

UNTERSUCHUNGEN ZUR MODELLIERUNG SCHNELLER ANSTELLWINKELSCHWANKUNGEN BEI EINEM PROFIL UNTER EINFLUSS ATMOSPHERISCHER TURBULENZ

W. Friedrichs
Technische Universität Darmstadt
64289 Darmstadt, Deutschland

Zusammenfassung

Bei Segelflugzeugen mit Laminarprofilen wurde ein Leistungsverlust bei zunehmender atmosphärischer Turbulenz beobachtet. Verschiedene Theorien, die diesen Leistungsverlust erklären, wurden aufgestellt und sind experimentell zu überprüfen. In der vorliegenden Arbeit wird ein Ansatz zur Erklärung des beobachteten Leistungsverlustes theoretisch untersucht, der auf einer schnellen Anstellwinkelschwankung basiert. Weitere Ansätze, z.B. durch die Anregung von Grenzschichtinstabilitäten durch kleinskalige Turbulenz, wurden in weiteren Arbeiten untersucht.

Da eine realistische Abbildung atmosphärischer Turbulenz sowohl im Windkanal als auch in der Numerik schwierig ist, sollen die verschiedenen Theorien im Flugversuch experimentell überprüft werden. Am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik ist ein modifizierter Motorsegler vom Typ G109b als Forschungsflugzeug vorhanden, das für diese Messungen verwendet werden soll. Im Rahmen dieser Arbeit wurden mit Hilfe der getroffenen theoretischen Annahmen die Anforderungen an ein Messsystem definiert, welches die Durchführung dieser und weiterer Versuche ermöglicht. Dieses System wurde daraufhin entwickelt und in Betrieb genommen.

Da das Messsystem ebenfalls für weitere Flugversuche im Rahmen anderer Forschungsvorhaben verwendet werden soll, ergeben sich weitere Anforderungen, die in der Konzeption berücksichtigt wurden. Eine wichtige Forderung ist eine flexible Anpassbarkeit des Systems an die jeweilige Messaufgabe, was durch einen modularen Aufbau der Messanlage und einer Programmierung mit Hilfe einer grafischen Programmieroberfläche erreicht wurde.

1. EINLEITUNG

Durch Piloten von Segelflugzeugen wurde beobachtet, dass die Flugleistungen des Flugzeuges sich während des Tages verschlechtern. Eine Annahme um dies erklären zu können ist die atmosphärische Turbulenz, die den Tag über zunimmt. Sie könnte die Umströmung des Flügels und somit auch die Flugleistungen beeinflussen. Moderne Segelflugzeuge besitzen Laminarprofile, die besonders empfindlich auf solche Störungen in der Anströmung reagieren können. Diese Profile setzen sich aber auch zunehmend in der allgemeinen Luftfahrt und bei Geschäftreiseflugzeugen durch, auch für diese und andere Bereiche könnte die Problematik in Zukunft relevant werden.

Die Verschlechterung könnte einerseits durch Rezeptivität der Grenzschicht für die Turbulenz oder durch instationäre Effekte durch schnelle Schwankungen des Anstellwinkels beim Durchflug durch Turbulenz entstehen.

Schnelle Anstellwinkelschwankungen sind auch in anderen Anwendungsfällen von Bedeutung. Zur Berechnung der Lasten auf Rotoren von Helikoptern sind sie von großer Bedeutung, speziell die auftretenden

Lasten durch instationäre Auftriebskräfte sind groß so dass hier Modelle zur Verfügung stehen. Auch bei Windkraftanlagen werden diese Modelle oft verwendet. Die Übertragbarkeit der verschiedenen Modelle auf Flugzeuge mit starren Flügeln soll überprüft werden. Dazu müssen diese Theorien ausgewertet und die maßgeblichen Einflussgrößen bestimmt werden. Die zur Messung dieser Daten im Flug notwendige Messtechnik musste erstellt und in Betrieb genommen werden.

Während der Flugversuche mit dem Motorsegler G109b des Fachgebiets Strömungslehre und Aerodynamik werden unter realen atmosphärischen Bedingungen die Anströmung und die Umströmung des Profils gemessen. Anschließend werden die Daten ausgewertet und mit den theoretischen Überlegungen verglichen.

Die Anströmbedingungen Geschwindigkeit und Anströmwinkel werden mit Hilfe von Drucksensoren erfasst, zur Messung der schnellen Schwankungen dieser Größen werden dagegen Hitzdrahtsonden verwendet. Weitere wichtige Parameter sind zum Beispiel Temperatur und Luftdruck, auch sie müssen erfasst werden.



BILD 1. Das Messflugzeug D-KDLA vom Typ G109b des Fachgebietes Strömungslehre und Aerodynamik im Flug.

Die Umströmung des Flügels wird an einem Laminarhandschuh mithilfe von Mikrofonen und Drucksensoren gemessen. Im Einzelnen sind die Druckverteilung und ihre instationäre Änderung sowie die Anfängung der Grenzschichtinstabilitäten und die Transitionslage zur Untersuchung der Rezeptivität von Bedeutung.

Die Anforderungen an die Messtechnik gehen über die speziellen Anforderungen dieser Arbeit hinaus, da sie für verschiedene Freiflugexperimente, wie die Untersuchung der Rezeptivität und zukünftig auch die Erprobung von Plasma-Aktuatoren, universell eingesetzt werden können soll.

2. STAND DER TECHNIK

2.1. Forschungsergebnisse und Grundlagen zum Thema

Die beiden bereits erwähnten Theorien zum Flugleistungsverlust werden im folgenden Abschnitt genauer erläutert. Keine der beiden Theorien, weder die der Rezeptivität der Grenzschicht noch die der schnellen Anstellwinkelschwankungen konnten bis jetzt experimentell oder theoretisch bestätigt oder verworfen werden. Die Leistungsverluste durch zunehmende atmosphärische Turbulenz wurden jedoch nur bei einigen Flugzeugen mit Laminarprofil beobachtet, andere Typen hingegen scheinen nicht betroffen zu sein. Es soll daher eine kurze Übersicht über die Besonderheiten von Laminarprofilen erfolgen, bevor beide Theorien näher erläutert werden. Abschließend soll ein Überblick über Ergebnisse bereits durchgeführter Messungen der atmosphärischen Turbulenz gegeben werden.

2.1.1. Laminarprofile

Zur Verbesserung der Flugleistungen wurden bereits in den 1930er Jahren durch das National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) Profile mit möglichst geringem Widerstand entwickelt. Dies wurde durch die

Laminarhaltung der Grenzschicht über eine möglichst lange Strecke erreicht.

Die entwickelten Profile waren aber nicht so widerstandsarm wie erwartet. Dies wurde durch die mangelnde Oberflächengüte ausgelöst, die zu vorzeitigem Umschlag der Strömung führte. Untersuchungen zeigten einen Einfluss der Oberflächenrauigkeit und von Turbulenz in der Anströmung. Da damals keine geeigneten Verfahren zur Verbesserung der Oberfläche zur Verfügung standen, wurden erst wieder mit Einführung der Faser-Kunststoff-Verbundbauweise neue Laminarprofile entwickelt.

Daten zur Leistung der Profile beziehen sich üblicherweise immer auf stationäre Anströmbedingungen, Einflüsse von atmosphärischer Turbulenz werden nicht erfasst. Laminarprofile sind im Gegensatz zu Standardprofilen für einen relativ kleinen Anstellwinkelbereich optimiert. Während sie in diesem Bereich, der Laminardelle, einen sehr geringen Widerstand haben reagieren sie empfindlich auf Abweichungen von ihr.

2.1.2. Rezeptivität der Grenzschicht

Ein Einfluss des Turbulenzgrades der Anströmung auf die Transitionslage wurde bereits in den 1940er Jahren durch Dryden, Schubauer und Skramstad bei experimentellen Untersuchungen der Stabilitätstheorie festgestellt. Bis heute kann die Transitionslage nicht exakt mit Hilfe der Stabilitätstheorie aus dem Turbulenzgrad berechnet werden, es gibt allerdings empirische Näherungen zu ihrer Berechnung.

