

Das Einlaufproblem bei Triebwerksverkleidungen.

Übersicht: Eine Triebwerksverkleidung soll als Regelungs-  
gerät die Anströmung von Triebwerkselementen  
in bestimmten geforderten Grenzen halten, ver-  
lustbringende Querströmungen vermeiden helfen  
und unter Umständen axiale Kräfte aufnehmen.  
Die zweckmässige Ausbildung einer Triebwerks-  
verkleidung, vor allem des Einlaufteiles stellt  
verschiedene aerodynamische Probleme, deren  
Lösung im vorliegenden Bericht in einer für  
die unmittelbare Anwendung geeigneten Form  
zusammenfassend besprochen werden soll.

Der Bericht umfasst:

44 Seiten Text mit  
26 Abbildungen,  
2 Zahlentafeln.

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GOETTINGEN E.V.

Institut für theoretische Aerodynamik.

Der Leiter

*Alb. Betz*

Alb. Betz

Die Bearbeiter:

*D. Küchemann* *J. Weber*

D. Küchemann J. Weber

- Gliederung:
- I. Der Zweck einer Triebwerksverkleidung.
  - II. Die auftretenden aerodynamischen Probleme und ihre Behandlungsmöglichkeiten.
  - III. Allgemeine Erkenntnisse.
    1. Impulsbetrachtungen zur Ermittlung der Axialkräfte.
    2. Der Zusammenhang zwischen der Aussen- und Innenströmung.
  - IV. Die Einflüsse der wichtigsten Formparameter auf die Vorgänge im Aussenraum.
    1. Die Bedeutung der Einziehung der Haube.
      - a. Ein Minimalsatz von Ruden.
      - b. Eine Klasse von Ringhauben verschiedener Einziehung.
    2. Der Einfluss der Nasenabrundung.
    3. Der Einfluss der Form der Aussenkontur.
  - V. Die Gestaltung des Innenraumes.
  - VI. Strömungsvorgänge bei vorgezogenen Naben.
  - VII. Zusammenfassung.
  - VIII. Schrifttum.

I. Der Zweck einer Triebwerksverkleidung.

Die aerodynamischen Probleme des Triebwerks, zu denen wir nicht allein die bei der Umströmung des Antriebsmotors auftretenden Fragen, sondern auch die der Kühlung und des Vortriebsorgans, z.B. der Luftschraube rechnen, erfordern heute eine gesteigerte Auf-

merksamkeit. So werden allein durch Kühlverluste und Gondelschleppleistung bei schnellen Flugzeugen normalerweise 20 bis 30 v.H. und in manchen Fällen bis über 50 v.H. der Motorwellenleistung aufgezehrt. Ausserdem nähert sich die normale Luftschaube dem Ende ihrer Entwicklungsmöglichkeiten und ist in ihrer Leistungsfähigkeit u.a. durch die Grenzen des erreichbaren Schubes am Stand und in grosser Höhe, sowie durch die bei hohen Fluggeschwindigkeiten vor allem infolge der Kompressibilität der Luft auftretenden Schwierigkeiten beschränkt. Die Verkleidung einzelner Triebwerksteile wie Kühler und Sternmotore oder auch des gesamten Triebwerkes einschliesslich des zur Schuberzeugung dienenden Organs hat sich als ein wirksames Mittel zur strömungstechnischen Verbesserung erwiesen und ist auch geeignet, die Leistungsgrenzen der heutigen Luftschaube grundsätzlich zu überwinden. Die Untersuchung der durch die Verkleidung geschaffenen Verhältnisse ist einer der wenigen grösseren Aufgabenkreise der Flugzeugaerodynamik, die noch weitgehend unbearbeitet sind; sie werden seit einiger Zeit, z.T. auf Anregung der Industrie, bei der AVA in Angriff genommen (vgl. [1]).

Eine Verkleidung, wie sie in einem kennzeichnenden Fall in Bild 1 angedeutet ist, bringt in verschiedener Hinsicht Gewinn: Sie kann als Regelungsgerät die Anströmung von Triebwerkselementen in bestimmten geforderten Grenzen halten, sie kann in manchen Fällen verlustbringende Querströmungen vermeiden helfen, und sie kann Kräfte - meist einen wünschenswerten Schub - aufnehmen. Fast immer werden diese Eigenschaften einer Verkleidung gleichzeitig ausgenutzt, gleichgültig, ob es sich um eine Kühlerverkleidung, eine Motorhaube, einen Luftschaubenmantel oder um die Verkleidung für beliebige andere Zwecke handelt. Wir brauchen daher bei einer Besprechung der Vorgänge an der Verkleidung im allgemeinen die

verschiedenen Anwendungszwecke nicht einzeln zu untersuchen.

Die Regelungsaufgabe der Verkleidung geht in vielen Fällen dahin, die durchtretende Luftmenge trotz wechselnder Fluggeschwindigkeiten konstant zu halten. Damit ist notwendig die Tatsache verknüpft, dass sich der Luftdurchsatzbeiwert, unter dem wir das Verhältnis zwischen Innen- und Aussengeschwindigkeit verstehen, bei den verschiedenen Betriebszuständen ändert. Bei Verkleidungen von Luftschrauben, Gebläsen und Kühlern mit Kühlgebläse ist der Regelungsbereich sehr gross und umfasst geringe Werte des Luftdurchsatzbeiwertes im Schnellflug und grosse Werte im Startfall, dagegen ist er z.B. bei üblichen Kühlereinbauten wesentlich kleiner. In jedem Falle wird von der ankommenden Luft ein bestimmter Teil abgezweigt und dem Triebwerk zugeführt (vgl. Bild 1); dabei wird die

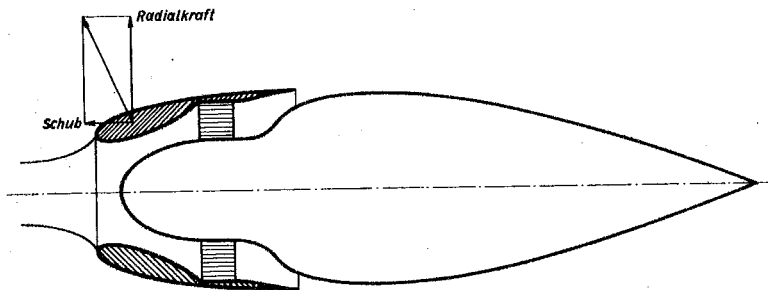


Bild 1: Schematische Skizze einer Triebwerksverkleidung.

Luft meist schon vor der Verkleidung verzögert oder beschleunigt. Der Unterschied zwischen Innen- und Aussengeschwindigkeit wird durch eine Zirkulation um das Verkleidungsprofil hervorgerufen, deren Grösse und Vorzeichen sich mit dem

Betriebszustand ändert. Es liegt daher nahe, die Tragflügeltheorie auf den vorliegenden Fall zu erweitern und deren weit entwickelte Methoden und Vorstellungen anzuwenden. Neuere Triebwerksverkleidun-

gen sind stets tragflügelähnlich geformt mit scharfer Hinterkante, um einen glatten Abfluss zu erzwingen, und mit abgerundeter Nase, um die bei verschiedenem Luftdurchsatzbeiwert nötige Staupunktswanderung zu ermöglichen.

Ausser dieser Regelungsaufgabe hat die Verkleidung noch den Zweck, Achsialkräfte aufzunehmen; diese beruhen auf der gegenseitigen Beeinflussung zwischen Triebwerk und Haube. Eine Betrachtung des Axialimpulses gibt bereits einen guten Ueberblick und zeigt diejenigen Vorgänge und Kräfte, mit denen man notwendig rechnen muss. Derartige Ueberlegungen sind schon des öfteren angestellt worden (vg. etwa [2] ) und liefern als wichtigstes Ergebnis, dass die Kühlerverkleidung einen Schub aufnimmt, wenn die Innengeschwindigkeit kleiner als die Fluggeschwindigkeit ist, und dass ein Luftschraubenmantel einen solchen bei erhöhten Geschwindigkeiten im Inneren erfährt. Dass überhaupt in der reibungslosen Potentialströmung Kräfte auftreten, die nicht senkrecht zur ungestörten Anströmung stehen, wird unmittelbar anschaulich, wenn wir wieder die Verkleidung als Tragflügel ansehen und bedenken, dass dieser sich in einer durch das Triebwerk gestörten Strömung befindet. In dem Beispiel von Bild 1 bewirken die Gondel und der Kühler (oder der Sternmotor), dass in dem gezeichneten Schnellflugzustand die Haube von innen her angeströmt wird, und dass die resultierende Luftkraft an der Haube nach vorn entgegen der Anströmung geneigt ist. Von den Komponenten dieser Luftkraft tritt die senkrecht zur ungestörten Anströmung gerichtete, die Radialkraft, in ihrer Bedeutung hinter der in Flugrichtung gelegenen, dem Schub, zurück, da sich die Radialkräfte in ihrer Summe über den Umfang der Haube aufheben und die Haube nur auf ihre Festigkeit beanspruchen. Die Radialkraft in einem Meridianschnitt ist jedoch als Mass für die aerodynamischen

Belastung der Haube entsprechend dem Auftriebsbeiwert bei normalen Tragflügeln von Bedeutung. Die erwünschte Schubkomponente aber bildet ein Hauptthema der vorliegenden Arbeit.

## II. Die auftretenden aerodynamischen Probleme und ihre Behandlungsmöglichkeiten.

Wie die bisherigen Ueberlegungen zeigen, besteht unsere Aufgabe darin, Tragflügelssysteme im Störungsfelde des organisch damit verbundenen Triebwerks zu untersuchen. Die Gesichtspunkte bei dem Entwurf einer brauchbaren Triebwerksverkleidung zeichnen sich nach den bisherigen Ueberlegungen bereits deutlich ab: Die Verkleidung ist so zu formen, dass sich die theoretisch mögliche Zirkulation ungestört einstellen und der von der Grösse der Zirkulation abhängige Schub tatsächlich aufgenommen werden kann. Der Schwerpunkt liegt dabei in der Vermeidung von schädlichen Widerständen, da diese unmittelbar den Schub schwächen und eine Zirkulationsabnahme bewirken, die ihrerseits eine nochmalige Schubverminderung zur Folge hat.

Wir möchten an dieser Stelle auf eine grundsätzliche Schwierigkeit hinweisen, die der Entwicklung von Triebwerksverkleidungen im Gegensatz zu der von freifahrenden Normaltragflügeln eignet, und die dadurch bedingt ist, dass die wesentlichen Vorgänge an der Haube erst dann in Erscheinung treten, wenn das Triebwerk als störender Körper auch wirklich berücksichtigt wird. Es ist offensichtlich, dass dadurch z.B. die experimentellen Untersuchungen erheblich erschwert werden; denn um zu eindeutigen Aussagen über die Wirkung der Haube zu kommen, müsste man das Triebwerk als Blende anbringen und ausserdem so nachbilden, dass seine wesentlichen Ei-

genschaften erhalten bleiben. Aehnliche Schwierigkeiten ergeben sich bei der theoretischen Berechnung von Hauben. Besonders aber bei rein empirischer Entwicklung wird man wegen dieser Erschwerungen merkliche Verzögerungen und Rückschläge fast stets in Kauf nehmen müssen. Es ist daher verständlich, dass man gerade bei Triebwerksverkleidungen theoretische Untersuchungen möglichst weitgehend zu Rate ziehen muss, und dass man auch dabei bestrebt ist, die tatsächlichen Verhältnisse durch Abstraktion zu vereinfachen und damit einer theoretischen Behandlung zugänglich zu machen. Auch in der vorliegenden Arbeit werden wir eine Reihe solcher Abstraktionen vornehmen, die eine beträchtliche Erleichterung für die Entwicklung bedeuten und glücklicherweise weitgehend gerechtfertigt werden können.

Im Verlaufe unserer Betrachtungen werden wir unser Hauptaugenmerk auf diejenigen Vorgänge richten, die geeignet sind, die Ursache für eine Widerstandserhöhung zu sein. Wir werden uns dabei häufig der im Experiment leicht nachzuprüfenden Wanddruckverteilung bedienen, die gleichzeitig eine Bestimmung der Stellen, die für eine Widerstandserhöhung verantwortlich sind, gestatten. Durch geeignete Formgebung der Haube wollen wir dafür sorgen, dass die theoretische Druckverteilung sich auch tatsächlich ausbildet und nicht durch örtliche oder ausgedehntere Strömungsablösungen auf der Aussen- oder Innenseite der Haube oder durch Verdichtungsstösse bei hohen Fluggeschwindigkeiten gestört wird. Erfahrungsgemäss ist besonders in den Fällen, in denen ein grosser Regelungsbereich für den Luftdurchsatzbeiwert vom Start bis zum Schnellflug gefordert wird, die unmittelbare Umgebung der Haubennase in bezug auf Strömungsverluste gefährdet. Wie man leicht einsieht, gehen aber gerade

in diesem Bereich die oft sehr grossen auf der Oberfläche senkrecht stehenden Drücke mit einer grossen Komponente in den Schub ein, sodass sich auch eine kleine Verringerung der Unterdruckspitze infolge von örtlicher Strömungsablösung am Haubeneinlauf in einer deutlichen und oft die Brauchbarkeit der Haube überhaupt in Frage stellenden Schubabnahme bemerkbar machen muss.

Dem Einlaufvorgang kommt also innerhalb der bei Triebwerksverkleidungen auftretenden Fragen eine <sup>be</sup>sondere Bedeutung zu; er soll in der vorliegenden Arbeit vornehmlich behandelt werden. Wir können den Einlaufvorgang an dem vereinfachten Bild einer halbunendlich tiefen Haube studieren, womit verschiedene wichtige Erscheinungen, die wesentlich auf der endlichen Tiefe der Verkleidung beruhen, sowie Vorgänge am Austritt unberücksichtigt bleiben. Da Triebwerksverkleidungen häufig ringförmig ausgebildet sind, wollen wir uns auf die Vorgänge an rotationssymmetrischen Ringhauben beschränken. Die angegebenen Untersuchungen fassen auf einer Theorie der Strömung an ringförmigen Tragflügeln, die durch Experimente nachgeprüft und erweitert wurde. Der vorliegende Bericht ist eine Zusammenstellung der bisherigen Ergebnisse und Erfahrungen. Insbesondere sollen die Einflüsse der wichtigsten Formparameter und die daraus folgenden Entwurfsregeln besprochen werden. Weiterhin werden für den praktischen Gebrauch eine Reihe von Ringhauben angegeben, die schwere störende Erscheinungen zuverlässig vermeiden, auch wenn sie sicher noch nicht das überhaupt erreichbare Optimum darstellen, sondern durch weitergehende theoretische und experimentelle Untersuchungen verbessert werden können.

