

lungen, in den letzten Semestern die Absolventen der Luftfahrzeugbau-Abteilung unmittelbar nach dem Studium fast restlos bei Flugzeugfirmen des In- und Auslandes unterzubringen. Der beste Beweis für die Güte der Anstalt ist der erzielte Erfolg der Absolventen in ihren Stellungen. Es soll hier nur auf ganz wenige leitende Ingenieure bei deutschen und ausländischen Flugzeugwerken hingewiesen werden, z. B. Ingenieur Hall bei den Raab-Katzenstein-Werken in Kassel, Gebrüder Schrader bei den Fokker-Werken in Amsterdam, Oberingenieur Schade, der die gesamte Betriebsleitung der Sowjet-Flugzeugwerke in Moskau unter sich hat, und andere mehr.

ZUM RAKETENPROBLEM

Infolge der Bedeutung, welche diesem Problem in der Flugtechnik von Morgen zukommen wird, war die Schriftleitung bereit, einem ihrer Vorkämpfer und Schüler des russischen Altmeisters K. E. Ziolkowsky in Kaluga, Rußland das Wort zu erteilen und verweist dabei auf das in Kürze im Verlage Volckmann Nachf. erscheinende Buch des Verfassers. Die Schriftleitung.

Ich untersuche hier lediglich Raketenfluggeräte; wie weiter leicht zu ersehen, werden Landfahrzeuge mit Raketenantrieb nur begrenzten Anwendungsbereich haben. Ich definiere als Raketenfluggeräte solche Fluggeräte, deren Auftrieb und Vortrieb durch Abstoßen von in dem Gerät selbst erzeugten Massen, also nach dem dritten Bewegungsaxiom von Newton erfolgt. Zum Abstoßen der Gasmassen dient der Raketomotor oder Rückstoßer (Abb. 1), welcher die, bei der Explosion bzw. Verbrennung der festen (Pulver, Explosionsstoffe), flüssigen (z. B. Alkohol und Sauerstoff) oder gasförmigen (z. B. Wasserstoff und Sauerstoff) Brennstoffe frei werdende potentielle Wärmeenergie der Brennstoffe direkt in sichtbare, gerichtete sogen. phoronomische Bewegung der Gasmoleküle kurz, aber wissenschaftlich nicht präzise, in die Bewegung eines Gasstrahles umsetzt. Also ist auch der Raketomotor wie sein älterer Bruder, der Verbrennungs-Flugmotor, lediglich ein Energieumwandler, welcher die Wärmeenergie des Brennstoffes direkt ohne Kolben, Kurbelwelle und Luftschaube in den Vortrieb verwandelt. Aus obengesagtem folgt in elementarer Weise, daß sich ein reines Raketenfluggerät (im Sinne des Auftriebes oder Vortriebes einerlei) nur auf den ausströmenden Gasstrahl stützt, also keiner äußeren Stütze bedürftig, auch im luftleeren Weltraum sich bewegen wird.*) Diese theoretisch zwingende Aussage ist durch die Versuche des norwegischen Forschers Birkeland vollauf bestätigt worden und brauchte wohl kaum einer solchen Bestätigung. Also ist der Raketomotor z. Z. das einzige Mittel, um jemals, und zwar in durchaus absehbarer Zeit, in den Weltraum zu fliegen. Raketenraumschiffe sind also im wesentlichen reine Raketenfluggeräte. Wenn man sie mit Tragflügeln versieht, so wird ihr Aufstieg in den dichteren tragenden Luftsichten wie der eines gewöhnlichen Flugzeuges erfolgen, bei welchem das Luftschaubemotoraggregat durch den Raketomotor ersetzt ist. Prinzipiell dasselbe gilt für das Raketenflugzeug, das kein reines Raketenfluggerät ist, da der Vortrieb durch Raketenwirkung, der Auftrieb aber wie beim gewöhnlichen Flugzeug durch Erzeugung von Luftkräften auf den Tragflächen entsteht. Und zuletzt die sogen. „Fernraketen“ nützen beide Wirkungen aus und fliegen in tragenden Luftsichten als Raketenflugzeuge und in höheren Teilen der Stratosphäre als reine Raketen. Der Übersicht halber fasse ich ebengesagtes in folgender Tafel zusammen:

*) Daß sogar namhafte Wissenschaftler diese einfachen Tatsachen nicht einsehen (vielleicht nicht einsehen wollen), bezeugt die berüchtigte Diskussion zwischen Prof. Dr. Riem, Berlin-Steglitz und Geh. Reg.-Rat Prof. Dr. Spieß, Berlin.