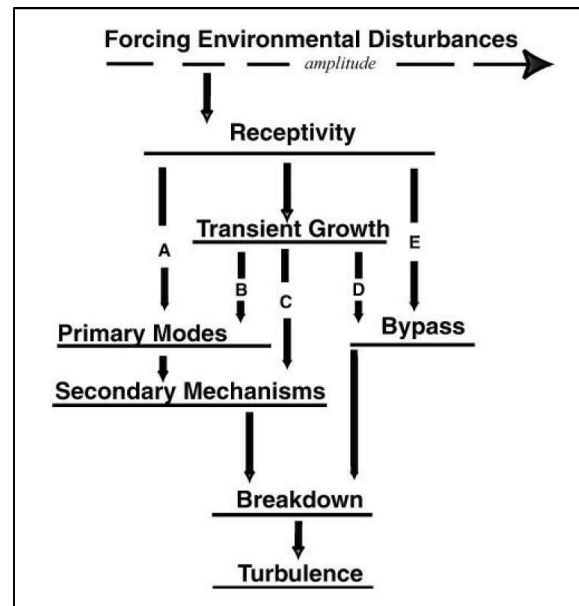


BILD 2. Verschiedene Wege von der Rezeptivität zum Grenzschichtumschlag, aus [1]

Zwar wurden bereits viele Untersuchungen zum Einfluss der Turbulenz auf die Grenzschicht durchgeführt, jedoch sind die Vorgänge beim Eindringen einer Störung in die Grenzschicht noch wenig bekannt. Die Anfangsstörungen

sind sehr klein, so dass sie nur schlecht erfasst werden können. Einen Überblick zum aktuellen Stand der Forschung geben Saric, Reed und Kerschen [1], hier soll nur eine kurze Übersicht über die auftretenden Effekte gegeben werden.

Die Einkopplung von externen Störungen kann zum Beispiel über eine Interaktion der äußeren Störung mit der Krümmung im Nasenbereich des Profils, Diskontinuitäten in der Krümmung der Oberfläche oder Oberflächenrauigkeiten geschehen. Es wird vermutet, dass die rotationsbehafteten Störungen einen Beitrag zu den dreidimensionalen Aspekten des Umschlags leisten, während die rotationsfreien Störungen die Anfangsamplituden von Tollmien-Schlichting-Wellen beeinflussen.

Das Thema der Rezeptivität wurde zeitgleich zu dieser Arbeit durch eine weitere Studie am Fachgebiet untersucht [2].

2.1.3. Schnelle Anstellwinkelschwankungen

Im Gegensatz zu den kleinskaligen Störungen die im Bereich der Rezeptivität untersucht werden, treten im Flug auch gröberskalige Störungen auf. Beim Durchflug von Thermik mit einem Segelflugzeug wurden dabei durch Bernardy [3] Anstellwinkelschwankungen im Bereich von ± 5 Grad gemessen, bei sehr starker Turbulenz sogar noch mehr. Der Anstellwinkelbereich der Laminardelle, für den das Profil optimiert wurde, wird dabei verlassen, was einen deutlichen Leistungsverlust zur Folge hat.

Allerdings muss in Frage gestellt werden, ob die Verwendung einer stationär ermittelten Polare auch bei schnellen Anstellwinkelschwankungen zulässig ist. Es ist zu vermuten, dass bei genügend hohen Frequenzen instationäre Effekte nicht mehr vernachlässigbar sind.

Solche Effekte, die nicht mehr quasi-stationär betrachtet werden können sind zum Beispiel für die Berechnung der Rotoren von Helikoptern grundlegend. Vor allem im Vorwärtsflug treten an den umlaufenden Blättern starke Geschwindigkeits- und Anstellwinkeländerungen auf. Für diese Probleme sind bereits verschiedene Berechnungsverfahren entwickelt worden, die auch zur Auslegung von Windkraftanlagen genutzt werden.

2.1.4. Atmosphärische Turbulenz

Meistens wird die Turbulenz durch den Turbulenzgrad Tu charakterisiert. Er berechnet sich bei der Annahme isotroper Turbulenz zu

$$(1) \quad Tu = \frac{1}{U} \sqrt{\overline{U'^2}}.$$

Er beinhaltet weder Aussagen über die Größe der turbulenten Skalen noch über die Häufigkeit verschiedener Skalen.

Allein durch den Turbulenzgrad kann also keine Aussage getroffen werden, welcher der beiden Fälle Rezeptivität oder schnelle Anstellwinkelschwankung durch die Turbulenz angeregt wird. Eine genauere Untersuchung der Turbulenz, speziell hinsichtlich der in ihr enthaltenen Skalen ist notwendig. Die größskaligen Störungen zerfallen mit der Zeit und werden immer kleiner.

Dissipative Skalen liegen im Bereich kleiner als Millimeter, so dass beim Durchflug Störungen hoher Frequenz auftreten können.

2.2. Vorhandene Messtechnik

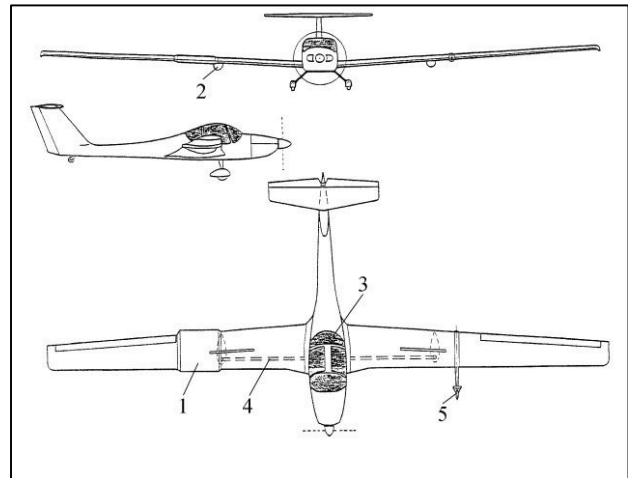


BILD 3. Dreiseitenansicht des Messflugzeugs G109b mit vorhandener Messausrüstung. Laminarhandschuh (1), Spieß (5), Beulen (2), Kabelkanal (4), Instrumentenplattform (3).

Das Forschungsflugzeug G109b ist bereits mit einer Messanlage ausgerüstet. Am linken Flügel befindet sich ein Spieß, hier werden die Anströmbedingungen ermittelt. An der Spitze befindet sich eine Anströmwinkelsonde, auch Flight Log genannt. Oberhalb befinden sich die Abnahmen für Gesamtdruck und statischen Druck, unterhalb Temperatur- und Feuchtesensor.

Am rechten Flügel befindet sich ein Laminarhandschuh. Dabei handelt es sich um ein Flügelstück mit Laminarprofil, das auf den Flügel aufgeschoben werden kann. In der Mitte des Handschuhs stellt sich näherungsweise eine zweidimensionale Strömung ein. Auf dem Handschuh sind 64 Druckbohrungen vorhanden über die eine Druckverteilung ermittelt werden kann. Desweiteren sind zwei weitere Druckbohrungen auf Ober- und Unterseite vorhanden, um über die Druckdifferenz auf den Anstellwinkel zurückschließen zu können.

Die zur Auswertung der Daten und Steuerung des Systems notwendige Technik wurde in zwei Behältern unter den Flügeln, den Beulen, und auf einer Plattform im Cockpit hinter den Piloten untergebracht. Details können unter anderem Erb [4] entnommen werden.

Das Messsystem wurde für die genaue Messung definierter stationärer Flugzustände entwickelt. Zur Messung instationärer Strömungen mit kleinen Skalen ist es daher nur bedingt geeignet. Es müssen zusätzliche Sensoren eingebaut werden, um die instationären Effekte zeitlich auflösen zu können.

