

F. X. Wortmann und D. Althaus, Stuttgart

Untersuchungen zur Laminarhaltung
der Grenzschicht
mit einer neuartigen porösen Oberfläche

Sonderdruck aus dem Jahrbuch 1964 der WGLR

UNTERSUCHUNGEN ZUR LAMINARHALTUNG DER GRENZSCHICHT MIT EINER NEUARTIGEN PORÖSEN OBERFLÄCHE

1. EINLEITUNG

Die Möglichkeit, den Reibungswiderstand durch Laminarhaltung ganz wesentlich zu reduzieren, ist seit langem bekannt, und in den letzten 15 Jahren hat man in den USA und in England ernsthafte Versuche unternommen, diese Möglichkeit auch technisch zu realisieren. Es existieren bereits eine ganze Anzahl erfolgreicher Untersuchungen über die mannigfaltigen Teilfragen des volllaminarisierten Flugzeugs; ein Bericht von R. E. Kosin [1] gibt einen Einblick in den letzten Stand der Entwicklung in den USA. Trotz dieser Erfolge bleiben noch beträchtliche Schwierigkeiten bestehen, und eines der Hauptprobleme bietet nach wie vor die Herstellung einer geeigneten porösen Oberfläche. Im folgenden soll deshalb über die Vorzüge und Nachteile bisheriger Lösungen und über die Entwicklung einer neuartigen porösen Fläche berichtet werden.

2. BISHERIGE LÖSUNGEN FÜR PORÖSE OBERFLÄCHEN

Eine zur Laminarhaltung der Grenzschicht geeignete Oberfläche muß eine Reihe schwieriger Forderungen erfüllen. In erster Linie muß sie die notwendige Verteilung der Absaugintensitäten sicherstellen und gleichzeitig möglichst wenig Störungen in die Grenzschicht hineinbringen. Das erstere, d. h. die Absaugverteilung oder der erwünschte Durchlaßwiderstand der Oberfläche, läßt sich auf verschiedene Weise erreichen. Am gebräuchlichsten ist es wohl, an die Außenhaut eine mehr oder weniger große Anzahl von Sammelkammern anzubringen und mit geeigneten Drossellöchern zu versehen. Ein derartiges System ist offensichtlich besser beherrschbar, als wenn man die Außenhaut selbst mit variablem Durchlaßwiderstand versieht, was man z. B. bei gesinterten porösen Flächen durch das Herstellungsverfahren erzielen könnte.

Die zweite Forderung nach einer Oberfläche, die möglichst kleine Störungen in die Grenzschicht hineinbringen soll, ist wesentlich schwerer zu erfüllen. Zunächst soll die Oberfläche geometrisch möglichst glatt und wellenfrei sein, vor allem aber soll die Absaugintensität einen möglichst kontinuierlichen Verlauf besitzen. Ideal wäre in dieser Hinsicht ein Material mit sehr vielen gleichmäßig verteilten Poren, deren Durchmesser relativ zur Grenzschichtdicke verschwindend gering wäre. Poröse Platten aus gesinterten Materialien können diesem Ideal nahekommen, scheiden aber aus, weil die Poren leicht durch Staub und Wasser verstopft werden. Diese Gefahr läßt praktisch nur zwei Oberflächen zur Auswahl, die geschlitzte und die perforierte Außenhaut (die Lochdurchmesser der perforierten Haut sind dabei von ähnlicher Größenordnung wie die Grenzschichtdicke).

Sowohl für die geschlitzte Fläche nach W. Pfenninger [2] als auch für die perforierte Fläche, die M. R. Head [3] verwendete, liegen bereits erfolgreiche Flugversuche vor, die

die Eignung derartiger Flächen bis zu hohen *Reynoldsschen* Zahlen und schallnahen Fluggeschwindigkeiten nachgewiesen haben. Beide Oberflächentypen bringen naturgemäß Störungen in die Grenzschicht, die bei Schlitzten, die quer zur Strömung verlaufen, mehr zweidimensionaler Natur, bei perforierten Flächen dagegen sicher dreidimensional sind.

Es ist unmittelbar klar, daß die Störungen durch die Absaugung um so geringer werden, je niedriger die *Reynoldsschen* Zahlen beim Einströmvorgang liegen. Bei der Schlitzabsaugung läßt sich dies durch eine große Schlitzzahl mit sehr kleinen Schlitzbreiten erreichen. Bei den Versuchen von Pfenninger war die Schlitzbreite rund 0,1 mm und der Schlitzabstand etwa 1% der Profiltiefe.

Bei perforierten Flächen dagegen führt die Senkenwirkung der einzelnen Poren in der Reibungsschicht zu längslaufenden Wirbelstörungen, die gegebenenfalls zum vorzeitigen Umschlag führen können. Es ist aber auch bei perforierten Oberflächen so, daß die Laminarhaltung bei konstanter Durchlässigkeit um so leichter gelingt, je kleiner der Porendurchmesser wird. Die unseres Wissens kleinsten Poren mit einem Durchmesser von etwa 0,25 mm bei einem Abstand von 2,5 mm wurden von Head [3] 1957 benützt, dessen Versuche gleichzeitig wohl die überzeugendsten waren, die mit perforierten Flächen gemacht wurden. Head beobachtete aber auch, daß die Laminarhaltung schwierig oder unmöglich wird, wenn die Poren in Strömungsrichtung hintereinander liegen. Da man dies z. B. bei Pfeilflügeln oder Rümpfen kaum vermeiden kann, dürfte eine perforierte Fläche für solche Zwecke wahrscheinlich ungeeignet sein. Diese Überlegung und vielleicht auch die Schwierigkeit, so kleine Poren in großer Zahl herzustellen, hat offensichtlich dazu geführt, perforierte Oberflächen gänzlich zu verlassen und die Schlitzabsaugung nach Pfenninger als die erfolgversprechendste Methode anzusehen.

