

Neue Modellaufwindverteilungen und ihr Einfluss auf die Auslegung von Segelflugzeugen

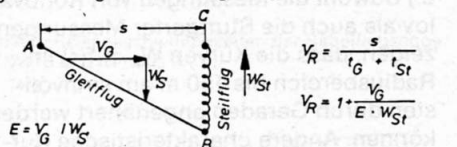
Karl-Heinz Horstmann, DFVLR, Braunschweig, Institut für Aerodynamik

Vortrag auf dem 15. OSTIV-Kongress, Räyskälä, Finland (1976)

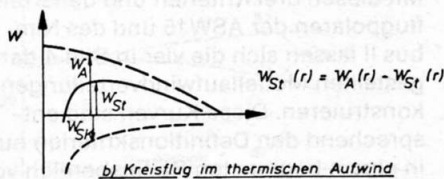
Als wesentliches Mass für die Leistung eines Segelflugzeuges wird heute entsprechend den Aufgabenstellungen bei Wettbewerben die maximal erreichbare mittlere Überlandfluggeschwindigkeit angesehen. Zusätzlich ist noch die beste Gleitzahl ein Leistungskriterium, denn unter Umständen kann ihr Wert entscheidend für die Fortführung des Fluges sein.

Zur Berechnung der mittleren Überlandfluggeschwindigkeit ist es notwendig, sich ein mathematisches Modell eines Überlandfluges vorzugeben, das die Realität möglichst gut trifft. Das bekannteste und auch immer noch zutreffendste Modell ist das Mac-Creedy-Modell. Wie Bild 1a zeigt, wird von punktförmigen Aufwinden ausgegangen, in denen im Kreisflug Höhe gewonnen wird. Für den Gleitflug von Aufwind zu Aufwind wird angenommen, dass sich die Vertikalbewegungen der Luft im Mittel ausgleichen. Dann ist die Überlandfluggeschwindigkeit V_R abhängig von der Gleitfluggeschwindigkeit V_G zwischen den Aufwinden, von der zu V_G gehörenden Gleitzahl E und von der Steiggeschwindigkeit im Aufwind W_{St} . Die Steiggeschwindigkeit ist nach Bild 1b die Differenz zwischen Aufwindgeschwindigkeit W_A und Kreisflugsinkgeschwindigkeit W_{Sk} .

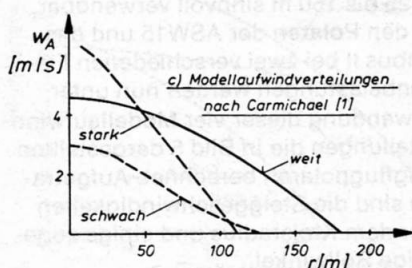
Bild 1: Zur Berechnung der mittleren Überlandfluggeschwindigkeit eines Segelflugzeuges.



a) Typischer Abschnitt aus einem Überlandsegelflug.



b) Kreisflug im thermischen Aufwind



c) Modellaufwindverteilungen nach Carmichael [1]

Unter der Voraussetzung gleich guter Piloten, die stets optimal fliegen, d. h., die stets die maximal mögliche Steiggeschwindigkeit erreichen, und die stets die optimale Gleitgeschwindigkeit V_G wählen, wird die mittlere Überlandfluggeschwindigkeit V_R bestimmt durch

a.) die aerodynamische Qualität des Flugzeuges und
b.) die meteorologischen Bedingungen, die in der Form und der Stärke der Aufwinde zum Ausdruck kommen. In die Entwurfsoptimierung von Segelflugzeugen gehen damit nicht nur die von der Flugzeuggeometrie abhängigen aerodynamischen Daten ein, die recht genau erfassbar sind, sondern auch Annahmen über Form und Stärke von Aufwinden.

Die Auslegung eines Segelflugzeuges wird daher um so besser gelingen, je besser die Thermikannahmen mit den realen Bedingungen übereinstimmen. Sehr häufig wurden bisher die Standardaufwindverteilungen von Carmichael benutzt [1].

Allerdings werden seit einiger Zeit an der Richtigkeit dieser Verteilungen Zweifel geäußert.

Wie in Bild 1c dargestellt ist, unterscheidet Carmichael drei Thermiktypen, nämlich starke, weite und schwache Thermik.

