

Der Einfluß des Triebwerkes auf die Flugzeuggestaltung

Von Alexander Lippisch

Der Vorschlag, die Rakete zum Antrieb von Flugzeugen zu verwenden, reicht bereits in die ersten Anfangsjahre des Flugzeugbaues zurück, jedoch fanden praktische Versuche dieser Art meines Wissens erst wesentlich später statt, und zwar im Sommer 1928 auf der Wasserkuppe, als Fritz Stamer auf dem Versuchsflugzeug »Ente« vom Forschungsinstitut der RRG mit den auch von Opel und Valier benutzten Pulverraketen die ersten Flugversuche anstellte und eine Flugzeit von etwa 1 Minute mit Raketenantrieb erreichte.

Wir haben diese Versuche sehr schnell wieder abgebrochen, da sich bereits bei den ersten Starts beträchtliche Mängel der Pulverraketen zeigten, so daß man die Versuche mit dem bemannten Raketenflugzeug bei dieser geringen Zuverlässigkeit nicht verantworten konnte. Fritz von Opel und Gottlob Espenlaub haben dann noch einige Flüge mit Pulverraketenantrieb ausgeführt, jedoch blieben auch diese Versuche, wohl aus den gleichen Gründen, in den Anfängen stecken. Die Versuche mit dem Raketenantrieb kamen deshalb überhaupt erst richtig in Fluß, als es Herrn Helmut Walter, Kiel, gelang, einen wesentlich betriebssicheren, mit Flüssigkeit betriebenen Raketenmotor zu schaffen. Die DVL baute diesen Motor erstmalig in Form einer zusätzlichen Steighilfe in ein normales Doppeldeckerflugzeug mit Luftschraubenantrieb ein, und auf Grund der Ergebnisse dieser Versuche wurde der R-Antrieb als Starthilfe für hochbeladene Flugzeuge weiter entwickelt. Sie wissen alle, daß diese Entwicklung zu einsatzfähigen Geräten geführt hat und daß in dieser Form der erste Beweis der praktischen Verwendbarkeit des R-Antriebes nachgewiesen werden konnte.

Da der R-Antrieb stets als Hochleistungsmotor für kurzzeitigen Betrieb eingesetzt werden muß, ist seine Verwendung als Starthilfe der Besonderheit dieses Motors durchaus entsprechend. Der Ottomotor ist ein Triebwerk für Dauerleistung, der Raketenmotor wird stets ein Triebwerk für Kurzleistung sein.

Nachdem der Raketenmotor einmal geschaffen war, wurde verständlicherweise von verschiedenen Stellen die Frage untersucht, ob es Sinn haben würde, ein Sonderflugzeug ausschließlich mit Flüssigkeitsraketen-

antrieb zu entwickeln. Um in der kurzen zur Verfügung stehenden Flugzeit überhaupt eine der Größenordnung nach diskutabile Flughöhe und eine begrenzte Reichweite zu garantieren, müssen solche Flugzeuge in erster Linie auf größte Fluggeschwindigkeiten gezüchtet werden, um einen brauchbaren Aktionsbereich selbst in kurzer Zeit überdecken zu können. Es war deshalb durchaus richtig, zuerst einmal ein reines Versuchsflugzeug mit R-Antrieb in Entwicklung zu geben, um erst auf Grund der Erfahrungen mit einem solchen Muster entscheiden zu können, ob die Weiterbearbeitung einer solchen Aufgabe überhaupt lohnenswert erscheint. Ein solcher Flugzeugentwurf mußte deshalb von ganz anderen Gesichtspunkten aus beachtet werden, und es war verständlich, daß für diese Aufgabenstellung das schwanzlose Flugzeug als aussichtsreich angesehen wurde.

Der Einfluß, den das R-Triebwerk auf die Gestaltung einer Zelle ausübt, beruht in erster Linie darin, daß wir es hier mit einem Motor zu tun haben, der nicht, wie der altbekannte Ottomotor auf eine bestimmte Leistung gezüchtet ist, sondern, der bei jeder beliebigen Geschwindigkeit einen gleichbleibenden Vortriebsschub abgibt. Die Leistung des Raketentors ist deshalb eine Funktion der Geschwindigkeit, und je schneller man fliegt, um so mehr Leistung kann man aus diesem Motor heraus holen. Man muß also als Grundlage zu einer Leistungsrechnung für ein Raketenflugzeug von dieser Voraussetzung des konstanten Schubes ausgehen, und man erhält dann, wie ich an anderer Stelle gezeigt habe, bestimmte Grundbeziehungen für die charakteristischen Flugzustände, die in wesentlichen Punkten von den bisher üblichen Formeln für die Leistungsberechnung der Flugzeuge mit Luftschraubenantrieb und Ottomotoren abweichen. Ich möchte deshalb hier auf die Ableitung nicht nochmals näher eingehen, sondern lediglich die wesentlichen Ergebnisse dieser Rechnungen diskutieren.

Für einen stationären Flugzustand und beliebig geneigter Flugbahn erhält man als erstes eine Beziehung zwischen dem Gleitwinkel, das heißt dem Verhältnis der aerodynamischen Beiwerte c_w/c_a der sogenannten Schubbelastung S/G und dem Bahnwinkel φ in der Form

$$\frac{K_x - \sin \varphi}{\cos \varphi} = \varepsilon$$

(Abbildung 1).

Diese Bezeichnung besagt, daß der je nach Steuerstellung und Schwerpunktlage festgelegte Flugzustand, der durch den Gleitwinkel für diese Stelle der Flugzeugpolare gekennzeichnet ist, bei einem bestimmten Schubverhältnis einen durch diese Voraussetzungen festgelegten Bahn-

winkel liefert. Die graphische Darstellung der Abbildung 1a läßt erkennen, daß bei kleineren Schubbelastungen K_s näherungsweise eine vereinfachte Beziehung

$$K_s = \sin \gamma \approx \epsilon$$

verwendet werden kann. Wird K_s größer als 1, das heißt, wird der Schub größer als das Fluggewicht, dann gibt es bei kleinen Gleitwinkeln überhaupt keinen stationären Flugzustand mehr. Im allgemeinen tritt dieser Fall, daß der Schub größer als das Gewicht ist, in den flugtechnischen Rechnungen selten auf. Da das R-Flugzeug jedoch für längere Flugzeiten einen großen Brennstoffvorrat braucht, kann es am Ende des Motorfluges, wenn dieser Brennstoffvorrat bereits weitgehend verbraucht ist, vorkommen, daß man bei Vollgas den Schub größer als das Gewicht machen kann. Um dann noch einen stationären Flugzustand zu erreichen, muß man den Gleitwinkel entsprechend groß machen, das heißt, man darf nicht etwa die Maschine ziehen, sondern man muß so viel drücken, daß man im unteren Teil der Polare diese notwendige Vergrößerung des Gleitwinkels erreicht. Im anderen Falle geht einem das Flugzeug sozusagen durch, und bei festgehaltener Steuerstellung wird die Maschine einen Überschlag fliegen.

Für den Horizontalflug, in dem also der Bahnwinkel Null ist, erhält man, unabhängig von der Flughöhe, die Bedingung, daß die Schubbelastung gleich dem Gleitwinkel ist, also

$$K_s = \epsilon.$$

Die Geschwindigkeit, die bei einem bestimmten Wert der Schubbelastung in verschiedenen Höhen erfliegen wird, ist demnach nur noch abhängig von der Wurzel aus dem Dichteverhältnis, wird also mit steigender Flughöhe größer. Man findet für diese Horizontalfluggeschwindigkeit nämlich den Ausdruck

$$V_{horiz.} = \sqrt{\frac{S}{C_m \cdot F \cdot \rho \cdot 2}} \sqrt{1 + \sqrt{1 - \left(\frac{\epsilon_{min}}{K_s}\right)^2}}$$

(Abbildung 2).

Diesen Ausdruck erhält man, wenn man für die Polare einen parabolischen Verlauf voraussetzt. C_m ist der Geringstwiderstandsbeiwert bei Nullauftrieb, ϵ_{min} ist der Optimalwert des Gleitwinkels. In der graphischen Darstellung der Abbildung 2 erkennt man, daß bei größeren Werten von K_s , wie sie für Flugzeuge mit R-Antrieb im allgemeinen üblich

