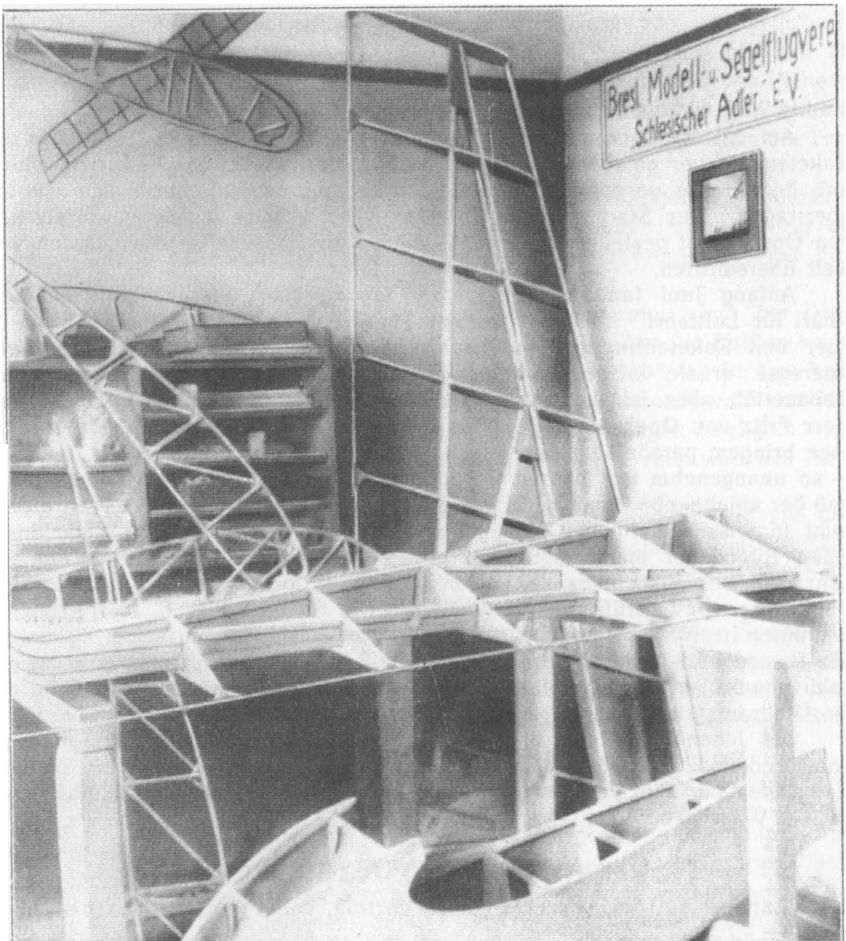
Die Rakete

Zeitschrift des Vereins für Raumschiffahrt E. V.



Modell eines Raketenflugzeuges von 4 m Spannweite im Bau.

Nr. 6. Breslau, 15. Juni 1928 2. Jahrg.

Amtliche Bekanntmachung.

Hierdurch geben wir bekannt, daß wir Herrn Fritz von Opel, Rüsselsheim, wegen seiner Verdienste um die Raumschiffahrt anläßlich der Vorführung des Raketenwagens auf der Avus zum Ehrenmitglied ernannt haben. Herr Fritz von Opel hat die Ehrenmitgliedschaft angenommen.

Der vergangene Monat

brachte drei wichtige Ereignisse auf dem Wege zur Raumschiffahrt.

Am 23. Mai, vormittags 10 Uhr, wurde auf der Avus in Berlin das Opel-Raketenauto vor geladenen Vertretern der Wissenschaft, der höchsten Behörden und der Presse vorgeführt. Die Vorführung wurde auch durch den Rundfunk übertragen. Der Start erfolgte 10^{47} Uhr. Der Wagen wurde von Herrn Fritz von Opel selbst gesteuert. Die auf der Avus zugelassene Geschwindigkeit wurde weit überschritten.

Anfang Juni fand in Danzig die Tagung der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt" statt, auf welcher Prof. Lorenz-Danzig einen Vortrag hielt über den Raketenflug in der Stratosphäre. Es geht daraus hervor, welches Interesse ernste wissenschaftliche Kreise dem Raketenflug entgegenbringen. Bedauerlich aber ist es, daß Lorenz es noch wagen durfte, die Opfer, welche Herr Fritz von Opel, der Verein für Raumschiffahrt u. a. für die Förderung der Idee bringen, persönlicher Interessen wegen zu beeinträchtigen. Es muß daher — so unangenehm uns das ist — doch einmal ganz offen ausgesprochen werden, daß der ablehnende Standpunkt von Prof. Lorenz in der Frage der Weltraumfahrt nicht in wissenschaftlichen Erwägungen, sondern in persönlichen Rücksichten — einen Rückzieher macht man nicht gern — den eigentlichen Grund hat. Man kann sich des Eindruckes nicht erwehren, daß Lorenz an dem entscheidenden Punkte der Beweisführung (vergl. etwa „Die Rakete" 1927 S. 165 f.) sich einer bewußten Irreführung schuldig macht, die ihm bei einem Teil seiner Zuhörer und der Presse auch diesmal noch geglückt ist. Würde aber Lorenz wohl zu einem solch unwürdigen Mittel greifen, wenn zwingende wissenschaftliche Gründe gegen die Weltraumfahrt geltend gemacht werden könnten?

Als lebendiges Zeugnis dafür, daß der große Gedanke sich nicht mehr unterdrücken läßt, treffen, während diese Zeilen geschrieben werden, die ersten Nachrichten ein über den Start eines bemannten Segelflugzeuges mit Raketenkraft auf der Wasserkoppe.

Raketenflug und Raumschiffahrt.

Antwort auf den vorhergehenden Vortrag, von Professor H. Oberth.

Zunächst begrüße ich es, daß sich ein so bedeutender Gelehrter wie Herr Geheimrat Lorenz der bisher arg vernachlässigten Raketentheorie angenommen hat.