Es scheint deshalb ein gewisser Anachronismus darin zu liegen, wenn wir heute erneut eine perforierte Fläche für Absaugzwecke empfehlen wollen. Wir glauben jedoch, einen gewissen Optimismus für diesen Vorschlag in Anspruch nehmen zu dürfen, und zwar aus folgenden Gründen:

1. Es ist durchaus noch offen, ob man die Nachteile perforierter Oberflächen nicht durch noch kleinere Porendurchmesser bis herunter zu 0,1 mm und geeigneter Porenanordnungen vermeiden kann. Auf Grund der bisherigen britischen Erfahrungen [3, 4, 5], die sich auf Porendurchmesser von 0,5 bis 0,25 mm beziehen, darf man sogar vermuten, daß man mit noch kleineren Abmessungen selbst bei hohen *Reynoldsschen* Zahlen sehr schnell der idealen porösen Oberfläche nahekommt.

2. Perforierte Oberflächen sind in mechanischer Hinsicht unempfindlicher als geschlitzte Oberflächen, und es scheint, daß perforierte Flächen bei nahezu kontinuierlicher Absaugung auch gegenüber Oberflächenwellen unempfindlicher sind, d. h. nicht so hohe Baugenaugigkeiten erfordern.

*) Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der TH Stuttgart.

3. Das weiter unten beschriebene Herstellungsverfahren erlaubt es, den Porendurchmesser und die Hautstärke unabhängig voneinander zu wählen, gestattet also, Festigkeiten und Gewichte in weiten Grenzen dem Bedarf anzupassen und insbesondere auch leichte perforierte Sandwichflächen herzustellen.

3. HERSTELLUNGSMETHODE FÜR GLASFASER-VERSTÄRKTE PORÖSE OBERFLÄCHEN

Das Herstellungsprinzip der vorgeschlagenen Oberfläche ist denkbar einfach: Eine flüssige Kunstharzschicht, die zur Verstärkung auch ein Glasfasergewebe erhalten kann, wird von Nadeln durchstochen. Nach dem Aushärten des Kunstharzes werden die Nadeln herausgezogen und hinterlassen glattwandige Poren. Die Größe der Nadeldurchmesser bestimmt den Porendurchmesser. Sowohl für das Herausziehen der Nadeln als auch für die Sicherheit gegen Verstopfen der Poren ist eine konische Nadelform vorteilhaft. Bild 1 zeigt einige der bislang von uns verwendeten Nadeln, die wir

zu zwölf größeren Nadelkissen mit etwa $8 \cdot 10^3$ Nadeln pro Kissen zusammengeleimt haben (vgl. Bild 2). Der Nadelabstand wird dabei durch den 2 mm starken Schaft der Nadeln bestimmt, so daß die Poren gleichseitige Dreiecke bilden. Bild 3 zeigt eine in dieser Weise hergestellte Fläche, die etwa 2 mm stark ist. Die Poren besitzen auf der Außenseite einen Durchmesser von etwa 0,25 mm. Die Festigkeit der Kunststofffläche mit Glasfasergewebe (GFK) wird durch den Einstechvorgang kaum beeinträchtigt, weil die Glasfasern nicht verletzt, sondern nur beiseite gedrängt werden.

Da die Nadeln immer wieder verwendet werden können, ist es naheliegend, das Verfahren zu einer Fließbandfertigung auszubauen. Im Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der TH Stuttgart wurde ein solches Band in primitiver Form aufgebaut, das in folgender Weise funktioniert (vgl. Bild 4):

Auf einem dünnen Aluminiumblech liegt eine 0,7 mm starke Weich-PVC-Folie, die ihrerseits mit der kunstharz-

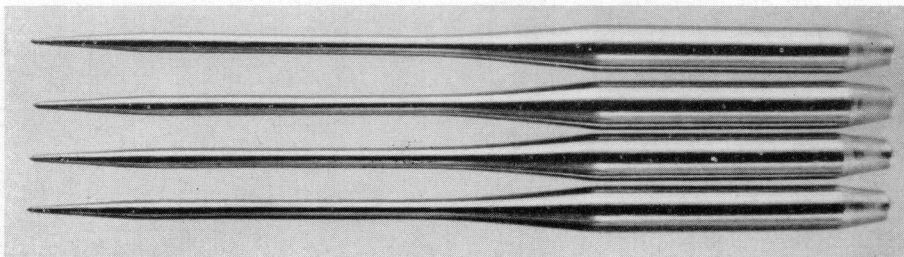


Bild 1. Einzelne Nadeln für die Herstellung konischer Poren in einer GFK-Haut.

