

Einfluss der laminaren Lauflänge am Rumpf auf den Gesamtwiderstand

Frey, J.; Zhou, Y.; Pfifer, H.; TU Dresden, ILR

Kurzfassung

Die Auswirkung des laminar-turbulenten Umschlags am Rumpf auf den Gesamtwiderstand eines Segelflugzeuges wurde sowohl theoretisch als auch experimentell untersucht. Die theoretische Arbeit erfolgte an einem generischen Modell eines einsitzigen Rumpfes, während für die experimentellen Windkanalmessungen die 1:1-Attrappe eines dopsitzigen Cockpits herangezogen wurde. Die ermittelten maximalen Änderungen der effektiven Widerstandsfläche liegen übereinstimmend im Bereich von 0.01 bis 0.015 m².

1 Einführung und Motivation

Bei der aerodynamischen Optimierung von Flugzeugen rückt zunehmend auch der Widerstand des Rumpfes ins Blickfeld. Im Unterschied zu Flügel und Steuerflächen hat er keine unmittelbare aerodynamische Funktion, stellt aber insbesondere bei Verkehrs- und Transportflugzeugen einen erheblichen Anteil der umspülten Oberfläche dar und trägt entsprechend auch zum Widerstand bei. Das Fehlen der aerodynamischen Funktion kann Maßnahmen zur Widerstandsreduktion insofern erleichtern, als dass keine zwingende Notwendigkeit zu starken und stark veränderlichen Druckgradienten für eine Auftriebserzeugung unter wechselnden Bedingungen besteht. Das erleichtert bspw. den Einsatz von Riblets zur Verringerung der Wandreibung bei turbulenter Strömung erheblich.

Als jüngstes Beispiel hierfür kann die Applikation von Aeroshark-Ribletfolie auf Boeing-Frachtflugzeuge durch Lufthansa Technik gelten. Für einen Boeing-777-Frachter rechnet man mit ca. 1% weniger Widerstand und damit Treibstoffverbrauch sowie Schadstoff-Emission, das entspräche 370t Kerosin bzw. 1170t CO₂ im Flugzeugjahr [1].

Im Bereich der allgemeinen Luftfahrt, wo die Reynoldszahlen niedriger liegen, lässt sich von einer Vergrößerung laminarer Lauflängen nicht nur am Flügel ein nennenswertes Einsparpotential erwarten. Otto-Aviation [2] verspricht bei seinen Celera 500 bzw. 800 bis zu 60% weniger Widerstand gegenüber Wettbewerbern, woran eine passive Laminarhaltung der Rumpfgrenzschicht erheblichen Anteil haben soll. Als interessantes Detail trägt hier die große Flughöhe zur Laminarität bei: Durch die niedrige Dichte steigt die kinematische Viskosität um etwa eine Größenordnung im Vergleich zum Meeresniveau. Infolgedessen bewegen sich trotz größerer Abmessungen und Fluggeschwindigkeit die Re-Zahlen in gleicher Größenordnung wie beim im folgenden beschriebenen Segelflug. Zudem ähnelt die Kontur des Vorderrumpfes der Celera, die sich zur Aufrechterhaltung negativer Druckgradienten über einen großen Längenanteil aufweitet, stark der typischer Segelflugzeugrumpfe.

Bei Segelflugzeugen hat der Rumpf von vornherein einen vergleichsweise kleinen Flächenanteil, steht aber einem hochgradig widerstandsoptimierten Laminarflügel großer Streckung gegenüber. Ein verbreiteter Ansatz ist eine weitere Verkleinerung der umspülten Fläche durch starke Einschnürung hinter dem Cockpit und einen sehr schlanken Leitwerksträger, was zum sog. Minimalrumpf führt.

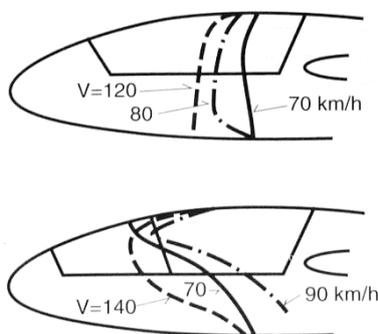


Fig. 148: Position of boundary-layer transition line at several airspeeds, based on Idaflieg measurements [222].

- (a) one-piece canopy
- (b) split canopy

Abb. 1: Darstellung der Transitions-lage am Rumpf [3]



Abb. 2: Akaflieg Hannover AFH-24 mit aufschiebbarer Rumpfbauweise

Auch die laminare Lauflänge am Rumpf ist ein Thema. Neben der Oberflächenqualität spielen Position und Beschaffenheit der Haubenspalte eine Rolle. Frühe Kunststoffsegelflugzeuge (DG-100, LS-1c, SH Cirrus 18m) wiesen eine geteilte Haube mit feststehendem Vorderteil auf, wodurch der vordere Spalt weiter nach stromab wandert. Wie sich gezeigt hat, ist diese Lösung eher ungünstig (Abb. 1). Während die Strömung einen weit vorn liegenden Haubenspalt noch laminar überwinden kann, wirkt ein weiter stromab positionierter als Turbulator, weil die Grenzschicht schon größeren Impulsverlust erlitten hat und der niedrigere Druck eher zu einer zu einer Ausströmung durch den Haubenspalt führt [3].

Gänzlich spaltlose Cockpits wurden bei Gary Sunderlands MOBA 2 [4] und der AFH-24 (Abb. 2) der Akaflieg Hannover [5] verwirklicht. Bei beiden Flugzeugen lässt sich die vordere Rumpfschale als Ganzes nach vorn schieben und gibt so den Einstieg frei. DG Flugzeugbau brachte die Mandl-Absaugung heraus, eine Art semi-aktive Laminarhaltung mittels Absaugung durch den Haubenspalt. Ein Ejektor sorgt für einen leichten Unterdruck im abgedichteten Cockpit [6]. Heute verfügen die meisten kommerziell angebotenen Segelflugzeuge über Absaugöffnungen, die den Druck im Vorderrumpf absenken sollen.

Daten über das Leistungspotential laminarer Grenzschichten am Rumpf sind indessen kaum verfügbar. „The Mandl-Air Extractor - How to achieve a dramatic increase in a glider's performance with a simple measure“ [6] stellt bereits die konkreteste Aussage zum Thema dar. Vor diesem Hintergrund erscheint der Versuch sehr naheliegend, den Einfluss der laminaren Lauflänge am Rumpf auf den Gesamtwiderstand zu quantifizieren.

Der folgende Abschnitt 2 enthält eine rechnerische Abschätzung der Auswirkung der Transitionslage am Rumpf anhand der generischen Kontur eines einsitzigen Rumpfes, Abschnitte 3 und 4 die Vorgehensweise und Ergebnisse der Windkanalmessungen am Rumpfvorderteil eines Doppelsitzers. Im Abschnitt 5 erfolgen eine Zusammenfassung der Erkenntnisse und ein Vergleich der beiden Ansätze, ferner wird ein Ausblick auf die mögliche weitere Vorgehensweise gewagt.