Weiter danke ich Herrn Geheimrat Lorenz für die offene und freimütige Art, in der er zugegeben hat, erst mir persönlich und schließlich der ganzen Versammlung*) gegenüber, daß ihm die Konstruktionsvorschläge, die bisher von An-

*) Wir bringen hier das Manuskript zum Abdruck, welches der Antwort von Prof. Oberth an Prof. Lorenz zugrunde lag. Vor der Versammlung hat Lorenz indessen das Oberth gemachte Geständnis nicht wiederholt.

hängern der Kosmonautik gemacht worden sind, in der Hauptsache unbekannt sind und daß er z. B. mein Buch „Die Rakete zu den Planetenräumen" gar nicht durchgelesen hat. Ich halte es für nötig, dies hier zu unterstreichen. Herr Geheimrat Lorenz ist nicht, wie allgemein angenommen wird, nach einer eingehenden Beschäftigung mit den Konstruktionsvorschlägen zu seiner bekannten ablehnenden Stellung gekommen, sondern a priori. Er begann damit, interesseshalber die Beziehungen zwischen Raketenfahrt und Massenverlust auszurechnen. Da er hierbei auf Treibstoffmengen kam, deren Mitnahme ihm unmöglich erschien, so hielt er es in der Folge gar nicht mehr für nötig, sich mit unseren konstruktiven Vorschlägen weiter zu befassen. Das Verfahren ist bei einem Gelehrten, der sehr viel lesen muß, natürlich menschlich begreiflich; ob es das richtige ist, um die Durchführbarkeit einer neuen Erfindung zu beurteilen, das wage ich nicht zu bejahen.

Was nun die Frage betrifft, ob Massenverhältnisse von der geforderten Größenordnung technisch erreichbar sind, so muß ich den Leser, der sich eingehender für die Sache interessiert, auf mein Buch „Die Rakete zu den Planetenräumen", Verlag R. Oldenbourg, München, verweisen. Die dritte Auflage wird vermutlich im Herbst im Druck erscheinen. Hier möchte ich zur Klärung der Frage nur so viel über meine Konstruktionsvorschläge sagen:

Bei meinen Raketen kommt nicht Schießpulver oder sonst ein Explosionsstoff zur Verwendung, sondern eine brennbare Flüssigkeit und der zur Verbrennung nötige Sauerstoff, welchen ich, um mehr unterzubringen, vorher durch Kälte verflüssigt habe.

Bei den einfachsten Modellen verdampft der Sauerstoff, und der Dampf wird durch eine Gasflamme, die in dem Sauerstoff brennt, über die Entflammungstemperatur des Brennstoffes erwärmt, etwa auf 700 bis 900° C. In dies heiße, noch immer stark sauerstoffhaltige Gas spritzt dann aus besonderen Zerstäuberdüsen der Brennstoff. Er verbrennt dann völlig (Erfahrungen bezüglich dieser Vorrichtung haben wir dank der Gasturbinen der Société Anonyme des Turbomoteurs Wälde's und anderer).

Bei den komplizierteren Formen lasse ich in eine Flamme, die viel überschüssigen Dampf des Brennstoffes enthält, zunächst in ähnlicher Weise flüssigen Sauerstoff einspritzen; er verbrennt hier so, wie der Brennstoff im heißen Sauerstoff.

Es ist im Grunde dasselbe, ob vor der Oxydation der flüssige Sauerstoff in das heiße Brennstoffgas oder der flüssige Brennstoff in das heiße Sauerstoffgas gelangt. Bei den größten Maschinen kann man in dieser Weise mehrmals hintereinander abwechselnd flüssigen Sauerstoff und Brennstoff einbringen.

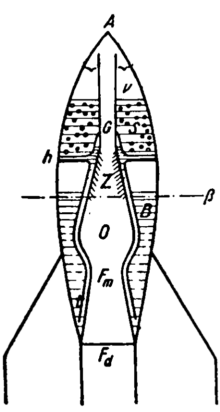


Abb. 1

In seiner einfachsten Form würde der Apparat so aussehen: (Vgl. Abb. 1.) Das Ganze ist aus Blech. Bei S befindet sich flüssiger Sauerstoff. B ist irgendeine brennbare Flüssigkeit wie Benzin, Alkohol, durch Kälte verflüssigter Wasserstoff oder dergleichen. Der Sauerstoff würde schon dadurch verdampfen, daß er sich in gut wärmeleitenden Behältern befindet, doch das würde für unsere Zwecke nicht schnell genug gehen. Man muß also noch künstlich nachhelfen, indem man am Boden des Sauerstoffraumes Heizvorrichtungen anbringt. Der Sauerstoffdampf tritt sodann in das Rohr A, hier tritt auch Brennstoffdampf dazu, bei G verbrennen die Brennstoffdämpfe und erwärmen dabei den Sauerstoff auf 700° bis 900°. Bei Z spritzt sodann der Brennstoff in flüssiger Form ein. Abb. 2 zeigt etwas vergrößert diesen Teil der Wand von außen und bei d durchschnitten. Abb. 3 zeigt den Zerstäuber im Querschnitt bei β.

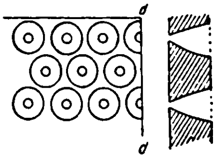


Abb. 2

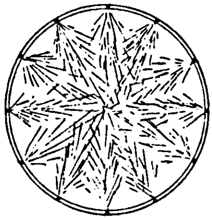


Abb. 3

Der Brennstoff wird dort, wo er den 800° heißen Sauerstoff berührt, entflammt. Die Verbrennung ist, wie man sieht, in der Mitte am stärksten, während das Gas an den Wänden verhältnismäßig kalt bleibt und die Wände daher nicht stark angreift.

Bei diesem Apparat müßte nun der Sauerstoffbehälter unter einem Druck von 20 Atmosphären stehen, andernfalls wären die Ausströmungsgeschwindigkeiten für unsere Zwecke nicht hoch genug. Der Brennstoff vollends müßte unter so hohem Druck stehen, daß die Flüssigkeit durch die Zerstäuberdüsen noch mit hinreichender Kraft in den Gasstrom getrieben wird. (Schätzungsweise 40 bis 50 Atmosphären.) Die Wände dieser Behälter müßten daher entsprechend dick und schwer sein, und der Apparat würde nicht höher kommen als 50 km.

