

EINE AUTARKE SONDE ZUR MESSUNG VON GRENZSCHICHTEN IM FLUGVERSUCH

H. Koch, P. Scholz, R. Kerbstadt, M. Wermes
TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik,
Hermann-Blenk-Str. 37, 38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

In diesem Beitrag wird eine autarke Grenzschichtsonde beschrieben, die die Vermessung von Grenzschichtprofilen im Flugversuch ermöglicht. Durch die Nutzung eines Sondenkopfes nach dem 3-Loch-Prinzip mit drei direkt in den Sondenkopf integrierten, miniaturisierten Drucksensoren mit schnellem Ansprechverhalten ermöglicht die Sonde die Messung von Längs- und Quergeschwindigkeit in der Grenzschicht mit Mittelwert und Fluktuationskomponenten. Das System ist autark, in dem Sinne, als dass keine Kabelverbindung mit dem Flugzeuginneren hergestellt werden muss — gleichwohl werden die Grundfunktionen der Sonde durch eine Funkschnittstelle aus der Flugzeugkabine kabellos gesteuert. Die Sonde wird über eine reversible Klebeverbindung auf das Flugzeug aufgeklebt und benötigt daher auch keinen Eingriff in die Flugzeugstruktur. Im zweiten Flugversuch des LuFo IV-Projekt "HINVA" wurden insgesamt vier dieser Sonden auf dem rechten Flügel des DLR-Forschungsflugzeuges "ATRA" vom Typ Airbus A320 eingesetzt, um hochwertige Validierungsdaten für das Überziehen von Transportflugzeug-Konfigurationen zu sammeln.

1. EINLEITUNG

Die Entwicklung der Grenzschicht auf Flugzeuoberflächen oder Rümpfen ist — aus aerodynamischer Sicht — einer der wesentlichen Einflüsse auf die Flugleistung. Dies gilt für den Reiseflug (z.B. Reibungswiderstand), insbesondere aber auch für das Überziehen und damit für die Hochauftriebsleistung. Um Grenzschichtprofile im Flugversuch zu bestimmen, kommen zumeist Grenzschichtrechen zum Einsatz, die relativ einfach und robust sind. Typische Nachteile von Grenzschichtrechen für den Flugversuch sind, dass diese eine relativ aufwändige Instrumentierung benötigen (z.B. zeitaufwändiger Anschluss einer Vielzahl an Leitungen an einen Druckscanner), die Position der einzelnen Pitot-Röhrchen ist unveränderbar und zumeist wird die Grenzschicht relativ grob aufgelöst, um die gegenseitige Beeinflussung der Röhrchen im Rahmen zu halten.

Eine Möglichkeit diese Nachteile zum Teil zu umgehen, ist die Verwendung einer traversierenden Sonde, die durch eine motorisierte Kinematik einen Sondenkopf in unterschiedliche Positionen fährt und so ein Grenzschichtprofil sequentiell aufnimmt. In [1][2] wird eine kompakte, traversierende Sonde vorgestellt, die durch doppelseitiges Klebeband aufgeklebt wird und, durch Batterien mit Strom versorgt, autark Grenzschichtprofile (Totaldruck und statischer Druck über Wandabstand) aufnimmt. Diese Sonde hat eine Batteriekapazität, die etwa 1,5 Stunden Betrieb ermöglicht, wobei sie - einmal gestartet - kontinuierlich und ohne weitere Interaktion Daten akquiriert.

Die Motivation der hier vorgestellten Arbeiten ist, Grenzschichtdaten im Flugversuch am DLR-Forschungsflugzeug "ATRA" (Typ Airbus A 320) aufzunehmen, [3][4]. Auf die Idee der oben beschriebenen [1][2], autarken Sonde aufbauend, muss hierfür eine Gerätschaft entwickelt werden, die für einen Flugversuch mit einem großen Verkehrsflugzeug geeignet sind. Grundlegende Untersu-

chungen und Studien zum Aufbau wurden bereits veröffentlicht [5]: Um den Einfluss der Sonde gering zu halten und gleichzeitig einen großen Hub (100mm) zu realisieren, soll der Sondenkopf mit einer Parallelogramm-Kinematik verfahren werden. Um die Vorteile des Grundkonzeptes weitergehend zu nutzen, soll der Sondenkopf als 3-Loch-Sonde in der Lage sein, die Strömungsgeschwindigkeit und den lokalen Querströmungswinkel zu messen.

Zur Charakterisierung einer Grenzschicht ist nicht nur das mittlere Profil, sondern auch das Profil der Fluktuationen von großem Interesse, gerade für einen Vergleich mit numerischen Untersuchungen [3][4]. Es ist aber bekannt [6], dass bereits bei kurzen Druckmessleitungen (wenige Zentimeter) die Amplitude des Signals so stark verfälscht wird, dass keine quantitativen Aussagen über die Schwankungskomponenten möglich sind. Daher sollen Miniatur-Drucksensoren direkt im Sondenkopf verbaut sein, vgl. konstruktive Umsetzung in [6], sodass auch das Profil der Fluktuationen quantitativ richtig angegeben werden kann.

Die Montage der Sonde am Flugzeug soll mit kurzen Rüstzeiten möglich sein. Ein wesentlicher Treiber bei der Einrüstung von Versuchstechnik ist die Verlegung von Kabeln und Druckleitungen. Um dies zu umgehen, soll die Sonde ohne Kabelverbindung zum Flugzeug auskommen, demzufolge muss sie über Batterien versorgt werden. Dabei ist davon auszugehen, dass es aus Sicht des Flugzeugbetreibers wirtschaftlicher ist, Untersuchungen mit wenigen Starts/Landungen und relativ langen Flügen durchzuführen. Eine für die maximale Flugdauer ausreichende Batteriekapazität muss daher vorgesehen werden. Zur Interaktion mit der Sonde während des Fluges ist ein Funkmodul vorgesehen.

Die mechanische Anbindung an das Flugzeug soll über eine reversible Klebeverbindung erfolgen, sodass kein Eingriff in die Flugzeugstruktur notwendig ist, die Sonden

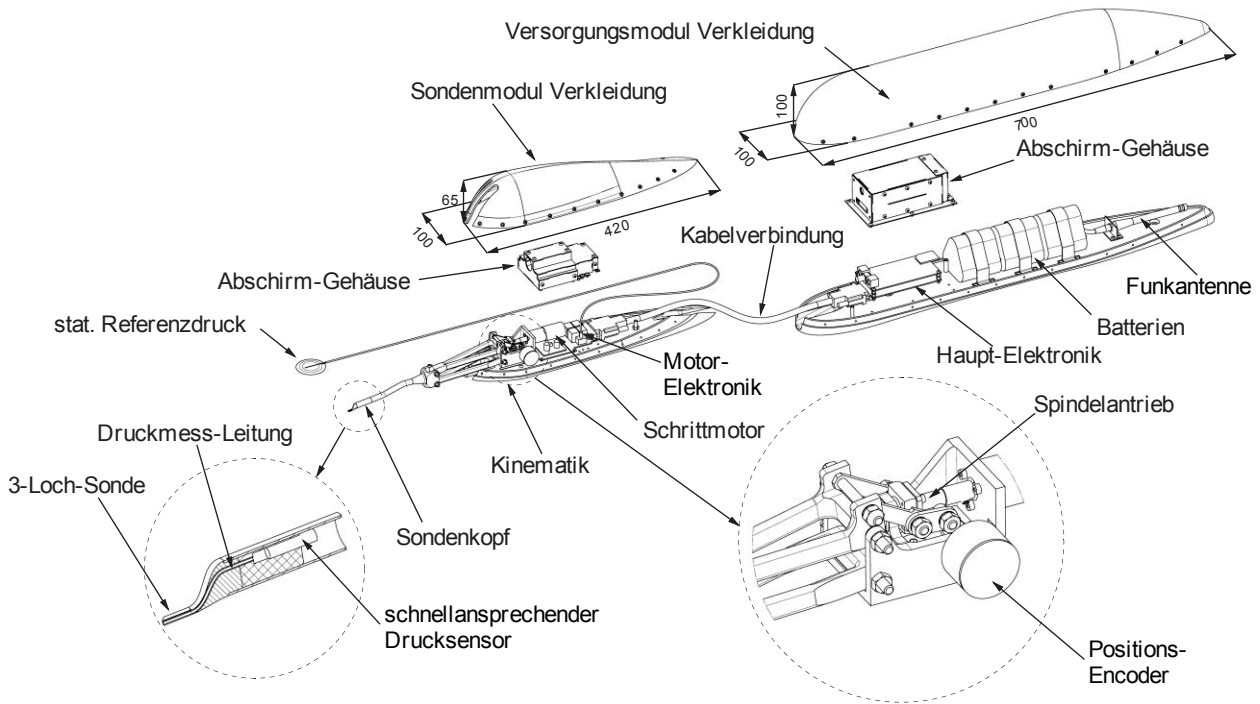


BILD 1. Komponenten-Übersicht der traversierbaren, autarken Grenzschnittsonde

sich - mit wenigen Ausnahmen - frei positionieren lassen und schnell (Größenordnung: wenige Tage) anbringen und demontieren lassen.