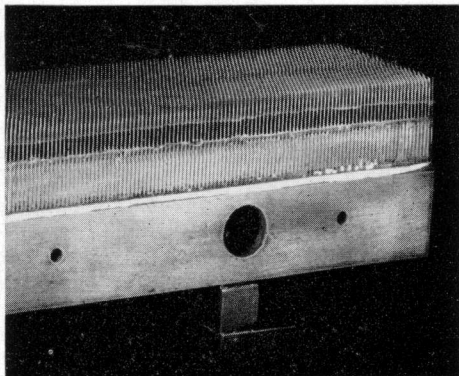


Bild 2. Teilansicht eines Nadelwerkzeugs.

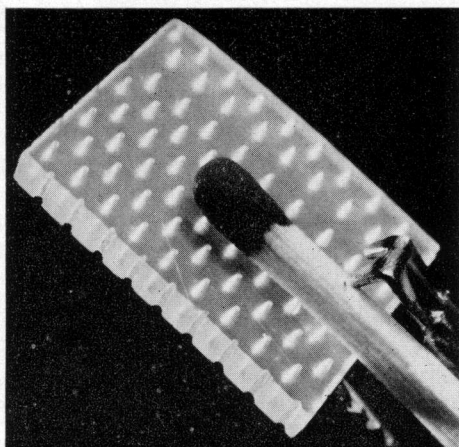


Bild 3. Teil einer perforierten GFK-Fläche mit konischen Poren.

getränkten Glasfaserschicht belegt wird. Die mit einem Trennmittel versehenen Nadelkissen können durch eine einfache Preßvorrichtung so eingestochen werden, daß die Nadelspitzen in das weiche PVC eindringen. Ein Teil der Presse wird beheizt, so daß dort das Kunstharz in rund zehn Minuten aushärtet. Nach Entlastung der Presse wird das Band um die Breite der Heizzone transportiert. In der Trennzone werden die Nadelkissen herausgezogen, wobei die poröse Platte durch Unterdruck auf der Unterlage festgehalten wird. Die freigewordenen Nadelkissen werden vor der Heizzone erneut eingestochen. In

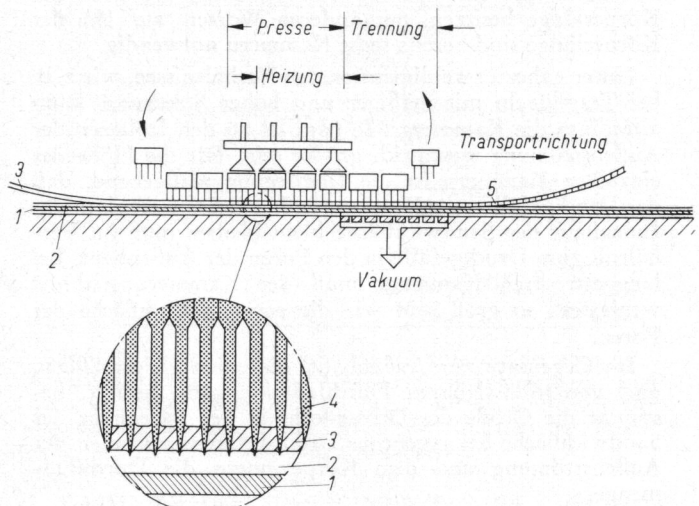


Bild 4. Prinzipskizze zum Herstellungsverfahren perforierter Oberflächen.

1 = Aluminium-Transportband, 2 = Weich-PVC-Folie, 3 = GFK-Fläche, 4 = Nadelwerkzeug, 5 = perforierte Fläche.

dieser Weise könnte eine poröse Fläche in Länge einer Halbspannweite ohne Unterbrechung hergestellt werden. Die ausgehärtete Fläche wird noch von Hand nachgeschliffen. Der Schleifstaub, der die Poren vollständig verstopft, läßt sich leicht wieder ausblasen. Die Haut kann dann in konventioneller Weise mit passenden Stützkernen zu einer Sandwichkonstruktion verklebt werden. Für unsere Windkanalmodelle haben wir bislang als Stützkern wellblechartiges GFK-Gewebe oder gefräste Airex-Schaumstoffplatten verwendet.

4. AUFBAU EINER PERFORIERTEN SANDWICHFLÄCHE

Die perforierte Außenhaut allein ist wegen ihres geringen und konstanten Widerstandes nicht in der Lage, eine vorgegebene Absaugverteilung sicherzustellen. Es ist vielmehr notwendig, die abgesaugte Luft zunächst in Kammern zu sammeln und dann durch besondere Drossellocher, die für einen genügend großen Druckabfall sorgen, in das Körperinnere zu führen. Zwanglos entsteht auf diese Weise eine Sandwichfläche, bei der die Innenhaut die Drossellocher enthält und zusammen mit dem Stützkern und der Außenhaut die Kammern bildet. Eine derartige Fläche wurde bereits 1951 z. B. von *Head* vorgeschlagen.

Die Sammelkammern müssen in ihren Abmessungen so klein sein, daß die Druckdifferenz, die bei der Absaugung entsteht, möglichst größer ist als die Druckdifferenz, die die Außenströmung entlang einer Kammer erzeugt. Nur auf diese Weise läßt sich das gefährliche lokale Ausströmen aus einer Absaugekammer vermeiden.