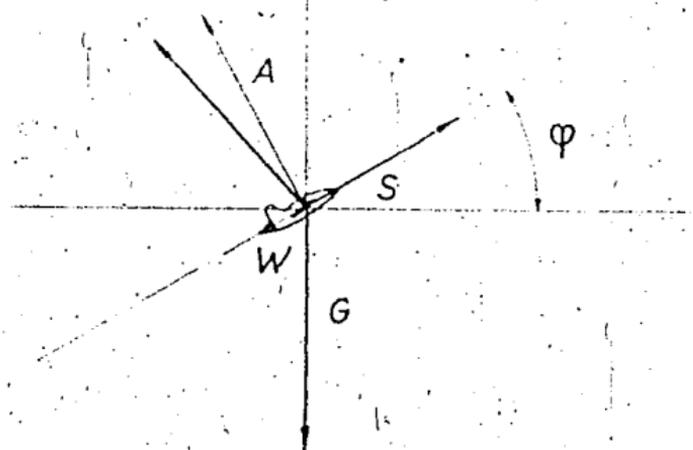


Abb. 1a
Erläuterung der Bezeichnungen

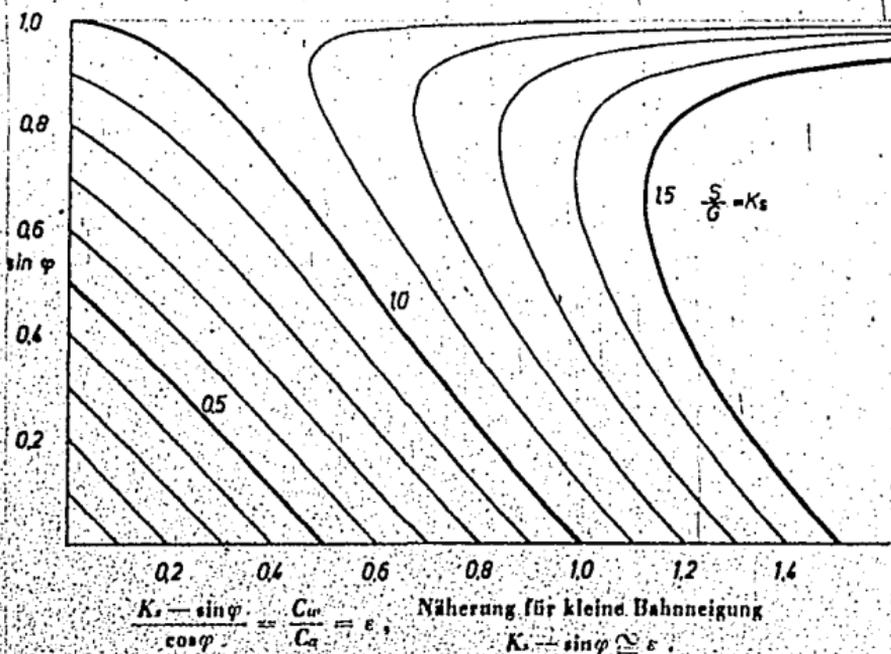
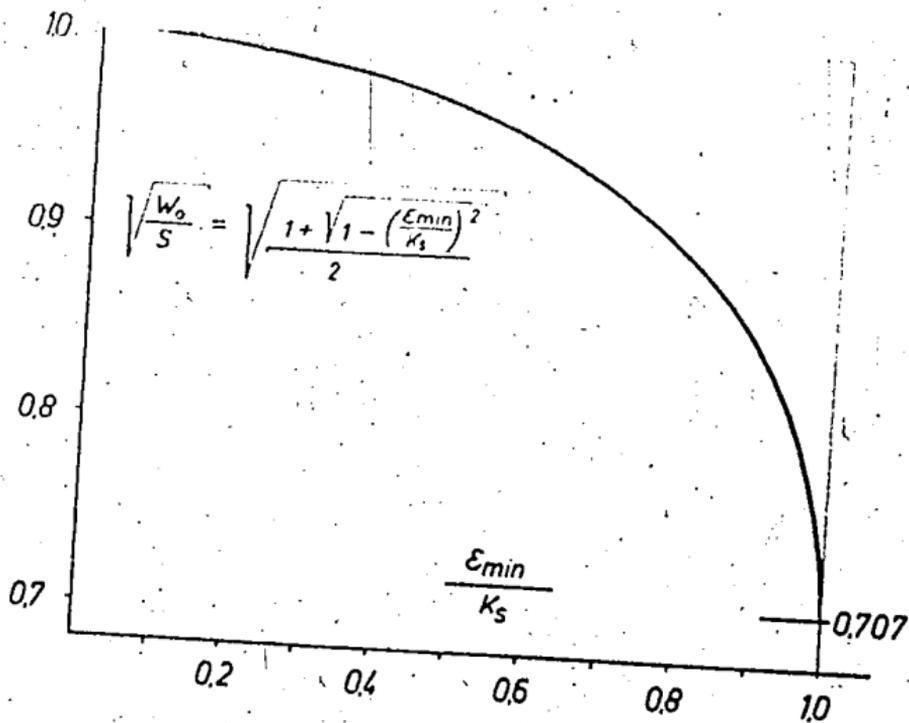


Abb. 1b
Zusammenhang zwischen Steigungswinkel, Gleitzahl und Schubbelastung



$$V_{horizontal} = \sqrt{\frac{S}{C_{w_0} \cdot F \cdot \rho \cdot 2}} \cdot \sqrt{\frac{1 + \sqrt{1 - \left(\frac{E_{min}}{K_s}\right)^2}}{2}}$$

$$V_{min} = \sqrt{\frac{S}{C_{w_0} \cdot F \cdot \rho \cdot 2}}$$

$$V_{par} = 0,707 \sqrt{\frac{S}{C_{w_0} \cdot F \cdot \rho \cdot 2}}$$

$$V_{par} = \sqrt{\frac{S}{C_{a, min} \cdot F \cdot \rho \cdot 2}} \cdot \sqrt{\frac{p}{C_{w_0}}} \cdot \sqrt{\frac{S}{F \cdot \rho \cdot 2}}$$

$$p = \left(\frac{\kappa}{\pi \cdot A} + K\right) = \frac{d^2 C_{cr}}{d C_a^2}$$

Abb. 2.
Korrekturglied für die Geschwindigkeitsformel

sind, der Klammerausdruck keine wesentliche Rolle mehr spielt, so daß man sehr wohl näherungsweise für die Maximalgeschwindigkeit setzen kann

$$V_{max} = \sqrt[3]{\frac{S}{C_w} \cdot \frac{P}{\rho \cdot g \cdot 2}}$$

Entscheidend für die Höchstgeschwindigkeit ist hierbei also der Flächenschub S/F in gewisser Analogie zur Flächenleistung N/F des Flugzeugs mit Normalantrieb. Allerdings ist beim Luftschraubenantrieb die Geschwindigkeit der dritten Wurzel aus der Flächenleistung verhältnißlich, während beim R-Antrieb nur die Quadratwurzel auftritt und dementsprechend eine Erhöhung des Schubes eine Geschwindigkeitssteigerung mit der $1/2$ ten Potenz bedingt. Verdoppelung des Schubes liefert also eine Geschwindigkeitsvermehrung von 41%, während beim normalen Motorflugzeug Verdoppelung der Leistung nur eine Geschwindigkeitssteigerung von 26% liefert. Das bedeutet aber, wenn wir einen beschleunigten Horizontalflugzustand betrachten, daß das R-Flugzeug beim Gasgeben schneller beschleunigt als das Motorflugzeug mit Luftschraubenantrieb, ein Umstand, der bei der militärischen Verwendung des R-Flugzeugs eine wesentliche Rolle spielt.

Es geht ja bereits aus den vorhergehenden Ausführungen hervor, daß der Flug mit kleinstem Schub bei dem Bestwert des Gleitwinkels eintritt, dann wird nämlich $K_s = c_{min}$ und die Geschwindigkeit ist

$$V_{opt} = \sqrt[3]{\frac{G}{C_w(c_{min}) \cdot F \cdot \rho \cdot 2}} = \sqrt[3]{\frac{P}{C_w}} \sqrt[3]{\frac{G}{F \cdot \rho \cdot 2}}$$

$$P = \left(\frac{x}{\pi \cdot l} + k \right) \dots$$

Dieser Flug bei bestem Gleitwinkel und geringstem Schub ist der Zustand des Sparflugs, bei dem man sich also die längste Zeit fliegend erhalten kann. Damit ist allerdings stillschweigend vorausgesetzt, daß der spezifische Brennstoffverbrauch bei Drosselung des Triebwerkes sich nicht wesentlich ändert oder daß man für den Sparflug ein Marschtriebwerk, welches für kleine Schübe ausgelegt ist, zur Verfügung hat. Ändert sich der spezifische Verbrauch bei Drosselung sehr stark, daß heißt, wird der spezifische Verbrauch wesentlich größer, dann liegt der Sparflugzustand bei höheren Geschwindigkeiten. An Hand einer solchen Verbrauchskurve kann man dies im Einzelfall berechnen.

Im allgemeinen wird es vorteilhaft sein, daß das Flugzeug so ausgelegt wird, daß die Sparfluggeschwindigkeit möglichst hoch liegt. Das ist entweder durch die Wahl der Flächenbelastung, aber in erster Linie dadurch

zu erreichen, daß man das Flugzeug so gestaltet, daß der beste Gleitwinkel bei möglichst niederen Auftriebsbeiwerten eintritt. Das bedeutet aber ein Flugzeug mit kleiner Flügelstreckung und möglichst geringem Minimalwiderstand. Wir werden bei der weiteren Betrachtung feststellen können, daß diese Forderung auch aus allen anderen Beziehungen für den Strahlantrieb abgeleitet werden kann.