Es wurden vier identische Sonden aufgebaut, die simultan von einem einzigen Steuerrechner aus bedient werden können. Die Sonden unterscheiden sich dabei nur durch ihre Funknetzwerk-Adresse, sowie durch die in der Software hinterlegten Datentabellen.

2. SYSTEMBESCHREIBUNG

2.1. Komponentenübersicht

Wie bereits in [5] gezeigt wurde, besteht das gesamte System aus mehreren Modulen/Elementen. Eine Übersicht aller Komponenten ist in **BILD 1** dargestellt. Die beiden Hauptkomponenten sind das sog. Sondenmodul und das Versorgungsmodul. Beide bestehen jeweils aus einer aus Aluminium gefrästen Basisplatte und einer aus CFK gefertigten Verkleidung. Eine Aufteilung in zwei Module war notwendig, vgl. [5], da die Batteriekapazität für einen achtstündigen Flug, zzgl. Sicherheit dimensioniert ist und somit die Batteriepakete vergleichsweise groß sind. Die beiden Hauptkomponenten sind über eine Kabelverbindung miteinander verbunden.

Ferner gehört zum System ein Steuerrechner, der in der Flugzeugkabine untergebracht ist. Am Steuerrechner kann der Flugversuchingenieur die verschiedenen Betriebsmodi anwählen, einzelne Messungen starten und einige zentrale Kontrollfunktionen abrufen. Dem Steuerrechner kommt für die Synchronisation der Daten mit der zentralen Flugmessdaten-Erfassung eine große Bedeutung zu, siehe hierzu Abschnitt 3.

2.2. Mechanische Komponenten

Die komplexeste mechanische Komponente des Systems ist die Kinematik zur Traversierung des Sondenkopfes. Wie bereits in [5] dargestellt, besteht diese aus einer Parallelogramm-Kinematik, die über einen Spindeltrieb von einem Schrittmotor mit Untersetzungsgetriebe (Faulhaber 2232 U 018 SR) bewegt wird. Die gesamte Kinematik ist aus Aluminium gefräst und in einem wannenähnlichen, ebenfalls aus Aluminium gefrästen Halter gelagert, der seinerseits mit der Grundplatte des Sondenmoduls verschraubt ist — sodass sich das gesamte Element als ein einziges Modul auf die Grundplatte montieren lässt. Zusätzlich ist ein Positionencoder seitlich angebracht, der den aktuellen Winkel der Kinematik misst. Alle Drehpunkte sind mit hochwertigen Kugellagern umgesetzt.

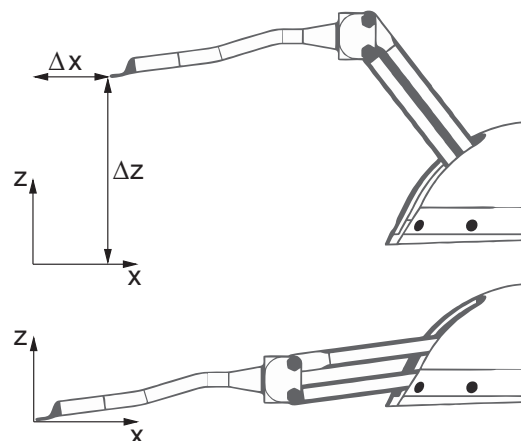


BILD 2. Kinematik des Sondenkopfes

Die drei Miniatur-Drucksensoren sind ganz am Kopf der Sonde untergebracht, um die kürzestmögliche Druck-

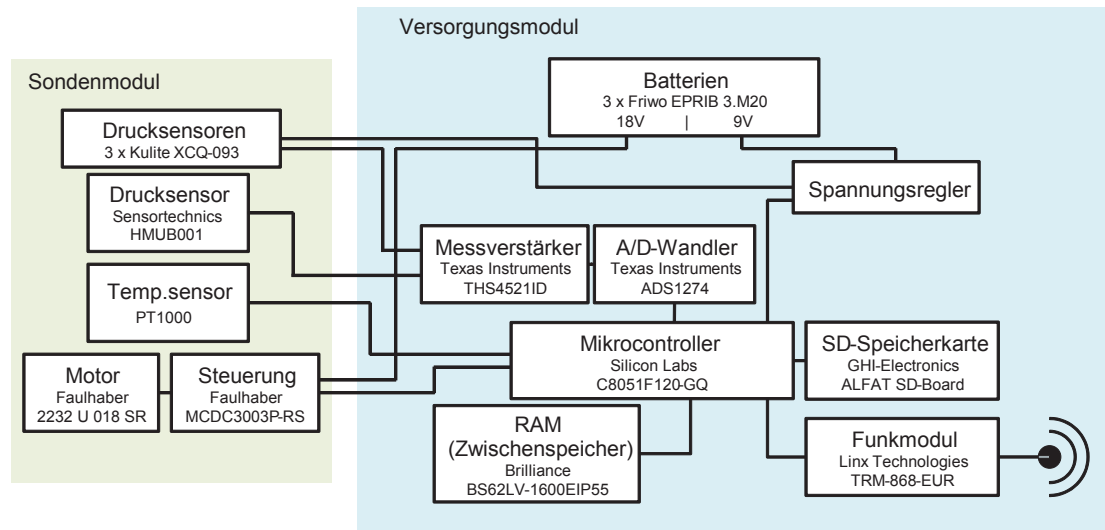


BILD 3. Haupt-Elektronikkomponenten des Systems

messleitung (< 1 cm) zwischen dem Messkopf und den Sensoren zu erreichen. Der Sondenkopf ist über ein etwa 80 mm langes 8 mm-Röhrchen mit der Kinematik verbunden. Dieses Röhrchen ist — für jede Sonde individuell — so angefertigt, dass der Sondenkopf, trotz der gekrümmten Profilloberfläche, in der wandnächsten Position tangential zur Profilloberfläche liegt. **BILD 2** zeigt die Kinematik des Kopfes. Für eine definierte Höhe Δz schwenkt der Kopf zugleich um einen Wert Δx in Richtung der Profiltiefe. Diese Bewegung ist in der Auswertesoftware hinterlegt und kann in den Ergebnissen berücksichtigt werden.

Alle Elektronikplatinen sind auf den jeweiligen Basisplatten der Module aufgeschraubt und, zusätzlich zu den Modulverkleidungen, zur Abschirmung von Einstreuungen und Abstrahlungen mit einem Gehäuse gekapselt.

2.3. Elektronische Komponenten

Die elektronischen Komponenten wurden gegenüber dem Prinzipentwurf in [5] teilweise leicht überarbeitet oder geändert. **BILD 3** zeigt ein Blockschaltbild des grundsätzlichen Aufbaus, zusammen mit den Typbezeichnungen der wesentlichen Hardware-Komponenten. Da für die Batterien ohnehin ein Versorgungsmodul notwendig wurde, ist, um dann die Sonde selbst und somit die Störung der zu vermessenden Grenzschicht möglichst klein zu halten, im Sondenmodul selbst nur die Sensorik untergebracht, sowie die Elemente zur Steuerung des Motors. Alle weiteren Komponenten finden sich im Versorgungsmodul. Dies hat gleichzeitig den Vorteil, dass die Messverstärker und A/D-Wandler von den elektromagnetischen Störungen des Schrittmotors und des Motorcontrollers örtlich relativ weit entfernt sind. Herzstück des Systems ist ein zentraler Mikrocontroller, der im Versorgungsmodul untergebracht ist und das Zusammenpiel aller Komponenten steuert. Versorgungs- und Sondenmodul sind über ein Kabel verbunden, in dem die einzelnen Datenstränge nochmals einzeln abgeschirmt sind.