Es besteht noch eine grundsätzliche Schwierigkeit darin, dass einerseits die Hauben auch bei hohen Fluggeschwindigkeiten, d.h. bei kompressibler Strömung brauchbar sein sollen, dass andererseits

aber zur theoretischen Behandlung dieser Fragen die Mittel noch nicht zur Verfügung stehen und diesbezügliche Experimente grundsätzlicher Art bisher nicht unternommen sind. Trotzdem kann die Untersuchung der inkompressiblen Strömung aufschlussreich sein, da man analog zu den Vorgängen an ebenen Tragflügeln schliessen darf, dass die Uebergeschwindigkeiten möglichst niedrig gehalten werden müssen, um bei hohen Machschen Zahlen das Auftreten von Verdichtungsstössen möglichst weit hinauszuschieben. Ueber den Zahlenwert einer zulässigen inkompressiblen Uebergeschwindigkeit lassen sich jedoch noch keine Aussagen machen.

In welcher Richtung die Entwicklung fortschreitet, ist an einem Beispiel aus Bild 2 zu ersehen, wo im oberen Teil der Verlauf der Aussenkonturen und im unteren die Druckverteilungen auf der Aussen-

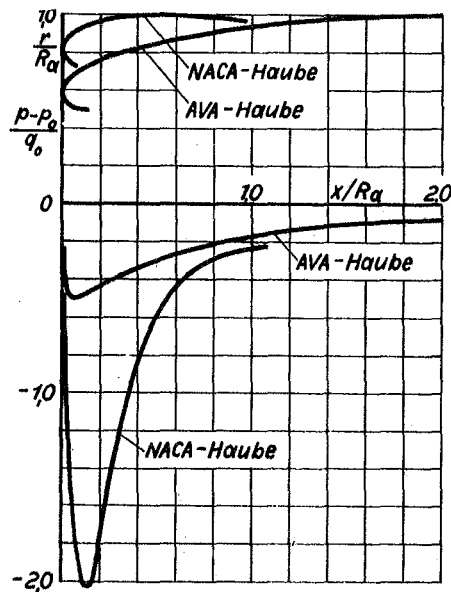


Bild 2: Vergleich zweier Hauben im Schnellflug. Die Bezeichnungen sind aus Bild 3 ersichtlich.

vergleichen sind. Der Betriebszustand entspricht dem Schnellflug. Aus der erheblich stärkeren Einziehung der Eintrittsöffnung und der sanfteren Krümmung der Aussen-  
seite bei der neueren Haube gegenüber der NACA-Haube folgt eine beträchtliche

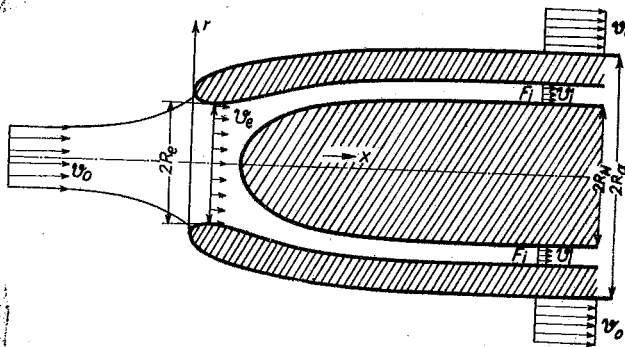
Absenkung der Uebergeschwindigkeiten. Diese Entwicklung weiter zu treiben und auszubauen und die Beherrschung der Strömungsvorgänge an Triebwerksverkleidungen auf denselben Stand wie bei normalen Tragflügeln zu bringen, ist das Ziel, welches die bei der AVA unter reger Anteilnahme und Förderung durch Herrn Prof. B e t z durchgeführten Untersuchungen haben.

### III. Allgemeine Erkenntnisse.

1. Impulsbetrachtungen zur Ermittlung der Axialkräfte. Wir haben in den einleitenden Ueberlegungen gesehen, welche Bedeutung gerade bei Triebwerksverkleidungen der Kenntnis der theoretischen Druckverteilung zukommt, da Abweichungen zwischen den theoretischen und gemessenen Werten unmittelbar über die Brauchbarkeit einer Haube entscheiden. Die theoretische Berechnung der Formen und Druckverteilungen von Ringtragflügeln lässt sich mit denselben Methoden wie beim ebenen Problem durchführen. Eine solche Theorie liegt vor und wurde bei der Entwicklung der im folgenden angegebenen Ringhauben verwandt. Eine ausführliche Darstellung, die über den Rahmen dieser Arbeit hinausgehen würde, sei für später vorbehalten.. Die Nachrechnung einer vorgegebenen Haube bei allen Betriebszuständen erfordert jedoch eine beträchtliche Rechenarbeit. Aber auch in den Fällen, wo eine vollständige Durchrechnung nicht vorhanden ist, kann man schon aus dem gemessenen Druckverlauf auf eine etwaige Strömungsablösung schliessen und sich in Zweifelsfällen mithilfe einer Gesamtdruckmessung im fraglichen Strömungsraum Aufschlüsse verschaffen. Ein für unsere Zwecke sehr geeignetes Hilfsmittel ist darüber hinaus eine Impulsbetrachtung, die <sup>uns</sup> zwar nicht über den Druckverlauf im einzelnen, wohl aber über das Druckintegral und damit über die Gesamtschübe eine theoretische

Aussage liefert.

Die wesentlichen Vorgänge der Einlaufströmung und den Schub auf den vorderen Teil der Verkleidung erfassen wir, wie bereits bemerkt, mit einer idealisierten Haube, die von einem gewissen Abstand hinter der Eintrittsöffnung an die Strömungsrichtung zylindrisch verläuft. Die Fluggeschwindigkeit  $v_0$  werde vor der Haube zum Teil in Druck umgesetzt, wodurch im engsten Eintrittsquerschnitt  $F_0$  die mittlere Geschwindigkeit  $v_0$  und weiter innen im zylindrischen Teil mit dem Querschnitt  $F_1$  die mittlere Geschwindigkeit  $v_1$  und der <sup>Druck</sup> $p_1$  herrschen (vgl. Bild 3). Ob dieser Druck-



**Bild 3:** Uebersichtsskizze des betrachteten Einlaufgerätes.

umsatz und diese Geschwindigkeitsänderung durch einen sich im Inneren befindlichen Kühler oder durch ein Gebläse oder durch besondere Formgebung des in grossem Abstand vom Haubeneintritt

zu denkenden Austritts erreicht wird, soll uns bei der Untersuchung der Einlaufströmung gleichgültig sein. Wir wollen annehmen, dass ausser der Druck- und Geschwindigkeitsänderung keine weitere Beeinflussung der Einlaufströmung durch die genannten Vorgänge stattfindet.

Für ein solches Einlaufgerät können wir in einfacher Weise die auftretenden Axialkräfte nach dem Impulssatz ermitteln (vgl. auch P. Ruden [3]), indem wir die durch eine um den Körper gelegte Kontrollfläche tretenden Axialimpulse und die Axialkomponenten

der an der Fläche angreifenden Druckkräfte bestimmen, welche in ihrer Gesamtheit ein Äquivalent des Haubenschubes darstellen müssen. Als Kontrollfläche wählen wir zwei in grossem Abstand vom Haubeneintritt befindliche Ebenen senkrecht zur Anströmrichtung. An den Schnittflächen der hinteren Ebene mit dem Körper ist der Druck nicht durch die Strömungsvorgänge bestimmt. Wir können ihn für unsere Zwecke irgendwie festsetzen und wollen ihn gleich dem ungestörten Druck  $p_0$  wählen. In dieser Festsetzung liegt eine gewisse Willkür, die damit zusammenhängt, dass wir nicht die ganze Verkleidung sondern nur ihren vorderen Teil betrachten. Der Wert einer solchen Schubbestimmung liegt hauptsächlich in der Möglichkeit, die sich aus einer Messung ergebenden Werte mit den theoretisch berechneten zu vergleichen, wobei wir nur in beiden Fällen die gleiche Annahme über den Druck auf der Schnittfläche machen müssen.

Der Unterschied zwischen den Drücken in den beiden Kontrollflächen und zwischen dem ein- und austretenden Impuls liefert den Schub

$$S = \rho F_i v_i (v_i - v_0) - (p_i - p_0) F_i$$

Unter Benutzung der Bernoullischen Gleichung

$$p_i + \frac{\rho}{2} v_i^2 = p_0 + \frac{\rho}{2} v_0^2$$

ergibt sich daraus

$$(1) \quad \frac{S}{\rho F_i} = \left(1 - \frac{v_i}{v_0}\right)^2$$

Es ist zunächst überraschend, dass nach (1) die Haube bei allen Betriebszuständen einen der Anströmung entgegen gerichteten Schub erfährt. Dies hängt damit zusammen, dass wir nur den vordersten Teil der Triebwerksverkleidung betrachten und daher nicht die gesamte Verkleidungskraft, die in manchen Fällen auch nach dem Impulssatz sehr wohl ein Widerstand sein kann, erhalten.

Bei der bisherigen Rechnung ist es offen geblieben, wie der Körper im einzelnen und besonders im Inneren geformt ist; es interessiert natürlich, wie diese durch Wechselwirkung zwischen dem störenden Körper (Kühler, Luftschraube, Nabe) und der Verkleidung entstandenen Gesamtkräfte sich aufteilen. Diese Fragen, die wiederum mithilfe von Impulsbetrachtungen beantwortet werden können, (vgl. etwa [2]), gehen jedoch im allgemeinen über die bisher betrachteten Einlaufprobleme hinaus. Lediglich bei einem Nabenkörper liegen die Dinge häufig so, dass man ihn bei der Einlaufströmung berücksichtigen muss. Zur Bestimmung der Einzelkräfte ist die Kenntnis der genauen Wanddruckverteilungen erforderlich; in einigen Sonderfällen ist es jedoch möglich, bereits auf einfache Weise zu einer Abschätzung zu kommen. Ist die Nabe so weit vorgezogen, dass sie beim Eintritt in die Ringhaube bereits ihre zylindrische Gestalt hat, so übernimmt die Verkleidung - genau wie im dem Falle, wo keine Nabe vorhanden ist - den gesamten, durch (1) gegebenen Schub. Im entgegengesetzten Extrem wollen wir von einer Nabe ausgehen, die von einer freien Strömung mit der Geschwindigkeit  $v_1$  angeströmt wird. Wir legen nun einen Ringkörper so um die Nabe, dass seine Innenwand mit einer Nabenstromlinie zusammenfällt. Er stört dann den Verlauf der Strömung im Inneren nicht, und die Druckverteilung an der Nabe bleibt unverändert. Nun wissen wir, dass das Druckintegral über die Oberfläche einer frei-

fahrenden Nabe verschwindet, wenn an der Schnittfläche  $F_N$  der Nabe mit der Kontrollebene der Druck der ungestörten Strömung dieser freifahrenden Nabe, also  $p_1$  angenommen wird. Da wir aber statt dessen den Druck  $p_0$  festgesetzt haben, ergibt sich für die Schubkraft  $S_N$  an der Nabe

$$S_N = -(p_i - p_0) F_N$$

Ersetzen wir in dieser Beziehung die Drücke nach der Bernoulli'schen Gleichung durch die Geschwindigkeiten, so erhalten wir:

$$(2) \quad \frac{S_N}{q_0 F_i} = - \frac{F_N}{F_i} \left[ 1 - \left( \frac{v_i}{v_0} \right)^2 \right]$$

Das Vorzeichen der Axialkraft an der Nabe ändert sich demnach mit dem Betriebszustand derart, dass die Nabe für  $v_i < v_0$  einen Widerstand und für  $v_i > v_0$  einen Schub erfährt.

Der Verkleidungsschub  $S_V$  ergibt sich schliesslich als Differenz zwischen  $S$  und  $S_N$  zu:

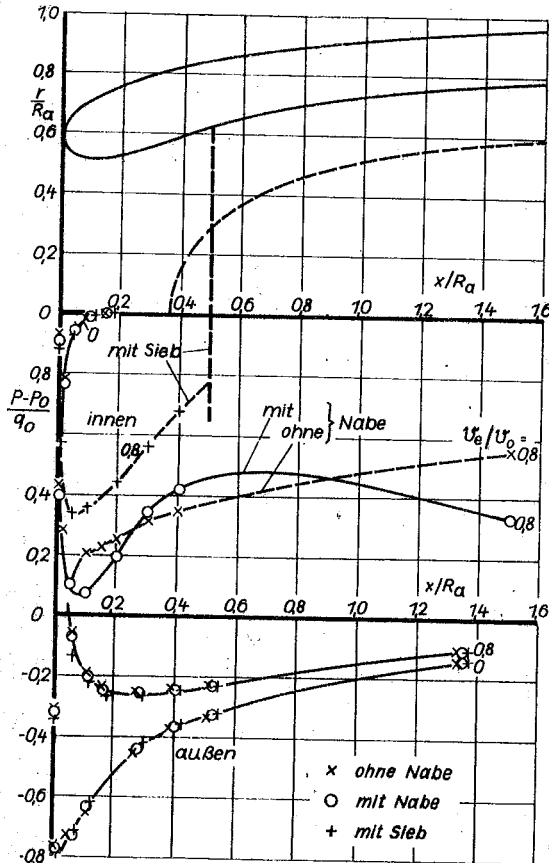
$$(3) \quad \frac{S_N}{q_0 F_i} = \left( 1 - \frac{v_i}{v_0} \right)^2 + \frac{F_N}{F_i} \left[ 1 - \left( \frac{v_i}{v_0} \right)^2 \right]$$

Setzen wir voraus, dass der Eintrittsquerschnitt gleich dem Innenquerschnitt ist ( $F_0 = F_1$ ), so sieht man auf Grund des Impulssatzes leicht ein, dass sich die Schubanteile von Innenseite und Nabe gegenseitig aufheben, sodass die gesamte Schubkraft an der äusseren <sup>en</sup> Haubkontur angreift. Da man dabei keine Annahmen über den Querschnittsverlauf zwischen Eintritts- und Innenquerschnitt zu machen braucht, so gilt dieser Satz u.a. sowohl für den behandelten Stromlinieneinbau wie auch für den Fall, dass der Ström-

mungsquerschnitt im Inneren stets konstant ist.

