

FREIFLUGMESSUNGEN DER PROFILPOLARE EINES LAMINARPROFILS UNTER KONVEKTIVEN ANSTRÖMBEDINGUNGEN

U. Deck und W. Würz,
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart, Deutschland

Zusammenfassung

Während im Entwurfsprozess von Laminarprofilen stationäre Anströmbedingungen angesetzt werden und die Profile anschließend in speziellen Laminarwindkanälen mit sehr niedrigem Turbulenzgrad getestet werden, tritt in niedrigen Flughöhen bei aktiver Konvektion erhebliche atmosphärische Turbulenz auf. Hierzu werden Methoden, Durchführung und Ergebnisse von Freiflugmessungen an einem Segelflugzeug vorgestellt mit denen der Einfluss atmosphärischer Turbulenz auf die Profilpolare eines modernen Laminarprofils untersucht wurde. Neben der eigentlichen Profilpolarenmessung mittels integrierenden Nachlaufrechen kommen Heißdrahtsensoren zur Messung des instationären Anströmvektors für die Turbulenzgradbestimmung sowie Heißfilmsensoren auf dem Flügel zum Einsatz. Die Messergebnisse werden mit numerischen Simulationsergebnissen der Gesamtkonfiguration korrigiert um systematische Messfehler z.B. beim Anstellwinkel oder statischen Druck zu beseitigen. Schlussendlich werden die gemessenen Profilauftriebs- und Widerstandsbeiwerte anhand des gemessenen Turbulenzgrades kategorisiert. Die resultierenden Profilpolaren für unterschiedlich starke Anströmturbulenz zeigen spezifische Abweichungen der Polaren mit zunehmendem Turbulenzgrad, insbesondere am oberen und unteren Rand der Laminardelle. Im mittleren Teil der Laminardelle wurde keine messbare Erhöhung des Profilwiderstandes festgestellt.

1. EINLEITUNG

Leistungsfähige Laminarprofile, die auf natürliche Laminarhaltung setzen, werden in der Regel für stationäre Anströmbedingungen entworfen. Der Einfluss erhöhter Anströmturbulenz wird dabei bisher basierend auf einfachen Abschätzungen im Entwurfsprozess berücksichtigt. So werden bei den jüngsten Entwürfen z.B. gezielt auch die Off-Design Eigenschaften (außerhalb der Laminardelle) berücksichtigt ohne dabei jedoch Berechnungen oder Untersuchungen hinsichtlich erhöhter Anströmturbulenz durchzuführen. Jüngere Forschungsergebnisse zeigen, dass dieser vereinfachte Entwurfsprozess für den späteren Betrieb der Laminarprofile in niedrigen Höhenbereichen, in der so genannten Konvektionsschicht [1] bei erhöhter Anströmturbulenz nicht optimal ist. Insbesondere Laminarprofile verlieren einen Teil ihrer hohen Leistungsfähigkeit sobald atmosphärische Turbulenz, ausgelöst durch thermische Konvektion, auftritt [2, 3]. Dies ist vor allem für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt, Segelflugzeuge, Windkraftanlagen und unbemannte Fluggeräte relevant. Atmosphärische Turbulenz verursacht instationäre Anströmbedingungen in Form von Anstellwinkel- und Geschwindigkeitsschwankungen im niedrigen Frequenzbereich sowie kleinskalige Turbulenz im höheren Frequenzbereich. Beides beeinflusst die Profil- und somit auch die Flugleistung des Flugzeuges. Neben Schwankungen im Auftrieb wird vor allem die Transitionlage beeinflusst und somit ein Zusatzwiderstand, der sich hauptsächlich im Bereich der Laminardelle bemerkbar macht, hervorgerufen [4]. Anstellwinkel- und Geschwindigkeitsschwankungen verursachen ein stark instationäres Verhalten der Profildruckverteilung, welches wiederum in einer instationären Entwicklung der Grenzschichtströmung resultiert und damit große Verschiebungen der Umschlags-

lage in Strömungsrichtung verursacht. Die Unterseite moderner Laminarprofile ist besonders anfällig für dieses Verhalten, aufgrund der dort üblichen geringen Druckgradienten, die über weite Strecken der Druckverteilung einer ebenen Platte ähneln und somit sehr sensitiv auf Anstellwinkelschwankungen reagieren [5]. Die Geschwindigkeit mit der sich die Transitionlage in oder entgegen der Strömungsrichtung verschiebt ist dabei richtungsabhängig [6], weshalb sich durch die instationäre Anströmung zwingend eine mittlere Transitionlage ergeben muss, die vom stationären Fall abweicht. Untersuchungen zum Einfluss von kleinskaliger Turbulenz im Frequenzbereich $> 500\text{Hz}$, die im Freiflug sowie im Windkanal mit Turbulenzgittern im Windkanaleinlauf durchgeführt wurden, zeigen, dass höhere Amplituden der Anströmturbulenz eine deutliche Verkürzung der laminaren Laufstrecken verursachen können [7]. Dieser Einfluss von Störungen in der Anströmung auf die Grenzschichttransition wurde zu Beginn im Rahmen der Rezeptivitätsforschung [43] untersucht, siehe auch Kendall [9], Kachanov [10] und Saric [11]. Die erhöhte Anströmturbulenz beeinflusst dabei nicht nur die Transition in anliegenden Scherschichten, sondern auch in laminaren Ablöseblasen [8]. Die numerische Modellierung des Turbulenzeinflusses auf den integralen Profilwiderstand ist aufgrund der gekoppelten Effekte sehr anspruchsvoll. Ein weit verbreiteter Ansatz zur Abschätzung der Transitionlage ist das e^N -Verfahren [12, 13, 14]. Durch Anpassung des N-Faktors ('variable n-factor method' [33]) kann das e^N -Verfahren den Einfluss erhöhter Anströmturbulenz nachbilden, für generische Ebene-Platte Testfälle liefert das vielversprechende Ergebnisse [15, 16]. Für Tragflügelprofile, vor allem solche deren Druckverteilung deutlich von der konstanten Druckverteilung einer ebenen Platte abweicht, kann durch Anpassung des N-Faktors allerdings keine all-

gemeingültige Abhängigkeit zur Anströmturbulenz hergestellt werden [17]. Aktuelle Strömungssimulationssoftware setzt häufig auf korrelationsbasierte Transitionsmodelle [18], deren experimentell ermittelte Korrelationen ebenfalls auf Untersuchungen an generischen Strömungskörpern basieren [19]. Die generelle Anwendbarkeit auf unterschiedliche Profilgeometrien mit variablen Druckgradienten ist hierbei ebenfalls in Frage zu stellen. Neben der Abhängigkeit des Turbulenzeinflusses von der Profildruckverteilung, und der damit verbundenen Stabilität der Grenzschichtströmung, ist außerdem zu berücksichtigen, dass das Verhältnis von großskaligen Turbulenzstrukturen zu kleinskaliger Turbulenz in der konvektiv beeinflussten Atmosphäre stets einer festen Beziehung folgt und spektral aufgetragen dem sogenannten Kolmogorov Spektrum entspricht [20]. Dem gegenüber ist jegliche Turbulenz im Windkanal hinsichtlich der großskaligen Turbulenzstrukturen physikalisch limitiert und ergibt somit bei identischem integralen Turbulenzgrad eine spektrale Amplitudenverteilung, die signifikant vom Kolmogorov Spektrum abweichen kann [21]. Vor allem letzteres macht es notwendig Untersuchungen zum Turbulenzeinfluss auf die Profileistung unter möglichst realitätsnahen Bedingungen durchzuführen. Für die vorliegende Studie werden daher Freiflugmessungen sowohl in stabil geschichteter Atmosphäre, d.h. Referenzmessungen ohne thermische Konvektion, sowie bei aktiver thermische Konvektion, charakterisiert durch ausgeprägte Aufwindgebiete, durchgeführt.

Neben stationären Messungen, z.B. im Bereich Windkraft, wurden bisher im Wesentlichen Freiflugmessungen zur Bestimmung des Turbulenzgrades in der Atmosphäre durchgeführt. Dabei wurden unterschiedlichste Atmosphärenbereiche abgedeckt, von sehr niedrigen Flughöhen direkt in der bodennahen Grenzschicht [22] bis hin zur Reiseflughöhe kommerzieller Transportflugzeuge [23]. Während die meisten Untersuchungen dazu motorgetriebene Luftfahrzeuge als Versuchsträger nutzten, wurde von MacCready [24] bereits 1962 ein Segelflugzeug eingesetzt, so wie es auch im Rahmen dieser Studie vorgesehen ist. Zur Bestimmung des Turbulenzgrades werden häufig Hitzdrahte im Konstant-Temperatur Verfahren (CTA-Verfahren) eingesetzt, mit denen die spektrale Amplitudenverteilung der Anströmfluktuationen bis in den niedrigen Kiloherz Bereich gemessen werden kann [4, 5]. Die von Riedel und Sitzmann zusammengestellten Untersuchungen liefern dabei einen guten Überblick [23]. Spezialisierte Messungen im Hinblick auf den Entwurf von Hochleistungslaminarprofilen wurden von Greiner [25] durchgeführt, ebenfalls mittels Hitzdrahtmesstechnik eingesetzt an einem Segelflugzeug. Diese Untersuchungen zeigen eine Korrelation zwischen vertikaler Luftmassenbewegung und der angetroffenen atmosphärischen Anströmturbulenz, charakterisiert durch die zugehörige Dissipationsrate. Mit zunehmendem Luftmassensteigen im thermischen Aufwind ist auch eine höhere Dissipationsrate anzutreffen [25]. Insbesondere für den Entwurf von Laminarprofilen für Segelflugzeuge ist diese Erkenntnis essentiell, da Segelflugzeuge einen wesentlichen Anteil ihrer Flugzeit direkt im thermischen Aufwind verbringen. Zur Bestimmung der Profileistung unter dem Einfluss erhöhter Anströmturbulenz wurden in vorgegangenen Studien neben einem klassischen Nachlaufrechen [4] unterschiedliche Verfahren zur Bestimmung der Transitionslage am Tragflügel eingesetzt. Neben Mikrofonarrays [4, 27] werden dazu vor allem Heißfilmsensorarrays [5, 7] und Piezofilmarrays [32] eingesetzt.