2 Theoretische Abschätzung

Im ersten Schritt wurde ein möglichst simples Modell mit maximaler Allgemeingültigkeit herangezogen: Ein generischer rotationssymmetrischer Rumpf ohne Anbauteile in gerader Anströmung. Die möglichst gerade Anströmung ähnelt dem Zustand, der im Schnellflug, wenn der parasitäre Widerstand dominant wird, ohnehin anzustreben ist [3]. Die Grenzschichtrechnung erfolgte in XFOIL auf einer ebenen Kontur mit vergleichbarer Druckverteilung, danach die Rückrechnung von Reibungs- und Druckwiderstand auf die ursprüngliche runde Kontur (Abb. 3). Die Dicke des ebenen Profils entspricht über die gesamte Länge dem halben Rumpfdurchmesser. Diese Festlegung wurde im Sinne einer ingenieurmäßigen Herangehensweise festgelegt: Ein quer angeströmter elliptischer Zylinder des Achsenverhältnisses 1:2 weist das gleiche potentialtheoretische Druckminimum auf wie eine Kugel. Die Dickenverteilung der Ausgangskontur ist an der eines typischen Einsitzerrumpfes orientiert, setzt sich aber aus zwei analytisch beschreibbaren Funktionen zusammen. Die Rumpflänge beträgt $L = 6.5 \text{ m}$, woraus bei Fluggeschwindigkeiten von $u = 90$ bis 180 km/h ein Reynoldszahlbereich von $Re = 10 \cdot 10^6$ bis $20 \cdot 10^6$ folgt.

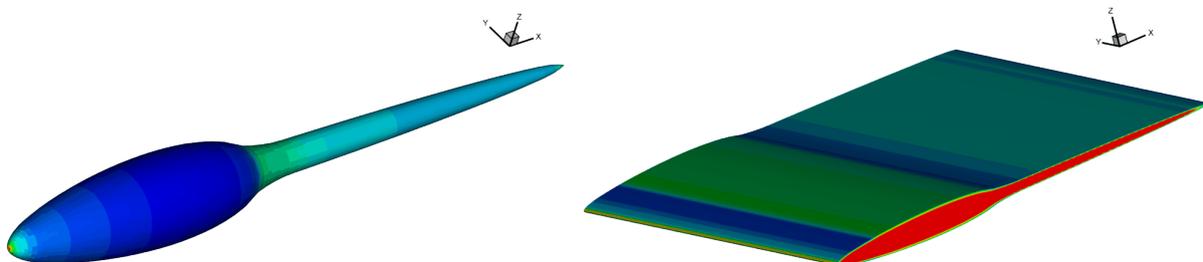


Abb. 3: Rotationssymmetrisches Runpffmodell mit Druckverteilung (links) und ebenes Vergleichsmodell mit Wandreibungsbeiwerten (rechts)

Die Transitionslage wurde auf Positionen zwischen 10 und 40% der Rumpflänge fixiert, was etwa vorderem und hinterem Haubenspalt entspricht, hier aber für den gesamten Rumpfumfang gilt. Da die Umschlags-Re-Zahl dann maximal $Re_{TRANS} = 8 \cdot 10^6$ beträgt und die hinterste Position leicht jenseits

der Saugspitze liegt, musste der kritische N-Faktor auf den etwas unrealistischen Wert $n_{KRIT} = 15$ gesetzt werden. Für jede Re-Zahl wurde auch die Transition freigegeben, sodass sich bei Druckanstieg noch kleine laminare Ablöseblasen ausbilden konnten.

In Abwesenheit einer sinnvollen Bezugsfläche zur Entdimensionalisierung erfolgt die Darstellung der Resultate in Form effektiver Widerstandsflächen Sc_W . Der Reibungsanteil am Widerstand folgt aus der Integration des Wandschubspannungsbeiwertes c_f über die, auf x projizierte, abgewinkelte Mantelfläche der Kontur, der Anteil für den Druckwiderstand aus der Druckverteilung über die projizierte Stirnfläche stromauf (positiv) und stromab (negativ):

$$Sc_{W,f} = \oint c_f dA = 2\pi \int_0^L c_f r(x) dx$$

$$Sc_{W,p} = \oint p dA = 2\pi \oint c_p r(x) dr = 2\pi \int_0^L c_p r(x) \frac{dr}{dx} dx$$

Für diskrete Stützstellen erfolgt eine Aufsummierung nach der Trapezregel:

$$Sc_W = 2\pi \sum_{i=0}^{n-2} \frac{(c_{f,i} + c_{f,i+1})}{2} \frac{(r_i + r_{i+1})}{2} (x_{i+1} - x_i) + 2\pi \sum_{i=0}^{n-2} \frac{(c_{p,i} + c_{p,i+1})}{2} \frac{(r_i + r_{i+1})}{2} (r_{i+1} - r_i)$$

Als zusätzliche Vergleichsbasis diente eine druckgradientenfreie Strömung mit Grenzschichtlösungen nach Blasius im Laminaren und dem 1/7-Potenzansatz im Turbulenten [7]. Beim als plötzlich angenommenen Umschlag übernimmt die turbulente Grenzschicht aus energetischen Gründen die Impulsverlustdicke δ^{**} vom Ende der laminaren Lauflänge. Mit

$$\delta_{TRANS}^{**} = 0.664 Re_{x,trans}^{-0.5} = 0.03606 Re_{x^*,trans}^{-0.2}$$

ergibt sich ein imaginärer Startpunkt für die turbulente Strömung, von dem aus die Rechnung mit der imaginären Lauflänge x^* begonnen wird.

Die Aufsummierung der Wandschubspannung bzw. des Beiwertes c_f

$$c_f = 0.664 Re_x^{-0.5}$$

$$c_f = 0.05768 Re_{x^*}^{-0.2}$$

auf der abgewinkelten Rumpfkontur analog zum Reibungsanteil oben ergibt den Gesamtwiderstand. Die Vergleichsrechnungen beschränken sich auf die niedrigste Re-Zahl.

Die Druckverteilungen liegen für alle betrachteten Re-Zahlen und Umschlagslagen nahezu aufeinander. Lediglich bei freigegebener Transition wirkt sich die unterschiedlich große Ablöseblase leicht sichtbar aus. Auch das lokale Druckmaximum an der Einschnürung fällt bei sehr dünner turbulenter Grenzschicht direkt nach dem Umschlag deutlicher aus (Abb. 4). Die Wandschubspannungsbeiwerte sind erwartungsgemäß bei höheren Re-Zahlen leicht niedriger. Sehr deutlich zeigt sich jedoch der Unterschied zwischen laminarer und turbulenter Grenzschicht im Bereich des größten Rumpfumfanges (und damit größter wirksamer Fläche). Entsprechend führt eine Vergrößerung der laminaren Lauflänge im Druckabfallgebiet zum Absinken sowohl des Reibungs- als auch des Druckwiderstandes, wobei sich ersterer etwa eine Größenordnung stärker ändert (Abb. 6). Auch auf der ebenen Platte ähnelt der Verlauf der Wandreibung dem auf der gekrümmten Kontur sehr; lediglich im Bereich sehr starker Druckgradienten im Staupunkt und an der Einschnürung treten deutliche Abweichungen auf, an letzterer liegt aber ohnehin der Flügelanschluss (Abb. 5).