2. Der Zusammenhang zwischen der Aussen- und Inneströmung. Die letzten Ueberlegungen haben gezeigt, dass die Verhältnisse wesentlich vereinfacht werden, wenn es gerechtfertigt ist, die Aussen- von der Inneströmung zu trennen und unabhängig voneinander zu behandeln. Es fragt sich nun, wie weit diese Voraussetzung tatsächlich erfüllt ist, d.h. wie weit z.B. die Druckverteilung auf der Aussenseite der Haube unabhängig von der Gestaltung des Innenraumes ist. Diese Frage kann am einfachsten durch Messungen entschieden werden. Wir haben zu diesem Zweck ein und dieselbe Haube ohne Nabe mit stark erweitertem Innenraum, sowie mit Nabe bei leicht verengtem Innenraum und mit einem Sieb im Inneren vermessen und die Wanddruckverteilungen bei gleichem Luftdurchsatzbeiwert  $v_0/v_0$  miteinander verglichen. Nabe und Sieb waren dabei nicht weit vom Eintritt entfernt, und die Strömungen im Innenraum waren bei den drei Anordnungen völlig verschieden; so war z.B. bei dem stark erweiterten Innenraum die Strömung völlig verwirbelt und abgerissen, wie Bild 16 zeigen wird. Trotzdem zeigen die in Bild 4 dargestellten Ergebnisse, dass die Druckverteilungen auf der Haubenaussenseite bei allen Anordnungen praktisch identisch sind. Ueber die angegebenen Versuche hinausgehend haben wir noch die Lage der Nabe zum Eintritt verändert und dabei festgestellt, dass selbst eine etwas aus der Eintrittsebene herausragende Nabe die Druckverteilung auf der Aussenseite nicht zu beeinflussen braucht. Das liegt daran, dass im Schnellflug vor der Haube ein ausgeprägtes Gebiet mit hohem Druck entsteht, und dass eine Nabe geeigneter Form noch vollkommen in diesem Druckberg liegen kann. Ist diese Voraussetzung jedoch nicht erfüllt, so wird die Aussen-

strömung meistens erheblich gestört, eine Erscheinung, die wir im Abschnitt VI eingehender besprechen werden. Wir sehen also, dass man in einem überraschend weitgehendem Masse die Aussenströmung von der Innenströmung trennen kann, was für den Entwurf eine



wesentliche Vereinfachung bedeutet. Als Grenze zwischen Aussen- und Innenraum ist dabei etwa die Stelle des kleinsten Durchmessers im Eintrittsquerschnitt zu verstehen. Wir werden im folgenden von dieser Möglichkeit Gebrauch machen und zunächst die Einflüsse der wichtigsten Formparameter der Haube auf die Vorgänge im Aussenraum untersuchen und später auf die Formgebung des Innenraumes eingehen.

**Bild 4:** Wanddruckverteilungsmessungen an einer Haube mit verschieden ausgestaltetem Innenraum im extremen Schnellflug und im Steigflug.

#### IV. Die Einflüsse der wichtigsten Formparameter auf die Vorgänge im Aussenraum.

##### 1. Die Bedeutung der Einziehung der Haube.

a. Ein Minimalatz von Ruden. Unter der Einziehung der Haube wollen wir die Verkleinerung des Haubendurchmessers nach der

Hintrittsöffnung hin verstehen. Das Verhältnis zwischen dem Eintrittsdurchmesser  $2R_e$  und dem grössten Aussendurchmesser  $2R_a$  oder auch das zwischen dem Eintrittsquerschnitt  $F_e$  und der grössten Spantfläche  $F_a$  kann als Mass für die Einziehung gelten. Das letztere ist allgemeiner und soll deshalb im folgenden verwendet werden. Wir wollen uns nun durch eine einfache Ueberlegung einen Ueberblick über den Zusammenhang zwischen Einziehung, Haubenschub, Uebergeschwindigkeiten und Luftdurchsatzbeiwert verschaffen. Dazu betrachten wir eine Anordnung, bei der  $F_e = F_i$  ist, bei welcher also nach unseren früheren Ueberlegungen die gesamte Schubkraft auf der Aussenseite angreift. Eine Beschränkung auf Anordnungen mit  $F_e = F_i$  ist sinnvoll, da man diese aus Gründen, die wir im Abschnitt V besprechen werden, in der Praxis meist anstreben wird. Weiter sei bei dieser Betrachtung  $v_i \leq v_e$ . Wir können nun den Haubenschub nach (1) auch erhalten, wenn wir die Druckverteilung  $(p - p_e)$  /  $q_e$  auf der Aussenseite integrieren:

$$(4) \quad \frac{S}{q_e F_i} = \left(1 - \frac{v_i}{v_e}\right)^2 = -\frac{1}{\pi R_e^2} \int_{R_e}^{R_a} \frac{p - p_e}{q_e} \cdot 2\pi r dr,$$

d.h. das Druckintegral muss bei gegebenem Luftdurchsatzbeiwert  $v_i/v_e = v_e/v_e$  einen bestimmten Wert haben. Aus physikalischen Gründen ist die Funktion  $(p - p_e)/q_e$  beschränkt, da sonst eine Ablösung der Reibungsschicht eintritt oder die Schallgeschwindigkeit mit ihren bekannten ungunstigen Folgen erreicht wird. Daher kann das Integrationsintervall nicht beliebig klein gemacht werden. Dies bedeutet aber, dass man zur Unterbringung des Haubenschubes eine bestimmte Mindesterstreckung der Haubenkontur in radialer Richtung braucht. Wir bekommen nun die geringste Einziehung bei vor

gegebener kleinster Unterdruckspitze und bei gegebenem Druckintegral, wenn wir über die ganze Haubenkontur eine konstante Druckverteilung haben:

$$(5) \quad \frac{p-p_0}{q_0} = \text{const} = 1 - \left( \frac{v_{\max}}{v_0} \right)^2,$$

Dabei setzen wir voraus, dass eine Haubenform mit einer solchen Druckverteilung, die sich natürlich nur bei einem Betriebszustand einstellen wird, existiert. Aus (4) wird dann

$$(6) \quad \frac{S}{q_0 F_i} = \frac{p-p_0}{q_0} \left( \frac{F_e}{F_{\alpha e}} - 1 \right) - \left[ 1 - \left( \frac{v_{\max}}{v_0} \right)^2 \right] \left( \frac{F_{\alpha}}{F_e} - 1 \right)$$

Daraus ergibt sich bei gegebenem Luftdurchsatzbeiwert und geforderter maximaler Uebergeschwindigkeit  $v_{\max}/v_0$  eine mindestens notwendige Einziehung:

$$(7) \quad \frac{F_e}{F_{\alpha}} = \frac{1}{1 + \frac{(1 - v_1/v_0)^2}{(v_{\max}/v_0)^2 - 1}}$$

Die Beziehung (7) liefert auch umgekehrt zu vorgegebenem  $F_e/F_{\alpha}$  und  $v_1/v_0$  die mindestens notwendige maximale Uebergeschwindigkeit. Die Gleichung (7) besagt, dass für eine bestimmte Grösse von  $v_{\max}/v_0$  der Wert der Einziehung zwischen Eins für  $v_1 = v_0$  und

$$\frac{F_e}{F_{\alpha}} = 1 - \frac{1}{(v_{\max}/v_0)^2}$$

für  $v_1 = 0$  liegt, d.h. man behält bei kleinen Luftdurchsatzbeiwerten und kleinen geforderten Uebergeschwindigkeiten nur eine im Verhältnis zur grössten Spantfläche  $F_{\alpha}$  sehr kleine Eintrittsöffnung  $F_e$ . Übrig, wenn man die Haube für diesen Betriebszustand entwerfen

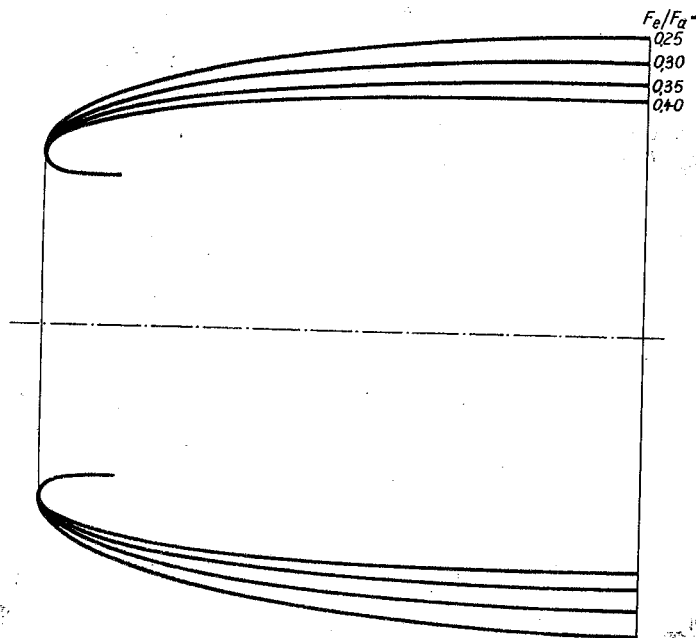
will. Hier deutet sich schon eine Schwierigkeit an, der wir im folgenden auch bei allgemeineren Hauben begegnen werden: Wie wird sich eine für den Schnellflug gezüchtete Haube bei anderen Betriebszuständen, z.B. beim Start verhalten? Denn für den Start würde man rein gefühlsmässig die Haube nach vorn hin trichterförmig erweitern wollen, ähnlich einem Auffangtrichter im Windkanal. Wir werden auf diese Frage später ausführlich zurückkommen und zeigen können, dass es Mittel gibt, diese zwiespältigen Forderungen mit ein- und derselben Haube zu erfüllen.

Die Beziehung (7) gilt wie alle bisherigen Ueberlegungen auch für den entsprechenden ebenen Fall und wurde dafür bereits von P. R u d e n [3] abgeleitet und von W. B r ö d e l in einer noch unveröffentlichten Arbeit auf anderem Wege bewiesen. Dort sind auch für die ebene Strömung die Konturen berechnet, die der Minimalbedingung genügen. Leider erfüllen diese Minimalkonturen nur in einem begrenzten Betriebsbereich die im ersten Abschnitt angegebenen Forderungen einer verlustlosen Umströmung, was vor allem durch den sehr kleinen Nasenkrümmungsradius bedingt ist, wie wir später zeigen werden. Da die Bedingung einer geringen Uebergeschwindigkeit im Schnellflug nicht überschätzt werden darf und schliesslich nicht die einzige ist, die eine Haube erfüllen soll, wird man sich bei einem praktischen Haubenentwurf ganz entsprechend den Verhältnissen bei ebenen Tragflügeln zu einem Kompromiss entschließen müssen und sich dabei mehr oder weniger von der Minimalbedingung entfernen. Trotzdem bleibt die Minimalbedingung von Nutzen, da ein Vergleich mit ihr uns anzeigt, wieviel der jeweilige Kompromiss gekostet hat.

b. Eine Klasse von Ringhauben verschiedener Einziehung. Im folgenden wollen wir an einer Reihe von Ringhauben, die uns theo-

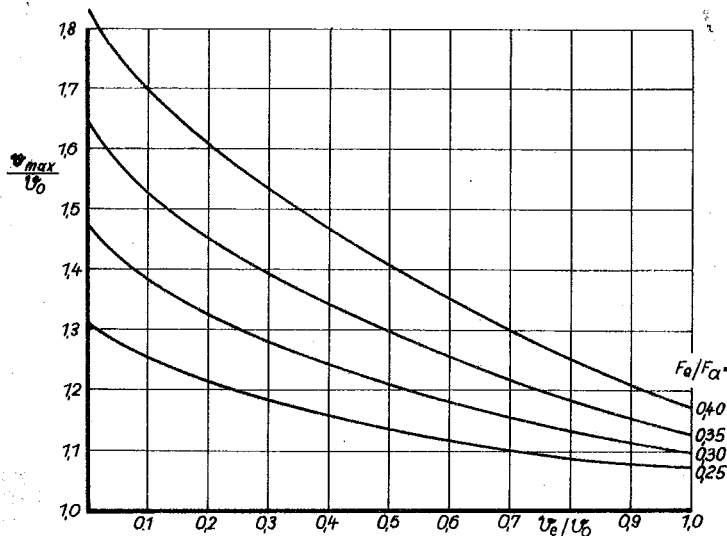
retischen und experimentellen Untersuchungen hervorgegangen sind, den Einfluss der Einziehung näher verfolgen. Bei den angegebenen Hauben haben wir uns gleichzeitig bemüht, allen von der Praxis gestellten Anforderungen möglichst weitgehend gerecht zu werden, sodass sie nicht allein von theoretischem Interesse sind, sondern auch unmittelbar beim Entwurf verwandt werden können. Wir haben die Nasenform, auf die weiter unten noch näher eingegangen werden soll, bei allen Hauben so gewählt, dass eine Strömungsablösung im ganzen Betriebsbereich nach den bisherigen Erfahrungen vermieden ist. Die Formgebung des Innenraumes ist zunächst offen gelassen und soll später besprochen werden.

Die Haubenkonturen, deren Koordinaten in der Zahlentafel 1 angegeben sind, gehen aus Bild 5 hervor, wobei  $R_0$  bei allen gleich



**Bild 5:** Aussenseiten einer Klasse von Ringhauben verschiedener Einziehungen. (Klasse I). Die Koordinaten sind in der Zahlentafel 1 angegeben. Alle Hauben werden auf der Aussenseite in einem Abstand von einem Aussendurchmesser vom Eintritt an zylindrisch.

gehalten ist. Als Parameter ist die Einziehung ( $F_e/F_a$ ) gewählt. Für die angegebenen  $H_a$ uben sind die bei verschiedenem Luftdurchsatzbeiwert zu erwartenden maximalen Uebergeschwindigkeiten  $v_{max}$  auf der Aussenseite in Bild 6 aufgetragen. Aus den Bildern 5 und 6



**Bild 6:** Die bei verschiedenem Luftdurchsatzbeiwert zu erwartenden maximalen Uebergeschwindigkeiten auf der Aussenseite der Hauben von Bild 5.

kann man sich für einen Entwurf leicht eine brauchbare Haubenkontur auswählen. Es zeigt sich, dass die Einziehung in ihrer Bedeutung den Einfluss einer Änderung des Betriebszustandes

( $v_e/v_0$ ) überragt. Wählen wir z.B.  $v_e/v_0 = 0,5$ , so

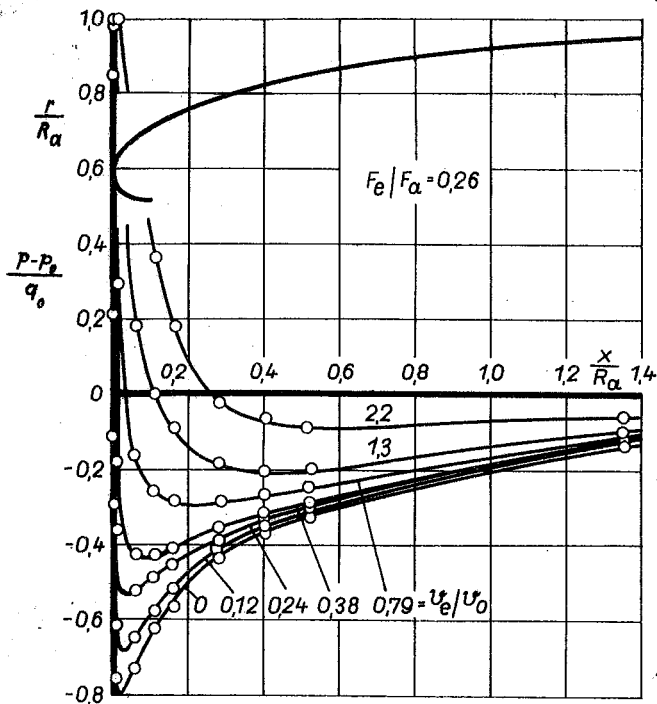
entspricht einer Änderung der Einziehung um 20 v.H. von  $F_e/F_a = 0,25$  auf  $0,3$  ( $R_e/R_a$  ändert sich dann um etwa 10 v.H. von  $0,50$  auf  $0,55$ ) eine Erhöhung der maximalen Uebergeschwindigkeiten von etwa 14 v.H. auf 21 v.H., d.h. um 50 v.H. Erniedrigen wir bei ein und demselben Körper die Durchflussmenge um 20 v.H. von  $v_e/v_0 = 0,5$  auf  $0,4$ , so erhalten wir z.B. bei  $F_e/F_a = 0,25$  eine Steigerung der maximalen Uebergeschwindigkeit von 14 v.H. auf 16 v.H., d.h. um nur 18 v.H.