Ziel dieser Studie ist es mittels Freiflugmessungen an einem Segelflugzeug den Einfluss atmosphärischer Turbulenz bei aktiver Konvektion auf die Profileistung eines modernen Laminarprofils mit natürlicher Laminarhaltung (NLF) weiter zu untersuchen. Aufbauend auf den bisherigen Forschungsergebnissen soll durch die Kombination mehrerer Sensoren ein möglichst ganzheitliches Bild des Turbulenzeinflusses auf verschiedenen Ebenen (lokal: Grenzschichttransition, global: Profilwiderstand) erzeugt werden. Mit möglichst vielen Messflügen bei unterschiedlichsten atmosphärischen Bedingungen soll weiterhin ein differenziertes Bild des Turbulenzeinflusses für unterschiedlich starke Anströmturbulenz entstehen, das eine statistische Auswertung erlaubt. Im Folgenden werden die zugrundeliegenden Methoden erläutert, die Konzeptionierung und Auslegung der Messanlage vorgestellt sowie die Ergebnisse zum Einfluss der Anströmturbulenz auf die mittels Nachlaufrechen gemessene Profilpolare detailliert.

2. METHODEN

2.1. Auslegung Messanlage

Für diese Studie wird ein Segelflugzeug vom Typ Ventus 3 TS von Schempp Hirth Flugzeugbau GmbH eingesetzt. Das einsitzige Segelflugzeug hat 18m Spannweite, 10,84m² Flügelfläche und ein durch Wasserballast variables Abfluggewicht von 450kg bis maximal 600kg. Der moderne 18m Flügel ist mit den neusten Laminarprofilen ausgestattet, entwickelt und validiert am Laminarwindkanal der Universität Stuttgart. Laminare Laufstrecken von über 90% x/t auf der Profilunterseite und 70% x/t auf der Profilloberseite zeichnen diesen Profilstrak aus. Dadurch werden sehr geringe Widerstandsbeiwerte erreicht. Gleichzeitig eignen sich diese Profile aufgrund der langen laminaren Laufstrecken optimal für die Untersuchungen zum Turbulenzeinfluss. Neben den messtechnischen Erfordernissen leiten sich die wichtigsten Anforderungen direkt aus den Rahmenbedingungen des Versuchsflugzeugs ab:

- Autonomer Betrieb ohne Nutzereingabe
- Energieversorgung für mehr als 4h Flugzeit
- kleiner Einrätaufwand (mehrere Messkampagnen)
- geringst möglicher Zusatzwiderstand
- maximal 25kg Masse (Punktbelastung der Struktur)

Zur Messung der Profileistung (instationäre Transitionlage und Profilwiderstandsbeiwert) kommt neben Heißfilmsensoren, die direkt auf der Flügeloberfläche im Messschnitt angebracht werden, ein integrierender Nachlaufrechen zum Einsatz. Wichtige Referenzgrößen für die Bestimmung der turbulenzabhängigen Profileistung sind der Anstellwinkel sowie der lokale Auftriebsbeiwert im Messschnitt und der mittels X-Drahtsonde gemessene Turbulenzgrad. Die Messung des Anstellwinkels und des Schiebewinkels wird mit einer 5-Loch-Anordnung an einem elliptischen Sondenkopf durchgeführt. Die Staudruckmessung wird mit einer zusätzlichen Prandtlsonde, versetzt zum elliptischen Sondenkopf, durchgeführt. Da die Umströmung des Versuchsflugzeuges die Messung des statischen Drucks und des Anstellwinkels verfälscht, gilt es die Position dieser für die Referenzgrößen wichtigen Sonden sorgfältig auszuliegen. Dazu werden numerische Strömungssimulationen (ANSYS Fluent) des Versuchsflugzeuges herangezogen, mit denen für drei mögliche Sondenpositionen der Messfehler des statischen Drucks und Anstellwinkels ausgewertet wird.

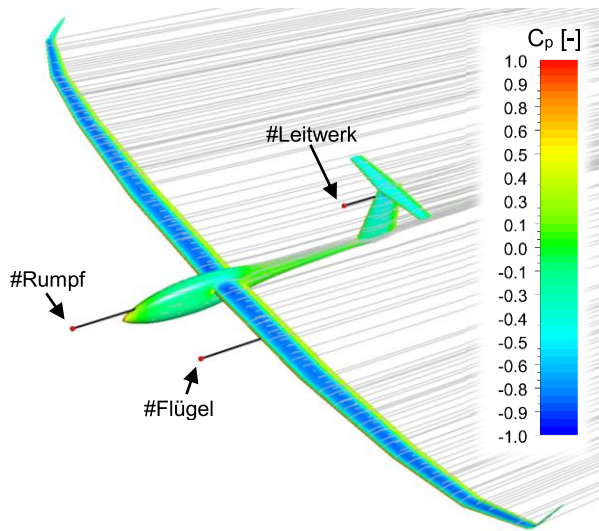


BILD 1. Strömungssimulation des Ventus 3 bei 40m/s mit den drei möglichen Sondenpositionen.

Berechnet wird ein Halbmodell des Versuchsflugzeuges mit symmetrischen Randbedingungen in der xz-Ebene. Die Vernetzung erfolgt mit dem unstrukturierten Vernetzter Fluent Meshing, Polyederzellen werden in der direkten Nähe der Flugzeugoberfläche eingesetzt, im Fernfeld sind hauptsächlich würfelförmige Zellen vorhanden. Zusammen mit einem extrudierten Grenzschichtnetz, das aus 20 Schichten normal zur Oberfläche entsteht, ist diese unstrukturierte Netzvariante auch im Hinblick auf die notwendige Hardwarekapazität vorteilhaft [28]. Insgesamt besteht das Rechennetz aus ca. 20Mio Zellen. Zur numerischen Strömungslösung in Fluent wird das $k\omega$ -SST-Turbulenzmodell [29] in Verbindung mit einem einfachen algebraischen Transitionsmodell [30] eingesetzt, das rudimentär den Einfluss des Grenzschichtumschlages erfassen kann. Da lediglich Strömungsgeschwindigkeiten bis maximal $U_\infty=60\text{m/s}$ relevant sind, werden alle Simulationen inkompressibel mit Stoffwerten entsprechend der Standardatmosphäre auf Meereshöhe durchgeführt. Die Ergebnisse der Simulation werden hinsichtlich der Messfehler durch die Umströmung des Versuchsflugzeuges für die drei möglichen Sondenpositionen ausgewertet:

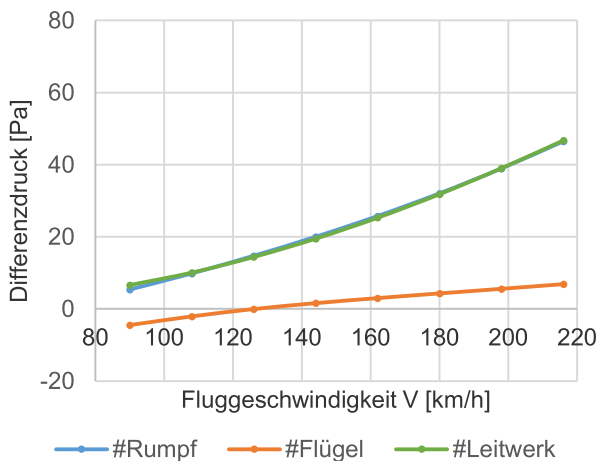


BILD 2. Statischer Differenzdruck drei Sondenpositionen über der Fluggeschwindigkeit.

In BILD 2 wird deutlich, dass die Umströmung des Flugzeuges bei einer Sondenposition vor dem Rumpf und vor dem Leitwerk einen erheblichen Messfehler des statischen

Drucks verursachen würde. Nur für die Sondenposition vor dem Flügel ist dieser Fehler in einer akzeptablen Größenordnung.

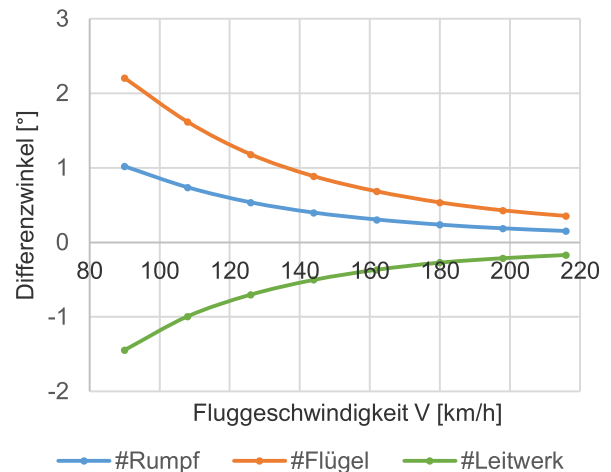


BILD 3. Differenzanstellwinkel für drei Sondenpositionen über der Fluggeschwindigkeit.