Abb. 1. Rückstoßer für flüssige Brennstoffe.

A Wandung des Verbrennungsraums, B Düse, C Explosionsraum, D Verbrennungsraum, E Zündung, F Mischgitter, G Pumpe, H und J Brennstoffzerstäuber, K Motor der Pumpe.

Die Entwicklung des Kyffhäuser-Technikums ist hauptsächlich seinem hochverdienten Leiter, Herrn Professor Huppert, zu verdanken. Dieser konnte im letzten Semester auf eine 25 jährige Tätigkeit als Direktor der Anstalt zurückblicken. Hierzu sei ihm an dieser Stelle herzlichst gratuliert. Er hat durch seine zielbewußte unermüdete Tätigkeit der deutschen und auch ausländischen Luftfahrt Ingenieure zugeführt, die an der Entwicklung unseres Luftfahrzeugbaues und Luftverkehrs großen Anteil haben. Seine Schüler zeigen im Auslande deutsches Können und tragen dazu bei, die Achtung vor der deutschen Wissenschaft und vor deutscher Gründlichkeit immer wieder erneut zu festigen. G. v. Scheve.

Von A. B. SCHERSCHESKY, Berlin.

	Vortrieb	Auftrieb
Raketenraumschiff in der Luft	Raketenwirkung	Raketenwirkung
im Weltraum	Raketenwirkung	Raketenwirkung
Beflügeltes Raketenraumschiff in der Luft	Raketenwirkung	Raketen- und Flächenwirkung
im Weltraum	Raketenwirkung	Raketenwirkung
Raketenflugzeug	Raketenwirkung	Flächenwirkung teilweise auch Raketenwirkung
Fernrakete in Luft (Auf- und Abstieg)	Raketenwirkung	Raketen- und teilweise Flächenwirkung
über tragenden Luftsichten	Raketenwirkung	Raketenwirkung und teilweise oder gänzlich scheinbare Aufhebung der Erdschwerebeschleunigung

Also wird das Raketenraumschiff dem Weltraumverkehr und Raketenflugzeuge dem „erdgebundenen“ Flugverkehr auf relativ kleinere Entfernungen und die Fernrakete — wie auch ihr Name andeutet — dem „erdgebundenen“ Flugverkehr auf größere Entfernungen dienen (verkehrstechnisch analog den Wirkungsbereichen von Flugzeug und Luftschrift). Prinzipiell sei zu den Fernraketen und teilweise auch für Raketenflugzeuge folgendes bemerkt: da der Flug in großen Höhen bei sehr großen Geschwindigkeiten erfolgen wird, entsteht infolge der Krümmung der Flugbahn beim Flug über der kugelförmigen Erde eine bedeutende Zentrifugal-(Dreh-)beschleunigung, die bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit (der sogen. „ersten planetarischen“ oder „Nullerbeschleunigungsgeschwindigkeit“ = 8350 m/Sek.) der Erdschwerebeschleunigung gleich und entgegengesetzt gerichtet ist, sie also scheinbar aufhebt, so daß sich die Arbeit des Raketomotors nur auf die Beibehaltung der nötigen Fluggeschwindigkeit, d. h. auf Überwindung des Widerstandes, beschränkt. Man vergesse nicht, daß wegen des praktischen Ausfalles eines jeden Widerstandes in diesen