Die Kinematik ist über den Schrittmotor und die zugehörige Controller-Karte an den Mikrocontroller angebunden. Der Prozessor kommandiert dabei die anzufahrende Position und erhält von der Motorsteuerung die entsprechende Rückmeldung, sobald diese eingestellt ist.

Die Drucksensoren im Sondenkopf sind über Messverstärker und eigene 24 Bit-A/D-Wandler an den Mikrocontroller angebunden. Zusätzlich ist ein Absolutdrucksensor verbaut, der den statischen Druck misst, sowie ein Temperatursensor.

Als weitere Module sind an den Mikrocontroller ein erweiterter Zwischenspeicher (RAM) und ein SD-Speicherkartenmodul zum dauerhaften Ablegen der Daten angebunden. Der RAM-Speicher dient dazu, das Scannen der Grenzschichtprofile wesentlich zu beschleunigen: Das Beschreiben der SD-Karte ist im Messablauf einer der langsamsten Prozesse. Für die Konsistenz der Daten ist es jedoch vorteilhaft, wenn ein Grenzschichtprofil in der möglichst kurzer Zeit aufgenommen wird. Im RAM können die Daten ohne Zeitverzögerung abgelegt werden. Die Speicherung auf der SD-Karte erfolgt erst, wenn das gesamte Profil erfasst wurde und die Sonden wieder in ihre Ausgangsposition zurückgefahren sind. Darüber hinaus ist der RAM-Speicher auch zweckmäßig, da das Beschreiben der SD nicht nur ein langsamer, sondern auch ein fehleranfälliger Prozess ist: Wenn beim Schreiben der Daten Fehler erkannt werden, kann der Schreibprozess neu initiiert werden. Es werden Rohdaten (elektr. Spannungen) binär geschrieben. Die Anwendung aller Kalibrierungen und Korrekturen (Druck-Kalibrierung der Sensoren, Positionskalibrierung der Schrittmotorsteuerung, 3-Loch-Sonden-Kalibrierung und alle Korrekturen) wird im Postprocessing der Daten offline umgesetzt.

Als letztes Hauptelement ist ein bilaterales Funkmodul angeschlossen, über das Steuerbefehle an die Sonden gegeben und deren Status abgefragt werden kann. Die Funkschnittstelle dient dabei dem Austausch kurzer Nachrichten, eine Übertragung von größeren Datenmengen ist nicht vorgesehen. Alle vier Sonden operieren auf der gleichen Frequenz — die Trennung der Kommunikation für einzelne Sonden erfolgt über das Protokoll.

Das gesamte System wird von drei 9V-Primärzellen mit Strom versorgt. Zwei Zellen sind für die Versorgung des Schrittmotors (der auch den größten Verbraucher darstellt) für 18 V in Serie geschaltet. Eine weitere Zelle versorgt über entsprechende Spannungsregler die anderen Komponenten.

Neben den in **BILD 3** dargestellten Komponenten sind noch eine Vielzahl zusätzlicher Sensoren und Datenleitungen ausgeführt, die nicht im Einzelnen diskutiert werden. Z.B. überwacht die Sonde ihre Batteriespannungen, hat einen Präzisions-Quarz zur Synchronisation, einen 3-Achs-Beschleunigungssensor, eine Programmierschnittstelle sowie einen RS232-Anschluss. Anders als in [5] noch diskutiert, ist keines der Elemente beheizt.

3. BETRIEBSKONZEPT

3.1. Synchronisation

Da die Sonden außerhalb der Flugzeugkabine die Daten autark erfassen, kommt der Zeitsynchronisation eine besondere Bedeutung zu. An Bord des Flugzeuges werden von der zentralen Flugdatenerfassung die globalen Randbedingungen (z.B. Geschwindigkeit, Höhe, Anstell- und Schiebewinkel, etc.) kontinuierlich aufgezeichnet, es existiert jedoch *kein* direkter Weg diese Daten zu den Sonden. Die Synchronisation erfolgt nachträglich über das Protokoll des Steuerrechners im Flugzeug: Die Systemzeit des Steuerrechners ist über einen NTP-Server mit der Bordzeit der Flugdatenerfassung synchronisiert. Die Genauigkeit dieser Synchronisation liegt bei einigen Millisekunden, wobei der aktuelle Offset feststellbar ist und für jeden Messpunkt protokolliert wird. Die Sonden wiederum arbeiten in ihrer "lokalen Zeit", die auch die Basis für die Speicherung der Daten auf der SD-Karte ist.

Zur Synchronisation kann aus dem Messprotokoll des Steuerrechners, synchron zum Messschrieb der Flugdatenerfassung, präzise angegeben werden, wann eine Messung über die Funkschnittstelle kommandiert wurde. Die Übertragung an die Sonden, die sonden-interne Verarbeitung und der Start der Programme benötigt 67 ms - ab dann werden alle Daten der Sonde mit einem Zeitstempel (Zeit nach dem Start der Messung) abgelegt. Zusätzlich kann, zur Kontrolle der Zeiten, mit dem Steuerrechner der aktuelle Zeitstempel der Sonden (deren "lokale Zeit") über die Funkschnittstelle abgerufen werden. Die Datenpaare (Bordzeit und Zeitstempel der vier Sonden) werden ebenfalls in das Messprotokoll geschrieben. Somit kann nach dem Flug auch hierüber der Zusammenhang zwischen den verschiedenen Zeiten rekonstruiert werden.

3.2. Inbetriebnahme und Wake-Up

Die Sonden/Versorgungsmodule werden vor dem Flug durch Anschluss der Batterien in Betrieb genommen. Hierfür muss die Verkleidung des Versorgungsmoduls geöffnet sein, was aber zur Kontrolle zwischen Flügen, Wechseln der SD-Karten und ähnliches ohnehin notwendig ist. Aus organisatorischen Gründen liegen zwischen der Inbetriebnahme der Sonden und dem Beginn des eigentlichen Fluges häufig einige Stunden (Schließen der Verkleidung, Sichtkontrolle aller Komponenten, Briefing, Betankung des Flugzeuges, ggf. wetterbedingte Verzögerungen, etc.). Aus diesem Grund operieren die Sonden unmittelbar nach Inbetriebnahme in einem Minimal-Modus, in dem nur die Funkschnittstelle und der Mikrocontroller aktiviert sind. So können die Sonden frühzeitig flugfertig gemacht werden, ohne hierdurch die Batterien zu belasten. Der Wake-Up erfolgt über einen Initialisierungsbefehl durch die Funkschnittstelle, über den die Sonde dann die Sekundärtechnik (z.B. den Motor-Controller) in Betrieb nimmt.

Im Minimal-Modus ist der Verbrauch so gering, dass die Sonden im Prinzip mehrere Tage auf den Wake-Up warten könnten, ohne dass die Kapazität für die Messungen spürbar beeinflusst ist (in der Praxis durchgeführt wurde dies jedoch nur testweise über eine Nacht).

3.3. Messmodus "Stabilisierter Punkt"

Der Messmodus "stabilisierter Punkt" dient dazu, im stationären Flug bei (möglichst) konstanten Randbedingungen ein Grenzschichtprofil zu vermessen. Hierzu traversiert die Sonde einzelne Messpunkte an, in denen sie Daten aufnimmt.

Der prinzipielle Ablauf mit charakteristischen Zeiten ist in **TAB 1** dargestellt. Die Menge der Daten pro Messpunkt ist durch die Größe der RAM-Module gegeben. Derzeit können für den Modus "stabilisierter Punkt" insgesamt ca. 54'000 Datenpunkte gespeichert werden - dies wurde aufgeteilt, sodass an 26 Positionen lokal 2048 Datenpunkte mit einer Abtastrate von 3.0 kHz aufgezeichnet werden.