Für eine dieser Hauben zeigt Bild 7 den gesamten Druckverlauf auf der Aussenseite. Diese Haube ist für  $v_e/v_0 = 0,5$  entworfen; hierbei ist möglichst symmetrische Anströmung der Nase ("stossfreier Eintritt") angestrebt. In diesem Betriebszustand stimmt die

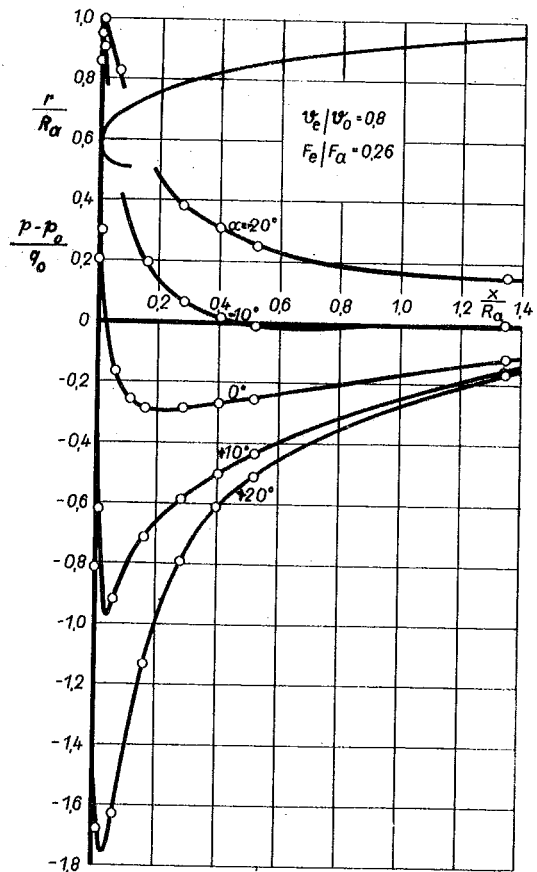
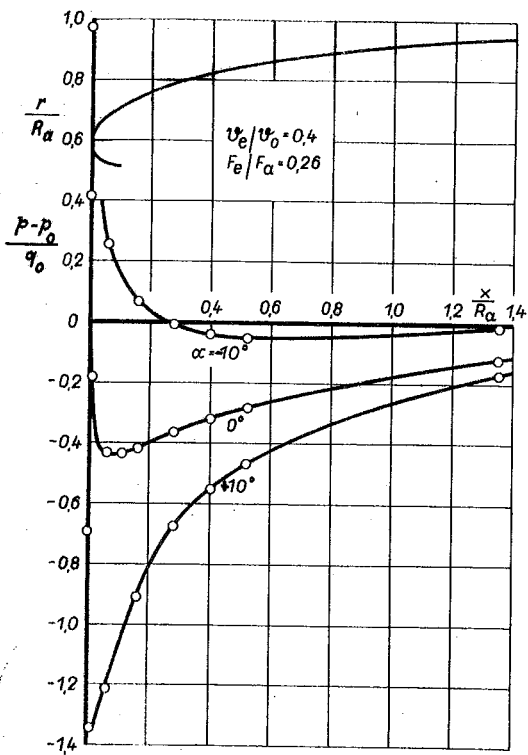
gemessene Druckverteilung mit der nicht weiter angegebenen theoretisch berechneten gut überein und zeigt ein flaches Minimum. Ähnlich günstige Druckverläufe, die kein Abreissgebiet erkennen lassen, ergeben sich bei Schräganblasung auch bei extremen Betriebszuständen und Anstellwinkeln, wie aus Bild 8 hervorgeht. Wie wir bereits bemerkt haben, gibt jedoch ein glatter Verlauf der Wanddruckverteilungen nicht immer eine einwandfreie Aussage darüber, ob Strömungsablösung auftritt oder nicht, besonders bei grossen Luftdurchsatzbeiwerten, bei denen der Staupunkt auf der Aussenseite liegt, die Nase also von aussen nach innen umströmt wird. Hierbei machen sich Störungen im Aussenraum häufig erst durch Druckverluste im Innenraum bemerkbar. Auf die Untersuchung dieser Vorgänge wollen wir jedoch erst später zurückkommen. Im Aussenraum zeigten uns jedenfalls Gesamtdruckmessungen, dass über die unumgängliche Wandreibung hinausgehende Strömungsverluste bei allen Betriebszuständen vermieden waren.

Einen weiteren Beweis für diese Tatsache liefert ein Vergleich mit der aus den Druckverteilungsmessungen ermittelten Schubkräfte mit den theoretischen Werten nach (1). Bild 9 zeigt die Ergebnisse für eine Reihe verschiedener Hauben z.T. bei Anwesenheit einer Nabe. Auch die näherungsweise Aufteilung in die Anteile von Nabe und Verkleidung nach (2) und (3) ist in einem grossen Betriebsbereich brauchbar, obwohl die theoretischen Voraussetzungen über die Lage der Nabe und die Querschnitte im Inneren bei unseren Anordnungen nicht genau erfüllt sind.

2. Der Einfluss der Nasenabrundung. Wir vergleichen nun einige der in Bild 5 angegebenen Hauben mit einer solchen, die näherungsweise der Minimalbedingung genügt (Bild 10). Das Profil mit abgerun-



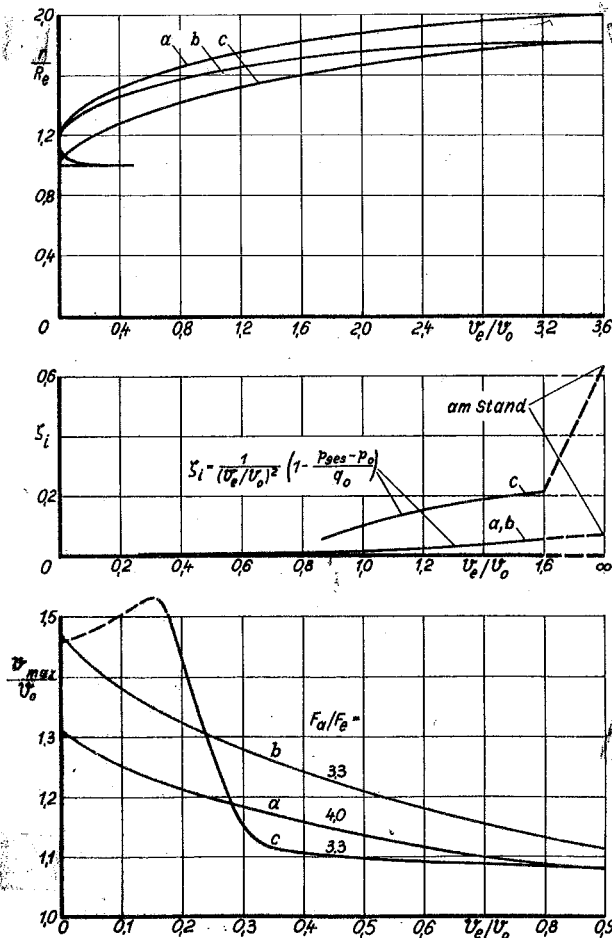
**Bild 7:** Gemessene Wanddruckverteilungen auf der Aussenseite bei verschiedenen Betriebszuständen. Im Modell war  $R_\alpha = 100 \text{ mm}$ .



**Bild 8:** Wanddruckverteilungsmessungen auf der Aussenseite in dem Meridianschnitt, der die extremsten Änderungen aufweist, für zwei Betriebszustände bei verschiedenen Schrägenblausungswinkeln  $\alpha$ .

**Bild 9:** Vergleich der theoretischen Axialkräfte  $S$  (ausgezogene Kurven) nach (1), (2) und (3) mit aus Wanddruckverteilungsmessungen (eingetragene Punkte) an verschiedenen Hauben ermittelten Werten. Bei der Beurteilung der Streuung der Gesamtschübe ist zu bedenken, dass diese Werte als Differenz zwischen den Werten von Haube und Nabe gewonnen sind.  $v_1$  wurde in diesem Fall aus dem statischen Druck im Innenraum ohne Berücksichtigung der Grenzschicht bestimmt. Die Grenzschichtverluste sind daher in den gemessenen Schubkräften noch enthalten.

**Bild 10:** Maximale Uebergeschwindigkeiten auf der Aussenseite und Strömungsverluste im Inneren für Hauben verschiedener Einziehung (a und b) und verschiedener Nasenform (b und c). Die Form c ist ein ins Rotationsymmetrische übertragener ebener "Fangdiffusor minimaler Einziehung" nach P. Ruden. Die angegebenen Werte sind einer Messung von P. Ruden entnommen.



deter Nase (b) hat grössere Uebergeschwindigkeiten als das gleich stark eingezogene Minimalprofil (c), allerdings nur in einem begrenzten Betriebsbereich, denn bei kleinerem Luftdurchsatzbeiwert als dem des Entwurfes ( $v_e/v_o = 0,36$ ) steigen die Uebergeschwindigkeiten sehr stark an und bewirken schliesslich ein Abreissen der Strömung an der Nase der Minimalkontur. Aehnlich geringe Uebergeschwindigkeiten wie bei der Minimalkontur können wir mit abgerundeten Hauben erst durch eine stärkere Einziehung erreichen (Profil a). Wir können uns diese Verhältnisse veranschaulichen, wenn

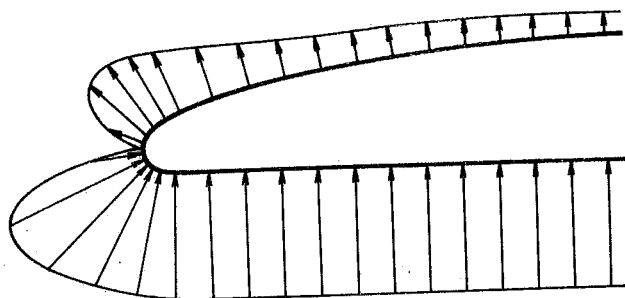


Bild 11: Die Wanddruckverteilung an einer Haube der ersten Klasse (Bild 5) mit  $F_e/F_a = 0,3$  im Schnellflug ( $v_e/v_o = 0,4$ ).

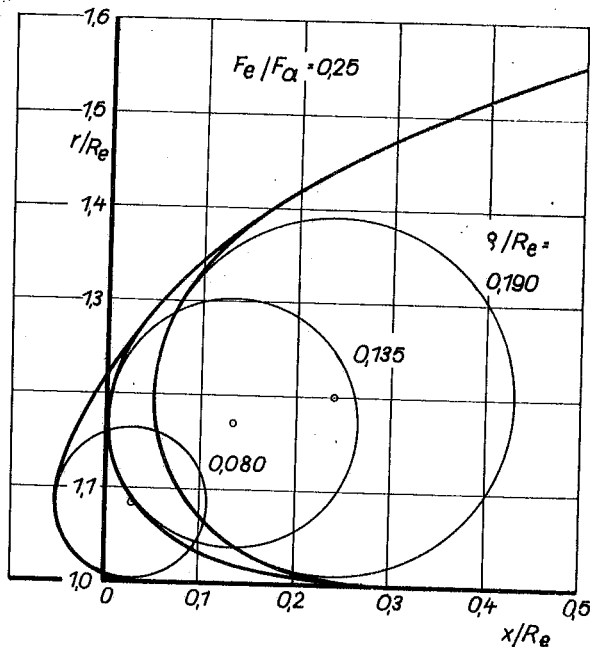
wir die Wanddrücke nach Grösse und Richtung über der Oberfläche der Haube auftragen, wie das in Bild 11 für einen Schnellflugzustand ( $v_e/v_o = 0,4$ ) geschehen ist. Es ist augenfällig, dass nur ein Teil der äusseren Kontur einen Schub aufnimmt, während der innere Teil der Nase schon einen Widerstand erfährt. Daraus erklärt sich unmittelbar, dass die Unterdrücke und die Einziehung grösser sein müssen, als bei der für diesen Betriebszustand entworfenen Minimalkontur, bei der die ganze Aussenseite einen Schub aufnimmt.