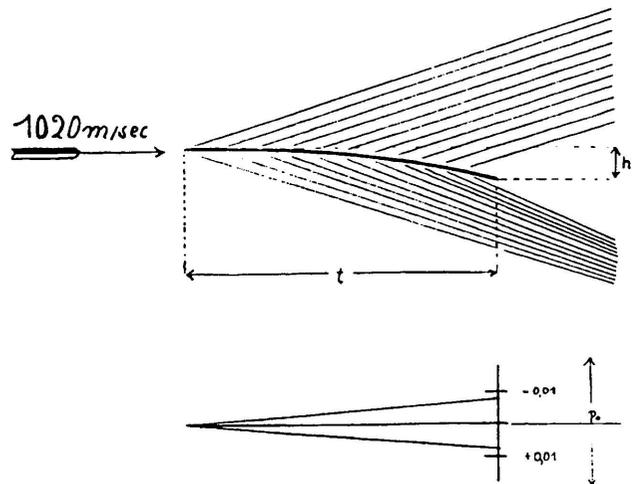


Abb. 2.

Höhen die Fernraketen fast eine reine Trägheitsbewegung ausführt, und was dieses für die Wirtschaftlichkeit bedeutet, braucht dem technisch vorgebildeten Leser nicht weiter erläutert zu werden.

Der Raketenmotor oder Rückstoßer (die wissenschaftlich-technische Benennung) stößt also eine bestimmte Masse von Gas mit bestimmter Geschwindigkeit zurück. Da die Mechanik lehrt, daß es im wesentlichen auf das Produkt aus Masse mal Geschwindigkeit (sogen. Impuls) ankommt, ist es gleich, ob man eine größere Masse mit kleiner Ausstromgeschwindigkeit oder kleinere Masse mit größerer Ausstromgeschwindigkeit besitzt; daß letzteres technisch wie baulich erwünscht ist, ist klar. Das erklärt gleich die Wichtigkeit von hochwertigen Brennstoffen mit hohem Energieinhalt (sogen. Wärmetönung in Kalorien pro Masseneinheit gemessen und angegeben), die große Ausstromgeschwindigkeiten besitzen. Solche sind nur flüssige Brennstoffe, daher ist Pulver bei weitem kein ideales Antriebsmittel und wird bei weiterer Entwicklung durch flüssige Brennstoffe ersetzt werden müssen. Da aber gerade Pulver und andere feste Explosivstoffe kleine Ausstromgeschwindigkeiten besitzen, sind sie das gegebene Mittel für die ersten praktischen Vorversuche. Man unterscheidet weiter in der Raketenmotortechnik die eigentliche Ausstoßmasse und Stützmasse, welche Begriffe ich hier am besten am Beispiel erläutern werde: man kann einen Raketenmotor mit Wasserstoff und Sauerstoff treiben, wobei der ausschießende Gasstrahl (etwa Sand) ausbläst. Rechnungen zeigen, daß dies unwirtschaftlich ist — elementar aus dem einfachen Grunde, weil man ja das Fluggerät noch mit dem Sandballast belasten muß. Prinzipiell anders ist der Fall beim Raketenflugzeug, das in tragenden Luftschichten fliegt und bei dem man die stets und reichlich vorhandene Luft als Stützmasse gebrauchen kann. Darum ist auch baulich und in dieser Hinsicht auch prinzipiell der Raketenmotor eines Raumschiffes von dem eines Raketenflugzeuges verschieden, da bei letzterem zur Erhöhung der Wirkung noch ein Ansaugen der umgebenden Luft ausgeführt wird, das durch Umgebug des Raketenmotors mit besonders geformten Venturi-Düsen erfolgt.