Wie bereits die Schubspannungsverläufe nahelegen, wird der Effekt auf den Widerstandsbeiwert bzw. die effektive Fläche Sc_W mit steigender Re-Zahl etwas schwächer (Abb. 6). Beginnen sich bei freigegebener Transition laminare Ablösungen zu bilden, steigt der Druckwiderstand vergleichsweise stark an, wegen ihrer Lage nahe an der dicksten Stelle wirken sich die Ablöseblasen auf der runden Kontur deutlich stärker aus als auf der ebenen. Der Druckanteil übersteigt dann sogar den Wert bei der vordersten Umschlagslage und vernichtet so den Gesamtwiderstandsgewinn der vorangegangenen 5 bis 15% laminarer Lauflänge. Der Unterschied zur Rechnung mit der Plattengrenzschicht entspricht etwa dem Druckwiderstand, was bedeutet, dass diese den Reibungsanteil recht gut wiedergibt.

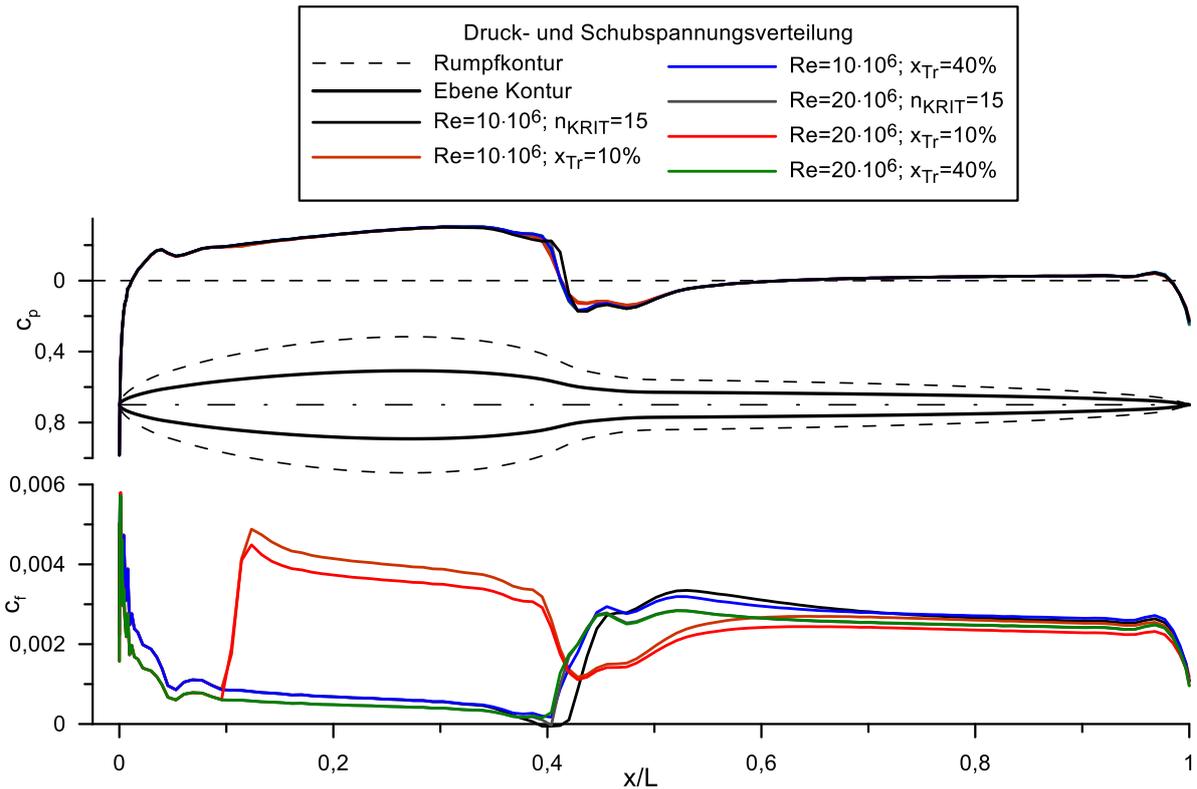


Abb. 4: Vergleich der Druckverteilungen Schubspannungsverläufe bei $Re=10 \cdot 10^6$ und $Re=20 \cdot 10^6$ für Umschlag bei 10 und 40% der Rumpflänge sowie freigegebener Transition; beim Druck treten qualitative Unterschiede nur in der Nähe der Einschnürung auf.

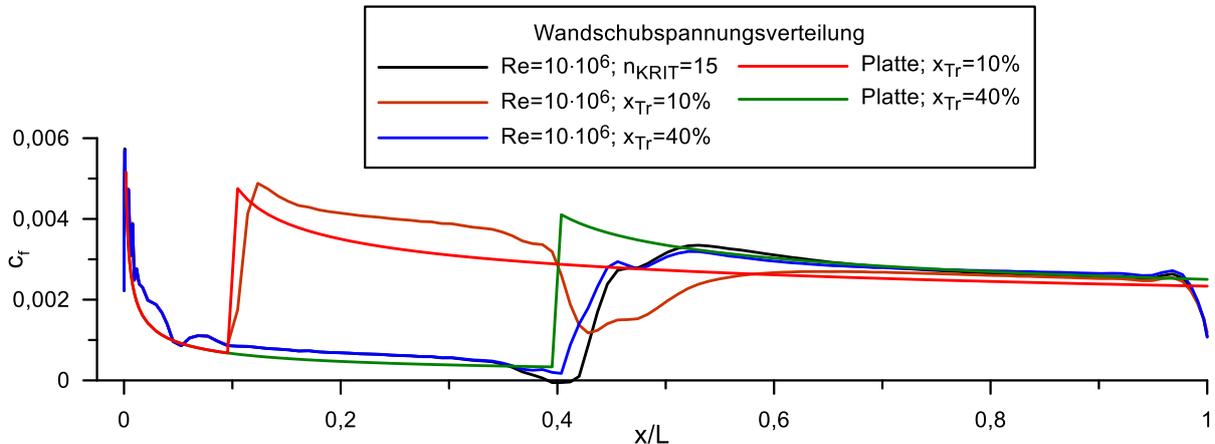


Abb. 5: Vergleich der Schubspannungsverläufe bei $Re=10 \cdot 10^6$ mit der Plattengrenzschicht; c_f zeigt nur bei sehr starken Druckgradienten im Staupunkt und an der Einschnürung deutliche Abweichungen.

Die aus dem jeweils maximalen Widerstandsgewinn und einer mit $m = 500 \text{ kg}$ angenommenen Abflugmasse errechnete Differenz in der Sinkgeschwindigkeit nimmt den für parasitäre Widerstände typischen kubischen Verlauf (Abb. 6), nur unmerklich vom Re-Zahl-Einfluss verformt, und lässt in Abhängigkeit vom Fluggeschwindigkeitsbereich Interpretationen bezüglich der Signifikanz zu [8]: Während eine um $\Delta w = -3 \text{ cm/s}$ vergrößerte Sinkgeschwindigkeit beim Thermikkreisen mit $u = 90 \text{ km/h}$ sicher kaum ins Gewicht fiel, entsprächen $\Delta w = -23 \text{ cm/s}$ bei $u = 180 \text{ km/h}$ einer Verringerung der Gleitzahl je nach Ausgangszustand von 32 auf 28 oder von 40 auf 34 (!).

