

Möglichkeiten der Gasturbine als Flugzeugantrieb

Von Ernst Schmidt

Dem Kolbenmotor ist in den letzten Jahren ein ernsthafter Wettbewerb in der Gasturbine erwachsen, die im Begriff steht, eine neue Ära der Luftfahrttriebwerke zu eröffnen. Im Gegensatz zur Dampfturbine, bei der die Kesselpumpen nur wenig Antriebsarbeit benötigt, muß die Gasturbine einen wesentlichen Teil ihrer Leistung an einen Verdichter abgeben, um Luft höheren Drucks in die Brennkammer zu fördern, deren Flammgase bei ihrer Entspannung in der Turbine Arbeit leisten. Dabei kann im besonderen Falle des Flugzeugantriebs die Turbine so ausgelegt sein, daß sie nur die Verdichterarbeit deckt und ihre Nutzarbeit im Schub des mit hoher Geschwindigkeit aus der Turbine austretenden Gases besteht (TL-Triebwerk). Man kann den Flammgasen aber auch mehr Arbeit in der Turbine entziehen als der Antrieb des Verdichters erfordert und den Überschuß durch eine Luftschraube oder ein Gebläse, das einen Luftstrahl mit höherer als der Fluggeschwindigkeit nach hinten ausstößt, in Vortriebsarbeit verwandeln (PTL-Triebwerk).

Solche Triebwerke sind wiederholt behandelt und auch in Form von Strahltriebwerken bereits gebaut worden. Sie werden wesentlich leichter als Kolbenmotoren; ein schwerwiegender Nachteil ist aber ihr hoher Kraftstoffbedarf, der bisher rund das Doppelte des Verbrauchs von Otto-Motoren beträgt.

Um die Möglichkeiten der Wirkungsgradverbesserung abzuschätzen, wollen wir uns zunächst einige thermodynamische Grundlagen ins Gedächtnis zurückrufen, wobei wir uns der Einfachheit halber die gesamte Arbeit über die Welle abgeben denken. Der Arbeits-



Abb. 1
Druck- und Wärmediagramm
eines Gasturbinenprozesses

prozeß des Vorganges ist in Abbildung 1 im P, v - und im T, s -Diagramm dargestellt. Dabei ist als Arbeitsmittel ein Gas unveränderlicher Zusammensetzung und konstanter spezifischer Wärme vorausgesetzt, und es sind Verdichtung und Entspannung als adiabatisch angenommen. Wärmezufuhr und Wärmeabfuhr erfolgen bei konstantem Druck. Im P, v -Diagramm ist $abcd$ die Arbeitsfläche des Verdichters und $12dc$ die der Turbine. Die Differenz beider Arbeitsflächen $12ab$ ist die Nutzarbeit. Das T, s -Diagramm zeigt die umgesetzten Wärmemengen als Flächen. Darin bedeutet $b1fe$ die mit der Verbrennung zugeführte Wärme, $2aef$ die mit den Abgasen aus der Turbine austretende und $12ab$ die in Nutzarbeit verwandelte Wärme. Bei verlustlosen Maschinen hängt der Wirkungsgrad des Prozesses nur vom Druckverhältnis

$$\frac{P_b}{P_a} = \frac{P_1}{P_2}$$

der Verdichtung ab, und zwar ist

$$\eta = 1 - \left(\frac{P_a}{P_b}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 1 - \frac{T_a}{T_b} = 1 - \frac{T_2}{T_1}$$

Dabei ist $T_b/T_a = T_1/T_2$ das Verhältnis der Temperaturen am Anfang und Ende der Verdichtung. Im T, s -Diagramm ist der Wirkungsgrad das Verhältnis der Arbeitsfläche $12ab$ zur Wärmefläche $1feb$. Da die Isobaren im T, s -Diagramm logarithmische Kurven sind, deren senkrechter Abstand sich gerade verhältnisgleich mit ihren Ordinaten vergrößert, ist der Wirkungsgrad unabhängig davon, an welcher Stelle der Kurven $P = \text{konst}$ der Punkt 1 liegt, d. h. er ist unabhängig von der Eintrittstemperatur T_1 der Gase in der Turbine. Aus diesen Überlegungen könnte man folgern, daß es keinen Zweck hat, die Eintrittstemperatur des Gases in der Turbine zu steigern, zumal das auf erhebliche Schwierigkeiten der Konstruktion und des Materials stößt.

Bei der wirklichen Maschine mit Verlusten wird das aber anders, denn diese verkleinern die Arbeitsfläche der Turbine und vergrößern den Arbeitsaufwand des Verdichters, so daß zwischen ihnen eine kleinere Nutzfläche übrigbleibt, wie das in Abbildung 1 zwischen den gestrichelten Linien angedeutet ist. Diese Verkleinerung macht bei gleichen prozentualen Verlusten der beiden Maschinen um so weniger aus, je größer die Arbeitsfläche der Turbine ist, d. h. mit je höherer Eintrittstemperatur sie betrieben wird.

Außerdem ist folgendes zu beachten:

Der Aufwand an Gewicht und Herstellungskosten des Triebwerks entspricht in erster Annäherung der Summe der Leistung der Turbine L_e und des Verdichters L_k , die Nutzleistung aber der Differenz. Man kann daher den Bauaufwand kennzeichnen durch eine Aufwandszahl

$$A = \frac{L_e + L_k}{L_e - L_k} = \frac{L_e/L_k + 1}{L_e/L_k - 1}$$

Für Triebwerke, die wesentlich Strahlschub erzeugen, liegen die Verhältnisse etwas anders, worauf wir aber hier nicht eingehen wollen.

Diese Aufwandszahl und damit das Leistungsgewicht des Triebwerks vermindert sich nun sehr rasch mit wachsender Gastemperatur vor der Turbine. Bei der verlustlosen Maschine ist

$$\frac{L_e}{L_k} = \frac{T_1}{T_b} = \frac{T_1}{\tau T_a}$$

wobei T_1 die absolute Temperatur vor der Turbine, T_a die Eintrittstemperatur des Laders und $T_b = \tau T_a$ seine Austrittstemperatur ist, wenn wir zur Vereinfachung $T_b/T_a = \tau$ schreiben.

In Abbildung 2 sind über dem Verhältnis $\frac{T_1 - T_a}{T_a} = \frac{\Delta T}{T_a}$ der Ober- temperatur $\Delta T = T_1 - T_a$ des Gases vor der Turbine gegen die Umgebungsluft zur absoluten Temperatur T_a der letzteren, Wirkungsgrad und Aufwandszahl für verschiedene Druckverhältnisse der Verdichtung dargestellt. Dabei sind die angegebenen Wirkungsgrade $\eta_e = 0,80$ für Turbine und $\eta_k = 0,80$ für den Verdichter zugrunde gelegt. Unter der für allgemeine Überlegungen üblichen Annahme temperaturunabhängiger spezifischer Wärmen erhält man für den Wirkungsgrad des ganzen Triebwerks

$$\eta = \eta_e \frac{\tau - 1}{\tau} \frac{T_a}{\Delta T} \left[\frac{\tau - 1}{\eta_k} - \frac{\eta_e}{\eta_k} \frac{\tau - 1}{\tau} (\eta_k + \tau - 1) \right]$$

und für das Verhältnis der Turbinen- zur Verdichterleistung

$$\frac{L_e}{L_k} = \frac{\eta_e \eta_k}{\tau} \left(1 + \frac{\tau - 1}{\eta_k} + \frac{\Delta T}{T_a} \right)$$

Bei Berücksichtigung veränderlicher spezifischer Wärmen ändern sich die Zahlenwerte etwas, aber der Charakter der Kurven bleibt derselbe. Man

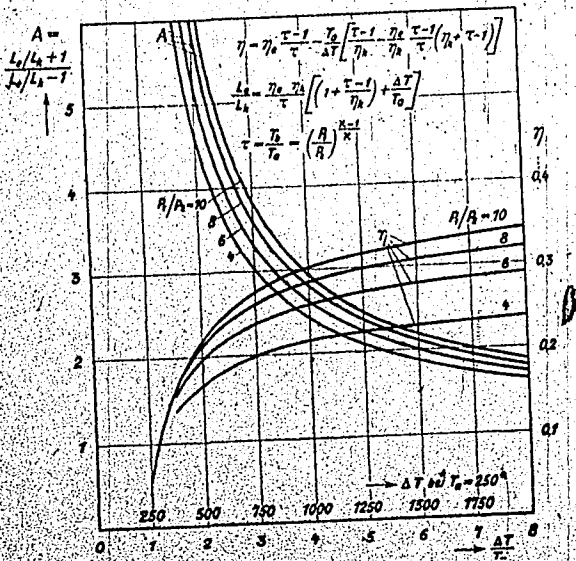


Abb. 2

Wirkungsgrade η und Aufwandzzahlen.

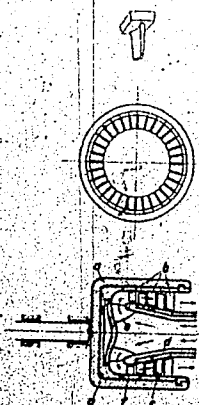
$A = \frac{L_c/L_h + 1}{L_c/L_h - 1}$ von Gasturbinenprozessen, gerechnet mit Einzelwirkungsgraden η_c Turbine und η_h des Verdichters von 0,80

erkennt aus der Abbildung zunächst den großen Einfluß des Druckverhältnisses auf den Wirkungsgrad. Man sieht weiter, daß bei einer Umgebungstemperatur von $T_c = 250^\circ$ entsprechend etwa 6 km Höhe in der Normatmosphäre eine Steigerung der Übertemperatur des Gases vor der Turbine von 750° auf 1500° C beim Druckverhältnis 10 den Wirkungsgrad von 27,5 auf 33 % erhöht. Gleichzeitig sinkt die Aufwandzzahl von 3,85 auf 2,2. Etwa ebenso groß ist die relative Änderung dieser Werte bei kleineren Druckverhältnissen. In mindestens gleichem Maße wie die Aufwandzzahlen vermindern sich die Gewichte der Maschinen und der Arbeitsaufwand für ihre Herstellung. Tatsächlich ist bei Turbomaschinen

die Gewichtsabnahme noch stärker, da die Leistung einer Turbomaschine dem Quadrat der linearen Abmessungen, das Gewicht aber ihrer 3. Potenz verhältnismäßig sind. Man erkennt anschaulich die große Bedeutung einer Steigerung des Druckverhältnisses und der Betriebstemperatur der Turbine.