Der Anstellwinkelfehler, verursacht durch den Zirkulations-einfluss, ist nach BILD 3 erwartungsgemäß für die Sondenposition vor dem Flügel am größten. Für die anderen beiden Sondenpositionen ist der Anstellwinkelfehler allerdings ebenfalls so groß, dass eine nachträgliche Korrektur der Messergebnisse notwendig ist. Für die Sondenposition vor dem Flügel spricht somit der geringe Messfehler im statischen Druck sowie ein Anstellwinkelfehler, der zwar groß ist, aber im Vergleich zu den anderen Sondenpositionen einfach korrigiert werden kann, da die Flügelzirkulation sich vergleichsweise zuverlässig bestimmen lässt. Zusätzlich kann mit der Sondenposition am Flügel eine Messanlage realisiert werden, die eine phasenbezogene zeitliche Auswertung der detektierten Störungen der Anströmung ermöglicht, da die Sensorik mit minimalem spannweiten Versatz aufgebaut werden kann.

Das weitere Design der Messanlage orientiert sich am Grundsatz eines möglichst geringen zusätzlichen Widerstandes am Segelflugzeug, weshalb die Messanlage als schmaler, aerodynamisch geformter Körper konzipiert ist:

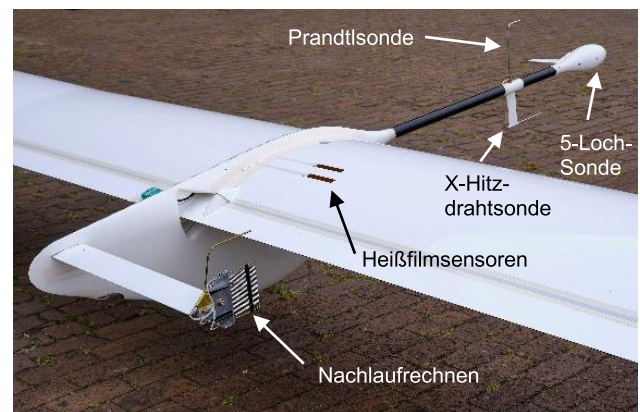


BILD 4. Messanlage mit integriertem Sondausleger sowie Nachlaufrechen hinter dem Tragflügel.

Der Messpod hat einen Abstand von $Y=1980\text{mm}$ zur Symmetrieebene des Versuchsflugzeuges, die Heißfilme sind bei $Y=1630\text{mm}$ appliziert und der Messschnitt zur Profilwiderstandsmessung liegt bei $Y=1377\text{mm}$.



BILD 5. Versuchsflugzeug Ventus 3 TS im Flug mit montierter Messanlage.

Das asymmetrisch angreifende Gewicht der Messanlage wird durch Wasserballast im gegenüberliegenden Flügel ausgeglichen, sodass der Schwerpunkt wieder in der Symmetrieebene liegt.

2.2. Sensorik und Datenaufzeichnung

Kernbaustein der Messanlage sind Drucksensoren der ADCA-Serie von *AllSensors*. In TAB 1 ist zu jeder Messgröße der Drucksensor sowie dessen Messbereich aufgelistet. Der Kontrolldruck wird am Nachlaufrechen gemessen und dient zur Überprüfung der Nachlaufdellenlage:

Anstellwinkel	5 INCH-D-4V	$\pm 1250\text{Pa}$
Schiebewinkel	5 INCH-D-4V	$\pm 1250\text{Pa}$
Staudruck	10 INCH-G-4V	0-2500Pa
Statischer Druck	BARO-A-4V	600-1100mbar
Gesamtdruckverl.	1 INCH-G-4V	0-250Pa
Kontrolldruck	5 INCH-G-4V	0-1250Pa

TAB 1. Auflistung der eingesetzten Drucksensoren mit Messbereichsangabe

Für die Bestimmung der Luftdichte wird neben dem statischen Druck die Lufttemperatur und Feuchtigkeit benötigt. Dazu wird der Kombisensor FF-GLT-10V-EXT-TE1 von *B+B Sensors* eingesetzt. Zur Bestimmung des Auftriebsbeiwertes ist weiterhin die Messung des Lastvielfachen notwendig, hierfür wird der dreiachsige Beschleunigungssensor ACC5703 von *Mikro-Epsilon Messtechnik* eingesetzt. Die Heißfilmsensoren auf der Flügeloberfläche sind vom Typ SF9902 der Firma *Tao Systems*. Der Turbulenzgrad wird durch zeitlich hochaufgelöste Messung des Anströmvektors in zwei Raumrichtungen bestimmt. Hierfür kommt der Miniatur X-Hitzdrahtsensor Dantec P61 zum Einsatz, dessen Hitzdrähte auf $2,5\mu\text{m}$ Wolframdraht abgeändert wurden. Betrieben werden die Hitzdrähte mit Miniatur-CTA-Brücken der Firma *SVMtec*. Die Brücken befinden sich im Sondenausleger um eine möglichst kurze Kabellänge zu den Hitzdrähten zu realisieren. Alle Sensoren liefern analoge Ausgangssignale. Die Sensorsignale der Heißfilm- und Hitzdrahtsensoren werden zeitgleich mit 24bit MCC DT9837 A/D-Wandlern von *Measurement Com-*

puting mit 50kHz/Kanal abgetastet. Zusätzlich zum $\Delta\Sigma$ -Prinzips dieser Wandler werden 2-polige 15kHz Tiefpassfilter als Anti-Aliasing Filter und Bandbreitenbegrenzung eingesetzt. Für alle übrigen Sensoren kommt ein 16bit NI USB-6218 A/D-Wandler von *National Instruments* bei einer Aufzeichnungsfrequenz von 10kHz zum Einsatz. Die weitere Verarbeitung erfolgt MATLAB basiert auf einem GPD Micro PC der zur Echtzeit-Überwachung der Messungen entsprechende Plots erzeugt. Über eine WLAN-Schnittstelle wird die Bildschirmanzeige des Messrechners auf ein Smartphone im Cockpit gespiegelt.

2.3. Kalibrierung

2.3.1. Sondenkalibrierung im Windkanal

Die 5-Loch-Sonde, sowie die zusätzlich am Sondenausleger angebrachte Prandtlsonde, wurde im Laminarwindkanal (LWK) des IAG kalibriert. Zur Bestimmung der Referenzwerte wird dazu Messtechnik des LWK verwendet [34]. Der komplette Sondenausleger wird für die Kalibrierung an der Drehscheibe des LWK montiert, so können präzise Anstellwinkel eingestellt werden. Mit der Kalibrierung wird der Staudruck-Messfehler der Prandtlsonde über dem Referenzstaudruck und dem Anstellwinkel ausgewertet. Man erkennt vor allem bei hohem Staudruck und hohen Anstellwinkeln der Prandtlsonde einen Staudruckfehler von ca. 30Pa :

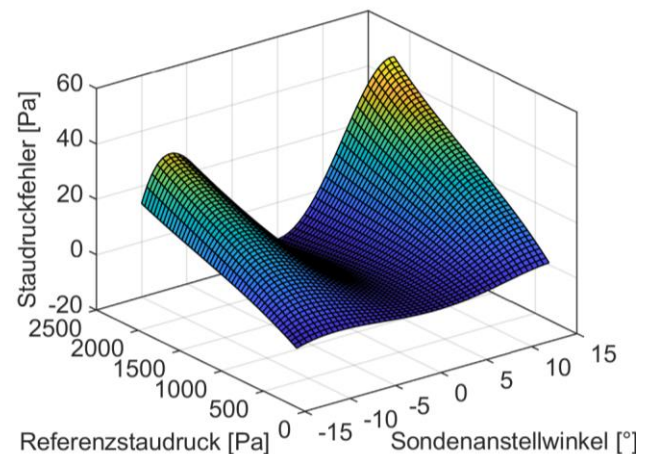


BILD 6. Staudruckfehler interpoliert über dem Referenzstaudruck und Referenzanstellwinkel.

Neben der Prandtlsonde wird die 5-Loch-Sonde für einen Anstellwinkelbereich von $\pm 15^\circ$ kalibriert. Dies wird für einen Geschwindigkeitsbereich von 20m/s bis 60m/s in 10m/s Schritten durchgeführt. In BILD 7 zeigt sich ein nahezu linearer Verlauf des Quotienten aus Differenzdruck der 5-Loch-Sonde und unkalibriertem Staudruck der Prandtlsonde über dem Referenzanstellwinkel für alle Anströmgeschwindigkeiten:

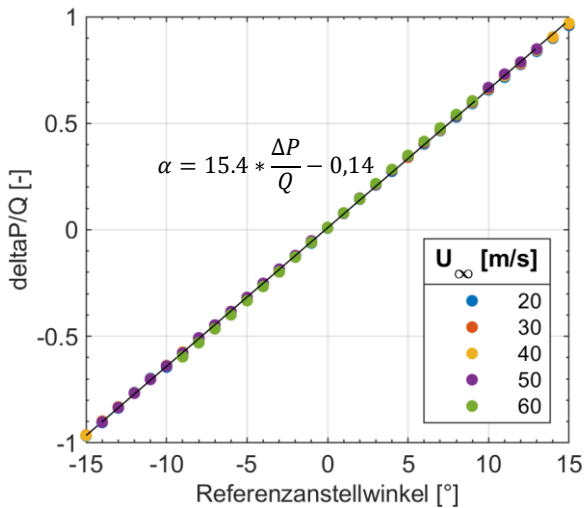


BILD 7. Quotient aus Differenzdruck der 5-Loch-Sonde und unkalibriertem Staudruck der Prandtlsonde über dem Referenzanstellwinkel.