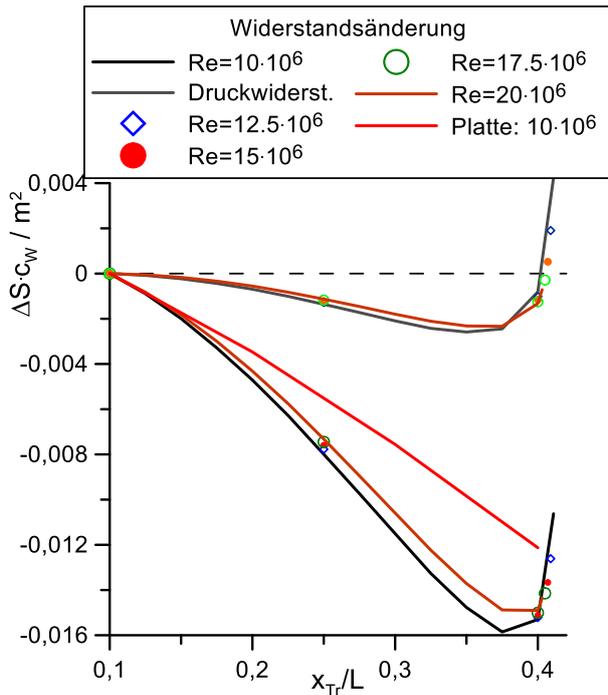


Abb. 6: Auswirkung der Transitionslage am Rumpf auf die widerstandswirksame Fläche

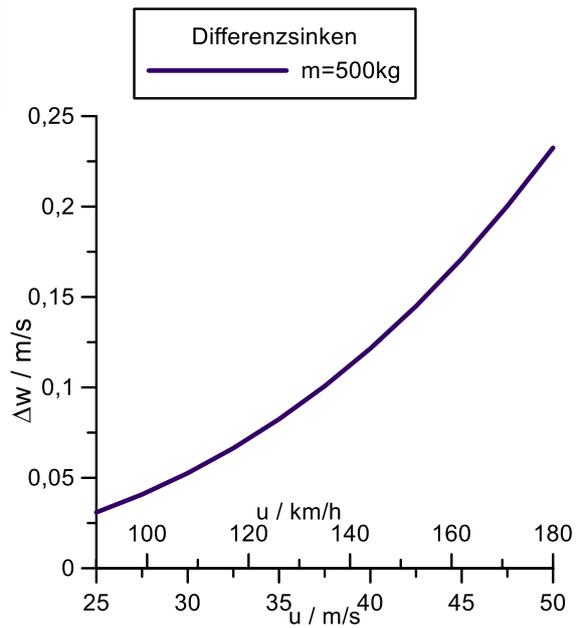


Abb. 7: Auswirkung der maximalen Widerstandsänderung auf das Eigensinken

3 Windkanal-Messung, experimenteller Aufbau und Methodik

Im Februar 2023 ergab sich die Möglichkeit einer Annäherung an die Realität auf experimentellem Wege. Der Vorderrumpf eines dopsitzigen Segelflugzeuges wurde mit unterschiedlichen Transitionspositionen im Windkanal der TU Dresden vermessen. Als Versuchsobjekt diente die Rumpfatrappe des Prototypen D-B 11 „Adebar“ der Akademischen Fliegergruppe der TU Dresden. Diese war zuvor schon für Messungen zum Einfluss eines starren oder einziehbaren Bugrades auf den Widerstand im Windkanal gewesen [9] und entsprechend vorbereitet. Auf Grund dessen wurde das Modell wieder in Rückfluglage im Kanal installiert (Abb. 8). Es ist mit Flügelstummeln einschließlich kleiner Endscheiben und mit Druckbohrungen in der Oberfläche versehen. Für den neuerlichen Einsatz erfolgte eine gründliche Aufarbeitung der Oberfläche, um zunächst eine möglichst große laminare Lauflänge sicherzustellen, die später durch den Einsatz von Turbulatoren schrittweise verkürzt werden konnte.



Abb. 8: Rumpfatrappe der D-B 11 im Windkanal (Anströmung von rechts)

Die Widerstandsbestimmung erfolgte über eine Gesamtdruckverlustmessung hinter der Einschnürung an der Rumpfunterseite, die analog zur XFOIL-Rechnung als repräsentativ für den Gesamtumfang angenommen wurde. Der kreisrunde Rumpfquerschnitt an der Messstelle erlaubt ein sehr unkompliziertes Hochrechnen, auch auf beliebige Anteile des Rumpfumfangs. Zusätzliche Messungen zur Auswirkung

der Hauptfahrwerksklappenspalte sowie seitlich im Nachlauf der Flügelwurzeln gelten selbstverständlich nur für die betreffenden Sektoren. Der Gesamtdruck an der Messstelle ergab sich durch Mittelung aus 5 Röhrchen eines tangential zur Oberfläche ausgerichteten Pitot-Rechens, der in wandnormaler Richtung über die Grenzschichtdicke verfahren werden konnte. Der örtliche Druck an der Messstelle war zuvor in Abwesenheit des Gesamtdruckrechens bestimmt worden. Ist das Modell mit Oberflächenbohrungen hinter der Einschnürung ausgestattet.

Ergänzt wurden die Druckmessungen durch Infrarot-Thermographie (Abb. 10) und Hitzdrahtanemometrie im vorderen Bereich.

Die Bestimmung des Widerstandes entspricht im Grundsatz dem Vorgehen bei der Auswertung der Nachlaufdelle eines Flügelprofils mit der über die Spannweite b konstanten Sehnenlänge t :

$$c_W = \frac{\rho b \int_{z_U}^{z_O} u(u_\infty - u) dz}{q_\infty t b} = \frac{2}{t} \int_{z_U}^{z_O} \left(\frac{u}{u_\infty} - \frac{u^2}{u_\infty^2} \right) dz$$

wobei $q_\infty = \frac{\rho}{2} u_\infty^2$ den dynamischen Druck der ungestörten Anströmung und z die Koordinatenrichtung normal zu Spannweite und Anströmung darstellt, über z_U bis z_O wird die Nachlaufdelle vermessen.