Bei dem vorhandenen Messsystem waren weiterhin zu wenig Kanäle für die geplanten Messungen und auch eine zu kurze Aufzeichnungszeit vorhanden. Für Messungen der stochastisch auftretenden Turbulenz müssen hingegen lange Aufzeichnungszeiten zur Verfügung

stehen.

2.3. Notwendige Änderungen an der Messtechnik

Wie im vorhergehenden Abschnitt gezeigt wurde, kann das Messsystem nicht ohne Änderungen übernommen werden. Es müssen teilweise andere Sensoren verwendet werden und die vorhandene Ausrüstung für die neuen Anforderungen optimiert werden. Da die verwendete Technik zur Auswertung und Steuerung des Systems nicht flexibel auf die höhere Anzahl an Kanälen und längeren Aufzeichnungszeiten anpassbar ist, muss sie ersetzt werden.

Es muss also eine größtenteils neue Messanlage konstruiert und in Betrieb genommen werden, das die Anforderungen zur experimentellen Überprüfung beider Theorien erfüllt. Dazu muss es flexibel an die jeweilige Messaufgabe anpassbar sein und mit hohen Frequenzen Daten messen können.

3. THEORETISCHE GRUNDLAGEN DER INSTATIONÄREN AERODYNAMIK

3.1. Instationäre anliegende Strömung

Instationäre Effekte treten bei vielen Anwendungen und Problemstellungen auf, zum Beispiel beim Schlagflug, bei Hubschraubern und Windkraftanlagen aber auch bei Böen und beim Flattern auf. Einen guten Überblick über die verschiedenen Berechnungsverfahren geben Leishman [5, 6] und McCroskey [7]. Einige sollen hier vorgestellt werden.

Ein einfacher Ansatz ist es, das Problem mit der quasi-stationären Theorie der dünnen Platte zu betrachten. Ansätze mit Hilfe der Potentialtheorie wurden bereits in den 1930er Jahren verwendet um Flattern und Böenlasten modellieren zu können. Sie berücksichtigen nur den Auftrieb, eine Widerstandsbetrachtung ist mit diesen Mitteln nicht möglich. Da, aufgrund der höheren Lasten, meistens nur das Auftriebsproblem betrachtet werden soll ist diese Einschränkung in diesen Fällen unerheblich.

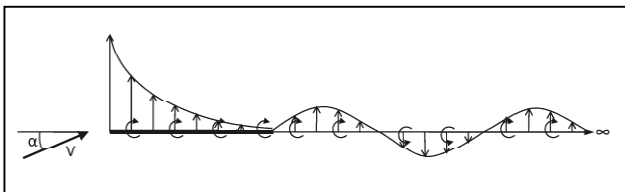


BILD 4: Ansatz von Theodorsen [8]. Sowohl das Profil als auch die abgehenden Wirbel sind als Wirbelflächen angenommen.

Ein grundlegender und weit verbreiteter Ansatz zur Berechnung in der instationären Aerodynamik ist der von Theodorsen [8]. Er bildet die Grundlage für viele weitere Berechnungsverfahren, die ihn in veränderter oder erweiterter Form verwenden. Der Ansatz behandelt eine harmonisch schwingende dünne Platte in zweidimensionaler, reibungsfreier und inkompressibler

Strömung unter Annahme kleiner Störungen. Sowohl das Profil als auch die abgehenden Wirbel sind als Wirbelflächen angenommen. Die abgehenden Wirbel bilden eine unendlich lange Fläche von der Hinterkante des Profils aus.

Die Strömung wird durch die dimensionslose Frequenz

$$(2) \quad k = \frac{\omega c}{2U_\infty}$$

beschrieben. ω ist hierbei die Kreisfrequenz der Schwingung, c die Profiltiefe und U_∞ die Geschwindigkeit der ungestörten Anströmung.

Nach Leishman [5] sind unterhalb von $k = 0,05$ die instationären Effekte klein. Für $0,05 \leq k \leq 0,2$ können sie nicht mehr vernachlässigt werden, für grössere Werte von k dominieren sie die aerodynamischen Lasten.

Von Kármán und Sears [9] untersuchten die Bewegung einer dünnen Platte durch sinusförmige vertikale Böen. Hier ändern sich, im Gegensatz zum durch Theodorsen untersuchten Fall, die Anströmbedingungen nicht sofort über das ganze Profil. Dadurch kann die Vertikalgeschwindigkeit beim Durchflug von Böen einer bestimmten Frequenz abhängig von der Zeit und der Position am Profil beschrieben werden.

Die oben genannten Theorien gehen von festen Werten für die dimensionlose Frequenz k und sinusförmigen Störungen aus. Unter realen Flugbedingungen werden aber auch andere Fälle auftreten, für die eine allgemeinere Berechnungsmethode verwendet werden muss. Wagner [10] hat schon früh ein solches Verfahren beschrieben. Dabei wird das Problem in einzelne, schrittweise Veränderungen der Anströmbedingungen zerlegt, berechnet und dann mit Hilfe des Duhamel-Integrals wieder überlagert.

In der Theorie von Wagner wird von einem effektiven Anstellwinkel ausgegangen, der sich sofort über das gesamte Profil auswirkt. Von Küssner [11] wurde das Problem eines sich in die Böe bewegenden Profils betrachtet.

Die verschiedenen Ansätze berücksichtigen unterschiedliche Effekte, es wurden beispielhaft einige Theorien genannt. Gemeinsam ist ihnen, dass sie den Fall einer dünnen Platte in inkompressibler, reibungsfreier Strömung annehmen. Mit ihnen kann ein instationärer Auftriebsbeiwert berechnet werden. Dieser ist im Flug experimentell nicht direkt bestimmbar, kann aber aus der Druckverteilung am Profil bestimmt werden. Daraus ergibt sich die Notwendigkeit der Messung einer instationären Profildruckverteilung. Zur ergänzenden Messung des Widerstandes, der hier aufgrund der Einschränkungen der Potentialtheorie nicht betrachtet wurde, kann zum Beispiel der Nachlauf untersucht werden.

3.2. Instationäre abgelöste Strömung: Dynamic Stall

Die im vorherigen Abschnitt vorgestellten Modelle setzen voraus, dass die Strömung am Profil anliegt. Durch Ablösung können noch weitere Effekte bis hin zum Dynamic Stall auftreten, die mit diesen Verfahren nicht mehr modelliert werden können. Deshalb sollen im Folgenden der Dynamic Stall und die Ansätze zu seiner Modellierung beschrieben werden.

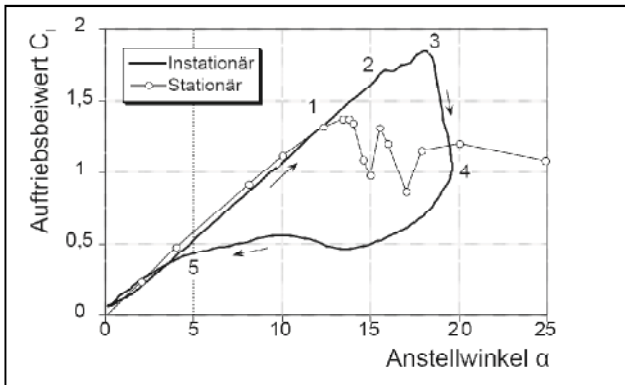


BILD 5: Vergleich des stationären und des instationären Auftriebsbeiwerts aus Leishman [6].