Die Theorie der Raketenmotore und Raketenraumschiffe ist ausgebaut von R. H. Goddard, Fr. L. von Hoeffft, W. Hohmann, H. Oberth und K. E. Ziolkowsky, die der Raketenflugzeuge von R. W. E. Lademann, K. E. Ziolkowsky und meiner Wenigkeit, und die der Fernraketen von Fr. L. von Hoeffft, R. W. E. Lademann, G. Pirquet, K. E. Ziolkowsky und mir. Praktische Versuche wurden bisher ausgeführt von P. E. Paulet (Peru), R. H. Goddard (Ver. Staaten), K. E. Ziolkowsky (U.S.S.S.R.), in kleinerem Maßstabe auch von H. Oberth und Fr. L. von Hoeffft und in letzter Zeit von M. Valier, Fr. W. Sander, Fritz v. Opel und an der T. H. Breslau (auf Anregung des Vereins für Raumschiffahrt E. V., Breslau). Die Theorie des Raketenmotors und Raumschiffes ist z. Zt. gänzlich ausgearbeitet und nach R. Edler von Mises „mehr schon kein Problem“ (derselben Meinung ist auch H. Oberth). K. E. Ziolkowsky arbeitet z. Zt. an der Theorie der Lenkung und Stabilität der Raumschiffe. Der Grund, warum die Theorie der Raketenflugzeuge und Fernraketen schwieriger und erst jetzt ausgebaut wird, ist folgender: Die Geräte nützen Auftriebskräfte, Luftkräfte an Tragflügeln bei sehr hohen Schall- und Überschallgeschwindigkeiten aus und diese sind leider bisher noch sehr wenig erforscht. Ich erwähne hier die theoretischen und experimentellen Untersuchungen von L. Prandtl, Th. Meyer und J. Ackeret, von K. E. Ziolkowsky und Wytoszinsky (Warschau) und neueste Untersuchungen in dem Bureau of Standarts in Washington (Ver. Staaten) und in England.

Die Grundgleichung aller Raketenfluggeräte, welche ich hier ohne Beweis gebe, ist äußerst einfach und lautet:

$$V = v_a \ln(1 + m_a : m) = v_a \ln(1 + q) \dots \dots \dots 2$$

Hierin bedeuten: V die Höchst(End)fluggeschwindigkeit des Raketenfluggerätes, v_a die Ausstromgeschwindigkeit der Gase, m_a die volle Brennstoffmasse und m , die Leermasse des Raketenfluggerätes (also Leergewicht + Nutzlast) und in den natürlichen Logarithmus. Schon aus dieser elementaren Gleichung kann man das Wesentliche des Problems ersehen; die Fluggeschwindigkeit ist der Ausstromgeschwindigkeit und dem Verhältnis der Brennstoff- zur Leermasse, dem sogen. Massenverhältnis q verhältig. Jetzt ersieht man erst richtig den Wert hochwertiger Brennstoffe mit hoher Wärmetönung; aus der Formel ersieht man sofort, daß man bei kleinen Aus-

stromgeschwindigkeiten unsinnige und praktisch unausführbare Massenverhältnisse erhält. Dem entgegen ersieht man, daß bei nicht ganz hohen Ausstromgeschwindigkeiten große Fluggeschwindigkeiten durch Vergrößerung des Massenverhältnisses erzielt werden können. Die wirkliche Ausstromgeschwindigkeit hängt von der sogen. ideellen (theoretischen) Ausstromgeschwindigkeit und der Bauart des Raketenmotors, insbesondere der Düse (s. Abb. 1), ab, das Verhältnis der wirklichen zur ideellen Ausstromgeschwindigkeit (welche immer kleiner als 1 ist) nennt man den Düsenwirkungsgrad (manchmal nicht ganz genau auch Raketenmotorwirkungsgrad). Eine schlechte Düse kann auch nach den Versuchen von R. H. Goddard die größte Ausstromgeschwindigkeit abbremsen. Die Gase müssen im Idealfalle gänzlich abgekühlt aus dem Raketenmotor austreten; der sicher sehr hübsch wirkende Feuerstrahl hinter einem Raketenfluggerät ist ein sichtbares und untrügliches Zeichen einer schlechten Raketenmotor- bzw. Düsenbauart. Weitere Rechnungen zeigen sehr bald, daß der Wirkungsgrad eines Raketenfluggerätes mit Annäherung seiner Fluggeschwindigkeit an die Ausstromgeschwindigkeit steigt. Nun ist aber die niedrigste wirkliche Ausstromgeschwindigkeit bei Pulver bei Anwendung einer eigens dazu erbauten schlechten „Drosseldüse“ nicht unter 200 m/Sek., bei welcher Geschwindigkeit sich also das Raketengerät ungefähr bewegen muß. Fährt es bedeutend langsamer, so fällt der Wirkungsgrad rapid. Daraus ergibt sich sofort die praktische Unmöglichkeit eines Raketenkraftwagens auf der Landstraße, welcher natürlich nicht mit einer Geschwindigkeit von 200 m/Sek. = 720 km/Std. mitten im Verkehr fahren kann. Also müssen solche Geräte gleisgebunden sein und nur dann können sie vermutlich Sinn und Zweck haben.