Das Verhältnis der lokalen Geschwindigkeit zu jener der ungestörten Anströmung u/u_∞ lässt sich durch den dimensionslosen Gesamtdruck $c_{p,ges} = p_{GES}/q_\infty = u^2/u_\infty^2$ ausdrücken:

$$c_W = \frac{2}{t} \int_{z_U}^{z_O} (\sqrt{c_{p,ges}} - c_{p,ges}) dz$$

Kann wie im vorliegenden Fall nicht vorausgesetzt werden, dass an der Messstelle der örtliche Druck bereits wieder den Wert der ungestörten Strömung erreicht hat, geht dieser Druck ebenfalls in die Bestimmungsgleichung ein. Der Term, der für den Volumen- bzw. Massestrom steht, wird durch den dynamischen Druck $(p_{GES} - p_{LOKAL})$ an der Stelle bestimmt, während der Impuls(-verlust) aus dem Gesamtdruck $(p_{GES} - p_\infty)$ folgt:

$$c_W = 2 \int_{z_U}^{z_O} \sqrt{\frac{p_{GES} - p_{LOKAL}}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_{GES} - p_\infty}{q_\infty}} \right) dz$$

Im Falle der Rumpfröhre ist das Integrationsgebiet ein Kreisring um diese herum (Abb. 9). Der Radius r an der Messstelle ergibt sich zu $r = z + D_0/2$ aus dem Wandabstand z und dem Durchmesser der Rumpfröhre D_0 . Aus einem gemessenen Umfang von 1203 mm folgt $D_0 = 383 \text{ mm}$ als effektiver Rumpfdurchmesser.

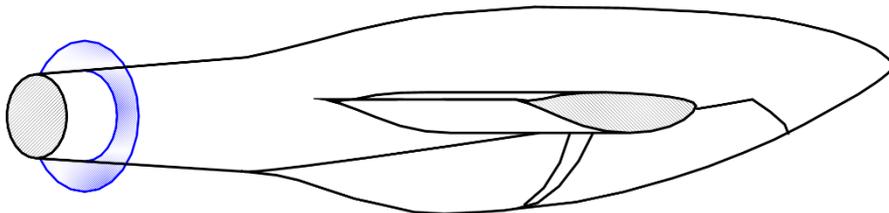


Abb. 9: Kreisringförmiges Integrationsgebiet (blau schraffiert) um den Rumpf herum

Da die Flügelfläche S als sinnvolle Normierungsgröße am Messobjekt selbst nicht vorkommt, wird in analoger Weise zur theoretischen Betrachtung die effektive Widerstandsfläche S_{c_W} des Rumpfes bestimmt:

$$S_{c_W} = 2 \int_{R_i}^{R_a} \sqrt{\frac{p_{GES} - p_{LOKAL}}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_{GES} - p_\infty}{q_\infty}} \right) 2\pi r dr$$

Wegen der Vermessung des Grenzschichtprofils in n diskreten Schritten und Differenzdruckmessung gegen die Umgebung ($p_\infty = 0$) folgt:

$$Sc_W = \pi \sum_{i=0}^{n-1} [\sqrt{c_{p,i} - c_{p,lokal}}(1 - \sqrt{c_{p,i}}) + \sqrt{c_{p,i+1} - c_{p,lokal}}(1 - \sqrt{c_{p,i+1}})](r_{i+1}^2 - r_i^2)$$

Durch Normierung auf die definierte Bezugsfläche können die Änderungen des Widerstandsbeiwertes berechnet werden.

Die Einstellung des Schiebewinkels in der Messstrecke erfolgte anhand der Druckverteilung an der vorderen Rumpfkontur: Wenn die auf beiden Seiten weitgehend deckungsgleich ist, steht das Modell gerade. Der Anstellwinkel hingegen wurde mit Hilfe der Infrarot-Thermographie festgelegt. Um die Transition auf der Unterseite möglichst weit stromab zu schieben, wurde der allmählich erhöht, d.h., die Rumpfnase abgesenkt. Etwa zwischen $\alpha = 6^\circ$ und $\alpha = 10^\circ$ stellte sich ein Optimum ein, deswegen fanden die Messungen bei diesen beiden Anstellwinkeln statt. Darüber zeigten sich deutliche Asymmetrien (Abb. 10).

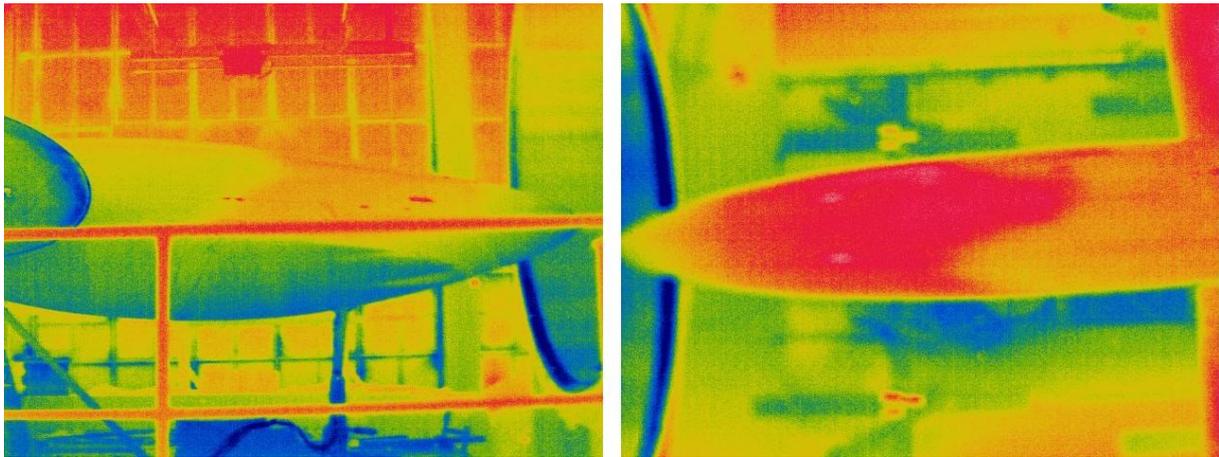


Abb. 10: Infrarotaufnahmen des angeströmten Vorderrumpfes bei $\alpha=10^\circ$

Die Transitionsfixierung erfolgte durch Noppenband an vier verschiedenen Positionen zwischen 1250 und 2150 mm vor der Flügelnahe an der Wurzel (Abb. 11). Eine exemplarische Hitzdrahtmessung stromab des Turbulators zeigt dessen Wirkung auf die Grenzschichtströmung (Abb. 12). Besonders eindrucksvoll ist diese im zeitlichen Verlauf des Geschwindigkeitssignals zu sehen. Die scheinbare Zunahme des Turbulenzgrades in der laminaren Grenzschicht bei Wandannäherung ist überwiegend auf vertikale Schwingungen der Sonde zurückzuführen, weswegen die Messung in sicherem Abstand beendet wurde. Eine Extrapolation der Geschwindigkeitsprofile ergab einen Versatz von $z_0 \approx 2.5 \text{ mm}$.