Initialisiere Motor-Controller	
Für i=1:26	≈ 25 s
Fahre Motor auf $\Delta z(i)$	≈ 0.2 s
Datenakquise über A/D-Wandler	0.75 s
Daten in RAM ablegen	
Fahre Motor auf $\Delta z=0$	≈ 2 s
Schreibe Daten vom RAM auf SD-Karte	≈ 20 s
Melde "ready" über Funkschnittstelle	

TAB 1: Ablaufplan für den Modus "stabilisierter Punkt"

Die Definition der anzufahrenden Punkte $\Delta z(i)$ sowie die dort auszuführende Akquise ist im Speicher der Sonden in Form von Tabellen abgelegt. Der Steuerrechner fordert von den Sonden eine bestimmte Messung an, indem er das Kürzel einer dieser Definitionstabellen sendet.

Bei den hier beschriebenen Messungen waren insgesamt 22 unterschiedliche Tabellen hinterlegt, also 22 Messprogramme, die im Flug individuell angewählt werden konnten. Dabei hatten die vier Sonden zudem jeweils unterschiedliche Tabellen hinterlegt, die zu messenden Positionen waren lokal auf die erwarteten Phänomene (z.B. Slat-Nachlauf, Strake-Wirbel, o.ä.) abgestimmt. Technisch könnte auch eine noch größere Zahl unterschiedlicher Programme umgesetzt werden, was hier jedoch nicht relevant wurde.

3.4. Messmodus "Stall-Manöver"

Der im vorangegangenen Abschnitt erläuterte Modus erfordert, dass das Flugzeug mit angemessener Genauigkeit in einem stationären Zustand gehalten werden kann. Gerade nahe des Überziehens — der in dem Projekt eigentlich besonders interessante Zustand — lässt sich dies allerdings kaum erreichen. Als alternative Methode konnten die Sonden auf eine feste Höhe gefahren werden und haben dann mit 600 Hz kontinuierlich Daten aufgezeichnet.

In der Praxis hat der Pilot ab einem gewissen Anstellwinkel (ca. $\alpha_{\max}-15^\circ$) begonnen, gleichmäßig quasi-stationär zu verzögern und den Anstellwinkel zu steigern, bis das Flugzeug überzieht. Die "envelope protection" war dabei deaktiviert und das Flugzeug im sog. "direct law". Das gesamte Manöver benötigte etwa 20 s bis 40 s. Die Sonden wurden gestartet, sobald der Pilot eine saubere, kontinuierliche Verzögerung meldete. Die gesamte Akquisedauer in diesem Modus betrug 72 s. Das Manöver wurde 10 mal wiederholt, wobei bei jedem Manöver die Sonden in unterschiedliche Höhen gefahren wurden.

In der Nachbearbeitung sollen aus diesen Daten quasi-zeit aufgelöste Profile der Grenzschicht beim Überziehen rekonstruiert werden. Hierzu müssen die Daten der flugzeugseitigen zentralen Flugdatenerfassung mit den Daten der Sonden durch das in Abschnitt 3.1 beschriebene Vorgehen synchronisiert werden.

4. VORUNTERSUCHUNGEN, KALIBRIERUNG, SYSTEMVERIFIKATION

4.1. Richtungskalibrierung

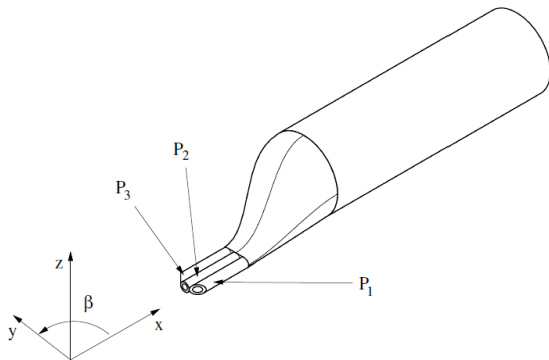


BILD 4. Detailansicht vom Kopf der Sonde

Zur Kalibrierung der Sonde wurde das übliche Verfahren für Mehrlochsonden verwendet. Dabei wird die Sonde unter verschiedenen Anström winkeln β einem Referenz-Luftstrom ausgesetzt und die drei Drücke am Sondenkopf, sowie der statische Druck aufgezeichnet. **BILD 4** zeigt eine Detailansicht vom Kopf der Sonde. Die Drucksensoren sind unmittelbar im Übergang zu dem zylindrischen Teil installiert. Die Kalibriermessungen wurden im Kalibrierwindkanal des Instituts für Flugantriebe und Strömungsmaschinen (IFAS) der TU Braunschweig durchgeführt. Aus den daraus erhaltenen Daten (p_1 , p_2 , p_3 und p_s) werden dimensionslose Kennfelder aufgebaut, die einen eindeutigen Zusammenhang zwischen den gemessenen Drücken und dem Schräganströmwinkel β , sowie dem dynamischen Druck ergeben.

4.2. Temperaturkorrektur der Sensoren

Das primäre Messmittel der Sonden ist die Druckmessung durch die im Sondenkopf verbauten Drucksensoren. Diese Sensoren, Kulite XCQ-093, verfügen werkseitig über eine Temperaturkompensation. Die Steigung des Sensorsignals (gemessene Spannung in Abhängigkeit des Druckes) wurde kontrolliert und ist in gut ausreichendem Maße unabhängig von der Temperatur. Allerdings zeigen die Sensoren im Gesamtsystem eine leichte Abhängigkeit des Nullpunktes von der Systemtemperatur. Auch der

Nullpunkt des Absolutdrucksensors für den statischen Druck (Sensortechnics HMUB001) ist von der Temperatur abhängig.

Um dies zu korrigieren sind in den Sondenmodulen, in nahe am Absolutdrucksensor und den Kompensationsmodulen der Kulite-Drucksensoren, Temperatursensoren PT1000 verbaut, deren Messwerte parallel zu den sonstigen Daten aufgezeichnet werden. Eine Korrektur der Druckmessungen hinsichtlich des Nullpunktoffsets erfolgt dann offline in der Datennachbereitung. Um diese Korrektur umzusetzen, wurden die Sonden in zwei verschiedenen Anlagen getestet:

Der Zusammenhang zwischen der Nullpunkt-Spannung der Sensoren und der Außentemperatur wurde bestimmt, indem die Sonden in einer Klimakammer am DLR Institut für Flugsystemtechnik betrieben wurden. Dabei wurden, für jede Sonde und für jeden Sensor jeder Sonde die Nullpunktverschiebung im Temperaturbereich zwischen -43°C bis $+28^\circ\text{C}$ gemessen und als Korrekturfeld in der Auswertesoftware hinterlegt. Die Verschiebungen sind nahezu linear mit der Temperatur. Für diese Messungen wurden die Systeme einfach als Ganzes in die Klimakammer gesetzt und deren interne Akquise aller Daten genutzt.

Um darüber hinaus die Relaxation des unter der Abdeckung montierten Temperatursensors gegenüber Änderungen der Anströmtemperatur zu bestimmen, wurde eine Sonde im Mehrphasenwindkanal am Institut für Strömungsmechanik [7] montiert. In dem Kanal wurde die Sonde bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 20 m/s variierenden Temperaturen des Luftstroms zwischen -20°C und $+15^\circ\text{C}$ ausgesetzt. Dabei wurde die Temperatur des Luftstroms und die des innen liegenden Temperatursensors aufgezeichnet. Die Analyse dieser Daten zeigt qualitativ auf, dass das innen liegende PT1000 einen repräsentativen Wert für die Außentemperatur liefert und somit in erster Näherung für die Temperaturkompensation genutzt werden kann. Das Folgeverhalten ist abhängig von der Temperaturänderungsrate. Da die Versuche auf konstanter Höhe geflogen werden, werden keine starken Temperaturänderungen erwartet. Quantitativ sollen diese Daten genutzt werden, um eine Fehlergrenze der gemessenen Drücke in Abhängigkeit der aktuellen Temperaturänderungsrate anzugeben. Diese Analyse ist noch nicht abgeschlossen.