Bei kontinuierlicher oder nahezu kontinuierlicher Absaugung mit perforierten Flächen ist es jedoch schwierig, einen brauchbaren Druckabfall auf der Außenhaut zu erzielen, weil die Absaugintensitäten sehr klein sind. Widerstandsmessungen zeigen, daß der Druckabfall durch eine einzelne Pore zum größten Teil aus dem Beschleunigungsdruckabfall resultiert und die Reibung nur eine untergeordnete Rolle spielt. Ist z. B. eine Absaugintensität von $v_0/U_\infty = 2 \cdot 10^{-4}$ erforderlich, so liefert eine perforierte Fläche, deren effektive Lochfläche 0,5 % der Gesamtfläche ausmacht, einen bezogenen Druckabfall $\Delta p/q \approx 1,6 \cdot 10^{-3}$. Nimmt man weiterhin an, der auf die Körperlänge l bezogene Druckgradient $d(p/q)/d(x/l)$ der Außenströmung sei gleich 1, dann dürfen die kleinen Absaugekammern höchstens eine Ausdehnung von ebenfalls $1,6 \cdot 10^{-3}$ der Körperlänge besitzen, mit anderen Worten, auf 1 % der Körperlänge sind bereits sechs Kammern notwendig.

Unter nahezu zweidimensionalen Verhältnissen, wie z. B. bei Tragflügeln mit mäßiger und hoher Streckung, kann allerdings die Kammergröße parallel zu den Isobaren der Außenströmung wesentlich größer sein. Für die Höhe der einzelnen Kammern ist die Überlegung maßgebend, daß das Druckgefälle vom Kammerrand zum Drosselloch in der Innenhaut der Sandwichfläche klein bleiben muß im Verhältnis zum Druckgefälle in den Poren der Außenhaut. Bei langgestreckten Kammern muß der Kammerquerschnitt wenigstens so groß sein wie die gesamte Lochfläche der Poren.

Im Gegensatz zur Außenhaut, die einen gleichmäßigen und vernachlässigbaren Durchlaßwiderstand besitzt, bestimmt die Größe des Drossellochs in der Innenhaut der Sandwichfläche bei gegebener Druckdifferenz zwischen der Außenströmung und dem Körperinnern die Durchflußmenge.

Das Druckgefälle im Drosselloch kann unter Beachtung des *Bordaeffekts* in gleicher Weise wie bei der Außenhaut näherungsweise aus dem reibungsfreien Beschleunigungsdruckabfall bestimmt werden. Selbstverständlich wird man

eine bestimmte Drossellochanordnung durch Eichmessungen mit möglichst direkten Mengennessern kontrollieren. Bild 5 gibt eine Vorstellung vom Aufbau einer Sandwichfläche, wie sie für ein zweidimensionales Profilmodell von uns verwendet wurde¹⁾. Der wellblechartige Stützkern aus GFK ist etwa 5 mm hoch und bildet Kammern, die in Spannweitenrichtung liegen. Die Drosselbohrungen haben 20 bis 30 mm Abstand bei Durchmessern von 0,8 bis 1,2 mm. Das Gewicht einer derartigen Sandwichplatte liegt bei 1 bis 2 kp/m².

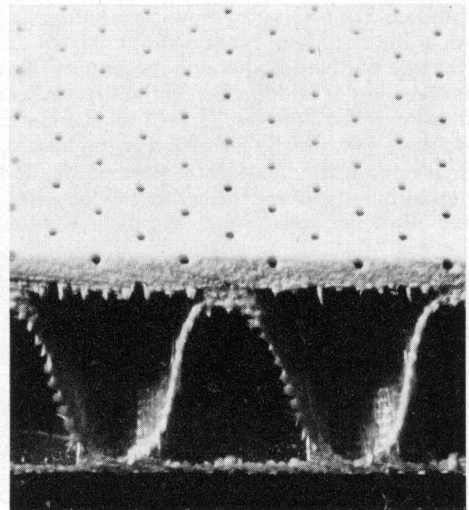


Bild 5. Sandwichfläche mit perforierter Haut und Well-GFK als Stützkörper. Flächengewicht 1,2 kp/m².

5. ERSTE ANWENDUNGEN DER PERFORIERTEN GFK-FLÄCHE

Zur Anwendung der perforierten GFK-Fläche haben wir Windkanalversuche an einem zweidimensionalen Profilmodell durchgeführt. Die Absaugung bei dreidimensionaler Strömung wurde an einem Rumpfflügelübergang und an einem Rumpfmodell untersucht. Für das Profilmodell wurde ein Profil von 18 % Dicke für eine *Reynoldssche* Zahl $Re \leq 3 \cdot 10^6$ entworfen. Das Modell sollte für $0 \leq c_a \leq 1,0$ bis zu 47 % der Tiefe ohne Absaugung laminar bleiben. Die Geschwindigkeitsverteilung ab 47 % war so gewählt, daß die notwendige Absaugintensität v_0/U_∞ in Tiefenrichtung konstant war.