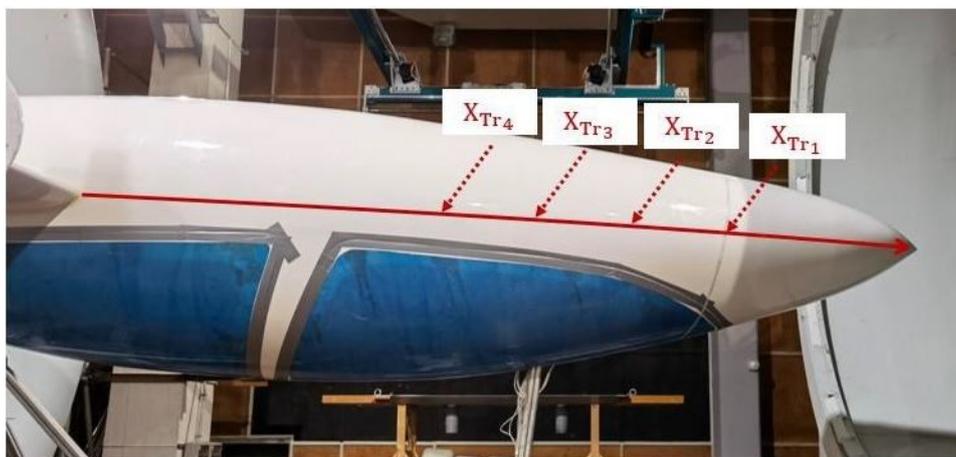


Abb. 11: Transitionspositionen am Vorderrumpf

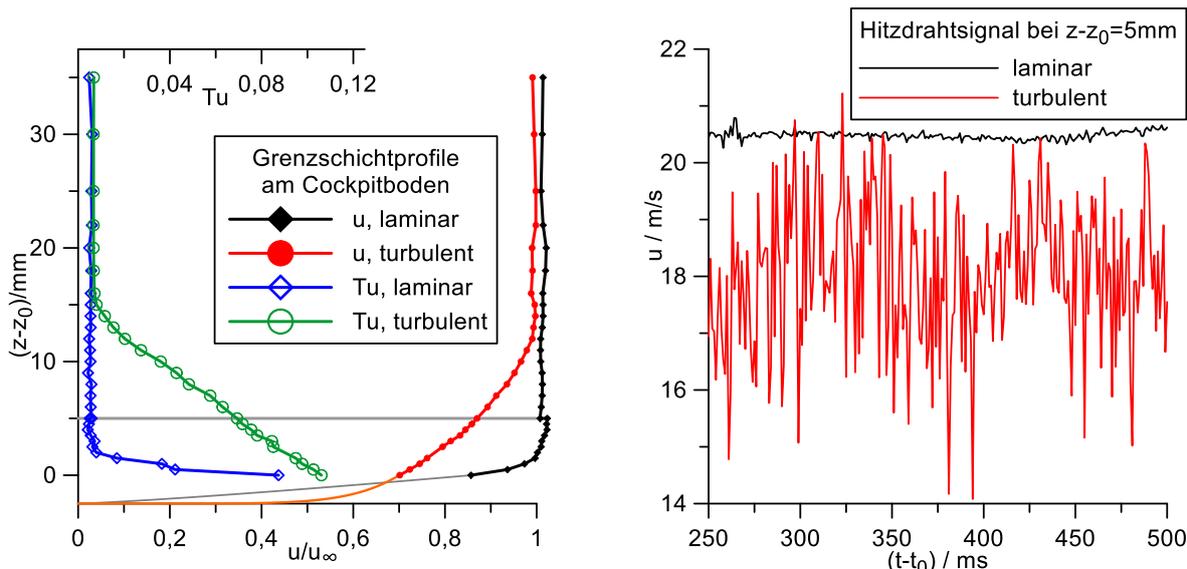


Abb. 12: Hitzdrahtmessungen der Grenzschicht am Vorderrumpf im laminaren und turbulenten Zustand (links wandnormale Profile, rechts zeitliche Verläufe)

4 Ergebnisse

Abb. 13 zeigt beispielhaft die Wirkung der Turbulatorposition auf das Gesamtdruckprofil in der Grenzschicht an der Messstelle. Es handelt sich hier um die stärkste beobachtete Veränderung bei $\alpha = 6^\circ$ sowie $u_\infty = 20 \text{ m/s}$. Die Grenzschichtdicke variiert zwischen ca. 130 mm für die hinterste und 150 mm für die vorderste Position des Turbulators. Durch den Druckanstieg und die Verkleinerung des Umfangs dickt die Grenzschicht an der Einschnürung enorm auf, was sie der messtechnischen Erfassung sehr gut zugänglich macht.

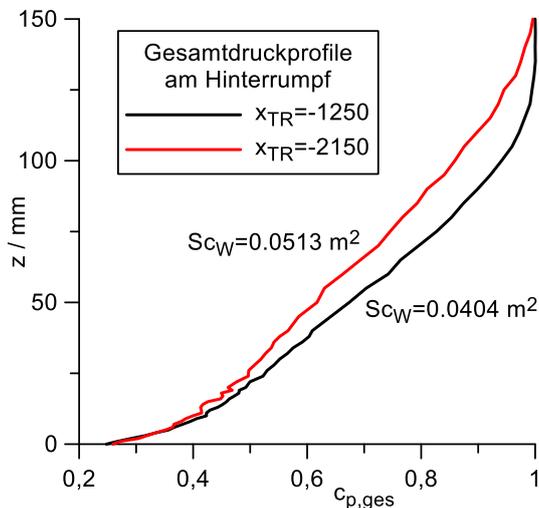


Abb. 13: Gesamtdruckprofile an der Messposition am Hinterrumpf

Der für die Bestimmung der effektive Widerstandsflächen herangezogene lokale Druckbeiwert an der Messstelle lag bei $c_{p, \text{lokal}} = 0.045$. Über alle untersuchten Fälle hinweg wurden effektive Widerstandsflächen zwischen $Sc_W = 0.0336$ und 0.053 m^2 bestimmt. Die Änderung derselben für $\alpha = 6^\circ$ und 10° sowie die drei untersuchten Anströmgeschwindigkeiten $u_\infty = 20, 25$ und 30 m/s ist in Abb. 14 dargestellt. Der Effekt ist deutlich stärker für den flacheren Anstellwinkel, der dem wie oben angedeutet relevanteren Schnellflug näherkommt. Das stützt ferner die Annahme, dass eine ähnlich starke Wirkung dann auch auf der Oberseite zu erwarten wäre. Durch Verschieben der Transition von der hintersten zur vordersten fixierten Position erhöht sich der Widerstand um maximal $\Delta Sc_W = 0.01 \text{ m}^2$.

Für den Fall $\alpha = 10^\circ$ liegen auch Messungen ganz ohne Turbulator vor, aus denen in grober Näherung auf die natürliche Transitionslage extrapoliert werden kann. Sowohl diese als auch die Wirkung auf den Widerstand unterliegen einer sichtbaren Abhängigkeit von der Reynoldszahl.