Die beim Raumschiff relativ „harmlosen“ Erscheinungen werden nun beim Raketenflugzeug und der Fernrakete wesentlich komplizierter. Das Raketenflugzeug wird einen enormen Brennstoffverbrauch aufweisen, trotzdem zeigen Rechnungen, daß wegen der riesigen erreichbaren Geschwindigkeiten der sogen. Transportkoeffizient definiert als Fluggewicht \times Fluggeschwindigkeit: Motorleistung beim Raketenflugzeug größer als beim normalen Schraubentflugzeug ist. Das kommt auch daher, daß der sogen. thermische Wirkungsgrad des Raketenmotors weit höher als der eines Verbrennungsmotors ist. Daher sind die etwas unliebsamen Erscheinungen an Tragflügeln bei Schall- und Überschallgeschwindigkeiten leichter zu verschmerzen. Bekanntlich setzt sich der Widerstand eines Tragflügels bei kleinen Unterschallgeschwindigkeiten unserer jetzigen Flugzeuge aus dem sogen. Profilwiderstand, der fast reiner Reibungswiderstand des Tragflügels ist, und dem sogen. Randwiderstand, welcher von der endlichen Spannweite des Flügels abhängt, zusammen. Bei Schall- und Überschallgeschwindigkeiten tritt aber ein von der Spannweite gänzlich unabhängiger Restwiderstand (Wellenwiderstand) auf. Die Strömungen an einem parabolisch gekrümmten Tragflügel bei dreifacher Schallgeschwindigkeit ist in Abb. 2 schematisch dargestellt, wobei die Neigung der Strömung (sogen. Machsche Winkel) von dem Verhältnis der Schallgeschwindigkeit zur Fluggeschwindigkeit abhängt. Auch herrschen bezüglich Auftrieb und Widerstand also auch Gleitzahl bei diesen enormen Geschwindigkeiten ganz andere Gesetzmäßigkeiten, als bei den jetzt üblichen kleinen Fluggeschwindigkeiten. So ist z. B. für den in Abb. 2 angegebenen parabolisch gekrümmten Tragflügel das Verhältnis ($A =$ Auftrieb, $W =$ Widerstand) nach L. Prandtl durch folgende einfache Formel gegeben:

$$A : W = \frac{3}{4} \cdot \frac{t}{h} \dots \dots \dots (2)$$

worin t in üblicher Weise die Flügeltiefe und h die Höhe (nicht Pfeilhöhe wie üblich, s. Abb. 2) bedeuten und ist das $A : W$ -Verhältnis in diesem Falle gleich 15,4 (Gleitzahl $\epsilon = 0,065$). Diese Untersuchungen zeigten, daß man bei derartigen Fluggeschwindigkeiten flache, schwach geneigte symmetrische Profile wählen wird, auch ist bei diesen Geschwindigkeiten die Gefahr eines Abreißen der Strömung weit größer. L. Prandtl gab auch Nährungsgleichungen zur Berechnung des Einflusses der Zusammendrückbarkeit (Kompressibilität) der Luft bei Geschwindigkeiten bis zur Schallgeschwindigkeit. Auf weitere Erörterungen der Grundlagen der Berechnungsmethoden für Raketenflugzeuge möchte der Verfasser aus begrifflichen Gründen verzichten. Die Untersuchungen von L. Prandtl, K. E. Ziolkowsky

und auch die elementare Strömungslehre zeigen, daß bei solchen Fluggeschwindigkeiten die Tragflügel kleine Seitenverhältnisse haben müssen. Die ideale, praktisch aber fast unausführbare Lösung wäre ein Flugzeug mit einem Tragflügel mit veränderlichem Flügelschnitt, Seitenverhältnis und Umriß (s. Abb. 3), in Praxis wird man sich natürlich mit einer Kompromißbauart begnügen. Auch ist eine Abart der selbsttätigen Handley-Page-Hilfsflügelsteuerung zwecks Profilveränderung im Fluge denkbar und nicht schwer auszuführen. Diese Zeilen sollen dem aufmerksamen Leser nur einen kleinen Begriff geben von der Vielgestaltigkeit des ganzen Problemkomplexes der Raketenfluggeräte. Das tue ich, um damit vielleicht den einzig gangbaren Weg zur Erzielung großer Fluggeschwindigkeiten anzudeuten. Raum und Zeit sind die ärgsten Feinde des Menschen, die durch die moderne Maschinenkultur besiegt werden müssen.

