

Über eine Möglichkeit zur Vermeidung der Insektenrauhigkeit

von F. X. WORTMANN*)

Vortrag am 9. OSTIV-Kongreß, Februar 1963, Junin (Argentinien)

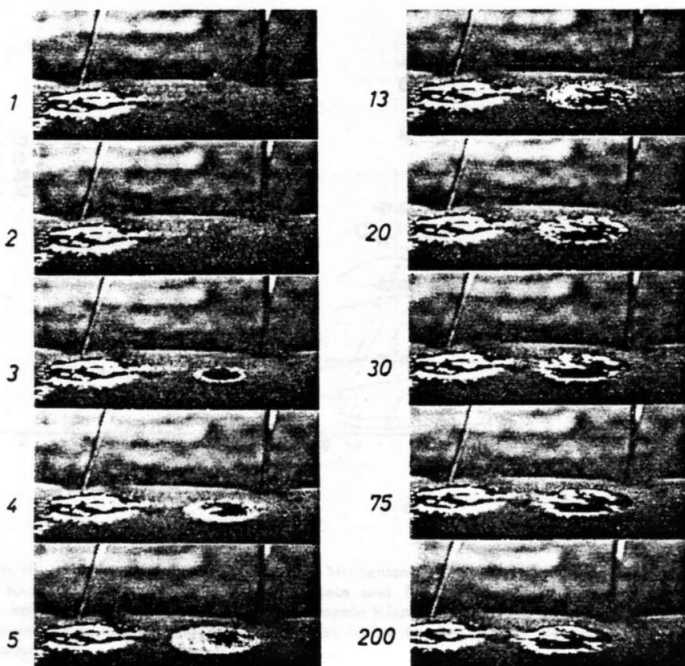
1. Übersicht

Beim Auftreffen von Insekten auf Rumpf- und Flügelnasen entsteht eine Rauigkeit, die normalerweise groß genug ist, um unmittelbar Turbulenz zu erzeugen. Durch Insektenrauhigkeit wird deshalb die aerodynamische Leistung eines Flugzeuges beträchtlich verschlechtert. Ein verfrühter Turbulenzeintritt ist vor allem in solchen Fällen unerwünscht, in denen man bei aerodynamisch glatter Oberfläche eine wesentliche Widerstandsverminderung durch Laminarhaltung der Grenzschicht erreichen könnte. Erst recht muß man eine Lösung des Insektenproblems finden, wenn man beabsichtigt, die Grenzschicht durch Absaugung vollständig laminar zu halten. Die Methoden, die man bislang für eine Beseitigung der Insektenrauhigkeit vorschlägt, sind jedoch relativ aufwendig. Sie laufen alle mehr oder weniger darauf hinaus, die Flügelnasen vor dem Start mit Schutzüberzügen zu versehen, die in größerer Höhe, d.h. über der Insektenzone, abgestoßen oder abgewaschen werden. In [1] ist kürzlich über solche Methoden und damit zusammenhängende Fragen ausführlich berichtet worden.

Es ist einleuchtend, daß man umständliche Startvorbereitungen allenfalls bei Langstreckenflugzeugen mit Absaugung in Kauf nehmen kann. Für Kurzstreckenflugzeuge, welche die Insektenzone gar nicht verlassen, oder für Flugzeuge, die nur eine teilweise Laminarhaltung z. B. durch Laminarprofile anstreben, sollte man auf einfachere Methoden zur Lösung des Insektenproblems zurückgreifen können. Nach Ansicht des Verfassers bieten elastische Oberflächen eine solche Mög-

* Institut für Aerodynamik der T. H. Stuttgart (mit sachlicher Unterstützung der Deutschen Forschungsgemeinschaft)

Abb.1 Auftreffen eines Wassertropfens auf eine Schaumgummifläche in der rechten Bildhälfte. Links ein gleicher Tropfen nach beendetem Auftreffvorgang. Auftreffgeschwindigkeit etwa 5 m/s. Bildfolge: 6000 pro Sekunde. Die Ziffern geben die Bildnummern des Filmes an



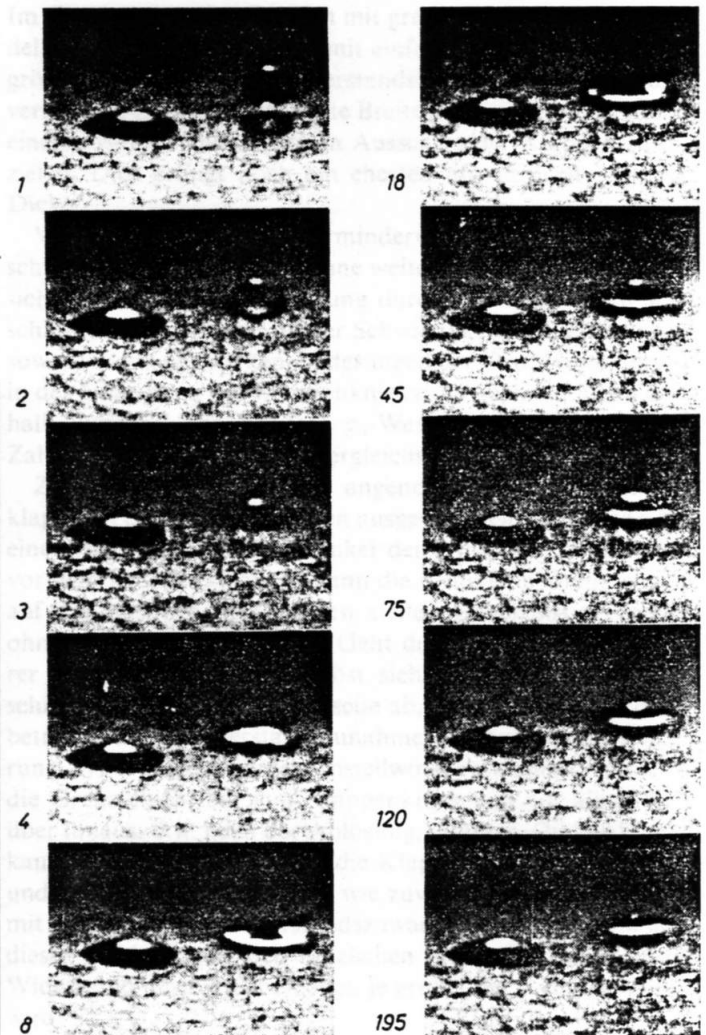
lichkeit, da sie eine Insektenrauhigkeit gar nicht erst entstehen lassen.

