

UNTERSUCHUNG VON EBENEN WANDGRENZSCHICHTEN MIT VERSCHIEDENEN OPTISCHEN MESSVERFAHREN

INVESTIGATION OF TWO-DIMENSIONAL BOUNDARY LAYERS BY MEANS OF SOME OPTICAL METHODS

L. Jehring¹, E.-S. Zanoun¹, C. Egbers¹, M. Kito², A. Wiener³, C. Schultz³

¹ Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungslehre (LAS), Brandenburgische Technische Universität Cottbus (BTU), Siemens-Halske-Ring 14, D-03046 Cottbus

² Mie University, 1577 Kurimamachiya-cho, Tsu-city, Mie-Pref., Japan

³ Astro- und Feinwerktechnik Berlin GmbH, Albert-Einstein-Str. 12, D-12489 Berlin

Grenzschicht, Interferometrie, LDA, Druckgradient

Boundary layer, interferometry, LDV, pressure gradient

Zusammenfassung

Vorgestellt werden Untersuchungen von Wandgrenzschichten an einer ebenen Platte mit verschiedenen Druckgradienten unter Verwendung mehrerer geeigneter optischer Messverfahren, die eine genügend hohe räumliche Auflösung der wandnahen Bereiche ermöglichen. Insbesondere ist es wegen der notwendigen Skalierung auf Wandgrößen wie U^+ usw. erforderlich, die viskose Unterschicht $y^+ < 5$ aufzulösen. Die Messungen wurden in einem Niedergeschwindigkeits-Windkanal vom Göttinger Typ mit einem maximalen Turbulenzgrad kleiner als 0,5% durchgeführt. Verwendet wurden drei optische Messmethoden: Ölfilm-Interferometrie, ein handelsübliches LDA (Dantec Flowlite) sowie ein separat entwickeltes miniaturisiertes LDA (mLDA). Es werden Ergebnisse der Messungen und Einzelheiten zum Aufbau und den Erfahrungen mit dem miniaturisierten LDA präsentiert.

Einleitung

Die Bestimmung der Wandschubspannung

$$\tau_w = -\mu \frac{dU}{dy}, \quad (1)$$

also die Messung der Tangentialkomponente der mittleren Strömungsgeschwindigkeit an der Wand, stellt wegen der Kleinheit der Grenzschichtdicke insbesondere bei großen Reynoldszahlen (z.B. Freiflugexperimente mit Flugzeugen) immer noch eine große Herausforderung an die verwendete Messtechnik dar.

Weiterhin werden verlässliche Grenzschichtdaten benötigt um z.B. die Skalierungsgesetze für das mittlere Geschwindigkeitsprofil weiter zu verifizieren und um die übliche Normierung

auf Wandgrößen wie $U^+ = \frac{U}{u_\tau}$ und $y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu}$, wobei die Wandschubspannungsgeschwindigkeit mit $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ gegeben ist, direkt durchführen zu können, d.h. ohne die Annahme

von Skalierungsgesetzen wie dem logarithmischen Wandgesetz (z.B. mit dem Clauser-

Diagramm, siehe Wei et al. 2005) oder einem Exponential-Gesetz, weil dabei z.B. leicht eine Reynolds-Zahl-Abhängigkeit verschleiert werden kann (Wie et al. 2005). Ebenso wird der Reibungswiderstand c_f eines umströmten Körpers durch das wandnahe Geschwindigkeitsprofil (mit Bezug auf die mittlere Anströmgeschwindigkeit U_∞) bestimmt

$$c_f = \frac{\tau_w}{1/2 \rho U_\infty^2} \quad \text{bzw.} \quad c_f = 2 \left[\frac{u \tau}{U_\infty} \right]^2, \quad (2)$$

so dass eine inkorrekte Bestimmung direkte Auswirkungen auf den Treibstoffverbrauch von Fahrzeugen haben kann. Das Aussehen der Skalierungsgesetze ist neben der Reynolds-Zahl-Abhängigkeit wesentlich geprägt von vorhandenen Druckgradienten.