Bild 6 gibt ein Schnittbild des 70 cm tiefen Modells, das bündig in die geschlossene Meßstrecke des Laminarwindkanals eingebaut werden konnte. Man erkennt auf diesem Bild an den dunklen Streifen die relativ grobe Kammer-einteilung der porösen Sandwichflächen der Profilunterseite und auf der Innenfläche der Oberseite die größeren Sammelkammern mit den Düsen zur Kontrolle der Absaugemengen; die Gesamtmenge konnte außerhalb der Meßstrecke gemessen werden. Bei den Versuchen zeigte sich, daß zwar bei $Re = 1 \cdot 10^6$ die theoretische Absaugverteilung und -intensität von $v_0/U_\infty = 1,9 \cdot 10^{-3}$ auch im Experiment zur Laminarhaltung ausreichte. Bei größeren *Reynoldsschen* Zahlen nahm dieser Wert jedoch nicht mit $1/\sqrt{Re}$ ab, sondern blieb nahezu gleich groß. Oberhalb $Re = 2,8 \cdot 10^6$, d. h. bei einer auf den Meter bezogenen *Reynoldszahl* $Re = 3,8 \cdot 10^6$, war die Laminarhaltung nicht mehr möglich. Daraufhin wurde mit verschiedenen Hitzdrahtsonden die Verteilung der Absauggeschwindigkeit

¹⁾ Weitere Modifikationen sind in dem Patent DBP 1121 799 beschrieben.

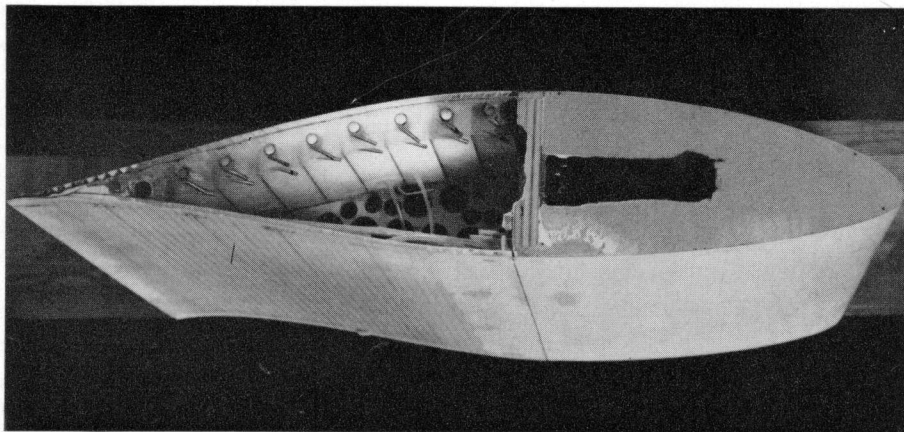


Bild 6. Schnitt durch ein Profilmodell. Absaugung stromab 47 % der Profiltiefe. Eine Absaugefläche ist mit neun größeren Kammern und Mengemeßdüsen ausgerüstet.

auf der Profiloberfläche untersucht. Es stellten sich ganz beträchtliche Schwankungen der Absaugintensität heraus, die auf Mängel beim Bau sowohl der perforierten Fläche als auch des Modells zurückgeführt werden konnten. Die Versuche mit diesem Modell wurden daraufhin abgebrochen. Als interessante Nebenbeobachtung sei noch erwähnt, daß der Umschlag bei diesem Modell bei $Re = 2 \cdot 10^6$ auch durch eine Verdreifachung der Absaugemenge nicht herbeigeführt werden konnte.

6. LAMINARHALTUNG EINES RUMPFFLÜGEL-ÜBERGANGS

Nahezu gleichzeitig mit dem ersten Profilmodell wurden eine perforierte ebene Platte für die Untersuchung der Laminarhaltung am Rumpfflügelübergang sowie ein weiter unten beschriebenes Rumpfmodell gebaut. Die Versuchsanordnung des Flügelrumpfübergangs zeigt Bild 7. Der Rumpf wird dabei durch die perforierte ebene Platte simuliert. Auf die perforierte Platte ist ein gewöhnliches Laminarprofil dicht aufgesetzt, das durch seinen Aufstau die Plattengrenzschicht vor der Profilnase und in den Ecken turbulent werden läßt.

Bild 8 zeigt als Ergebnis die Lage der Umschlagsgebiete mit und ohne Absaugung. Die Einteilung der Absaugekammern in der ebenen Platte ist ungefähr dem Verlauf der Isobaren der Profilmströmung entspricht, ist in Bild 8a eingezeichnet. Bild 8b läßt erkennen, daß durch Absaugung

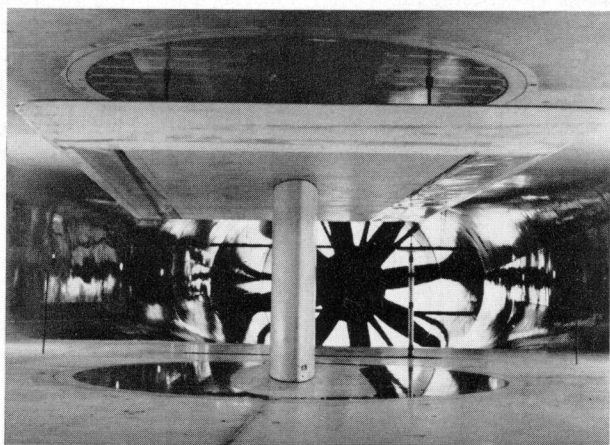


Bild 7. Versuchsanordnung einer ebenen Absaugeplatte zusammen mit einem Profilmodell zur Simulation eines Flügel-Rumpf-Anschlusses.

die Grenzschicht vor dem Profil und in den Ecken zwischen Profil und Platte bis zum natürlichen Umschlagspunkt auf der Profiloberfläche laminar gehalten werden kann. Dazu sind nur relativ geringe mittlere Absaugemengen notwendig, die sich durch eine feinere Kammereinteilung noch wesentlich reduzieren lassen dürften.