Gehen wir nun zu einem kleineren Luftdurchsatzbeiwert über, so ändert sich der ganze Druckverlauf bei <sup>der</sup> abgerundeten Haube nur wenig, wie aus Bild 7 hervorgeht, da der Staupunkt weiter nach innen rückt

und ein grössere Teil der Aussenkontur zur Schubaufnahme herangezogen wird und die nötige Vergrösserung des Schubes nach (1) unterstützt. Diese Schuberhöhung kann bei der Minimalkontur nur durch grössere Unterdrücke erreicht werden, und zwar treten diese erhöhten Unterdrücke bekanntlich an der stark gekrümmten Nase auf. Die entstehende schmale Unterdruckspitze führt zunächst zu einer beträchtlichen Steigerung der Uebergeschwindigkeiten (vgl. Bild 10) und bei weiterer Erniedrigung des Luftdurchsatzbeiwertes zu mindestens örtlichen Ablöseerscheinungen. Aehnliche Erscheinungen treten auch bereits bei kleinen Schräganblasungswinkeln auf. Während diese Mängel im Schnellflug (zum Teil dadurch vermieden werden können, dass man die Haube für den Betriebszustand mit voraussichtlich kleinstem Luftdurchsatzbeiwert auslegt, lassen sie sich für  $v_e > v_0$ , also insbesondere beim Start und beim Steigflug, wo sie bei Minimalkonturen erneut auftreten, nicht umgehen. In diesem Fall rückt der Staupunkt auf die Aussenseite, und die Nase wird in umgekehrter Richtung umströmt. Die Verhältnisse am Stand werden dadurch besonders krass, dass ein grosser Teil der Aussenseite praktisch keine Unterdrücke erfährt und nur die Nase wesentlich umströmt wird (vgl. auch Bild 14). Der gesamte Standschub, dessen Grösse beträchtlich sein kann, greift dann an der Haubennase an, und es ist offensichtlich, dass man diesen Drücken eine ausreichende Angriffsfläche zur Verfügung stellen muss, indem man die Nase hinreichend abrundet. Die bei grossen Luftdurchsatzbeiwerten bei der Umströmung der Nase auf der Aussenseite entstehenden Verluste, lassen sich an der im Innenraum vorhandenen Strömungsenergie erkennen. Die Verluste im Innenraum können zahlenmässig durch eine Verlustziffer  $\zeta_i$  (vgl. Bild 10) erfasst werden, welche angibt, wieviel von der zum jeweiligen Druck theoretisch gehörigen kinetischen

Energie verloren geht. An den Messergebnissen von Bild 10 kann man erkennen, dass sich der kleine Nasenradius der Minimalverkleidung in beträchtlichen Strömungsverlusten im Inneren äussert. Zusammenfassend zeigt also Bild 10, wieviel die Abweichung von der Minimalkontur im Hinblick auf die Erhöhung der Uebergeschwindigkeiten im Schnellflug gekostet hat, wieviel aber andererseits durch die Vermeidung von Strömungsverlusten im gesamten Betriebsbereich gewonnen wurde.

Es interessiert nun noch, wie sich bei Ringhauben die Verhältnisse ändern, wenn der Nasenradius  $\rho$  nicht in so extremer Weise wie in Bild 10 geändert wird. Bild 12 zeigt im Vergleich

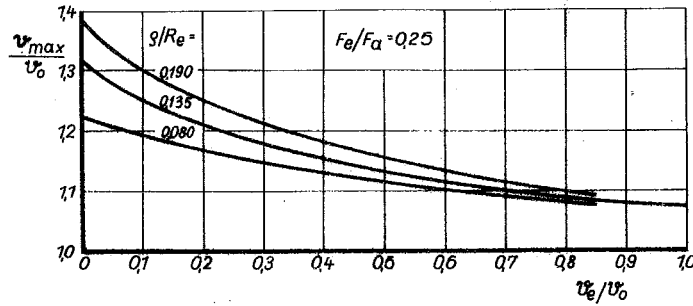


zu der Ringhaube von Bild 5 mit  $F_e/F_a = 0,25$  und  $\rho/R_e = 0,135$  zwei weitere, die sich von dieser nur durch einen grösseren bzw. kleineren Nasenradius unterscheiden. Das stark abgerundete Profil mit  $\rho/R_e = 0,19$  hat etwas grössere Uebergeschwindigkeiten im Schnellflug

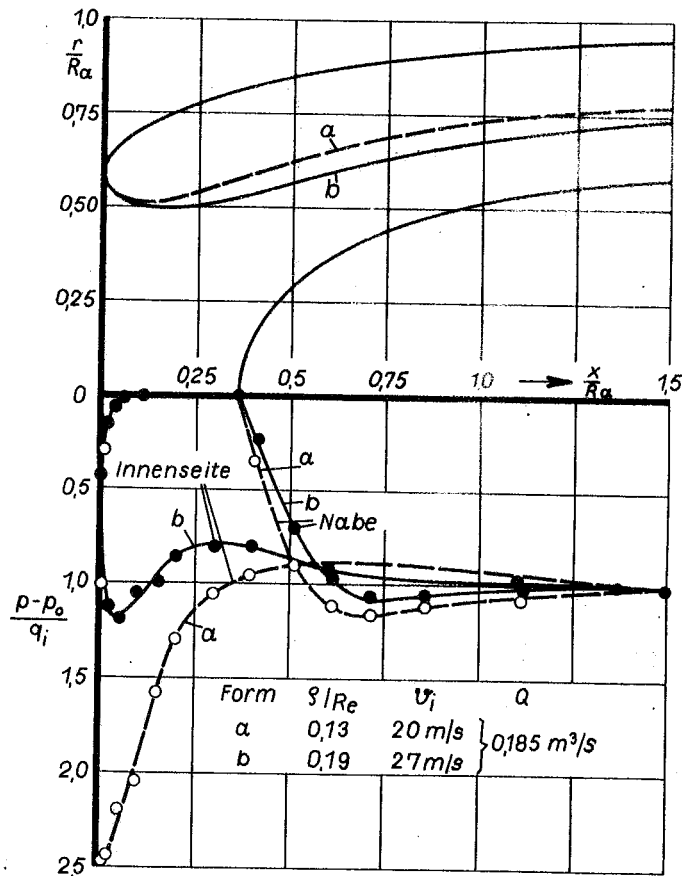
**Bild 12:** Ringhauben gleicher Einziehung mit verschiedenem Nasenradius. Die mittlere Form mit  $\rho/R_e = 0,135$  ist eine Haube der ersten Klasse (Bild 5).

(Bild 13) als die Vergleichshaube; dafür tritt jedoch am Stand praktisch keine Saugspitze mehr auf,

was für Triebwerke mit sehr grossen Innengeschwindigkeiten erwünscht ist (vgl. Bild 14). Die spitzere Verkleidung mit  $\rho/R_e = 0,08$  liefert zwar etwas verringerte Uebergeschwindigkeiten im Schnellflug, aber



**Bild 13:** Die bei verschiedenem Luftdurchsatz <sup>bei Wert</sup> zu erwartenden maximalen Ubergeschwindigkeiten auf der Aussenseite der Hauben von Bild 12.



**Bild 14:** Wanddruckverteilungsmessungen am Stand für Hauben gleicher Einziehung mit verschiedener Nasenabrundung.

nun ergibt sich bereits eine mit beträchtlichen Verlusten verbundene Strömungsablösung auf der Innenseite am Stand (Bild 15). Schon eine solche, noch nicht sehr spitze Haube wird beim Start und auch beim Steigflug (abgesehen von den Verlusten an kinetischer Energie) den theoretisch möglichen Nasenschub nur zu einem Teil

aufnehmen können.

Bild 15: Gesamtdruckvertei-

lungen am Stand im

Inneren von Hauben

verschiedener Nasen-

abrundung. Der Meß-

querschnitt befindet

sich in einem Abstand

$x = 2,5 R_a = 250 \text{ mm}$

von der Eintritts-

ebene. Diese Messun-

gen sind wie alle

übrigen wesentlich

durch die kleinen

Modellabmessungen

beeinflusst, was

beim Anteil der

Schichten mit Ener-

gieverlust am freien Querschnitt berücksichtigt werden

muss. Wir können die Dicke der Grenzschichten abschätzen,

wenn wir annehmen, dass die Verhältnisse denen an ebenen

Platten ähneln. An der Nabe können wir voraussetzen, dass

die Grenzschicht laminar ist; bei unseren Abmessungen und

einer Innengeschwindigkeit  $v_1 = 33 \text{ m/s}$  ergibt sich eine

Grenzschichtdicke von mindestens 1 mm. An der Verkleidung

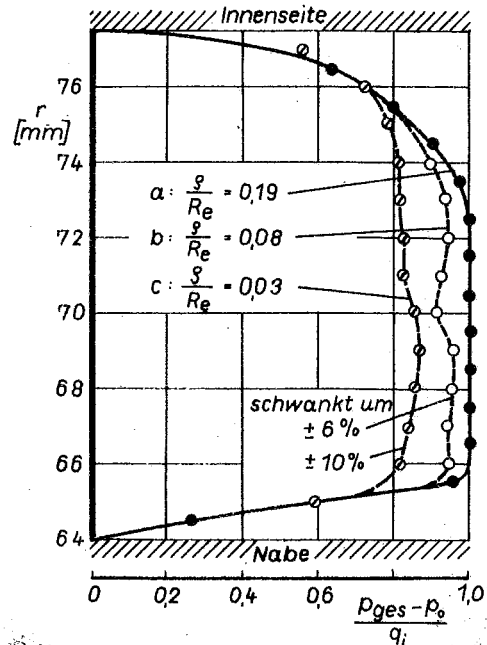
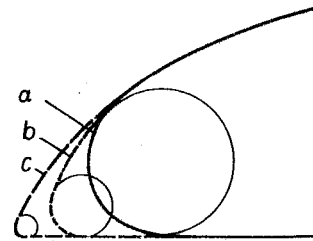
dagegen kann wegen der Umströmung der Nase eine turbulente

Grenzschicht angenommen werden, die in unserem Falle

etwa 6 bis 7 mm dick sein müsste. Diese Abschätzungen

stimmen mit den Messergebnissen überein und erklären die

unsymmetrische Gesamtdruckverteilung.



Um diese Aussagen noch weiter zu erhärten, ziehen wir Messungen an drei Ringprofilen endlicher Tiefe heran, die als Mantel für eine Luftschraube dienten. In diesem Falle wurde der Ringschub  $S$  direkt

gemessen und mit dem Schub  $S_0$  der Schraube allein verglichen. Die Ringe waren so geformt, dass sie theoretisch etwa den gleichen Schub aufnehmen müssen und unterschieden sich nur durch den Nasenradius. Die Standmessungen in Bild 16 zeigen eine erhebliche Abnahme des Ringschubes mit kleiner werdendem Nasenradius, was von Ablöseerscheinungen, die wir mit einer Fadensonde beobachten konnten, begleitet war.

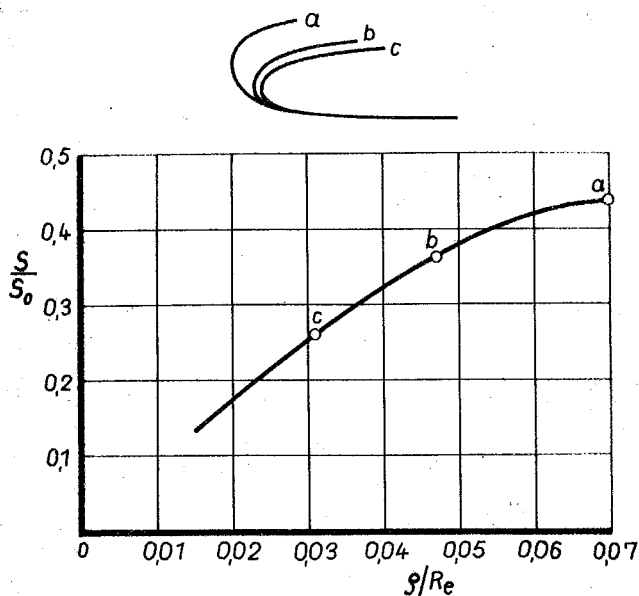


Bild 16: Der Einfluss der Nasenform, insbesondere des Krümmungsradius der Nase, auf die Ringschübe  $S$  bei Luftschraubemänteln am Stand. Die Werte sind bezogen auf den Stand Schub  $S_0$  der unverkleideten Schraube.

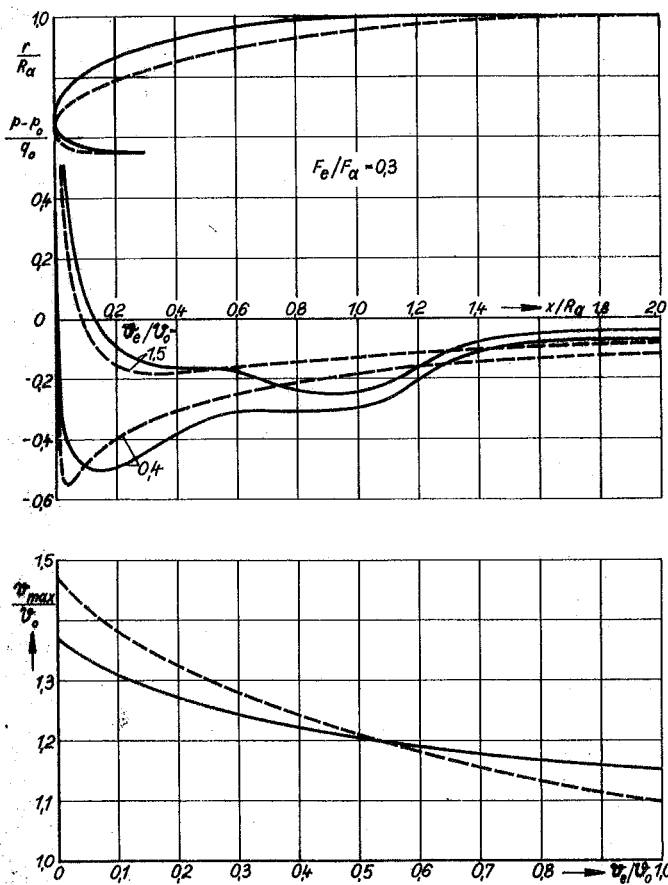
3. Der Einfluss der Form der Aussenkontur. Ausser der bisher ausschliesslich betrachteten Grösse der Einziehung spielt auch die Art der Einziehung, d.h. der Verlauf der Aussenkontur eine Rolle. Auch bei gleicher Grösse der Einziehung und bei gleicher Nasenform können wir u.a. noch das zylindrische Stück der Aussen-seite in verschiedenem Abstand vom Haubeneintritt beginnen lassen und damit der Aussenkontur eine unterschiedliche Schlankheit und einen verschiedenen Krümmungsverlauf geben. Bei den bisher behandelten und in Bild 5 angegebenen Hauben liegt diese Übergangs-

stelle verhältnismässig weit zurück in einem bei allen Hauben dieser Klasse gleichen Abstand von einem Aussendurchmesser vom Eintritt. Wegen der daraus folgenden sanften Krümmung der Aussenkontur weist die Druckverteilung nur ein Minimum auf (vgl. Bild 7). Es ist unmittelbar einleuchtend, dass diese Verhältnisse sich ändern müssen, wenn wir z.B. die Uebergangsstelle weiter nach vorn rücken lassen, und dass dann das Druckminimum bei sehr steil hochgezogenen Konturen auch an der dicksten Stelle der Haube liegen kann. Solche "kurzen" Haubenformen können in manchen Fällen konstruktiv erwünscht sein, und wir wollen im folgenden an dem Beispiel einer Ringhaube, die von der bereits angegebenen Klasse abweicht, zeigen, dass sich auch dann noch brauchbare Haubenformen ergeben können.<sup>1)</sup> Die Uebergangsstelle liegt bei der Haube dieser zweiten Klasse einen halben Aussendurchmesser ~~von~~ vom Eintritt entfernt. Die Form dieser Haube, sowie die Druckverteilungen auf der Aussenseite und die maximalen Uebergeschwindigkeiten bei verschiedenen Luftdurchsatzbeiwerten sind in Bild 17 mit den entsprechenden Grössen einer Haube der ersten Klasse von gleicher Einziehung verglichen. Bei der neuen Haube deutet sich bei einigen Betriebszuständen bereits ein zweites Druckminimum an der Uebergangsstelle an, während das vordere Minimum flacher als bei der Vergleichshaube verläuft, was durch die stumpfere Nasenform zu erklären ist. Die maximalen Uebergeschwindigkeiten ändern sich daher noch weniger mit dem Luftdurchsatzbeiwert als diejenigen der ersten Klasse.