2. Wirkungsweise elastischer Oberflächen

Bei hohen Auftreffgeschwindigkeiten besitzen auch kleine Insekten eine beträchtliche kinetische Energie, die beim Auftreffen auf feste Oberflächen zum Zerbrechen der Insektenchale und zur Verteilung der zähen Körperflüssigkeit führt¹. Kann man den zweiten Vorgang verhindern, so ist der erste als unwesentlich anzusehen. Im folgenden soll deshalb das Insekt einfach als zäher Flüssigkeitstropfen angesehen werden. Es liegt nun nahe, die Auftreffenergie kurzzeitig in einer elastischen «Feder» zu speichern und zum Abschleudern des Flüssigkeitstropfens zu benutzen. Ob dies gelingt, wird, wie man leicht einsieht, im wesentlichen von folgenden Parametern abhängen:

¹ Hält man eine Hand in einen etwa 150 km/h schnellen Luftstrom, der mit Fruchtfliegen durchsetzt ist, so spürt man jedes Auftreffen als kleinen Schmerz

Abb.2 Auftreffen eines Öltropfens auf eine Schaumgummifläche. Links ein Tropfen nach beendetem Auftreffvorgang. Auftreffgeschwindigkeit etwa 7 m/s. Bildzahl: 6000 pro Sekunde



Die Federmasse muß genügend klein sein, sonst wird die Feder nicht gespannt.
 Die Schwingungszeit des Systems muß so klein sein, daß der zähe Tropfen in dieser Zeit nicht allzusehr verformt wird.
 Die Federdämpfung sollte auch bei hohen Frequenzen ausreichend klein bleiben, damit genügend Energie für die Abtrennung des Tropfens von der benetzten Oberfläche zur Verfügung steht.

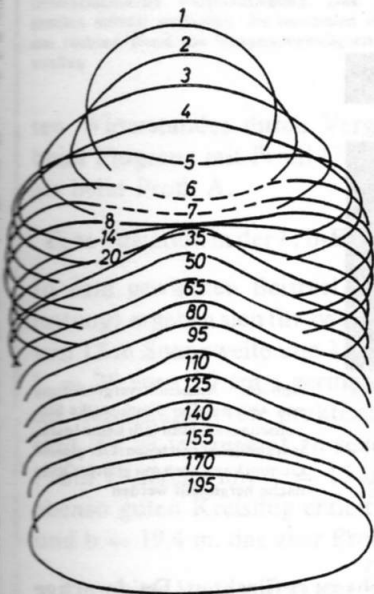


Abb.3 Kontur des Öltropfens beim Auftreffen auf eine Schaumgummifläche. Die Ziffern geben die Bildnummer des Films an. Bildfolge 6000 pro Sekunde

4. Der Trennvorgang sollte durch schlecht netzende Oberflächen erleichtert werden.
 Einige kinematographische Aufnahmen über das Auftreffen von Flüssigkeitstropfen mögen diese Überlegungen illustrieren.

Abb.1 zeigt das Auftreffen eines Wassertropfens bei kleiner Geschwindigkeit. Der Tropfen ist so dünnflüssig, daß er auseinanderläuft, bevor es zu einer Reflexion kommt.

Abb.2 zeigt den gleichen Vorgang mit einem Öltropfen. Jetzt erkennt man deutlich die Schwingungsform des Tropfens, die in Abb.3 vergrößert herausgezeichnet ist. Die Auftreffenergie reicht allerdings noch nicht aus zur Trennung des Tropfens von der Oberfläche.

Abb.4 zeigt einige Aufnahmen von einem Wassertropfen, der mit einer Geschwindigkeit von 150 m/s auf eine Silikonvollgummifläche trifft². Jetzt erkennt man deutlich die Reflexion und die Trennung des Tropfens von der elastischen Fläche. Ein kleiner Teil des Tropfens bleibt offensichtlich an der Oberfläche haften.

3. Versuche mit Insekten

Natürlich kann man mit diesen wenigen Versuchen, bei denen die Insekten durch einen Flüssigkeitstropfen simuliert werden und auch nur das senkrechte Auftreffen betrachtet wird, lediglich einige Grundzüge der Wirksamkeit elastischer Oberflächen feststellen. Weitere Versuche mit wirklichen Insekten unter möglichst verschiedenartigen Bedingungen wurden deshalb im Sommer 1961 und 1962 mit verschiedenen elastischen Oberflächen unternommen.

Die Versuche konzentrierten sich bald auf Voll- und Schaumgummiflächen von 1-3 mm Stärke mit Shore-Härten von 10-35. Abb.5 zeigt ein typisches Ergebnis eines Windkanalversuches bei senkrechtem Auftreffen von Fruchtfliegen auf eine 3 mm Vollgummifläche³. Abb.6 zeigt das Ergebnis eines anderen Windkanalversuches mit verschiedenen Gummiprüben und variablen Auftreffwinkeln.