Bei diesen Versuchen betrug die *Reynoldssche* Zahl pro Meter $2,7 \cdot 10^6$; sie liegt höher als bei den Versuchen von *J. Goldsmith* [6] ($1,5 \cdot 10^6/m$), der ähnliche Untersuchungen mit Absaugeschlitzen durchführte. Bei weiteren Versuchen soll auch die Grenzschicht am Profil abgesaugt werden, und es müßte ohne großen Aufwand möglich sein, die Grenzschicht auf der Platte bis zur Profilhinterkante laminar zu halten.

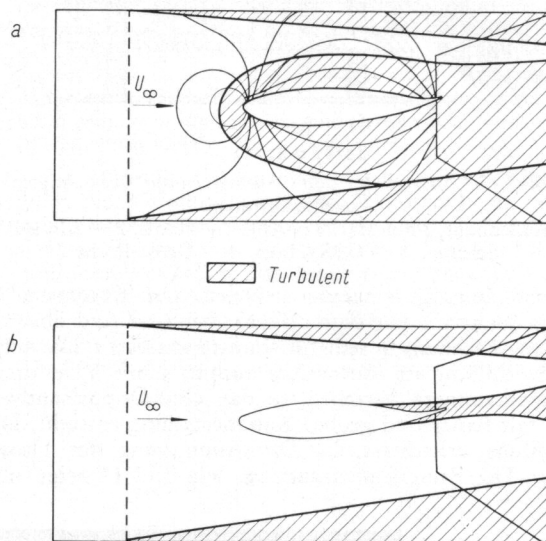


Bild 8. Laminare und turbulente Gebiete auf der ebenen Absaugeplatte mit und ohne Absaugung. Absaugung beginnt an der gestrichelten Linie. Bild 8a zeigt auch die Einteilung der Absaugekammern, die dem Verlauf der Isobaren der Profilmströmung nahekommen.

7. LAMINARHALTUNG EINER RUMPF-GRENZSCHICHT

Um die Eignung der perforierten Oberfläche auch für dreidimensionale Strömungsfelder zu untersuchen, wurde ein 2,8 m langer Rumpf mit eiförmigem Querschnitt und

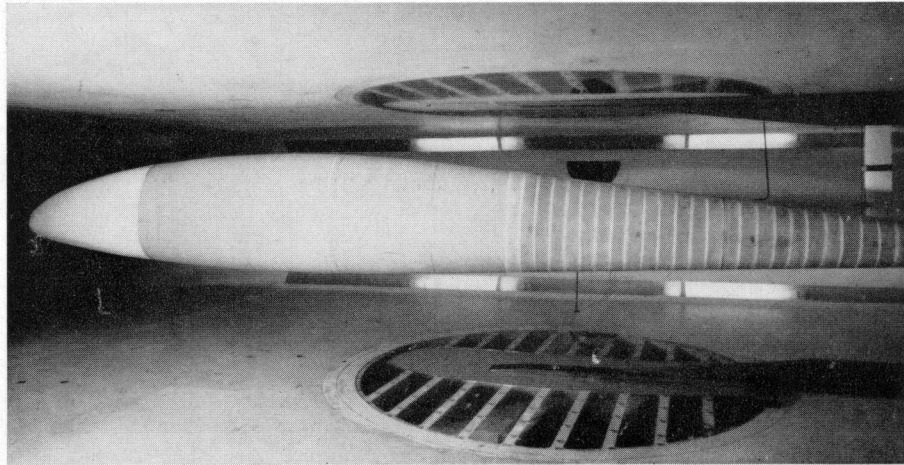


Bild 9. Seitenansicht des Absaugerumpfs im Windkanal.

Die Oberfläche der hellen Rumpfnase ist undurchlässig. Um die unsymmetrische Rumpfform zu zeigen, ist das Modell 90° um seine Längsachse gedreht.

gewölbter Skelettlinie gebaut. Bild 9 gibt eine Vorstellung vom Aussehen des Rumpfes. Die nicht abwickelbaren Oberflächen des Rumpfmittelstücks wurden zunächst als ebene Kunststoffflächen hergestellt und nachträglich thermoplastisch in einer Mulde verformt. Einen Schnitt durch die Sandwichfläche der Rumpfhaut gibt Bild 10. Auf die perforierte Kunstharzschicht ist Hart-PVC-Schaum (Airex) aufgeleimt, in den vorher etwa 5 mm breite Nuten als

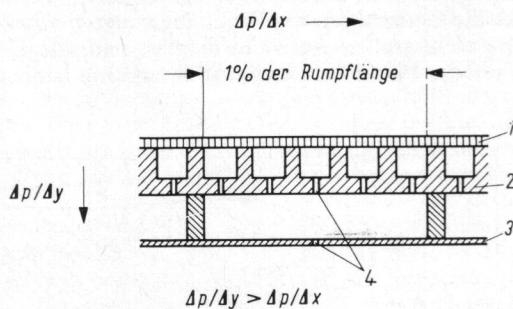


Bild 10. Aufbau der beim Absaugerumpf verwendeten Hautkonstruktion.

