

D. Althaus und M. Strunz, Stuttgart

DK 532.526.3

Eine Methode zur Bestimmung der Lage des Grenzschichtumschlags^{*)}

Übersicht: Die Messung des Grenzschichtumschlags an Flugzeugbauteilen erlaubt Aussagen über die Größe des Reibungswiderstands, den Einfluß der Konturungenauigkeiten, Oberflächenwelligkeit und anderer Störungen an der Oberfläche oder in der Anströmung. Die bekannten Methoden zur Messung des Grenzschichtumschlags werden aufgeführt und ihre Nachteile beschrieben. Zur einwandfreien Unterscheidung des laminaren oder turbulenten Grenzschichtzustands wird die Verwendung käuflicher Heißleitersonden vorgeschlagen. Die Anzeige von Heißleitersonden wird in Windkanalversuchen mit der von Hitzdrahtsonden verglichen. Der Aufbau einer einfachen Meßeinrichtung für Heißleitersonden, die besonders auch für Flugmessungen geeignet ist, wird angegeben. Als Anwendungsbeispiel werden Flugmessungen an einem Segelflugzeug beschrieben.

Summary: Measurements of the boundary layer transition over aircraft components allow conclusions to be drawn regarding the amount of the frictional drag, the influence of inaccuracy of contours, surface waviness and other disturbances on the surface or in the flow. The well-known methods of measuring boundary layer transition are quoted and their drawbacks described. For perfect discrimination of the laminar or the turbulent state of the boundary layer, the use of negative temperature coefficient resistors is suggested. The response of negative temperature coefficient resistors is compared with that of hot-wire probes. The construction of a simple testing facility using negative temperature coefficient resistors is given. Measurements taken in flight on a glider are described as an example of application.

Résumé: La mesure de la transition de la couche limite sur des éléments d'avion permet de faire des conclusions de la grandeur de la traînée de frottement, de l'influence de l'état des surfaces (leur forme onduleuse) et de la présence d'autres perturbations. On fait passer en revue les méthodes classiques de mesure de la transition en relevant leurs désavantages. Les auteurs proposent comme moyen d'investigation de l'état de la couche limite l'application des sondes à thermistor. Des mesures en soufflerie à l'aide de telles sondes fabriquées en série sont confrontées avec des résultats obtenus par des sondes à fil chaud. Un dispositif capable d'être employé pour des mesures en vol d'avion est décrit, les résultats de son application dans un avion-planeur sont indiqués.

1. Einführung

Bei der Entwicklung von Flugzeugen wird versucht, auf jede erdenkliche Weise Widerstand zu sparen und dadurch die Flugleistungen zu steigern. Da der Profilwiderstand des Tragflügels z. B. im Schnellflugbereich 20 bis 25 % des Gesamtwiderstands ausmacht, ist die Verwendung von widerstandsrarmen Laminarprofilen eine der nächstliegenden Möglichkeiten zur Leistungssteigerung; Laminarprofile werden daher nicht nur an Segelflugzeugen, sondern in steigendem Maße auch an Motorflugzeugen verwendet. In den letzten Jahren wurde eine ganze Reihe von Laminarprofilen entworfen und im Windkanal vermessen [1].

Alle Profile und besonders die Laminarprofile erreichen jedoch die im Windkanal gemessenen Leistungen nur, wenn auch am Flugzeug dieselben laminaren Laufstrecken wie im Windkanal erreicht werden, d. h. wenn die Lage des Grenzschichtumschlags unter Berücksichtigung der Reynoldszahl und der Flugzustände gleich ist. Die aerodynamische Güte eines Tragflügels (oder eines anderen Flugzeugbauteils) kann durch Kontrolle der Profiltreue und der Oberflächenwelligkeit nur näherungsweise be-

urteilt werden. Ein endgültiges Urteil ist nur durch Flugmessungen zu gewinnen.

Flugleistungsmessungen zur Ermittlung der Geschwindigkeitspolaren verlangen eine ziemlich aufwendige Meßeinrichtung und besondere meteorologische Bedingungen. Diese Messungen liefern zudem nur den Gesamtwiderstand des Flugzeugs. Auch die Bestimmung des Widerstands aus dem Impulsverlust der Strömung im Nachlauf ist wegen der geringen Meßdrücke nicht einfach durchzuführen. Die Kenntnis der Lage des Grenzschichtumschlags an den einzelnen Bauteilen eines Flugzeugs gibt dagegen einen detaillierten Einblick in die Zusammensetzung des Gesamtwiderstands. Auch der Einfluß von Störungen in der Oberfläche z. B. durch den Einbau von Landeklappen oder den Einfluß des Propellerstrahls auf die Strömung am Tragflügel kann durch die Messung des Grenzschichtumschlags erfaßt werden. – Um eine Abschätzung für die mit dem Vorwandern des Grenzschichtumschlags verbundene Widerstandserhöhung zu geben, sei vermerkt, daß an einem Laminarprofil ein Vorwandern des Umschlags auf der Flügelober- und -unterseite um 10 % der Profiltiefe den Reibungswiderstand des Profils um etwa 15 % erhöht.