In den letzten Jahren sind durch warmfeste Stahlsorten und durch die Entwicklung von Hohl-schaufeln mit innerer Luftkühlung wesentliche Erfolge erzielt worden. Aber diese Stähle verbrauchen viel Sparstoff, und ihre weitere Verbesserung wird nur sehr langsam in kleinen Schritten möglich sein. Man muß daher auch die anderen Möglichkeiten einer Steigerung der zulässigen Temperatur in Betracht ziehen. Ein Weg ist die Verwendung keramischer Schaufeln, wofür uns Rohstoffe in unbegrenzter Menge zur Verfügung stehen. Die keramischen Werkstoffe haben bei gewöhnlicher Temperatur geringere Festigkeit als Metalle, was allerdings für Turbinenschaufeln mit ihrer wesentlich aus der Fliehkraft der eigenen Masse bestehenden Beanspruchung teilweise durch das kleinere spezifische Gewicht der keramischen Stoffe wieder ausgeglichen wird. Ihre Festigkeit bleibt aber bis zu wesentlich höheren Temperaturen erhalten, so daß Gastemperaturen bis zu 1500°C erträglich sein sollten. Eine große Schwierigkeit ist die Sprödigkeit dieser Werkstoffe und die damit verbundene Empfindlichkeit gegen rasch wechselnde Temperaturen. Weiter ist ihre Zugfestigkeit nur ein Bruchteil der Druckfestigkeit. Man sollte daher keramische Werkstoffe so einbauen, daß sie nur auf Druck beansprucht werden, dann sind auch kleine, etwa durch Temperaturwechsel hervorgerufene Oberflächenrisse nicht so gefährlich, da sie sich bei Druckbeanspruchung schließen und keine Kerbwirkung verursachen wie bei Zugbeanspruchung.

Eine schematische Darstellung des möglichen Aufbaus eines Läufers mit nur druckbeanspruchten keramischen Schaufeln zeigt Abbildung 3. Die Schaufeln sind in einem glockenförmigen Stahlläufer so gelagert, daß die Fliehkraft sie an dessen innere Wand drückt. Die Füße bilden dabei zugleich eine wärmeisolierende Auskleidung des Läufers, den man von außen durch Fahrtwind kühlen kann. Die Brennkammer liegt mit ihrem vorderen Teil im Inneren der Trommel und trägt auf ihrer Außenseite feststehende Leitschaufelkränze. Diese auch für Turbinen aus metallischem Werkstoff in Betracht kommende Bauart hat den Vorteil, daß man ohne Stopfbüchse auskommt. Ein Luftfahrttriebwerk dieser Art zeigt schematisch Abbildung 4. Die Läuferglocke der Turbine ist dabei

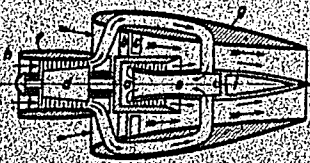


- a glockenförmiger Stahlläufer
- b keramische Laufschaufeln
- c keramische Leitschaufeln
- d Wand der Brennkammer
- e leitschaufelartig verwendene Stege zum Halten der Stirnwand der Brennkammer
- f Föfle der Laufschaufeln, zugleich Wärmeschutz der Trommel des Stahlläufers
- g keramische Auskleidung der Stirnwand des Stahlläufers

Abb. 3

Oben: Keramische Gasturbinschaufel mit Fuß.
 Mitte: Aus einzelnen keramischen Schaufeln zusammengesetzter Laufradkranz.
 Unten: Schematische Darstellung des Aufbaus einer keramischen Gasturbine mit nur druckbeanspruchten Laufschaufeln.

auch außen mit einem Schaufelkranz versehen, der als Propeller einen Teil der Turbinenleistung in Vortrieb verwandelt und zugleich Kühlluft über den Läufer bläst. Vor der Turbine ist der Lader angeordnet. Das Prinzip der Konstruktion macht es nötig, die vom Lader kommende Luft unter mehrfacher Umlenkung von hinten in die Brennkammer und in

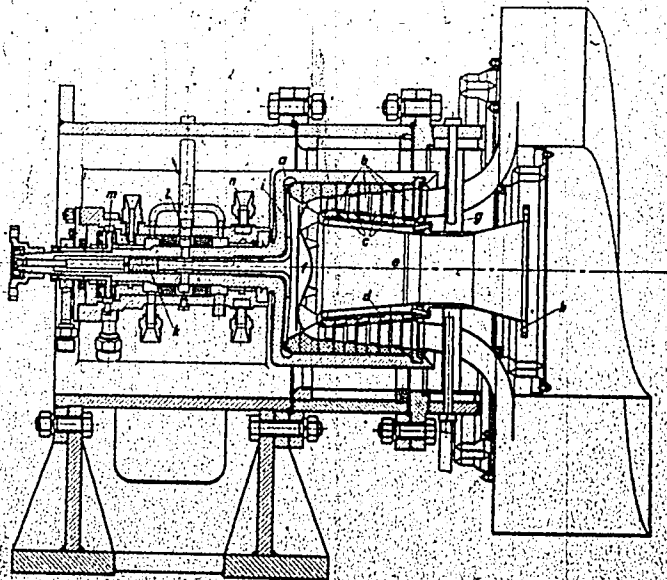


- a Gasturbine
- b Schaufelkranz zur Vortriebserzeugung und zur Kühlung des Turbinenläufers
- c Laufschaufeln
- d Verdichter
- e Brennkammer
- f Verdichtergehäuse
- g Verkleidung
- h Lufteintritt
- i Brennstoffdüse

Abb. 4

Schema eines Luftfahrttriebwerks mit keramischer Gasturbine (der Weg der Verbrennungsluft ist durch glatte Pfeile, der Weg der Kühlluft durch gestrichelte Pfeile bezeichnet)

die Turbine einzuführen, wobei sie die heißen Abgase kreuzt. Das ist zwar strömungstechnisch ungünstig, kommt aber dem Einbau eines Wärmeaustauschers zwischen Abgas und Ladeluft entgegen, der den Wirkungsgrad der Maschine schon bei verhältnismäßig kleinen Austauschflächen erheblich verbessert. Die Konstruktion einer Versuchsturbine solcher Art zeigt Abbildung 5. Die Brennkammer und der Träger der



- a Läuferglocke aus Stahl
- b keramische Läuferschäufeln
- c keramische Leiterschäufeln
- d Leiterschäufelträger aus warmfestem Stahl
- e Brennkammermündstück aus warmfestem Stahl
- f Stirnwand der Brennkammer aus warmfestem Stahl
- g Haltestern für das Brennkammermündstück mit innen luftgekühlten Speichen
- h Anschlußflansch für die eigentliche Brennkammer
- i durch Federkraft angepresster Stern zum Zusammenhalten der Laufschaufelfläche
- k Schraubensfeder zum Anpressen des Sternes
- l Kühlluftleitrit für die hohle Welle des Läufers
- m Mitchellager zur Aufnahme des Axialschubes
- n Kühlwasseranschluß für das vordere Gleitlager

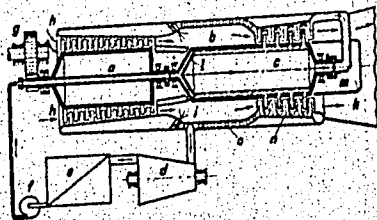
Abb. 5
Versuchsturbine mit keramischen Schaufeln

Leitschaufeln sind aus warmfestem Stahl, da ein so großes Werkstück aus Keramik wahrscheinlich durch Temperaturwechselbeanspruchung springen würde. In den Hohlraum zwischen Brennkammerwand und Leitschaufelträger kann zur Kühlung Luft aus dem Verdichter eingeblasen werden. Auch durch die hohle Welle wird Kühlluft zugeführt, die zwischen der Stirnwand der Brennkammer und der Scheibe des Läufers hindurchtritt und dann zum Teil durch Kühlkanäle zwischen dem Mantel der Läuferglocke und den Füßen der Laufschaufeln hindurchgeht, zum Teil sich mit dem heißen Arbeitsgas bei dessen Eintritt in die Beschaukelung mischt. Auch die Speichen des Haltesterns des Brennkammermundstücks sind mit innerer Luftkühlung versehen. Die eigentliche Brennkammer ist in der Abbildung fortgelassen, sie wird an den gezeichneten Flansch des Brennkammermundstücks angeschlossen.

Die Versuchsturbine ist fertig bis auf die keramischen Schaufeln, deren Herstellung den keramischen Firmen doch erheblich größere Schwierigkeiten macht als vorausgesehen. Der Grund hierfür liegt in der Neuheit der Aufgabe, die stark aus der sonstigen Aufgabenstellung und der ganzen bisherigen Denkweise des Keramikers herausfällt.

Ein anderer möglicher Weg, der von uns beschritten wurde, ist die innere Kühlung durch Dampferzeugung. Dabei wird im Läufer und in den Schaufeln der Turbine sowie in der Wand der Brennkammer eine Flüssigkeit verdampft und überhitzt. Der entwickelte Dampf dient als Arbeitsmittel für eine Dampfturbine, wird dann in einem Kondensator niedergeschlagen und als Flüssigkeit wieder in den Kreislauf gegeben. Durch diese Verbindung mit einem Dampfturbinenprozeß wird einerseits die Gasturbine sehr wirksam gekühlt, andererseits die durch Kühlung entzogene Wärme zum Teil in Nutzarbeit verwandelt, so daß dafür weniger Arbeit im Kühler abgegeben zu werden braucht. Die Dampfturbine kann auf derselben Welle sitzen wie die Gasturbine, man kann sie aber auch ganz von dem Gasturbinen-Lader-Aggregat trennen, was mit Rücksicht auf den Antrieb der Hilfsmaschinen vorteilhaft sein kann.