---

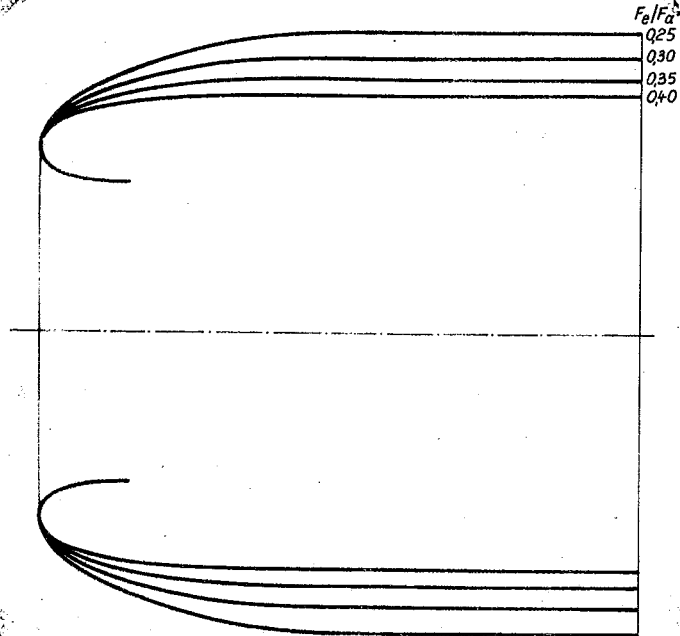
<sup>1)</sup> Die Haube dieser zweiten Klasse wurde aus einer Theorie gewonnen, welche den Körper nur durch Anordnungen von Quell- und Senkenringen ersetzt, während bei den Hauben der ersten Klasse noch zusätzliche Wirbelringbelegungen auf einer Skelettlinie verwandt werden.

Auch für die Standströmung ist die starke Nasenabrundung günstig, was nach unseren früheren Ueberlegungen hinreichend begründet ist. Prinzipiell ist es erstaunlich, dass man einen derartig grossen Nasenradius unterbringen kann, ohne die Uebergeschwindigkeiten zu steigern (vgl. dazu auch [4]). Wir geben auch von dieser Haubenart zum praktischen Gebrauch eine Reihe mit verschieden starker Einziehung in Bild 18 und Zahlentafel 2 an.

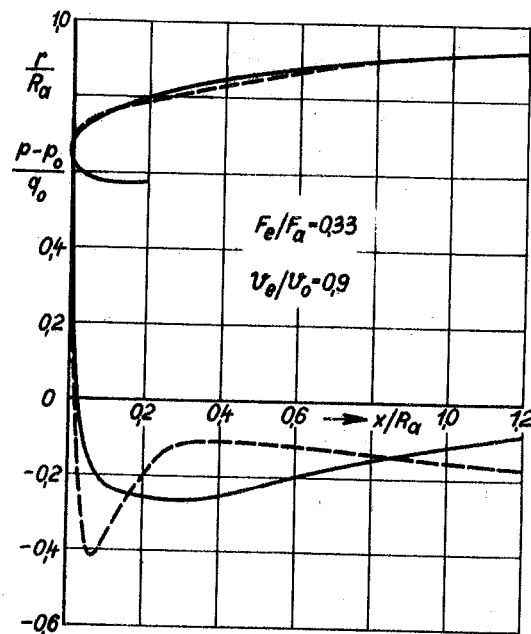


**Bild 17:** Vergleich einer Haube der zweiten Klasse (ausgezogene Linien) mit einer der ersten Klasse nach Bild 5 (gestrichelte Linien) bei gleicher Einziehung.

Wir wollen nun noch an Hand eines Beispielles erörtern, welche Folgen eine nur geringe Abänderung der äusseren Haubenkontur haben kann. Wir wählen zwei Konturen, deren Unterschiede man auf den ersten Blick geringfügig nennen könnte, und vergleichen die Druckverteilungen miteinander bei näherungsweise stossfreiem Eintritt. Wie aus Bild 19 hervorgeht, ergeben sich in den



**Bild 18:** Aussenseiten einer Klasse von Ringhauben verschiedener Einziehung (Klasse II). Die Koordinaten sind in der Zahlentafel 2 angegeben. Alle Hauben werden auf der Aussenseite in einem Abstand von einem halben Aussendurchmesser vom Eintritt an zylindrisch.

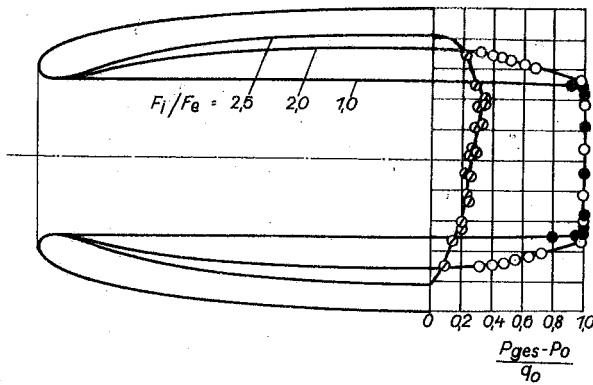


**Bild 19:** Der Einfluss einer kleinen Aenderung der Aussenkontur auf die Druckverteilung.

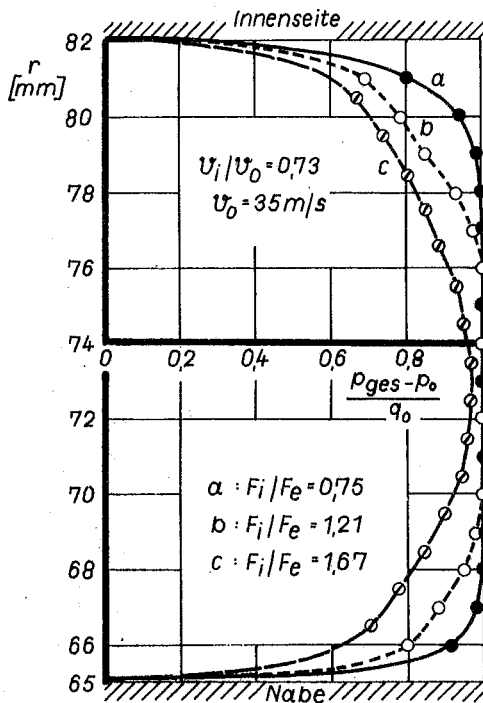
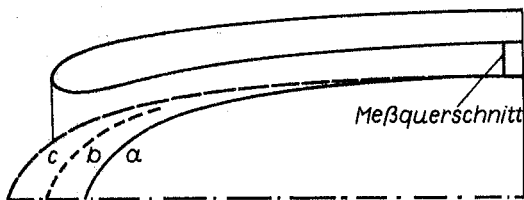
Wanddrücken doch deutliche Unterschiede. Wir erkennen daran, dass die Druckverteilung auf der Aussenseite recht empfindlich gegenüber kleinen Konturänderungen ist. Damit kommt eine gewisse Unsicherheit in die Bestimmung der maximalen Uebergeschwindigkeit hinein, die man bei der Angabe von Zahlenwerten bedenken sollte.

#### V. Die Gestaltung des Innenraumes.

Nachdem wir die Regeln für den Entwurf der Aussenkontur besprochen haben, fragt sich nun, wie man den Innenraum zweckmässig gestalten soll. An sich wäre es wünschenswert, wenn man die bei stark eingezogenen Hauben auftretenden grossen Wanddicken vermeiden und so einen grösseren nutzbaren Strömungsquerschnitt im Inneren erzielen könnte. Dies würde bedeuten, dass sich der Innenquerschnitt erweitert und damit der Druckumsatz nicht vollkommen im Aussenraum vor der Verkleidung, sondern z.T. im Inneren erfolgt. Eine solche Erweiterung bringt meistens auch an den Kanalwänden einen Anstieg des Druckes in Strömungsrichtung und die Gefahr einer Ablösung der Grenzschicht mit sich. Mit einer Erweiterung des Innenquerschnittes braucht jedoch nicht notwendig ein Anstieg des Wanddruckes verbunden zu sein; der Einbau von Kühlern lässt z.B. bei zweckmässiger Formgebung eine Erweiterung des Querschnittes vor dem Kühlerblock zu, ohne dass an den Wänden ein merklicher Druckanstieg stattfindet, wie wir in einer unveröffentlichten Arbeit gezeigt haben. Es ist daher ratsam, zwischen einem "geometrischen" und einem "aerodynamischen" Diffuser zu unterscheiden und von dem letzteren nur dann zu sprechen, wenn auch an den Wänden ein Druckanstieg vorliegt.



**Bild 20:** Gesamtdruckverteilungen im Innenraum bei konstantem und erweiterten Querschnitten. Die mittlere Geschwindigkeit im Eintritt ist bei allen gleich:  $v_0/v_0 = 1,2$ ;  $v_0 = 35 \frac{m}{s}$ .

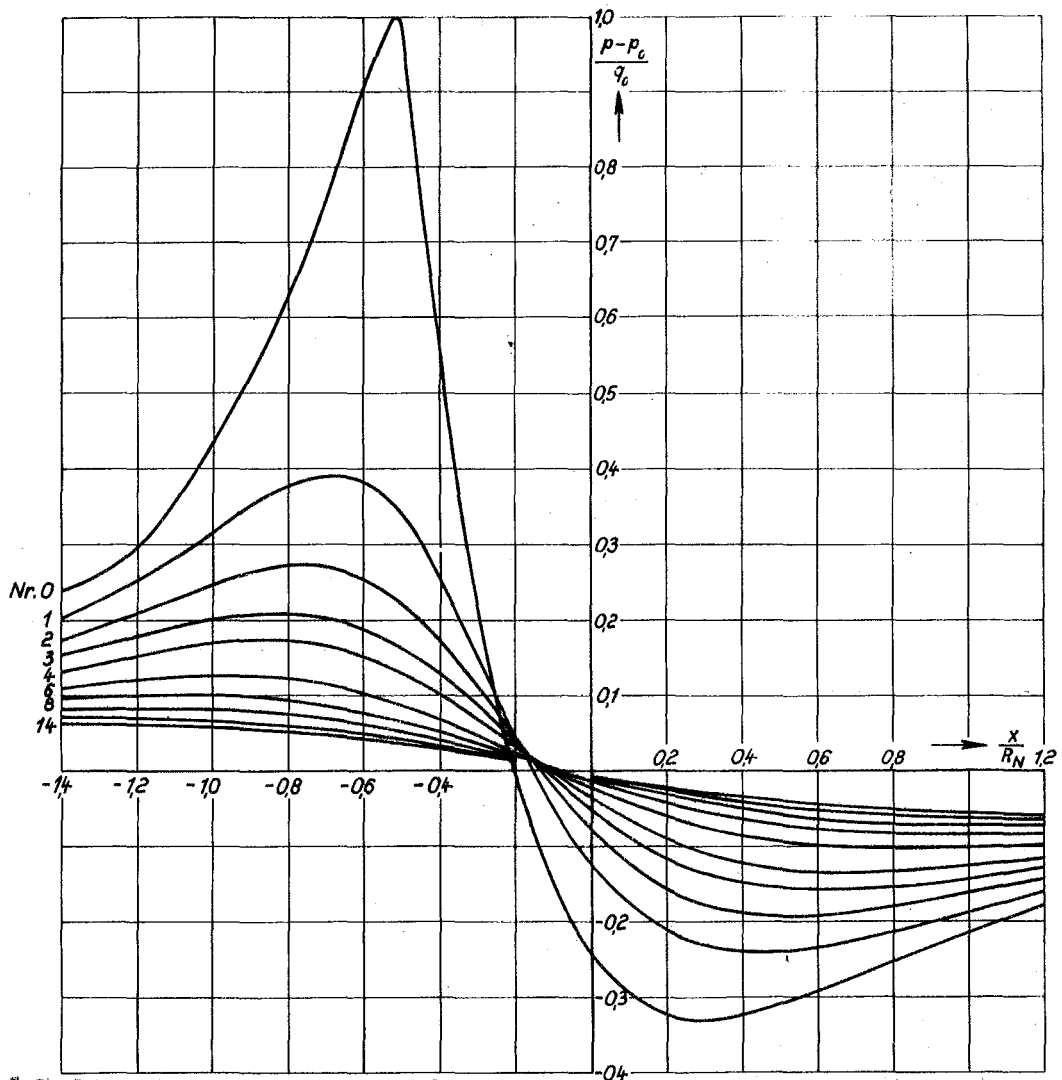
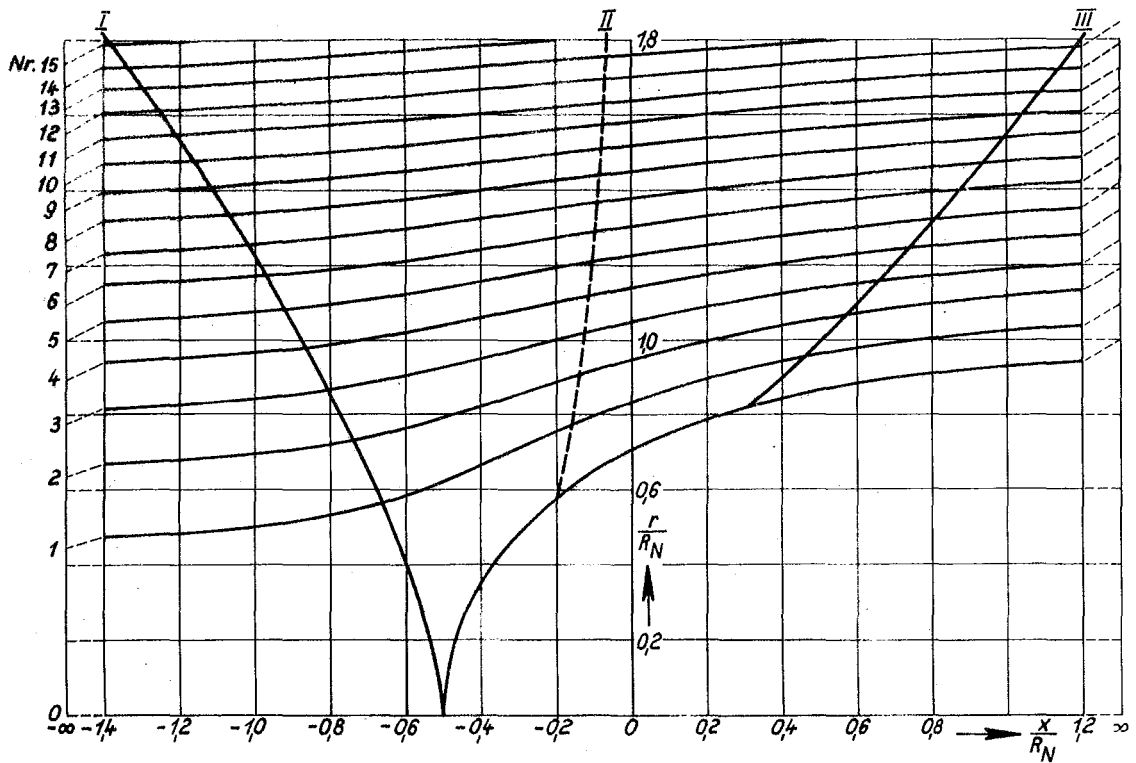