^{*)} Aus dem Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der TH Stuttgart.

In der vorliegenden Arbeit wird eine Methode beschrieben, mit welcher die Lage des Grenzschichtumschlags bei Windkanaluntersuchungen und bei Flugmessungen auf einfache Weise bestimmt werden kann.

2. Bekannte Methoden zur Messung des Grenzschichtumschlags

2.1. Sichtbarmachung der Grenzschichtumschlagslinie

Die bekanntesten Verfahren zur Sichtbarmachung der Grenzschichtumschlagslinie sind der sogenannte „Petroleum-Rußanstrich“ und die „China-Clay-Methode“. Diese Methoden lassen den Verlauf der ganzen Umschlagsfront erkennen. Der „Petroleum-Rußanstrich“ ist sehr einfach durchzuführen und wird im Laminarwindkanal des Instituts für Aerodynamik und Gasdynamik der TH Stuttgart mit Erfolg angewendet. Die „China-Clay-Methode“ macht einen Grundanstrich der Oberfläche erforderlich, der wesentlich rauher ist als eine normale Lackierung und dadurch seinerseits wieder einen früheren Grenzschichtumschlag erzeugen kann. Zur Anwendung bei Flugmessungen kommen beide Methoden kaum in Frage, da die vorbehandelten Flugzeugteile während des Startvorgangs abgedeckt werden müssen, um eine frühzeitige Trocknung und eine Verfälschung der Anzeige zu vermeiden.

2.2. Sonden zur Feststellung des Grenzschichtumschlags

Die einfachste und schärfste Methode ist die akustische Feststellung des Grenzschichtzustands. Ein kleines, an einem Stiel befestigtes Pitotröhrchen wird auf die Oberfläche aufgelegt und an ein Stethoskop angeschlossen. Im Bereich der laminaren Grenzschicht ist nur ein leichtes Summen zu hören, während eine turbulente Grenzschicht ein lautes, trommelndes Geräusch erzeugt. Durch Hin- und Herbewegen der Sonde vom laminaren zum turbulenten Teil der Grenzschicht läßt sich die Umschlagslage gut bestimmen.

Zur Bestimmung des Umschlags an Stellen, die für diese Sonde nicht mehr zugänglich sind, werden vielfach an Stelle des Stethoskops kleine Mikrofone zur elektrischen Fernübertragung des akustischen Signals verwendet. Die Mikrofone sind dabei unmittelbar an die Pitotsonde angeschlossen und werden in Tiefen- und Spannweitenrichtung gestaffelt auf der Oberfläche befestigt. Die Signale der einzelnen Mikrofone werden über einen elektrischen Umschalter nacheinander abgehört und damit der Grenzschichtzustand an den einzelnen Meßpunkten bestimmt. Auf diese Weise läßt sich bei zweckmäßig gewählter Staffelung der Meßstellen im Prinzip die Umschlagslage gut eingrenzen. Die Methode, den Grenzschichtzustand durch gestaffelte Sonden an einzelnen Punkten abzufragen, ist auch für Flugmessungen gut geeignet. Jedoch hat die Fernübertragung des akustischen Grenzsignals durch Mikrofone folgende schwerwiegende Nachteile:

a) Das Mikrofon nimmt neben dem eigentlichen Grenzschichtsignal auch noch Körperschall auf. Es ist also immer ein vom Ort des Mikrofons abhängiges Grundgeräusch vorhanden. Im Gegensatz zum Hörrohr, das von Hand hin- und herbewegt werden kann, wodurch die Unterscheidung von laminarem und turbulentem Signal wesentlich erleichtert wird, ist bei den fest montierten Mikrofonen die Unterscheidung zwischen Grundgeräusch

und dem von der Grenzschicht herrührenden Geräusch in vielen Fällen gänzlich unmöglich.

b) Selbst die kleinsten Mikrofone bewirken durch ihren Aufstau eine unzulässige Veränderung der Druckverteilung, wodurch der Verlauf der Umschlagslinie vor dem Mikrofon verändert wird. Um diese Störung klein zu halten, müssen die Mikrofone über ein relativ langes Röhrchen mit der Meßbohrung verbunden werden, welches wiederum einen Empfänger für den Körperschall darstellt und außerdem die Grenzschichtgeräusche noch merklich dämpft.