Das Schema eines solchen Trichwerks zeigt Abbildung 6. Dabei ist *a* der Verdichter, *b* die gekühlte Brennkammer, *c* die Gasturbine mit innerer Kühlung des Läufers und der Schaufeln durch verdampfende Flüssigkeit, *d* die Dampfturbine, *e* der Kondensator, *f* eine Speisepumpe. Bei *g* wird die Leistung durch ein Untersetzungsgetriebe abgenommen. Die Verbrennungsluft tritt bei *h* in den Lader ein, bei *i* wird der Kraftstoff eingespritzt, und bei *k* verlassen die Abgas die Gasturbine mit erheb-



- a Verdichter
- b Brennkammer
- c Gasturbine
- d Dampfturbine
- e Kondensator
- f Kondensatförderpumpe
- g Untersetzungsgetriebe
- h Frischlufttritt
- i Kraftstoffeinspritzdüse
- k Abgasaustritt
- l Führungsstück für das Speisewasser
- m Stopfbuchse
- n gekühlte Leitschaufeln
- o Mantelkühlung der Brennkammer

Abb. 6

Schema eines Gasturbinenriebwerks mit innerer Schaufelkühlung

licher Geschwindigkeit, wobei sie durch ihren Rückstoß noch Vortrieb erzeugen. Das Kühlwasser bildet im Läufer durch Fliehkräfte einen umlaufenden Zylinder und dringt auch in die Laufschaufeln ein. Der im Läufer gebildete Dampf verläßt diesen durch die hohle Welle, und eine Stopfbuchse bei *m* und durchströmt dann die hohlen Leitschaufeln *n* und den äußeren Mantel der Brennkammer durch Rohre *o*, in denen er sich weiter überhitzt. Um genügend hohe Wärmeübergänge zu erreichen, kann man große Strömungsgeschwindigkeiten in den Überhitzer teilen anwenden, da es bei dem hohen Dampfdruck auf einige Atmosphären Druckabfall nicht ankommt. Man kann aber auch die Leitschaufeln aus keramischen Werkstoffen herstellen, da sie keinen Fliehkräften ausgesetzt sind und nur die kleinen Kräfte der Gasströmung aufzunehmen haben.

Einen etwas anderen Entwurf, bei dem der Gasturbinenläufer mit der Dampfturbine zusammengebaut ist, zeigt Abbildung 7. Dabei dient nur ein Teil des Läufers mit den ersten beiden Schaufelkränzen als Verdampfer und der andere als Überhitzer. Die Ringwand *p* verhindert die Flüssigkeit am Übertritt in den als Überhitzer dienenden Teil des Läufers.



- p Ringwand zur Begrenzung des Wasserraumes
- q Trennwand
- r Reaktionschrauben
- s Laufschaufeln der Dampfturbine
- t Leitschaufelträger der Dampfturbine
- u Dampfsammelraum
- v Laberabdichtung

Abb. 7

Gasturbinenläufer in Zusammenhang mit Dampfturbine

Der Dampf wird mit Hilfe von Trennwänden g durch die Schaufeln des 3. und 4. Kranzes geführt. Dann verläßt er die Trommel durch Reaktionsdiisen bei r und tritt in die Dampfturbine ein, deren Laufschaufeln s auf der inneren Wand der verlängerten Gasturbinentrommel sitzen. Die Leitschaufeln der Dampfturbine sind auf einem Träger t angebracht, der entweder feststeht oder sich in entgegengesetztem Sinne dreht, so daß sie auch Arbeit leisten, die man durch ein Umkehrgetriebe auf die Welle übertragen kann. Der Dampf sammelt sich in dem Ringraum u , der durch ein Labyrinth v gegen die Läufertrommel und gegen den Leitschaufelträger abgedichtet ist, falls dieser auch umläuft. Diese Abdichtung bietet keine Schwierigkeiten, da der Dampf hinter der Turbine einen Druck von nur etwa 1 at hat. Auf der äußeren Wand der verlängerten Gasturbinentrommel sitzt noch ein ungekühlter Schaufelkranz der Gasturbine, da hier die Temperatur im allgemeinen schon so niedrig ist, daß man ohne Schaufelkühlung auskommt. Wenn der Dampf im Läufer überhitzt wird und dann unmittelbar in die Turbine eintritt, kann er die Leitschaufeln der Gasturbine und die äußere Brennkammerwand nicht mehr kühlen, man wird dann zweckmäßig die Leitschaufeln aus keramischen Stoffen herstellen und die Frischluft des Verdichters zur Kühlung der Brennkammerwand benutzen.

Das angewandte Kühlsystem, das für die Steigerung der Betriebstemperatur des Gases von entscheidender Bedeutung ist, bedarf noch einer näheren Betrachtung, um seine Wirksamkeit zu begründen und um auftauchende Bedenken zu zerstreuen. Die Flüssigkeit, im einfachsten Falle Wasser, wird nach Abbildung 6 durch die hohle Welle des Verdichters gefördert. Die Spaispumpe f braucht aber nur eine kleine Förderhöhe zu überwinden, denn die eigentliche Drucksteigerung erfolgt durch Fliehkraftwirkung im Turbinenläufer in dem Spalt zwischen seiner Stirnwand und einem Führungsteil l . Diese Ausnutzung der Fliehkraftwirkung wurde für Gase bereits von Meyer vorgeschlagen und von Hüttl und Vorkel in ihrer Druckverdichtungs- für Wasser benutzt. Das Wasser bildet in der Trommel einen Dampf, der wesentlich zur Kühlung des Gases beiträgt. Die Turbinenblätter

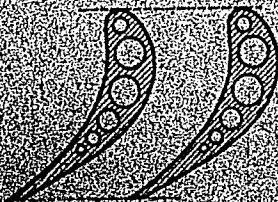


Abb. 6
Schaufelprofile mit Kühlkanälen

feln sind aus vollem Material und, wie Abbildung 8 zeigt, nur mit relativ dünnen Bohrungen von etwa 2 bis 5 mm lichter Weite versehen, die stumpf endigen und am Schaufelende nicht miteinander verbunden zu sein brauchen. Hierdurch lassen sich im Gegensatz zu aus Blech gepreßten Hohl-schaufeln ohne Schwierigkeit hohe Innendrucke von der Größenordnung 300 at aufnehmen.

Man könnte befürchten, daß die Wärmeübertragung in den engen Schaufelkanälen von nur 2 bis 5 mm Durchmesser nicht ausreicht oder daß durch Dampfblasenbildung in ihnen das Wasser von der Schaufelwand verdrängt wird und dadurch Überhitzungsgefahr eintritt.

Durch folgende meines Wissens bisher nicht ausgesprochene Erkenntnisse ist aber eine außerordentlich hohe Wärmeübertragung gesichert:

Das Wasser in den Schaufelkanälen steht unter starker Fliehkraftwirkung, die z. B. bei einer Umfangsgeschwindigkeit von $v = 200$ m/s und bei einem Radius von $r = 0,20$ m die Größe

$$v^2/r = 200\,000 \text{ m/s}^2,$$

also das rund 20 000 fache der Schwerebeschleunigung erreicht. Hierdurch tritt eine starke Druckzunahme von der freien Wasseroberfläche in die Schaufeln hinein auf, die mit einer entsprechenden Zunahme der Verdampfungstemperatur verbunden ist. In Abbildung 9 sind die Verhältnisse für einen Druck im Dampfraum von 40 at dargestellt. Bei einer Umfangsgeschwindigkeit von 200 m/s der Schaufelenden und einer Lage der freien Wasseroberfläche bei $r = 0,10$ m steigt der Druck im Schaufelende auf 167 at, wenn für das Wasser die dem Druck von 40 at an der

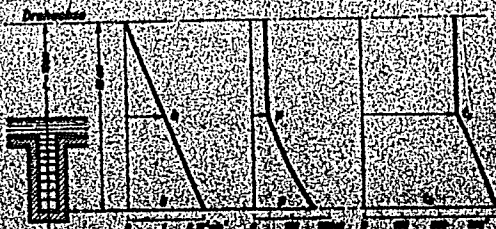


Abb. 9

Verlauf von Fliehkraftbeschleunigung b , Druck p und Umfangsgeschwindigkeit v über den Radius für Wasser in einer umlaufenden Turbinenschaufel mit einem Kehlkreis der Schaufel-

Wasseroberfläche entsprechende Sättigungstemperatur von 250°C . und damit ein spezifisches Volumen von $1,25\text{ dm}^3/\text{kg}$ angenommen wird. Das Wasser kann also, wie die Kurve der Sättigungstemperatur t_s zeigt, in der Nähe der bheizten Wand des Schaufelkanals erhebliche Übertemperaturen über den Sättigungswert an der freien Oberfläche annehmen ohne zu verdampfen, in der Schaufelmitte z. B. etwa 60°C .

Das wärmere Wasser dehnt sich aus und erfährt in dem Flichkraftfeld einen nach der Achse gerichteten Auftrieb, den wir abschätzen wollen: Bei der Erwärmung von 290°C auf 300°C sinkt das spezifische Gewicht bei einem Druck von 100 at, wie er etwa in Schaufelmitte herrscht, von $0,737$ auf $0,715\text{ kg}/\text{dm}^3$, also um $0,022\text{ kg}/\text{dm}^3$. Diese Differenz ist gleich dem Auftrieb bei gewöhnlicher Schwere. Im Flichkraftfeld ist der Auftrieb in Schaufelmitte 15000mal so groß, also gleich $330\text{ kg}/\text{dm}^3$. Da die spezifischen Gewichte von Wasser und Dampf im Sättigungszustand bei 100 at sich um $0,641\text{ kg}/\text{dm}^3$ unterscheiden, wird ein an der Wand des Schaufelkanals nur um 10°C erwärmtes Wasserteilchen also mit einer mehr als 500mal größeren Kraft an die Oberfläche getrieben als eine Dampfblase durch die gewöhnliche Schwerkraft in siedendem Wasser von 100 at. Durch diesen großen Auftrieb tritt eine gegenüber den vertrauten Vorstellungen außerordentlich erhöhte Konvektion auf, die den Wärmeübergang auf ein Vielfaches der sonst bei siedenden Flüssigkeiten vorkommenden Werte erhöht. Dadurch wird in Verbindung mit der starken Zunahme der Sättigungstemperatur gegen das Schaufelende hin die Dampfbildung in den Schaufelkanälen völlig vermieden. Sie erfolgt erst an oder dicht unter der freien Wasseroberfläche, wo sie wegen der unbehinderten Ausweichmöglichkeit keine Unwucht des Läufers verursachen kann. Im Schaufelkanal tritt damit auch keine Verschlechterung des Wärmeübergangs durch die sonst an der Wand entstehenden, schlecht wärmeleitenden Blasen auf.