Neben diesen Windkanalversuchen, die sich praktisch auf eine Fliegenart, die Fruchtfliegen, beschränkten, wurden derartige Gummiprüben auch an Kraftfahrzeugen und Schulflugzeugen befestigt und bei geeigneter Wetterlage tageweise beobachtet. Bei allen diesen Versuchen konnte auf einigen Gummiflächen praktisch keine Insektenrauhigkeit festgestellt werden⁴. Es bleiben jedoch winzige Flüssigkeitsspuren zu-

² Diese Aufnahmen verdanke ich Herrn Dipl.-Phys. E. Wieland, Firma Dornier-System, der sie mit einer von G. Hahn [2] entwickelten Hochfrequenzkamera gewonnen hat
³ Herrn Hamma möchte ich für seine unermüdliche Hilfe bei diesen Versuchen besonders danken
⁴ Bei Flugzeugen mit einer pneumatischen Enteisungsanlage aus Gummi ist dieser Effekt praktisch nicht beobachtbar, weil der Gummi kaum elastisch ist

Abb.4 Reflexion eines Wassertropfens beim Auftreffen auf eine Silikonvollgummischicht. Auftreffgeschwindigkeit etwa 150 m/s. Bildfolge 85 000 pro Sekunde. Die Ziffern bezeichnen die Bildnummer des Filmes

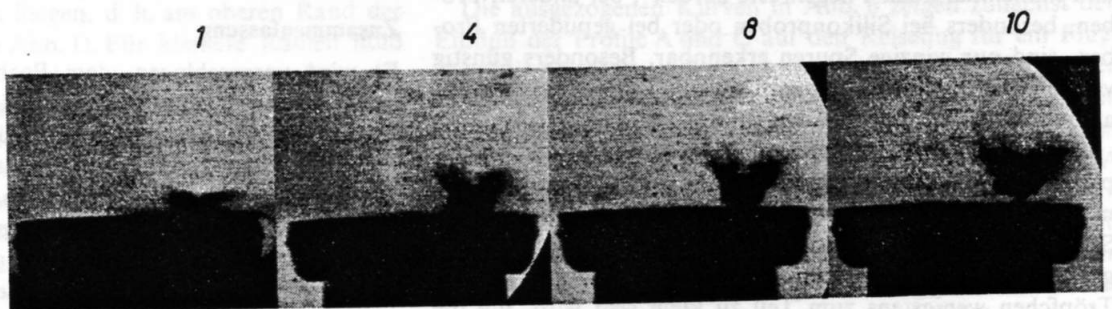
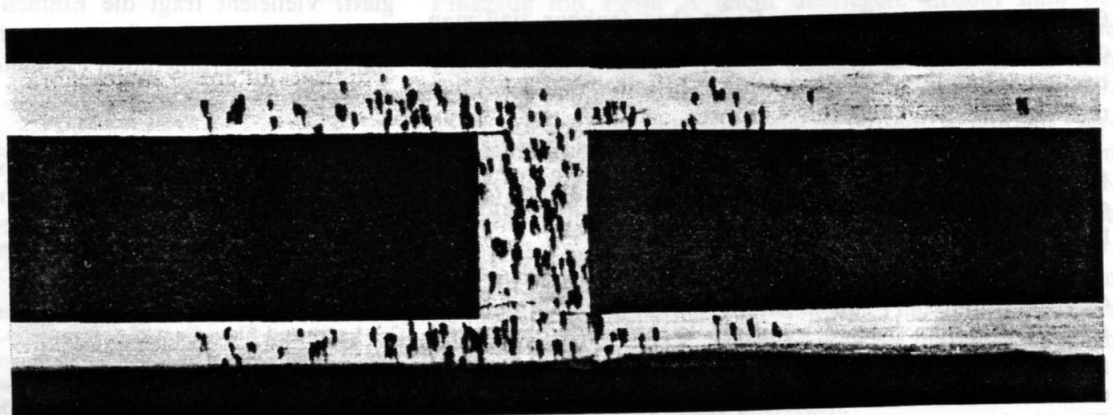


Abb.5 Fruchtfliegen beim senkrechten Auftreffen auf eine 3 mm starke Silikonvollgummipolplatte. Auftreffgeschwindigkeit etwa 50 m/s. Die dunklen Flecken auf dem Gummi sind Auftreffstellen. Die weißen Klebestreifen dienen zum Befestigen des Gummis



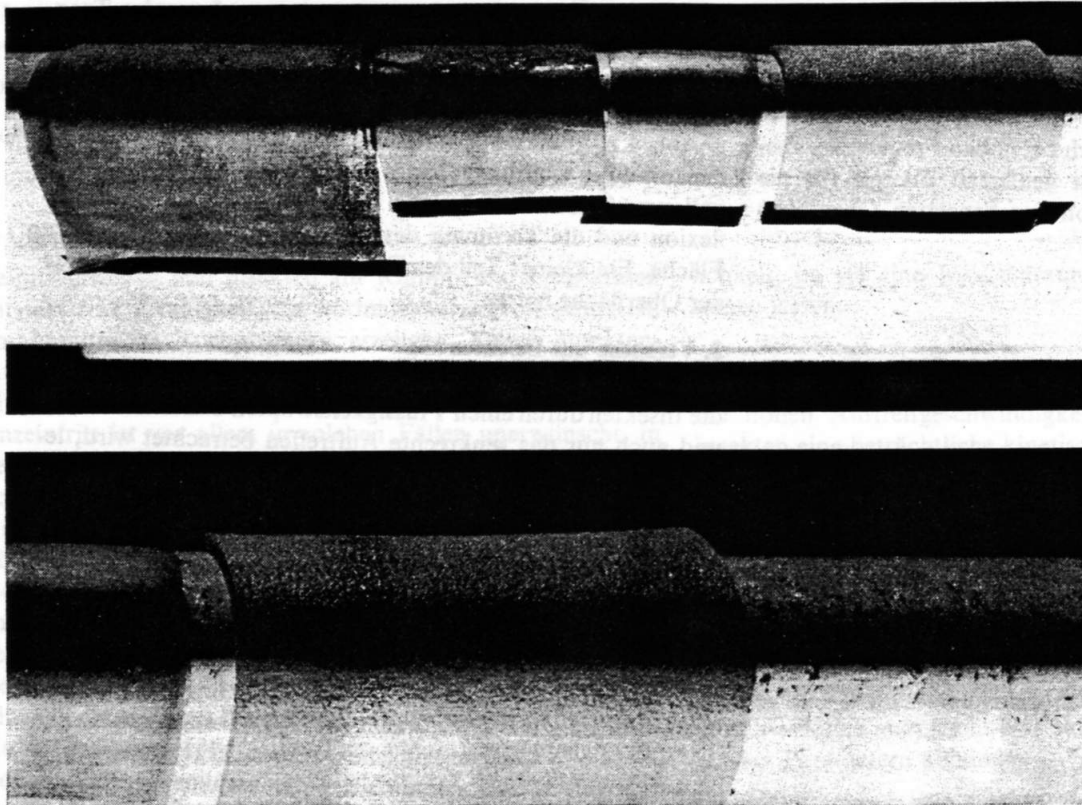


Abb. 6a Erprobung verschiedener Gummiprüfproben mit Fruchtfliegen. Auftreffgeschwindigkeit etwa 50 m/s. Rechts ein 3 mm starker Silikonschaumgummi