Der Flug mit bestem Gleitwinkel ist ja beim Motorflugzeug mit Luftschraubenantrieb gleichzeitig der Flugzustand der größten Reichweite. Fragen wir beim Strahlantriebsflugzeug nach demjenigen Flugzustand, bei dem der geringste Brennstoffverbrauch im Verhältnis zur durchflogenen Flugstrecke auftritt, dann erhalten wir nicht den Zustand des Sparflugs, sondern des wirtschaftlichen Flugs. Die pro Brennstoffeinheit durchflogene Strecke ist dann

$$\frac{dE}{dB} = \frac{r}{\alpha \cdot S}$$

$$\frac{dE}{dB} = \frac{1}{\alpha} \sqrt{\frac{C_w \cdot C_w^2}{G \cdot F \cdot \rho \cdot 2}}$$

Für die Reichweite erhält man hierbei durch Integration

$$E = \frac{2 \sqrt{2}}{\alpha \rho} \sqrt{\frac{C_w}{C_w^2} \frac{G}{F}} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{B}{G \cdot I}} \right).$$

Es ist bemerkenswert, daß die beste Reichweite nicht wie bei Luftschraubenantrieb bei bestem Gleitwinkel, sondern bei dem Höchstwert von ca/cw^2 erreicht wird. Dieser Punkt liegt auf der Polare unterhalb des Auftriebs für bestes Gleiten, und zwar ist der Auftriebsbeiwert nur noch 58% des Auftriebsbeiwerts für den Sparflug. Demnach liegt auch die Geschwindigkeit für beste Reichweite etwa 32% höher als die des Sparflugs. Man kann dies leicht einsehen, wenn man sich vorstellt, daß man vom Sparflugzustand ausgehend, durch langsames Gasgeben die Geschwindigkeit des Horizontalflugs steigert. Durch das Gasgeben wird der Verbrauch größer, und da gleichzeitig die Geschwindigkeit steigt, wird aber der Brennstoffverbrauch, bezogen auf die durchflogene Wegstrecke, anfangs kleiner und erreicht dann ein Minimum an der Stelle der Polare, bei der ca/cw^2 seinen Größtwert hat (Abbildung 3).

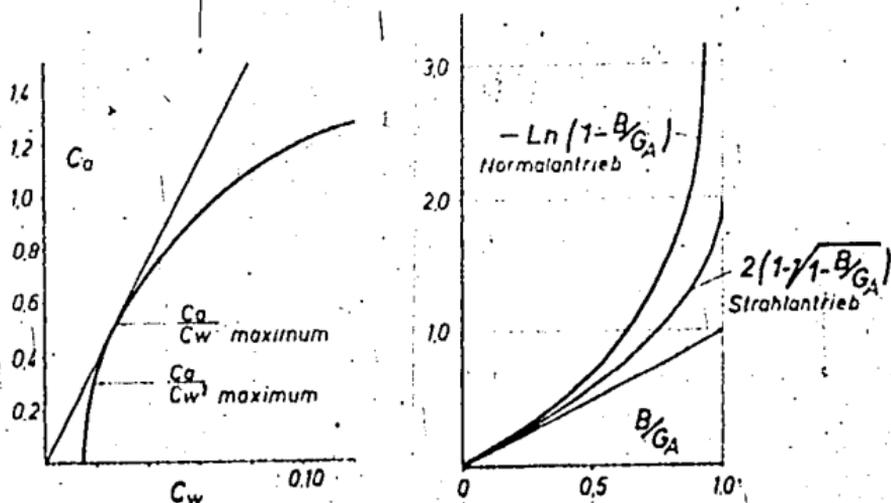
Will man ein Flugzeug also für besten Reichweitenflug mit Strahlantrieb auslegen, so muß man dafür sorgen, daß man einen möglichst großen Wert von ca/cw^2 erreicht. Das normale Motorflugzeug für große Reichweite, das auf besten Gleitwinkel gezüchtet war, hatte einen Flügel mit großer Streckung und ähnelte in seinem ganzen Aufbau dem Segelflugzeug, welches ja ebenfalls auf besten Gleitwinkel gezüchtet ist. Das

Reichweitenflugzeug mit Strahlantrieb darf aber kein motorisiertes Segelflugzeug sein, denn für den Bestwert von ca/cw^2 spielt der induzierte Widerstand keine große Rolle mehr. läßt sich doch zeigen, daß der induzierte Widerstand in diesem Fall nur noch ein Drittel desjenigen bei bestem Gleitwinkel ist. Der Formwiderstand hat hier bereits den entscheidenden Einfluß. Das Reichweitenflugzeug mit Strahlantrieb hat also keine große Flügelstreckung, es ist vielmehr auf den geringsten Widerstand gezüchtet, hat einen Flügel kleiner Streckung und ist wohl im Idealfall ein Nurflügelflugzeug mit großer Flügeltiefe und dadurch schlanken Profilen. Der wirtschaftliche Raketenflug verlangt in erster Linie Geschwindigkeit, weil eben der Raketenmotor mit steigender Geschwindigkeit immer höhere Leistungen hergibt. Des weiteren erkennt man aus dem Ausdruck für die Reichweite, daß mit steigender Flughöhe eine Verbesserung der Reichweite eintritt. Auch die Flächenbelastung soll hoch sein, da naturgemäß damit auch die Geschwindigkeit steigt.

Es ist übrigens interessant, darauf hinzuweisen, daß beim Strahltrieb selbst wenn das Flugzeug nur aus Brennstoff bestehen würde, sich in diesem Idealfall also völlig verbraucht, nur eine begrenzte endliche Reichweite möglich ist. Wird B/G_A , das heißt, das Verhältnis vom Brennstoffgewicht zum Abfluggewicht = 1, dann ist die ideale Reichweite

$$L_{\text{max}} = \frac{2}{\sigma} \sqrt{\frac{2}{g}} \sqrt{\frac{C_w}{C_w^2} \cdot \frac{G_A}{F}}$$

Beim Flugzeug mit Normalantrieb erhält man in diesem Fall eine unendlich große Reichweite. Vergleichen wir den Einfluß der Brennstoffzuladung auf die Reichweite bei normalem Motorflugzeug und beim Flugzeug mit Strahltrieb, so erhalten wir die ebenfalls in Abbildung 3 dargestellten Kurven, die uns deutlich zeigen, daß eine steigende Brennstoffzuladung beim Motorflugzeug vor allem im oberen Bereich eine größere prozentuale Reichweitensteigerung hervorruft, als dies beim Flugzeug mit R-Antrieb möglich ist. Eine Steigerung der Reichweite beim Strahltrieb ist also in erster Linie daran gebunden, daß man möglichst große Flughöhen aufsucht, da besonders beim R-Antrieb ein Abfall der Motorleistung nicht vorhanden ist, sondern sich sogar die Leistung infolge des geringen äußeren Gegendrucks steigert. Allerdings sind dann schon große Höhen, etwa in der Größenordnung von 50 km notwendig, und dann bedingt die geringe Dichte in diesen Höhen von vornherein den Flug im Überschall. Will man also ernsthaft dem Problem des Strahltriebflugzeugs für große Reichweiten näher treten, so muß man zuerst das Problem des Überschallflugzeugs zu einer Lösung bringen. Bisher wissen wir nur, daß der stark gepfeilte Flügel im Über-



$$\frac{dE}{dB} = \frac{v}{a \cdot S} \cdot \frac{1}{a} \sqrt{\frac{C_w \cdot C_w^2}{G \cdot F \cdot g}} \cdot 2 \left(\begin{array}{l} \text{Flugstrecke} \\ \text{Brennstoff pro Zeiteinheit} \end{array} \right)$$

$$E = \frac{2}{a} \sqrt{\frac{C_w}{C_w^2}} \left(\frac{G \cdot t}{F} \right) \left(1 - \frac{H}{G \cdot t} \right) \text{ Reichweite.}$$

Abb. 3
Erläuterung zur Reichweitenformel

schallbereich noch brauchbare Eigenschaften besitzt. Es ist daraus meiner Ansicht nach zu folgern, daß ein stark gefelltes Nurflügelflugzeug nach dem heutigen Stande unseres Wissens in der Lage sein wird, in großen Höhen mit außerordentlich hohen Geschwindigkeiten Flugstrecken zu bewältigen, die in der Größenordnung von mehreren 1000 Kilometern liegen werden. Wie bereits Herr Sänger gezeigt hat, ist in diesen Höhen der Brennstoffverbrauch pro Wegstrecke selbst beim R-Antrieb in der gleichen Größenordnung wie bei unseren heutigen normalen Flugzeugen, aber man muß einmal in diese Höhen hinaussteigen und andererseits die Beschleunigungsarbeit aufbringen, die das Flugzeug auf diese hohen Geschwindigkeiten bringen soll. Der Brennstoffverbrauch für die Beschleunigung und für den Steigflug ist dann das Entscheidende. Ich will deshalb noch kurz diese beiden Fragen streifen, und zwar zuerst den Steigflug mit Strahlantrieb.

Wie Sie bereits in der Darstellung der Abbildung 1 gesehen hatten, kann man für flachere Steigwinkel bzw. kleinere Schubbelastungen die Näherung

$$K_s - \sin \varphi = \epsilon$$

einführen, daß heißt, man setzt in diesem Fall bei flachen Steigwinkeln den Kosinus näherungsweise gleich 1. Man erhält dann für die Steiggeschwindigkeit den Ausdruck

$$w = \left(\frac{K_s}{C_{w_0}} \frac{C_{w_0}}{C_{w_0}^{1.5}} \right)^{1/2} \sqrt{\frac{G}{F \cdot \rho \cdot 2}}$$

(Abbildung 4).