1 = Außenhaut, 2 mm starke perforierte Fläche, 2 = Airex-PVC-Schaum, 3 = GFK-Haut, 4 = Drossellöcher.

Sammelkammern eingesägt wurden. Die Kammern verlaufen senkrecht zur Rumpflängsachse und sind über dem Umfang nochmals in sechs Abschnitte unterteilt. Die äußere Sandwichfläche ist innenseitig nochmals mit 5 cm breiten Sammelkammern versehen, so daß eine Doppelsandwichhaut mit feiner und grober Kammerteilung entsteht. Diese Einteilung erleichtert die Dimensionierung der Drossellöcher. Der Rumpffinnenraum ist, wie Bild 11 zeigt, noch-

mals in vier große Kammern unterteilt. Die Absaugeluft wird über ein Rohr, das gleichzeitig auch zur Modellhalterung dient, herausgeführt. Vier Ventile erlauben die getrennte Einstellung der Absaugemenge in den großen Kammern.

Die bisherigen Ergebnisse zeigen ein ähnliches Bild wie die Versuche am Profilmodell: Bei niedrigeren *Reynoldsschen* Zahlen um $1,5 \cdot 10^6/m$ gelingt die vollständige Laminarhaltung sofort, und die Absaugemengen liegen nur wenig über den theoretisch errechneten Werten. Bei größeren *Reynoldsschen* Zahlen bis $Re = 3 \cdot 10^6/m$ bleibt die bezogene Absaugintensität jedoch konstant und sinkt nicht mit $1/\sqrt{Re}$ ab. Für noch größere *Reynoldssche* Zahlen kann die Grenzschicht nur noch an den flachen Rumpfsseitenwänden laminar gehalten werden. Um die Ursache des Umschlags herauszufinden, wurde die Oberflächenwelligkeit und die Verteilung der Absaugintensität untersucht. Die gemessenen Schwankungen dieser beiden Größen bleiben jedoch in tolerierbaren Grenzen und dürften erst in zweiter Linie für das Versagen der Absaugung bei höheren *Reynoldsschen* Zahlen verantwortlich sein.

Die Beobachtung zeigt vielmehr, daß die Turbulenz immer dort zuerst auftritt, wo die Kammern der PVC-Schaumschicht in Umfangsrichtung unterteilt sind. Die Vermutung, daß es an diesen Stellen lokal zum Ausblasen und damit zur Turbulenz kommt, wurde durch eine Messung des Druckverlaufs in Richtung der PVC-Kammern bestätigt. Das Druckgefälle in Umfangsrichtung war größer als erwartet, und die Kammern hätten in Umfangsrichtung wesentlich feiner unterteilt werden müssen. Das Rumpfmodell konnte jedoch bis zur Erstellung dieses Berichts nicht mehr umgebaut werden.

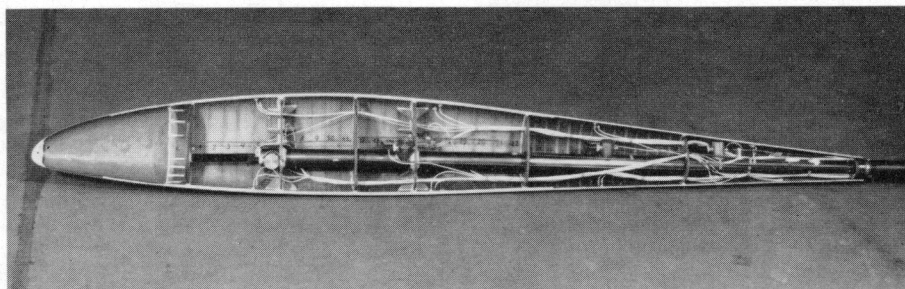


Bild 11. Schnitt durch den Absaugerumpf mit der Einteilung der Rumpfkammern, den Absaugventilen und Druckmeßleitungen.

8. ZUSAMMENFASSUNG

Es wird über die Herstellung und Erprobung einer perforierten Oberfläche aus glasfaserverstärktem Kunststoff berichtet. Schichtstärke und Lochdurchmesser der perforierten Fläche sind weitgehend unabhängig voneinander, so daß sowohl extrem leichte als auch schwere und feste Oberflächen hergestellt werden können.

Eine erste Erprobung dieser für technische Anwendungen geeigneten Oberfläche zeigt erfolgversprechende Ansätze. Die beobachteten Grenzen sind nicht prinzipieller Natur und dürften sich bei weiterer Entwicklung überwinden lassen.