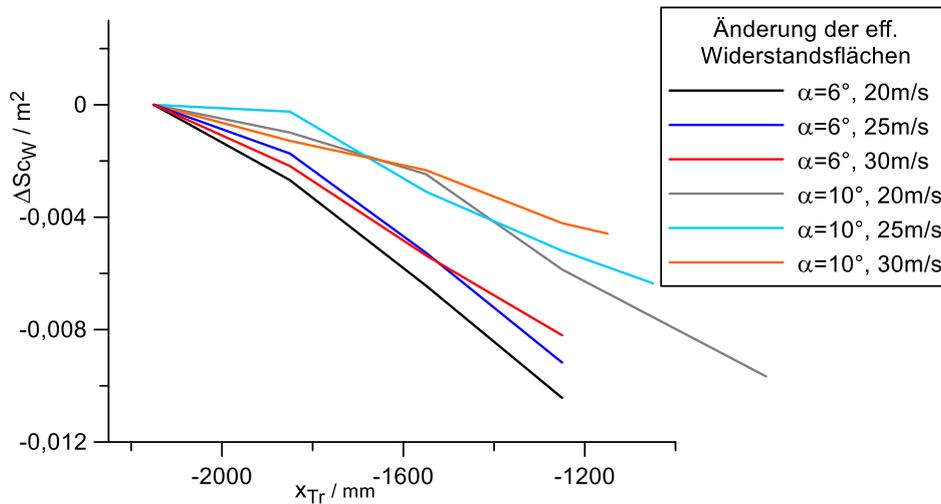


Abb. 14: Widerstandsänderung über Turbulatorposition

Wegen des vergleichsweise geringen abgedeckten Geschwindigkeitsbereichs und des typischen Messrauschens ist eine Quantifizierung der Re-Zahl-Abhängigkeit jedoch nicht sinnvoll möglich. Zur Extrapolation auf höhere Fluggeschwindigkeiten wird daher eine Abhängigkeit von $c_W \sim Re^{-1/3}$ angenommen, wie sie für Flügelprofile mit hohem Laminaranteil in etwa gültig ist.

Auf Basis dieser Re-Abhängigkeit und einer als für $u_\infty = 90 \text{ km/h}$ gültig angenommenen Widerstandswirkung von $\Delta Sc_W = 0.01 \text{ m}^2$ wurde die Änderung der Sinkgeschwindigkeiten abgeschätzt. Die deutlich anschaulichere Betrachtung der Gleitzahlen erfordert das Vorhandensein von Polen als Ausgangspunkt. Da die D-B 11 „Adebar“ mit dem Trag- und Leitwerk des Schempp-Hirth Dou-Discus ausgerüstet werden soll, kann die Polare dieses Flugzeugs als Referenz herangezogen werden, die für Abflugmassen von $m = 500$ und 700 kg verfügbar sind (Abb. 15). Dabei wurde die hinterste vermessene Turbulatorposition mit der Referenzpolaren gleichgesetzt und der Widerstandszuwachs durch Verschieben auf die vorderste Position für die Berechnung der neuen Polen addiert. Die Änderung der maximalen Gleitzahl läge unter diesen Annahmen bei $\Delta E_{MAX} = 1.56$ bzw. 1.59 . Die größte Gleitzahländerung jedoch träte mit $(\Delta E)_{MAX} = 1.93$ bzw. 1.85 bei etwas höheren Fluggeschwindigkeiten $u = 120$ bis 130 km/h auf, einem Bereich, der für den Streckensegelflug von höherem Interesse ist.

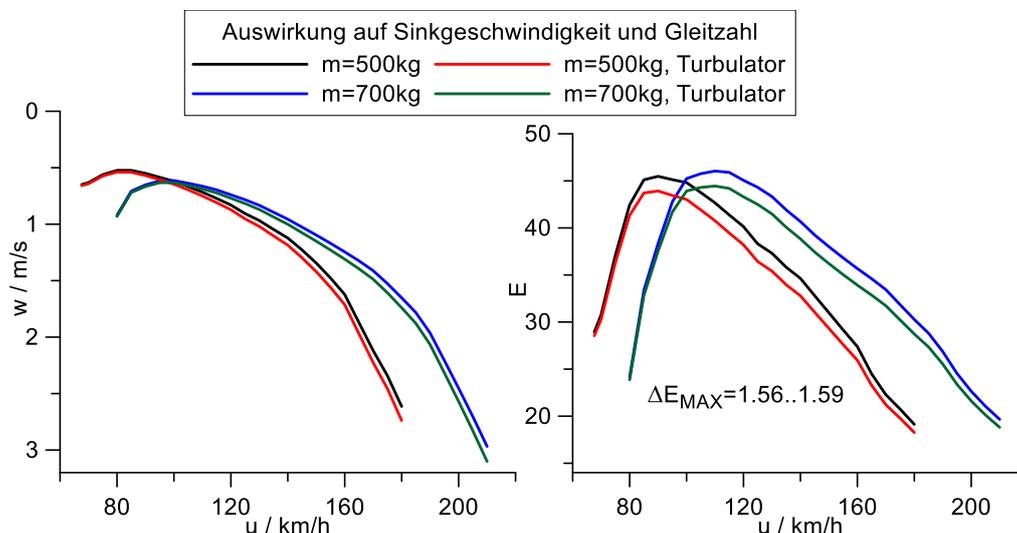


Abb. 15: Auswirkung der Turbulatoren auf Sinkgeschwindigkeitspolaren (links) und Gleitzahlen (rechts)

Weiterhin erfolgten Messungen mit Fahrwerksklappenspalten, simuliert durch aufgeklebtes Zackenband, sowie im Nachlauf der Flügelwurzel. Es scheint zunächst naheliegend, dass eine Grenzschicht, die bereits eine größere turbulente Lauflänge und damit höheren Impulsverlust erlitten hat, durch weitere Störungen einen geringeren zusätzlichen Verlust erfährt. Das hätte zur Folge, dass die Wirkung der Transitionsposition im Nachlauf von Fahrwerksschacht und Flügelwurzel schwächer ausfällt. Die Messungen zeigen aber, dass die Wirkung des Turbulators am Vorderrumpf auch an diesen Stellen noch deutlich nachzuweisen ist und durch die Klappenspalte gar keine Abschwächung erfährt. Im Bereich der Flügelwurzel ist jedoch eine deutliche Abschwächung der Wirkung zu erkennen, die in der Nähe des an der Unterseite für $\alpha = 10^\circ$ bestimmten Verlaufes (Abb. 14) verharret.

5 Zusammenfassung und Vergleich

In der Rumpfgrenzschicht steckt ein nicht außer Acht zu lassendes Potential für die Flugleistungsoptimierung. Es liegt mindestens im Bereich dessen von bisher untersuchten Details wie einziehbaren Bugrädern [9, 10] oder Querruderzäunen und Ruderanlenkungen [11, 12, 13]. Bezogen auf den gesamten Umfang liegt die Änderung der effektiven Widerstandsfläche bei bis zu 0.01 m^2 . Da jedoch kaum ein Fall zu finden sein dürfte, bei dem die Transition am gesamten Rumpfumfang bei 10% liegt und durch eine einzige Maßnahme auf 40% verschoben werden kann, geht es eher um Detailoptimierung nach dem Grundsatz: Welche Sektoren des Rumpfumfangs sind betroffen und wie sind sie zu beeinflussen.

Abb. 16 zeigt einen Vergleich der beiden vorgestellten Ansätze auf gleicher metrischer Basis, d.h., die Verschiebung der Transition im Windkanal entspricht der auf $L = 6.5 \text{ m}$ normierten Position in der XFOIL-Rechnung. Trotz der erheblichen Unterschiede im Modell korrespondieren die Ergebnisse miteinander. Durch den größeren Rumpfumfang treten beim Doppelsitzer stärkere absolute Änderungen in der wirksamen Widerstandsfläche auf. Wegen des insgesamt größeren Flugzeuges relativieren sich die Unterschiede in der Auswirkung auf die Flugleistungen wieder. Beiden eigen ist jedoch die Annahme, dass die in einem Schnitt gefundenen Ergebnisse am ganzen Umfang gelten mögen.