Diese Steigflugformel ist durchaus analog der Steigflugformel mit Luftschraubenantrieb, denn man kann leicht zeigen, daß diese Bezeichnung weiter nichts aussagt, als daß die Steiggeschwindigkeit gleich der Hubgeschwindigkeit, minus der Sinkgeschwindigkeit, ist. Beim Strahlantrieb, bei dem sich die Motorleistung mit steigender Geschwindigkeit erhöht, ist diese Hubgeschwindigkeit aber eine Funktion der Bahngeschwindigkeit. Der günstigste Steigflug mit größter Steiggeschwindigkeit liegt also nicht bei dem Flugzustand geringster Sinkgeschwindigkeit, der bekanntlich durch das Maximum von ca^3/cw^2 gekennzeichnet ist, sondern im Bereich kleinerer Auftriebsbeiwerte und höherer Geschwindigkeiten, weil eben in diesem Fall die Leistung des Raketenmotors größer ist, wenn auch gleichzeitig die Sinkgeschwindigkeit damit ansteigt. Derjenige Auftriebsbeiwert, der im Fall größter Steiggeschwindigkeit geflogen werden muß, ist unter der Voraussetzung eines parabolischen Verlaufs der Polare gekennzeichnet durch den Ausdruck

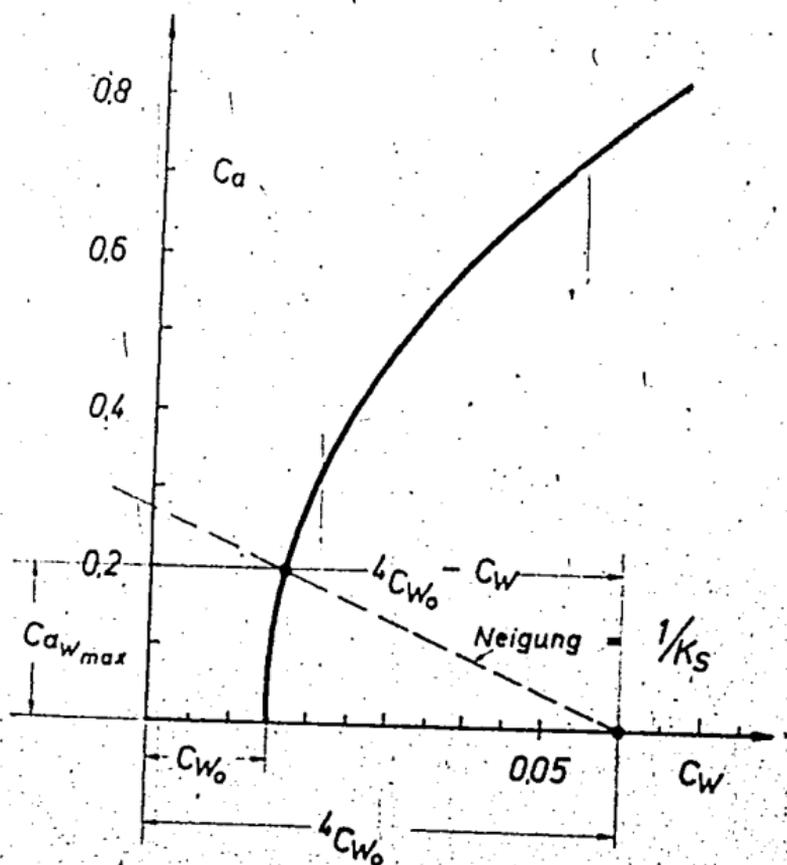
$$C_{w_{opt}} = \frac{4 C_{w_0} - C_{w_0}}{K_s}$$

Man kann aus dieser Beziehung leicht eine graphische Konstruktion des betreffenden Auftriebsbeiwerts, wie dies Abbildung 4 darstellt, ableiten. Man sieht daraus sofort, daß mit steigendem Wert von K_s , d. h. mit steigender Schubbelastung, der Auftriebsbeiwert des bestens Steigens immer kleiner wird. Bei Werten von K_s größer als etwa 0.4, kann man deshalb für die Steiggeschwindigkeit die vereinfachte Formel

$$w = 0.385 K_s \sqrt{\frac{K_s}{C_{w_0}}} \sqrt{\frac{G}{F \cdot \rho \cdot 2}}$$

verwenden.

Da man besonders beim R-Antrieb stets schon aus wirtschaftlichen Gründen, wie wir später sehen werden, die Schubbelastung K_s für den Steigflug möglichst hoch wählen wird, kommt man in den meisten Fällen mit dieser Steigflugformel aus. Man erkennt daraus wiederum andererseits, daß in erster Linie der Widerstand für die Steigleistung maßgebend ist und daß die Steiggeschwindigkeit mit der $1\frac{1}{2}$ ten Potenz des Schubes zunimmt, das heißt, bei Verdopplung des Schubes wird die Steiggeschwindigkeit um das 2.83fache erhöht.



$$C_{aw,max} = \frac{4 C_{w0} - C_w}{K_s}$$

$$W_{max} = \left(\frac{K_s}{1 C_n} - \frac{C_{ir}}{C_n^{1.5}} \right) \sqrt{\frac{C}{F \cdot \rho / 2}}$$

(für flache Steigwinkel),

$$W_{max} = 0,385 K_s \sqrt{\frac{K_s}{C_{ir}}} \sqrt{\frac{C}{F \cdot \rho / 2}}$$

(für $K_s > 0,4$),

$$C_{aw,max} \approx \frac{3 C_{w0}}{K_s} \quad \sin \varphi = 2/3 K_s$$

$$W_{max} \approx 0,385 K \sqrt{\frac{S}{C_{ir} \cdot F \cdot \rho / 2}}$$

Abb. 4

Konstruktion des Auftriebswertes für den günstigsten Steigflug

Der Auftriebsbeiwert des besten Steigflugs ist dann näherungsweise

$$C_{w_{max}} \approx \frac{3M}{K}$$

Im Bereich dieser kleinen Auftriebswerte kann man den Widerstandsbeiwert als nahezu konstant voraussetzen, und man erhält dann für den Steigwinkel des besten Steigflugs den Ausdruck

$$\sin \varphi_{w_{max}} \approx 2/3 K$$

das heißt, der Steigwinkel des besten Steigens ist nicht etwa, wie man allgemein annehmen sollte, sehr groß, sondern verhältnismäßig flach und wird erst, wenn die Schubbelastung größer als 1 wird, steiler. Ist der Schub 1/2-mal so groß als das Fluggewicht, so ist der beste Steigflug der senkrechte Anstieg.

Beim R-Antrieb, bei dem der Schub unabhängig von der Höhe ist, nimmt die Steiggeschwindigkeit mit wachsender Höhe zu, wie dies aus obigen Formeln leicht abzuleiten ist. Man kann die Näherungsformel für die Steiggeschwindigkeit auch in einer zweiten Form als

$$w \approx 0.385 K \sqrt{\frac{S}{c_{w_0} F \cdot \rho/2}}$$

anschreiben, der Ausdruck unter der Wurzel stellt dann die im Horizontalflug bei diesem Schub mögliche Höchstgeschwindigkeit dar, und man kann daraus leicht abschätzen, wie groß die Steiggeschwindigkeit bei der betreffenden Schubbelastung werden wird.

Wir hatten hierbei stets vorausgesetzt, daß wir einen stationären Flugzustand vor uns haben. Tatsächlich ist dies im allgemeinen beim Flug mit R-Antrieb nicht der Fall, weil infolge des hohen Brennstoffverbrauchs wesentliche Gewichtsänderungen auch in kurzer Zeit erfolgen. Es werden deshalb auch Änderungen der Bahngeschwindigkeit auftreten, und man ist in diesem Fall gezwungen, die Steigflugrechnung durch Auflösen eines Systems von Differentialgleichungen durchzuführen.

Ich habe in der bereits erwähnten Arbeit einige spezielle Lösungen für den beschleunigten Steigflug angegeben und möchte hier nur diejenige Lösung herausgreifen, die nach den bisher durchgeführten Rechnungen die besten Ergebnisse liefert.

Diese Lösung erhält man unter der Voraussetzung, daß die Bahngeschwindigkeit konstant gehalten wird, der Staudruck also dem Dichteverhältnis entsprechend vermindert wird.

Diese Forderung konstanter Geschwindigkeit ergibt sich auch aus der Bedingung, daß man die Bahngeschwindigkeit nicht über einen durch den Einfluß der Kompressibilität bedingten Wert steigern sollte, da sonst die Widerstandszunahme einen Leistungsabfall hervorruft.

Da der Steigflug, wenn er möglichst wirtschaftlich sein soll, mit größtmöglichem Schub geflogen werden muß, sind die in Frage kommenden Auftriebsbeiwerte, wie wir schon gesehen haben, klein, und man kann mit einem Mittelwert der Widerstandsfläche bzw. einem c_w -Mittelwert die Rechnung durchführen. Man erhält dann