Die natürliche Konvektion wird ferner erleichtert durch die mit steigender Temperatur abnehmende Zähigkeit der Flüssigkeit. Im Gebiet des kritischen Punktes (für Wasser bei 225 at und 374°C) tritt aber noch eine weitere Steigerung dadurch ein, daß bei Annäherung an diesen Punkt der Ausdehnungskoeffizient und die spezifische Wärme stark ansteigen und im kritischen Punkt selbst unendlich werden. Die Flüssigkeit erreicht also also kurz vor der Wärmeübertragung günstigsten Zustand. Um diesen Übergang nachschärfen, haben wir schon im Jahre 1932 (S. 10) eine Kurve angefertigt.

Ein Stahlstab von 30 mm \varnothing und 250 mm Länge war nach Abbildung 10 mit einem inneren Hohlraum versehen, der Ammoniak in solcher Menge enthielt, daß bei der kritischen Temperatur von 133° C die Flüssigkeit gerade das ganze Volumen erfüllte. An dem Stab wurden bei Beheizung von unten Messungen des Wärmeleitvermögens ausgeführt, so als wenn er aus homogenem Material bestände. Dabei ergab sich, daß das scheinbare Wärmeleitvermögen des Stabs bei Annäherung an die kritische Temperatur des Ammoniaks außerordentlich stark anwächst und Werte von

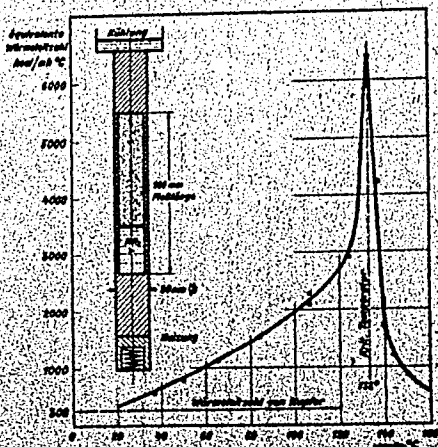


Abb. 10

Scheinbare oder äquivalente Wärmeleitfähigkeit eines Stahlstabs, gefüllt mit einem Stoff, der seinen kritischen Zustand erreicht.

über 6000 kcal/m²h grd, also das 20fache des Werts von reinem Kupfer erreicht. Damit ist bewiesen, daß tatsächlich in der Nähe des kritischen Punktes eine außerordentliche Steigerung des Wärmetransportes durch Konvektion der Flüssigkeit eintritt.

Schätzt man die Wärmeübergangszahlen in unseren Schaufelkanälen auf Grund des Vorstehenden und der vorliegenden Versuche über natürliche Konvektion ab, so ergibt sich, daß mit Sicherheit Werte von etwa 15 000 kcal/m²h grd erreicht werden, die bei Annäherung an den kri-

tischen Punkt bis auf etwa 50 000 steigen. Auf der Gassseite der Schaufeln hat man dagegen Wärmeübergangszahlen im Mittel von etwa 1500 kcal/m²h grad bei Strömungsgeschwindigkeiten von 300 m/s und Luft von 5 at und 1400° C, die nur in der Nähe des vorderen Staupunkts auf Werte bis zu 4000 steigen. Da sich das Temperaturgefälle im umgekehrten Verhältnis der Wärmeübergangszahlen aufteilt, wird die innere Wand der Kühlkanäle nur um 100 bis 150° C über die Temperatur der Flüssigkeit steigen und unter 500° C bleiben, also in einem Bereich, den man noch mit sparstoffarmen Stahlsorten ohne Schwierigkeit beherrschen kann.

Ich bin überzeugt, daß das Problem der Schaufelkühlung der Gasturbine auf diesem Wege zu lösen ist. Einen Versuchsläufer haben wir im Bau. Modellversuche über den Wärmeübergang durch natürliche Konvektion im beheizten Rohr sind in Vorbereitung.

Unter Anwendung von Ähnlichkeitsbetrachtungen läßt sich nämlich von Versuchen im gewöhnlichen Schwerfeld auf die Verhältnisse bei den genannten hohen Fliehkraftbeschleunigungen quantitativ schließen. Bekanntlich hängt bei thermischen Auftriebsströmungen die dimensionslose

Wärmeübergangszahl $Nu = \frac{\alpha d}{\lambda}$ nur von zwei dimensionslosen Zahlen,

der Grashof'schen Kenngröße $Gr = d^3 g \beta \rho / \nu^3$ und
der Prandtl'schen Kenngröße $Pr = \nu / \alpha$, ab.

Dabei bedeuten

- α die Wärmeübergangszahl
- d eine kennzeichnende Längenabmessung
- λ die Wärmeleitfähigkeit
- g die Schwere- bzw. Fliehkraftbeschleunigung
- β der Ausdehnungskoeffizient
- ρ die Dichte
- ν die kinematische Zähigkeit
- α die Temperaturleitfähigkeit.

Nun kann man für den Modellversuch leicht eine Flüssigkeit von gleicher Prandtl'scher Zahl finden wie im wirklichen Fall, so daß nur die Abhängigkeit von Gr zu untersuchen bleibt. Ist in Wirklichkeit die Fliehkraftbeschleunigung 15000 mal so groß wie die Schwerebeschleunigung beim Modellversuch, so braucht man bei letzterem nur die linearen Abmessungen mit dem Faktor $\sqrt[3]{15000} = 24,5$ zu vergrößern, um dieselbe Grashof'sche Zahl und damit unvermeidlich ähnliche Verhältnisse zu erhalten.

Um die Folgen der Temperatursteigerung zu zeigen, wurde der Arbeitsprozeß eines solchen Triebwerks unter folgenden Annahmen mit den wirklichen temperaturabhängigen spezifischen Wärmen der heißen Gase und bei Berücksichtigung ihrer wahren Zusammensetzung für zwei Annahmen für die Gütegrade der Maschinen durchgerechnet.

Gütegrad des Verdichters	$\eta_k = 0,80$ bzw. $0,85$
Gütegrad der Gasturbine	$\eta_e = 0,80$ bzw. $0,85$
Gütegrad der Dampfturbine	$\eta_d = 0,70$ bzw. $0,80$
Brennkammerdruck	$p_1 = 10$ at
Luftverhältnis (Luftüberschußzahl) der Verbrennung	$\lambda = 1,5$
Eintrittstemperatur des Gases in die Gasturbine	$t_1 = 1500^\circ \text{C}$
Dampfdruck vor der Turbine	$p_{d1} = 30$ at
Überhitzungstemperatur des Dampfes	$t_{d1} = 400^\circ \text{C}$
Kühlertemperatur	$t_{d2} = 100^\circ \text{C}$
Heizwert des Kraftstoffs	$H_u = 10\,000$ kcal/kg

Bei dem genannten Luftverhältnis ergibt sich unter Berücksichtigung der Erwärmung der Luft im Verdichter eine theoretische Verbrennungstemperatur von 1700°C bzw. 1685°C . Durch die Kühlung der Brennkammer möge sich diese Temperatur auf 1500°C vermindern, wobei die entzogene Wärme dem Dampfturbinenprozeß zuzießt. In der Gasturbine möge gerade die Wärmeenergie der Strömungsverluste vom Kühlmittel aufgenommen werden. Unter diesen Annahmen verteilt sich der Heizwert des Kraftstoffs in folgender Weise auf Nutzarbeit und Verlustwärme:

	für $\eta_e = \eta_k = 0,80$	$0,85$
	$\eta_d = 0,70$	$0,80$
Gasturbine abzüglich Verdichter, Nutzleistung in % des Heizwertes	23,8	27,6
Dampfturbine, Nutzleistung	4,5	4,9
Verlustwärme des Abgases	51,4	47,7
Verlustwärme im Kühler	20,3	19,8
Summe	100,0	100,0

In Nutzarbeit werden demnach verwandelt
28,3 bzw. 32,5 %

entsprechend einem Kraftstoffbedarf von

224 g/PS h bzw. 195 g/PS h.

Damit erreicht das beschriebene Gasturbinentriebwerk den Wirkungsgrad guter Otto-Motoren.

Durch einen Wärmetauscher, der von den heißen Abgasen im Gegenstrom Wärme an die aus dem Verdichter kommende Luft vor deren Eintritt in die Brennkammer überträgt, läßt sich der Wirkungsgrad noch erheblich steigern. Die der hohen Betriebstemperatur des Gases in der Turbine entsprechende hohe Abgastemperatur ist hierbei ein besonderer Vorteil, da sie ein größeres Wärmegefälle im Wärmetauscher erlaubt und so dessen Abmessungen verkleinert. Um die Verhältnisse nicht zu verwickelt zu gestalten, wurde von der Betrachtung des Wärmetauschers hier abgesehen.

Die im Kühler abzuführende Wärme beträgt rund 20% des Heizwertes und ist damit nur wenig größer als bei den bisherigen Kolbentriebwerken mit Flüssigkeitskühlung. Man kann die Kühlwärme auf etwa die Hälfte, also auf rund 10% des Heizwertes des Kraftstoffes vermindern, wenn man nur die Laufschaufeln mit Wasser bzw. Dampf kühlt, die Leitschaufeln aber aus keramischen Stoffen herstellt und die Brennkammerwand von Frischluft aus dem Verdichter bespült. Dadurch werden der Kühler und die Dampfturbine kleiner, und der Wirkungsgrad des ganzen Triebwerks nimmt etwas zu, weil mehr Wärme der Gasturbine bleibt, die sie mit höherem Wirkungsgrad ausnutzt als die Dampfturbine.

Will man die Komplikation der Anlage durch die Dampfturbine vermeiden, so kann man auf sie verzichten und den Dampf über ein Drosselventil in den Kühler gehen lassen. Dadurch wird allerdings der Kühler um etwa ein Fünftel größer, und der Anteil der Dampfturbine an der Nutzleistung fällt fort.