Zur Bestimmung von τ_w existieren eine Reihe von mittlerweile klassischen Methoden, von denen die Ölfilm-Interferometrie als eine direkte Methode inzwischen wieder breite Verwendung findet. Ein guter Überblick über die Methoden wurde von Kornilov et al. 2002 gegeben, siehe Abb. 1. Ergänzt werden diese Methoden durch solche, die die Wandschubspannung über (1) durch räumlich hochgenaue Vermessung des wandnahen Geschwindigkeitsprofils ermitteln. Zu diesen Methoden gehören in erster Linie die Hitzdraht- und die Laser-Doppler-Anemometrie, vorausgesetzt, die Abmessungen des Hitzdrahtes bzw. des LDA-Messvolumens ist klein genug gegenüber der Grenzschichtdicke, also üblicherweise im Bereich von 10µm und kleiner. Wärmeverluste zur Wand bzw. ungenügendes Seeding bzw. Wandreflexionen und geringe Intensität des rückgestreuten Lichts sind dabei weitere zu berücksichtigende limitierende Faktoren.

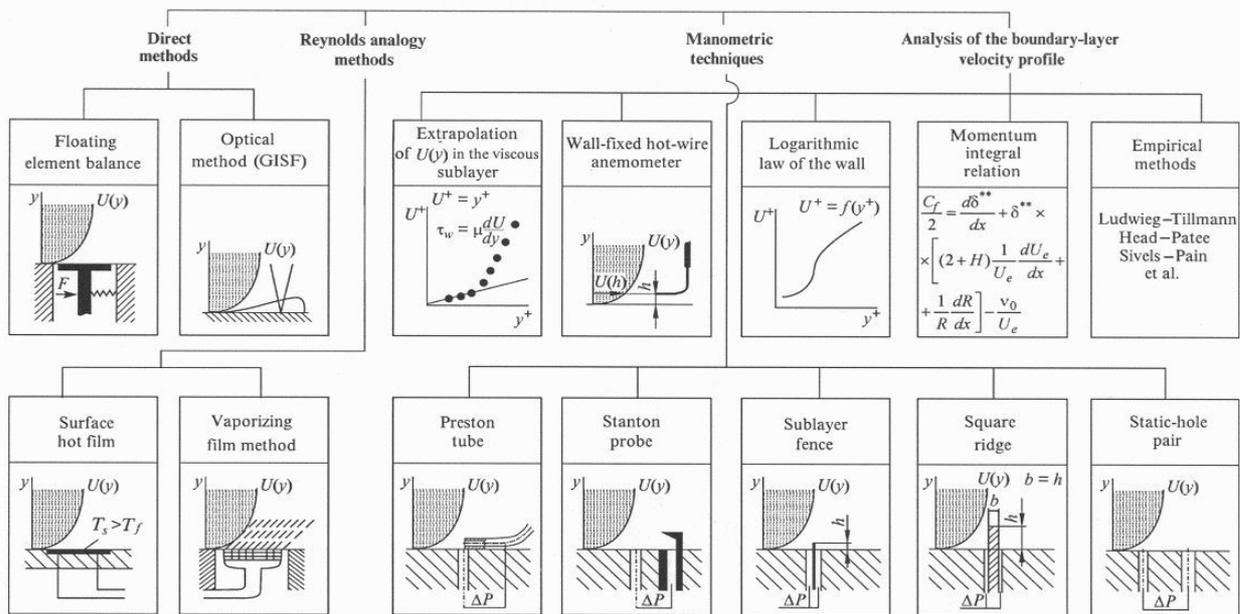


Abb. 1: Methoden zur Bestimmung der Wandschubspannung (Kornilov et al. 2002)

Im weiteren wird näher auf die LDA-Technik und die Ölfilm-Interferometrie eingegangen. Einzelheiten zu der mit dem miniaturisierten LDA kombinierten Heißfilm-Technik, dabei werden Heißfilme (HFA) direkt auf dem Austrittsfenster des LDA platziert, siehe Jehring et al. 2007 und Abb. 3 links.

Ölfilm-Interferometrie

Diese Methode ist eine der wenigen direkten Methoden zur Bestimmung von τ_w . Dabei wird die Bewegung eines dünnen Ölfilms auf einer Oberfläche unter Einfluß der Anströmung ausgenutzt. Durch die Scherung τ_w verringert sich die Dicke des Films zeitlich. Die Dicke wird durch den Gangunterschied des monochromatischen Lichts einer Natrium-Dampf-Lampe, welches an der Ober- und der Unterseite des Films reflektiert wird, in Form eines sich entwickelnden Interferenzmusters detektiert (Tanner 1976). Bei genauer Kenntnis des Brechungsindex' n und der Viskosität μ_o des Öls, die jedoch temperaturabhängig sind, kann die Wand-schubspannung τ_w direkt berechnet werden aus der zeitlichen Änderung der Abstände der Interferenzstreifen, siehe Abb. 2 (rechts) und Gleichung (3)