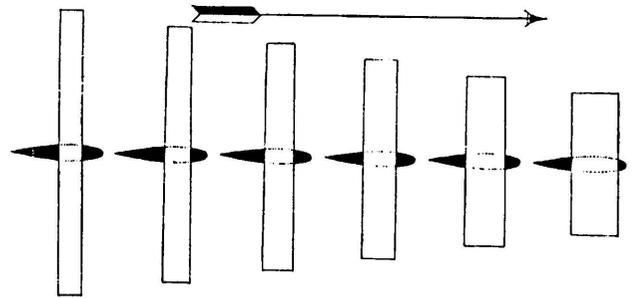


Abb. 3.

ÜBERVERDICHTUNG UND VORVERDICHTUNG

Dipl.-Ing. FRYDAG, Berlin.

Für die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges ist es sehr erwünscht, die Leistung eines für ein bestimmtes Flugzeug bemessenen Motors vorübergehend steigern zu können. Verschiedene Gründe fordern eine solche Leistungssteigerung, z. B. der Start in schwierigem Gelände oder auf hochgelegenen Flugplätzen; bei mehrmotorigen Flugzeugen der Ausfall eines Motors, ferner der Start mit Lasten, die über dem normalen Startgewicht des Flugzeuges liegen. Ferner gehört hierhin die Konstanzhaltung der Leistung in größeren Höhen, wie sie beim Überfliegen von Gebirgsketten und bei Kriegsflugzeugen erforderlich ist.

Der Vorteil, den die Möglichkeit einer vorübergehenden Leistungssteigerung bietet, liegt auf der Hand. Der Motor, von dem im Dauerbetriebe nur seine Normleistung verlangt wird, soll nur in Ausnahmefällen seine Höchstleistung hergeben. Er stellt sich gewichtlich leichter als ein Motor, der für Dauerbetrieb mit Höchstleistung konstruiert ist.

Es gibt im wesentlichen zwei Wege, aus einem Motor im Bedarfsfalle eine größere Leistung herauszuholen als seinen Abmessungen und seiner Drehzahl entspricht.

Der erste und einfachste Weg ist die Einführung eines höheren Kompressionsverhältnisses.

Der zweite Weg ist der Einbau eines Vorverdichters. Beide Wege gestatten, die Leistung in gewissen Grenzen zu erhöhen, in ihren Vorbedingungen und Auswirkungen sind sie allerdings verschieden.

1. Der hochkomprimierte Motor, d. h. der Motor mit hohem Verdichtungsverhältnis, wurde in der Hauptsache während des Krieges in Deutschland entwickelt. Die ersten Motoren, die nach diesem Gesichtspunkt entwickelt an die Front kamen, waren Maybach Mb IV und BMW IIIa. Die Steigleistungen mit diesen Motoren waren überraschend, trotzdem man die Verdichtung bei Maybach nur bis 6 und bei BMW nur bis 6,5 getrieben hatte.

Im Kriege handelte es sich bei diesen Motoren hauptsächlich um Erreichung großer Höhen bei möglichst geringem Motorgewicht.

Aber auch um das Triebwerksgewicht eines Verkehrsflugzeuges besser auszunutzen, ist es angebracht, die Verdichtung zu steigern.