Charakteristisch für den Dynamic Stall ist nach Leishman [6] die Bildung eines Wirbels von der Vorderkante des Profils bei Erhöhung des Anstellwinkels über den Wert des Strömungsabrisses im stationären Fall. Der Wirbel wird immer größer und löst sich schliesslich ab, wenn die entsprechenden Druckwerte einen Mach- und Reynoldszahl-abhängigen kritischen Wert überschreiten. Der Auftrieb steigt dann durch den Wirbel weiter an, dieser schwimmt ab und hat wegen der zunehmenden Entfernung immer weniger Einfluss auf den Flügel. Die Strömung reißt schließlich vollständig ab. Nach Erreichen eines genügend kleinen Anstellwinkels legt sich die Strömung wieder an und die Luftkräfte gehen wieder auf den stationären Wert zurück. Es ist eine starke Hysterese zu beobachten.



BILD 6: Vorgänge beim Dynamic Stall nach Leishman [6].

Da die Einflüsse, die zu einem Dynamic Stall führen und die Vorgänge währenddessen sehr komplex, können sie mit heutigen Methoden und Rechnern nicht komplett modelliert werden. Es werden meist semi-empirische Modelle verwendet, die zum Beispiel in Leishman [5] beschrieben werden.

Die UTRC α , A, B-Methode wurde von Carta et al. [12] am United Technologies Research Center entwickelt. Bei dieser Methode werden die Effekte der nicht abgelösten Strömung von den Gesamtergebnissen abgezogen. Die Luftkräfte für die anliegende Strömung können durch die Parameter α , A und B beschrieben werden. Die mit dieser Methode zu erzielenden Ergebnisse sind nicht sehr genau.

Die Boeing Vertol Gamma-Methode wurde von Gross und Harris [13] und Gormont [14] entwickelt. Mit einem entsprechend korrigierten Anstellwinkel können die Luftkräfte und -momente aus den Diagrammen für den stationären Fall abgelesen werden. Mit diesem Ansatz ist eine relativ gute Beschreibung der instationären Kräfte möglich, jedoch können die Ergebnisse während des

Strömungsabrisses deutlich abweichen.

Von Beddoes [15,16] stammt ein semi-empirisches Modell, das wesentliche physikalische Effekte des Dynamic Stall berücksichtigt. Für den Fall der anliegenden Strömung wird das bereits vorgestellte Berechnungsverfahren nach Wagner mit Korrekturen für kompressible Effekte verwendet. Für den Fall der abgelösten Strömung gibt es im Wesentlichen zwei empirisch ermittelte dimensionslose Zeiten, die ihr Verhalten beschreiben. Dieses Modell beschreibt die instationären Effekte relativ gut, es werden nur wenige Parameter benötigt. Eine ähnliche Methode wurde von Gangwani [17] entwickelt, hier werden allerdings deutlich mehr empirisch zu ermittelnde Parameter benötigt.

Das Modell der ONERA benutzt mehrere nichtlineare Differentialgleichungen, deren Koeffizienten durch experimentelle Untersuchungen gewonnen wurden. Auch hier werden wieder die Ergebnisse des Falls der anliegenden Strömung und einer Komponente, die den Strömungsabriss beschreibt, überlagert.

Leishman und Beddoes [18,19] haben eine Methode entwickelt, die allgemeingültiger und leichter auf andere Profile, Machzahlen oder Reynoldszahlen übertragbar ist als die meisten obenstehenden. Für die am Eingang gegebenen instationären Strömungsbedingungen werden zuerst die Effekte auf die anliegende Strömung berechnet. Danach folgt die Modellierung der Ablösung an der Hinterkante, gefolgt von der Bildung des Wirbels an der Vorderkante. Schließlich wird der Effekt des über das Profil wandernden Wirbels berechnet und die einzelnen Ergebnisse überlagert.

Wie schon im Fall der anliegenden Strömung scheint auch zur experimentellen Untersuchung des Dynamic Stall die Messung der instationären Druckverteilung als geeignet, durch den sich ablösenden Wirbel entstehen schnelle Druckänderungen auf der Oberseite des Profils. Auch hier kann eine Betrachtung des Nachlaufs Erkenntnisse liefern. Um den Wirbel dabei erfassen zu können muss dabei auch noch entsprechend weit über dem Flügel gemessen werden. Weiterhin sollte hierfür kein über alle Messstellen integrierender Nachlaufrechen verwendet werden sondern jeweils einzelne Sensoren.

Es ist zu vermuten, dass sowohl anliegende als auch abgelöste Umströmungen im Flug auftreten. Zur Bewertung der Theorien sollen diese deshalb mit den Ergebnissen aus der Messung der instationären Druckverteilung im Flug verglichen werden. Die im Flugversuch auftretenden Anstellwinkelschwankungen sollen in Vorversuchen ermittelt werden, um genauere Anforderungen an die Messtechnik stellen zu können.

4. VORVERSUCHE

Um die in der Atmosphäre auftretenden Turbulenzen genauer abschätzen zu können, wurden entsprechende Vorversuche durchgeführt. Dadurch kann festgestellt werden, für welche Frequenzen und Amplituden die Messausrüstung ausgelegt werden muss.

Die Messflüge wurden mit dem Forschungsflugzeug G109b des Fachgebiets durchgeführt. Zur Messung der Anströmbedingungen wurde die Konstanttemperatur-Hitzdrahtanemometrie verwendet. Es wurde eine Sonde mit zwei sich kreuzenden Hitzdrähten eingesetzt, deren

Werte mit einer Frequenz von 6000 Hz aufgezeichnet wurden. Die für die Hitzdrahtanemometrie benötigten Luftdaten wurden mithilfe der Temperatur und der Luftdichte berechnet. Diese beiden Werte werden im Cockpit angezeigt und wurden manuell protokolliert.

Die Flüge wurden in verschiedenen Höhen mit unterschiedlichen Turbulenzen durchgeführt. Zuerst wurde eine Messung ohne Turbulenz über einer Inversion, dann bei leichten bis moderaten Turbulenzen und schließlich in der Thermik geflogen. Es kann festgestellt werden, dass bei ruhiger Luft nur ein leichtes Rauschen in den Messwerten zu sehen ist. Dieses wird sowohl durch die Messtechnik als auch durch die Vibrationen des Motors hervorgerufen. Bei leichter und moderater Turbulenz sind hingegen deutlich Störungen unterschiedlicher Frequenz und Amplitude zu erkennen. Die bereits beschriebenen Berechnungsverfahren von Wagner und Küssner wurden auf die erhaltenen Daten angewandt. Es zeigt sich, dass erwartungsgemäß der Auftriebsbeiwert nach Wagner sensibler auf Schwankungen in der Anströmung reagiert. Beim Verfahren nach Küssner wird der Verlauf für hohe Frequenzen allerdings deutlich geglättet. Dies kann dadurch erklärt werden, dass die räumliche Größe der Störungen kleiner ist als die Flügeltiefe und dadurch die einzelnen Störungen überlagert werden.

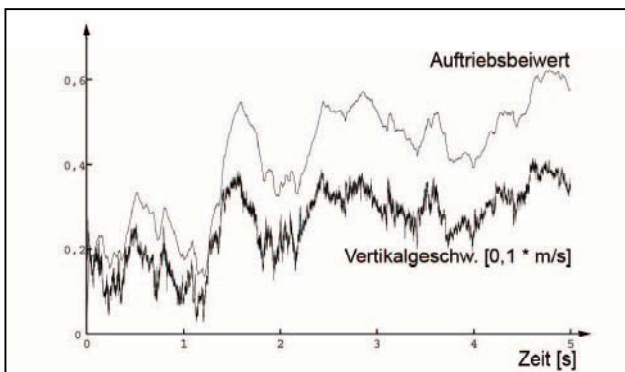


BILD 7: Auftriebsbeiwert nach Küssner [11] für moderate Turbulenz. Der Verlauf des Auftriebsbeiwertes wird geglättet. Der Einfluss der höherfrequenten Schwingungen ist vergleichsweise klein.

Störungen in allen Skalen sind in der Atmosphäre vorhanden. Nach der Auswertung der Vorversuche ist zu vermuten, dass sowohl sehr kleine als auch sehr große Skalen keine nennenswerten instationären Effekte hervorrufen. Bei kleinen Skalen wird die Umströmung nicht signifikant beeinflusst, hier spielt vermutlich der Themenkreis Rezeptivität eine maßgebliche Rolle. Großskalige Störungen hingegen können quasi-stationär betrachtet werden.