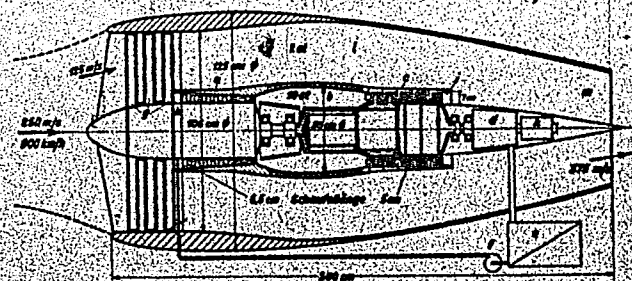
Eine Verkleinerung des Kühlers läßt sich durch Erhöhung der Kondensationstemperatur erreichen, wobei zu überlegen ist, ob man nicht Flüssigkeiten höheren Siedepunkts als Wasser zur Kühlung verwenden sollte (z. B. Glykol oder andere Kohlenwasserstoffe). Ein brennbares Kühlmittel hätte den Vorteil, daß man den Leckverlust der Stopfbüchsen in die Brennkammer leiten und als Kraftstoff ausnützen könnte.

Um einen Überblick über die Abmessungen eines solchen Triebwerks zu erhalten, wurde es für eine Leistung von 6000 PS durchgerechnet, entsprechend einem Ansaugdruck von 1 at und einer Ansaugtemperatur

von 0° C. Bei dieser Gesamtleistung erhält bei der ungünstigeren Annahme für die Gütegrade ($\eta_e = \eta_k = 0,80$, $\eta_d = 0,70$)

die Gasturbine eine Leistung von	8676 PS
davon verbraucht der Lader	3618 PS
so daß an Nutzleistung bleiben	5058 PS
dazu kommt an Dampfturbinenleistung	942 PS
entsprechend einer Gesamtnutzleistung	
von	6000 PS.

Die Hauptabmessungen des Entwurfs sind in die Abbildung 11 eingetragen, wobei keineswegs an die Grenzen des Möglichen herangegangen ist. Die Drehzahl ist zu 12000/min angenommen, entsprechend einer Geschwindigkeit der Schaufelspitzen des Verdichters von 200 m/s und der Gasturbine von 190 m/s. Die axiale Durchströmungsgeschwindigkeit am Verdichtereintritt ist 100 m/s. Die Abbildung zeigt die außerordentlich kleinen Abmessungen des Triebwerks: Das Gasturbinen-Verdichter-Aggregat von rund 5000 PS Nutzleistung läßt sich in einem schlanken strömungstechnisch sehr günstigen spindelförmigen Rumpf von rund 50 cm Durchmesser und etwa 3 m Länge unterbringen. Damit unterschreitet



- a Luftverdichter
- b Brennkammer (10 at)
- c Gasturbine mit gekühlten Schaufeln
- d Dampfturbine
- e Kühler
- f Kondensatförderpumpe
- g mehrstufige Düsenluftschraube

- h Unterstützungstriebwerke
- i Abgasantritt
- k Anwurfmotor
- l Druckraum der Vortriebluft (2 at Innendruck)
- m Aspirationsflügel

Abb. 11

Entwurf eines Gasturbineantriebswerks mit mehrstufiger Düsenluftschraube

das neue Triebwerk bei weitem den Bedarf an Stirnfläche und damit an Widerstand der bisherigen Motoren. Die Dampfturbine mit ihren 942 PS Nutzleistung erfordert keine zusätzliche Stirnfläche, da sie, wie in der Abbildung 11 bei *d* gezeigt, hinter der Gasturbine angeordnet werden kann. Die dahinter eingezeichnete Maschine *k* ist ein Anwurfmotor. Vielleicht wird es zweckmäßiger sein, die Dampfturbine nicht hinter die Gasturbine zu setzen, sondern sie als Antrieb für Hilfsmaschinen zu verwenden.

Der in der Abbildung nicht gezeichnete Kühler für den Dampf der Turbine hat 10 bis 20% des Heizwerts des Kraftstoffs abzuführen, damit wird er je Leistungseinheit nicht größer als die notwendige Kühlfläche wassergekühlter Motoren im Gegensatz zum reinen Dampftriebwerk, das etwa die 5fache Kühlfläche verlangt.

Die große Leistung von 5000 bis 6000 PS (je nachdem man die Dampfturbinen hinter der Gasturbine oder getrennt anordnet), die das neue Triebwerk an der Welle bei einer Drehzahl von etwa 12000/min zur Verfügung stellt, kann nur schwer durch eine Luftschraube verarbeitet werden, da diese einen zu großen Durchmesser erhalten müßte.

Man kann dann, wie auch sonst schon erwogen wurde, ein Gebläse verwenden, das die angesaugte Luft auf höheren Druck verdichtet und nach hinten ausbläst. In Abbildung 11 sind die wesentlichen Abmessungen eines solchen Triebwerks mit 6000 PS Gebläseleistung und Verdichtung auf 2 at skizziert. Darin ist *g* das dreistufige Gebläse, das zugleich die ersten Stufen des Laders bildet.

Um die Spitzengeschwindigkeit der Gebläseschaufeln unterhalb der Schallgeschwindigkeit zu halten, ist ein Untersetzungsgetriebe zwischen Lader und Gebläse angeordnet. Durch den Flugtau wird die eintretende Luft von der angenommenen Fluggeschwindigkeit von 250 m/s auf 125 m/s verzögert, und die Schaufelspitzen des Gebläses arbeiten unter viel günstigeren Bedingungen als bei einer freien Luftschraube. Das Gebläse fördert die Luft mit 2 at in den Ringraum *l*, in den bei *i* auch die Auspuffgase der Gasturbine eintreten. Durch eine Schubdüse *m* tritt die Luft schließlich mit 375 m/s aus. Dieser Austrittsgeschwindigkeit entspricht bei 250 m/s Fluggeschwindigkeit ein Schubwirkungsgrad von 80%. Rechnet man für das Gebläse, das bei seinem großen Verhältnis des äußeren zum inneren Durchmesser mit verwundenen Lauf- und Leitschaufeln auszuführen ist, mit einem Wirkungsgrad von 85%, so werden 68% der Wellenleistung in nutzbare Vertriebsarbeit umgesetzt. Bei 250 m/s

Fluggeschwindigkeit ist auch der Wirkungsgrad eines Propellers nicht höher. Der Gesamtdurchmesser des Triebwerks für eine Leistung von 6000 PS an der Turbinenwelle beträgt nur etwa 1,25 m, das ist nicht mehr als der Durchmesser eines heutigen Sternmotors von 2000 PS. Dazu kommt der Fortfall des Propellers, dessen Durchmesser etwa 5 m betragen würde.

Das Triebwerk läßt sich auch für wesentlich größere Leistungen bauen, und es dürfte keine Schwierigkeit machen, 20 000 PS Bodenleistung zu erreichen und zu überschreiten. Mit der Höhe nimmt natürlich die Leistung der verminderten Luftdichte entsprechend ab.

In den Ringraum I kann man, wie das bei den Zweikreistriebwerken bekannt, zusätzlich Kraftstoff einspritzen und dadurch vorübergehend eine Steigerung der Leistung, allerdings bei schlechtem Wirkungsgrad, erzielen. Dazu ist die Schubdüse regelbar auszubilden, was sich durch axiales Verschieben des spitzen Triebwerkshecks in bekannter Weise leicht erreichen läßt.

Das Leistungsgewicht des neuen Triebwerks dürfte nach den an TL-Triebwerken bereits vorliegenden Erfahrungen, bezogen auf Bodenleistung, bei etwa 0,3 kg/PS liegen und damit etwa halb so groß sein wie bei den heutigen Kolbenriebwerken.

Ausprache

Lippisch: Ich möchte hier einiges zu der Frage beitragen, welche Rückwirkung die Verwendung des Strahltriebwerkes auf die Flugzeugzellengestaltung haben wird. Der Wunsch nach immer weiterer Steigerung der Fluggeschwindigkeiten wird wenigstens innerhalb bestimmter Verwendungsgebiete dazu führen, daß das Otto-Motortriebwerk mit Luftschraube von dem Strahltriebwerk verdrängt wird. Dabei ist es meiner Ansicht nach sehr wesentlich, von seiten des Flugzeugbauers zu erkennen, daß das Strahltriebwerk infolge der anderen Art der Vortriebsereugung eine starke Rückwirkung auf die Flugzeugzelle ausüben wird.

Das besondere Kennzeichen des Strahltriebwerkes lufttechnisch gesehen beruht darauf, daß der Schub nahezu unabhängig von der Geschwindigkeit ist, während bekanntlich beim Luftschraubenantrieb der Schub im umgekehrten Verhältnis zur Fluggeschwindigkeit abnimmt. Setzt man aber in den luftmechanischen Rechnungen den Schub als konstant voraus, so erhält man für die verschiedenen charakteristischen Flugsustände Beziehungen, die grundsätzlich anders geartet sind als die bekannten für die Luftschraubenantriebe gültigen Zustandsgleichungen.

Daß der Schub tatsächlich nur wenig von der Geschwindigkeit abhängig ist, zeigt Ihnen das Leistungsdiagramm eines sogenannten TL-Triebwerkes, welches nach Angaben der Herstellerfirma hier z. B. für eine Flughöhe von 4 km gezeichnet ist (Abbildung 1). Wie verwendet zur Leistungsrechnung die Darstellung der Triebwerkleistung in dieser Form, wobei für jede Höhenstufe ein solches Diagramm entworfen werden

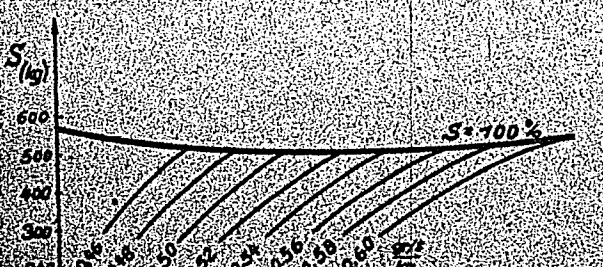


Abb. 1
Leistungsdiagramm eines TL-Triebwerkes in $H = 4000$ m

muß. Sie können daraus entnehmen, daß der über der Geschwindigkeit aufgetragene Schub für die Ableitung der Flugmechanischen Beziehungen als konstant gesetzt werden kann, da der Schub in dem in Frage kommenden Bereich höherer Geschwindigkeiten unverändert bleibt und sogar bei weiterer Steigerung der Geschwindigkeit eine ansteigende Tendenz zeigt. Die außerdem eingetragene Kurvenschar zeigt den spezifischen Verbrauch in Abhängigkeit der Geschwindigkeit und des Schubes. Man erkennt daraus, daß dieser spezifische Verbrauch sowohl mit der Drosselung als auch mit der Geschwindigkeit zunimmt.