Insbesondere die starke Thermik mit einem maximalen Gradienten von $6,5 \frac{m}{m}$ steht im Widerspruch zu praktischen Erfahrungen. Rechnungen mit den Polen der ASW15 und des Nimbus II zeigen, dass ungewöhnlich grosse Rollwinkel bis über 55° notwendig sind, um maximale Steiggeschwindigkeiten zu erreichen. Erfahrungsgemäss ist es aber nur selten sinnvoll, diese Flugzeuge mit mehr als 45° Rollwinkel in der Thermik zu fliegen.

Ferner zeigen die Rechnungen, dass diese sehr gute Thermik mit einer maximalen Steiggeschwindigkeit von über 6 m/s zu optimalen Flächenbelastungen unter 25 kp/m^2 führt, was ebenfalls von der Praxis her nicht bestätigt wird. Damit dürfte es sich bei Carmichaels starker Thermik um einen aussergewöhnlich engen Aufwind handeln, den es wohl vereinzelt geben mag, insbesondere im Gebirge, den man aber kaum als repräsentativ für gute, enge Thermik bezeichnen kann. Auch bei der schwachen Thermik sind recht grosse Rollwinkel von 45° – 50°

optimal, so dass auch hier eine sehr enge Thermik dargestellt ist, wie sie wohl häufiger am frühen Morgen und in Bodennähe zu finden ist. Mindestens ebenso häufig tritt aber auch grossflächigere schwache Thermik auf, insbesondere wenn nach längerer Sonneneinstrahlung Abschirmungen auftreten oder in der Form der sogenannten Abendthermik.

In den Carmichaelschen Modellen sind auch nicht die recht häufig unter grösseren Cumuli auftretenden, grossflächigen guten Aufwinde erfasst, die Rollwinkel von ca. 30° zulassen, denn selbst in Carmichaels weiter Thermik sind noch optimale Querneigungen von 40° – 45° notwendig.

Zusammenfassend kann man über die Carmichaelschen Standard-Aufwindverteilungen wohl sagen, dass sie für mitteleuropäische Thermikverhältnisse nur bedingt repräsentativ sind. Damit erhebt sich zugleich die Frage nach besseren Thermikmodellen.

In den letzten Jahren wurden Thermikmessungen bekannt, die bei der Definition neuer Aufwindmodelle wertvolle Anhaltspunkte liefern.

Betrachtet werden sollen hier die Messungen von Konovalov in der sowjetischen Republik Estland [2] und von der Akademischen Fliegergruppe Stuttgart im Bereich der Schwäbischen Alb [3]. In beiden Fällen wurden bei Schnittflügen durch das mutmassliche Zentrum der Aufwinde die Variometeranzeige und die Fluggeschwindigkeit aufgezeichnet. Mit Hilfe der Geschwindigkeitspolaren des Messflugzeuges wurden dann die Aufwindverteilungen rekonstruiert.

Ein prinzipieller Nachteil ist, dass sich aus den Ergebnissen dieser zweidimensionalen Messungen nicht vorbehaltlos dreidimensionale Thermikmodelle ableiten lassen, da ein eventueller Einfluss der unregelmässigen räumlichen Erstreckung der Thermik nicht erfasst werden kann.

Konovalov fand bei der Auswertung von 377 Schnittflügen im wesentlichen zwei unterschiedliche Typen von Aufwindverteilungen, die er mit (a) und (b) bezeichnet. Typ (a) zeigt mehrere Aufwindmaxima, im Mittel vier, während Typ (b) nur ein herausragendes Maximum aufweist. Ferner gibt Konovalov noch relative Häufigkeiten beider Aufwindformen bezüglich Aufwindstärke und -durchmesser an.

Ordnet man die Häufigkeitsmaxima von Durchmessern und Aufwindstärken einander zu, erhält man die in Bild 2 dargestellten Verteilungen (durchgezogene Kurven). Auffällig sind die sehr niedrigen Aufwindgradienten von ca. $1,5 \frac{m}{m}$ und auch die geringen Aufwindgeschwindigkeiten. Ein Nimbus II mit 30 kp/m^2 Flächenbelastung würde maximal 1 m/s Steiggeschwindigkeit erreichen.