5. MESSTECHNIK

5.1. Anforderungen an die Messtechnik

In den vorhergehenden Kapiteln wurden die Anforderungen, die durch dieses Projekt gestellt werden gezeigt. Aber auch zur Untersuchung des Themenkreises Rezeptivität und für weitere, später folgende Projekte soll

das Messsystem verwendbar sein. Es muss also flexibel an die vielfältigen Anforderungen anpassbar sein.

Während der Messung werden von den verschiedenen Sensoren Daten gewonnen. Die Frequenzen mit denen gemessen wird und die Amplituden können unterschiedlich groß sein. Trotzdem sollen die Werte nachher in einem Datensatz synchronisiert vorliegen. Weiterhin bestehen noch einige Anforderungen an die Ausrüstung zur Datenverarbeitung, die sich aus der Verwendung im Flugversuch ergeben, wie zum Beispiel geringes Gewicht. Außerdem müssen zur Durchführung der Messungen im Cockpit die entsprechenden Messwerte zur Steuerung und Kontrolle der Messtechnik sowie zum Erliegen reproduzierbarer Flugzustände angezeigt werden.

Zur Messung der Schwankungen in den Anströmbedingungen erscheint die Hitzdrahtanemometrie am geeignetsten. Die Ausrüstung ist leicht, schnell, es müssen keine Partikel in die Strömung eingebracht werden und die Anbringung am Flugzeug ist relativ einfach. Zur Messung der mittleren Werte werden hingegen die Druckdifferenz zwischen Flügelober- und Unterseite sowie das Flight-Log verwendet werden.

Um die Auswirkung der Störungen in der Anströmung auf die Umströmung des Flügels erfassen zu können, soll die Druckverteilung über das Profil des Handschuhs gemessen werden. Um auch die Auswirkung schneller Störungen messen zu können muss sie mit entsprechend hohen Frequenzen ermittelt werden. Zur Messung werden Drucksensoren verwendet, die den Druckunterschied zwischen dem Druck auf dem Profil an verschiedenen Stellen und dem statischen Druck messen. Die Druckverteilung über das Profil des alten Handschuhs wird an 64 über die Tiefe des Profils verteilten Stellen gemessen.

Für die Untersuchung der Rezeptivität sollen kleinskalige Störungen untersucht werden können. Dazu ist einerseits die in der Atmosphäre vorhandene Turbulenz als auch die Grenzschicht über ein Mikrofonarray mit hohen Frequenzen aufzuzeichnen. Die erwarteten Frequenzen der Tollmien-Schlichting-Wellen liegen dabei im Bereich von 100 bis 2500 Hz. Laut dem Nyquist-Shannonschen Abtasttheorem ergibt sich somit eine Abtastfrequenz von mindestens 5 kHz.

Es ergeben sich mit Geschwindigkeit, Anstellwinkel, Druckverteilung oder Mikrofonen insgesamt 66 beziehungsweise 98 Werte, die mit hoher zeitlicher Auflösung gemessen werden sollen. Weiterhin sollen noch einige Werte mit kleiner zeitlicher Auflösung aufgezeichnet werden.

Der Messbereich soll in der Höhe bis zu 3000 m, was einem Luftdruck von 700 hPa entspricht, und bei Geschwindigkeiten von 25 bis 60 m/s liegen. Der aus den Vorversuchen bekannte mittlere Anstellwinkelbereich beträgt -4 bis 6° , wobei die Schwankungen auch größer sein können. Die Temperatur sinkt mit der Höhe, die kleinste zu erwartende Temperatur wurde zu -20°C gewählt.

5.2. Verwendete Sensoren

Wie bereits erläutert wurde muss eine Messung der Schwankungen der Anströmgeschwindigkeit und -winkel

mit möglichst hohen Frequenzen erfolgen. Am Messflugzeug G109b sind zwei Hitzdrahtsonden mit je zwei Drähten angebracht. Die Drähte einer Sonde liegen senkrecht zueinander mit je 45° zur Flugzeuglängsachse. Die Drähte der einen Sonde liegen dabei in der horizontalen Ebene, die der anderen in der vertikalen. Die Drähte werden also je nach Anstell- und Schiebewinkel jeweils unterschiedlich angeströmt, wodurch von den gemessenen Spannungen auf diese Winkel geschlossen werden kann.

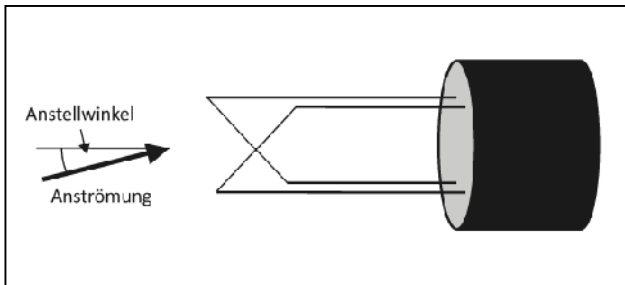


BILD 8: Die beiden Hitzdrähte der Zweidrahtsonden liegen senkrecht zueinander in einer Ebene.

Um die mittleren Werte der Anströmbedingungen messen zu können ist diese Methode allerdings nicht geeignet, da die Hitzdrähte kein langzeitstabiles Verhalten aufweisen. Zur Ermittlung der mittleren Geschwindigkeit kann der Staudruck gemessen werden. Der Anstellwinkel kann, wie in Erb [4] beschrieben, mithilfe der Druckdifferenz zwischen Flügelober- und -unterseite gemessen werden. Alternativ kann auch das Flight-Log verwendet werden, es erfasst zusätzlich auch den Schiebewinkel.

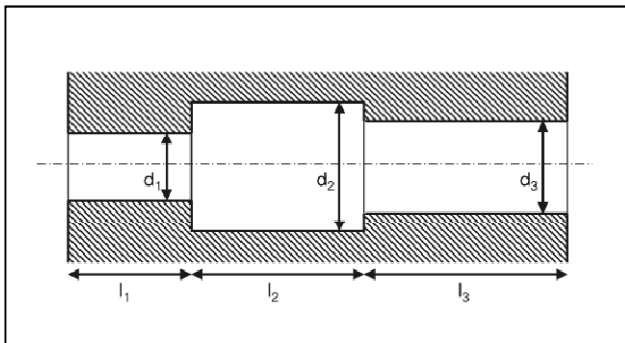


BILD 9: Beispiel für eine Leitung mit drei verschiedenen Innendurchmessern.

Eine wichtige Messaufgabe ist die Ermittlung der Druckverteilung über das Profil. Sie muss, wie bereits festgestellt, mit möglichst hohen Frequenzen gemessen werden. Nur so können die durch schnelle Anstellwinkeländerungen eintretenden instationären Effekte erfasst werden. Durch die Leitungen zwischen Druckbohrung im Laminar-Handschuh und Sensor tritt eine Verzögerung zwischen einer Druckänderung in der Strömung und dem Anliegen dieses Drucks am Sensor auf. Diese Füllzeit begrenzt die erreichbaren Messfrequenzen. Sie ist unter anderem von Länge und

Durchmesser der einzelnen Teilstücke der Leitung abhängig. Mit vorgegebener Geometrie der Bohrung und des Sensors, sowie der Länge der Leitung kann nach Sinclair und Robins [20] deren optimaler Durchmesser für geringe Füllzeiten berechnet werden.

Zur Messung der Lage der abgeschlossenen Transition wurde von Barckmann [21] die Platzierung von Wandmikrofonen über die Länge des Profils untersucht. Die Mikrofone werden dabei unter einer Druckbohrung platziert und können die Schwingungen in der Grenzschicht auf dem Profil messen. Durch die unterschiedlichen Schwingungen der laminaren und der turbulenten Grenzschicht können diese mithilfe statistischer Untersuchungen unterschieden und somit der Umschlagpunkt bestimmt werden.