Ich möchte nun kurz ableiten, welche Flugmechanischen Beziehungen sich aus der Voraussetzung eines von der Geschwindigkeit unabhängigen Schubes ergeben. Gemäß Abbildung 2 erhalten wir für einen beliebigen stationären Flugzustand die bekannten Beziehungen

$$G \cos \varphi = c_w F \rho / 2 \cdot v^2 \quad (1)$$

$$S - G \sin \varphi = c_w F \rho / 2 \cdot v^2 \quad (2)$$

Hieraus erhält man durch Division von (1) und (2)

$$\frac{S/G - \sin \varphi}{\cos \varphi} = \frac{c_w}{c_a} \quad (3)$$

Berechnet man die Schubbelastung S/G mit k_2 und die Gleitzahl c_w/c_a mit ϵ , so erhält man für den Bahneigungswinkel den Ausdruck

$$\sin \varphi = \frac{1}{1 + \epsilon^2} (k_2 \cdot \epsilon + \sqrt{1 + \epsilon^2 - k_2^2}) \quad (4)$$

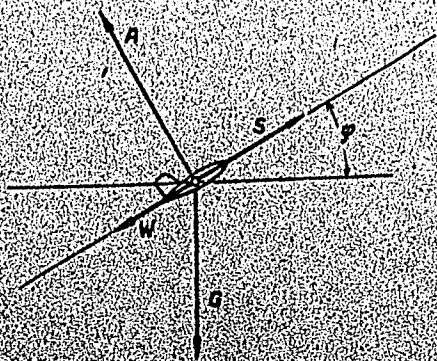


Abb. 2

Man könnte durch Einführen dieser Beziehung in (1) oder (2) die verschiedenen Flugzustände direkt ableiten. Es läßt sich jedoch leicht zeigen, daß man hierbei zu sehr umfangreichen und schlecht zu übersehenden Ausdrücken gelangt, so daß man sich besser bei weiteren Betrachtungen einer entsprechenden Näherung für (3) bedient, die beispielsweise dadurch gegeben ist, daß man analog zu anderen Rechnungen dieser Art den Bahnneigungswinkel als klein annimmt und dementsprechend $\cos \varphi = 1$ setzt. Der Gültigkeitsbereich dieser Näherung kann aus Abbildung 3, die die Beziehung (3) graphisch darstellt, abgelesen werden. Man sieht daraus, daß die Vernachlässigung bis zu Schubbelastungen von $k_s = 0,4$ verwendet werden kann.

Zur Bestimmung des Bahnwinkels aus (4) kann man ein Nomogramm in Form der Abbildung 4 verwenden. Für ein Wertepaar k_s, ϵ sind in bestimmten Fällen zwei reelle Lösungen für den Steigwinkel vorhanden und andererseits können, wenn $k_s > 1$ wird reelle Lösungen ausfallen, d. h. dann ist kein stationärer Betriebszustand mehr möglich. Die Grenze für einen stationären Betriebszustand ist gegeben durch

$$\epsilon < \sqrt{k_s^2 - 1}$$

Beachtet man zuerst den Horizontalflug, indem man $\varphi = 0$ setzt, so erhält man aus (3)

$$S/G = \frac{c_w}{c_d} \quad (5)$$

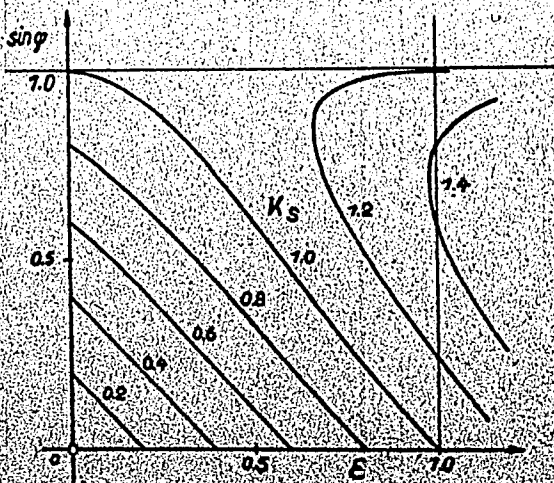


Abb. 3

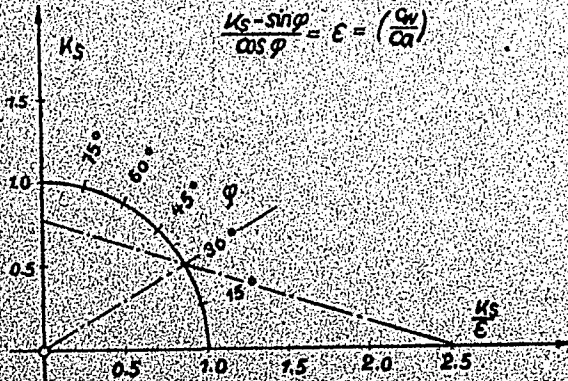


Abb. 4

Diese Beziehung sagt aus, daß für einen bestimmten Betriebszustand, der durch c_w/c_a gekennzeichnet ist, die Schubbelastung unabhängig von der Flughöhe ist. Andererseits kann man sofort feststellen, daß der Flug mit bestem Gleitwinkel, d. h. also mit c_{min} die geringste Schubbelastung ermöglicht, d. h. aber auch, daß der Horizontalflug mit dem Anstellwinkel besten Gleitens der sparsamste Flugzustand ist, da der zeitliche Verbrauch vom Schub abhängig ist. Dieser sparsamste Flugzustand liefert also bei einer bestimmten Brennstoffmenge die größte Flugdauer, nicht aber, wie wir später sehen werden, die größte Flugstrecke.

Die Fluggeschwindigkeit im Horizontalflug ist gegeben durch

$$v = \sqrt{\frac{S}{c_a F \lambda S}} \quad (6)$$

Der in diesem Falle gültige Widerstandsbeiwert c_a muß unter Berücksichtigung von (5) ermittelt werden. Wollen wir aber keine Berechnungen vornehmen, so müssen wir eine Aussage über die Größe der Zahlen machen.

Es genügt hier, wenn die Zahlen besonders in ihrem unteren Art, um den es sich hier handelt, durch den Verfasser genannt, von der Form

$$c_a = c_{a0} + c_{a1}$$

auszugehen, wobei c_{a0} der Betrag des induzierten Widerstands und c_{a1} der

Verwendet man diese Beziehung, so erhält man für die Geschwindigkeit im Horizontalflug den Ausdruck

$$v = \sqrt{\frac{S}{c_{w_0} F Q/2}} \sqrt{1 \pm \sqrt{1 - \frac{4 p c_{w_0}}{k_0^2}}} \quad (6a)$$

Nun ist aber der beste Gleitwinkel gegeben durch

$$k_{min} = \sqrt{4 p c_{w_0}}$$

so daß wir schreiben können:

$$v = 0,707 \sqrt{\frac{S}{c_{w_0} F Q/2}} \sqrt{1 \pm \sqrt{1 - \left(\frac{c_{min}}{k_0}\right)^2}} \quad (6b)$$

Mit Hilfe dieser Beziehungen kann man eine Reihe von Feststellungen über die Geschwindigkeiten bei verschiedenen Betriebsständen ableiten.

Die Horizontalgeschwindigkeit mit kleinstmöglichem Schub ist, wie wir gesehen haben, gegeben durch

$$k_0 = c_{min}$$

Damit wird die Geschwindigkeit des sparsamsten Fluges

$$v_{sp} = 0,707 \sqrt{\frac{S}{c_{w_0} F Q/2}} \quad (7)$$

Wird andererseits mit größtem Schub geflogen, so wird c_{min}/k_0 sehr klein, so daß man näherungsweise auch setzen kann

$$v_{max} \approx \sqrt{\frac{S}{c_{w_0} F Q/2}} \quad (8)$$

Die Geschwindigkeit des Sparfluges ist also rund 30% kleiner als die Höchstgeschwindigkeit des Horizontalfluges. Das Fliegen mit noch kleineren Geschwindigkeiten ist also in jedem Falle unwirtschaftlicher.

Um in bezug auf die zurückgelegte Flugstrecke möglichst wirtschaftlich zu fliegen, muß der Brennstoffverbrauch, bezogen auf die Flugstrecke, seinen Kleinstwert erreichen. Bezeichnen wir den spezifischen Brennstoffverbrauch $\left(\frac{p g/s}{k_0}\right)$ mit γ , so ist der Brennstoffverbrauch pro Zeiteinheit

$$dF = \gamma S dt$$

Die in dieser Zeit zurückgelegte Flugstrecke ist

$$dL = v dt$$

Es muß also sein

$$\frac{dL}{dF} = \frac{1}{\gamma} = \frac{S}{\gamma k_0}$$

Hierin ist

$C_A =$ Abfluggewicht (kg).

$B =$ Brennstoffmenge (kg).

Zur Diskussion dieser Formel ist folgendes zu sagen:

Das Strahltriebwerk für den Weitflug muß so ausgelegt werden, daß das Produkt $\sigma \sqrt{c}$, d. h. spez. Brennstoffverbrauch \times Luftdichte, in der durch andere Maßnahmen beeinflussten Flughöhe des Streckenfluges ein Minimum wird. Aus bisher vorliegenden Angaben über die TL-Triebwerke wird dieser Faktor mit zunehmender Höhe kleiner. Es ist demnach anzunehmen, daß für den Streckenflug von Flugzeugen mit solchen Triebwerken eine möglichst große Flughöhe anzustreben ist. Für Flugzeuge mit R-Triebwerken bedeutet das Fliegen in großer Höhe ebenfalls einen Gewinn an Wirtschaftlichkeit.

Die aerodynamische Gestaltung der Zelle verlangt für den Weitflug die Züchtung eines Bestwertes von c_d/c_w^2 . Es ist leicht einzusehen, daß bei den kleinen, für diesen Bestwert in Frage kommenden Antriebsbeiwerten der Profil- und Formwiderstand eine größere Rolle spielt als der induzierte Widerstand.

