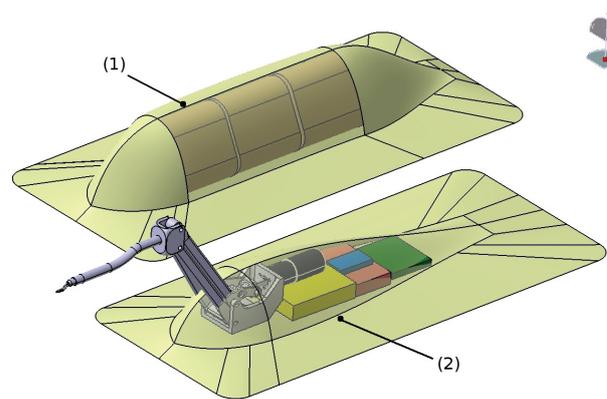


BILD 11. Überarbeiteter Entwurf komplett mit Batteriebehälter (1) und Sonde (2).

nicht gleichzeitig die Energie zur Eigenheizung aufbringen und die Energie für den Betrieb der Sonde bereitstellen können. Deshalb wurden alternative Batterien ausgewählt, welche über so große Leistungsreserven verfügen, dass sie auch bei tiefen Temperaturen funktionsfähig sind. Diese als Primärzellen ausgeführten Batterien sind von ihren Abmessungen jedoch so groß, dass sie nicht in der Sonde untergebracht werden können. Es wird deshalb ein zweiter Behälter vorgesehen, der die Batterien beherbergt (BILD 11). Es werden insgesamt drei Lithium-Mangandioxid ( $\text{LiMnO}_2$ )-Primärbatterien [15] mit einer Nennspannung von jeweils  $9 \text{ V}$  vorgesehen, eine Systembatterie und zwei Antriebsbatterien. Es erfolgte zudem eine Erweiterung der elektronischen Fähigkeiten der Sonde. So wird zur Überwachung der Umweltbedingungen der Bereich, welcher sensible Elektronikkomponenten enthält, mit einem Temperatur- und Luftfeuchtesensor ausgestattet. Dieser aktiviert die Heizung nur bei Erreichen einer einprogrammierten, kritischen Temperatur oder bei Kondensation. Weiterhin wird ein minaturisierter Beschleunigungsmesser für alle drei Raumachsen eingebaut, um eine Lastüberwachung zu ermöglichen. Um in der Wahl des Anbringungsortes der Sonde flexibel zu sein, soll diese ohne Eingriff in die darunterliegenden Flugzeugstruktur befestigt werden. Dies kann durch Kleben erfolgen. Da die Klebung reversibel ausgeführt werden soll, kommen beispielsweise doppelseitige Klebebänder für die Befestigung in Frage. Weil die Umweltbedingungen beim Einsatz der Sonde über einen großen Bereich variieren, müssen in Versuchen die zur Auswahl stehenden Klebstoffe auf ihre Eignung, diese Umweltbedingungen zu ertragen, hin überprüft werden. Für diese Versuche wird ein mobiler Prüfstand konstruiert und gebaut, welcher es zum Beispiel ermöglicht, Tieftemperaturproben nach der Entnahme aus einem Kältetank schnell einzuspannen und zu prüfen, ohne dass eine wesentliche Erwärmung stattfinden kann.

## 7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Der vorliegende Beitrag beschreibt den Entwurf einer autonomen Grenzschichtsonde für Flugversuche an den Tragflügeln von Verkehrsflugzeugen. Um eine fundierte Auswahl des Verfahrenmechanismus treffen zu können, wurde eine Anforderungsliste erarbeitet, welche konstruktive und versuchsbezogene Randbedingungen enthält und ein morphologischer Kasten mit sechs verschiedenen Antriebskonzepten erstellt. Aus dem morphologischen Kasten