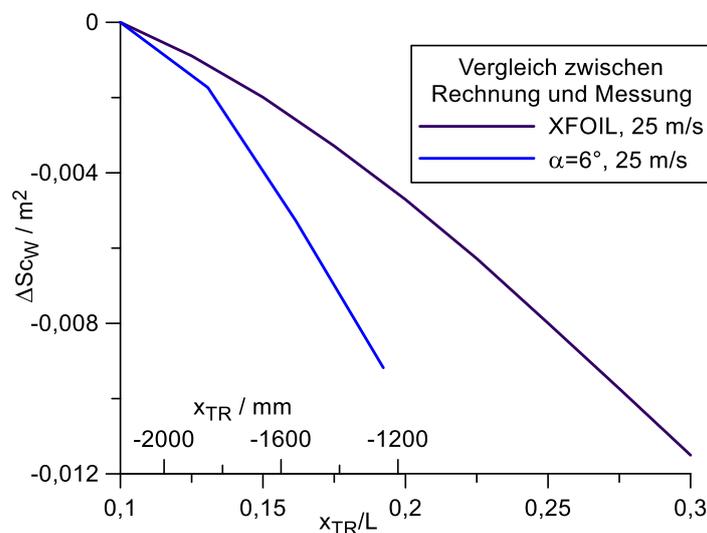


Abb. 16: Vergleich des Einflusses der Transitionslage am Rumpf auf den Widerstand zwischen XFOIL-Rechnung und Windkanal-Experiment

Flugleistungsvermessungen zur Auswirkung elektrischer Heimkehrhilfen am Rumpfbug (Front Electric Sustainer, FES) zeigen einen Unterschied von etwa einem Gleitzahlpunkt bei bestem Gleiten [14], was zu den Ergebnissen der Windkanalmessungen passt (Abb. 15). Neben der Wirkung der beigegeklappten Propellerblätter ist beim FES davon auszugehen, dass die im Staupunkt einströmende Luft durch den Spalt hinter dem Spinner wieder austritt und tatsächlich am gesamten Umfang für eine turbulente Grenzschicht sorgt. Bezeichnenderweise sind manche Flugzeuge sowohl mit FES als auch einer Mandl-Absaugung ausgestattet (Abb. 17).



Abb. 17: LAK 17a (miniLAK) mit FES UND Mandl-Absaugung (stromab vom hinteren Haubenspalt) auf dem Idaflieg-Sommertreffen 2018

Die enorme Aufdickung der Grenzschicht an der Einschnürung (Abb. 13) lässt eine deutliche Auswirkung der Verdrängungsdicke auf den Druckwiderstand annehmen. Der Anteil der Wandreibung an der dünnen Rumpfröhre mit geringer Wandschubspannung ist hingegen eher klein. Das wirft die Frage auf, ob es ein Optimum für die Rumpfeinschnürung gibt, ab dem eine weitere Verjüngung der Rumpfröhre keine Widerstandsverringerung mehr bringt, sondern das Gegenteil bewirkt. Das wäre analog zur Wirkung einer laminaren Ablöseblase, die sich in den XFOIL-Rechnungen (Abb. 7) zeigte.

In Bezug auf den konkreten D-B-11-Rumpf lässt sich schlussfolgern, dass die natürliche Transition auf einen Bereich folgt, in dem die Kontur etwas abflacht. Das Infrarotbild zeigt dort recht ausgedehnte Flächen hoher Temperatur wegen sehr niedriger Wandschubspannung (Abb. 10). Die ist wiederum Folge eines lokalen Druckanstiegs, der destabilisierend auf die Grenzschicht wirkt. Eine etwas bauchigere Kontur in dem Bereich könnte den Druckanstieg und damit die Transition weiter stromab verschieben.

Als Ausblick wäre eine Überprüfung der Ergebnisse im Freiflug von höchstem Interesse, wo eine andere Anströmturbulenz vorherrscht als im Windkanal und ständige Änderungen des Anström winkels mit der Fluggeschwindigkeit auftreten. Die in der Rechnung und im Windkanal ermittelten Effekte sind stark genug, dass sie mit den etablierten Mitteln der Flugleistungsvermessung zu erfassen sein sollten [9, 10].

Ferner ist vorstellbar, den sehr vereinfachten theoretischen Ansatz mit numerischen Methoden fortzusetzen. Diese würden es erlauben, analog zum Freiflug Flügel-Rumpf-Kombinationen in nicht rotations-symmetrischen Zuständen erfassen.

6 Quellen

[1] <https://www.lufthansagroup.com/de/schwerpunkte/flugzeugbezogene-hardware/aeroshark.html>, abgerufen am 06.09.2024

[2] <https://www.ottoaviation.com/>, abgerufen am 06.09.2024

[3] Thomas, F.; Milgram, J.: Fundamentals of Sailplane Design. College Park Press, 1999, ISBN 0-9669553-0-7

[4] Simons, M.: Segelflugzeuge 1965-2000. EQIP-Verlag, 2006, ISBN 3-9808838-0-9

[5] <https://www.akaflieg-hannover.de/projekte/afh-24/>, abgerufen am 02.09.2024

[6] <https://www.dg-aviation.de/en/library/mandl-air-extractor>, abgerufen am 06.09.2024

[7] Albring, W.: Angewandte Strömungslehre. Akademie-Verlag Berlin, 1990, ISBN 3-05-500206-7

[8] Zur Auswirkung der laminaren Lauflänge am Rumpf auf den Gesamtwiderstand, Idaflieg-Berichtsheft Nr. 44, 2018, ISBN978-3-9812958-8-7

[9] Condé-Wolter, J., Frey, J.: Determination of nose wheel drag and performance increase by a retractable nose gear. XXXIV OSTIV Congress, 2018, Hosin, Czech Republic, Congress Proceedings, ISBN 978-3-947623-07-5

- [10] Condé-Wolter, J.: Sondermessprojekt: Aerodynamisches Potential eines einziehbaren Bugrades. Idaflieg-Berichtsheft Nr. 44, 2018, ISBN978-3-9812958-8-7
- [11] Frey, J.: Wind Tunnel Measurements on Details of Laminar Wings. Technical Soaring, 2/2015, ISBN 0744-8996
- [12] Frey, J.: Messungen an Detailwiderständen unter Laborbedingungen. Idaflieg-Berichtsheft Nr. 39, 2013, ISBN978-3-9812958-3-2
- [13] Frey, J.: Nachmessungen an Detailwiderständen. Idaflieg-Berichtsheft Nr. 41, 2015, ISBN978-3-9812958-5-4
- [14] Pätzold, F.: Vorläufige Ergebnisse der Flugleistungsvermessung der Lak-17a FES (S5-3117) im Vergleichsflugverfahren in Aalen-Heidenheim-Elchingen 20./21. August 2012, TU Braunschweig, IFF, 2014