9. SCHRIFTTUM

- [1] R. E. Kosin: Experiences with laminarization by suction on a sweptback airplane. Northrop NB 64-212 (1964).
- [2] W. Pfenninger and E. Groth: Low drag boundary layer suction experiments on a wing glove of a F-94 A airplane with suction through a large number of fine slots. In: G. V. Lachmann (Herausgeber): Boundary Layer and Flow Control. Pergamon Press, Oxford/London/New York/Paris 1961, Vol. 2, S. 981—999.
- [3] M. R. Head: History of research on boundary layer control for low drag in U. K. In: G. V. Lachmann (Herausgeber): Boundary Layer and Flow Control. Pergamon Press, Oxford/London/New York/Paris 1961, Vol. 1, S. 104—121.
- [4] G. V. Lachmann: Boundary layer control. J. Roy. Aeron. Soc. 59 (1955), S. 163—198.
- [5] N. Gregory: Research on suction surfaces for laminar flow. In: G. V. Lachmann (Herausgeber): Boundary Layer and Flow Control. Pergamon Press, Oxford/London/New York/Paris 1961, Vol. 2, S. 924—960.
- [6] J. Goldsmith: Laminar flow at the juncture of two aeroplane components. In: G. V. Lachmann (Herausgeber): Boundary Layer and Flow Control. Pergamon Press, Oxford/London/New York/Paris 1961, Vol. 2, S. 1000 bis 1006.

Übersicht

Die Laminarhaltung der Grenzschicht durch Absaugung verspricht eine entscheidende Verminderung des Reibungswiderstandes umströmter Körper. Englische und amerikanische Untersuchungen haben gezeigt, daß der theoretische Gewinn zwar mehr oder weniger erreicht werden kann, daß es jedoch schwierig ist, für die Absaugfläche technisch brauchbare Lösungen zu finden. Lediglich eine von W. Pfenninger (Northrop Aircraft) entwickelte Oberfläche für eine Schlitzabsaugung scheint sich zu bewähren und wird seit kurzem in den USA an einem Versuchsflugzeug erprobt.

Im Gegensatz dazu erscheint es möglich, mit einer neuartigen porösen Fläche aus glasfaserverstärktem Kunststoff in noch einfacherer Weise zu einer technisch brauchbaren Oberfläche für die Laminarhaltung der Grenzschicht zu kommen. Über die Herstellung einer solchen Fläche und ihre Erprobung durch Windkanaluntersuchungen wird berichtet.

Summary

The laminarization of the boundary layer by suction involves a considerable reduction of drag due to friction. English and American investigations have shown that the theoretical increment can in fact be obtained, but that it is difficult to find a technically possible solution for a suction surface. Merely one surface with suction through slots developed by W. Pfenninger (Northrop Aircraft) seems to be applicable, and is actually tested on an experimental aircraft in the United States.

It seems possible, however, to approach the problem of boundary layer laminarization in a still simpler way by means of a newly developed porous surface made of glass-fibre reinforced resin. The manufacture of such a surface and its experimental investigation in a wind tunnel are described.

Résumé

La laminarisation de la couche limite par aspiration promet une réduction considérable de la traînée due au frottement. Des recherches effectuées en Angleterre et aux Etats-Unis ont montré qu'il est en effet possible d'obtenir le gain théorique, mais qu'il est difficile de trouver une solution techniquement réalisable pour une surface d'aspiration. Seule une surface à fentes d'aspiration développée par W. Pfenninger (Northrop Aircraft) semble répondre à l'attente et est mise à l'épreuve actuellement sur un avion d'essai aux Etats-Unis.

Contrairement à cela, il semble possible d'approcher le problème de la laminarisation de la couche limite d'une manière encore plus simple en employant une surface poreuse constituée d'une résine renforcée de fibre de verre. La réalisation d'une telle surface et la mise à l'épreuve en soufflerie sont décrites dans cette communication.

AUS DER DISKUSSION

Dipl.-Ing. C.-J. Grieser (Hamburg): Sie hatten vorhin die unerwartet niedrige Reynoldszahl des Umschlages auf die zu große Teilung der Absaugkammern zurückgeführt. Ist es nicht möglich, daß dafür auch die Orientierung der Löcher zur Strömungsrichtung mit verantwortlich ist? Nach dem einen Bild sah es so aus, als ob die Winkelhalbierende des gleichseitigen Dreiecks der Lochteilung in Strömungsrichtung lag. Bei dem vorliegenden großen Verhältnis von Lochteilung zu Lochdurchmesser bleiben dann zwischen den Löchern Streifen, auf denen nicht abgesaugt wird. Man könnte das durch eine Drehung der Winkelhalbierenden um einen kleinen Winkel beseitigen.

Dipl.-Phys. D. Althaus: Beim zweidimensionalen Flügelmodell bildet die Winkelhalbierende der Porenanordnung mit der Anströmrichtung einen Winkel von etwa 10° . Bei den dreidimensionalen Strömungsfeldern der anderen Versuche läßt sich das nicht überall einhalten. Daß die Porenanordnung in diesen Fällen einen merklichen Störungsbeitrag liefert, ist zwar nicht ganz von der Hand zu weisen, jedoch dürften bei unseren Versuchen die genannten Störquellen wesentlicher sein. Untersuchungen über den Einfluß der Porenanordnung sind inzwischen angelaufen.