5.3. Datenverarbeitung

Es ergibt sich, speziell durch die Mikrofone und die zur Erfassung der Druckverteilung eingesetzten Drucksensoren, eine große Anzahl an Messwerten. Um diese Daten möglichst schnell aufzeichnen zu können kommt ein Echtzeitdatenerfassungssystem zum Einsatz. Hier wurde ein Compact-RIO System der Firma National Instruments gewählt, da es auch große Mengen an Daten schnell und zuverlässig aufzeichnen kann und flexibel einsetzbar ist. Die zugehörige Software Labview ist eine grafische Programmieroberfläche, auch sie ermöglicht eine flexible Anpassung an die Messaufgabe.

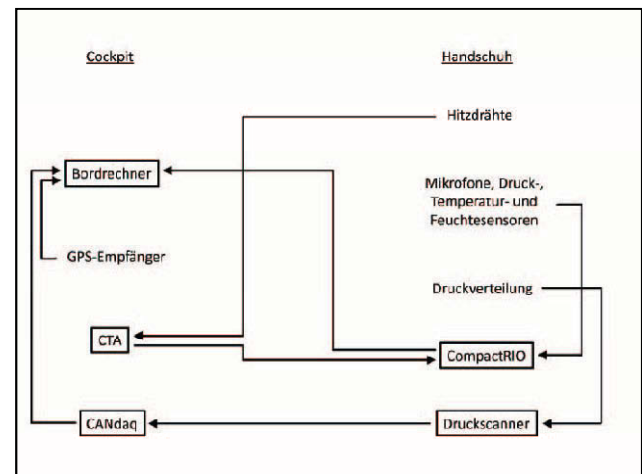


BILD 10: Übersicht über die verbaute Messtechnik, Spieß und Umgebungsdatenerfassung sind nicht mit dargestellt.

Das Compact-RIO System befindet sich in der Beule unter dem Flügel. Auf der Plattform im Gepäckraum des Motorseglers hinter den Piloten befinden sich die weiteren Systeme zur Verarbeitung und Aufzeichnung der Daten aller Sensoren. Zur Steuerung der Temperatur der Hitzdrähte und Ausgabe ihrer Spannungen befindet sich dort ein CTA, zur Auswertung der Druckverteilung ein CANdaq. Weiterhin wurde noch ein GPS installiert, um Referenzwerte zur Geschwindigkeitskalibrierung zu erhalten. Alle gemessenen Daten werden schließlich zu einem Bordrechner übertragen, der ebenfalls mit Labview programmiert wurde. Zur Anzeige der Messwerte für Pilot

und Copilot wurden zwei Displays im Instrumentenbrett verbaut.

Das Compact-RIO 9074 besitzt einen Echtzeitprozessor und ein Field-Programmable-Gate-Array (FPGA). Dieses erlaubt eine schnelle, parallele Signalverarbeitung und lässt sich flexibel programmieren. In das Compact-RIO können bis zu acht Module zur Datenerfassung, -ausgabe und -aufzeichnung eingebaut werden. Die Module können einfach ausgetauscht und das System somit flexibel an die Messaufgabe angepasst werden.

Es wurden vier NI9205 Module zur Erfassung analoger Messwerte mit insgesamt 128 Kanälen eingesetzt. Die Module arbeiten nach dem Multiplexverfahren, durch das Umschalten wird eine gewisse Einschwingzeit benötigt, um die Spannung mit hinreichender Genauigkeit umwandeln zu können. Sie wird in den Datenblättern mit 4 µs angegeben. Somit ergibt sich bei 32 Kanälen pro Modul ein Maximum von 7812 Messungen pro Sekunde. Für diese Messaufgabe wurde die Frequenz etwas niedriger zu 6000 Hz gewählt. Dies liegt über der genannten minimalen Abtastfrequenz zur Betrachtung des Themenkreises Rezeptivität. Für die Messung aller 128 Kanäle mit dieser Frequenz und 16 bit Auflösung müssten somit

$$(3) \quad 6000 \text{ Hz} * 16 \text{ bit} * 128 \text{ Kanäle} = 1,5 \text{ MB/s}$$

verarbeitet werden.

Der kleinste noch erkennbare Spannungsunterschied, die Bitwertigkeit des geringsten Bits, ergibt sich durch das „Least Significant Bit“ zu

$$(4) \quad LSB = \frac{\Delta E}{16 \text{ bit}}$$

Für einen Spannungsbereich von ±5 Volt ergibt sich ein LSB von 0,15 mV, für ±10 Volt entsprechend 0,31 mV.

Bei dem im Cockpit eingebauten Rechner handelt es sich um einen speziell für den Einbau ins Automobil entworfenen PC. Im Vergleich zu einem normalen PC ist er deutlich kleiner, robuster und verbraucht wenig Leistung. Er eignet sich daher auch gut für den Einsatz im Motorsegler. Besonders hervorzuheben sind die verbauten Solid-State-Festplatten. Sie kommen ohne bewegliche Teile aus und sind daher deutlich weniger stoß- und vibrationsempfindlich als herkömmliche Festplatten. So können auch größere Mengen an Daten sicher gespeichert werden.

Der Bordrechner kommuniziert über zwei Netzwerkadapter mit dem Compact-RIO und dem CANdaq sowie über eine USB-Verbindung mit dem GPS-Empfänger und zeigt die erhaltenen Messwerte im Cockpit an. Auf der Pilotenseite befindet sich zu diesem Zweck ein kleines Display auf dem die für den Piloten wichtigen Informationen angezeigt werden, zum Beispiel Abweichungen von anzusteuern den Anstell- und Schiebewinkeln und Geschwindigkeiten. Somit können für die Messungen benötigte, definierte Flugzustände leicht angesteuert werden. Auf der Copilotenseite befindet sich ein grosses Display, auf dem die aktuellen Messwerte angezeigt und die Messtechnik durch den Copiloten überwacht und gesteuert werden kann. Bei beiden Displays handelt es sich um berührungsempfindliche Touchscreens, die eine Bedienung des Systems ohne im Flug störende, zusätzliche Eingabegeräte ermöglichen.

6. BERECHNUNGSVERFAHREN ZUR AUSWERTUNG DER MESSDATEN

Die erhaltenen Messdaten, meistens Spannungen, müssen in die zu messenden physikalischen Parameter umgewandelt werden. Anschließend sollen daraus die für den Flug und die Auswertung interessanten Werte berechnet werden.

Um aus den Spannungen der Sensoren wieder auf die zu messenden Werte rückschliessen zu können müssen aus einer Kalibration die entsprechenden Koeffizienten bestimmt werden. Die Kalibration wurde dabei immer am Gesamtsystem durchgeführt, es wurden nur die Komponenten verwendet die auch im Flugversuch Anwendung finden. Eine Verfälschung, zum Beispiel durch unterschiedliche Kabellängen, wird somit ausgeschlossen.

Generell kann zwischen der Auswertung der Daten am Boden und der Echtzeitauswertung der Daten im Flug zur Anzeige im Cockpit unterschieden werden.

6.1. Auswertung am Boden

Da eine komplette und genaue Auswertung der Daten im Flug aufgrund der Rechnerkapazität nicht möglich ist, sollen sie als Rohdaten gespeichert und nachher ausgewertet werden. Für die genaue Auswertung der Daten am Boden wird das Programm MATLAB genutzt.

Um aus den gemessenen Spannungen der zwei X-Hitzdrahtsonden auf Geschwindigkeit, Anstell- und Schiebewinkel rückschliessen zu können wurde ein Verfahren von Rosemann, Stäger und Kreplin [22] genutzt. Alternativ kann auch ein iteratives Verfahren verwendet werden um Rechenzeit einzusparen.