Es bedeutet nun eine wesentliche Verbesserung, daß wir die Brennstoffbehälter unter einen geringeren Druck setzen können, als die Flüssigkeit im Treibapparat. Wir brauchen nämlich bloß Pumpen, um diese Flüssigkeiten in den Treibapparat zu pressen. Kolben- oder Flügelpumpen halte ich nun allerdings ihres Gewichtes wegen für unbrauchbar. Wir sind aber glücklicherweise auch nicht auf sie angewiesen. Wir müssen nur vier kleine, starkwandige, durch geeignete Ventile verschließbare Kessel haben (Abb. 4), zwei für den Sauerstoff und zwei für den Brennstoff, so daß stets ein Paar aus den Flüssigkeitsbehältern mit Sauerstoff und Brennstoff nachgefüllt wird, während wir in den zwei anderen die Flüssigkeiten durch Heizkörper zur Verdampfung bringen, so daß die Gase die übrige Flüssigkeit aus dem Pumpenkessel in den Treibapparat drücken. Über die Anordnung und Betätigung der Ventile brauche ich hier wohl nichts Besonderes zu sagen.

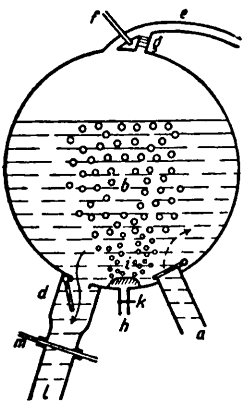


Abb 4

Die Arbeitsweise dieser Pumpen läßt sich mit jener der Humphrypumpe vergleichen, bei welcher über dem Wasser ein Gasgemisch zur Explosion gebracht wird, welches das Wasser sodann ohne Vermittlung eines Kolbens aus dem Behälter heraustreibt. Wir sind also, ohne mit unseren Druckkammerpumpen selbst schon Versuche gemacht zu haben, doch in der glücklichen Lage, die Erfahrungen mit der Humphrypumpe mutatis mutandis als Grundlage vorläufiger theoretischer Abschätzungen und Berechnungen benutzen zu können.

Nun machen bei meiner Flüssigkeitsrakete diese Pumpkessel und die Düsenwand nur einen verhältnismäßig kleinen Teil des Ganzen aus. Den weitaus größeren Teil bilden die Brennstoffbehälter. Diese brauchen nun, je nach den Aufgaben des Apparates, nur einem Innendruck von $^1/_4$ bis 3 Atmosphären standzuhalten. Ich wähle diesen geringen Überdruck, damit der im großen ganzen einem verlängerten Rotationsellipsoid zu vergleichende Behälter dem Druck der gegenströmenden Luft besser standhalten kann. Die Festigkeit des Behälters steigt nämlich in diesem Falle ähnlich wie die Festigkeit eines aufgepumpten Automobilreifens. Ich kann also die Wände wesentlich dünner machen, als wenn sie lediglich vermöge ihrer Steifheit dem Luftstrom standhalten müßten.

Ich frage nun: Ist es möglich, in einen Blechkessel unter dem Überdruck von einer Atmosphäre das Zwanzigfache seines Gewichtes an Wasser oder einer Flüssigkeit von ähnlichem spezifischen Gewicht zu füllen? Nun, selbstverständlich! Die Konstruktion habe ich in meinem Buch durchgerechnet. Wir sehen also, daß es technisch möglich ist, Massenverhältnisse von 7:1 bis 10:1 zu erreichen. Eine solche Rakete wäre also schon imstande, 1000 km und mehr zu überfliegen.

Zu fremden Sternen könnte sie freilich noch nicht empordringen. Aber wir können uns hier so helfen:

Wenn eine Rakete gebrannt hat, so fährt sie 4—7 km in der Sekunde schneller, als sie vor dem Brennen fuhr. Ich stelle nun auf eine größere Rakete statt der Nutzlast eine zehnmal kleinere. Wenn nun die Brennstoffe der größeren Rakete erschöpft sind, so möge das Ganze eine Geschwindigkeit von 4 km/Sek. haben. Lasse ich nun diese Rakete abfallen und die obere weiter arbeiten, so addiert sich ihre eigene Geschwindigkeit offenbar zur Geschwindigkeit, auf die sie von der unteren Rakete gebracht worden ist. Ob diese Teilung „unnötig" ist, das bitte ich den Leser zu entscheiden. Tatsache ist jedenfalls, daß wir auf dem Wege der Übereinanderstellung von Raketen die erforderlichen hohen Endgeschwindigkeiten erreichen können, ohne in einer einzigen Rakete das 16- oder gar 1000fache ihres Leergewichtes an Brennstoffen unterbringen zu müssen. Was die Landung dieser Schubraketen anbetrifft, so hoffe ich, daß sie bei kleinen unbemannten Apparaten noch nicht zu schwer sein werden, um mit Hilfe eines Fallschirms zu landen. Nach Erschöpfung ihrer Brennstoffe sind es ja nur noch leere Blechbehälter. Bei bemannten Raumschiffen werden sie nach Erschöpfung ihrer Brennstoffe bereits außerhalb der Atmosphäre wagerecht fliegen, es werden dafür also Landungsmethoden in Betracht kommen, die ich bei Raumschiffen ins Auge gefaßt habe. (Gleitflug, Abbremsung der größten Geschwindigkeit durch einen Fallschirm und der Restgeschwindigkeit durch Rückstoß usw.) Was die Frage der Landung von Raumschiffen anbetrifft, die Herr Geheimrat Lorenz ohne weitere Beweise im Schlußwort plötzlich aufrollte und als unmöglich bezeichnete, so kann ich zunächst nicht umhin, zu bemerken, daß es meines Wissens nicht üblich ist, im Schlußwort ganz neue Argumente zu bringen.

Es ist nun natürlich nicht leicht, heute bereits etwas über die Landung von Raumschiffen zu sagen. Ich meine auch, daß bis dahin noch so viel Zeit vergehen wird und wir soviel neue Erfahrungen sammeln werden, daß wir uns heute darüber noch nicht allzusehr den Kopf zerbrechen sollten.