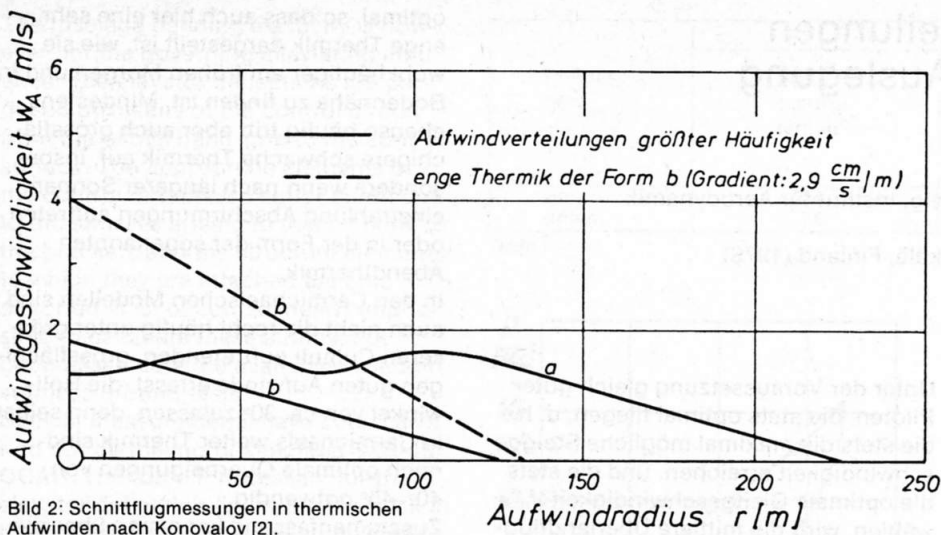


Bild 2: Schnittflugmessungen in thermischen Aufwinden nach Konovalov [2].

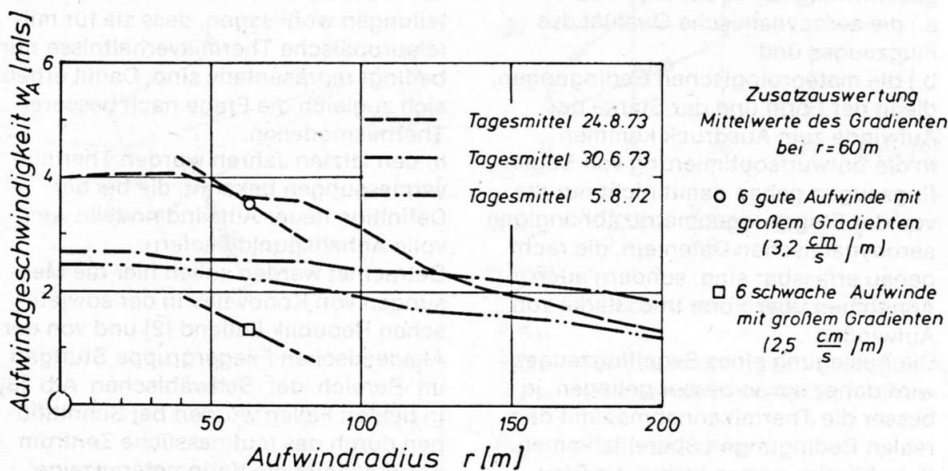


Bild 3: Schnittflugmessungen in thermischen Aufwinden, durchgeführt von der Akaflieg Stuttgart [3].

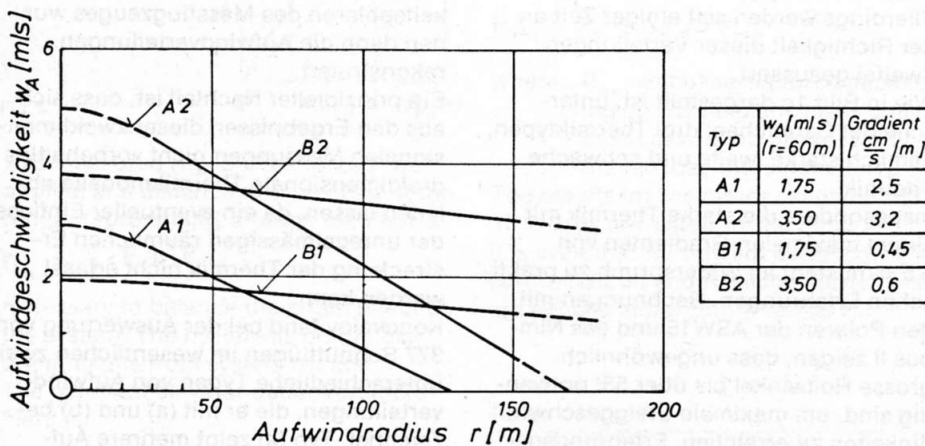


Bild 4: Modellaufwindverteilungen zur Berechnung der mittleren Überlandfluggeschwindigkeit von Segelflugzeugen.