**Bild 21:** Gesamtdruckverteilungen im Innenraum bei verschiedenen Querschnittsverläufen.

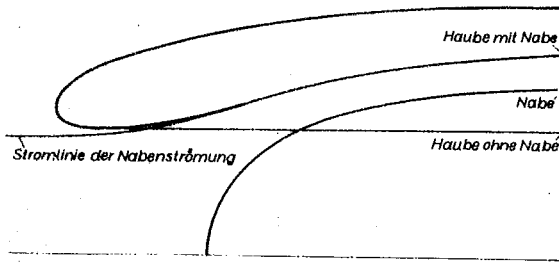
Ein merklicher aerodynamischer Diffusor im Inneren von Triebwerksverkleidungen muss unter allen Umständen vermieden werden. Einige Gesamtdruckmessungen, die in den Bildern 20 und 21 wiedergegeben sind, lassen bei Querschnittserweiterung grosse Gebiete mit Energieverlust erkennen. Eine solche Erweiterung ist besch-

ders gefährlich, wenn sie unmittelbar hinter dem Einlauf erfolgt; an dieser Stelle ist unbedingt zunächst eine Verengung geboten. Diese an sich seit langem bekannten Regeln werden oft übersehen, was meist Fehlschläge zur Folge hat.

Bei einem Inneraum ohne Einbauten wäre demnach ein von einem Zylinder nur wenig abweichende Form, also annähernd konstanter Querschnitt günstig. Wie man bei vorliegenden Einbauten zu einer zweckmässigen Formgebung kommen kann, möge an dem Beispiel einer eingebauten Nabe erläutert werden. Wir benutzen dabei wesentlich die im Abschnitt III,2 gezeigte Tatsache, dass Aussen- und Innenströmung weitgehend unabhängig voneinander sind. Die Schwierigkeit liegt hier darin, dass sich der Begriff "konstanter Querschnitt" nicht mehr verwenden lässt, besonders in dem Gebiet, wo die Nabe beginnt und die übliche eindimensionale Betrachtungsweise versagt. Wir gehen dazu von der freien Umströmung der Nabe aus, welche für den einfachsten Fall des räumlichen Halbkörpers (Einzelquelle) in Bild 22 dargestellt ist. Anders geformte Naben kann man durch geeignete Quellsenkenanordnungen ersetzen, was jedoch für den frei-fahrenden Körper keine grosse Rechenarbeit bedeutet. Die Druckverteilungen auf den Stromlinien (Bild 22) zeigen, dass in dem Gebiet zwischen den Linien I und III Druckabfall herrscht, d.h. dass sich die Strömungsquerschnitte in diesem Gebiet verengen. Stromaufwärts von Linie I und stromabwärts von Linie III ergibt sich jeweils eine Erweiterung in Strömungsrichtung. Macht man eine dieser Stromlinien im Bereich zwischen den Linien I und III zur Innenwand der Verkleidung, wie es in Bild 23 an einem Beispiel gezeigt ist, so kann man erwarten, dass sich die Strömung an dieser Wand nicht ablöst. Will man jedoch einen konstanten oder sich stetig verengen-



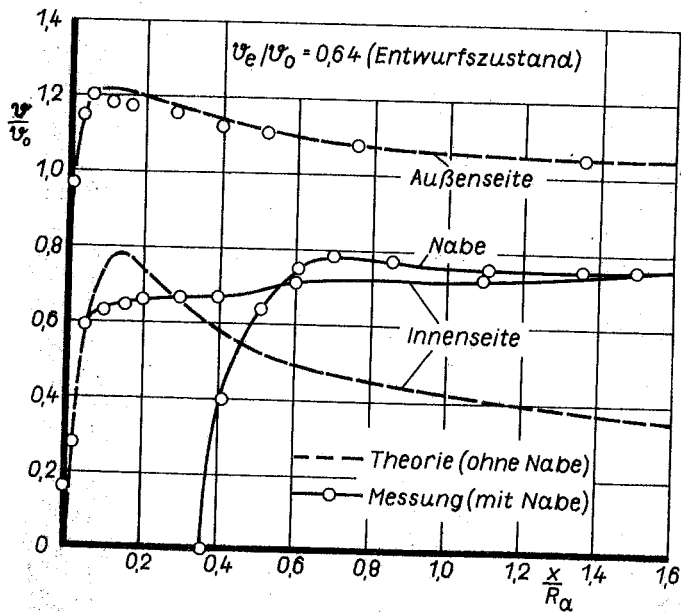
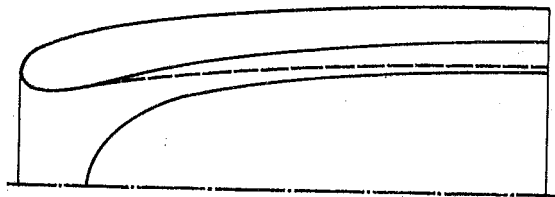
**Bild 22:** Stromlinienbild der räumlichen Halbkörperströmung und Druckverteilungen auf den Stromlinien. Linie I: Beginn des Druckabfalls auf den Stromlinien; Linie II:  $p = p_0$ ; Linie III: Ende des Druckabfallgebietes.



**Bild 23:** Zur Formgebung des Innenraumes.

den Querschnitt erhalten, so sind nur noch geringe Abänderungen von der vorgeschlagenen Innenseite nötig, die leicht durchzuführen sind.

Diese Entwurfsregel wurde in einem Falle experimentell nachge-



**Bild 24:** Gemessene und gerechnete Geschwindigkeitsverteilungen bei stossfreiem Eintritt.

prüft (Bild 24). Eine theoretisch ohne Nabe berechnete Haube wurde nachträglich mit einer Nabe versehen, wobei eine leichte Verengung des Innenquerschnittes erstrebt wurde. Wir haben in diesem Beispiel ausser den Messwerten auch die Ergebnisse der theoretischen Rechnung mit angegeben. Auf der Aussenseite ergibt sich eine gute Uebereinstimmung, was eine erneute Bestätigung der Unabhängigkeit von Aussen- und Innenströmung ist. Auf der Innenseite der Haube war zunächst eine für die theoretische Berechnung bequeme Form angenom-

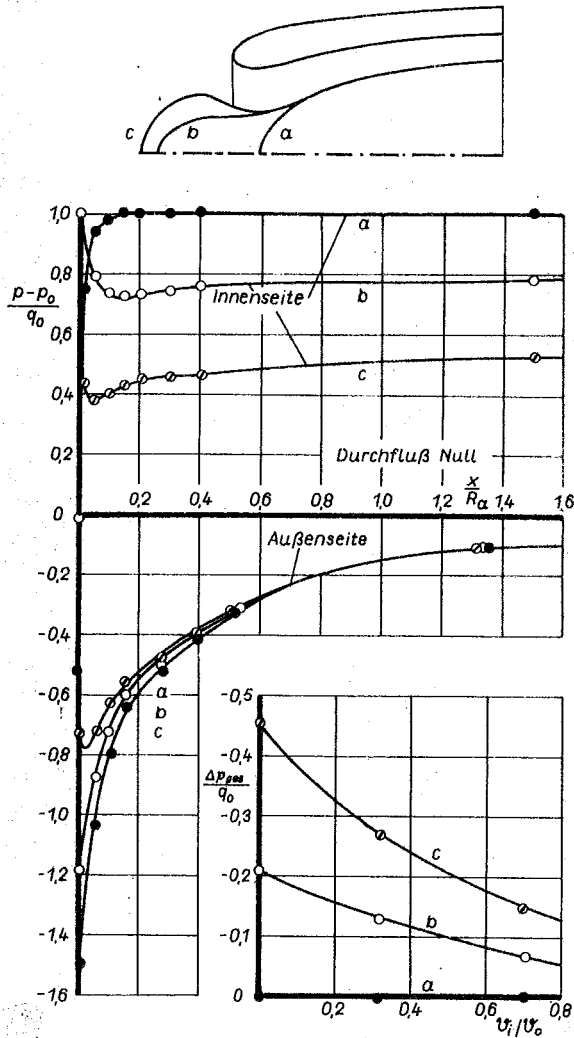
men worden, deren Geschwindigkeitsverteilung angegeben ist. Form und gemessene Geschwindigkeitsverteilung nach Anpassung an die Nabe unterscheiden sich beträchtlich von der Ausgangsform ohne Nabe; der Verlauf der Wandgeschwindigkeiten zeigt sehr bald den gewünschten schwachen Anstieg. Auch die Geschwindigkeit an der Nabenwand fügt sich diesem Gang ein, sodass bereits kurz hinter dem Beginn der Nabe die Geschwindigkeitsverteilung über den Strömungsquerschnitt konstant ist. Damit hat sich also die Entwurfsregel, die Druckverteilung auf der Aussenseite ohne Berücksichtigung von  $N$  Einbauten zu berechnen und den Innenraum z.B. mit Nabe so zu formen, dass ungefähr konstante Geschwindigkeiten erreicht werden, als brauchbar erwiesen, selbst in diesem Fall, wo die Abänderung des Innenraumes gross ist.

#### VI. Strömungsvergänge bei vorgezogenen Naben.

Nachdem wir bisher nur solche Anordnungen untersucht haben, bei denen die Strömung im Aussen- und Innenraum getrennt behandelt werden konnte, wollen wir nun die Wirkung einer über den Einlaufquerschnitt vorgezogenen Nabe verfolgen, da zu erwarten ist, dass durch den vor dem Einlauf liegenden Teil der Nabe auch die Aussenströmung beeinflusst wird.

In der Praxis ist es besonders bei normalen Triebwerken vor allem aus konstruktiven Gründen sehr erwünscht, dass die Nabe aus der Einlauföffnung herausragt. Mit einer vorgezogenen Nabe lässt sich ausserdem eine gewisse Führung der Stromlinien erreichen, welche im Schnellflug bewirkt, dass der Staupunkt an der Hauben-nase nicht sehr weit in den Innenraum kommen kann, wodurch die Ubergeschwindigkeiten auf der Aussenseite herabgesetzt werden;

die Führung vermindert weiterhin am Stand die Ablösungsgefahr auf der Innenseite der Haube. Die Herabsetzung der Ubergeschwindigkeiten erkennen wir sehr deutlich an den Beispielen von Bild 25, wo die Wanddruckverteilungen an einer Verkleidung mit verschiedenen Naben für den Fall, dass kein Durchfluss stattfindet, aufgetragen sind. Allerdings zeigt sich weiterhin, dass mit dieser Wirkung eine andere parallel geht: Im Innenraum wird der Staudruck nicht erreicht, und zwar wird der Gesamtdruck im Innenraum bei der dickeren Nabe etwa um den halben Staudruck vermindert. Der Effekt der Druckerniedrigung wird abgebaut, wenn ein Durchfluss stattfindet, wie aus der Nebenfigur in Bild 25 hervorgeht. Eine Erklärung für diese Erscheinung gibt die Druckverteilung an einer vorgezogenen Nabe, die in Bild 26 aufgetragen ist. Im Schnellflug wird die Grenzschicht an der beiwert  $v_1/v_0$  an.

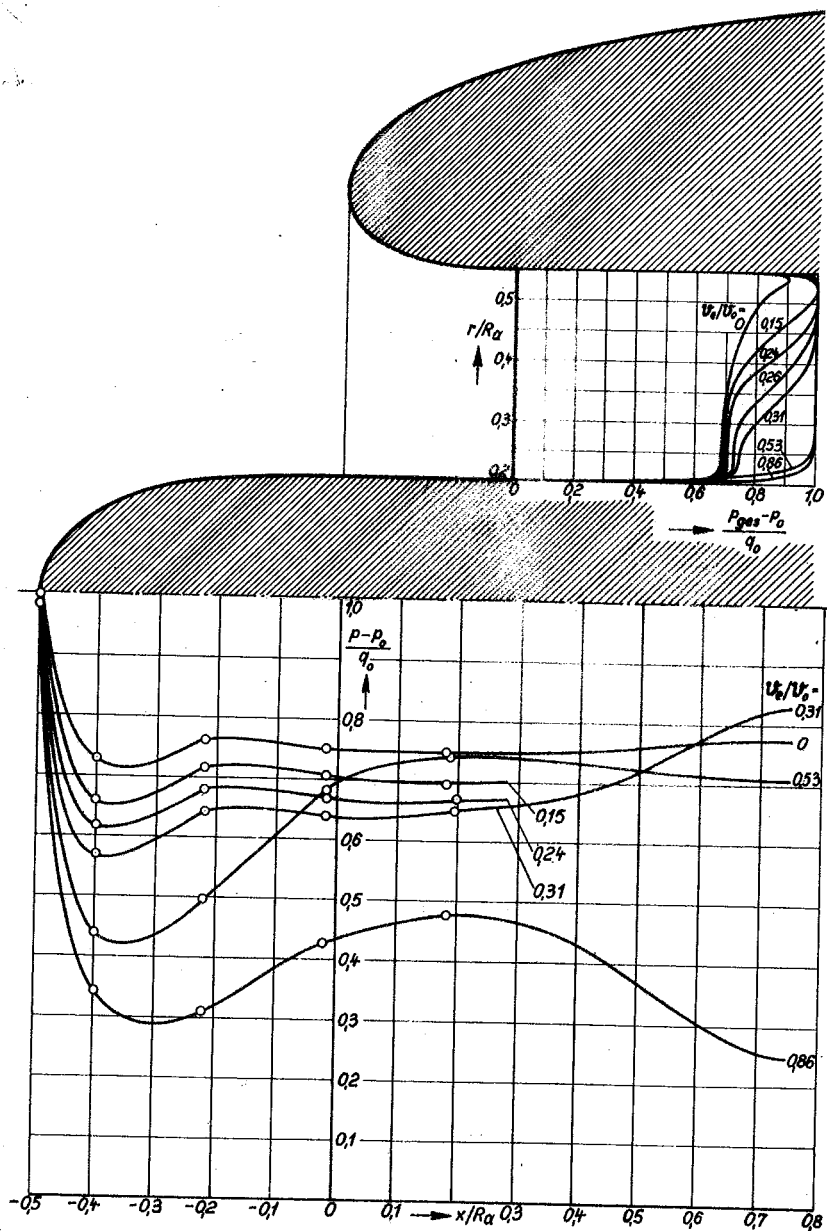


**Bild 25:** Der Einfluss der Nabenlage und Nabenform auf die Druckverteilungen beim Luftdurchsatz Null ( $v_1 = 0$ ). ~~Die~~ Nebenfigur gibt die durch die abschirmende Wirkung der Nabe hervorgerufene Druckerniedrigung im Innenraum, d.h. die Differenz zwischen den mittleren Gesamtdruck  $p_{ges}$  und dem ungestörten Gesamtdruck bei verschiedenem Luftdurchsatz beiwert  $v_1/v_0$  an.