So wie ich die Sache heute sehe, können wir die Erdatmosphäre zu Bremszwecken heranziehen. Wir können die Fahrt eines Raumschiffes nämlich so regeln, daß es sich bei seiner freien Fahrt der Erde in einer Bahn nähert, deren erdnaher Punkt in die höchsten Luftschichten fällt. Wahrscheinlich wird es dann möglich sein, daß die Maschine, die ja nach Verlust aller ihrer Brennstoffe und Schubraketen nur noch ein paar Tonnen wiegt, im Gleitflug niedergeht. Herr Geheimrat Lorenz brachte nun allerdings das Bedenken vor, das Raumschiff würde sich dabei gleich einem Meteor erhitzen und verbrennen. Es läßt sich darauf heute schwer etwas Bestimmtes antworten, denn die Formeln, die man bis jetzt für die Erhitzung rasch bewegter Körper in der Luft aufgestellt hat, stimmen weder untereinander überein, noch passen sie zu den Beobachtungen, die man an fallenden Meteoriten bis jetzt gemacht hat. Ich werde in der dritten Auflage meines Raketenbuches zeigen, daß allen mir bisher bekannt gewordenen Berechnungen irgendein Trugschluß zugrunde liegt.

Das Meteor wird bekanntlich dadurch erwärmt, daß seine Moleküle von den anprallenden Luftmolekülen in Schwingungen versetzt werden. Wie stark dieser Wärmeübergang theoretisch sein sollte, das kann man natürlich rechnerisch angeben, die Beobachtungen machen es aber wahrscheinlich, daß er an hundertmal geringer ist; warum, ist vorläufig noch unbekannt.

Beim Raumschiff müssen wir nun bedenken, daß es sich erstens der Erde nicht mit der Geschwindigkeit eines Meteors nähert, sondern mit einer im Durchschnitt vier- bis sechsmal geringeren; zweitens tritt das Meteor sofort in die dichtesten Luftschichten ein (daß wir es am Himmel entlangziehen sehen, ist ja nur eine perspektivische Erscheinung), das Raumschiff dagegen legt seinen Weg in ganz dünner Luft zurück, bis seine Geschwindigkeit von irdischer Größenordnung ist. Es wird daher während einer bestimmten Zeit nur von wenigen Luftmolekülen getroffen und man hat trotz der Heftigkeit der einzelnen Molekülzusammenstöße im ganzen doch nur einen verhältnismäßig geringen Wärmeübergang. (Näheres bringe ich in meinem Buch.) Es wird also wahrscheinlich überhaupt möglich sein den übrigbleibenden Teil des Raumschiffes mit Tragflächen zu versehen und im Gleitflug landen zu lassen. Falls sich dies als unmöglich herausstellen sollte (die einschlägigen Erfahrungen werden wir mit der unbemannten Registrier- und Fernrakete sammeln), so bleibt uns immer noch der folgende Ausweg, um das Bremsen durch Raketenkraft zu vermeiden.

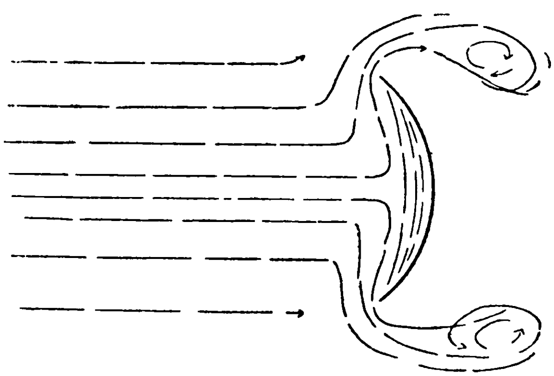


Abb. 5

Wir müssen danach trachten, dem Luftstrom hohle, innen angefeuchtete oder mit Eis beschlagene Flächen entgegenzustellen (vgl. Abb. 5). Wenn die Luftmoleküle gegen diese Fläche schlagen, so bringen sie zunächst das Eis innerhalb derselben zum Verdampfen. Der entstehende Dampf tritt dann zuerst in den Hohlraum der Fläche. Dabei fängt er den Anprall der Luftmoleküle, die andernfalls die Fläche mit voller Kraft treffen würden, auf, und schützt demnach die Fläche vor der Erwärmung. Etwas Wärme geht natürlich durch Leitung an die Fläche über und bewirkt, daß mehr vom Eis verdampft und die oberste Dampfschicht zuletzt an den Rändern überfließt. Bis sie aber überfließt, hat sie eine Temperatur von mehr als 20000° erreicht. Dabei nimmt sie eine ungeheure Wärmemenge auf, zumal da Wasserdampf bei dieser Temperatur in einatomigen Wasserstoff und Sauerstoff zerfällt, und da diese Dissoziation eine starke Wärmebindung bedingt. Außerdem bewirkt bei einer solchen Fläche der größere Teil der aufgewandten Energie Wirbelbildung hinter der Fläche. Die Erwärmung der Meteore ist also nur dadurch möglich, daß sie dem Luftstrom konvexe Flächen bieten, von denen die erwärmten Schichten immer wieder abgeblasen werden. Wenn ich nun an einem Raumschiff einen Fallschirm anbringe, so daß es mit der Düse vorangeht, sieht man ohne weiteres, daß diese Vorrichtung dem Luftstrom lediglich konkave Flächen bietet und bei der Abbremsung ein Minimum an Kühlstoff verbrauchen wird. Es ist z. B. fast unmöglich, ein mit angefeuchtetem Löschpapier belegtes Modell meines Fallschirmes von der konkaven Seite her mit einem wirbelfreien Gasbrenner zu verbrennen.

Ich weiß nun, daß jeder Flieger gegen Fallschirme ein Mißtrauen hat, welches durch die bisherigen Erfahrungen wohlbegründet erscheint. Hier haben wir es aber mit vollkommen anderen Verhältnissen zu tun. Das Hauptbedenken gegen den Fallschirm (nämlich daß es Sache des Zufalls ist, ob er sich ausbreitet) fällt hier fort. Wenn die Rakete nämlich ohne Antrieb im leeren Raum fliegt, haben die Gegenstände auf derselben kein Gewicht. Dies läßt sich sehr leicht zeigen, wenn ich auch an dieser Stelle darauf nicht eingehen möchte. Es ist dem Raumschiffer also leicht, den Fallschirm vor dem Eindringen in die Atmosphäre so zurechtzurücken, wie er ihn braucht, denn er schwebt ja in der Stellung, die man ihm gegeben hat.