Aufwindtypen
 A1 (eng, schwach) B1 (weit, schwach)
 A2 (eng, gut) B2 (weit, gut)

Zum einen wird hier deutlich, dass man Modellaufwindverteilungen nicht durch Mitteilung aller angetroffenen und gemessenen Aufwinde erhält. Ein guter Pilot nimmt ja auch nicht jeden angetroffenen Aufwind, sondern er sucht sich im Rahmen des Möglichen die besten aus.

Zum anderen unterstreichen diese Messungen, dass die enge Thermik nach Carmichael zumindest für mitteleuropäische Wetterverhältnisse fragwürdig ist. Ihr Aufwindgradient beträgt nämlich ca. $6,5 \frac{cm}{s} / m$. Selbst mit enger

Thermik nach Konovalov kommt man aber nur auf einen Gradienten von ca. $3 \frac{cm}{s} / m$, Bild 2 (gestrichelte Kurve). Bild 3 zeigt Messungen der Akaflieg Stuttgart. Aufgetragen sind gemittelte Aufwindverteilungen von drei verschiedenen Tagen. Die Aufwindgradienten liegen zwischen 0 und $3,0 \frac{cm}{s} / m$. Mit dem Nimbus II käme man immerhin auf Steiggeschwindigkeiten von ca. 2 m/s. Um für die obere Grenze des Aufwindgradienten repräsentative Randwerte zu finden, wurden die von der Akaflieg

Stuttgart zur Verfügung gestellten Messschriebe zusätzlich ausgewertet. Aus sämtlichen Messungen wurden zunächst 6 Aufwinde mit grossen Aufwindgradienten und grossen Aufwindgeschwindigkeiten herausgesucht. Im Bereich $r \approx 60$ m ergaben die Gradienten Werte zwischen $1,7$ und $5,6 \frac{cm}{s} / m$, gemittelt $3,2 \frac{cm}{s} / m$ (Kreis in Bild 3). Ebenso wurden 6 schwache Aufwinde mit grossen Gradienten herausgesucht, für die sich Werte zwischen $2,2$ und $3,2 \frac{cm}{s} / m$, gemittelt $2,5 \frac{cm}{s} / m$, ergaben (Quadrat in Bild 3). Mit den bisher bereitgestellten Daten sollen nun zusammen mit praktischen Erfahrungen Modellaufwindverteilungen definiert werden. Dazu werden die folgenden drei einfachen Kriterien benutzt, Bild 4:

a.) Fast jeder Überlandflug besteht aus schwachen und guten Phasen. In den Aufwindmodellen sollte dies durch mindestens zwei unterschiedliche Aufwindstärken zum Ausdruck gebracht werden. Als Anhaltswert für schwache Thermik mögen Steiggeschwindigkeiten von ca. 1,0 m/s und für gute Thermik von ca. 2,5 m/s dienen, bezogen auf Flugzeuge wie ASW15 und Nimbus II bei ca. 40° Rollwinkel.

b.) Die Aufwindmessungen zeigen, dass der Aufwindgradient in weiten Bereichen variiert; nach den Stuttgarter Messungen von 0 bis $5,5 \frac{cm}{s} / m$. Dieser Bereich sollte durch repräsentative Randwerte erfasst werden.

Die oberen Werte werden der Zusatzauswertung der Stuttgarter Messungen entnommen, nämlich $2,5 \frac{cm}{s} / m$ für schwache und $3,2 \frac{cm}{s} / m$ für gute Thermik. Zwischen diesen beiden Zahlen liegt auch der Gradient der engen Thermik nach Konovalov.