4.3. Verifikation im Windkanal

Das gesamte System wurde zur Verifikation im Windkanal "MUB" des Institut für Strömungsmechanik an der TU Braunschweig getestet. Dieser Test verfolgte drei Ziele:

- 1) Grundsätzliche Verifikation des Konzeptes im Betrieb und Prüfen der Daten gegenüber einer Vergleichsmessung.
- 2) Quantitative Messung der Positionsgenauigkeit des Sondenkopfes unter Last bei turbulenter Anströmung.
- 3) Messung der durch die Sonde entwickelten Kräfte für die Auslegung der Klebung (Abschnitt 4.4).

Für diese Messungen wurde die kleine Messstrecke des Windkanals verwendet, die einen Querschnitt von 0,8 m x 0,8 m besitzt und bei 120 m/s betrieben wurde. Die Sonde war auf dem Boden des Windkanals montiert. In einer Vergleichsmessung wurde sie entfernt und die Wand-

grenzschicht des Windkanals mit einer einfachen Prandtl-Sonde vermessen, die durch ein Loch in der Windkanalwand in der Höhe traversiert wurde.

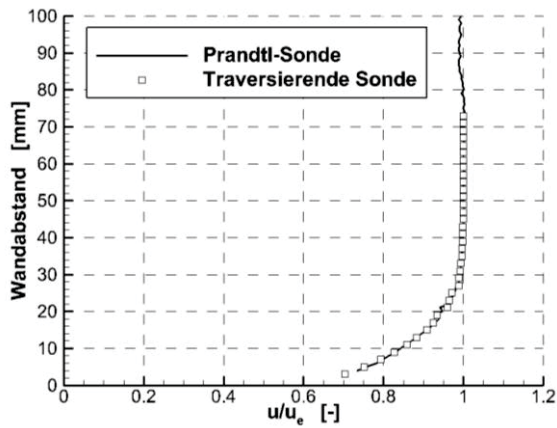


BILD 5. Mit der traversierenden Sonde und mit einer Vergleichssonde gemessene Grenzschichtprofile

Den Vergleich der Daten zeigt **BILD 5**. Über den gesamten Bereich der Grenzschicht und auch der darüber liegenden Potenzialströmung sind die Daten konsistent. Ähnliche Daten wurde auch erhoben mit einer um einen definierten Betrag schräg gestellten Sonde. Auch diese Ergebnisse zeigten, dass die traversierende Sonde zuverlässig die gleichen Daten liefert.

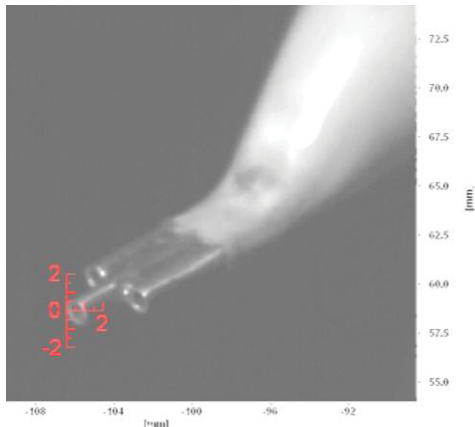


BILD 6. Roh-Bild der Hochgeschwindigkeitskamera mit Ortskalibrierung

Das Ziel bei der Auslegung der Sonde war eine Positionsgenauigkeit von 0,2 mm zu erreichen. Unter Last wird sie einerseits eine gewisse elastische Verformung zeigen, andererseits mag der Sondenkopf vibrieren, sodass der gemessene Druck über einen gewissen Bereich gemittelt wird. Bei der Windkanalmessung wurde eine Hochgeschwindigkeitskamera PCO.1200 hs verwendet und der Kopf der Sonde mit einer Aufnahmezeit von 300 Hz bei unterschiedlichen Anströmgeschwindigkeiten, Kinematik-Winkeln und Anströmrichtungen aufgezeichnet. Dabei wurde ein Objektiv mit großer Brennweite verwendet, sodass eine große Ortsauflösung am Sondenkopf erreicht werden konnte. **BILD 6** zeigt beispielhaft eines dieser Bilder.

Diese Daten wurden quantitativ mit einer "motion tracking" Software [8] ausgewertet. Es ergeben sich die größten Positionsabweichungen vom Sollwert, wenn die Sonde vollständig aufgerichtet ist, $\Delta z=100\text{mm}$ und mit $\beta=45^\circ$ schräg zur Sondenachse angeströmt wird. Den entsprechenden Datensatz zeigt **BILD 7** als Positionsfehler über der Zeit. Wie gut zu erkennen ist, wird eine Abweichung von mehr als 0,2 mm nur sehr selten erreicht. Der quadratische Mittelwert aller Abweichungen ist mit etwa 0,08 mm klein.

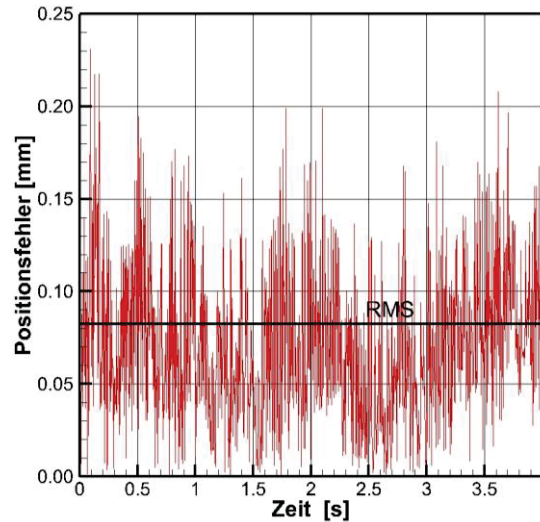


BILD 7. Optisch bestimmter Positionsfehler des Sondenkopfes bei $u=120\text{m/s}$ und $\beta=45^\circ$

4.4. Montage durch Klebung

Ein wesentlicher Bestandteil des Gesamtkonzeptes ist, dass die Sonden schnell und ohne strukturelle Eingriffe an nahezu beliebiger Stelle am Flugzeug angebracht werden können. Es kommt hier nur eine Klebeverbindung infrage.

Die auf die Module wirkenden Lasten wurden im Windkanalversuch im "MUB" (vgl. Abschnitt 4.3) durch eine 6-Komponenten-Waage bei einer Vielzahl von verschiedenen Anströmwinden und für das Sondenmodul, auch bei verschiedenen Sondenkopf-Positionen, sowie bei unterschiedlichen Anströmgeschwindigkeiten gemessen und dann zu höheren Staudrücken extrapoliert. Bei einem Staudruck von 10 kPa entwickelt das Sondenmodul eine Kraft von etwa 125 N und das Versorgungsmodul mit etwa 540 N wegen der Größe deutlich mehr. Mit entsprechenden Sicherheiten konnte hieraus die dimensionierende Last für die Klebung definiert werden. Die dimensionierende Last ist demzufolge eine 2:1-Kombination aus Zug und Scherung.

In einem speziellen Versuchsstand wurden im Folgenden Klebeversuche durchgeführt. In einer Vielzahl an Einzelversuchen wurde zunächst eine geeignete Kombination aus Materialien gesucht. Ziel war es, eine sichere Klebung, auch unter widrigen Bedingungen (insb. Feuchtigkeit) und für eine längere Zeit (>1 Woche) zu erreichen, die relativ große Klebschichtdicken erlaubt und mindestens von der Flügeloberfläche einfach und rückstandsfrei entfernt werden kann. Dicke Klebeschichten sind notwen-

dig, da die Flügeloberfläche gekrümmt ist. Die Basisplatten der Module sind auf der Unterseite ebenfalls gekrümmt, um jedoch eine variable Montage zu erlauben, ist die Krümmung der Basisplatten ein einfacher, konstanter Radius mit der mittleren Krümmung der Flügeloberfläche. Es ergibt sich so — je nach Montageort am Flügel — ein Spalt zwischen der Basisplatte und der Flügeloberfläche, der durch das Kleber-Material aufgefüllt werden muss.