Eine weitere Gruppe von Bedenken richtet sich gegen die eigentliche Landung. Zu einer eigentlichen Fallschirmlandung brauchen wir es aber gar nicht kommen zu lassen. Sobald die Geschwindigkeit soweit herabgegangen ist, daß ein Verbrennen in der Luft nicht mehr zu befürchten ist, kann der Raumschiffer ja den Fallschirm überhaupt abwerfen und im Gleitflug weiterfahren. Dies ist natürlich nur eine Möglichkeit; er kann, wenn er will, auch bis zuletzt am Fallschirm hängen bleiben und kurz vor dem Auftreffen den Rest seiner Geschwindigkeit durch Rückstoß vernichten.

Ich möchte nun kurz zeigen, wie ich mir die Entwicklung bis zum Bau eines brauchbaren Raketenflugzeuges denke. Leider muß ich es mir versagen, hier über anderweitige Verwendungsmöglichkeiten meiner Raketendüse zu berichten. Ich glaube zunächst nicht, das es möglich sein wird, einfach auf einem Segelflugzeug Raketen anzubringen, diese mit der Zeit immer größer und stärker zu machen, bis man zuletzt ein dem Junkers'schen Nurflügelflugzeug ähnliches Raketenflugzeug hat. Diese letztgenannte Form ist nämlich für ein Raketenflugzeug die einzig mögliche, wie auch Herr Geheimrat Lorenz sehr richtig bemerkt hat. Ein solches Flugzeug muß aber (vergl. Abb. 6) erst steil aufsteigen, um rasch in dünne

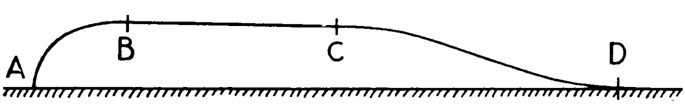


Abb. 6

Luftschichten und auf hohe Geschwindigkeiten zu kommen, da andernfalls die Ausnutzung der Brennstoffe zu schlecht ist, wie schon Herr Geheimrat Lorenz nachgewiesen hat. Die Bahn des Raketenflugzeuges muß mit zunehmender Geschwindigkeit und Höhe immer stärker wagerecht werden, bis es zuletzt in wagerechter Richtung die Geschwindigkeit seiner Auspuffgase hat, so daß diese hinter ihm gerade zum Stehen kommen. Mit dieser Geschwindigkeit fährt das Flugzeug nun bis zur Erschöpfung seines Brennstoffvorrates, worauf es im Gleitflug niedergehen kann, da es dann verhältnismäßig leicht ist. Die Höhe, die es bei dieser Fahrt erreichen muß, ist dadurch gegeben, daß bei der geforderten Geschwindigkeit der Auftrieb das Fahrzeug gerade tragen soll. Sie beträgt schätzungsweise 50 km. Der Aufstieg ist also, wie man sieht, der einer Rakete und wir können daher nur zum Raketenflugzeug kommen, wenn wir die nötigen Erfahrungen mit der Fernrakete bereits haben.

Ich würde daher vorschlagen, zuerst kleinere unbemannte Raketen zu bauen die automatisch gesteuert werden und Strecken von 1000 bis 2000 km überfliegen und 10 bis 20 kg Nutzlast mitführen können. Bei der automatischen Steuerung einer Rakete, auf die ich hier Platzmangels wegen leider nicht eingehen kann, treffen nun eine Reihe günstiger Umstände zusammen, so daß es meiner Schätzung nach möglich sein wird, den Ort, an dem sie bei der Rückkehr wieder in die Erdatmosphäre eintaucht, bis auf einige Kilometer im Umkreis genau vorherzubestimmen. Diese Rakete erscheint also geeignet, Eilpost in kurzer Zeit über weite Strecken zu befördern. Die Landung müßte mittels Fallschirm erfolgen, irgendein anderes Verkehrsmittel müßte dann den Apparat an seinen engeren Bestimmungsort befördern. Da diese Raketen an sich nicht sehr teuer sein werden, (ich denke daran, sie im wesentlichen aus Kupferblech herzustellen, außerdem können sie bei sachgemäßer Behandlung an hundertmal aufsteigen, die Steuerungsapparate, die das einzig teuere daran sind, können sogar nachher auf anderen Raketen Verwendung finden, und die Brennstoffe sind auch leicht erschwinglich, — ich denke dabei an Petroleum und flüssigen Sauerstoff), so können diese Raketen die Post auch mit verhältnismäßig geringen Kosten befördern. Später würde ich daran gehen, eine solche Rakete auf eine Schubrakete zu stellen, wodurch sich eine transozeanische Verbindung ermöglichen ließe. Die Schubrakete fällt bereits nach 1 Minute ab, ist also bei der Genauigkeit der Steuerung sehr leicht zu finden.

Wenn ich mit diesen Fernraketen von rundem Querschnitt die nötigen Erfahrungen gesammelt haben werde, werde ich beginnen, ihnen eine flache, an das Junkers'sche Nurflügelflugzeug erinnernde Form zu geben, natürlich unter möglichster Wahrung der konstruktiven Vorteile (namentlich der pneumatischen Festigkeit), die die Flüssigkeitsraketen gegenüber den heute gebräuchlichen Flugzeugen besitzen. Hierbei könnten wir auch Erfahrungen über das Verhalten von Tragflächen bei Überschallgeschwindigkeiten sammeln. Bei Geschwindigkeiten, die jene des Schalls nur wenig übertreffen, lassen sich diese Erfahrungen in der aerodynamischen Versuchsanstalt gewinnen, wenn man nämlich das Flügelmodell in den aus einer Trichterdüse ausströmenden Luftstrom bringt. Dieser Vorschlag ist m. W. zuerst von Winkler in Breslau gemacht worden, demnächst wird Herr Dr. Busemann in Göttingen diesbezügliche Versuche anstellen. Wenn auch mit derartigen unbemannten Apparaten die nötigen Erfahrungen gesammelt sind, wird es Zeit sein, an den Bau des Raketenflugzeuges zu denken. Ungeteilte Raketenflugzeuge können meiner Rechnung nach Strecken bis zu 2000 km überfliegen, wozu sie eine Zeit von nicht ganz einer halben Stunde gebrauchen. Unter Zuhilfenahme von Schubraketen, deren Bau heute allerdings noch nicht möglich wäre, es aber in ein bis zwei Jahren wahrscheinlich sein wird, könnten solche Raketenflugzeuge in weniger als zwei Stunden jeden Punkt der Erde erreichen. Der Treibstoffverbrauch wäre im Vergleich zum Flugzeug natürlich groß, die schnellere Fahrt müßte eben durch einen größeren Brennstoffaufwand erkauft werden.