Als unterer Wert für den Gradienten wurden $0,5 \frac{cm}{s} / m$ gewählt. Dies entspricht dem Mittelwert aller Stuttgarter Messungen.

c.) Sowohl die Messungen von Konovalov als auch die Stuttgarter Messungen zeigen, dass die Kurven $w_A = f(r)$ im Radiusbereich bis 150 m am sinnvollsten durch Geraden angenähert werden können. Andere charakteristische Kurvenverläufe lassen sich kaum finden. Mit diesen drei Kriterien und den Kreisflugpolaren der ASW15 und des Nimbus II lassen sich die vier in Bild 4 dargestellten Modellaufwindverteilungen konstruieren. Diese Kurven sind entsprechend den Definitionskriterien nur in einem begrenzten Radiusbereich von ca. 25 bis 150 m sinnvoll verwendbar. Mit den Polen der ASW15 und des Nimbus II bei zwei verschiedenen Flächenbelastungen werden nun unter Verwendung dieser vier Modellaufwindverteilungen die in Bild 5 dargestellten Steigflugpole berechnet. Aufgetragen sind die Steiggeschwindigkeiten über dem Kreisradius und einige zugehörige Rollwinkel.

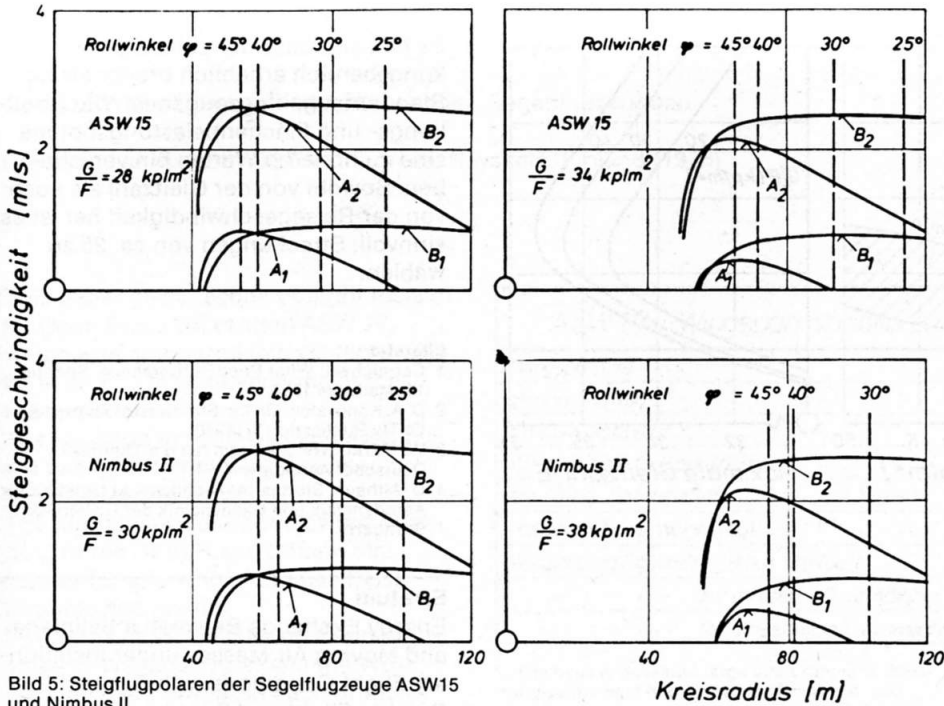
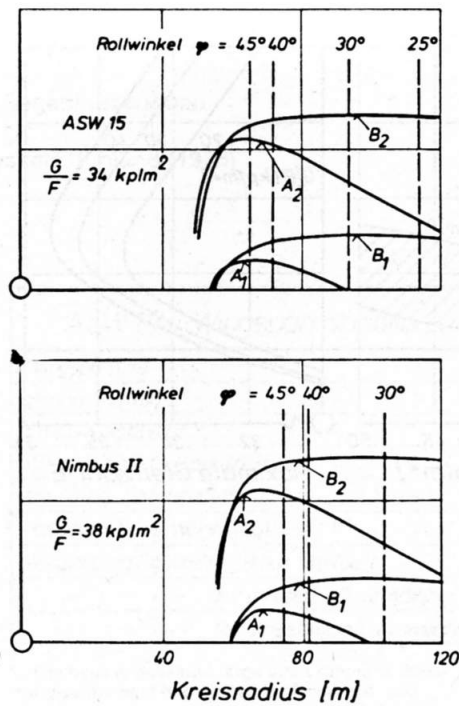
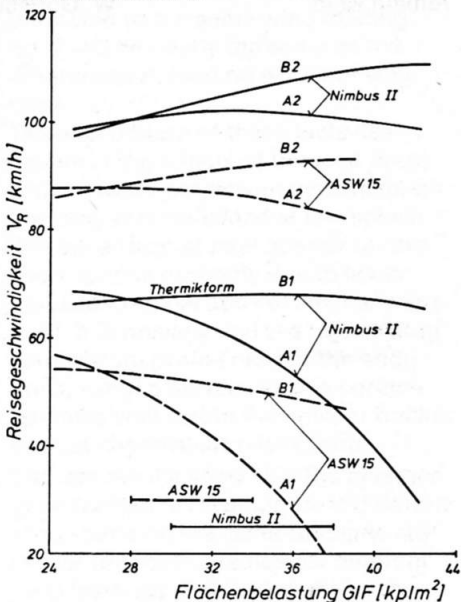