Abb. 6b Ausschnittvergrößerung von Abb. 6a. Der 3 mm starke Silikonschaumgummi läßt keine Insektenrauhigkeit entstehen. Der gleiche Gummi kann auch mit glatter Oberfläche hergestellt werden

rück, welche die Oberfläche optisch etwas verändern, so daß man sehr wohl erkennen kann, ob überhaupt Insekten aufgetroffen sind. Dünne Gummimembranen von etwa 1 mm Stärke sind oberhalb einer Geschwindigkeit von etwa 100 km/h nicht mehr voll wirksam. Die 3 mm starken Gummiprüfproben befriedigten im gesamten untersuchten Geschwindigkeitsbereich, d. h. von 40 km/h bis etwa 200 km/h, jedoch zeigten die Gummiprüfproben hinsichtlich der Flüssigkeitsreste einige Unterschiede, wie man auch aus Abb. 4 erkennen kann. Bei einigen Gummiprüfproben bleiben größere Flüssigkeitsreste und manchmal auch Fliegenreste zurück⁵, bei anderen Prüfen, besonders bei Silikonprüfproben oder bei gepuderten Prüfen, sind nur winzige Spuren erkennbar. Besonders günstig verhielt sich ein Silikonschaumgummi mit einem hohen Luftanteil und einem spezifischen Gewicht von etwa 0,6⁶.

Bei einer technischen Anwendung hochelastischer Gummiprüfplatten zur Realisierung aerodynamisch glatter Oberflächen muß man allerdings noch auf andere Anforderungen achten. So dürfte z. B. die elastische Oberfläche nicht gleichzeitig gegen Vereisung schützen, weil die Masse der unterkühlten Tröpfchen wenigstens zum Teil zu klein sein wird, um die Gummi-«Feder» zu spannen. Es ist aber denkbar, daß man die Gummiprüfplatte wie bei pneumatischen Enteisungsanlagen benützt, ohne ihre Schutzwirkung gegen Insekten zu verlieren.

Für stark gefeilte Flügel dürften elastische Oberflächen auch ausscheiden, weil dort eine Laminarhaltung nur durch eine bereits an der Flügel Nase beginnende Absaugung gelingt.

Weiterhin besitzt eine Gummischicht je nach ihrer Dichte eine obere Geschwindigkeitsgrenze, bei der Regen-Erosion einsetzt. Bei dem hier verwendeten leichten Silikonschaumgummi ist diese Grenze bereits bei einer Machzahl $M = 0,35$ erreicht; beim Silikonvollgummi liegt sie etwa bei $M = 0,6$ ⁷. Eine Verformung durch den maximalen Flugstaudruck ist bei

Unterschallgeschwindigkeit nicht zu befürchten. Da derartige Gummiflächen wetterfest sind, sich gut verkleben lassen, und auch der bündige Übergang von der Gummifläche zur normalen Oberfläche sich verhältnismäßig leicht erreichen läßt, dürfte sich daraus eine einfache Lösung für das Insektenproblem entwickeln lassen. Sie wird vor allem für solche Flugzeuge interessant sein, die hauptsächlich in niedrigeren und mittleren Flughöhen operieren und bei aerodynamisch glatter Oberfläche eine teilweise oder vollständig laminare Reibungsschicht besitzen.

Zusammenfassung

Es wird vorgeschlagen, dem Problem der Insektenrauhigkeit durch hochelastische Gummiflächen zu begegnen, die auf Flügel und Leitwerkflächen aufgeklebt werden. Derartige elastische Oberflächen sind, wie durch Filmaufnahmen gezeigt wird, geeignet, auftreffende Insekten oder zähe Flüssigkeitstropfen elastisch zu reflektieren. Dadurch wird bereits das Entstehen einer Insektenrauhigkeit vermieden, und die gefährdeten Rumpf- und Flügelnasen bleiben aerodynamisch glatt. Vielleicht trägt die Einfachheit der vorgeschlagenen Methode dazu bei, daß man den Möglichkeiten der Widerstandsverminderung durch Laminarhaltung der Grenzschicht ein neues Interesse entgegenbringt.

⁵ Dies wurde allerdings nur bei Windkanalversuchen mit hoher Insektenkonzentration beobachtet, vermutlich durch gegenseitige Interferenz beim Auftreffvorgang

⁶ Wir haben diesen Silikonschaumgummi von der Firma Rehau-Plastics, Rehau, Bayern, bezogen

⁷ Nach Beobachtungen der Firma Dornier-System

[1] W. S. Coleman: «Roughness due to insects», Lachmann, «Boundary Layer and Flow Control», Pergamon, London 1961.

[2] G. Hahn: «Eine einfache hochfrequenzkinematographische Einrichtung bis $3,3 \cdot 10^6$ Bilder/s für interferometrische Aufnahmen instationärer Strömungen.» Kurzzeitphotographie S. 257-266, Hellwig, Darmstadt 1960.