Ich möchte nun die rechnerischen Angaben des Herrn Geheimrat Lorenz einer kritischen Beleuchtung unterziehen. Die Rechnungen sind an sich richtig, sie tragen aber leider den konstruktiven Gegebenheiten nicht Rechnung. Herr Geheimrat Lorenz rechnet z. B. so, als ob das Raketenflugzeug auf einer nahezu wagerechten Bahn ansteigen sollte. Dieses läßt sich nun praktisch nicht erreichen, und daher fallen seine diesbezüglichen Resultate in sich selbst zusammen.

Ebenso sind seine Angaben bezüglich der günstigsten Geschwindigkeit eines Raketenflugzeuges falsch. Er hat nämlich durch Differentiation seiner Formel (5) gefunden, daß das Raketenflugzeug bis zum Aufhören des Antriebs durch die Düsen dann am weitesten kommt, wenn

$$v_1 = \sqrt{\varepsilon g s} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7).$$

Es wird nämlich in diesem Falle

$$\frac{d}{d\,v}\left[v + \frac{\varepsilon g s}{v}\right] = 0.$$

Dabei hat er aber vergessen, daß an diesem Punkte die Fahrt noch nicht zu Ende ist, sondern daß es von hier im Gleitflug weitergeht, wobei eine Geschwindigkeit totzulaufen ist, die größer ist als die Geschwindigkeit eines Geschosses. Bei $v_1 = 2000$ m/Sek. z. B. sind das noch 500—1000 Kilometer (die Zahl läßt sich leider noch nicht genau angeben, da wir das Verhalten der Flügel bei Überschallgeschwindigkeiten noch nicht hinreichend kennen). Diese Gleitbahn wächst nun offenbar mit dem Quadrat der zu vernichtenden Geschwindigkeit, wodurch der Wert für die günstigste Geschwindigkeit bedeutend hinaufgedrückt wird, so daß es hier von diesem Gesichtspunkt aus überhaupt keine günstigste Geschwindigkeit gibt. Vergleiche hierzu den Abschnitt „Das Synergieproblem" bei: Ley „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt", Verlag Hachmeister & Thal, Leipzig.

Bei seinen Angaben die Weltraumfahrt betreffend hat Lorenz den Luftwiderstand beim Verlassen der Atmosphäre nicht in Rechnung gezogen und die Abweichungen der Bahn von der von ihm für den luftleeren Raum vorgeschlagenen günstigsten Form nicht bedacht. Ebensowenig die Gewinne infolge der Erddrehung und des Fallens aus einer steileren in die wagerechte Bahn. Ich werde in meinem Buch im Abschnitt „Die Synergiekurve" diese Rechnungen bringen.

Weiter fehlen auf seinen Treibstofftafeln gerade die Stoffe, die ich für den Raketenflug innerhalb der Atmosphäre vorgeschlagen habe, nämlich Benzin, Petroleum oder Alkohol.

Ich möchte im Interesse der Sache nur wünschen, daß sich Herr Geheimrat Lorenz erst mit den konstruktiven Voraussetzungen etwas eingehender beschäftigt, damit die mathematische Kraft und der Scharfsinn, die er bisher auf die Lösung der Probleme verwandt hat, fruchtbringendere Bahnen einschlagen möge.

Der Raketenschuß und der zweite Hauptsatz der Wärmetheorie.

Von Professor Konrad Baetz, Würzburg.

Bewegt sich die Rakete mit der Schallgeschwindigkeit, so tritt im Gasinhalt eine Schichtung im Druck und in der Dichte ein, deren Gesetz nachfolgend entwickelt werden wird (Abb. 1). Der Gasdruck im Kopf der Rakete habe von vornherein einen hohen Wert p_1, der durch Verpuffung einer brisanten Ladung fortwährend erzeugt werden möge. Das Gesetz der Druckschichtung entspricht dann der Formel $p \cdot v^{2\varkappa - 1} = \text{constant}$, wenn p den Druck in kg/cm² und v das spezifische Volumen an einer beliebigen Stelle bedeutet. Zur Ableitung dieses Gesetzes empfiehlt es sich zunächst, die spezifische Masse einzuführen $\varrho = \frac{\gamma}{g}$, wobei γ das spezifische Gewicht bedeutet, so daß $\gamma = \frac{1}{v}$. Es gilt dann die Schreibweise $p = C \cdot \varrho^{2\varkappa - 1}$ für das angegebene Gesetz. Die Geschwindigkeit, mit welcher sich die Gasmasse in der Rakete zur Ausflußöffnung bewegt, ergibt sich demnach entsprechend der obigen Formel $c_1 =$

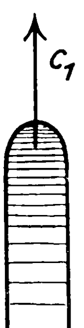


Abb. 1

$$\sqrt{(2\varkappa - 1)\, g\, p\, v} = \sqrt{(2\varkappa - 1) \cdot \frac{p}{\varrho}}$$

Die Entleerung der Rakete ist ein sogen. Ausgleichvorgang, d. h. der Gaszustand an einer beliebigen Stelle hängt von 2 Größen x und t ab. Die Schichtung hängt außerdem ab von der bereits bei Beginn der Betrachtung in der Rakete vorhandenen Druckverteilung. Ist z. B. der Druck in der Rakete überall gleichgroß, so strömt das Gas mit der Idealgeschwindigkeit c_1 aus, wobei der Druck in der Längsrichtung überall gleich ist, jedoch mit der Zeit sehr rasch abnimmt. Ist dagegen am Boden der Rakete von vornherein ein höherer Druck als an der Mündung, so bleibt die Druckschichtung örtlich bestehen, der Zeit nach aber nimmt sie fortwährend ab wie die Abbildung zeigt (Abb. 2). Es können dabei die Abstände der einzelnen Linien zeitlich z. B. 1000tel Sekunden auseinander liegen. Es wird sich nachher zeigen, daß mit dem Vorwärtstreiben der Rakete die Spannungskurve in derselben schließlich in sich zusammenbricht.