3. Verbesserte Methode zur Messung des Grenzschichtumschlags

Um die oben beschriebenen Nachteile der akustisch-elektrischen Meßmethode zu vermeiden, muß ein Geber verwendet werden, dessen Signal durch störende Nebeneffekte (Körperschall usw.) möglichst nicht verfälscht wird. Außerdem soll er möglichst kleine Abmessungen und geringe Anzeigetragheit haben. Hier bieten sich zunächst die in der Grenzschichtforschung häufig verwendeten Hitzdrähte an. Diese Hitzdrähte sind dünne metallische Drähtchen, die elektrisch auf eine gegenüber der Umgebungstemperatur relativ hohe Temperatur aufgeheizt werden. Die Temperatur und damit der elektrische Widerstand der Drähtchen ändert sich, wenn sie angeblasen und somit abgekühlt werden. Zur Feststellung des Grenzschichtzustands (laminar oder turbulent) braucht nur der zeitliche Verlauf der Anblasgeschwindigkeit und damit des elektrischen Widerstands festgestellt zu werden, da in der laminaren Grenzschicht die Geschwindigkeit am Ort der Sonde zeitlich konstant ist, während in der turbulenten Grenzschicht hochfrequente Mischungsbewegungen der Grundgeschwindigkeit überlagert sind, die ein eindeutiges Signal liefern.

Diese Hitzdrahtsonden haben aber den großen Nachteil, daß ihre Herstellung besondere Einrichtungen und Erfahrungen erfordert. Außerdem müssen die dünnen Drähtchen sehr vorsichtig gehandhabt werden. Im vorliegenden Bericht wird daher die Verwendung von käuflichen Heißleitern vorgeschlagen. Die Heißleiter (Thermistoren, Thernewide, NTC-Widerstände) besitzen einen negativen Widerstandskoeffizienten, der bei kleinerer Stromaufnahme ungefähr fünfmal so groß ist wie bei metallischen Hitzdrähten. Außerdem sind Heißleiter mechanisch widerstandsfähiger als Hitzdrähte. Voraussetzung für die Verwendbarkeit der Heißleiter ist eine genügend kleine Zeitkonstante, damit die turbulenten Geschwindigkeitsschwankungen überhaupt noch erfaßt werden können.

Die Brauchbarkeit von Hitzdraht- und Heißleitersonden wurde bei Windkanalmessungen im Laminarwindkanal des Instituts für Aero- und Gasdynamik der TH Stuttgart und bei Flugmessungen untersucht. Da im allgemeinen wohl nur die Verwendung von Heißleitersonden in Frage kommt, wird eine einfache Einrichtung zur Feststellung des Grenzschichtumschlags mit diesen Sonden beschrieben, die man ohne Schwierigkeiten selbst herstellen kann. Mit geringfügigen Abänderungen kann dieselbe Meßeinrichtung auch für Hitzdrahtsonden verwendet werden.

4. Kennlinien der Heißleiter

Zur Herstellung der Sonden werden Meßheißleiter vom Typ K 19 der Firma Siemens & Halske verwendet. Diese

Heißleiter haben einen Durchmesser von etwa 0,4 mm und damit auch eine kleine Zeitkonstante.

Die technischen Daten des Heißleiters K 19 sind:

Kaltwiderstand	$R_{20} = 12 \text{ k}\Omega \pm 20 \text{ } \%$
Ableitungskonstante	$A = 140 \text{ } \mu\text{W}/^\circ\text{C}$
Temperatur-Koeffizient	$TK = -4,0 \text{ } \%/^\circ\text{C} \pm 5 \text{ } \%$
thermische Abkühlzeitkonstante	$\tau = 0,4 \text{ sec}$
Maximale Betriebstemperatur	$T_{\text{max}} = 200 \text{ } ^\circ\text{C}$

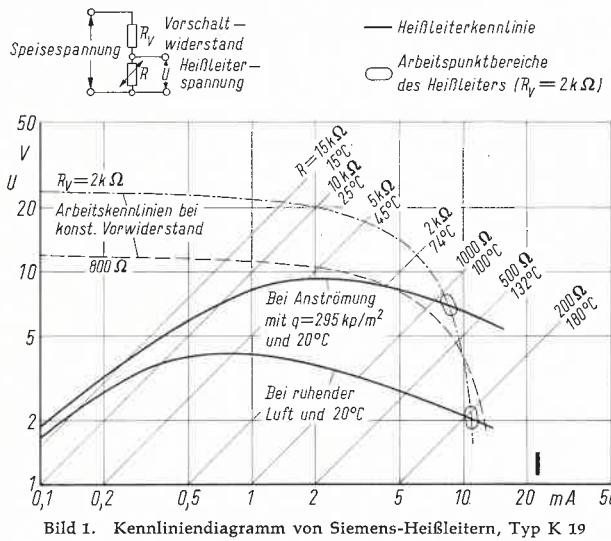


Bild 1. Kennliniendiagramm von Siemens-Heißleitern, Typ K 19

In Bild 1 sind verschiedene Kennlinien dieser Heißleiter eingezeichnet. Die unterste Kurve stellt die Kennlinie eines Heißleiters bei ruhender Luft dar. Entsprechend dem im Kennliniendiagramm eingezeichneten Schaltbild wird der Heißleiter bei konstanter Speisespannung durch Änderung des Vorwiderstands R_v verschieden stark aufgeheizt. Der Spannungsabfall U am Heißleiter sowie der Heizstrom I werden gemessen. Die Spannung U am Heißleiter steigt mit wachsendem Strom zunächst an, erreicht ein Maximum und fällt dann wieder ab. Der Widerstand R nimmt dabei von etwa 12 k Ω bis auf 200 Ω ab. Bei diesem Widerstand beträgt die Temperatur des Heißleiters etwa 180 $^\circ\text{C}$. Um Einflüsse der Umgebungstemperatur weitgehend auszuschalten, wird dieser Punkt bei ruhender Luft als Arbeitspunkt für den Heißleiter festgelegt.