Desweiteren werden Temperatur, relative Luftfeuchtigkeit, Dichte, dynamische Viskosität, Turbulenzgrad und Reynoldszahl berechnet. Auch die Ergebnisse der Druckverteilungs- beziehungsweise der Mikrofonmessungen können ausgewertet werden.

6.2. Auswertung im Flug

Da im Flug eine Echtzeitdatendarstellung erfolgen muss um Pilot und Copilot die zur Durchführung der Messungen notwendigen aktuellen Daten liefern zu können müssen auch hier die dafür wichtigen Messwerte berechnet werden. Dabei ist jedoch der zur Verfügung stehende Rechenaufwand im Gegensatz zur Auswertung am Boden stark eingeschränkt.

Es wurden mehrere Ansätze verfolgt den notwendigen Aufwand zu minimieren:

- Reduzierung der Häufigkeit der Auswertung
- Vereinfachung der Rechenverfahren
- Optimierte Programmierung

Um Rechenaufwand zu sparen wurden bei der Betrachtung der Hitzdrähte zweidimensionale Auswertungen verwendet. Jede Sonde wird einzeln betrachtet. Die Sonde, die in der horizontalen Ebene liegt reagiert besonders empfindlich auf Schiebewinkel des Flugzeuges, die gemessenen Spannungen an den beiden Drähten weichen dadurch stark voneinander ab. Durch Anstellwinkeländerungen werden beide Drähte gleich beeinflusst, es gibt keine nennenswerte Abweichung

untereinander. Genauso ist die Sonde in der vertikalen Ebene zur Messung des Anstellwinkels geeignet.

Der Turbulenzgrad wird mithilfe eines gleitenden Mittelwerts ermittelt, der entsprechend an die zu messenden Schwankungen angepasst wird.

7. PROGRAMMIERUNG DER MESSTECHNIK

7.1. Steuerung der Messtechnik und Auswertung der Daten im Flug

Die Daten aller Kanäle die am Compact-RIO eingelesen werden, müssen gespeichert, ausgegeben oder vor der Ausgabe weiter verarbeitet werden. Nachdem ein Verfahren zur Speicherung der Messdaten direkt im Compact-RIO-System aufgrund der zu hohen Datenraten nicht erfolgreich war, wurde ein Verfahren mit zentraler Speicherung aller Daten auf dem Bordrechner umgesetzt.

Bei der Programmierung sind im Wesentlichen drei verschiedene Ebenen zu unterscheiden:

- Field-Programmable-Gate-Array (FPGA) auf dem Compact-RIO
- Echtzeit-Prozessor auf dem Compact-RIO
- Im Flugzeug mitgeführter Bordrechner

7.1.1. FPGA

Das Programm des FPGAs besteht hier nur aus einer Schleife. Sie zeichnet die Daten der AD-Wandler mit einer vorgegebenen Rate auf und sendet diese zum Bordrechner. Die Schleife läuft mit einer vorgegebenen Frequenz ab. Bei jedem Durchlauf werden alle Kanäle einmal ausgelesen. Die Daten werden je nach Spannungsbereich der Sonde zu ganzzahligen Werten skaliert und dann in einen Speicher, der vom Bordrechner ausgelesen wird, geschrieben.

7.1.2. Echtzeitprozessor

Der Echtzeitprozessor steuert in diesem Fall das Programm des FPGA. Zusätzlich muss auch für den Netzwerktransfer aller Daten vom und zum Bordrechner gesorgt werden. Dies geschieht über vorinstallierte Treiber und Programme, die keine zusätzliche Programmierung erfordern.

7.1.3. Bordrechner

Der Bordrechner empfängt die Daten des FPGA über das Netzwerk, zusätzlich sind ein GPS-Empfänger und ein CANdaq-Modul zur Druckmessung angeschlossen. Die verschiedenen Daten müssen synchronisiert und bei Bedarf gespeichert beziehungsweise auf den Displays im Cockpit angezeigt werden.

Dazu wird ein Block von Daten aus dem Speicher des FPGA gelesen, skaliert und in ein Array-Element umgewandelt. Dabei entspricht jede Spalte einem Kanal, eine Zeile des Arrays also einem Datensatz. Zusätzlich werden über Umgebungsvariablen die entsprechenden Daten von GPS und CANdaq ausgelesen und mit den Daten des CompactRIO zusammengeführt.

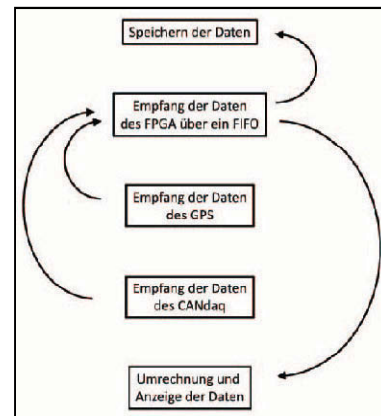


BILD 11: Struktur des Programms des Bordrechners.

Für den nächsten Aufruf der Schleife wird die Anzahl noch vorhandener Werte im Speicher des FPGA abgefragt und geprüft, wieviel vollständige Datensätze vorhanden sind. Dadurch kann die Anzahl der beim nächsten Durchlauf zu lesenden Werte bestimmt werden, ohne dass Wartezeiten entstehen oder der Speicher überfüllt wird. Die Schleife wird alle 200 Millisekunden ausgeführt, dadurch wird immer ein größerer Block Daten verarbeitet, was effizienter ist.

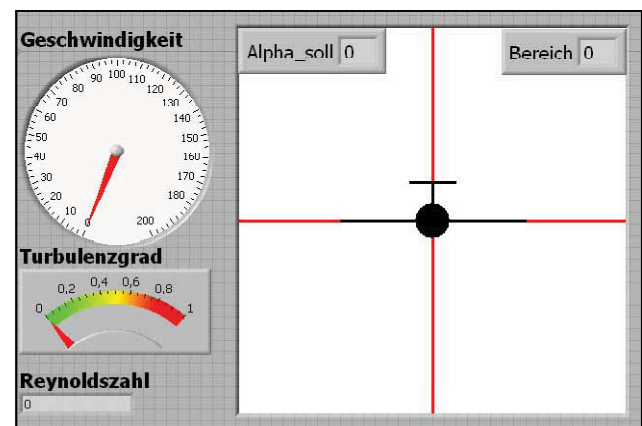


BILD 12: Der Pilot bekommt Informationen zu Geschwindigkeit, Turbulenzgrad, Reynoldszahl, Anstell- und Schiebewinkel auf dem Display angezeigt.

Im Cockpit können alle Werte direkt oder nach einer Umrechnung in physikalisch sinnvolle Einheiten dargestellt werden. Eine Umrechnung erscheint für die wichtigsten Daten sinnvoll, im Einzelnen sind dies:

- Höhe: aus statischem Druck
- Geschwindigkeit: aus Druck, beziehungsweise aus Hitzdrahtsonden
- Turbulenzgrad: aus Hitzdrahtsonden
- Anstell- und Schiebewinkel: aus Hitzdrahtsonden
- Temperatur
- Feuchte

Sie werden mehrmals pro Sekunde ermittelt und

angezeigt. Auf dem Display des Piloten werden nur die für ihn wichtigen Werte dargestellt, auf der Copilotenseite können alle Daten angezeigt werden. So kann ein Fehler oder Defekt der Messausrüstung schnell erkannt werden.

7.2. Auswertung am Boden

Die Auswertung der Daten am Boden soll mit dem leistungsfähigen Rechenprogramm MATLAB durchgeführt werden. Die Auswertung gliedert sich in mehrere Schritte:

- Umwandlung der Daten in ein für MATLAB einfach lesbares Format
- Umrechnen der Rohdaten in die gesuchten Parameter
- Filterung der Daten nach relevanten Fällen
- Auswertung dieser Fälle

Diese einzelnen Schritte werden getrennt voneinander durchgeführt, da sie teilweise sehr viel Rechenaufwand erfordern. Nach jedem Schritt können so eventuelle Fehler erkannt und korrigiert werden, ohne dass eine komplette Neuauswertung erforderlich ist.