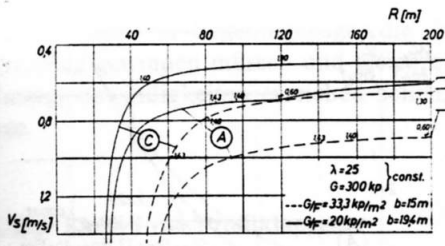


Abb. 2 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug bei zwei Flugzeugen mit gleichem Gewicht und gleicher Spannweite, aber unterschiedlicher Flügelauslegung. Das Kreisflugdiagramm enthält zusätzlich die optimalen c_a -Werte und am rechten Rand die Sinkgeschwindigkeit im Geradeausflug

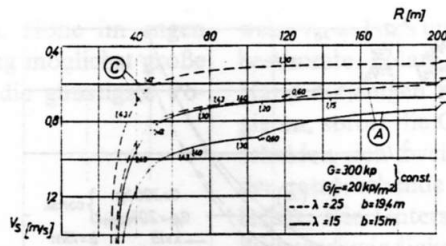


Abb. 3 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug bei zwei Flugzeugen mit gleichbleibendem Gewicht und gleicher Flächenbelastung; Variation der Spannweite und Streckung

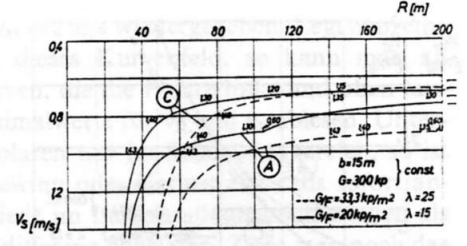


Abb. 4 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug bei zwei Flugzeugen mit gleichbleibendem Gewicht und gleicher Streckung; Variation der Spannweite und Flächenbelastung

ten Widerstandes durch Vergrößerung der Streckung muß beim Flugzeug mit Profil C relativ stärker ins Gewicht fallen als beim Profil A.

Eine Variation in der λ , b -Ebene mit $\frac{G}{F} = \text{const.}$ zeigt Abb. 3.

In dem gewählten Beispiel (mit relativ geringer Flächenbelastung) ergeben sich für beide Profilierungen beim Übergang von 15 m Spannweite und $\lambda = 15$ auf 19,4 m Spannweite und $\lambda = 25$ etwa 20 cm/s geringere Sinkgeschwindigkeit, wobei die Kreisflugkurven praktisch nur nach oben verschoben sind. Es ist interessant zu sehen, daß ein Flugzeug mit dem Profil C bereits mit $\lambda = 15$ und $b = 15 \text{ m}$ einen praktisch ebenso guten Kreisflug erzielt wie ein Flugzeug mit $\lambda = 25$ und $b = 19,4 \text{ m}$, das aber Profil A benutzt.

Die dritte Variation in der $\frac{G}{F}$, b -Ebene mit $\lambda = \text{const.}$ ist in Abb. 4 gezeigt. Das Ergebnis ist ähnlich wie in Abb. 2. Das Profil A reagiert auf höhere Flächenbelastungen mit einer unverhältnismäßigen Verschlechterung des Kreisfluges.

Die Kreisflugdiagramme des mit Profil A ausgerüsteten Flugzeuges zeigen bei bestimmten Radien eine Knickstelle. Diese Besonderheit erklärt sich leicht, wenn man statt der Einhüllenden $v_{s \text{ min}}(R)$ die Kurven $v_s(R)$ für konstante c_a -Werte aufträgt. Dies ist in Abb. 5 geschehen. Man liest daraus ab, daß es in diesem Beispiel für Radien $R \approx 140 \text{ m}$ am günstigsten ist, mit $c_a = 0,6$ zu fliegen, d. h. am oberen Rand der Laminardelle (vergleiche Abb. 1). Für kleinere Radien muß man jedoch wegen der starken Widerstandszunahme des Profils oberhalb der Laminardelle sprunghaft den c_a -Wert auf etwa 1,3 bis 1,4 erhöhen, beziehungsweise die Flugeschwindigkeit erniedrigen, wenn man unnötige Verluste vermeiden will. Für den Piloten ist es natürlich schwierig, diesen Wechsel der Flugeschwindigkeiten immer optimal durchzuführen.

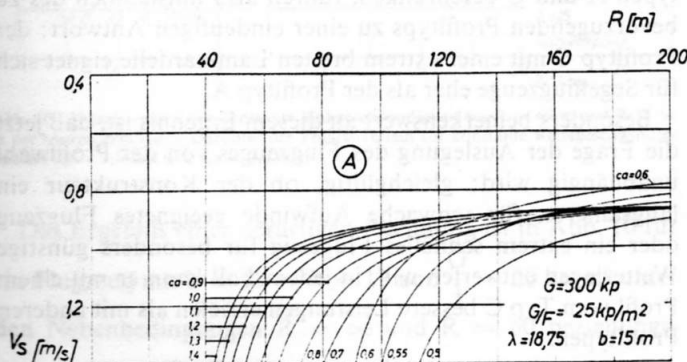


Abb. 5 Sinkgeschwindigkeit eines Flugzeuges mit Profil A im Kreisflug bei konstantem c_a . Die Einhüllende $v_{s \text{ min}}(R)$ verlangt bei $R \approx 140 \text{ m}$ einen sprunghaften Übergang von $c_a = 0,6$ auf $c_a = 1,3$. Man erkennt auch die Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit bei Abweichung vom optimalen c_a -Wert

5. Rechenergebnisse für den Geradeaus- und Reiseflug

Die Geschwindigkeitspolaren v (v_s) der verschiedenen Flugzeuge für den Geradeausflug sind in den Abb. 6, 7 und 8 in der unteren Hälfte dargestellt. Während diese Kurven sich ohne weiteres miteinander vergleichen lassen, muß man bei den Reiseflugpolaren in der oberen Hälfte der gleichen Abbildungen beachten, daß die v_{st} -Skala nur für das Flugzeug gilt, dessen Polare durch $v_R = v_{st} = 0$ geht. Die Reiseflugpolaren der Vergleichsflugzeuge sind auf der v_{st} -Skala um die Differenz der Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug verschoben worden. Diese Art des Vergleichs gestattet es, neben der nur für ein Flugzeug gültigen v_{st} -Skala eine Skala für die Aufwindgeschwindigkeit W_{st} anzugeben, die für alle Flugzeuge gilt und auch den Vergleich der Abbildungen untereinander erlaubt. Streng genommen würde ein solcher Vergleich nur für einen Radius gelten, in den Abb. 6, 7 und 8 $R = 60 \text{ m}$. Glücklicherweise ist die Sinkgeschwindigkeitsdifferenz bei verschiedener Profilierung, wie ein Blick auf Abb. 2, 3 und 4 lehrt, vor allem im Bereich $50 \text{ m} < R < 100 \text{ m}$ nur wenig von R abhängig, so daß der Vergleich der Reiseflugpolaren praktisch den gesamten Kreisflug richtig erfaßt. Die Reiseflugpolare, die durch den Nullpunkt $v_R = v_{st} = 0$ geht, ist in Abb. 6, 7 und 8 durchwegs einem Flugzeug mit Profil A vorbehalten. Die Auslegung der Flugzeuge variiert in gleicher Weise wie beim Kreisflug.