2.3.2. In-Situ Kalibrierung der Hitzdrähte

Im Gegensatz zu der Prandtl- und der 5-Loch-Sonde kann die X-Hitzdrahtsonde aufgrund der Vielzahl an Einflussparametern und der Alterung der Hitzdrähte verbunden mit einer Widerstandsänderung nicht vorab kalibriert werden. Stattdessen müssen die Hitzdrähte In-Situ kalibriert werden, unter der Nutzung von Anstellwinkel und Fluggeschwindigkeit als Referenzgrößen. Grundsätzlich kommt für die Kalibrierung der Hitzdrähte ein King's Law Ansatz zur Anwendung, mit der Annahme eines proportionalen Zusammenhangs zwischen der Top-of-Bridge Spannung E , die aufgezeichnet wird, und dem Produkt aus Hitzdrahtstrom und Hitzdrahtwiderstand:

$$(1) E^2 * \left(\frac{T_{wire} - T_{mean}}{T_{wire} - T_{\infty}} \right) \approx I^2 * R * \left(\frac{T_{wire} - T_{mean}}{T_{wire} - T_{\infty}} \right)$$

Dies führt auf den klassischen King's Law Ansatz mit A , B und n als Kalibrierkonstanten [31]. Zusätzlich wird hier die Hitzdrahttemperatur T_{wire} als Kalibrierkonstante eingeführt um den Einfluss einer sich ändernden Umgebungstemperatur T_{∞} zu berücksichtigen. Außerdem erfolgt die Kalibrierung mit der Drahtreynoldszahl anstatt der Anströmgeschwindigkeit, womit eine Berücksichtigung der aktuellen Luftdichte und Viskosität möglich ist:

$$(2) E^2 * \left(\frac{T_{wire} - T_{mean}}{T_{wire} - T_{\infty}} \right) \approx A + B * \left(\frac{D_{wire} * U_{wire,eff} * \rho_{\infty}}{\mu_{\infty}} \right)^n$$

Die effektive Anströmgeschwindigkeit $U_{wire,eff}$ berechnet sich dabei für jeden der beiden Hitzdrähte mit dem bekannten Drahteinbauwinkel und dem mittels 5-Loch-Sonde gemessenen Anstellwinkel. Gleichzeitig wird die Geschwindigkeitskomponente tangential zum Hitzdraht vernachlässigt:

$$(3) U_{wire,eff} = U_{\infty} * \cos(\theta_{wire} - \alpha_{probe})$$

Die Kalibrierkonstanten werden dabei für jeden Messflug mit den gemessenen Referenzgrößen neu ermittelt, so ist sichergestellt, dass eine Drift der Drahtparameter durch die Alterung der Hitzdrähte keinen negativen Einfluss auf die Messgenauigkeit hat.

2.4. Datenauswertung

Zur Datenreduktion und statistischen Auswertung wird jeder Messflug in 1s Intervalle unterteilt. Für jeden dieser Blöcke werden konstante gemittelte Flugparameter (Geschwindigkeit, Anstellwinkel, Luftdichte, etc.) angenommen. Zudem erfolgt die spektrale Auswertung der Hitzdrahtsignale blockweise und daraus die Bestimmung des zugehörigen Turbulenzgrades. Anschließend erfolgt eine Klassifizierung sämtlicher gemessener Werte entsprechend dem jeweiligen Turbulenzgrad sowie eine Unterteilung in Turbulenzgradklassen. Innerhalb dieser Klassen können dann alle Messwerte mit identischen Randbedingungen gemittelt werden. Für alle integralen Messwerte wird dabei ein linearer Mittelwertansatz gewählt:

$$(4) X_{mean} = \frac{1}{N} * \sum_{i=1}^N X_i$$

Für die spektralen Messwerte, deren Darstellung in einem logarithmischen Diagramm erfolgt, wird ein geometrischer Mittelungsansatz gewählt. Dadurch werden Ausreißer weniger stark gewichtet.

$$(5) X_{geomean} = \left[\prod_{i=1}^N X_i \right]^{\frac{1}{N}}$$

2.4.1. Profilwiderstandsbestimmung

Zur Vereinfachung der Messanlage wird ein integrierender Nachlaufrechen [26, 35, 36] eingesetzt, der weder in spannweitischer Richtung noch senkrecht dazu traversiert werden kann. Dadurch ist es nicht möglich Korrekturdücke, wie z.B. den maximalen Gesamtdruckverlust und den statischen Druck in der Mitte der Nachlaufdüse zu messen, da die Mitte der Nachlaufdüse ohne Traversierung des Rechens nicht zwangsläufig für alle Betriebspunkte mit der geometrischen Mitte des Nachlaufrechens übereinstimmt. Einzige Messgröße des Nachlaufrechens ist somit der pneumatische, über die Höhe des Nachlaufrechens integrierte, Gesamtdruckverlust. Mit diesem lässt sich nach Silverstein und Katzoff der Profilwiderstandsbeiwert näherungsweise bestimmen [26].

$$(6) C_d = \frac{\Delta P_{total,int.}}{q_{\infty}} * \frac{H_{rake}}{c} * K_{rake}$$

Die Höhe des Nachlaufrechens H_{rake} beträgt 100mm und die Profiltiefe C im Messschnitt 730mm. Der Korrekturfaktor K_{rake} berücksichtigt die Diskrepanz zwischen dem gemessenen Gesamtdruckverlust und dem eigentlich erforderlichen Integral über den Impulsverlust der Nachlaufdüse. Mittels des maximalen Gesamtdruckverlusts sowie des statischen Drucks in der Nachlaufdüsenmitte könnte eine Näherung für K_{rake} abgeleitet werden. Da das statische Druckfeld im Freiflug durch den Einfluss des Flugzeugumpfes verfälscht ist, kann dieser Korrekturfaktor nicht mit Messungen im Laminarwindkanal ermittelt werden. Stattdessen wird der Korrekturfaktor K_{rake} aus den Diagrammen von Silverstein und Katzoff [26] bestimmt, wobei auch der Rumpfeinfluss eingeht:

$$(7) K_{rake} = 0.91$$

2.4.2. Bestimmung des Auftriebsbeiwerts

Da der lokale Auftriebsbeiwert aus dem gemessenen globalen Auftriebsbeiwert abgeleitet werden muss, eine direkte Messung der Druckverteilung im Messschnitt kommt aufgrund des hohen Einrüstaufwandes nicht in Frage, ist es essentiell einen Zusammenhang zwischen lokalem und

globalem Auftriebsbeiwert zu etablieren. Dieser Zusammenhang wird hier durch den linearen Faktor $K_{Cl,local}$ ausgedrückt:

$$(8) C_l = \frac{m_{glider} * N * g}{q_{\infty} * S_{glider}} * K_{Cl,local}$$

Zur Berechnung dieses Faktors wird ANSYS Fluent eingesetzt, wobei jetzt eine höhere Auflösung gewählt wird, die auf insgesamt 50Mio Gitterzellen führt. Simuliert werden Strömungsgeschwindigkeiten von 25m/s bis 60m/s in 5m/s Schritten. Der Anstellwinkel wird iterativ bestimmt, sodass die Gesamtluftkraft der Gewichtskraft des Versuchsflugzeuges entspricht. Die Stellung der Wölbklappen entspricht dabei jeweils der Wölbklappenstellung der Flugversuche, ein getrimmter Höhenruderausschlag wird jedoch nicht eingestellt. Dies hat zur Folge, dass der Auftrieb des Höhenleitwerks nicht korrekt simuliert wird. Für die Bestimmung des Gesamtauftriebsbeiwertes wird daher der Auftrieb des Höhenleitwerkes in der Kräftebilanz nicht berücksichtigt. Da das Höhenleitwerk nur 9% der Flügelfläche aufweist und die Auftriebsbeiwerte bei getrimmten Flugzuständen typischerweise $C_{l_{HL}} \leq 0.1$ sind, hat der Höhenleitwerksauftrieb in der Realität fast keinen Einfluss auf den Gesamtauftriebsbeiwert und dieses Vorgehen ist vertretbar. Ausgewertet wird die Differenz des lokalen zum globalen Auftriebsbeiwertes in % des globalen Auftriebsbeiwertes:

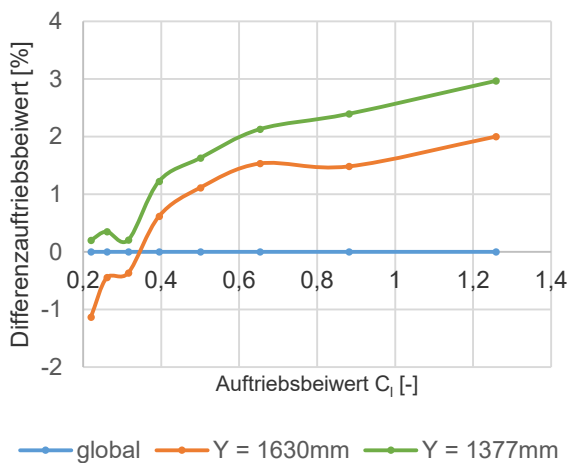


BILD 8. Differenz des lokalen Auftriebsbeiwertes zum globalen Auftriebsbeiwert in Prozent

In BILD 8 erkennt man, dass der lokale Auftriebsbeiwert für beide Messschnitte maximal 3% größer ist als der globale Auftriebsbeiwert. Diese geringe Abweichung ist auf die hohe aerodynamische Güte des hochgestreckten Ventus 3 TS Flügels zurückzuführen. Da der äußere Messschnitt näher an der Messanlage liegt, welche einen lokalen Auftriebseinbruch verursacht, ist der lokale Auftriebsbeiwert bei $Y=1630\text{mm}$ etwas niedriger als am weiter innen liegenden Messschnitt $Y=1377\text{mm}$

2.4.3. Turbulenzgradbestimmung

Turbulenzgrade werden blockweise aus den 1s Messintervallen ermittelt. Da im Wesentlichen die Fluktuationen in vertikaler Richtung (Anstellwinkelfluktuationen) für die sich ändernde Profilleistung mit steigendem Turbulenzgrad verantwortlich sind, wird der Turbulenzgrad nur mit dem vertikalen Anteil der mit den X-Drahtsonden gemessenen Fluktuationen berechnet:

$$(9) Tu = \frac{1}{u_{\infty}} \sqrt{u_v^2}$$

Dazu werden die spektralen Amplituden zwischen $f_1=5\text{Hz}$ und $f_2=5\text{kHz}$ integriert.