Hierzu sei folgender Hinweis gestattet:

Das Flugzeug mit Luftschraubenantrieb braucht für größte Reichweite einen Bestwert von c_d/c_w . Setzen wir für die Polare den weiter oben verwendeten Ausdruck, dann ist

$$c_d \left(\frac{c_d}{c_w} \right)_{\max} = \sqrt{\frac{c_{w0}}{P}}$$

Die Antriebsbeiwerte für größte Reichweite beim Luftschraubenantrieb im Vergleich zum Strahltrieb verhalten sich also wie

$$\frac{c_d \text{ Luftschraube}}{c_d \text{ Strahltrieb (Weitflug)}} = \sqrt{3}$$

Da die induzierten Widerstände aber dem Quadrat des Antriebsbeiwertes verhalten sind, ist das Verhältnis der induzierten Widerstände

$$\left(\frac{W \text{ Luftschraube}}{W \text{ Strahltrieb (Weitflug)}} \right) = 3$$

Während bekanntlich im Falle eines Gleitfluges $\sqrt{c_d/c_w}$ dem induzierten Widerstand gleich dem Profilwiderstand sein muß, so ist das Verhältnis von c_d/c_w zum induzierten Widerstand nur $1/3$ des Profilwiderstandes. Daraus läßt sich ablesen, daß die Flugzeuge mit Strahltriebwerken gegenüber den Luftschraubentriebwerken durch die Länge der Profil- und Formwiderstände im Hinblick auf die Reichweite einen Gewinn durch solche Maßnahmen der Auslegung der aerodynamischen Widerstände zu erreichen werden muß.

Große Flügelstreckungen, wie sie für Langstreckenflugzeuge mit Luftschraubenantrieb in Frage kommen, sind für ein Flugzeug mit Strahltrieb bei gleicher Aufgabenstellung ungünstig. Die konstruktive Gestaltung der Zelle wird dadurch gekennzeichnet, daß der Ausdruck

$$\sqrt{\frac{G_A}{F}} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{B}{G_A}} \right)$$

zu einem Maximum werden muß. Es ist sehr bemerkenswert, daß in diesem Ausdruck für die Reichweite mit Strahltrieb die Flächenbelastung eine wesentliche Rolle spielt. Bekanntlich ist in der Reichweitenformel für Luftschraubenantrieb hierüber nichts enthalten.

Für kleinere Werte von $\frac{B}{G_A}$ kann man durch Entwicklung des Wurzelausdrucks folgende Näherung ableiten:

$$\sqrt{\frac{G_A}{F}} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{B}{G_A}} \right) \approx \frac{1}{2} \frac{B}{G_A} \sqrt{\frac{G_A}{F}}$$

Damit erhalten wir eine gute Näherungsformel für die Reichweite als:

$$\frac{B}{G_A} < 1 \approx \frac{\sqrt{2}}{\sigma \sqrt{0}} \sqrt{\frac{c_A}{c_w}} \left(\frac{B}{G_A} \sqrt{\frac{G_A}{F}} \right) \quad (12a)$$

Man erkennt daraus, daß die Reichweite dem Brennstoffzuladungsverhältnis direkt verhältnis ist und daß auch die Flächenbelastung beim Abflug mit der $1/2$ Potenz in die Reichweite eingeht.

Ich möchte nun noch kurz auf den Steigflug eingehen. Setzt man flache Steigwinkel voraus und setzt $\cos \alpha \approx 1$, so erhält man aus (2) sofort die Steiggeschwindigkeit als

$$v = k_1 \sqrt{\frac{G}{c_A F 0/2}} = \frac{c_w}{c_A^{1/2}} \sqrt{\frac{G}{F 0/2}} \quad (13)$$

Hierin ist in gleicher Weise, wie bei der Steiggeschwindigkeitsformel für den Luftschraubenantrieb der erste Summand gleich der sogenannten Hubgeschwindigkeit, die auf Grund der Triebwerkcharakteristika erhalten wird, wenn keine Verluste eintreten würden. Der zweite Summand ist dann die Steiggeschwindigkeit des Flugzeugs.

Da im Gegensatz zum Luftschraubenantrieb der Ausdruck für die Hubgeschwindigkeit im Nenner $\frac{1}{c_A}$ enthält, so haben wir mit dem Flugzustand besten Steigleistung auch bei dem Luftschraubenantrieb mit dem Flugzustand geringster Flächenbelastung die besten Steigleistungen. Bei dem mit Strahltriebwerk versehenen Flugzeug ist die Steiggeschwindigkeit gegeben durch $v = \frac{c_w}{c_A^{1/2}} \sqrt{\frac{G}{F 0/2}}$. Die Steigleistung ist dann $P = G v = G \frac{c_w}{c_A^{1/2}} \sqrt{\frac{G}{F 0/2}}$.

und ersetzt wiederum die Polare durch eine Parabel, so erhält man nach kurzer Rechnung den für die größte Steiggeschwindigkeit gültigen Auftriebsbeiwert als

$$c_{w_{max}} = \frac{4c_{w0} - c_w}{k_s}$$

Diesen Auftriebsbeiwert kann man auf eine einfache Weise aus dem Polardiagramm graphisch ermitteln, wie dies die Abbildung 5 darstellt. Man trägt nämlich auf der c_w -Achse $4c_{w0}$ ab und legt durch diesen Punkt eine Gerade mit der negativen Neigung $1/k_s$. Der Schnittpunkt dieser Geraden mit der Polare liefert den Punkt, für den

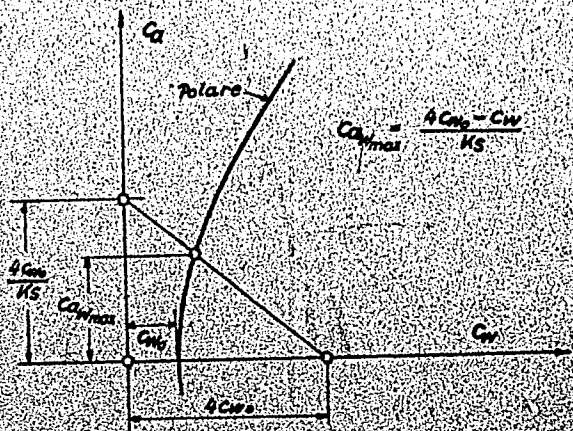


Abb. 5

die höchste Steiggeschwindigkeit unter diesen Voraussetzungen erreicht wird. Man erkennt auch aus dieser Betrachtung des Steigfluges, daß im Falle des Horizontalfluges der Auftriebsbeiwert besten Steigens wesentlich kleiner ist als der entsprechende Auftriebsbeiwert bei Luftschraubenantrieb. In jedem Falle liegt der Auftriebsbeiwert besten Steigens unterhalb des Wertes bester Gleitflucht, so diese letztere, wie wir vorher bereits gesehen haben, dem MAXIMALEN Horizontalfluge entspricht, ist aber

$$c_{w_{max}} = \frac{4c_{w0} - c_w}{k_s}$$

so ist der Auftriebsbeiwert für einen Steigflug kleiner als beim Horizontalfluge.

Haben wir es mit einem Triebwerk zu tun, dessen Leistung infolge der Abnahme der Luftdichte mit wachsender Flughöhe geringer wird, so ist für die Gipfelhöhe die Bedingung

$$k_s = t_{min}$$

maßgebend.

Wenn man größere Werte der Schubbelastung k_s voraussetzt, erhält man für die Steiggeschwindigkeit eine sehr einfache Näherungsformel

$$w \cong 0,385 \frac{S}{G} \sqrt{\frac{S}{c_{wp} F q/2}} \quad (14)$$

Überlegt man sich an Hand dieses Ausdrucks, mit welchem Schub man fliegen muß, um bei geringstem Brennstoffverbrauch eine möglichst große Höhe zu erreichen, so stellt man fest, daß die Wirtschaftlichkeit des Steigfluges mit wachsendem Schub besser wird. Infolge der hohen Geschwindigkeit, die im Steigflug eingehalten werden muß, ist der günstigste Steigwinkel verhältnismäßig flach und läßt sich näherungsweise angeben als

$$\sin \varphi_{best} \cong 2/3 k_s$$

Zusammenfassend kann also gesagt werden, daß der Strahltrieb grundsätzlich andere Forderungen für die günstigste Gestaltung der Flugzeuggellen liefert. Wir konnten feststellen, daß alle wesentlichen Flugzustände in dem Bereich der Polare unterhalb des besten Gleitwinkels zu suchen sind. Um ein Strahltriebwerk wirtschaftlich günstig auszunutzen, muß die Fluggeschwindigkeit so hoch wie möglich gewählt werden, da ja die Leistung in diesem Falle mit der Geschwindigkeit ansteigt. Diese hohen Fluggeschwindigkeiten bedingen aber notwendigerweise Flugzeuggellen, bei denen selbst auf Kosten eines größeren induzierten Widerstands alle übrigen Widerstände so klein wie möglich gehalten werden. Da aber der Flug mit sehr hohen Geschwindigkeiten bereits aus konstruktiven Gründen eine möglichst kleine Flügelstreckung fordert, da solche Flügel schwingungseifriger zu bauen sind, haben wir hier den seltenen Fall vor uns, daß die günstigste aerodynamische Gestaltung der Zelle den konstruktiven Forderungen entspricht.

Ich hoffe, daß meine Ausführungen dazu beigetragen haben, das Verständnis für die Gestaltungsfragen der Flugzeuge mit Strahltrieb zu vertiefen.