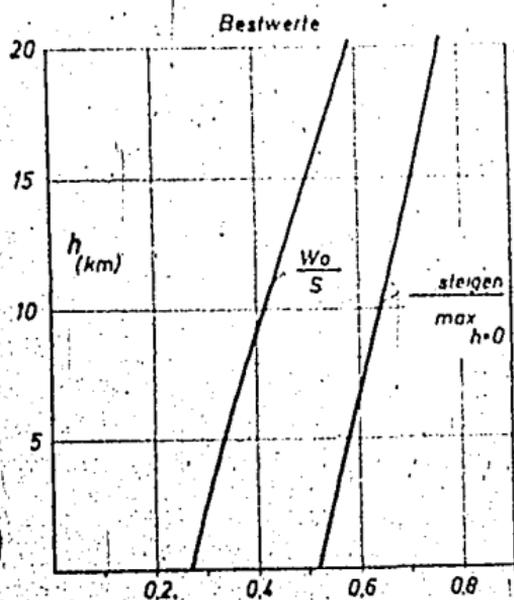
$$\ln \frac{G_0}{G} = \frac{\sigma}{v} \int_0^h \frac{dh}{1 - \frac{W_0^2}{S \cdot \rho \cdot a^2}}$$

$$W_0 = C_{w_{mittel}} \cdot F \cdot \rho \cdot 2 v^2 \quad (h = 0).$$

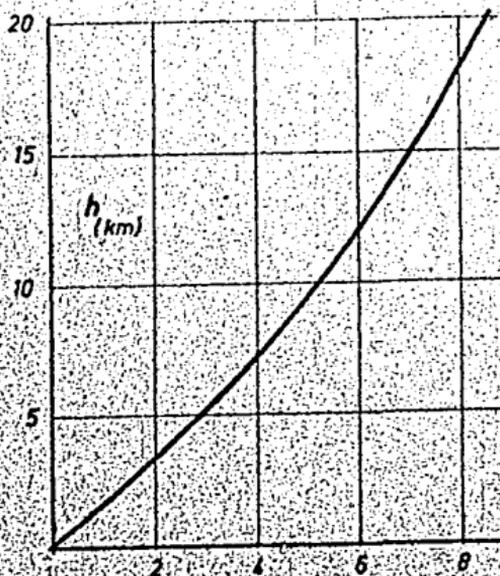
Ist die Abhängigkeit der Dichtigkeitsverteilung mit der Höhe bekannt, so kann man das Integral auflösen, es läßt sich dann zeigen, daß, wenn man auf eine bestimmte Höhe steigen will, ein vorgegebener Wert des Quotienten W_0/S eingehalten werden sollte (Abbildung 5).

Ist also der Schub sowie die Widerstandsfläche bekannt, so gibt es eine für den Steigflug in eine bestimmte Höhe festgelegte günstigste Geschwindigkeit. Man kann diese Geschwindigkeit des Steigflugs auch in Vergleich setzen zu der bei dem betreffenden Schub unter Berücksichtigung der Widerstandsfläche im Horizontalflug erreichbaren Höchstgeschwindigkeit. Man erhält dann die ebenfalls in Abbildung 5 eingetragene Kurve für das Geschwindigkeitsverhältnis. Man sieht, daß man beide Funktionen sowohl W_0/S als auch das Geschwindigkeitsverhältnis näherungsweise durch einen linealen Verlauf ersetzen könnte.

Je größer also die Steighöhe ist, um so größer muß die Bahngeschwindigkeit sein, um mit möglichst wenig Brennstoffverbrauch in diese Höhe zu gelangen. Bevor der Steigflug begonnen wird, muß also das Flugzeug nach dem Abheben im Horizontalflug in Bodennähe auf diese günstigste Geschwindigkeit gebracht werden. Diese Beschleunigungsstrecke in Bodennähe, die ebenfalls Brennstoff verbraucht, sollte man vorteilhafterweise durch den Zusatzschub von Start- und Beschleunigungshilfen beispielsweise in Form von Pulverraketen weitgehend abkürzen. Berücksichtigt man diesen Brennstoffverbrauch zur Beschleunigung noch außerdem, dann stellt man fest, daß die günstigsten Geschwindigkeiten ohne Zusatzschub für die Beschleunigung etwas niedriger liegen als die hier angegebenen Geschwindigkeiten. Je größer allerdings die Flughöhe ist, um so geringer werden diese Einflüsse des Beschleunigungsflugs.



$$\ln \frac{G_0}{G} = 1000 \sigma \sqrt{\frac{C_w \cdot F}{S}} [K_h]$$



$$\ln \frac{G_0}{G} = \frac{\sigma}{v} \int_0^h \frac{dh}{1 - W_0 \cdot S \cdot \varrho_0 \cdot \varrho_0}$$

$$W_0 = C_w \cdot F \cdot \varrho_0 \cdot 2v^2 (h = 0)$$

Abb. 5
Erläuterung zur Steigflugformel

$$\frac{1}{1000 \sigma} \sqrt{\frac{S}{C_w \cdot F}} \ln \frac{G_0}{G} = K_h$$

Diese Technik des Steigflugs hat sich auf Grund der Flugerprobung auch in der Praxis als richtig erwiesen. Es ist demnach nicht vorteilhaft, gleich nach dem Abheben den Steigflug zu beginnen, denn die Beschleunigung im Steigen selbst verbraucht wesentlich mehr Brennstoff, weil für die Beschleunigungsarbeit nur ein Teil des Gesamtschubs zur Verfügung steht. Je größer aber der Schub ist, um so wirtschaftlicher kann eine bestimmte Geschwindigkeit erreicht werden, weil der Luftwiderstand dann im Verhältnis zum Schub klein ist und die Beschleunigung praktisch konstant bleibt.

Vorläufig ist eine obere Grenze in den Geschwindigkeiten noch durch den Kompressibilitätseinfluß vorhanden. Man muß also das Flugzeug so auslegen, daß für die betreffenden Aufgaben die Bahngeschwindigkeit beim Steigen diese Grenze nicht überschreitet. Ich möchte jedoch in diesem Zusammenhang darauf hinweisen, daß es eine der dringendsten Aufgaben der Hochgeschwindigkeitsforschung ist, die Flugzeugbauform anzugeben, mit der eine möglichst hohe Geschwindigkeit ohne Überschreiten der kritischen Grenze der Kompressibilität erreicht werden kann, denn diese Steigerung der Grenzgeschwindigkeit kommt der Wirtschaftlichkeit der Flugzeuge mit Strahlantrieb in erster Linie zugute.

Setzt man voraus, daß der Steigflug mit der günstigsten Geschwindigkeit, wie früher abgeleitet, durchgeführt wird, so kann man ebenfalls den geringst möglichen Brennstoffverbrauch bis auf die gewünschte Flughöhe feststellen (Abbildung 5). Das Verhältnis des zu Beginn des Steigflugs vorkommenden Gewichts G_0 zu dem Gewicht am Ende des Steigflugs G ergibt als Differenz den Brennstoffverbrauch. Man sieht im Verlauf der dargestellten Kurve, daß der Brennstoffverbrauch pro Höhengewinn mit steigender Flughöhe abnimmt, was ja schon dadurch verständlich ist, daß das Flugzeug beim Steigen dauernd leichter wird und der Widerstand infolge der Verminderung der Luftdichte ebenfalls abnimmt. Am Anfang des Steigflugs wird also wesentlich mehr Brennstoff verbraucht als am Schluß dieses Flugs. Ein ideales R-Flugzeug, welches dann in einer bestimmten Aktionshöhe noch größere Strecken oder Flugzeiten liefern soll, müßte von einem Zusatzaggregat wenigstens bis in mittleren Höhen gehoben werden. Wenn es sich nicht um einen kurzzeitigen Einsatz handelt, dann kann dies sehr wohl durch ein Trägerflugzeug geschehen, welches mit Normalantrieb ausgestattet sein kann. Das R-Flugzeug startet dann von diesem Trägerflugzeug. Diese Fragen sind heute ja bereits durch die verdienstvollen Untersuchungen der DFS im praktischen Flugbetrieb so weit entwickelt worden, daß der Ausführbarkeit solcher Gedanken heute keine ungelösten Probleme mehr entgegen stehen. Es ist wohl selbstverständlich und aus dem Vorangegangenen

leicht abzuleiten, daß eine beträchtliche Vergrößerung der Reichweite und der Aktionshöhe der R-Flugzeuge durch solche Maßnahmen geschaffen werden kann.

Für den kurzzeitigen Einsatz kommt für die Beschleunigung am Boden eine Schleudereinrichtung oder Startbahn in Frage. Hierbei wird jedoch ein wesentlicher Gewinn an Flugzeit erst dann erreicht, wenn man das Flugzeug mit Hilfe einer solchen Einrichtung bis auf die zum Steigen günstigste Geschwindigkeit beschleunigen kann. Diese Geschwindigkeiten liegen aber in der Größenordnung von 600 bis 800 km/h. Die heute üblichen Schleudereinrichtungen gestatten es noch nicht, diese Abhegeschwindigkeiten zu erreichen. Für den schnellen Einsatz muß der Steigflug in kürzester Zeit durchgeführt werden. Dies kann man dadurch bewerkstelligen, daß das R-Flugzeug durch den Vorspann einer größeren Rakete oder eines Bündel von Raketen in die betreffende Flughöhe gehoben wird, dann diesen Vorspann ausklinkt, der mit Fallschirm zu Boden geht und nun mit eigener Kraft den eigentlichen Flug beginnt. Wenn man genügend starke Raketen verwendet, kann man diesen ganzen Schleppzug senkrecht hinaufsteigen lassen, dann spart man sich vor allem den immerhin ziemlich schwierigen und gefährvollen Start des voll geladenen R-Flugzeugs, denn dieses Flugzeug wird dann, ähnlich wie beim Tragschlepp der DFS, ohne flugfähig zu sein, vom Boden gehoben. Durch Nacheinnerschalten der Raketen kann man den Anschub und den Startbeginn weich einsetzen lassen. Im Steigflug kann der Flugzeugführer des R-Flugzeugs die Flugbahn seiner Schlepprakete in ähnlicher Weise steuern, wie dies bereits im Flugzeugschlepp des Segelflugs üblich ist. Wenn es gelingt, durch solche Maßnahmen das R-Flugzeug ohne eigenen Brennstoffverbrauch in eine vorgeschriebene Aktionshöhe zu bringen, so kann man den Wirkungsbereich dieser auf Hochgeschwindigkeit gezüchteten Flugzeuge sehr wesentlich steigern.