Bild 5: Steigflugpolaren der Segelflugzeuge ASW15 und Nimbus II.

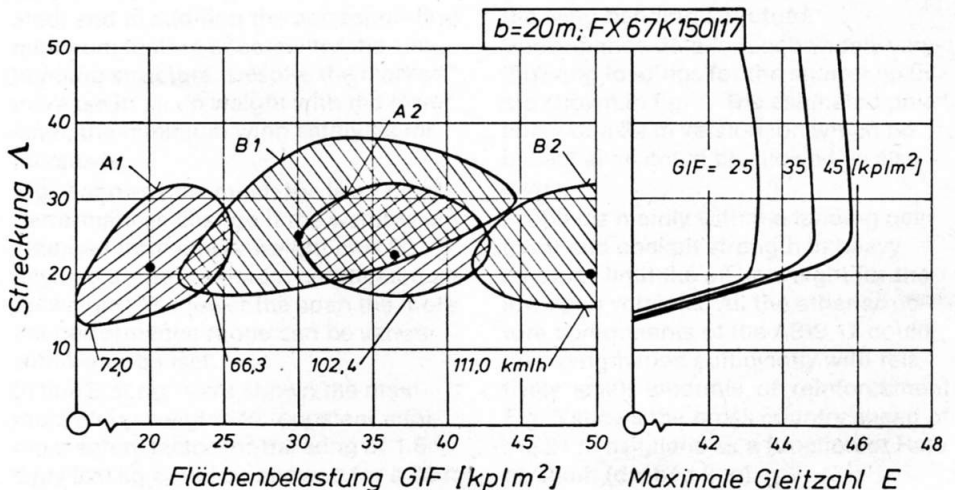
Es zeigt sich, dass die optimalen Rollwinkel Werte aufweisen, die recht gut mit Erfahrungen übereinstimmen. Die engen Thermiken erfordern Rollwinkel zwischen 45° und 49° , während für die beiden weiten Aufwindformen Werte zwischen 29° und 34° optimal sind. In Bild 6 sind ebenfalls für die Flugzeuge ASW15 und Nimbus II Reisegeschwindigkeiten über der Flächenbelastung aufgetragen. Die enge, gute Thermik (A2) führt hier anders als die Carmichaelsche enge Thermik zu optimalen Flächenbelastungen, die den Erfahrungen auf Wettbewerben nicht widersprechen: ASW15: 28 kp/m^2 ; Nimbus II: 33 kp/m^2 . Auch bei den anderen Thermikformen weisen die optimalen Flächenbelastungen keine ungewöhnlichen Werte auf.

Bild 6: Reisegeschwindigkeiten der Segelflugzeuge ASW15 und Nimbus II.