Bei diesen Versuchen hat sich die Kombination aus Kapton-Klebefolie (tesa 51408) und dem 2-Komponenten-Kleber Aerospheres PR-1782 CL B-2 als die sinnvollste Kombination herausgestellt. Das Aerospheres-Material ist eigentlich zur Tankdichtung und als Universaldichtung gedacht, eignet sich aber auch zur Klebung. Großer Vorteil ist, dass es aus dem Luftfahrtbereich kommt und entsprechend spezifiziert ist.

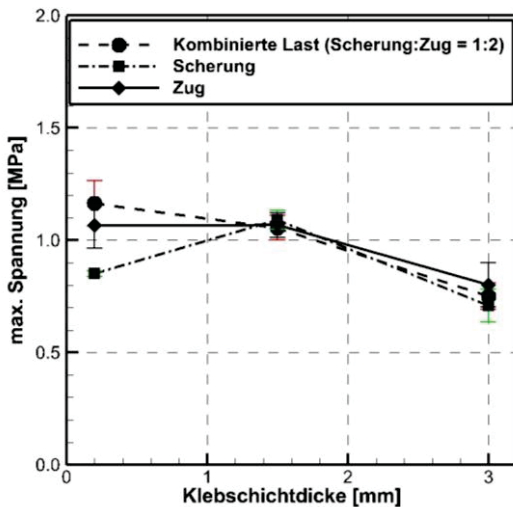


BILD 8. Ergebnis der Klebeversuche für unterschiedliche Lastrichtungen und Klebschichtdicken

Mit der so gefundenen Kombination wurden dann verschiedene Belastungsrichtungen (Zug, Schерung und eine 2:1-Kombination) und verschiedene Umgebungsbedingungen (Luftfeuchtigkeit, Temperatur) simuliert und die Festigkeit der Klebung für unterschiedliche Klebeschicht-Dicken bestimmt. Die Probenkörper hatten dabei den in den Vorversuchen gefundenen Lagenaufbau, der später auch am Flugzeug umgesetzt wurde:

- Aluminium (Flugzeugstruktur)

- Lackschicht des Flugzeuges (gleiches Lacksystem wie am DLR-ATRA), mit Isopropanol gereinigt
- Einseitig klebende Kapton-Folie (tesa 51408), Klebefläche zum Flugzeug, Oberseite angeschliffen und gereinigt
- Klebeschicht (Aerospheres PR-1782 CL B-2)
- Lackschicht der Basisplatte (1K-Haftgrund, 2K-PU-Lacksystem)
- Aluminium (Sonden-Basisplatten)

BILD 8 zeigt die aus diesen Versuchen hervorgegangenen Ergebnisse als maximale Spannung über der Klebschichtdicke. Geringe Klebschichtdicken scheinen vorteilhaft. Die Belastungsrichtung hat nur bei geringen Klebschichtdicken einen Einfluss, wobei reine Schерung am schlechtesten scheint und eine Kombination aus Zug und Schерung am besten. Die Materialkombination kann in jedem Fall mit etwa 0,7 MPa belastet werden. Niedrige Temperaturen oder Feuchtigkeit hatten keinen nennenswerten Einfluss auf die Ergebnisse und sind daher nicht dargestellt.

5. FLUGVERSUCHE

5.1. Einrüstung der Sonden am Flugzeug

Die Montage der Systeme erfolgte am rechten Flügel des DLR-ATRA. Die vier Sondenmodule waren an vorher definierten Positionen auf der Saugseite des Flügels angebracht, siehe BILD 9, BILD 10. Die Positionen ergaben sich aus einer Analyse der numerischen Simulationen aus anderen Teilbereichen des HINVA-Projektes. Die zugehörigen Versorgungsmodule wiederum waren auf der Unterseite des Flügels angebracht.

Alle vier Sonden und Versorgungsmodule waren in Flugrichtung ausgerichtet. Sonden- und Versorgungsmodul waren über je ein Kabel miteinander verbunden, wobei diese Kabel deutlich seitlich des Einflussbereiches der Sonden durch den Spalt zwischen Vorflügel und Hauptelement um die Hauptelement-Vorderkante geführt wurden. Ein vollständiges Einfahren der Klappen war daher nicht möglich (auch wegen anderer Messtechnik auf dem linken Flügel nicht).

Zur Einrüstung der Module wurde deren gewünschte Position und Ausrichtung durch Kreuzlinienlaser und Laserswasserwaagen bestimmt. Hierzu wurde zunächst die Mittelachse des Flugzeuges ausgemessen und auf dem Hallenboden angezeichnet. Dann wurden, ebenfalls auf



BILD 9. (Links) Die Sondenmodule auf der Saugseite des Flügels; (Mitte) Die Versorgungsmodule auf der Druckseite und (Rechts) der Steuerrechner in der Kabine

dem Hallenboden, Parallelen konstruiert und auf den Flügel übertragen. Die Positionen in Richtung der Profiltiefe wurden an bekannten Geometrieelementen des Flügel-Hauptelementes ausgerichtet und wiederum mit Kreuzlinienlasern übertragen.

Die so gefundenen Bereiche wurden mit Isopropanol gesäubert und eine Lage Kapton-Folie auf die Oberfläche aufgeklebt. Dann wurden eine Lage Zwei-Komponenten-Klebstoff auf die Folie aufgebracht und die Modul-Grundplatten — ohne dass die sonstigen Bauelemente angebracht waren — aufgedrückt, ausgerichtet und fixiert.

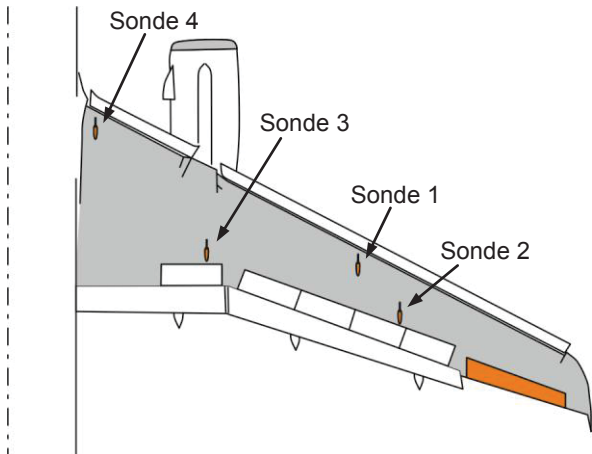


BILD 10. Position der vier Sonden auf dem rechten Flügel des DLR-ATRA

Die Ausrichtung der Sonden am Flugzeug ist ein kritisches Element, das unmittelbar zur Präzision und Wertbarkeit der erhaltenen Grenzschichtprofile beiträgt. Um die Position der Sonden präzise zu bestimmen, wurden auf den Grundplatten mit Passstiften Würfel mit bekannter Seitenlänge angebracht und dann der gesamte Flügel durch einen Dienstleister mit einem optischen 3D-Laserscanner (Focus 3D) vermessen. Die Position der Sonden kann aus den daraus erhaltenen Daten auf etwa 2 mm genau bestimmt werden.

Als letzte Schritte wurden die Bauelemente (Platinen, Batterien, Kinematik, etc.) auf die Grundplatten montiert, das Kabel mit Aluminiumklebeband fixiert und die Verkleidungen der Sondenmodule geschlossen, sowie der Steuerrechner in der Kabine montiert.

Der gesamte Prozess des Einrüstens hat etwa zwei Wochen in Anspruch genommen, wobei weitgehend nur eine einzige Person daran gearbeitet hat. Dabei war das Einmessen der gewünschten Positionen mit den Kreuzlinienlasern der zeitaufwändigste Teil. Unter günstigen Randbedingungen (wenige sonstige Arbeiten am Flugzeug, mehrere gut geübte Personen zur Montage) wäre es denkbar, die komplette Einrüstung in 3 bis 5 Arbeitstagen zu bewerkstelligen. Eine wettergeschützte Halle ist sinnvoll. Für die Einmessarbeiten war es zudem günstig, dass ein hochwertiger Hallenboden vorhanden war und in dieser Zeit das Flugzeug nicht bewegt wurde.