$$\tau_w = \mu_o u_k \frac{1}{\Delta h \cdot [k + h_o/\Delta h]}, \quad \Delta h = \frac{\lambda}{2[n^2 - \sin^2 \alpha]^{1/2}}, \quad (3)$$

mit u_k als Geschwindigkeit des Interferenzstreifens Nr. k , h_o als Höhe des nullten Interferenzstreifens ($k=0$, d.h. der äußere Streifen), mit dem Beobachtungswinkel α , der Lichtwellenlänge λ und Δh als Höhenunterschied benachbarter Interferenzstreifen. Die Auswertung erfolgt halbautomatisiert mittels eines MATLAB-Programmes. Lokale Störungen in den Interferogrammen resultieren aus Verschmutzungen auf der Grundplatte.

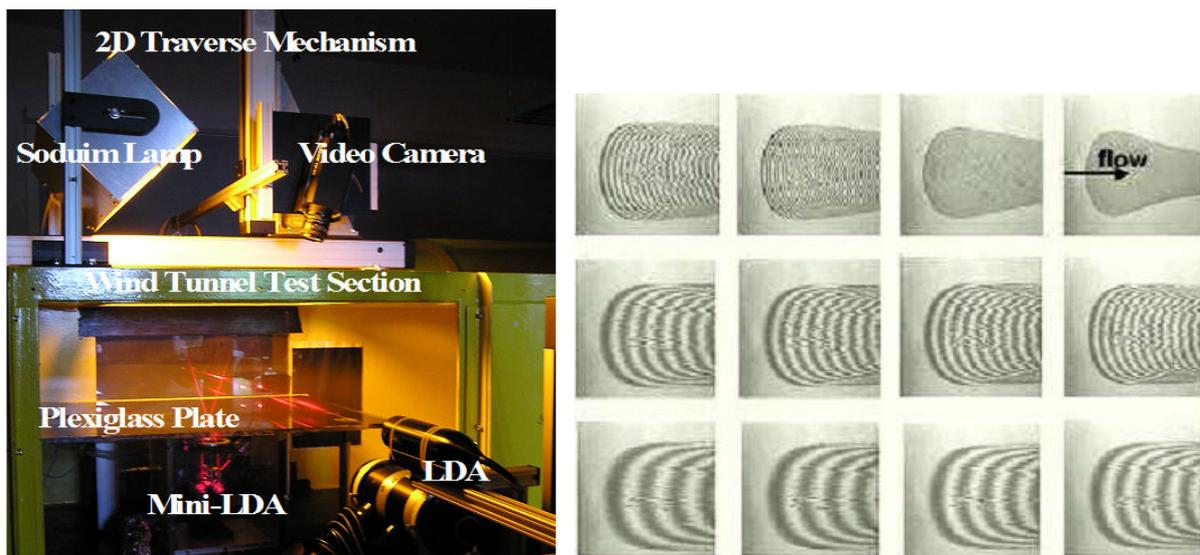


Abb. 2: Prinzip-Aufbau der Ölfilm-Interferometrie (links) und Interferenzmuster (rechts, Strömungsrichtung von links und Zeitverlauf von rechts nach links und von oben nach unten)

Das miniaturisierte LDA

Handelsübliche LDA werden in der Regel so eingesetzt, dass die längste Achse des Messvolumens parallel zur Körperoberfläche ausgerichtet ist, siehe Abb. 3. Das hat den Vorteil, dass die Auflösung in der ebenen Grenzschicht meist ausreichend ist. Infolge einer verwendeten langen Brennweite des Objektivs bei weiter entfernten Objekten kann sich die lange Achse u.U. unzulässig vergrößern, so dass die Auflösung normal zur Wand weiterhin ausreicht, längs der Wand jedoch nicht mehr, siehe Tabelle 1. Deshalb wurde in Kooperation mit der Fa. Astro- und Feinwerktechnik GmbH Berlin ein einkomponentiges miniaturisiertes LDA (mLDA) konstruiert, welches durch die Körper-Oberfläche hindurch arbeitet. Damit ist es wei-

56.4

terhin möglich, durch die direkte Integration in Körper wie z.B. Tragflügel und unter Anpassung des Austrittsfensters an die Körperkontur die Geschwindigkeit auch an sonst schwer zugänglichen Stellen zu messen. Durch Integration einer Traversierung des Messvolumens relativ zur Oberfläche bei gleichzeitiger Fixierung des kompletten Moduls kann das Grenzschichtprofil vermessen werden.