Es kann deshalb wohl angenommen werden, dass diese vier Modellaufwindverteilungen bei der Berechnung von Reisegeschwindigkeiten und damit vor allem bei der Entwurfsoptimierung von Segelflugzeugen für normales mitteleuropäisches Wetter brauchbare Dienste leisten werden. Abschliessend sollen einige Ergebnisse von Optimierungsrechnungen für die Parameter-Streckung und -Flächenbelastung gezeigt werden. Für je ein Segelflugzeug der Standardklasse und der offenen Klasse wurden mit den oben definierten Modellaufwindverteilungen Reisegeschwindigkeiten abhängig von Streckung und Flächenbelastung berechnet. Für die Profilwiderstände wurden die Daten der im Stuttgarter Laminarwindkanal vermes-

Bild 7: Reisegeschwindigkeiten eines Segelflugzeuges der Standardklasse, abhängig von Streckung und Flächenbelastung.



senen Profile FX61-184 und FX67 K150/17 zugrunde gelegt 4. Der schädliche Widerstand, in dem Rumpf-Leitwerks- und Interferenzwiderstand enthalten sind, wird einer statischen Auswertung vermessener Flugzeugpolaren entnommen.

In Bild 7 sind Linien konstanter Reisegeschwindigkeit abhängig von Streckung und Flächenbelastung für das Standardklasseflugzeug dargestellt. Es ergeben sich geschlossene Kurven, sogenannte Niveaulinien. In den schraffierten Bereichen beträgt der Reisegeschwindigkeitsverlust gegenüber dem Maximalwert nicht mehr als 2%. Ausgehend von einer durch die Bauweise bedingten minimalen Flächenbelastung von 30 kp/m^2 und der Möglichkeit, durch Wasserballast auf 40 kp/m^2 erhöhen zu können, ergeben sich optimale Streckungen von 23 bis 25 bei den schwachen Thermikformen und 17 für die beiden guten Thermiken. Das sind Werte, die im Mittel am unteren Rand des Streckungsbereichs bisheriger Flugzeuge liegen.

Eine gewisse Rolle für die Wahl der Streckung spielt auch noch die beste Gleitzahl. Ihr Wert ist in Bild 8 (rechts) abhängig von der Streckung aufgetragen. Für 30 kp/m^2 Flächenbelastung liegt das Optimum von Gleitzahl 36,5 bei der Streckung 24. Das Optimum ist aber recht flach, so dass Streckungen zwischen 20 und 30 kaum Verluste bringen. Zusätzlich sind noch aus dem vorhergehenden Bild die Geschwindigkeitsbereiche mit maximal 2% Verlust gegenüber dem Optimum aufgetragen, so dass in dieser Darstellung die Einflüsse von Streckung und Flächenbelastung auf die Flugleistungen übersichtlich zusammengestellt sind.

Die gleichen Auftragungen wie in Bild 8 wurden in Bild 9 für ein Segelflugzeug der offenen Klasse mit 20 m Spannweite

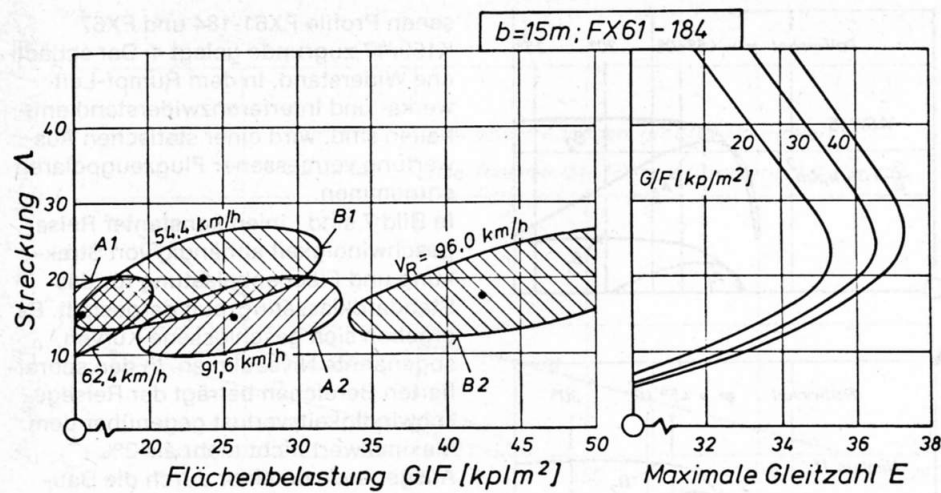


Bild 8: Bereiche optimaler Streckung und Flächenbelastung für ein Segelflugzeug der Standardklasse.