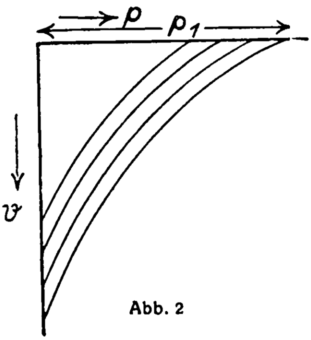


Abb. 2

Soll in einer Gassäule eine Schichtung des Drucks und des spezifischen Volumens eintreten, so ist die erste Voraussetzung, daß die Gewichtsabnahme in einer unendlich kleinen Schicht erster Ordnung zur Neubildung unendlich schmaler Schichten zweiter Ordnung dient (Siehe Abb. 3). Hat die Gassäule den Querschnitt F, so ist die Gewichtsabnahme einer unendlich schmalen Schicht erster Ordnung — $F\,dx\,d\gamma$ und das Volumen der neugebildeten Schicht zweiter Ordnung ist $F\,dx$, woraus folgt $-dx\,d\gamma = d^2x\,\gamma$ oder $d^2x = -dx \cdot \frac{d\varrho}{\varrho} \ldots 1.$

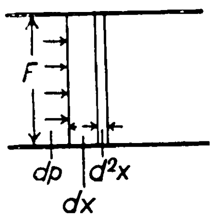


Abb. 3

Auf diesen Vorgang muß noch das Fundamentalgesetz der Mechanik für die eintretende Beschleunigung angewendet werden : Kraft = Masse · Beschleunigung. Die Ausdehnung der Schicht erster Ordnung dx um d^2 setzt nämlich eine Druckabnahme voraus. Die Masse der Schicht ist $F \cdot dx \frac{\gamma}{g}$ oder wenn man die spezifische Masse einführt $F \cdot dx \cdot \varrho$. Ist also die Druckabnahme je cm^2 dp so gilt

$-T\,dp = F\,dx\,\varrho \cdot \frac{d^2x}{dt^2}$, woraus auch $-dp = dx\,\varrho \cdot \frac{d^2x}{dt^2}$; mit Gleichung 1 folgt

dann $-dp = \frac{dx \cdot \varrho \left(-dx \cdot \frac{d\varrho}{\varrho}\right)}{dt^2}$ und man erhält schließlich eine Formel für die

Geschwindigkeit des Ausgleichs in der bewegten Gassäule $\frac{dx}{dt} = c_1 = \sqrt{\frac{dp}{d\varrho}}$. Es wäre nun falsch, anzunehmen, daß das Verhältnis der Druckänderung zur spezifischen Masse gleich dem von der Schallbewegung bekannten Gesetz sein müßte. Bewegt sich nämlich die Gasmasse mit einer großen Geschwindigkeit schon bei Beginn des Ausgleiches in entgegengesetzter Richtung, so wird an den Boden der Rakete eine außerordentlich große Arbeitsleistung abgegeben, welche sich nicht durch ein Diagramm darstellen läßt. Diese Arbeit ergibt sich als das Produkt der Fortbewegungsgeschwindigkeit der Rakete mal dem Querschnitt derselben, während der dritte Faktor gleich der veränderlichen Differenz der Druckschichtung in der Rakete ist. Die geleistete Arbeit wird also dargestellt durch die folgende Beziehung $A = F \cdot c_1 \int_0^t p \cdot dt$. Natürlich muß der Druck nun als eine Funktion der Zeit bekannt sein.

Ist p der Gasdruck an einer beliebigen Stelle im Gefäß, während sich die dort bewegte Schicht $F\,dx$ um d^2x ausdehnt, so leistet die Schicht durch die Dehnung eine Arbeit $A\,F\,p\,d^2x$ in Kalorien, wenn A das mechanische Wärmeäquivalent bedeutet. Die Masse der Schicht $F\,dx \cdot \varrho$ selbst wird aber während des zurückgelegten Wegelements dx beschleunigt. Sie äußerst daher eine Trägheitskraft von der Größe $F \cdot dx \cdot \varrho \frac{d^2x}{dt^2}$. Da aber die Beschleunigung während des Weges dx erfolgt, so wird eine Arbeit $F \cdot dx \cdot \varrho \frac{d^2x}{dt^2} \cdot dx$ als Reaktion der Gasströmung auf die Nachbarschichten und durch diese auf den Gefäßboden übertragen. Beide Beträge, die Dehnungsarbeit sowohl wie die Mehrung der kinetischen Energie der Gasschicht (welche also in Wirklichkeit eine Verzögerung der Schicht selbst bedeutet), geschehen nun auf Kosten des Energieinhalts. Derselbe ist bei einem idealen Gas im wesentlichen durch die spezifische Wärme bei konstantem Druck bestimmt. Die Arbeitsleistung kann nur eine Abkühlung der Schicht selbst bewirken und deren Wärmeinhalt muß also um den Betrag $-F\,dx\,\varrho\,g \cdot c_p\,dT$ abnehmen. Demnach gilt nach dem Energieprinzip:

$$A F \cdot p\,d^2x + A F\,dx \cdot \varrho \frac{d^2x}{dt^2} \cdot dx = -F \cdot dx \cdot \varrho \cdot g \cdot c_p \cdot dT.$$

Setzt man nun den Wert $d^2x = -\frac{dx \cdot d\varrho}{\varrho}$ ein, so folgt

$$A p \frac{d\varrho}{\varrho} + A \varrho \frac{dx^2 \cdot d\varrho}{\varrho \cdot dt^2} = \varrho \cdot g \cdot c_p\,dT.$$

Führt man schließlich für $\left(\frac{dx}{dt}\right)^2$ den Wert $\frac{dp}{d\varrho}$ ein, so erhält man

$\frac{d\varrho}{\varrho} + \frac{dp}{p} = \frac{\varrho \cdot g}{p} \cdot \frac{c_p}{A}$, woraus mit $g \cdot R \cdot T = \frac{p}{\varrho}$ und durch Integrieren schließlich $p = C \cdot \varrho^{2\varkappa - 1}$ als das Gesetz der idealen Adiabate entsteht.