8. ERGEBNISSE DER ARBEIT

In dieser Arbeit wurden die Einflüsse von schnellen Anstellwinkelschwankungen aufgrund atmosphärischer Turbulenz auf die Umströmung eines Flügels theoretisch untersucht. Mit Ansätzen aus der Potentialtheorie können die sich am Profil einstellenden Kräfte für anliegende instationäre Strömung berechnet. Weiterhin wurden die komplexen Vorgänge während des Dynamic Stall und einige Modellierungsansätze hierfür vorgestellt.

Mit den gewonnenen theoretischen Erkenntnissen zusammen mit den Ergebnissen von durchgeführten Vorversuchen im Flug konnten die zu messenden Größen genauer bestimmt werden und die Anforderungen an die zu verwendende Messanlage aufgestellt werden. Zusätzlich ergeben sich durch andere mit der Anlage durchzuführenden Messvorhaben noch weitere Anforderungen.

Im Rahmen dieser Arbeit musste einiger Entwicklungsaufwand in die Optimierung der Programmierung investiert werden um die benötigte Leistung erreichen und geforderten Spezifikationen erfüllen zu können. Dadurch ergab sich eine Verlegung des Schwerpunktes der Arbeit auf die Entwicklung, Programmierung und Inbetriebnahme der neuen Anlage.

Aus den oben genannten Anforderungen ergibt sich im Wesentlichen folgender Aufbau der Messanlage:

- Laminarhandschuh mit Druckverteilungsmessung und Mikrofonarrays
- Spiess am Handschuh mit Hitzdrahtsonden zur Messung der Anströmung
- Erfassung der Umgebungsdaten, wie Temperatur und Statikdruck
- Verarbeitung der Daten der Druckverteilung über einen Druckscanner und ein CANdaq
- Verarbeitung der übrigen Daten mit einem Echtzeitdatenerfassungssystem Compact-Rio
- Umrechnen der Daten und Koordinierung aller Systeme mittels eines Bordrechners
- Echtzeitanzeige der für Pilot und Copilot relevanten

Daten auf zwei Displays im Cockpit

Mit diesem System können folgende Größen mit einer Frequenz von bis zu 6000 Hz, wenn nicht anders angegeben, gemessen werden:

- Statischer Luftdruck, Geschwindigkeit und Anstellwinkel über drei Drucksensoren
- Temperatur und relative Feuchte
- Geschwindigkeit und Anströmwinkel über zwei X-Hitzdrahtsonden
- Bis zu 96 beliebige Werte, momentan mit Mikrofonarrays belegt
- Druckverteilung über das Profil an 64 Messstellen mit 312,5 Hz
- Zeit, Position, Höhe, Geschwindigkeit über Grund und Kurs über einen GPS-Empfänger mit 1 Hz

Die gesamte Programmierung des Systems erfolgte mit Labview, wodurch eine flexible Anpassung an unterschiedliche Messaufgaben möglich wird. Sowohl der Bordrechner als auch das Compact-Rio, das sich in Echtzeitprozessor und FPGA unterteilt, wurden so programmiert.

Mit diesem System steht für zukünftige Flugmessungen, auch für die anderer Projekte, eine flexible und leistungsfähige Anlage zur Verfügung.

9. AUSBLICK

Das System kann, auch für andere Messaufgaben, angepasst und erweitert werden. Dank der Programmierung mit der grafischen Programmieroberfläche Labview sind dazu keine tiefergehenden Programmierkenntnisse erforderlich. Mehrere Veränderungen an der Messtechnik sind denkbar:

- Es können noch weitere Module zur Messwerterfassung verbaut werden. Alle Komponenten erscheinen als ausreichend um die zusätzlichen Daten verarbeiten zu können.
- Da bei der differenziellen Messung nur die halbe Anzahl an Kanälen gelesen wird, kann bei gleicher Einschwingzeit im A/D-Wandler die doppelte Abtastrate erreicht werden.

Zur weiteren Untersuchung des Einflusses schneller Anstellwinkelschwankungen auf die Umströmung eines Laminarprofils können mit der nun vorhandenen Messtechnik Flugversuche durchgeführt werden.

10. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Saric, W.S., Reed, H.L., Kerschen, E.J., Boundary-Layer Receptivity to Freestream Disturbances. Annual Review of Fluid Mechanics, 34, 2002, 291–319
- [2] Reeh, A., In-Flight Investigation of Tollmien-Schlichting Waves Generated through Natural Boundary Layer Receptivity Mechanisms. Diplomarbeit, Technische Universität Darmstadt, Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, 2009
- [3] Bernardy, S., Investigation into the Effects of Turbulence in Thermals on Sailplane Airfoil Performance. Diplomarbeit, TU Delft, 2002

- [4] Erb, P., Untersuchung der Grenzschichttransition im Flugversuch. Dissertation, Technische Universität Darmstadt, Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, 2002
- [5] Leishman, J.G., Principles of Helicopter Aerodynamics. 2. Auflage. Cambridge University Press, 2006
- [6] Leishman, J.G., Challenges in Modeling the Unsteady Aerodynamics of Wind Turbines. In 21st ASME Wind Energy Symposium and the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, 2002
- [7] McCroskey, W.J., Unsteady Airfoils. Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 14, 1982, 285–311
- [8] Theodorsen, T., General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter. NACA (496), Technischer Bericht, 1935
- [9] Kármán, Th. von, Sears, W. R., Airfoil Theory for Non-Uniform Motion. Journal of the Aeronautical Sciences, Volume 5, 1938, 379–390
- [10] Wagner, H., Über die Entstehung des dynamischen Auftriebes von Tragflügeln. Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik 5, 1925
- [11] Küssner, H.G., Zusammenfassender Bericht über den Instationären Auftrieb von Flügeln. Luftfahrtforschung, 13, 1936, 410–424
- [12] Carta, F.O. et al., Analytical Study of Helicopter Rotor Stall Flutter. In 26th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1970
- [13] Gross, D.W., Harris, F.D., Prediction of In-Flight Stalled Airloads from Oscillating Airfoil Data. In 25th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1969
- [14] Gormont, R.E., A Mathematical Model of Unsteady Aerodynamics and Radial Flow for Application to Helicopter Rotors. United States Army Aviation Materiel Laboratories, Technischer Bericht, 1973
- [15] Beddoes, T.S., A Synthesis of Unsteady Aerodynamic Effects Including Stall Hysteresis. Vertica, 1, 1976, 113–123
- [16] Beddoes, T.S., Onset of Leading Edge Separation Effects under Dynamic Conditions and Low Mach Number. In 34th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1978
- [17] Gangwani, S.T., Synthesized Airfoil Data Method for Prediction of Dynamic Stall and Unsteady Airloads. Vertica, 8, Nr. 2, 1984, 93–118
- [18] Leishman, J.G., Beddoes, T.S., A Generalized Method for Unsteady Airfoil Behavior and Dynamic Stall Using the Indicial Method. In 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society, 1986
- [19] Leishman, J.G., Beddoes, T.S., A Semi-Empirical Model for Dynamic Stall. Journal of the American Helicopter Society, Vol. 34(3), 1989, 3–17
- [20] Sinclair, A.R., Robins, A.W., A method for the determination of the time lag in pressure measuring systems incorporating capillaries. National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note, 1952
- [21] Barckmann, K., Auslegung, Konstruktion und Erprobung eines Messsystems zur Detektierung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags im Flugversuch. Diplomarbeit, Technische Universität Darmstadt, Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik, 2008
- [22] Rosemann, H., Stäger, R., Kreplin, H-P., Development and application of a quadruple hot-wire technique for turbulent flows. Measurement Science and Technology, 7, Nr. 10, 1996, 1477–1491