Es wurden mehrere Prototypen eines mLDA entwickelt. Der Durchmesser des Laser-Austrittsfensters (links oben in Abb. 4) beträgt 15 mm, die Traversierlänge 10 mm. In Version 2 ist es gelungen, die Größe der relevanten Ausdehnung des Messvolumens auf jetzt $65 \mu\text{m}$ zu reduzieren. Das hier noch ebene Abschlussfenster kann durch eines mit gekrümmter Oberfläche ersetzt werden und so an die jeweilige Oberflächenkontur angepasst werden.

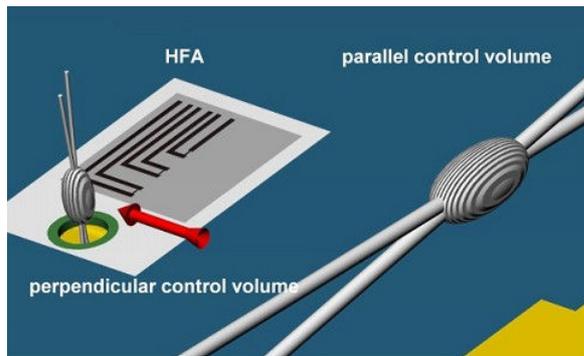


Abb. 3: Orientierung der LDA-Messvolumina relativ zur Körperoberfläche und zum Heißfilm-Array



Abb. 4: mLDA, Version 2

Das mLDA-Modul arbeitet mit einem externen HeNe-Laser mit einer Leistung von 35 mW, weitere Daten sind Tabelle 1, rechte Spalte, zu entnehmen. Als Detektor wird eine Avalanche-Fotodiode eingesetzt, die Signalverarbeitung erfolgt mittels LabView.

	Dantec 55X	Dantec Flowlite	Astro/BTU Version 1	Astro/BTU Version 2
Focal length f [mm]	600	160	60	34,5
Wave length λ [nm]	488	488	635	632,8
Beam separation 2d [mm]	43	43	34	25
Half angle ϕ [°]	2,052	7,653	15,9	19,2
Number fringes N	40	40	33	26
Fringe distance Δx [μm]	6,8	1,8	1,2	0,9
Meas. volume x,y,z [mm,mm,mm]	0,276 0,276 7,171	0,074 0,074 0,553	0,037 0,039 0,137	0,022 0,024 0,065
	parallel	parallel	perpendic.	perpendic.

Tabelle 1: Vergleich der Größe der Messvolumina verschiedener LDA-Konfigurationen.

Ergebnisse

Es wurden eine Reihe von Messungen an der ebenen Platte im Windkanal bei verschiedenen Druckgradienten durchgeführt, um die Leistungsfähigkeit der einzelnen Messmethoden zu vergleichen. Abbildung 5 zeigt die Einstellung eines negativen Druckgradienten $\Delta p < 0$, Abb. 6 mit dem LDA gemessene laminare Geschwindigkeitsprofile bei wachsenden Reynolds-Zahlen bis in äußerste Wandnähe im Vergleich mit der exakten Lösung nach Blasius für $\Delta p = 0$. Deutlich zu erkennen ist die Beschleunigung der Strömung am Grenzschichttrand.