peratur weitgehend auszuschalten, wird dieser Punkt bei ruhender Luft als Arbeitspunkt für den Heißleiter festgelegt.

Im Kennliniendiagramm (Bild 1) ist außerdem noch eine Kennlinie für einen Heißleiter eingezeichnet, der mit einer konstanten Strömungsgeschwindigkeit von etwa 69 m/sec (Staudruck $q = 295 \text{ kp/m}^2$) angeblasen wird. Diese Kennlinie liegt höher als die bei ruhender Luft gemessene, d. h., bei gleicher Stromaufnahme I ist die Heißleitertemperatur infolge der Abkühlung geringer, der Widerstand größer geworden.

Wenn Heißleiter als Sonden für Strömungsmessungen verwendet werden, ist es sinnvoller, mit einem konstanten Vorwiderstand R_v zu arbeiten. Bei einer Speisespannung von 12 V und einem Vorwiderstand $R_v = 800 \Omega$ bewegen sich die Arbeitspunkte der Heißleiter mit wachsender Anblasgeschwindigkeit auf der in Bild 1 gestrichelt eingezeichneten Arbeitskennlinie. Bei einer Anblasgeschwindigkeit von 69 m/sec ist der Gradient dieser Arbeitskennlinie schon recht flach, d. h., einer Änderung der Anblasgeschwindigkeit entspricht nur noch eine geringe Änderung der Spannung U am Heißleiter.

Die in Bild 1 strichpunktiert gezeichnete Arbeitskennlinie für eine Speisespannung von 24 V und einen konstanten Vorwiderstand $R_v = 2 \text{ k}\Omega$ weist bis zu hohen Anblasgeschwindigkeiten einen steilen Gradienten auf. Durch den hohen Vorwiderstand wird dem Heißleiter ein annähernd konstanter Heizstrom I aufgeprägt. Für die im folgenden beschriebene Meßanordnung wurde daher die Speisespannung auf 24 V festgelegt. Der Vorsichtwiderstand $R_v = 2 \text{ k}\Omega$ beschränkt die Temperatur des Heißleiters in ruhender Luft auf eine maximale Betriebstemperatur von 180 $^\circ\text{C}$.

Die Heißleitersonden sind damit unter Berücksichtigung der Übergeschwindigkeiten bei der Tragflügelumströmung bis zu etwa 160 km/h Fluggeschwindigkeit verwendbar. Bei höheren Fluggeschwindigkeiten muß entweder die Speisespannung erhöht oder zweckmäßiger ein kleinerer Vorsichtwiderstand eingeschaltet werden. Dieser darf aber erst eingeschaltet werden, wenn die Sonden bereits angeblasen sind, da die Heißleiter bei ruhender Luft überheizt würden.

5. Der Verstärker

Wie bereits ausgeführt wurde, müssen zur Beurteilung des Grenzschichtzustands (laminar oder turbulent) die

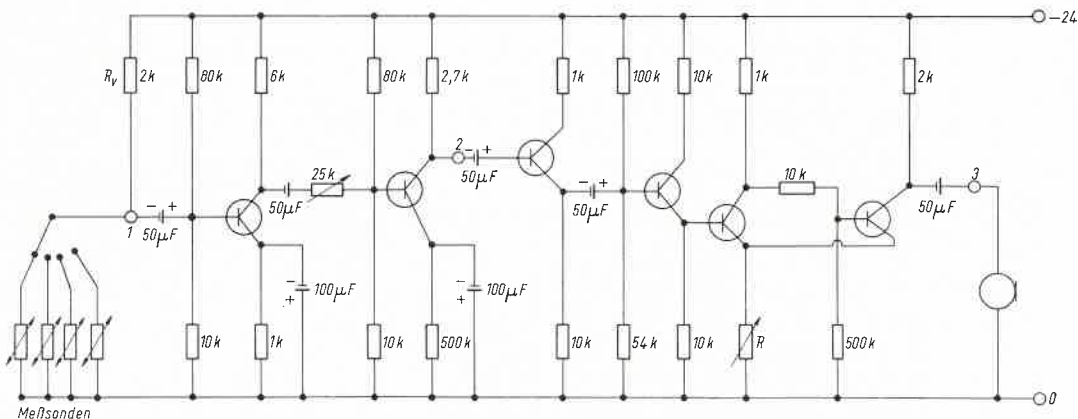


Bild 2. Transistorverstärker mit Schmitt-Trigger (Transistor: OC 304/2)
Anschlüsse: 1 = Eingang Verstärker, 2 = Ausgang Verstärker, 3 = Ausgang Schmitt-Trigger