3. FLUGVERSUCHE

Die Ergebnisse wurden im Rahmen einer Flugmesskampagne im Zeitraum 07.08.2022-28.08.2022 vom Flugplatz Stendal Borstel aus erfolgen. Dabei wurden 19 Messflüge mit einer Gesamtflugzeit von 45h absolviert. Das Versuchsflugzeug wurde mit einer Abflugmasse von 539kg und einer Schwerpunktlage von 393mm hinter der Flügelvorderkante betrieben. Der Turbulenzeinfluss auf die Profilleistung wurde bei zwei unterschiedlichen Wölbklappenstellung, einmal der „WK-1“ und einmal der „WK+2“, untersucht. Grundsätzlich wurden zwei verschiedene Arten von Messflügen durchgeführt. Mit Messflügen in ruhiger Luft, früh morgens vor Beginn der thermischen Konvektion, wurde die Profilleistung bei möglichst niedriger atmosphärischer Turbulenz bestimmt. Messflüge tagsüber bei aktiver thermischer Konvektion lieferten Ergebnisse über den Einfluss der atmosphärischen Turbulenz auf die Profilleistung.

3.1. Messflüge in ruhiger Luft

Das Versuchsflugzeug wird für die Messflüge in ruhiger Luft auf eine Flughöhe von ca. 3000m geschleppt. Dadurch steht im reinen Gleitflug etwa 30min Flugzeit zum Aufzeichnen der Messdaten zur Verfügung. Während der Gleitflugphase wird die Fluggeschwindigkeit durch Steuereingaben der Piloten kontinuierlich verändert, sodass möglichst der gesamte relevante Geschwindigkeitsbereich abgedeckt wird. Beginnend bei einer Fluggeschwindigkeit von ca. 120km/h wird dabei zunächst bis zum Einsetzen des Stalls bei unter 95km/h (WK-1) verzögert um danach bis 220km/h zu beschleunigen. Im Anschluss wird die Fluggeschwindigkeit wieder auf 120km/h reduziert.

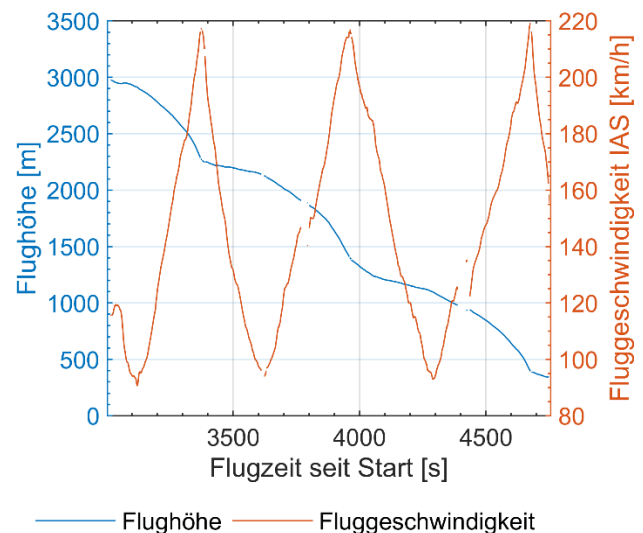


BILD 9. Exemplarischer Verlauf von Flughöhe und Geschwindigkeit für einen Messflug in ruhiger Luft

Ein solches in BILD 9 z.B. von $t=3500\text{s}$ bis $t=4200\text{s}$ erkennbares Flugmanöver, bei dem dieser Geschwindigkeitsbereich zweimal durchflogen wird, dauert dabei ca. 10min. Dies sorgt für sehr niedrige Beschleunigungsraten von $a_n \leq$

0.1m/s², wodurch die Horizontalbeschleunigung keinen relevanten Einfluss auf die Messdaten haben sollte. Gleichzeitig werden Hysterese-Effekte durch den gleichen Anteil an beschleunigten und verzögerten Flugphasen reduziert.

3.2. Messflüge bei aktiver Konvektion

Bei aktiver thermischer Konvektion kann die erforderliche Flughöhe durch Kreisflug im thermischen Aufwind gewonnen werden. Aufgrund zahlreicher Störeinflüsse können die Flugphasen im Kreisflug nicht zur Auswertung herangezogen werden. Stattdessen werden zwischen den Steigphasen Messabschnitte im Geradeausflug geflogen. Im Gegensatz zu Kap. 3.1 wird die Fluggeschwindigkeit dabei nicht kontinuierlich variiert, da dies bei der hohen Turbulenz während der aktiven Konvektion schwierig zu fliegen ist. Es werden stattdessen Messabschnitte mit möglichst konstanter Geschwindigkeit und einer Dauer von ca. 5min geflogen. Über den Flug verteilt wird dann der gesamte Geschwindigkeitsbereich abgedeckt:

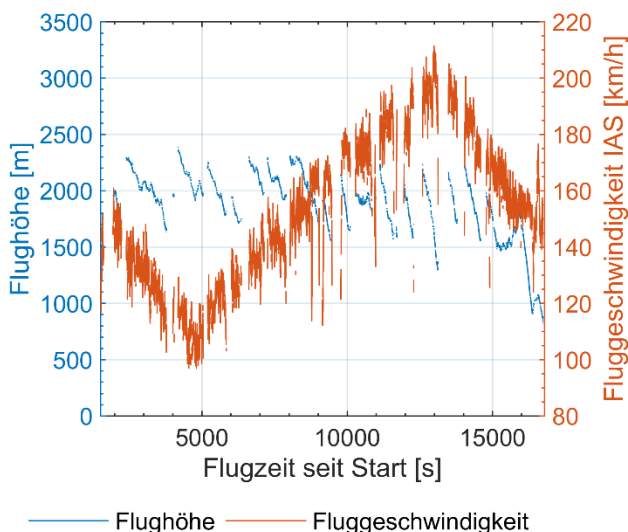


BILD 10. Exemplarischer Verlauf von Flughöhe und Geschwindigkeit für einen Messflug bei aktiver thermischer Konvektion. Die Steigphasen im Kreisflug sind nicht dargestellt.

Im Geradeausflug wird dabei versucht, durch das Durchfliegen von möglichst vielen Aufwinden die Flughöhe zu halten, z.B. bei t=15100s in BILD 10 erkennbar.

4. TRAGFLÜGELPROFIL WW14K130

Das Tragflügelprofil WW14K130 wird am Innenflügel des Ventus 3 TS eingesetzt. Im Rahmen der hier durchgeführten Versuche wurde das lokale Flügelprofil abgeformt und digitalisiert. Die Profilunterseite ist schwach gewölbt wohingegen die Profileroberseite stärker gewölbt ist, mit einem für moderne Laminarprofile charakteristischen Knick bei 84% relativer Profiltiefe am Klappendrehpunkt. Dieser Konturknick ist dabei so ausgelegt, dass sich bei der Klappenstellung „WK-1“ eine stetige Profilunterseite und bei der Klappenstellung „WK+2“ eine stetige Profileroberseite ergibt:

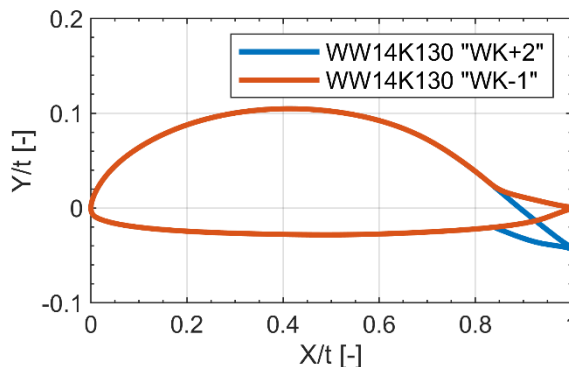


BILD 11. Digitalisierte Kontur des Flügelprofils im Bereich der Profilwiderstandsmessung

Das digitalisierte Profil hat eine Profildicke von 13,3% bei einer Rücklage der maximalen Dicke von 42% sowie eine Wölbung von 3,8% mit einer Rücklage der maximalen Wölbung von 40,5%. Exemplarisch wird für die untersuchten Klappenstellungen eine Druckverteilung mit XFOIL [14] für einen Auftriebsbeiwert berechnet, der jeweils der Mitte der Laminardelle entspricht:

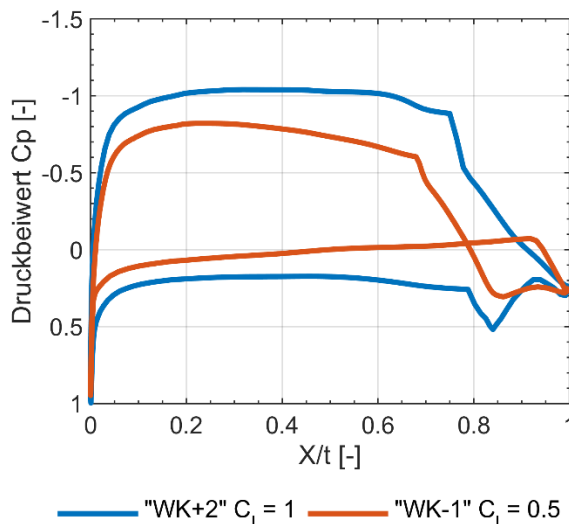


BILD 12. Druckverteilung des Flügelprofils im Messschnitt für beide Klappenstellungen

BILD 12 veranschaulicht deutlich, dass die Druckverteilung der Profilunterseite, vor allem bei der Klappenstellung „WK-1“, einem linearen Verlauf folgt. Erst stromab von 90% x/t beginnt ein Druckanstieg. Vor diesem Druckanstieg ist bei 91% x/t ein Noppenband mit h = 0.85mm und einem Noppenabstand von a = 16mm als Turbulator angebracht um laminare Ablösung zu verhindern. Auf der Profileroberseite ist bei beiden Klappenstellungen ein flaches Druckniveau zwischen 10% und 65% relativer Tiefe erkennbar. Bei etwa 70% beginnt der Druckanstieg, der bei der positiven Klappenstellung „WK+2“ stetig bis zum Ende des Profils verläuft. Zu Beginn des Druckanstiegs ist eine laminare Ablöseblase erkennbar. Durch sorgfältige Auswahl der Profilkontur in diesem Bereich erzeugt diese Ablöseblase in der Regel keinen Zusatzwiderstand. Die Transition findet in der Blase statt und die turbulente Grenzschicht legt sich zu Beginn des Druckanstiegs wieder an.