5.2. Versuchsflüge

Im Rahmen des 2. HINVA-Flugversuchs im März 2015 wurden an drei aufeinanderfolgenden Tagen drei Messflüge mit jeweils etwa zwei bis drei Stunden Flugdauer durchgeführt. Das Wetter war an allen Tagen freundlich, leicht bewölkt, mit Außentemperaturen am Boden um 10°C bis 14°C. Zusätzlich wurde einige Tage zuvor ein Kalibrierflug durchgeführt und einen Tag später ein Fotoflug¹, die jeweils ebenfalls genutzt wurden, um die Sonden zu betreiben und Betriebserfahrungen zu sammeln (insb. die Batterielebensdauer unter Realbedingungen zu testen).

Die Sonden wurden etwa drei bis vier Stunden vor dem Flug im Minimal-Modus in Betrieb genommen. Der Wake-Up wurde gesendet, als das Flugzeug besetzt war und begonnen wurde, die Triebwerke anzulassen. Auf den Transfer-Flügen in das Zielgebiet für die eigentlichen Überziehversuche wurden kurze Programme für die spätere Synchronisation aufgerufen.

An den Sondenköpfen lassen sich aus konstruktiven Gründen keine Schutzfunktionen, wie etwa das übliche "Purging", also das Spülen der Druckleitungen, unterbringen. Ein Flug bei widrigen Wetterbedingungen war daher nicht vorgesehen. Der Durchflug von Wolken sollte vermieden werden, was jedoch teilweise zumindest für kurze Strecken nicht zu vermeiden war — die Sonden hatten damit jedoch keine Probleme.

5.3. Demontage

Zur Demontage der Sonden wurden alle Verkleidungen abgenommen, die Bauelemente weitgehend von den Grundplatten entfernt und die Kabel abgenommen. Um die Grundplatten von der Kapton-Folie zu lösen wurde die Klebeschicht mit einem 0,5 mm Schneiddraht durchgeschnitten. Danach konnte die Kapton-Folie rückstandsfrei entfernt werden. Als letztes wurde der Steuerrechner aus der Kabine ausgebaut.

Die gesamte Demontage aller Elemente war mit zwei Personen in weniger als 10 Stunden zu erledigen.

6. EXEMPLARISCHE ERGEBNISSE

6.1. Modus "Stabiler Punkt"

BILD 11 zeigt beispielhaft das Ergebnis von zwei Messpunkten im Modus "stabiler Punkt". Dargestellt hier die Ergebnisse von Sonde 1, siehe BILD 10. Die vollständige Synchronisation der Daten mit denen der zentralen Flugdatenerfassung, sowie die Integration aller Korrekturen steht derzeit noch aus, daher sind die Daten sowohl hinsichtlich der Position, als auch hinsichtlich der Druckmesswerte/Geschwindigkeiten unkorrigiert, die Kalibrierfelder der 3-Loch-Sonde und die Sensorkalibrierungen und -korrekturen sind jedoch berücksichtigt. Die dargestellten Daten wurden in einer Flughöhe von ca. 3000 m (FL100) aufgenommen. Das Flugzeug war in Landekonfiguration ("full").

¹ <https://youtu.be/6TsvMtvPVMl>

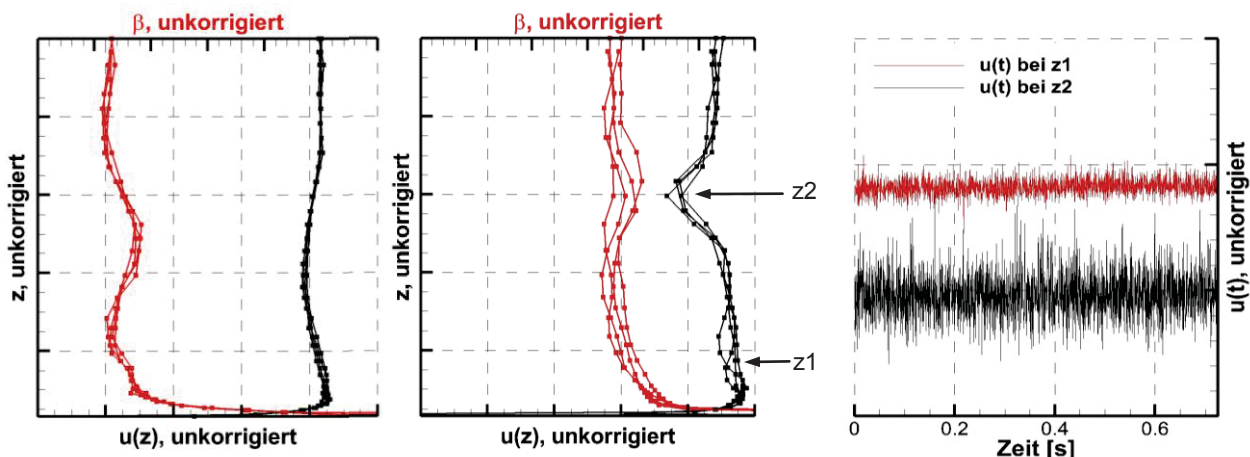


BILD 11. gemessenes Grenzschichtprofil, Flug F418, FL100, Sonde 1; (links) bei kleinem Anstellwinkel, (Mitte) Anstellwinkel kurz vor Stall. (rechts) Zeitsignal der Geschwindigkeit an zwei Punkten

Auf der linken Seite das Grenzschichtprofil bei "kleinem" Anstellwinkel ($\approx \alpha_{\max} - 15^\circ$). Im Vergleich dazu in der Mitte das Profil bei einem Anstellwinkel etwa $\alpha_{\max} - 3^\circ$. In beiden Bildern sind insgesamt vier einzelne Messungen dargestellt: Der Flugzustand wurde über fünf Minuten konstant gehalten - in diesen fünf Minuten konnten jeweils fünf Profile abtraversiert werden, von denen je vier hier dargestellt sind. Dabei gab es zwei unterschiedliche Messprogramme, die entsprechend je zweimal genutzt wurden. Bei diesen beiden Messprogrammen sind die 26 Punkte jeweils versetzt verteilt, sodass sich (jedenfalls für eine Messung unter konstanten Randbedingungen) die Ortsauflösung effektiv verdoppelt lässt.

Für den kleineren Anstellwinkel ist die Wandgrenzschicht und deren Grenzschichttrand gut zu erkennen. Über der Grenzschicht findet sich über einen breiten Bereich der Nachlauf des ausgefahrenen Vorflügels. der sich in der mittleren Geschwindigkeit $u(z)$ relativ schwach abzeichnet, in der veränderten Schräganströmung aber gut auszumachen ist.

Im Vergleich dazu bei erheblich größerem Anstellwinkel (Mitte) ist die Wandgrenzschicht geringfügig dicker, insbesondere der Nachlauf des Vorflügels aber weiter von der Flügeloberfläche entfernt und nun in der mittleren Geschwindigkeit auch gut sichtbar. Dieser Flugzustand ist bereits recht nah am Überziehen, demzufolge ist im Vergleich zwischen den vier Datensätzen auch die Streuung der Daten bereits größer. Zwischen der Wandgrenzschicht und dem Nachlauf des Vorflügels (Bereich z_1) ist in zwei von vier Fällen ein Defizit der Längsgeschwindigkeit auszumachen. Die Ursache ist derzeit noch unklar und es bedarf weiterer Analysen.

Als weiteres Beispiel-Ergebnis wurde im rechten Teil von **BILD 11** die Geschwindigkeit über der Zeit für die beiden Messpunkte z_1 und z_2 aufgetragen. Deutlich erkennbar ist an der Stelle z_2 — im Nachlauf des Vorflügels — eine erheblich stärkere Fluktuationen, wie auch zu erwarten ist.