Die ausgezogenen Kurven in Abb. 6 zeigen zunächst den Einfluß der Profile A und C auf den Reiseflug für ein Flugzeug mit $b = 15$ und $\lambda = 15$. Wie zu erwarten, überwiegen bei kleinen Steiggeschwindigkeiten die Kreisflugeigenschaften und bei großen Steiggeschwindigkeiten die Schnellflugeigenschaften. Wenn zum Beispiel das Flugzeug mit Profil A gerade schweben kann, erreicht das gleiche Flugzeug mit Profil C bereits $v_R = 5 \text{ m/s} = 18 \text{ km/h}$ Reisegeschwindigkeit. Im Bereich um $v_{st} = 1,8 \text{ m/s}$, das heißt, bei Aufwinden von 2,8 m/s, sind beide Flugzeuge gleichwertig; darüber ist das Flugzeug mit Profil A leicht überlegen. Erhöht man bei konstanter Spannweite ($b = 15 \text{ m}$) die Streckung und die Flächenbelastung (gestrichelte Linien), so werden, wie man auch aus den Geschwindigkeitspolaren in der unteren Bildhälfte sieht, die Schnellflugeigenschaften wesentlich verbessert. Die gestrichelten Kurven im Reiseflugdiagramm zeigen jedoch, daß die Reisegeschwindigkeiten bei Aufwindstärken $W_{st} < 1,6 \text{ m/s}$ (beim Profil C) beziehungsweise $W_{st} < 2,0 \text{ m/s}$ (beim Profil A) schlechter werden als zuvor. Erst bei höheren Aufwindstärken kommen die besseren Schnellflugeigenschaften zum Tragen. Die unterschiedliche Profilierung wirkt sich ebenso aus wie bei den ausgezogenen Kurven, das heißt, Profil C ist bis $W_{st} \approx 3 \text{ m/s}$ günstiger; darüber ist Profil A leicht überlegen.

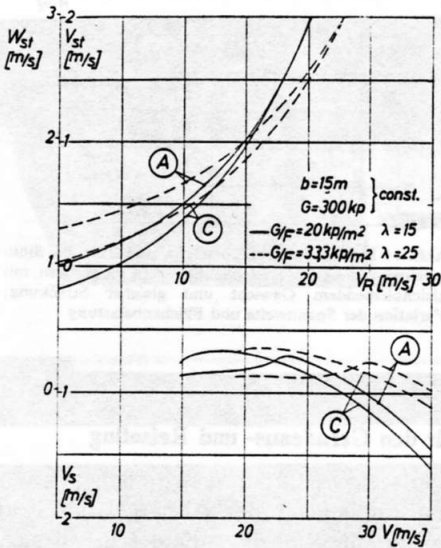


Abb. 6 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Geschwindigkeitspolaren v (v_s) (untere Bildhälfte). Die Reiseflugpolaren sind in Abhängigkeit von der Aufwindgeschwindigkeit W_{st} dargestellt. Die Steiggeschwindigkeitsskala gilt nur für das Flugzeug mit Profil A, dessen Reiseflugpolare durch den Nullpunkt $v_R = v_{st} = 0$ geht. Variation der Flugzeuge wie in Abb. 2

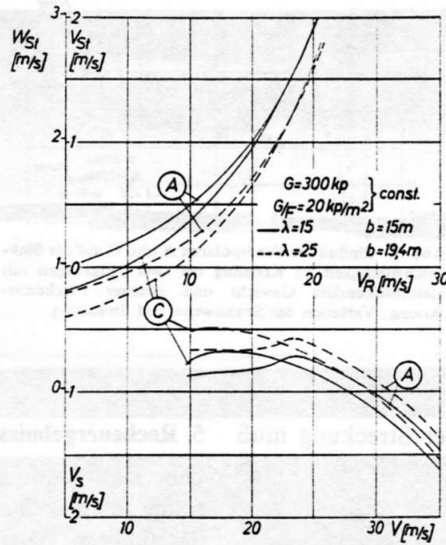


Abb. 7 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Geschwindigkeitspolaren v (v_s) (untere Bildhälfte) und Reiseflugpolaren v_R (W_{st}). Die v_{st} -Skala gilt nur für die ausgezogene Kurve mit Profil A. Variation der Flugzeuge wie in Abb. 3

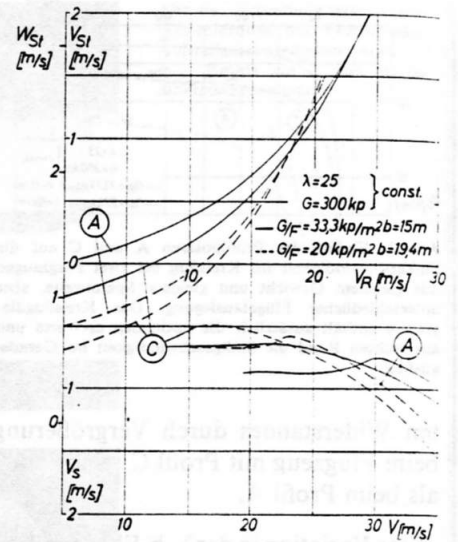


Abb. 8 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Geschwindigkeits- und Reiseflugpolaren. Variation der Flugzeuge wie in Abb. 4

Abb. 7 zeigt die Wirkung einer Vergrößerung der Spannweite und der Streckung bei $\frac{G}{F} = 20 \text{ kg/m}^2 = \text{const.}$ von $b = 15, \lambda = 15$ (ausgezogene Kurven) auf $b = 19,4 \text{ m}, \lambda = 25$ (gestrichelte Kurven). Der größere Bauaufwand wirkt sich sowohl im Langsam- als auch im Schnellflug günstig aus, so daß die Reisegeschwindigkeit beträchtlich erhöht wird. Hinsichtlich der Profilierung sind die gleichen Feststellungen wie bei Abb. 6 zu treffen.