Beispielrechnung

$$V_{\text{Grenz}} = 250 \text{ m/s.}$$

$$\sigma = 5,0 \frac{\text{gr/l}}{\text{kg}}.$$

$$C_d(R_{\text{max}}) = 0,22.$$

$$\frac{G_1}{F_{\text{Grenz}}} = 856 (\text{g/g}) \text{ kg/m}^2.$$

$$C_d^{1,5} / C_w^{\text{best}} = 32,8.$$

$$C_d / C_w^{\text{best}} = 18.$$

Zu Abb. 6

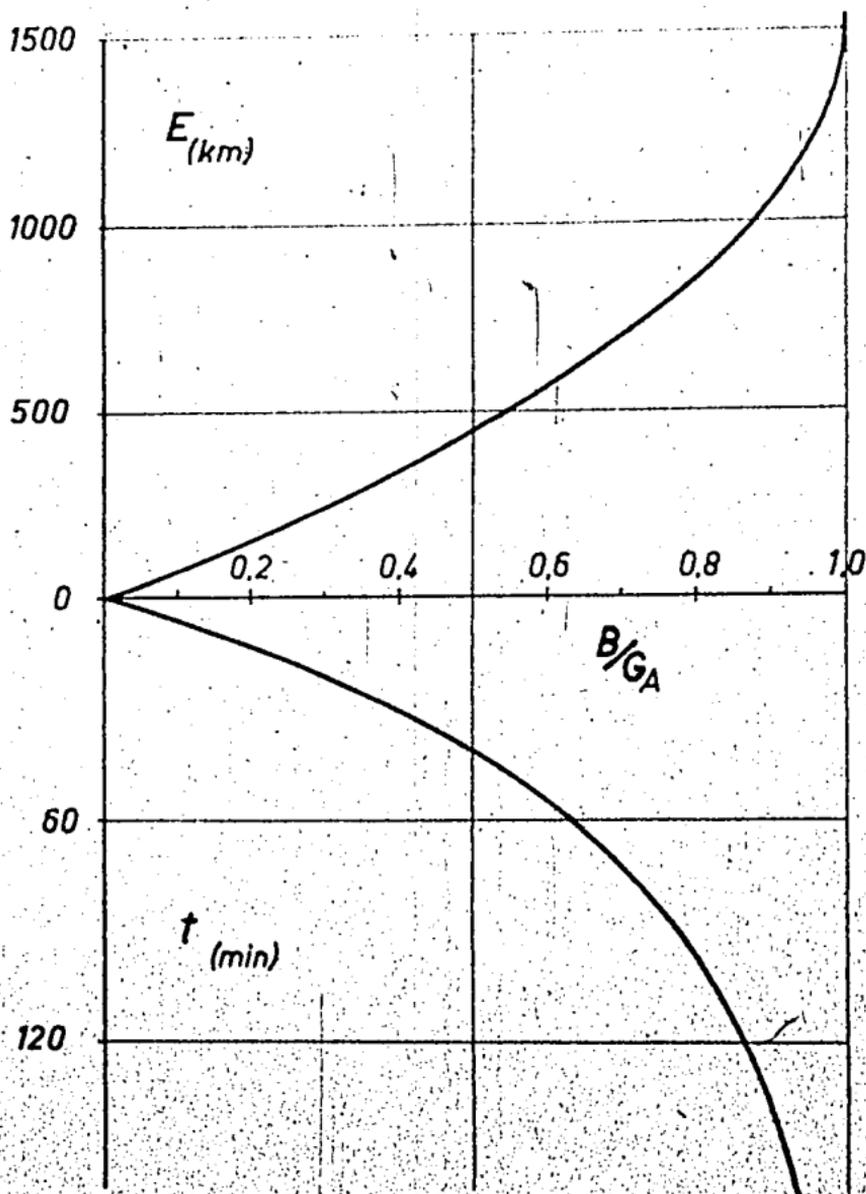


Abb. 6

Optimale Reichweite für ein R-Flugzeug, unter Voraussetzung, daß Start- und Steigflug mit fremder Hilfe ausgeführt werden

Verwenden wir die heute von unseren R-Flugzeuigen erreichten Gütegrade und die derzeit erprobten Verbrauchszahlen für den R-Antrieb, so ergibt sich für die Reichweite einerseits und die maximale Flugzeit andererseits in Abhängigkeit der Flughöhe die Darstellung der Abbildung 6.

Die Reichweite wird nämlich unabhängig von der Flughöhe, wenn man bedenkt, daß aus Gründen der Kompressibilität eine Grenzgeschwindigkeit geflogen werden muß und demnach die Flächenbelastung der Höhe entsprechend abnehmen muß. Dies gilt unter der Voraussetzung, daß der Reichweitenflug mit dem Auftriebsbeiwert für bestes c_w/c_w^2 geflogen wird.

Um noch größere Flugweiten zu erzielen, müßte man deshalb anfangs mit höheren Auftriebsbeiwerten fliegen und die Grenzgeschwindigkeit so lange einhalten, bis man infolge des Brennstoffverbrauchs und der Gewichtsabnahme an den für den Reichweitenflug besten Flugzustand herankommt.

Die hierdurch erreichbare Steigerung der Reichweite ist heute in der Größenordnung von 200 km.

Im Augenblick, in dem es gelingt, die Grenzgeschwindigkeit wesentlich heraufzusetzen, ist dies ein der Geschwindigkeitssteigerung direkt verhältnißiger Gewinn an Reichweite.

Die Gestaltung der Flugzeuge für R-Antrieb muß unbedingt unter diesen Gesichtspunkten durchgeführt werden, und ich möchte aus den bisher gesammelten Erfahrungen meine Ansicht dahingehend zusammenfassen, daß ein wirklicher Fortschritt nicht allein durch theoretische oder auch experimentelle Untersuchungen, sondern in erster Linie durch die Versuche am fliegenden Flugzeug erreicht werden kann.

Die Me 163 A erreichte bei den Versuchsflügen im Herbst 1941 85% der Schallgeschwindigkeit, die Me 163 B ist nur eine Nutzenanwendung dieses Fortschritts.

Jede grundsätzliche Weiterentwicklung kann nur auf dem gleichen Wege durch Schaffung eines neuen Versuchsflugzeugmusters und unter Berücksichtigung der seitdem gesammelten neuen Erkenntnisse erfolgen.

Diese Lücke zu schließen und die kritische Grenze der Geschwindigkeit weiter hinaufzusetzen ist eine der dringendsten Aufgaben der Luftfahrtforschung.

Schrifttum

Lippisch, Raketenversuche mit Flugzeugen und Flugzeugmodellen. ZFM, (1928).

Sänger, Raketenflugtechnik.

Lippisch, Die flugmechanischen Beziehungen der Flugzeuge mit Strahltrieb. FB 1791.

Aussprache

Busemann: Herr Lippisch hat uns in seinem Vortrag mit den gegenseitigen Beziehungen zwischen Triebwerk und Flugzeuggestalt bekanntgemacht. Ein bemerkenswerter Unterschied zwischen dem gewöhnlichen Antrieb mit Motor und Luftschraube und dem Raketenantrieb liegt schon darin, daß man die Fluggeschwindigkeit berechnet, ohne auf den Energieinhalt des Brennstoffes einzugehen, indem man unabhängig von der Fluggeschwindigkeit eine bestimmte Antriebskraft voraussetzt. Bei diesem Vorgehen muß man natürlich aufpassen, daß die Bäume nicht in den Himmel wachsen. Diese Annahme führt nämlich dann zu scheinbar unmöglichen Ergebnissen, wenn man auf solche Geschwindigkeiten kommt, bei denen die in der Zeiteinheit zugeführte Energie = Schubkraft mal Geschwindigkeit > größer als der Heizwert des verbrauchten Brennstoffes ist. Dieser Fehler kommt von selbst dadurch in Ordnung, daß man neben der nutzbaren Energie im Brennstoffheizwert auch die kinetische Energie des verbrauchten Brennstoffes in Rechnung stellen darf, die während des Beschleunigungsvorganges, auf den Herr Lippisch mehrfach hingewiesen hat, aufgebracht wird.

Ich möchte nun fragen, ob zu diesem Vortrag eine Bemerkung gemacht werden soll?

Sünger: Wenn mit rein raketenbetriebenen Flugzeugen sehr große Reichweiten erzielt werden sollen, sind bekanntlich nach einem kurzen Antrieb Gleitflugbahnen mit sehr hohen Überschallgeschwindigkeiten nötig. Auf ihnen gewinnt die Gleitzahl des Flugzeugs bei großen Machschen Zahlen Bedeutung.

Im Bereich niedriger Machscher Zahlen, etwa zwischen $V/a = 1$ bis 5, sind die Strömungsüberdrücke an bewegten Körpern ungefähr proportional dem örtlichen Anstellwinkel α und der Fluggeschwindigkeit v . Sie sind an positiv und negativ angestellten Flächen von ähnlicher Absolutgröße.