Geschwindigkeitsschwankungen in der Grenzschicht gemessen werden. Diese Geschwindigkeitsschwankungen erzeugen am Heißleiter proportionale Spannungsschwankungen, die über einen Wechselspannungsverstärker verstärkt werden. Das Schaltbild des hierfür gebauten Verstärkers ist aus Bild 2 ersichtlich. Die einzelnen Heißleitersonden werden über einen Umschalter einzeln nacheinander mit dem Vorschaltwiderstand von $2\text{ k}\Omega$ verbunden und aufgeheizt (Punkt 1). Über einen Kondensator werden die Spannungsschwankungen am Heißleiter abgegriffen. Der Verstärker ist ein zweistufiger Transistorverstärker (Verstärkerausgang am Punkt 2 des Schaltbildes). Die weiter im Schaltbild enthaltenen Baugruppen werden unten erläutert.

6. Aufbau der Sonden

Für die zum Vergleich verwendeten Hitzdrahtsonden werden Hitzdrähte aus Wolfram von etwa 1 mm Länge und $5\ \mu$ Durchmesser verwendet. Zur Halterung der Hitzdrähte werden zwei Nadeln so miteinander verklebt, daß ihre Spitzen einen Abstand von etwa 1 mm haben. Die Hitzdrähte werden zwischen den Nadelspitzen aufgespannt. Diese Nadelhalterung kann mittels einer Steckverbindung mit dem Anschlußkabel verbunden werden (Bild 3).

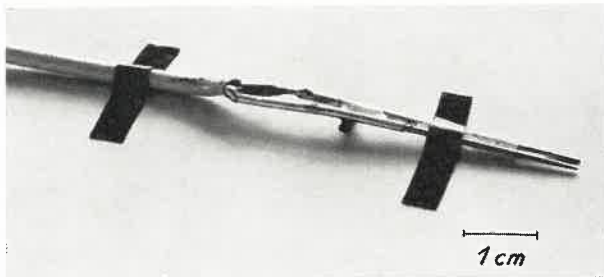


Bild 3. Hitzdrahtsonde mit Steckverbindung und Anschlußkabel, mit Klebeband auf dem Tragflügel befestigt

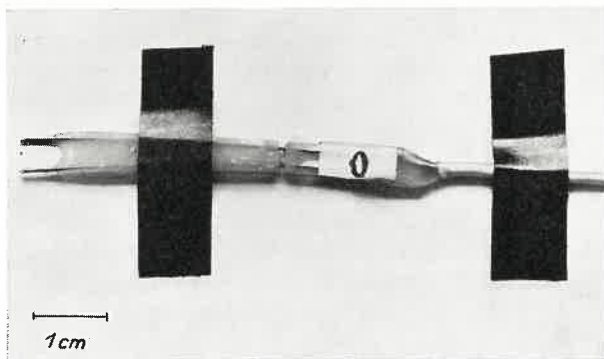


Bild 4. Heißleitersonde mit Steckverbindung und Anschlußkabel, mit Klebeband auf dem Tragflügel befestigt

Als Halterung für die Heißleiter werden zwei Neusilber-röhrchen mit etwa $0,3\text{ mm}$ Durchmesser in einem Abstand von $3,5\text{ mm}$ zusammengeklebt (Bild 4). Die Anschlußdrähte des Heißleiters werden mit einer Pinzette in die Röhrchen gesteckt und verlötet. Die Sonden werden so an der Oberfläche befestigt, daß die Nadel- bzw. Röhrchenspitzen die Oberfläche berühren (vgl. Bild 3 und 4).

Wie Vorversuche im Windkanal zeigten, haben diese Sondenhalterungen keinen Einfluß auf die Lage des Umschlagpunkts.

7. Windkanalversuche mit Hitzdraht- und Heißleitersonden

Um einen Vergleich der Signale von Hitzdraht- und Heißleitersonden zu erhalten, wurden im Windkanal an einem Tragflügelmodell mit 18% dickem Laminarprofil verschiedene Heißleiter- und Hitzdrahtsonden nebeneinander in gleichem Abstand von der Flügelnase angebracht. Bei den Versuchen wurde die Lage des Grenzschichtumschlags entweder durch Änderung des Anstellwinkels am Tragflügelmodell oder durch Änderung der *Reynoldszahl* verändert. Die Signale der Sonden wurden an einem Oszillographen beobachtet, der am Punkt 2 des Verstärkers angeschlossen war. Die Bilder 5 und 6 zeigen Oszillogramme einer Hitzdrahtsonde in der instabilen laminaren Grenzschicht bzw. in der turbulenten Grenzschicht unmittelbar hinter dem Umschlag. Die Bilder 7 und 8 enthalten Oszillogramme einer Heißleitersonde bei denselben Versuchsbedingungen. Alle Oszillogramme sind bei der gleichen Oszillographeneinstellung aufgenommen. Die Signale beider Sonden zeigen in der turbulenten Grenzschicht wesentlich höhere Amplituden und Frequenzen als in der instabilen laminaren Grenzschicht. Die Heißleitersonde kann wegen ihrer größeren Zeitkon-