Abb. 8 schließlich zeigt bei konstanter Streckung $\lambda = 25$ die Wirkung der Spannweitenvergrößerung bei abnehmender Flächenbelastung. Die Verbesserung des Kreisfluges (vergleiche Abb. 4) beim leichteren Flugzeug ist vor allem beim Profil A ausgeprägt und erhöht die Reisegeschwindigkeit bei niedrigen W_{st} beträchtlich, allerdings auf Kosten der Reisegeschwindigkeit bei starken Aufwinden.

Aus den in Abb. 6, 7 und 8 dargestellten Ergebnissen könnte man zunächst den Schluß ziehen, der Profiltyp C sei für übliche Aufwindgeschwindigkeiten $W_{st} \leq 2,8 \text{ m/s}$, der Profiltyp A dagegen für höhere Aufwindgeschwindigkeiten zu bevorzugen, etwa für ein Flugzeug, das in thermisch bevorzugten Gebieten bei extremen Steiggeschwindigkeiten für wenige Stunden Höchstleistungen erzielen soll.

Im Hinblick auf eine solche Aufgabenstellung könnte man aber daran denken, beim Profil C einen Teil der Überlegenheit im Langsamflug zum Beispiel durch Erhöhung der Flächenbelastung zu verschenken, um dadurch die Unterlegenheit im Schnellflug wettzumachen. Das Ergebnis einer Rechnung für den ungünstigsten Fall, bei dem die Geometrie der Flugzeuge gleich ist und lediglich das Flugzeug mit Profil C ein um 20% beziehungsweise 25% höheres Gewicht bekommt, zeigt Abb. 9. Die beiden schwereren Flugzeuge mit Profil C sind jetzt bei kleinen Steiggeschwindigkeiten den Flugzeugen mit Profil A gleichwertig oder nur leicht überlegen; bei großen Steiggeschwindigkeiten werden sie aber zunehmend besser als die Vergleichsflugzeuge mit Profil A.

Günstiger als eine reine Gewichtserhöhung wäre es natürlich, die höhere Flächenbelastung zum Beispiel bei $b = \text{const.}$ durch eine größere Streckung zu realisieren, weil die Vorteile des Profils C erst dann richtig zum Tragen kommen. Das läßt

sich aus dem Vergleich der oberen ausgezogenen Kurve in Abb. 6 für $\frac{G}{F} = 20 \text{ kp/m}^2, \lambda = 15$ und Profil A mit der unteren gestrichelten Kurve der gleichen Abbildung für $\frac{G}{F} = 33; \lambda = 25$ und Profil C ablesen. Die Flugzeuge sind bei niedrigen Reisegeschwindigkeiten ungefähr gleichwertig; bei höheren Reisegeschwindigkeiten ist jedoch das Flugzeug mit Profil C stark überlegen. Beide Flugzeuge haben gleiche Spannweite und gleiches Gewicht.

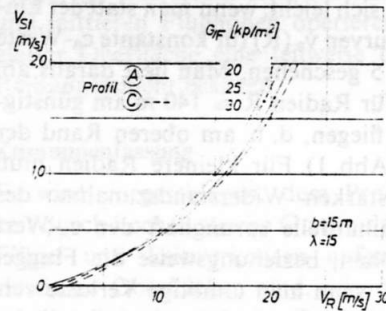


Abb. 9 Zwei Reiseflugpolaren für ein Flugzeug mit Profil A und C beziehungsweise 25 kp/m^2 Flächenbelastung (ausgezogene Kurven). Zum Vergleich dazu die Reiseflugpolaren des gleichen Flugzeuges mit Profil C und erhöhter Flächenbelastung von 25 beziehungsweise 30 kp/m^2 (gestrichelte Kurven)

Die bisherigen Überlegungen, die sich auf die beiden Profiltypen A und C beschränken, führen also hinsichtlich des zu bevorzugenden Profiltyps zu einer eindeutigen Antwort: der Profiltyp C mit einer extrem breiten Laminardelle eignet sich für Segelflugzeuge eher als der Profiltyp A.

Besonders bemerkenswert an diesem Ergebnis ist, daß jetzt die Frage der Auslegung des Flugzeuges von der Profilwahl unabhängig wird; gleichgültig, ob der Konstrukteur ein langsames, für schwache Aufwinde geeignetes Flugzeug oder ein extrem schnelles Flugzeug für besonders günstige Wetterlagen entwerfen will, in jedem Fall kann er mit einem Profil vom Typ C bessere Leistungen erzielen als mit anderen Profiltypen.

Es sei noch ergänzt, daß auch andere Profiltypen wie zum Beispiel der Typ B in Abb. 1 und weitere hier nicht gezeigte Typen gegenüber dem Profiltyp C schlechter abschneiden. Eine möglichst breite und ausgeprägte Laminardelle ist also

offensichtlich für Segelflugzeuge, die ihre Höhe im engen Kreisflug gewinnen müssen und gleichzeitig möglichst große Reisegeschwindigkeiten erreichen sollen, die günstigste Polare.

6. Der Einfluß von Profilkappen

Durch einfache Wölbunsklappen hat man die Möglichkeit, den nutzbaren Auftriebsbereich zu vergrößern. Man kann dies in zweierlei Weise tun: Einmal könnte man die Laminardelle des Profiltyps C noch weiter nach oben ausdehnen. Dadurch bliebe der Schnellflug und, bei Flächenbelastungen von 20–25 kg/m², auch der Kreisflug bis herunter zu einem Radius $R \approx 50$ m ungeändert. Ein Gewinn wäre also nur für kleinere Radien oder aber für höhere Flächenbelastungen gegeben. Die zweite Möglichkeit besteht darin, die schmalere Laminardelle eines Profils mit geringerem Widerstand als Profil C durch die Klappen etwa auf den Bereich $0,1 \leq c_a \leq 1,4$ aufzuweiten. Die Rechnung zeigt, daß diese Möglichkeit bei einfachen Wölbunsklappen für übliche Flächenbelastungen und Kurvenradien über 50 m die weitaus günstigere Lösung ist*.