Berlin (als Gast). Ich darf erlauben, mich den Tendenzen, die u. Z. bei der Entwicklung von Gasstrahltriebwerken verfolgt werden, und zwar möchte ich von vornherein betonen, daß wir es nicht um Konkurrenz machen wollen, indem wir Gasstrahltriebwerke entwickeln, sondern wir tun das nur, weil wir glauben, daß auch mit den Klügelantrieben in Deutschland zu kommen, die einfach mit dem Kolbenantrieb verbunden sind, und daß dies mit einem sehr erheblichen Aufwand gerade dann zu erreichen ist, wenn man sich für die Erzeugung hoher Lufttemperatur und hoher Drehmomente interessiert. Ich habe deshalb dieses Triebwerk von Anfang an als ein Triebwerk für die Luftfahrt betrachtet, und die Beurteilung der Leistungsfähigkeit ist dementsprechend zu machen. Ich habe die Beurteilung der Leistungsfähigkeit eines Gasstrahltriebwerkes, das bei den Kolbenmotoren bisher

der Fall war. Angaben über den spezifischen Brennstoffverbrauch, die Leistung oder das Gewicht sind in der Einzelbeurteilung nicht maßgebend, diese Einzeldaten können wir nur in der Gesamtheit beurteilen hinsichtlich des Antriebsgewichts und hinsichtlich der Schubleistung für die Zelle. So ist es auch ausstehend gekommen, daß man tatsächlich, z. B. bei sehr schnellen Flugzeugen, mit den TL-Triebwerken, die ja einen viel höheren Verbrauch haben als der Motor, bessere Ergebnisse erzielen kann als beim Kolbenmotor. Die Tendenzen hinsichtlich der Verbesserung des Wirkungsgrads und damit in diesem Zusammenhang die Frage, inwieweit es möglich ist, durch Erhöhung der Verbrennungstemperatur den Brennstoffverbrauch herabzusetzen, müssen besonders beachtet werden. Bei dieser Frage sind mehrere Faktoren zu beachten, die von ausschlaggebender Bedeutung sind. Ich darf kurzgreifend auf die Abbildung, die Herr Schmidt gezeigt hat, woraus zu ersehen war, daß mit zunehmender Temperatur eine Verbesserung des Gesamtwirkungsgrades zu erreichen ist. Das ist nicht allgemein gültig, sondern ist in sehr wesentlichem Maße davon abhängig, ob ich ein TL-Triebwerk oder ein PTL-Triebwerk habe. Weiterhin ist es stark abhängig von den erreichbaren Einzelwirkungsgraden und der Flughöhe. Bei den Einzelwirkungsgraden, die wir glauben in der nächsten Zeit zu erreichen, hat es den Anschein, daß die günstigsten Temperaturen hinsichtlich des Wirkungsgrades bei TL-Triebwerken in der Größenordnung 800 bis 900° C liegen werden. Diese Größenordnung ändert sich bei PTL-Triebwerken. Dort tritt der Fall ein — wie er auch in der Abbildung gezeigt wird —, daß die besten Temperaturen bei höheren Werten liegen. Aber auch aus dieser Kurve war zu ersehen, daß eine Steigerung der Temperatur von 750° C bis auf 1000° C schon den Gesamtwirkungsgrad von 27% auf 31% steigerte und daß die Steigerung von 1000° C auf 1500° C eine weitere Steigerung des Gesamtwirkungsgrades auf 33% ermöglichte. Nun kommen auch entwicklungsmäßig noch einige Grundsätze hinzu, und zwar solche, die mehr von der Kapazität abhängig sind. Wir wollen in Zukunft ein Triebwerk schaffen, das für TL-Triebwerke und PTL-Triebwerke dieselbe Grundform hat und bei dem wir möglichst dieselben Bauformen und Baugruppen verwenden können und nur den Turbinenteil hinten ändern. Noch weitere Faktoren sind folgende: Durch die Auslegung und Auswahl der Verbrennungsendtemperatur kann ich das Höhenverhalten dieser Triebwerke beeinflussen. Nicht nur das, sondern ich kann auch die Abhängigkeit des Schubes und der Leistung von den einzelnen Klimaruständen beim Start beeinflussen. Diese Faktoren müssen ebenfalls berücksichtigt werden und haben eigentlich dazu geführt, daß wir unabhängig vom Verwendungszweck als TL-Triebwerk und PTL-Triebwerk eine Verbrennungsendtemperatur von etwa 900 bis 1000° C anstreben und zunächst den Hauptschwerpunkt darauf legen, die Turbinen besser luftgekühlt auszuliegen. Ich glaube aber, man muß dieses Problem auch im Zusammenhang mit dem Kondensatorproblem sehen. Nicht, daß ich meine, daß der Kondensator unüberwindliche Schwierigkeiten bereiten würde, aber ein Kondensator bringt immer wieder Luftwiderstand, und diese Bauform wird zweifellos eine Komplizierung der Anlage herbeiführen, was natürlich im Gewicht auch wieder seine Rückwirkung haben wird. Diese Faktoren sind sehr schwer von vornherein theoretisch zu übersehen, und ich darf noch einmal darauf hinweisen, daß sich die Kurven, die gezeigt wurden, auch noch in gewisser Richtung ändern, wenn man die Variable über den Wirkungsgrad und die Variable über den Brennstoffverbrauch. Diese Kurven haben dann einen anderen Verlauf. Da wir aber Zeit haben, so schnell wie möglich Triebwerke für den Einsatz zu schaffen, erübrigen

die bisher beschrittenen Wege, entwicklungsseitig gesehen, gangbar, so daß wir in naher Zukunft mit Erfolgen rechnen können. Ich glaube, daß auf der anderen Seite aber gerade diese Kühlungsversuche, die vorgeschlagen worden sind, hinsichtlich der höheren Temperaturforschungsmäßig von sehr großer Bedeutung sind.

von der Null: Man kann Strömungstriebwerke ganz gut an Hand ihrer Leistungskonzentration beurteilen, indem man diesen Wert mit demjenigen des heutigen Flugmotors vergleicht. Im Flugmotor erhält man beispielsweise aus 0,8 bis 1,0 kg/s Luft durchschnittlich rund 1000 PS. Wie hoch ist im vorliegenden Fall, d. h. bei der Wellenleistung von 6000 PS, der sekundliche Luftdurchsatz? Und wie hoch war das zugrunde gelegte Druckverhältnis?

E. Schmidt: Ich habe mit einem Luftüberschuß von 1,5 gerechnet. Daraus und aus den Wirkungsgraden ergibt sich eine Luftmenge von 1,4 kg/s für 1000 PS.

Oestrich, Berlin (als Gast): Das Triebwerk von Herrn Schmidt hat so außerordentlich gute Wirkungsgrade, daß seine Konkurrenzfähigkeit gegenüber dem Motortriebwerk bei allen Geschwindigkeiten und Reichweiten außer Frage steht. Der spezifische Verbrauch ist der gleiche, während das Leistungsgewicht sehr viel niedriger ist, anders bei den TL-Triebwerken. Hier wird oft sehr kritisiert, daß der Verbrauch etwa das Doppelte des Otto-Motors ist.

Zwei Dinge sind es nun, die den hohen Verbrauch unter besonderen Bedingungen mehr als ausgleichen: das geringe Gewicht und der geringe Widerstand. Bei den bisherigen Vergleichen hat man immer nur die Antriebsgewichte (Triebwerks- und Betriebsstoffgewichte) gegenübergestellt und den Widerstand außer acht gelassen, weil er besonders schwer klar zu erfassen ist. Dies bedeutet aber eine erhebliche Benachteiligung der TL-Triebwerke. Meine Mitarbeiter Hagen und Münberg haben daher mit dem Verhältnis von Antriebsgewicht zu Schub minus Widerstände $[\sigma = G_A / (S - W)]$ eine Kennziffer gebildet, die beide Einflüsse gleichzeitig berücksichtigt. Ich bin mir bewußt, daß der Widerstand eines Triebwerks besonders stark von seinem Einbau in die Zelle abhängt und daher als loseleitetes Wert immer mit sehr großen Fehlern behaftet sein kann. Der Vergleich auf der Grundlage dieser Kennziffer kann daher nur ein sehr grober sein. Wenn man sich jedoch der Fehlermöglichkeiten bewußt ist, gewährt er einige sehr interessante und wichtige Einblicke. Die Abbildung 6 zeigt die Kennziffer σ abhängig von der Fluggeschwindigkeit für verschiedene Triebwerke und Reichweiten in 8 km Flughöhe.

Auf Grund der Abbildung 6 ist das TL-Triebwerk bei 1500 km Reichweite in 8 km Höhe dem Motor 333 überlegen ab 430 km/h, dem Motor 601 ab 500 km/h und dem Motor BMW 203 ab 660 km/h, wenn diese Geschwindigkeit über die ganze Strecke konstant durchgehalten wird.

Hieraus sind also TL-Triebwerke schon bei wesentlich geringeren Geschwindigkeiten überlegen zu constatieren. Es erscheint daher zweckmäßig, dieses Ergebnis durch Nachrechnen spezieller Konstellationen von Zelle und Triebwerk nachzuprüfen, nachdem es einem etwaigen Vergleich für isolierte Triebwerke so verschied-

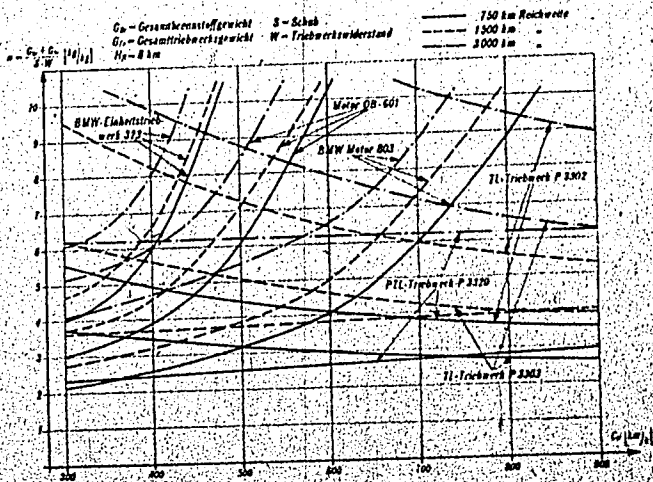


Abb. 6

denen Verhaltens nicht gibt. Ergänzend möchte ich die Widerstandskoeffizienten, bezogen auf den Größtspant, nennen, die dem Schaubild zugrunde liegen.

- Otto-Motor $c_w = 0,15$ (Rechnerische Messungen für Gandelanbauten)
- Gasturbinentriebwerke $c_w = 0,075$

Dieser letzte Wert wurde als Kompromiß aus verschiedenen Angaben ermittelt, deren Ausgangspunkt einmal der Stromlinienkörper, das andere Mal Erfahrungswerte über Oberflächenreibung bildeten.

Das Schaubild zeigt weiterhin die Überlegenheit der neueren Projekte, des II-Triebwerks P 3303 und des PTL-Triebwerks P 3320, hinsichtlich ihrer spezifischen Leistungen und Verbräuche gegenüber dem derzeitigen Triebwerk.