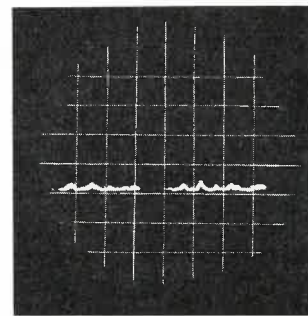


Bild 5. Oszillogramm einer Hitzdrahtsonde in instabiler, laminarer Grenzschicht kurz vor dem Umschlag ($20\text{ msec/cm} - 2\text{ Volt/cm}$)

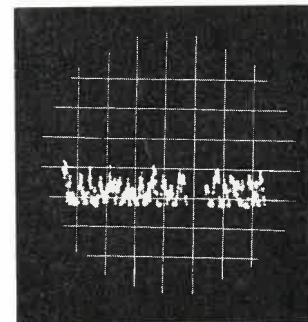


Bild 6. Oszillogramm einer Hitzdrahtsonde in turbulenter Grenzschicht kurz hinter dem Umschlag ($20\text{ msec/cm} - 2\text{ Volt/cm}$)

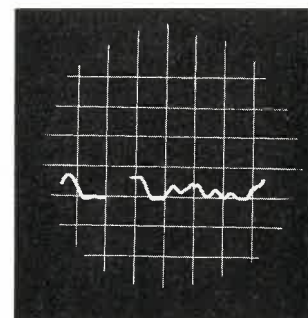


Bild 7. Oszillogramm einer Heißleitersonde in instabiler, laminarer Grenzschicht kurz vor dem Umschlag ($20\text{ msec/cm} - 2\text{ Volt/cm}$)

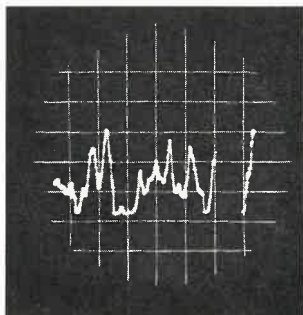


Bild 8. Oszillogramm einer Heißleitersonde in turbulenter Grenzschicht kurz hinter dem Umschlag (20 msec/cm – 2 Volt/cm)

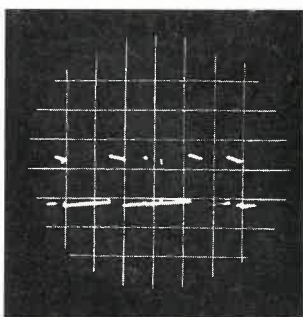


Bild 9. Oszillogramm der Ausgangsspannung am Schmitt-Trigger mit einer Heißleitersonde in turbulenter Grenzschicht (20 msec/cm – 2 Volt/cm)

stante die hochfrequenten turbulenten Schwankungsgeschwindigkeiten nur bis zu einem gewissen Grad wiedergeben. Das Signal erlaubt aber eine einwandfreie Unterscheidung des Grenzschichtzustands. Die Lage des Grenzschichtumschlags wurde von allen Sonden an der gleichen Stelle angegeben, während Messungen mit der Stethoskopsonde den Umschlag erst 2 % der Flügeltiefe weiter stromab ergaben. Dies mag darauf zurückzuführen sein, daß die direkt im Umschlagsgebiet noch relativ kleinen Schwankungsamplituden durch die Dämpfung im Hörrohr unterdrückt werden.

8. Erweiterte Meßeinrichtung (für Flugversuche)

Bei Windkanalversuchen kann das Sondensignal am Oszillographen beobachtet werden, während bei Flugversuchen eine akustische Anzeige besser geeignet erscheint. Wie aus Bild 5 und 7 entnommen werden kann, treten bereits in der instabilen laminaren Grenzschicht Schwingungen auf, die bei akustischer Registrierung vielleicht zu Fehldeutungen führen könnten.