7. Der Einfluß kleiner Polarenunterschiede

Bei der Auswahl von Profilen steht der Konstrukteur immer wieder vor der Frage, wie stark sich Unterschiede in den Polaren auf den Langsam- und Schnellflug auswirken, und welches Gewicht diesen Auswirkungen zukommt. Solche Fragen lassen sich schnell und übersichtlich beantworten, wenn man in das C_a, C_{wp} -Feld sowohl für den Langsamflug die Kurven konstanter Sinkgeschwindigkeit als auch für den Schnellflug die Kurven konstanter Reisegeschwindigkeit einzeichnet. Dabei muß man als Parameter für den Langsamflug den Kurvenradius, für den Schnellflug die Steiggeschwindigkeit vorgeben.

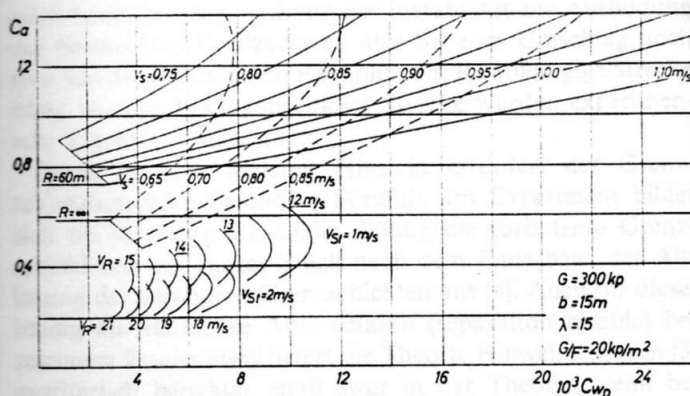


Abb. 10 Polarenverlauf für konstante Sinkgeschwindigkeit bei $R = 60$ m und $R = \infty$ in der oberen Bildhälfte. Darunter der Polarenverlauf für konstante Reisegeschwindigkeit bei $v_{st} = 1,0$ m/s und $v_{st} = 2,0$ m/s

Das Ergebnis einer derartigen Rechnung ist in Abb. 10 für ein Flugzeug mit $b = 15$ m, $\lambda = 15$ und $\frac{G}{F} = 20$ kp/m² unter den Nebenbedingungen $R = \infty$ und $R = 60$ beziehungs-

*Ob man bei anderen Klappenkonstruktionen und noch höheren Flächenbelastungen zu anderen Schlußfolgerungen kommt, muß noch offen bleiben, weil zuverlässige Polarenmessungen im interessierenden Bereich niedriger Reynoldszahlen zum Beispiel mit Fowierklappen nicht bekannt sind.

weise $v_{st} = 1$ m/s und $v_{st} = 2$ m/s wiedergegeben. Legt man eine bestimmte Polare in dieses Kurvenfeld, so kann man an Hand derjenigen Kurven, die die Polare links und oben tangieren, sofort die Optimalwerte für v_R und v_s ablesen. Unterscheiden sich zwei Polaren nur im Schnellflugbereich, so ist der entsprechende Gewinn oder Verlust ebenfalls sofort ablesbar. Die Unterschiede im Langsamflugbereich werden als Sinkgeschwindigkeitsdifferenz abgelesen. Zieht man noch das Reiseflugdiagramm hinzu, in diesem Fall Abb. 6, so läßt sich die Sinkgeschwindigkeitsdifferenz in Abhängigkeit von der Steiggeschwindigkeit als Differenz in der Reisegeschwindigkeit ausdrücken. Polarendifferenzen im Langsamflug können in dieser Weise unmittelbar mit den Polarendifferenzen im Schnellflug verglichen werden; allerdings ist der Vergleich noch von der angenommenen Steiggeschwindigkeit abhängig. Ein Zahlenbeispiel mag diesen Vergleich noch erläutern: Es sei angenommen, daß eine Polare im Schnellflug ein $C_{wp} = 6,0 \cdot 10^{-3}$ besitze und im Langsamflug eine 10 cm/s kleinere Sinkgeschwindigkeit liefere als eine Vergleichspolare. Soll die Vergleichspolare den Verlust im Schnellflug gerade wettmachen, dann müßte ihr Profilwiderstand im Schnellflug bei $v_{st} = 2$ m/s auf $C_{wp} = 5,4 \cdot 10^{-3}$, bei $v_s = 1$ m/s auf $C_{wp} = 4,7 \cdot 10^{-3}$ heruntergehen. Betrachtet man lediglich die Änderungen und Differenzen, so kann man die Ergebnisse der Abb. 10 auch für andere Flugzeugauslegungen übernehmen, ohne wesentliche Fehler zu machen.

Zusammenfassung

Durch numerische Rechnungen wird der Einfluß der Profilpolaren auf die Reisefluggeschwindigkeit von Segelflugzeugen untersucht, die ihre Höhe im engen Kreisflug gewinnen. Legt man der Rechnung gemessene Profilpolaren zugrunde, so zeigt sich, daß ein Polarentyp, dessen Laminardelle von $0,1 \leq C_a \leq 1,4$ reicht, günstiger abschneidet als andere Polarentypen. Von wesentlicher Bedeutung ist dabei, daß dieses Ergebnis nicht von der Auslegung oder den Entwurfsdaten eines Segelflugzeuges abhängt.

- [1] K. Nickel: «Die günstigste Geschwindigkeit im Streckensegelflug», Thermik 2 (1949), S. 168.
- [2] R. Eppler: «Der günstigste Kreisflug von Segelflugzeugen», ZFW 1954, S. 15.
- [3] R. Eppler: «Die Auslegung von Segelflugzeugen», Schweiz. Aero-Revue, Aug. 1956, und OSTIV Publication No. IV.
- [4] F. X. Wortmann: «Einige Laminarprofile für Segelflugzeuge», OSTIV-Bericht 1963, Schweiz. Aero-Revue Nov. 63 und OSTIV Publication No. VII

(Schweizer Aero-Revue 1963/9)