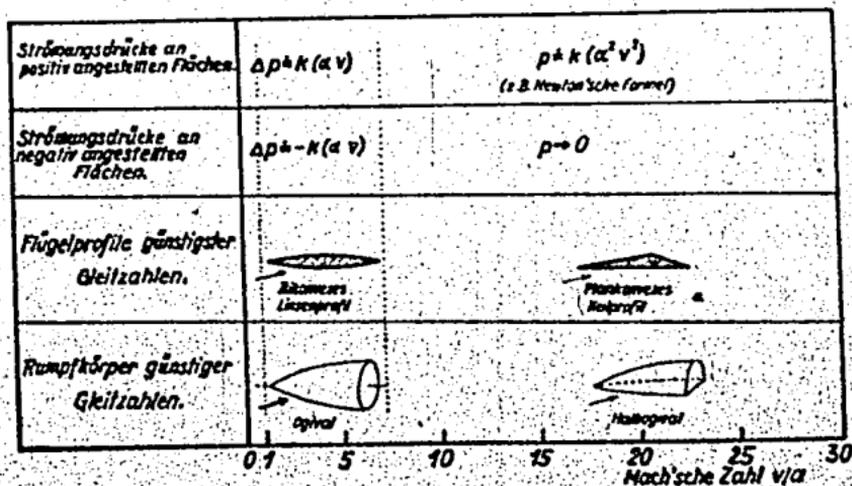


Abb. 1
Geschwindigkeitsbereiche günstiger Gleitzahlen mit bikonvexen und planconvexen Strömungskörpern

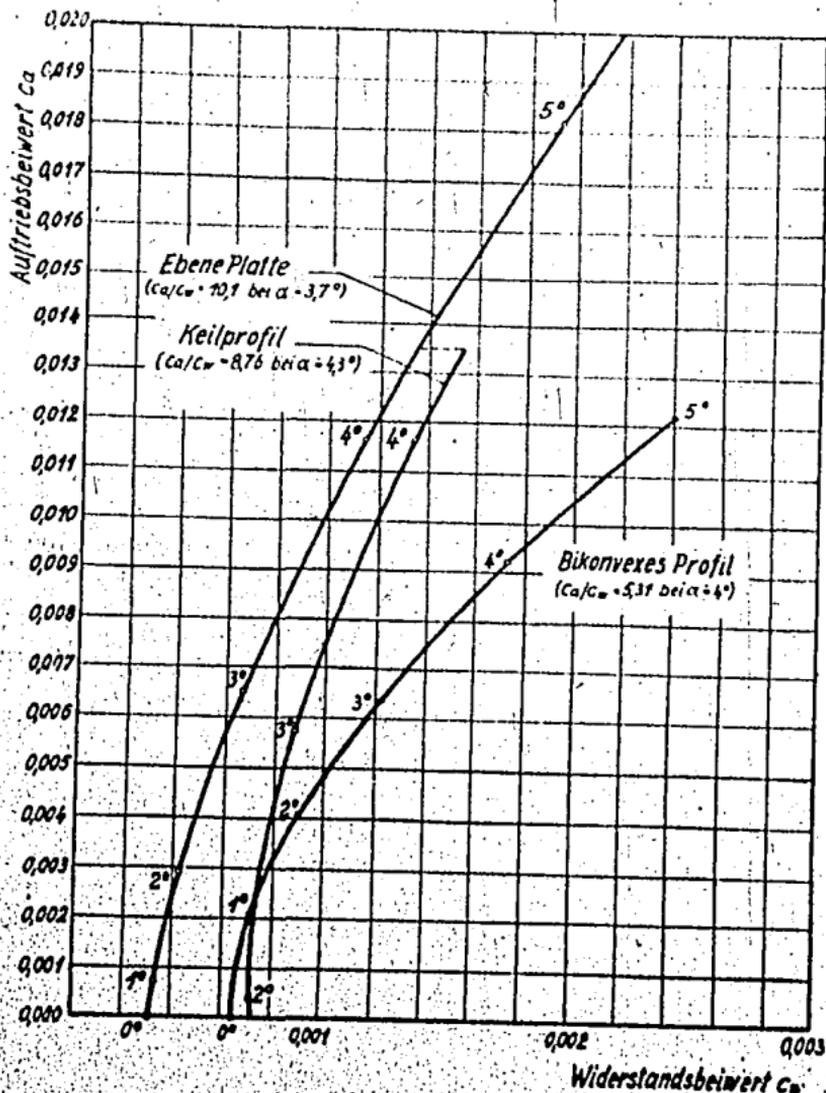


Abb. 2

Polaren der ebenen Platte, des plankonvexen Keilprofils und des bikonvexen Linsenprofils bei der Machschen Zahl Unendlich

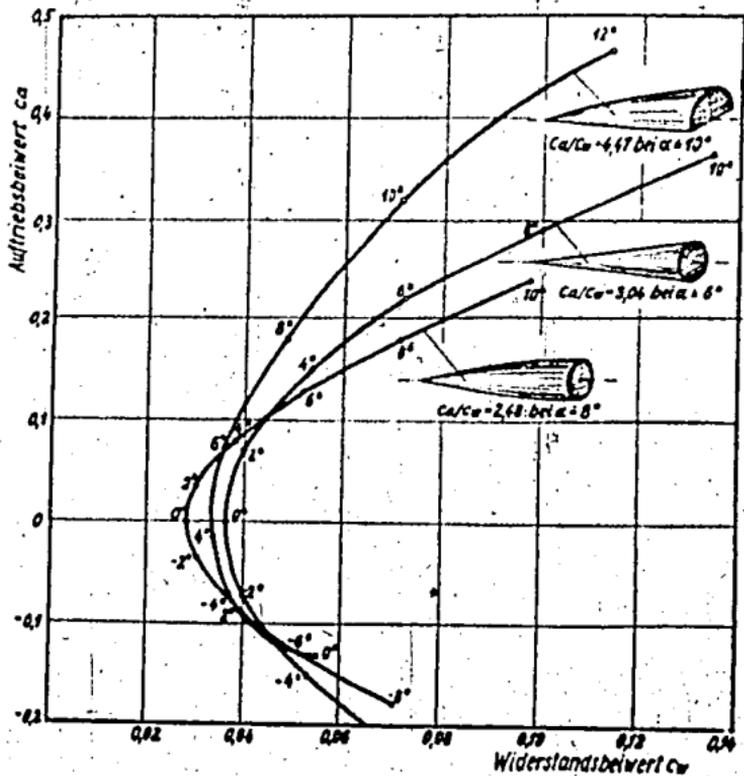


Abb. 3

Polaren von Ogival, Kreiskegel und Halbogival gleicher Höhe und gleichgroßer Hauptspanfläche bei der Machischen Zahl Unendlich

Im Bereich Machscher Zahlen wesentlich über 5 bis Unendlich sind die Strömungsdrücke bei positiver Anstellung proportional den Quadraten der örtlichen Anstellwinkel und der Fluggeschwindigkeit und verschwinden bei negativen Anstellwinkeln. Abbildung 1 zeigt für den ersten genannten Bereich bikonvexe, für den zweiten, uns hier besonders interessierenden Bereich, plankonvexe Körper günstiger hinsichtlich der Gleitzahl.

In Abbildung 2 sind die Polaren der ebenen Platte, des plankonvexen Keilprofils mit einer Dicke von $1/20$ der Flügeltiefe und des bikonvexen Linsenprofils gleicher Dicke für die Machische Zahl ∞ gezeichnet, wobei das Verhältnis der örtlichen Absolutdrücke p an positiv angestellten Flächen zum Staudruck q bei der ebenen Platte mit Hilfe der Beziehung $p/q = 2,4 \sin^2 \alpha$ und am Linsenprofil mit $p/q = 2 \sin^2 \alpha (3/2 - 1/2 \sin^2 \alpha / \sin^2 \alpha)$ berechnet wurde. α ist der örtliche Anstellwinkel an der Profilspitze. Die Reibung wurde als Laminarreibung nach Kármán berücksichtigt. Die Gleitzahl des Keilprofils mit $c_d/c_w = 8,76$ ist wesentlich günstiger als jene des gleichdicken Linsenprofils von $c_d/c_w = 5,31$.

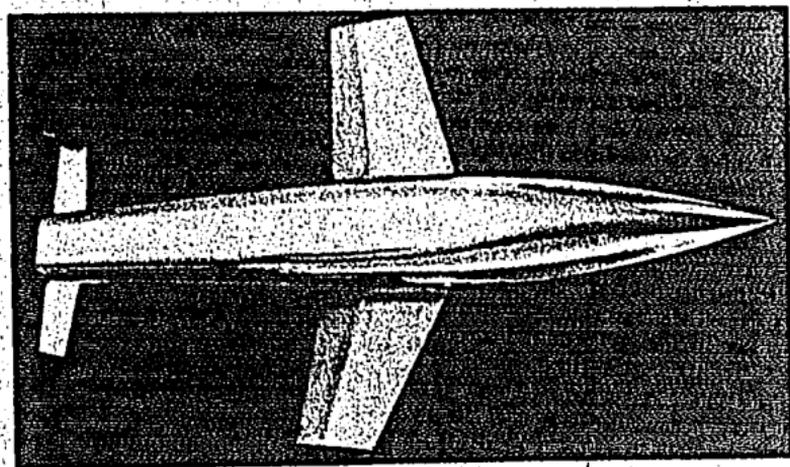


Abb. 4

Flugzeugform für sehr hohe Machsche Zahlen, Ansicht von oben

In Abbildung 3 sind entsprechende Polaren für drei räumlich umströmte Körper gleicher Größe der Hauptspanfläche und gleicher Höhe aufgetragen, und zwar für einen geraden Kreiskegel, ein Ogival und ein Halbogival. Die örtlichen Strömungsdrücke würden an ebenen Flächen wieder zu $p/q = 2,4 \sin^2 \alpha$, am Kegel zu $p/q = 2,1 \sin^2 \alpha$ und am Ogival zu $p/q = 2 \sin^2 \alpha \left[\frac{4}{3} + \frac{1}{6} \cdot (1 - \cos \alpha_1 \cdot \cos \alpha_2 + \dots \right]$