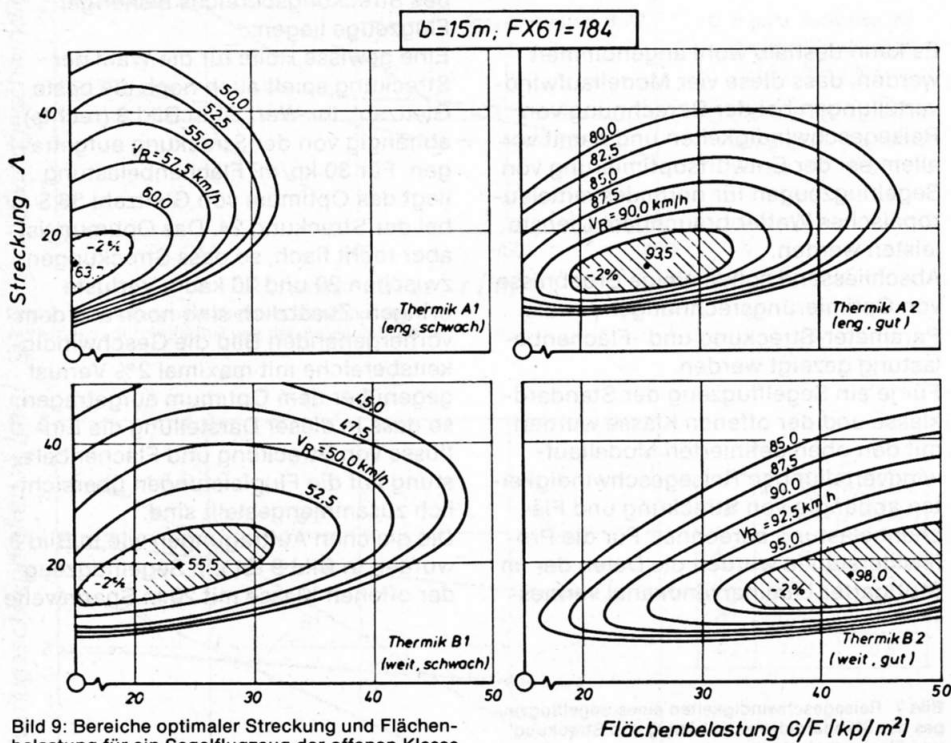


Bild 9: Bereiche optimaler Streckung und Flächenbelastung für ein Segelflugzeug der offenen Klasse.

und dem Profil FX67 K150/17 gewählt. Es fällt auf, dass der zulässige Streckungsbereich erheblich breiter als bei Standardsegelflugzeugen ist. Die Streckungs- und Flächenbelastungsoptima sind zu höheren Werten hin verschoben. Sowohl von der Gleitzahl als auch von der Reisegeschwindigkeit her ist es sinnvoll, Streckungen von ca. 25 zu wählen.

Literatur

- 1 Carmichael: What Price Performance, Soaring 18, Mai/Juni 1954.
- 2 D. A. Konovalov: On the Structure of Thermals, OSTIV Publication XI (1970)
- 3 W. Martin: Welche Form hat die Thermik? Deutscher Aerokurier 4/74.
- 4 D. Althaus: Stuttgarter Profilkatalog I. Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart.

Erratum

Energy Exchange Between a Sailplane and Moving Air Masses under Instationary Flight Conditions with Respect to Dolphin Flight and Dynamic Soaring by Wolfram Gorisch

published in Aero-Revue 11, 12/1976
 Due to a very valuable note from Dr. Justyn Sandauer, member of the OSTIV, two formulas should be revised: Of course the acceleration force vector $M\ddot{s}$ of the glider is not only dependent on the gravitational force $M\vec{g}$, and a centripetal force $M\vec{f}$ but is also affected by the drag \vec{D} ; in consequence relation (8.3) runs as follows:

$$(8.3) \quad M\ddot{s} = -M\vec{g}_v + M\vec{f} + \vec{D}$$

When (8.3) is applied to (7), equation (9) appears as:

$$(9) \quad \dot{E} = M(\ddot{s} + \vec{g})\vec{w} + \vec{D}\vec{v}$$

It had been pointed out that the formerly appearing term $\vec{D}\vec{w}$ could be neglected, as it is comparably small. This term does not in fact exist when one takes account of the above revised relations.

All other derivations and statements remain valid. W. Gorisch