Der Motor, der nur ausnahmsweise in Erdnähe seine volle Leistung, die seiner hohen Verdichtung entspricht, hergeben soll, läuft im Dauerbetriebe auf seine Normleistung gedrosselt. Die Materialabmessungen richten sich im wesentlichen nach der Normleistung, wobei für die nur ausnahmsweise zur Anwendung gelangende Spitzenleistung die Materialbeanspruchung heraufgesetzt werden kann. Wird bei wachsender Höhe die Drossel weiter geöffnet, so bedeutet das für den Motor keine Mehrbeanspruchung, da bei abnehmender Luftdichte auch die Füllung der Zylinder abnimmt und die Drossel jeweils nur soweit geöffnet werden soll, daß die Leistung konstant bleibt; also bei gleicher Drehzahl der gleiche mittlere Kolbendruck auftritt wie bei Normleistung am Boden. Durch die aus obigem hervorgehende Gewichtserparnis allein ist der hochverdichtete Motor wirtschaftlicher. Aber noch ein anderer Grund spricht für die hohe Verdichtung.

Der thermische Wirkungsgrad ist absolut abhängig vom Kompressionsverhältnis

$$\eta_{th} = 1 - \epsilon^{-\kappa}$$

Die Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades bei Erhöhung des Verdichtungsverhältnisses bedeutet eine Verbesserung des Brennstoffverbrauches, die dem Motor freilich in vollem Maße nur bei ganz offener Drossel zugute kommt. Bei Normleistung, also bei teilweise geschlossener Drossel, fällt natürlich der thermische Wirkungsgrad wieder etwas infolge des Drosselwiderstandes und der geringeren Füllung. Aber er ist bei etwa 30%iger Drosselung rechnermäßig immer noch besser als bei einem niedrig verdichteten Motor, der diese Leistung als Spitzenleistung aufweist. Das ist auch durch die Praxis bewiesen, der BMW VI z. B. mit einem $\epsilon = 5,5$ hat bei 500 PS einen größeren Brennstoffverbrauch als der gleiche Motor mit einem $\epsilon = 7,3$ auf 500 PS herabgedrosselt. Besonders für Weitstrecken-Flugzeuge sollte dieser Vorteil nicht ohne weiteres von der Hand gewiesen werden.

Der Vergaser eines solchen Motors muß etwas reichlich eingestellt werden, damit er, falls die volle Leistung am Boden verlangt wird, kein zu armes Gemisch liefert. Bei Normleistung kann er mittels der Korrektur oder wie beim BMW-Vergaser mittels verstellbaren Düsen ärmer gestellt werden. Verschiedene Einwände werden gegen das hohe Verdichtungsverhältnis gemacht, als erster zu hohe Materialbeanspruchungen und damit geringere Lebensdauer. Es ist richtig, daß auch bei Drosselung der Zünddruck des hochverdichteten Motors etwas höher ist, als beim niedrig verdichteten Motor bei jeweils gleicher Leistung. Als Maß der Dauerbeanspruchung gilt aber nicht der Zünddruck, sondern der mittlere Kolbendruck multipliziert mit der Drehzahl. Der mittlere Kolbendruck ist aber beim niedrig verdichteten Motor gleich groß als bei dem gleichen Motor mit hoher Verdichtung, wenn dieser — auf die Leistung des niedrig verdichteten Motors herabgedrosselt ist. Im Auslande werden heute Motoren gebaut, bei denen der mittlere Kolbendruck für Dauerbetrieb beinahe so hoch liegt, wie bei unseren überverdichteten Motoren bei maximaler Bodenleistung; so haben

Rolls Royce Condor bei	$\epsilon = 5,3$ pe = 9,4
A. S. Jaguar IV	$\epsilon = 5,0$ pe = 8,9
Hyspano 450 V	$\epsilon = 6,0$ pe = 9,95
Hyspano 450	$\epsilon = 5,3$ pe = 9,08

Der zweite Einwand ist der, daß man nicht die Sicherheit hat, ob die Flugzeugführer ihren Motor auch genügend auf Normleistung drosseln. Dazu kann man sagen, daß die Flugzeugführer im allgemeinen ihre Motoren äußerst schonen und ihre Strecken mit einem Minimum an Leistung abfliegen. Außerdem kann man durch Tachographen den Führer stets kontrollieren.

Ein weiteres Moment, das gegen hochverdichtete Motoren ins Feld geführt wird, ist die Brennstofffrage. Man kann derartige Motoren natürlich nicht mit reinem Benzin fliegen, da hierbei Vorzündungen eintreten würden. Aber gerade in Deutschland mit seiner Benzolproduktion ist dieses wirklich