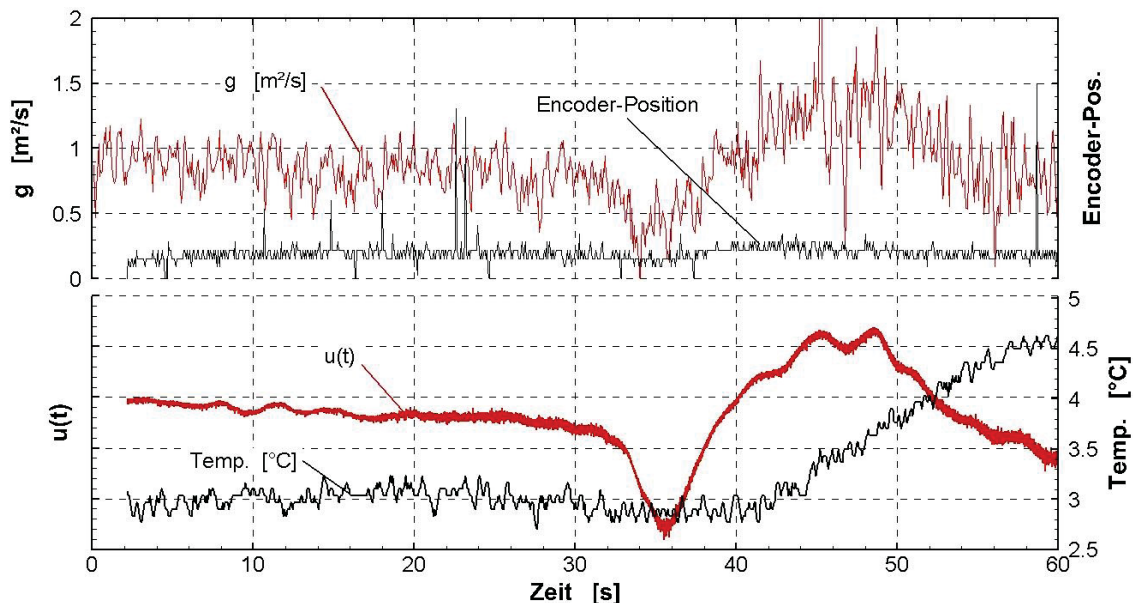


BILD 12. Auszug aus einem Datensatz im Modus "Stall-Manöver", Flug F418, FL100, Sonde 1

6.2. Modus "Stall-Manöver"

Wie oben bereits erwähnt, sind die im Modus "Stall-Manöver" akquirierten Daten erst dann aussagekräftig auswertbar, wenn eine vollständige Synchronisation mit den Daten der zentralen Flugdatenerfassung stattgefunden hat, denn eigenständig ist z.B. eine Zuordnung des Zeitschriebes zu einzelnen Anstellwinkeln nicht möglich. Gleichwohl soll beispielhaft ein Auszug aus einem Datensatz hier kurz diskutiert werden.

BILD 12 zeigt im oberen Teil die an der Sonde 1 gemessene Vertikalbeschleunigung g , die Encoder-Position (gleichbedeutend mit dem Ausschlagwinkel der Kinematik) und im unteren Teil die lokale Geschwindigkeit und die Außentemperatur. Im hier dargestellten Fall war die Sonde weit ausgefahren, etwa im Bereich des Nachlaufs des Vorflügels.

An der Vertikalbeschleunigung und der Geschwindigkeit lässt sich ablesen, dass bis etwa 30 s das quasi-stationäre Manöver erfolgen wurde, wobei die Geschwindigkeit langsam sinkt. Bei 32 s bis 36 s ist das eigentliche Überziehen, wobei sowohl Geschwindigkeit als auch Vertikalbeschleunigung schnell abnehmen. Es folgt das Abfangen mit Lastvielfachen >1 und hohen Geschwindigkeiten.

Beispielhaft ebenfalls dargestellt die Encoder-Position. Der Encoder ist direkt an die Kinematik angebracht und misst den Winkel der Arme direkt, nach dem Getriebe und dem Spindeltrieb. Die Position ist erwartungsgemäß stabil und konstant. Im Bereich des Überziehens sinkt die Sonde leicht ab und steigt im Abfangbogen leicht auf - dies entspricht einer Größenordnung < 0.05 mm, daher kann gesagt werden, dass die Sonde auch bei Belastungswechseln die Position sauber halten kann.

Ebenfalls dargestellt die Lufttemperatur, die hier deswegen herausgegriffen wurde, da sie der einzige Wert ist, an dem sich eine Änderung der Flughöhe sehen lässt. Erwartungsgemäß verliert das Flugzeug im Überziehen Höhe und daher steigt die Temperatur um etwa 1.5°C an. Es lässt sich jedoch erkennen, dass zuvor die Temperatur gut konstant ist, sodass die manuelle Temperaturkompensation der Sensor-Nullspannungen angewandt werden kann.

7. ZUSAMMENFASSUNG, AUSBLICK

Es wurden eine autarke Sonde zur Messung von Grenzschichtprofilen im Flugversuch vorgestellt. Die Technik der Sonde wurde diskutiert, die möglichen Betriebsmodi und die Methoden, die zur Verifikation und Kalibrierung der Systeme, bzw. einzelner Komponenten genutzt wurden. Vier identische Sonden wurden im zweiten Flugversuch des Projektes "HINVA" am Versuchsflugzeug DLR-ATRA auf der rechten Tragfläche montiert und erfolgreich betrieben.

Es wurde für je einen Betriebsmodus ein Datensatz exemplarisch herausgegriffen, um die grundsätzliche Funktionalität der Sonde darzustellen und die Daten kurz vorzustellen. Über die wissenschaftliche Auswertung der Daten des 2. HINVA Flugversuchs wird an anderer Stelle berichtet werden.

DANKSAGUNG

Die hier dargestellten Arbeiten wurden im Projekt "HINVA - High-Lift INflight VALIDation" durchgeführt. HINVA wurde im Rahmen vom "Luftfahrtforschungsprogramm IV" gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi).

Die Autoren bedanken sich beim DLR Institut für Flugsystemtechnik, Helga Pohl, beim Institut für Flugantriebe und Strömungsmaschinen (IFAS) der TU Braunschweig, Detlev Wulff, für die Unterstützung während der Kalibrierung und Verifikation der Sonde.

An den Unterlagen für das "permit to fly" haben mitgewirkt Ines Tepper, Eleonore Paul, Dirk Seip, DLR Flugexperimente, sowie Andreas Buschbaum. Bei der Ein- und Ausrüstung hat Jens Hammer maßgeblich unterstützt. Allen Kollegen herzlichen Dank für die sehr angenehme Zusammenarbeit in der Vorbereitung, Durchführung und Nachbereitung der Flugversuche.

LITERATUR

- [1] Westphal, R.V., Bleazard, M., Drake, A., Bender, A., Frame, D., Jordan, S.R.: A Compact, Self-Contained System for Boundary Layer Measurements in Flight, AIAA 2006-3828, 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, San Francisco, USA, June 2006
- [2] Bender, A.M., Westphal, R.V., Drake, A.: Application of the Boundary Layer Data System on a Laminar Flow Swept Wing Model In-Flight, AIAA 2010-4360, 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, Chicago, USA, June/July 2010
- [3] Rudnik, R., Reckzeh, D., Quest, J.: HINVA - High Lift INflight VALIDation - Project Overview and Status, AIAA 2012-0106, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, USA, Jan. 2012
- [4] Rudnik, R., Schwetzler, D.: High Lift INflight VALIDation (HINVA) - Overview about the 1st Flight Test Campaign, AIAA 2014-2843, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, June 2014
- [5] Wermes, M.: Konstruktion und Aufbau einer verfahrenbaren Grenzschichtsonde für Flugmessungen, DLRK-Paper Nr. 1476, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011, Bremen, Sep. 2011
- [6] Semaan, R., Scholz, P., Pressure correction schemes and the use of the Wiener deconvolution method in pneumatic systems with short tubes, Experiments in Fluids, Vol. 53, No. 3, S. 829-837, 2012
- [7] Bansmer, S.E.: Mehrphasenwindkanal mit Vereinigungssimulation in Braunschweig, DLRK-Paper Nr. 0258, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2014, Augsburg, 2014
- [8] Brown, D.: Video Modeling: Combining Dynamic Model Simulations with Traditional Video Analysis, PST3-15, AAPT 2008, Summer Meeting, Edmonton