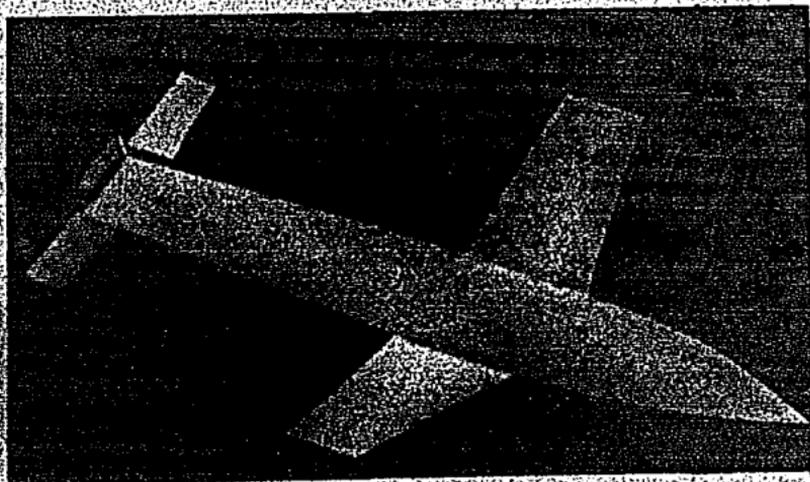


Abb. 5

Flugzeugform für sehr hohe Machsche Zahlen, Ansicht von hinten unten

geschätzt, die Reibungskräfte wie bei den zweidimensionalen Beziehungen. Die Gleitzahlüberlegenheit des plankonvexen Halbogivals gegenüber den rotations-symmetrischen Körpern ist wieder groß.

Die Unterlegenheit von Körpern mit bikonvex begrenzten Schnittprofilen in Strömungsrichtung gegenüber plankonvexen Körpern im hier betrachteten Geschwindigkeitsbereich beruht einmal auf der Tatsache, daß größere Anstellwinkel schlechtere Gleitzahlen geben und daß bei dem vom Anstellwinkel quadratisch abhängigen Druck die großen Anstellwinkel der vorderen Flächenteile sich stärker bemerkbar machen als die kleinen Anstellwinkel der rückwärtigen Flächenteile, also insgesamt eine schlechtere Gleitzahl entsteht als bei dem durchschnittlichen Anstellwinkel der ebenen Unterseite eines plankonvexen Profils. Weiter beruht die Unterlegenheit bikonvex gekrümmter Strömungsprofile auf der Tatsache, daß die gekrümmte Fläche unter sonst gleichen Bedingungen wegen der Zentrifugalkraft kleinere Normaldrücke, aber ungefähr gleiche Reibungsspannungen wie die ebene Fläche erfährt, so daß zur Erzielung gleichen Auftriebes größere Flächen und damit nicht nur größere Gewichte, sondern auch größere Reibungskräfte in Kauf genommen werden müssen.

Die Abbildungen 4 und 5 zeigen eine Flugzeugform für sehr hohe Machsche Zahlen, die diesen Überlegungen entspricht und deren rechnerisch ermittelte Gleitzahl $c_w/c_w = 6,3$ beträgt. Besonders charakteristisch zeigt Abbildung 5 die ebenen Unterseiten des halbogivalen Rumpfes und der keilförmigen Flügel.

Busemann: Ich danke Ihnen für Ihren Beitrag und möchte daran selbst eine Bemerkung anknüpfen. Die Werte, die Sie hier ausgerechnet haben, sind doch, soviel ich weiß, nicht rein gaskinetisch, sondern zum Teil auch durch die Kontinuumstheorie begründet. »Gaskinetisch« bedeutet dabei, daß die Luftmoleküle die beaufschlagten Flächen nur einmal in ihrer freien Schwirrbewegung treffen, so ähnlich wie bereits Newton sich das Zustandekommen des Luftwiderstandes überhaupt vorgestellt hat. Dann gelten die bei hohen Machschen Zahlen gefundenen Ergebnisse eigentlich nicht für geringe freie Weglängen, sondern nur für große freie Weglängen der Moleküle. Die hier mitgeteilten Ergebnisse sind aber trotzdem mit der Kontinuumstheorie verträglich, was sich wie folgt erklären läßt. Das bei geringen Überschreitungen der Schallgeschwindigkeit überwiegende lineare Glied in der Abhängigkeit zwischen Überdruck und Anstellwinkel wird bei wachsender Machscher Zahl allmählich durch das quadratische Glied — wenigstens bei den praktisch vorkommenden Ablenkungen — vollständig überdeckt, wobei dann die anfängliche Gleichwertigkeit von Über- und Unterdruck verschwindet, indem die Druckseite die eigentlich tragende Seite wird und die Saugseite fast nichts mehr zur Kraftwirkung beiträgt. Unter der Forderung, die Druckseite allein auf die günstigste Form zu bringen, wird sie dann von selber zu einer ebenen Fläche.

Sänger: Es ist tatsächlich nur vorausgesetzt, daß die quadratische Abhängigkeit der Luftdrücke vom örtlichen Anstellwinkel besteht, diese quadratische Abhängigkeit besteht aber bei sehr hohen Machschen Zahlen sowohl im gaskinetischen Strömungsbereich großer freier molekularer Weglängen als auch im Bereich großer Luftdichten, also normaler gasdynamischer Strömung.

Busemann: Ich glaube, beide Auffassungen kommen qualitativ zu gleichen Ergebnissen, wenn auch quantitativ ein merklicher Unterschied bestehen bleibt, der aber bei der Frage nach der günstigsten Gestalt keine Rolle spielt.

Liegt sonst noch eine Wortmeldung zu diesem Fall der Aerodynamik der Hochgeschwindigkeit vor?

Prandtl: Ich möchte zu dem, was Herr Singer vorgetragen hat, fragen, wenn Sie auf der Saugseite einen Auftrieb haben, dann haben Sie doch einen Gegendruck auf dieser Seite. Es kann aber doch kein Gegendruck sein. Eben wurde gesagt, die Druckseite mache alles, aber dann dürfte die Saugseite sich nicht über die Horizontale erheben. Es ist aber gezeigt worden, daß da ein Körper ist, der nach oben heraufsteigt. Da bekommt er in der Gegend doch Druck.

Singer: Die angeblasenen Körperoberseiten erhalten geringe Drücke.

Busemann: Die angegebene Form soll so geflogen werden, daß die Oberseite völlig hinter der Druckseite versteckt ist.

Prandtl: Das ist etwas anderes. Das war aus der Figur nicht hervorgegangen.

Busemann: Die Polaren sind für alle Anstellwinkel gezeichnet. Der leicht einzuschende Fall, bei dem die Oberseite gar nichts bringt, kommt natürlich erst bei größerem Anstellwinkel heraus, doch liegt dort auch erst die beste Gleitzahl.

Prandtl: Der kommt dann heraus, wenn die ganze Oberseite hinter der Projektion der Unterseite verschwindet. Dann ist es natürlich zu verstehen. Aber gemacht war es so, daß es bergartig in die Höhe ging, und das geht natürlich nicht.

Singer: In dem Fall, wo sich die Oberseite des Körpers nicht ganz hinter der angestellten Druckseite verbergen läßt, ist diese Oberseite in der Strömungsrichtung gekrümmt. Infolge dieser Krümmung und der mit ihr verbundenen Zentrifugalwirkung auf das längs der Oberfläche abströmende Gas sind die Gesamtdrücke auf die Oberseite geringer als jene auf die ebene Unterseite. Die jedenfalls geringe Anstellung der Oberseite und deren Krümmung bewirken gegenüber der eben geschnittenen Unterseite, daß die von oben nach unten wirkenden Drücke gering bleiben gegenüber denen, die von unten nach oben wirken.

Prandtl: Also ich muß sagen, diese Dinge, die auftreten, wenn die Machsche Zahl 10 und höher wird, die habe ich selbst noch nicht verarbeitet. Ich habe mir früher auch schon überlegt, daß man da allmählich auf das Newtonsche Widerstandsgesetz kommt. Aber das war nur eine qualitative Überlegung. Sie kam eben darauf hinaus, daß, wenn Luftteilchen da oben anstoßen, sie dann einen Druck nach unten geben. Und man sollte sagen, was die Krümmung der Kontur für einen Einfluß hat. Ob die eine genügende Belastung gibt, kann ich nicht übersehen. Wie gesagt, ich habe mich mit Machschen Zahlen, die über 5 hinausgehen, bisher noch nicht so richtig vertraut gemacht.

Busemann: Eine schöne Gasdynamik für die Machsche Zahl unendlich gibt es noch nicht und es scheint auch, daß die Gasdynamik außer für das Gas mit dem Verhältnis der spezifischen Wärmen gleich eins keinen schönen in sich geschlossenen asymptotischen Grenzfall von besonderer Einfachheit liefern kann. Die heutige Reihenentwicklung für die Beziehung zwischen Druck und Anstellwinkel verlangt mit zunehmender Machscher Zahl die Berücksichtigung von immer mehr Gliedern dieser Reihe. Der eigentliche Schritt, die Verhältnisse so darzustellen, daß man von der Machschen Zahl Unendlich ausgeht, fehlt dagegen noch.