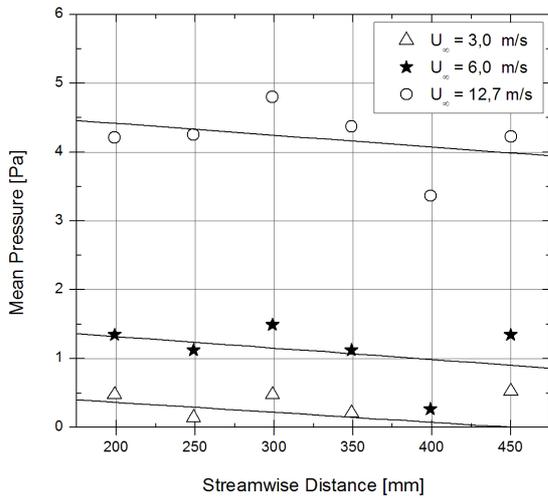


Abb. 5: Einstellung von negativen Druckgradienten entlang der ebenen Platte

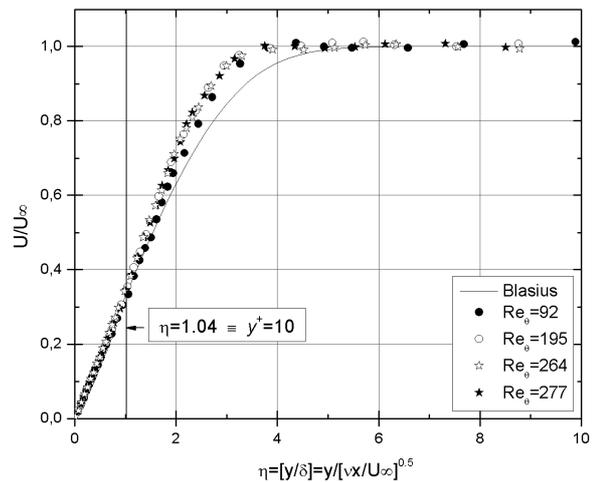


Abb. 6: Laminare Profile bei negativem Δp

Die für exakte Ergebnisse benötigte Auflösung in Wandnähe für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten ist in Abb. 7 und 8 dargestellt. Erforderlich sind Messungen im Bereich der viskosen Unterschicht, was einem Abstand von weniger als 25...500 μm von der Plattenoberfläche entspricht, je nach Größe der Anströmgeschwindigkeit. Für turbulente Grenzschichten verringern sich diese y -Werte weiter. Das mLDA in seiner aktuellen Version 2 erreicht diese benötigten Auflösungen derzeit noch nicht.

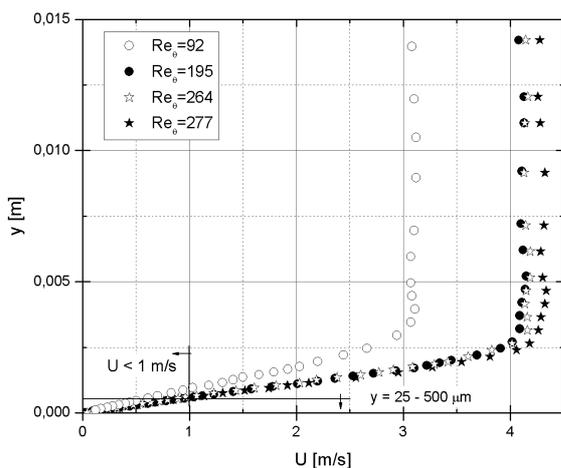


Abb. 7: Demonstration der notwendigen Auflösung

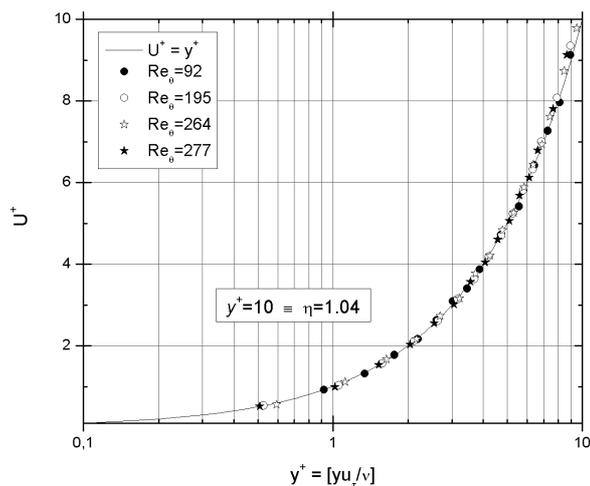


Abb. 8: Messungen im Bereich $y^+ \leq 10$

.In den Abb. 6 und 8 ist zu erkennen, dass bei laminaren Strömungen der lineare Bereich des Geschwindigkeitsprofils bis $\eta = 1,04$ reicht. Das entspricht dem Vorliegen einer viskosen

Unterschicht, ausgedrückt in Grenzschichtkoordinaten, bis ca. $y^+ = 10$. Mit steigender Reynolds-Zahl wird sich dieser Bereich bis ca. $y^+ = 5$ verkleinern.