deutlich an den Beispielen von Bild 25, wo die Wanddruckverteilungen an einer Verkleidung mit verschiedenen Naben für den Fall, dass kein Durchfluss stattfindet, aufgetragen sind. Allerdings zeigt sich weiterhin, dass mit dieser Wirkung eine andere parallel geht: Im Innenraum wird der Staudruck nicht erreicht, und zwar wird der Gesamtdruck im Innenraum bei der dickeren Nabe etwa um den halben Staudruck vermindert. Der Effekt der Druckerniedrigung wird abgebaut, wenn ein Durchfluss stattfindet, wie aus der Nebenfigur in Bild 25 hervorgeht. Eine Erklärung für diese Erscheinung gibt die Druckverteilung an einer vorgezogenen Nabe, die in Bild 26 aufgetragen ist. Im Schnellflug wird die Grenzschicht an der beiwert  $v_1/v_0$  an.

deutlich an den Beispielen von Bild 25, wo die Wanddruckverteilungen an einer Verkleidung mit verschiedenen Naben für den Fall, dass kein Durchfluss stattfindet, aufgetragen sind. Allerdings zeigt sich weiterhin, dass mit dieser Wirkung eine andere parallel geht: Im Innenraum wird der Staudruck nicht erreicht, und zwar wird der Gesamtdruck im Innenraum bei der dickeren Nabe etwa um den halben Staudruck vermindert. Der Effekt der Druckerniedrigung wird abgebaut, wenn ein Durchfluss stattfindet, wie aus der Nebenfigur in Bild 25 hervorgeht. Eine Erklärung für diese Erscheinung gibt die Druckverteilung an einer vorgezogenen Nabe, die in Bild 26 aufgetragen ist. Im Schnellflug wird die Grenzschicht an der beiwert  $v_1/v_0$  an.

Nabe dem Druckanstieg vor der Haube ausgesetzt und dadurch eine Ablösung der Nebenströmung bewirkt <sup>2)</sup>; Bild 26 zeigt weiterhin,



**Bild 26:** Gesamtdrücke im Einlaufquerschnitt und Wanddruckverteilungen an einer vorgezogenen Nabe bei verschiedenen Luftdurchsatzbeiwerten.

wie sich die Gebiete mit Energieverlust allmählich über den ganzen Einlaufquerschnitt ausbreiten, wenn der Luftdurchsatzbeiwert

<sup>2)</sup> vgl. dazu auch die Untersuchungen von P. Ruden [3] über die Wirkung einer "vorgeschalteten Grenzschicht".

kleiner wird. Man kann diese abschirmende Wirkung von vorgezogenen Naben auch so deuten, dass man Nabe und Haube als einen Körper ansieht, und die Einlauföffnung als statische Druckenbohrung allerdings besonders grossen Ausmasses auffasst.

Welche Bedeutung hat nun diese Druckerniedrigung für die Praxis? Zunächst treffen die Schichten mit Energieverlust auf den dahinterliegenden Motor, Kühler oder das Gebläse und rufen dort weitere Verluste, etwa durch ungleichförmige Anströmung hervor. Weiterhin wird der Luftdurchsatz durch die Versperrung des Eintrittsquerschnittes mit Grenzsichtmaterial erheblich verringert und zwar auf eine Weise, die Energie verzehrt, denn zum anderen bedeutet die Druckerniedrigung  $\Delta p_{ges}$  im Querschnitt  $F_0$  einen Widerstandszuwachs. Diese Werte liegen bei unseren Anordnungen in der Grössenordnung des reinen Gondelwiderstandes ohne Einbauten und dürfen keinesfalls vernachlässigt werden. Zusammenfassend können wir also feststellen, dass man bei vorgezogenen Naben selbst bei sehr schlank gehaltenen Formen mit erheblichen Strömungsverlusten rechnen muss. Eine Verbesserung dieser Verhältnisse ist nur durch zusätzliche Hilfsmittel der Strömungsbeeinflussung zu erwarten.

#### VII. Zusammenfassung.

Hinleitend werden der Zweck einer Triebwerksverkleidung und die bei dem Entwurf einer brauchbaren Haube zu beachtenden aerodynamischen Gesichtspunkte besprochen. Der hier bei der Entwicklung von Triebwerksverkleidungen beschrittene Weg führt zu einigen Abstraktionen, die den Entwurf einer Haube vereinfachen, und zur Aufspaltung in einzelne Teilaufgaben, von denen in der ver-

liegenden Arbeit das Einlaufproblem ausführlich behandelt wird. Dabei werden die Methoden und Vorstellungen der Tragflügeltheorie angewandt. Es wird gezeigt, dass die Aussen- und die Innenströmung weitgehend unabhängig voneinander untersucht werden können. Die Aussenkontur ist so zu formen, dass möglichst geringe Uebergeschwindigkeiten vor allem im Schnellflug auftreten. Durch richtige Einziehung und zweckmässige Abrundung der Haubenase kann dies erreicht werden. Insbesondere ist darauf Rücksicht zu nehmen, dass für den an der Haube angreifenden Schub eine genügend grosse Angriffsfläche geboten wird. Der Innenraum ist so zu gestalten, dass merkliche Druckenstiege an den Wänden vermieden werden. Die Regeln für den Einbau einer Nabe werden ausführlich besprochen. Weiter wird gezeigt, dass man bei über den Eintrittsquerschnitt der Haube hinaus vorgezogenen Naben selbst bei sehr dünn gehaltenen Formen mit erheblichen Strömungsverlusten im Schnellflug rechnen muss. - Für eine Reihe von Ringhauben, bei denen man nach den bisherigen Erfahrungen sicher sein kann, dass sie im ganzen Betriebsbereich - auch am Start - verlustfrei umströmt werden, sind für den praktischen Gebrauch die Formen sowie die auf der Aussenseite bei verschiedenem Luftdurchsatzbeiwert zu erwartenden maximalen Uebergeschwindigkeiten angegeben. So kann der vorliegende Bericht als Zusammenfassung der bisherigen Erkenntnisse und Erfahrungen dem Konstrukteur die theoretischen und experimentellen Ergebnisse vermitteln, die er für einen zweckmässigen Haubenentwurf braucht, und ausserdem dem Fernerstehenden einen Einblick in die noch weitgehend unbearbeiteten aerodynamischen Probleme des Triebwerkeinbaues geben.

VIII. Schrifttum.

- [1] A. Betz: Sonderaufgaben der aerodynamischen Forschung.  
Jahrb. d. dt. Akad. d. Luftfahrtforschung 1940/41.  
S. 113.
- [2] D. Küchenmann: Der Einfluss einer Verkleidung auf die Axial-  
kräfte an Kühlern und Luftschrauben. Techn. Ber.  
9, 1942, 19.
- [3] R. Ruden: Ebene, symmetrische Fangdiffusoren. Jahrb. 1941  
d. dt. Luftfahrtforschung. I 377 .
- [4] F. Weinig: Zur Frage der Abrundung und Zuschärfung umström-  
ter Kanten. ZAMM 13, 1933, 224.

Zahlentafel 1 Ringhauben der Klasse I

$F_e/F_a =$  0,25      0,30      0,35      0,40

$x/R_a$        $r/R_a$        $r/R_a$        $r/R_a$        $r/R_a$

1. Koordinaten der Aussenseiten.

|      |         |       |       |       |
|------|---------|-------|-------|-------|
| 0    | 1,170   | 1,163 | 1,158 | 1,155 |
| 0,05 | 1,291   | 1,265 | 1,247 | 1,239 |
| 0,1  | 1,345   | 1,310 | 1,284 | 1,269 |
| 0,2  | 1,417   | 1,371 | 1,334 | 1,309 |
| 0,3  | 1,473   | 1,418 | 1,374 | 1,342 |
| 0,4  | 1,518   | 1,457 | 1,407 | 1,369 |
| 0,5  | 1,557   | 1,491 | 1,435 | 1,392 |
| 0,6  | 1,592   | 1,521 | 1,460 | 1,413 |
| 0,7  | 1,623   | 1,548 | 1,483 | 1,432 |
| 0,8  | 1,652   | 1,573 | 1,503 | 1,449 |
| 0,9  | 1,679   | 1,596 | 1,521 | 1,464 |
| 1,0  | 1,704   | 1,616 | 1,537 | 1,477 |
| 1,2  | 1,750   | 1,651 | 1,564 | 1,499 |
| 1,4  | 1,790   | 1,681 | 1,587 | 1,517 |
| 1,6  | 1,825   | 1,707 | 1,607 | 1,532 |
| 1,8  | 1,855   | 1,730 | 1,624 | 1,544 |
| 2,0  | 1,881   | 1,750 | 1,639 | 1,554 |
| 2,2  | 1,904   | 1,768 | 1,652 | 1,562 |
| 2,4  | 1,925   | 1,783 | 1,663 | 1,569 |
| 2,6  | 1,943   | 1,796 | 1,672 | 1,574 |
| 2,8  | 1,958   | 1,806 | 1,679 | 1,578 |
| 3,0  | 1,970   | 1,814 | 1,684 | 1,580 |
| 3,2  | 1,980   | 1,820 | 1,688 | 1,581 |
| 3,4  | 1,988   | 1,824 | 1,690 | 1,581 |
| 3,6  | 1,9941, | 1,826 | 1,690 | 1,581 |
| 3,8  | 1,998   | 1,826 | 1,690 | 1,581 |
| 4,0  | 2,000   | 1,826 | 1,690 | 1,581 |

2. Koordinaten der Innenseiten.

|      |       |       |       |       |
|------|-------|-------|-------|-------|
| 0,05 | 1,063 | 1,063 | 1,063 | 1,063 |
| 0,10 | 1,032 | 1,032 | 1,032 | 1,032 |
| 0,15 | 1,015 | 1,015 | 1,015 | 1,015 |
| 0,20 | 1,006 | 1,006 | 1,006 | 1,006 |
| 0,30 | 1,000 | 1,000 | 1,000 | 1,000 |

3. Krümmungsradius  $\varrho/R_a$  (Koordinaten der Krümmungsmittelpunkte  $x = \varrho$ ;  $r = r$  bei  $x = 0$ )

$\varrho/R_a =$  0,135      0,115      0,100      0,090

Zahlentafel 2 Ringhauben der Klasse II

|                |         |         |         |
|----------------|---------|---------|---------|
| $F_0/a = 0,25$ | 0,30    | 0,35    | 0,40    |
| $x/R_a$        | $r/R_0$ | $r/R_0$ | $r/R_0$ |

1. Koordinaten der Aussenseiten.

|      |       |       |       |       |
|------|-------|-------|-------|-------|
| 0    | 1,243 | 1,237 | 1,232 | 1,228 |
| 0,05 | 1,391 | 1,370 | 1,354 | 1,342 |
| 0,2  | 1,454 | 1,426 | 1,403 | 1,385 |
| 0,2  | 1,540 | 1,500 | 1,465 | 1,435 |
| 0,3  | 1,603 | 1,553 | 1,509 | 1,470 |
| 0,4  | 1,658 | 1,596 | 1,542 | 1,494 |
| 0,5  | 1,705 | 1,633 | 1,570 | 1,514 |
| 0,6  | 1,745 | 1,665 | 1,594 | 1,531 |
| 0,7  | 1,781 | 1,693 | 1,615 | 1,544 |
| 0,8  | 1,815 | 1,718 | 1,632 | 1,554 |
| 0,9  | 1,845 | 1,740 | 1,646 | 1,561 |
| 1,0  | 1,873 | 1,759 | 1,657 | 1,566 |
| 1,1  | 1,898 | 1,774 | 1,665 | 1,570 |
| 1,2  | 1,920 | 1,787 | 1,672 | 1,573 |
| 1,3  | 1,939 | 1,798 | 1,678 | 1,576 |
| 1,4  | 1,955 | 1,807 | 1,682 | 1,578 |
| 1,5  | 1,969 | 1,815 | 1,686 | 1,580 |
| 1,6  | 1,980 | 1,821 | 1,689 | 1,581 |
| 1,7  | 1,989 | 1,825 | 1,690 | 1,581 |
| 1,8  | 1,995 | 1,826 | 1,690 | 1,581 |
| 1,9  | 1,999 | 1,826 | 1,690 | 1,581 |
| 2,0  | 2,000 | 1,826 | 1,690 | 1,581 |

2. Koordinaten der Innenseiten

|      |       |       |       |       |
|------|-------|-------|-------|-------|
| 0    | 1,243 | 1,237 | 1,232 | 1,228 |
| 0,05 | 1,114 | 1,113 | 1,112 | 1,111 |
| 0,1  | 1,076 | 1,075 | 1,074 | 1,074 |
| 0,15 | 1,056 | 1,056 | 1,055 | 1,055 |
| 0,2  | 1,035 | 1,035 | 1,035 | 1,035 |
| 0,3  | 1,015 | 1,015 | 1,015 | 1,015 |
| 0,4  | 1,005 | 1,005 | 1,005 | 1,005 |
| 0,5  | 1,001 | 1,001 | 1,001 | 1,001 |
| 0,6  | 1,000 | 1,000 | 1,000 | 1,000 |

3. Krümmungsradius  $\varrho/R_0$  (Koordinaten des Krümmungsmittelpunktes:  $x = \varrho$ ;  $r = r$  bei  $x = 0$ )

|                       |       |       |       |
|-----------------------|-------|-------|-------|
| $\varrho/R_0 = 0,188$ | 0,175 | 0,162 | 0,152 |
|-----------------------|-------|-------|-------|