Um jedoch unter allen Umständen eine leichte und absolut sichere Unterscheidung zwischen linearem und turbulentem Grenzschichtzustand zu ermöglichen, ist am Verstärkerausgang (Bild 2, Punkt 2) über Anpaßverstärker (Emitterfolger) ein Schmitt-Trigger nachgeschaltet. Wenn die Amplitude des Verstärkersignals ein im Schmitt-Trigger fest eingestelltes Spannungsniveau über- bzw. unterschreitet, erzeugt der Schmitt-Trigger am Ausgang eine rechteckförmige Spannung; dies ist in einem Kopfhörer als lautes, knackendes Geräusch wahrnehmbar. Bild 9 zeigt ein Diagramm dieses Ausgangssignals. Im Kopfhörer ist also nur bei turbulenter Grenzschicht ein Signal zu hören, während bei laminarer Grenzschicht vollkommene Stille herrscht. Diese Hilfseinrichtung ist vor allem bei Flugmessungen von großem Wert. Das Einsatzniveau des Schmitt-Triggers wurde durch

Versuche so eingestellt, daß er bis zu Fluggeschwindigkeiten von etwa 160 km/h einwandfrei, d. h. nur bei turbulenter Grenzschicht, arbeitet.

Der Aufbau der elektronischen Meßeinrichtung kann aus dem Schaltbild (Bild 2) entnommen werden ¹⁾.

Zur richtigen Einstellung des Verstärkers und des Schmitt-Triggers wird am besten ein Sinusgenerator verwendet; die Einstelldaten sind:

Eingangsspannung (Punkt 1)	4 mV,
Ausgangsspannung des Verstärkers (Punkt 2)	6,2 V,
Verstärkungsgrad	$6200/4 = 1550$.

Durch Variation des Widerstands R ($R = 150 \Omega$) wird der Einsatzpunkt des Schmitt-Triggers so eingestellt, daß er bei einer Ausgangsspannung am Verstärker (Punkt 2) von 3,4 V einsetzt.

Auf Bild 10 ist die komplette Meßeinrichtung dargestellt.

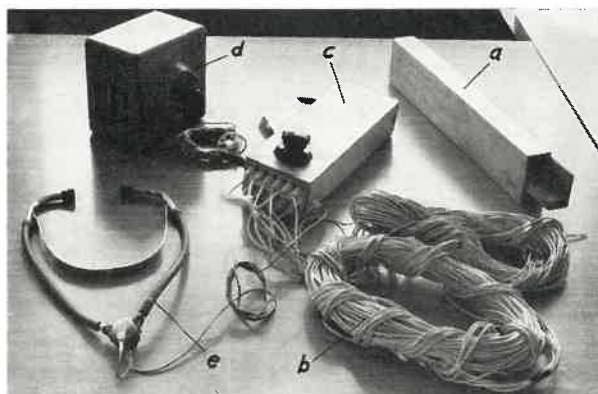


Bild 10. Meßeinrichtung zur Bestimmung des Grenzschichtumschlags
 a = Behälter mit Heißleitersonden,
 b = Zuleitungskabel mit Steckverbindung für Heißleitersonden,
 c = Verstärker mit Meßsondenumschalter,
 d = Batterie,
 e = Kopfhörer

9. Flugmessungen

Mit der beschriebenen Meßeinrichtung wurden Messungen des Grenzschichtumschlags an einem Segelflugzeug ausgeführt, die hier als Beispiel erwähnt werden sollen.

Die Meßflüge wurden als Höhenstaffelflüge durchgeführt, wobei das Segelflugzeug auf etwa 1000 m Höhe geschleppt wurde. Um mit möglichst wenig Meßflügen auskommen zu können, wurden die vorhandenen elf Sonden nach einem vorher festgelegten Sondenplan am Tragflügel angebracht (Bild 11). Die elektrischen Kabel wurden entlang der Flügelhinterkante befestigt. Der Flugzeugführer hörte bei jeweils konstanter Fluggeschwindigkeit durch Betätigung des Meßstellenumschalters die einzelnen Sonden ab. Da das Segelflugzeug keine Funksprechanlage besaß, wurden die Ergebnisse auf ein Kleintonbandgerät gesprochen. Das ganze Flugprogramm konnte bequem mit vier Meßflügen abgewickelt werden.

Bild 12 zeigt den Einbau des Verstärkers mit Meßstellenumschalter im Führersitz des Segelflugzeugs.

Die bei den Flugmessungen beobachteten Umschlagslagen (in % der Flügeltiefe) sind in Bild 13 für verschiedene Fluggeschwindigkeiten bzw. Auftriebsbeiwerte eingezeichnet. Die Auftriebsbeiwerte für die einzelnen

¹⁾ Die Schaltung wurde am Institut von Dipl.-Ing. B. Giesl entworfen.