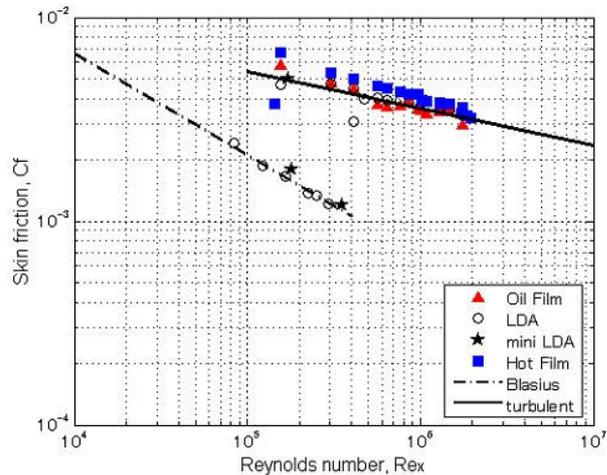


Abb. 9: Messung des Reibungskoeffizienten c_f mit Ölfilm-Interferometrie, LDA, mLDA und Heißfilm

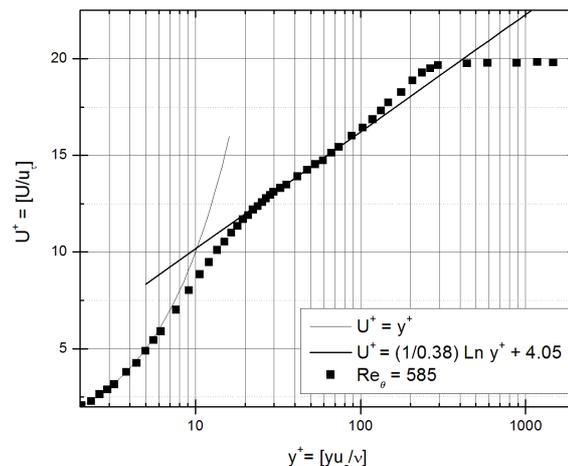


Abb. 10: Logarithmisches Profil mit LDA gemessen

Abschließend sollen einige Ergebnisse für turbulente Grenzschichten dargestellt werden. Abb. 9 zeigt einen Vergleich der Messung des Wandreibungskoeffizienten c_f nach (2), gewonnen mit 3 optischen Messverfahren und mit Oberflächen-Heißfilmsonden. Die Übereinstimmung ist akzeptabel. Wegen der Wärmeverluste in die Wand liegen die Messwerte der Heißfilme erwartungsgemäß höher als die der optischen Methoden. Die Auflösung in der viskosen Unterschicht (siehe Abb. 10) ist ausreichend zur Bestimmung der Wandkoordinaten, das logarithmische Verhalten ist gut ausgeprägt.

Dankesworte

Die Autoren danken dem Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie sowie dem DLR-Projektträger für die Förderung eines Teils der vorgestellten Thematik im Rahmen des Luftfahrt-Forschungsprogramms LuFo3 (FKZ 20 F 0301). Weiterer Dank gilt der Technischen Fachhochschule Wildau, Bereich Physikalische Technik für die Unterstützung bei der Entwicklung der Heißfilm-Sensoren.

Literatur

Jehring, L., Zanoun, E.-S., Egbers, C., Kito, M., Wiener, M., Schultz, C., Suchland, D., 2007: „NEAR-WALL FLOW MEASUREMENTS BY MEANS OF MINIATURIZED LDV FLOW SENSOR COMBINED WITH HOT-FILM ANEMOMETRY“, Proc. XIII Int. Conf. on Methods of Aerophys. Research (ICMAR 2007), 5-10th February, 2007, Novosibirsk, Russia, Vol. I

Kornilov, V.I., Litvinenko, Yu.A., Pavlov, A.A. 2002: “Skin-friction measurements in an incompressible pressure-gradient turbulent boundary layer. Review of techniques and results“, Proc. XI Int. Conf. on Methods of Aerophys. Research (ICMAR 2002), 3-7th July, 2002, Novosibirsk, Russia, Vol. I

Tanner, L.H. Blows, L.G., 1976: “A study of the motion of oil films on a surface in air flow with the application to the measurements of skin friction“, J. Phys. E2, 3, pp.194-202

Wei, T., Schmidt, R., McMurtry, P., 2005: “Comment on the Clauser chart method for determining the friction velocity“, Exp. In Fluids, 38, pp. 695-699