5. ERGEBNISSE

Der Einfluss unterschiedlich starker Anströmturbulenz wird ausgewertet, indem alle Messwerte nach dem gemessenen Turbulenzgrad klassifiziert werden. In Anlehnung an [41] werden fünf Kategorien der Anströmturbulenz eingeführt, wobei die Definitionen angepasst wurden (vergl. auch [42]):

- ruhige Luft, $0,020\% < Tu < 0,046\%$
- leichte Turbulenz, $0,046\% < Tu < 0,11\%$
- moderate Turbulenz, $0,11\% < Tu < 0,24\%$
- starke Turbulenz, $0,24\% < Tu < 0,56\%$
- schwere Turbulenz, $0,56\% < Tu < 1,3\%$

Die ersten beiden Kategorien treten dabei nur vor Beginn der atmosphärischen Konvektion auf. Sobald die Konvektion aktiv ist, und thermische Aufwinde vorhanden sind, ist die Anströmturbulenz selbst in größerem Abstand zum nächsten Aufwind größer als $Tu = 0,11\%$. Die höchste Anströmturbulenz tritt erwartungsgemäß in der Nähe von starken thermischen Aufwinden auf. Zudem liegt eine statistische Abhängigkeit zwischen vertikaler Aufwindgeschwindigkeit und Anströmturbulenz vor [25].

5.1. Vergleich zu Laminarwindkanalmessungen

Bevor der Einfluss von Anströmturbulenz auf die Profilpolare analysiert wird, werden die Ergebnisse der Freiflugmessungen mit Messergebnissen aus dem Laminarwindkanal verglichen. Damit vergleichbare Bedingungen hinsichtlich der Anströmturbulenz vorliegen werden dazu nur Messabschnitte von Flügen, die früh morgens vor Beginn der Konvektion durchgeführt wurden, herangezogen. Weiterhin können aufgrund der im Freiflug vorhandenen Abhängigkeit der Reynoldszahl vom Auftriebsbeiwert keine Standard-Windkanalpolare verwendet werden. Stattdessen wurden Polare mit variabler Reynoldszahl (bei konstantem Auftrieb) gemessen [37]. Ein Vergleich der Freiflugmessung mit diesen speziellen Windkanalpolaren, sowie den mit XFOIL [14] berechneten Profilpolaren, zeigt eine hohe Übereinstimmung:

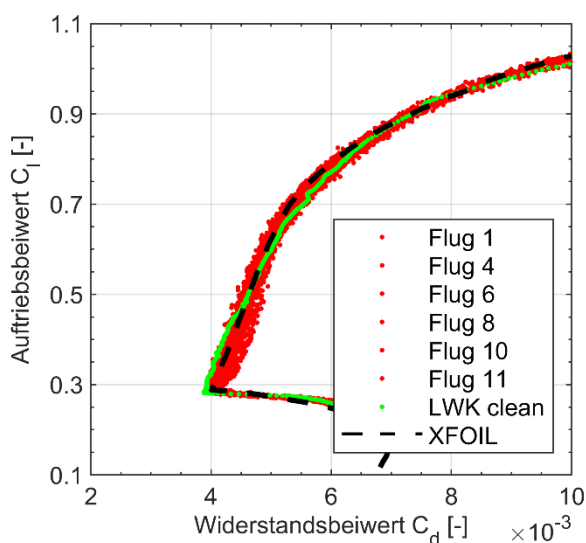


BILD 13. Vergleich der in ruhiger Luft gemessenen Profilpolare zu LWK-Messungen und XFOIL

Der üblicherweise zu erwartende Offset der XFOIL Polaren wurde nach einem pragmatischen Ansatz von Timmer [38] minimiert. Die berechneten Widerstandsbeiwerte wurden dazu mit einem linearen Korrekturfaktor von 13% vergrößert:

$$(10) \quad C_{d,XFOil} = C_{d,XFOil,raw} * K_{XFOil}$$

$$(11) \quad \text{mit } K_{XFOil} = 1.13$$

Neben der globalen Form der Profilpolare werden vor allem auch die Ränder der Laminardelle gut getroffen. Dies ist im Wesentlichen auf korrekt bestimmte lokale Auftriebsbeiwerte zurückzuführen, was ohne die Ermittlung von Korrekturfaktoren sowohl für den statischen Druck als auch für den Auftriebsbeiwert nicht möglich gewesen wäre. Lediglich im Bereich der Laminardelle zwischen $C_l = 0,3$ bis $C_l = 0,5$ zeigen die Freiflugmessungen etwas höhere Widerstandsbeiwerte im Vergleich zur Laminarwindkanalmessung und XFOIL Rechnung. Neben geometrischen Ungenauigkeiten des Versuchsflügels, die über den Toleranzen des auf der Originalkontur basierenden Windkanalmodells liegen, ist dieser Zusatzwiderstand möglicherweise durch laminare Ablöseblasen verursacht. Diese treten im Freiflug durch die geringe Luftdichte und damit niedrige Reynoldszahl in großen Flughöhen auf. Vor allem für die Flüge früh morgens, die diesem Vergleich zu Grunde liegen, mussten teilweise Flughöhen von über 3000m genutzt werden um eine ausreichend lange Flugzeit im reinen Gleitflug zu erreichen. Wohingegen die Laminarwindkanalmessungen bei einer Reynoldszahl durchgeführt wurden, die im Freiflug in einer mittleren Flughöhe vorliegt, da vor allem die Messabschnitte in ruhiger Luft über einen großen Höhenbereich verteilt sind, vergleiche BILD 9.

5.2. Anströmspektren für verschieden starke Turbulenz

Der Turbulenzgrad als integrale Größe ist nur bedingt geeignet um die Anströmturbulenz zu charakterisieren [21]. Stattdessen können Leistungsdichtespektren für die v' -Geschwindigkeitskomponenten betrachtet werden:

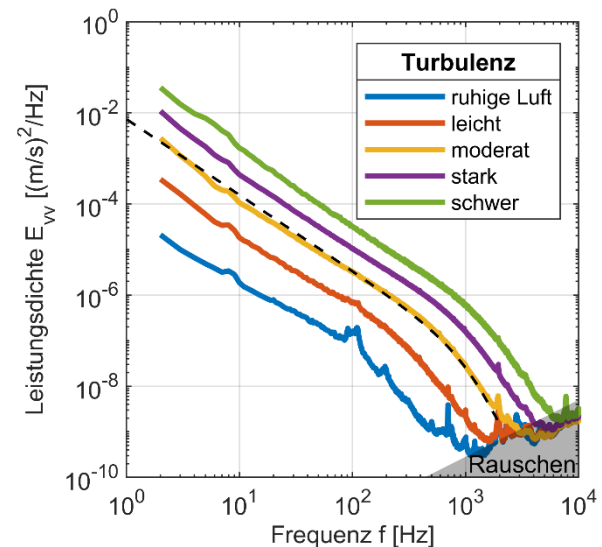


BILD 14. Spektren der vertikalen Geschwindigkeitskomponente für verschiedene Turbulenzkategorien

Wie in Bild 14 erkennbar liefert die implementierte X-Drahtmessung mit CTA-Brückenschaltung dabei eine hohe Frequenz- und Amplitudenaufösung bis weit in den Dissipationsbereich hinein: Da die atmosphärische Turbulenz, abgesehen vom Bereich sehr großskaliger Störungen (Wellenlänge > 1000m) als isotrop bezeichnet werden kann [40] und für den Turbulenzeinfluss nach bisheriger Auswertung vor allem Anstellwinkelfluktuationen relevant sind, werden hier nur die Leistungsdichtespektren der vertikalen Geschwindigkeitskomponente dargestellt. Für jede, der oben definierten Turbulenzkategorien wird das über alle Flüge gemittelte Leistungsdichtespektrum in BILD 14 gezeigt.

Die Leistungsdichtespektren sind mit zunehmender Anströmturbulenz parallel hin zu größeren Amplituden verschoben, während sich die Form der Spektren nicht verändert. Höhere Amplituden bei einzelnen Frequenzen, z.B. bei 100Hz sichtbar im Spektrum der Turbulenzkategorie „ruhige Luft“, sind nicht auf atmosphärische Effekte zurückzuführen. Struktureigenschwingungsfrequenzen des Messauslegers, an dem auch die X-Drahtsonde befestigt ist, liegen bei 8Hz und 100Hz, was zusätzliche Amplituden bei diesen Frequenzen verursacht. Amplitudenpeaks im höheren Frequenzbereich, z.B. bei 2kHz in allen Spektren sichtbar, sind auf elektronische Störsignale zurückzuführen. Ein Vergleich des Leistungsdichtespektrums der Turbulenzkategorie „moderate Turbulenz“ zu dem Modellspektrum für atmosphärische Turbulenz [39, 40], zeigt eine gute Übereinstimmung zu den Messergebnissen.