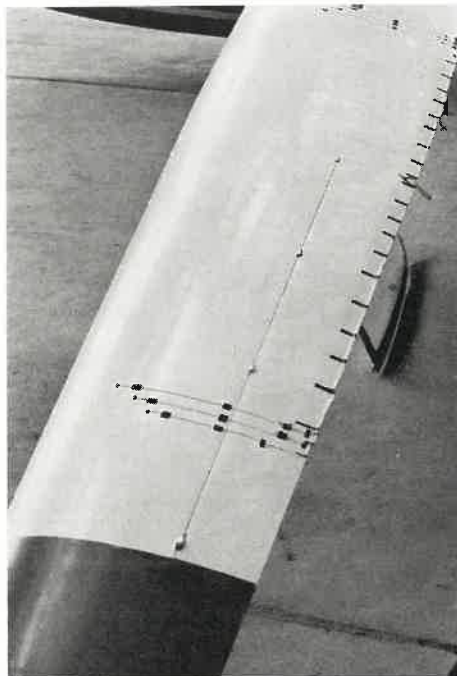


Bild 11. Befestigung der Sonden und Zuleitungskabel am Tragflügel

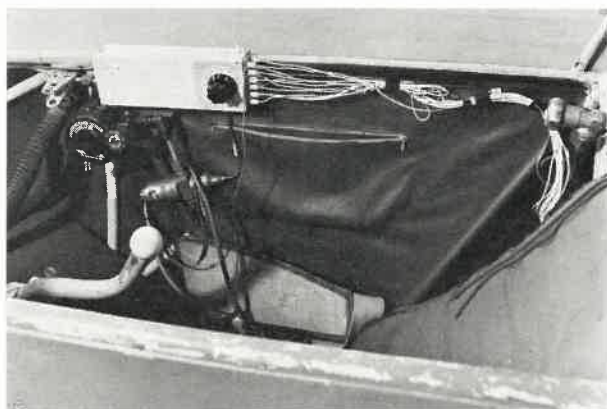


Bild 12. Einbau des Verstärkers mit Meßsondenumschalter im Führersitz eines Segelflugezeugs

Flügelprofile wurden mit dem erweiterten Traglinienverfahren nach J. Weissinger berechnet. Bild 13 enthält gleichzeitig die an demselben Profil im Windkanal gemessenen Umschlagslagen. Am Flugzeug wird die Grenzschicht wesentlich früher turbulent. So liegt z. B. bei einer Fluggeschwindigkeit von 120 km/h der Umschlag auf der Profiloberseite am Flugzeug 7 % vor der nach den Windkanalmessungen zu erwartenden Stelle, d. h., der Profilwiderstand wird ebenfalls größer sein. Als Ursache für den zu frühen Grenzschichtumschlag konnten Abweichungen der Flügelkontur von der Sollkontur ermittelt werden.

Die hier beschriebene Meßeinrichtung bietet damit eine einfache Möglichkeit zur Kontrolle der aerodynamischen

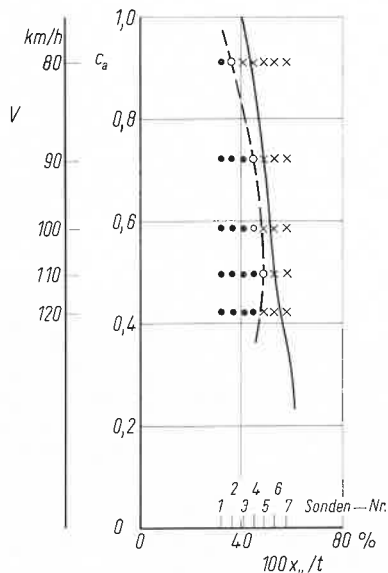


Bild 13. Lage des Grenzschichtumschlags an der Profiloberseite

Grenzschichtzustand:

- laminar,
- intermittente Turbulenz,
- × turbulent,
- Windkanalmessung am Modellflügel,
- - - Flugmessung

Güte von Flugzeugteilen im Windkanal oder bei Flugmessungen.

10. Zusammenfassung

Die Messung des Grenzschichtumschlags an Flugzeugbauteilen erlaubt Aussagen über die Größe des Reibungswiderstands, den Einfluß von Konturungenauigkeiten, Oberflächenwelligkeit und andere Störungen in der Oberfläche oder der Anströmung. Mit den bekannten Methoden zur Messung des Grenzschichtumschlags sind einwandfreie Messungen nur sehr schwierig durchzuführen. Die Verwendung von Hitzdrahtsonden zur Feststellung des Grenzschichtumschlags ergibt einwandfreie Ergebnisse. Vergleichsmessungen im Windkanal zeigen, daß auch mit Heißeleitern dieselben Ergebnisse erzielt werden. Da Heißeleiter käuflich zu erwerben sind, ist die Herstellung von Heißeleitersonden besonders einfach. Der Aufbau einer Meßeinrichtung für Heißeleitersonden mit eingebauter selbsttätiger Signalunterscheidung wird beschrieben. Wegen des geringen Aufwands und der kleinen Baugröße ist die Meßeinrichtung besonders zur Durchführung von Flugmessungen geeignet. Flugmessungen an einem Segelflugezeug werden als Beispiel beschrieben.

11. Schrifttum

[1] F. X. Wortmann: Einige Laminarprofile für Segelflugezeuge. Schweizer Aero-Revue 38 (1963), S. 647-651.

(Eingegangen am 22. 8. 1966)