wurden drei Varianten ausgewählt und von diesen in dem Programm CATIA V5 Rohkonstruktionen erstellt, welche den Antrieb, die Lagerung und alle für die Traversierbewegung wesentlichen Elemente enthalten. Nach Abschätzung der Lasten wurde eine der drei Rohkonstruktionen ausgewählt, um von ihr einen Funktionsprototyp zu fertigen. Durch eine Analyse dieses Prototyps, bei dem die generelle Funktionsfähigkeit, die Spielfreiheit, die Verformung der mechanischen Elemente bei verschiedenen Belastungen und die durch den Antrieb erreichbaren Hubkräfte gemessen wurden, konnte eine Überarbeitung des Entwurfs erfolgen. Die erste Ausgabe des überarbeiteten Entwurfs dient als Nachweisträger für weitere Versuche. Zum Messen von Strömungsdaten und für den Betrieb der Traversiervorrichtung in Kombination mit einer Strömungsmesssonde sind weitere Komponenten nötig. Um einen Überblick über alle Komponenten zu erhalten, wurde ein Blockschaltbild der Grenzschichtsonde erstellt, welches alle vorgesehenen Komponenten enthält. Weiterhin wurde abgewogen, ob sich das Gesamtkonzept mit Batteriebetrieb der Sonde umsetzen lässt oder ob zu Gunsten einer kleineren Sonde die Stromversorgung über ein externes Kabel realisiert werden muss. Mit Hilfe von numerischen Simulationen mit dem DLR TAU-Code konnte ein geeigneter Verkleidungskörper entwickelt werden, welcher so gestaltet ist, dass Verdrängungs- und Aufstauereffekte minimiert werden, sich keine Strömungsablösungen ausbilden und somit die Auswirkungen auf die am Sondenkopf gemessenen Drücke gering bleiben. Die bis dato simulierten Verkleidungsformen sind idealisiert, weil sie zum Beispiel nicht die für die Schwenkbewegung der Hebel notwendigen Öffnungen besitzen. Deshalb werden weiterführende numerische Simulationen angestrebt, welche diesen Umstand berücksichtigen. Für die Nachweisführung der Sondenanbringung wird ein mobiler Prüfstand entwickelt, mit welchem sich Klebproben über den gesamten Temperatureinsatzbereich prüfen lassen. Es ist geplant, dass die Sonde bei Flugversuchen im Herbst 2012 eingesetzt wird.

## DANKSAGUNGEN

Für die Diplomarbeit, welche die Grundlage für diesen Beitrag bildet, erhält der Autor den Zeppelin-Stiftungspreis der Stadt Friedrichshafen, wofür er sehr dankbar ist.

## LITERATUR

- [1] Rudnik R., Reckzeh D., Q. J., *High lift INflight VAlidation - HINVA*, in *Abstract Proceedings of the 6th Aeronautics Days* (2011), session 7F, Madrid, Spain.
- [2] Eckelmann, H., *Einführung in die Strömungsmeßtechnik*, Teubner Verlag, Stuttgart (1997).
- [3] MacMillan, F., *Viscous effects on pitot tubes at low speeds*, Journal of the Royal Aeronautical Society, Band 58 (1954), S. 580.
- [4] Young, A.D.; Maas, J., *The behaviour of a pitot-tube in a transverse total-pressure gradient* (1936).
- [5] MacMillan, F., *Experiments on pitot-tubes in shear flow* (1956).
- [6] Wuest, W., *Strömungsmeßtechnik*, Vieweg, Braunschweig (1969).
- [7] Schuth M., M. J., *Bewegungssimulation mit CATIA V5*, Hanser Verlag, München (2008), 2., aktualisierte Auflage.

- [8] Heinecke, T., *Persönliche Korrespondenz*, DLR Institut für Flugsystemtechnik (2010).
- [9] Hahn, D., *Persönliche Korrespondenz*, TU-Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik (2010).
- [10] Schwamborn D., Gerholt T., H. R., *The DLR TAU-Code: Recent applications in Research an Industry*, in P. Weseling, E. Oate, J. P., (Herausgeber) *ECCOMAS CFD*, Egmond aan Zee, The Netherlands (2006).
- [11] Hoerner, S., *Fluid Dynamic Drag*, Midland Press (1958).
- [12] Centaursoft, *Centaur<sup>TM</sup>*, www.centaursoft.com.
- [13] Faulhaber, D. F., *Technische Informationen*, Faulhaber GmbH, Stuttgart (2010).
- [14] Minco, *Estimating Power Requirements of Etched-Foil Heaters*, Minco Whitepaper (2008).
- [15] FRIWO, *Datenblatt EPIRB 3.M20*, FRIEMANN & WOLF Batterietechnik GmbH (2008).