5.3. Turbulenzeinfluss auf die Profilpolare

Bei im Freiflug gemessenen Profilpolaren ist die Reynoldszahl nicht konstant, sondern abhängig vom Auftriebsbeiwert und der Flughöhe. Da die Flughöhe für die Messflüge, während aktiver Konvektion in einem Höhenband bei 2000m, in der Regel nur um 500m variiert, siehe BILD 10, wird der Flughöheneinfluss auf die Reynoldszahl vernachlässigt. Es wird davon ausgegangen, dass durch die große Menge an Messdaten der Flughöheneinfluss durch zufällige Verteilung der Flughöhe und Mittelung entfällt. Mit der Abflugmasse von 539kg, der Profiltiefe im Messschnitt von 730mm und einer mittleren Flughöhe von 2000m ergibt sich der für alle Fluggeschwindigkeiten konstante Wert von:

$$(12) \quad Re * \sqrt{C_l} = 1.330.000$$

Bei den Flügen traten zeitweise Verschmutzungen durch Insekten am Messabschnitt des Flügels auf. Meistens konnten die Verschmutzungen sofort in den Echtzeitdaten erkannt werden, sodass diese mit den am Versuchsflugzeug vorhandenen Mückenputzern entfernt werden konnten. Dennoch bleibt ein gewisser Anteil an Messabschnitten übrig, der durch Verschmutzungen am Flügel verfälscht ist. Diese können allerdings in der Auswertung vergleichsweise einfach eliminiert werden, da der Zusatzwiderstand durch die Verschmutzung gut detektiert werden kann.

Zunächst wird die Profilpolare der Klappenstellung „WK-1“ unter dem Einfluss unterschiedlich starker Anströmturbulenz betrachtet (BILD 15). In der Mitte der Laminardelle, bei einem Auftriebsbeiwert von $C_l = 0,5$, zeigt sich kein nennenswerter Zusatzwiderstand selbst für die Turbulenzgradkategorien „starke Turbulenz“ und „schwere Turbulenz“. Deutlich wird in BILD 15 jedoch der Zusatzwiderstand am unteren Rand der Laminardelle bei einem Auftriebsbeiwert von $C_l = 0,3$. Der Zusatzwiderstand ist hier so signifikant,

dass das untere Laminardelleneck effektiv nach oben verschoben wird und für die Kategorie „schwere Turbulenz“ schon bei einem Auftriebsbeiwert von $C_l = 0,4$ liegt. Am oberen Rand der Laminardelle, bei einem Auftriebsbeiwert von $C_l = 0,7$, ist dieses Verhalten ebenfalls erkennbar aber nicht so stark ausgeprägt.

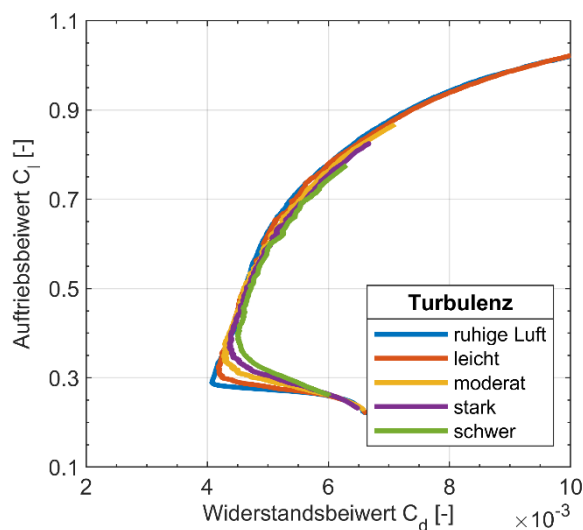


BILD 15. Auswertung der Profilpolare von „WK-1“ für verschiedene Turbulenzkategorien

Für die Profilpolare bei der positiven Klappenstellung „WK+2“ zeigt sich ein prinzipiell ähnliches Verhalten. Wieder ist in der Laminardellenmitte bei einem Auftriebsbeiwert von $C_l = 1$, kein wesentlicher Zusatzwiderstand bei erhöhter Anströmturbulenz sichtbar:

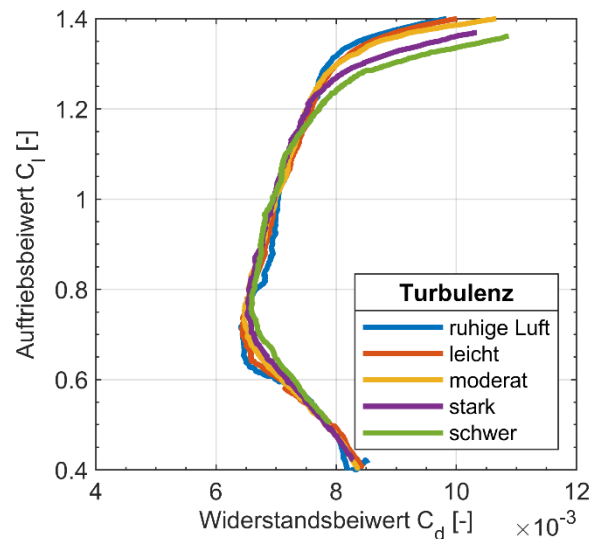


BILD 16. Auswertung der Profilpolare „WK+2“ für verschiedene Turbulenzkategorien

Im Gegenteil, die Messpunkte der Turbulenzkategorie „ruhige Luft“ zeigen leicht erhöhten Widerstandsbeiwert zwischen $C_l = 0,8$ und $C_l = 1$. Dieser Zusatzwiderstand wird mutmaßlich durch die laminare Ablöseblase, in BILD 12 bei $x/t=75%$ auf der Profiloberseite erkennbar, verursacht. Ob dieser Zusatzwiderstand ausschließlich in ruhiger Luft auftritt und durch die dann größere laminare Ablöseblase [8]

hervorgerufen wird, oder ob es sich um einen systematischen messtechnischen Fehler handelt, da die Flüge in ruhiger Luft teilweise in größeren Flughöhen mit niedrigerer Reynoldszahl stattfanden, ließ sich mit den bisher durchgeführten Analysen noch nicht abschließend klären. Der Zusatzwiderstand an den Laminardellenecken ist bei der Klappenstellung „WK+2“ am oberen Rand stärker ausgeprägt, was auch hier eine Verschiebung des Dellenecks von $\Delta C_i = 0,1$ zwischen der Turbulenzkategorie „schwere Turbulenz“ gegenüber dem niedrigsten Turbulenzniveau verursacht. Am unteren Laminardellenrand ist hier ebenfalls ein deutlicher Zusatzwiderstand sichtbar, der stärker ausfällt als der Zusatzwiderstand am oberen Laminardellenrand bei der Klappenstellung „WK-1“. Anhand dieser Beobachtungen entsteht der Eindruck, dass der Zusatzwiderstand durch erhöhte Anströmturbulenz am Laminardellenrand besonders dann ausgeprägt ist, wenn der Widerstandsanstieg außerhalb der Laminardelle groß ist.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Im Rahmen der Untersuchungen wurde ein Messsystem entwickelt, mit dem Profilpolaren im Freiflug bei unterschiedlich starker Anströmturbulenz in konvektiver Atmosphäre vermessen werden können. Neben dem Profilwiderstands- und Auftriebsbeiwert kann mit diesem Messsystem der Turbulenzgrad mit einer X-Hitzdrahtsonde bestimmt werden. Insgesamt wurden 45h Flugmesszeit systematisch ausgewertet und die Ergebnisse im Rahmen von Turbulenzkategorien diskutiert. Die Gesamtkonfiguration wurde mit ANSYS Fluent simuliert und Korrekturfaktoren zur Eliminierung systematischer Einflussfehler abgeleitet. Das untersuchte Tragflügelprofil zeichnet sich durch sehr lange laminare Laufstrecken auf beiden Profelseiten aus, wobei auf der Profilverkehrseite über 90% x/t erreicht werden. Mit Messflügen vor Beginn der thermischen Konvektion wurde die Referenzleistung des Profils in ruhiger Luft vermessen. Ein Vergleich zu Laminarwindkanalmessungen und XFOIL Berechnungen zeigt eine gute Übereinstimmung. Zur Untersuchung des Turbulenzeinflusses wurden Messflüge mit zwei verschiedenen Wölbklappenstellung bei aktiver thermischer Konvektion durchgeführt. Basierend auf der breiten Datenbasis wurde eine statistische Auswertung der Profilpolare in Abhängigkeit der Anströmturbulenz durchgeführt. Eine erhöhte Anströmturbulenz hat dabei auf die Profilpolare bei beiden Klappenstellungen einen ähnlichen Einfluss. Während in der Mitte der Laminardelle kein nennenswerter Zusatzwiderstand messbar ist, zeigt sich an den Laminardellenrändern eine deutliche Widerstandszunahme. Besonders ausgeprägt ist dies bei der Klappenstellung „WK-1“ am unteren Eck der Laminardelle. Mutmaßlich ist dies hier auf den starken Widerstandsanstieg außerhalb der Laminardelle zurückzuführen. Weitere Auswertungen der vorhandenen Messdaten werden sich zukünftig auf diesen Sachverhalt konzentrieren. Zusätzlich ist geplant im Rahmen von Laminarwindkanalversuchen die Auswirkungen erhöhter Anströmturbulenz, und hierbei insbesondere niederfrequenter Anstellwinkelschwankungen, genauer zu untersuchen. Dabei sollen auch instationäre Druckverteilungen gemessen werden, was bei den hier durchgeführten Freiflugmessungen nicht möglich war.

NOMENKLATUR

A/D	analog / digital
CTA	Konstant-Temperatur Anemometrie
$\Delta\Sigma$	delta-sigma A/D-Wandler
IAG	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
LWK	Laminarwindkanal
NLF	Natürliche Laminarhaltung
α	Anstellwinkel
p_∞	Statikdruck der Anströmung
q_∞	Staudruck der Anströmung
μ_∞	dyn. Viskosität der Anströmung
ρ_∞	Luftdichte der Anströmung
U_∞	Anströmgeschwindigkeit
T_∞	statische Temperatur der Anströmung
α_{probe}	Anstellwinkel am Ort der Sonde
Θ_{wire}	Einbauwinkel des Hitzdrahtes
A	Hitzdraht-Kalibrierkonstante
B	Hitzdraht-Kalibrierkonstante
C	Profiltiefe
C_i	Auftriebsbeiwert
C_d	Widerstandsbeiwert
C_p	Druckbeiwert
D_{wire}	Hitzdrahtdurchmesser
E	Top-of-bridge Spannung
f	Frequenz
g	Gravitationskonstante
H_{rake}	Höhe des Nachlaufrechens
I	Hitzdrahtstrom
$K_{Cl,local}$	Korrekturfaktor für lokalen Auftriebsbeiwert
K_{rake}	Korrekturfaktor für Widerstandsbeiwert
K_{XFOIL}	Korrekturfaktor für XFOIL Rechnung
m_{glider}	Abfluggewicht
N	Lastvielfaches
n	Hitzdraht-Kalibrierkonstante
ΔP	Differenzdruck der 5-Loch-Sonde
$\Delta P_{total,int.}$	Gesamtdruckverlust im Nachlauf
Q	Staudruck
R	Hitzdrahtwiderstand
Re	Reynoldszahl
S_{glider}	Flügelfläche
T	Profiltiefe
T_{mean}	mittlere Temperatur eines Messfluges
T_{wire}	Betriebstemperatur des Hitzdrahtes
Tu	Turbulenzintensität
$U_{wire,eff}$	effektive Anströmgeschwindigkeit
u_v	vertikale Geschwindigkeitskomponente
V	Fluggeschwindigkeit

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Kaimal J.C., Finnigan J.J., Atmospheric Boundary Layer Flows, Their Structure and Measurement, Oxford University Press, ISBN 0-19-506239-6, New York, USA, 1994
- [2] Bertolotti F. P., Effect of atmospheric turbulence on a laminar boundary-layer, Technical Soaring 25 pp. 154–159, 2001
- [3] Peltzer I., Comparative in-flight and wind tunnel investigation of the development of natural and controlled disturbances in the laminar boundary layer of an airfoil, Experiments in Fluids 44:961–972, 2008
- [4] Weismüller M., A new approach to aerodynamic performance of aircraft under turbulent atmospheric conditions, Dissertation, Technische Universität Darmstadt, Deutschland, 2011

- [5] Reeh A.D., Natural laminar flow airfoil behavior in cruise flight through atmospheric turbulence, Dissertation, Technische Universität Darmstadt, 2014
- [6] Romblad J., Experiments on the laminar to turbulent transition at unsteady inflow conditions, Dissertation, Universität Stuttgart, Deutschland, 2023
- [7] Guissart A., Romblad J., Nemitz T., Tropea C., Small-scale atmospheric turbulence and its impact on laminar-to-turbulent transition, *AIAA Journal* 59(9) pp. 3611–3621, 2021
- [8] Dovgal A.V., Kozlov V.V., Instability of flow separating from a wall with an inflexion. *Dokl. Akad.Nauk*, 270(6), 1356–1358, 1983
- [9] Kendall J.M., Experiments on Boundary-Layer Receptivity to Freestream Turbulence, 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, U.S.A, AIAA paper, 1998
- [10] Kachanov Y.S., Three-dimensional receptivity of boundary layers, *Eur. J. Mech. B - Fluids* 19 (2000) 723–744, 2000
- [11] Saric W.L., Reed H.L., Kerschen E.J., Boundary-layer receptivity to freestream disturbances, *Annual Review of Fluid Mechanics* Vol. 34:291–319, 2002
- [12] Smith A.M.O., Gamberoni N., Transition, pressure gradient and stability theory. Douglas Aircr Co, Rep ES 26388, 1956
- [13] van Ingen J.L., A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region. *Tech Hogesch. Delft, Vliegtuigbouwkunde, Rapp VTH-74*, 1956
- [14] Drela M., XFOIL: an analysis and design system for low Reynolds number airfoils, Mueller TJ (ed) *Low Reynolds number aerodynamics*, Springer, Berlin Heidelberg, 1989
- [15] Mack L.M., Transition and laminar instability, *Jet Propuls Lab Publication*, pp. 77–15, 1977
- [16] van Ingen J.L., Transition, pressure gradient, suction, separation and stability theory, In: *AGARD CP-224*, 1977
- [17] Romblad J., Ohno D., Nemitz T., Würz W., Krämer E., Laminar to turbulent transition due to unsteady inflow conditions: wind tunnel experiments at increased turbulence levels, *Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt Lilienthal Oberth e.V.*, 2018
- [18] Langtry R.B., Menter F.R., Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes, In: *AIAA Journal* 47.12, pp. 2894–2906., 2009
- [19] Abu-Ghannam B.J., Shaw R., Natural Transition of Boundary Layers - The Effects of Turbulence, Pressure Gradient, and Flow History, In: *Journal of Mechanical Engineering Science* 22.5, pp. 213–228. issn: 0022-2542., 1980
- [20] Wyngaard J.C., Atmospheric turbulence, *Annual Review of Fluid Mechanics* 24(1) pp. 205–234, 1992
- [21] Romblad J., Greiner M., Guissart A., Würz W., Characterization of low levels of turbulence generated by grids in the settling chamber of a laminar wind tunnel *Experiments in Fluids*, pp. 63–65, 2022
- [22] Eckel G., Freiflug-Messungen zur Untersuchung der Turbulenzstruktur in bodennaher Atmosphäre, Diplomarbeit, Universität Stuttgart, 2008
- [23] Riedel H., Sitzmann M., In-flight investigations of atmospheric turbulence". *Aerospace Science Technology* 2:301–319, 1988
- [24] MacCready P.B., Turbulence measurements by sailplane, *Journal Geophysics Research* 67:1041–1050, 1962
- [25] Greiner M., Würz W., In-flight measurement of free-stream turbulence in the convective boundary layer, *Experiments in Fluids* 63:162, 2022
- [26] Silverstein A., Katzoff S., A Simplified Method for Determining Wing Profile Drag in Flight, National Advisory Committee for Aeronautics, New York, 1940
- [27] Bernardy S., Investigation into the Effects of Turbulence in Thermals on Sailplane Airfoil Performance, Diploma Thesis, Delft University of Technology, Fachhochschule Aachen, 2022
- [28] Zore K., Parkhi G., Sasanapuri B., Varghese A., ANSYS Mosaic Poly-Hexcore Mesh for high-lift aircraft configuration, 21st Annual CFD Symposium, Bangalore, 2019
- [29] Menter F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications". *AIAA Journal*. 32(8). 1598–1605. August 1994.
- [30] Menter F.R., Matyuschenko A., Lechner R., Stabnikov A., Garbaruk A., An Algebraic LCTM Model for Laminar – Turbulent Transition Prediction, *Flow, Turbulence and Combustion Issue 4/2022*, Juli 2022
- [31] Bruun H.H., Hot-Wire Anemometry, Principles and Signal Analysis, Oxford University Press, Oxford, New York, Tokyo, 1995
- [32] Peltzer I., Flug- und Windkanalexperimente zur räumlichen Entwicklung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten in einer Flügelgrenzschicht, Dissertation, Technische Universität Berlin, 2004
- [33] Crouch J. D., Ng L. L., Variable N-factor method for transition prediction in three-dimensional boundary layers, *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 2, pp. 211–216, 2000
- [34] Würz W., Althaus D.: Bestimmung der Strömungsgeschwindigkeit am Laminarwindkanal, *Institutsbericht des IAG*, Universität Stuttgart, September 2005
- [35] Abbott I.H., Doenhoff A.E., Stivers L.S., Summary of airfoil data, *NACA Rep.* 824, 1945
- [36] Althaus D., *Niedriggeschwindigkeitsprofile*, Vieweg Verlag ISBN 3-528-03820-9, 1996
- [37] Zodel L., Quasi-stationäre Transitionsmessung an einem Flügelmodell im Laminarwindkanal bei konstantem, gegebenem Auftrieb, Masterarbeit, Universität Stuttgart, November 2022
- [38] Timmer W.A., An overview of NACA 6-digit airfoil series characteristics with reference to airfoils for large wind turbine blades, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including "The New Horizons Forum and Aerospace Exposition", 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida, AIAA 2009-268, 2009
- [39] Kolmogorov A., The local structure of turbulence in incompressible viscous fluid for very large Reynolds numbers, *Cr Acad. Sci. URSS* 30, 301–305, 1941
- [40] Pope S.B., *Turbulent flows*, Cambridge University Press, Cambridge, 200
- [41] *Aeronautical Information Manual*. Federal Aviation Administration, 2010 edition, <https://www.faa.gov>
- [42] MacCready P.B., Standardization of gustiness values from aircraft, *Journal of Applied Meteorology*, 3(4): 439–449, 1964
- [43] Morkovin M.V., Critical evaluation of transition flow laminar to turbulent shear layers with emphasis of hypersonically traveling bodies, *AFFDL TR*, 68–149. 1968