Die auf die Rakete übertragene Arbeit ist auf keinen Fall gleich dem Flächeninhalt der höchsten oder einer mittleren pv Kurve im Druckvolumendiagramm. Es handelt sich bei diesem Ausgleichvorgang niemals um den Ansatz für einen Gleichgewichtszustand, wie er sich z. B. bei einer Kolbenkraftmaschine ergibt, wo sich die geleistete Arbeit immer aus der Diagrammfläche ermitteln läßt. Es gilt daher auch ein so einfacher Ansatz $\delta q = c_v \cdot dT + A\,p\,dv$, nicht wie er sich als Aussage des Energieprinzips und als ersten Hauptsatz der Wärmelehre ergibt. Vielmehr muß bei dem Ansatz berücksichtigt werden, daß die Gasmasse von vornherein eine große Translationsenergie besitzt, die durch das Forteilen der Gasmasse gegeben ist. Die zugeführte Wärme dient also auch zur Beschleunigung der Gasmasse innerhalb der Rakete, was dem festen Raum gegenüber nur heißt, daß die Gasmasse eine Verzögerung erfährt, und der Wärmeverbrauch hat also nicht nur für die geleistete auf die Rakete übertragene Nutzarbeit aufzukommen, sondern auch die Verzögerungsarbeit der Gasmassen zu decken. Der Wärmeverbrauch in der Rakete ist unter allen Umständen absolut, wenn er auch aus einer Relativbewegung in der Rakete hervorgeht. Das Expansionsgesetz $p \cdot v^{2\varkappa - 1} = \text{constant}$ hat einen größeren Exponenten als das Poissonsche Gesetz $\left(p\,v^{\varkappa} = c\right)$, womit sich ergibt, daß durch die Arbeitsabgabe eine Entropieabnahme im Gasinhalt der Rakete entsteht. Es ist klar, daß die Geschwindigkeit der Rakete mit der Abnahme von Druck und Volumen des Gasinhalts oder auch mit der Abnahme der Temperatur in der Rakete der Formel nach ebenfalls abnehmen könnte. Es ist ja $c_i = \sqrt{(2\varkappa - 1)\,q \cdot p \cdot v} = \sqrt{(2\varkappa - 1)\,g\,RT}$.

Da aber die Geschwindigkeit sehr wohl dauernd gleich dem Höchstwert, welcher dem Anfangszustand $p_1 v_1$ entspricht, sein kann, so ergibt sich, daß die Relativgeschwindigkeit gegen die Ausflußöffnung hin kleiner wird als die Fortbewegungsgeschwindigkeit, d. h. es entsteht an der Ausflußöffnung ein absolutes Vakuum. Die Gasströmung geht zuerst in eine reine Strahlung über und schließlich tritt die Totalkondensation des Treibmittels ein.

Die Tatsache, daß auf den beschriebenen Vorgang des Ausgleichs in einer mit Schallgeschwindigkeit des Mediums bewegten Rakete der zweite Hauptsatz der Wärmetheorie nicht zutrifft, läßt sich auch sehr gut in der Betrachtungsweise der kinetischen Gastheorie klarlegen. Man denke sich die Gasmolekel in einer außerordentlich lebhaften Schwingungsbewegung nach allen Seiten des Raumes. Die mittlere Geschwindigkeit derselben sei w, dann ist, wie man sehr leicht zeigen kann $p \cdot v = \frac{w^2}{3g}$, wofür man auch schreiben kann $w = \sqrt{3g\, p \cdot v}$. Denkt man sich nun die Gasmasse selbst mit dieser mittleren Gasgeschwindigkeit geradlinig bewegt, so muß, wie leicht einzusehen, ein vollkommener Zusammenbruch der Schwingungsenergie eintreten, wenn man plötzlich eine normal zur Bewegungsrichtung liegende Wand auf der entgegengesetzten Seite der Bewegung wegnimmt. Von der ungeordneten Molekularbewegung der Gase macht man sich ein brauchbares Bild, wenn man sich die Bewegung einer sehr kleinen Gasmasse vom Mittelpunkt einer Kugel aus aufgetragen denkt, so daß die mittleren Geschwindigkeiten der einzelnen Teilchen nach allen Seiten des Raumes gerichtet sein mögen. Bewegt sich nun diese Gasmasse als Ganzes selbst in einer Richtung mit der mittleren Molekulargeschwindigkeit, z. B. nach links, so ändert sich an der Geschwindigkeitsverteilung solange nichts, als die Gasmasse in einen geschlossenen Raum eingesperrt ist und als Ganzes keine Beschleunigung oder Verzögerung erfährt. Gegen den festen Raum betrachtet, hat die Gasmasse aber eine zusammengesetzte Bewegung. Vom festen Raum aus betrachtet, haben nun alle Molekel Geschwindigkeiten, deren Hauptkomponente in Richtung der Bewegung fällt, wenn ihre Verteilung auch sonst, besonders also in der Querrichtung, noch vollkommen ungeordnet ist. Denkt man sich nun die rechte Gefäßwand plötzlich beseitigt, so geben alle Molekel, welche in der Bewegungsrichtung eine größere Geschwindigkeit als die Fortbewegungsgeschwindigkeit hatten, ihre gesamte Energie an das bewegte Gefäß selbst ab, d. h. es erfolgt ein vollständiger Zusammenbruch der Gasmasse. Treffen nämlich elastische Körper mit großer Geschwindigkeit auf eine feste Wand, welche sich selbst mit einer bestimmten Geschwindigkeit in derselben Richtung bewegt, so geben sie auf diese Wand die gesamte Stoßgeschwindigkeit ab. Ist nämlich m die Masse eines Teilchens und c_1 die Geschwindigkeit vor dem Auftreffen auf die Wand, während u die Geschwindigkeit der Wand selbst bedeutet, so wird während der ersten Stoßperiode eine elastische Arbeit L im Teilchen aufgespeichert, welches sich aus der Abnahme der lebendigen Kraft des Teilchens nach der Beziehung berechnet $L_1 = \frac{m\, c_1^2}{2} - \frac{m \cdot u^2}{2}$. Springt nun das Teilchen zunächst mit der Geschwindigkeit c_2 in der entgegengesetzten Richtung von der Wand zurück, so wird die aufgespeicherte elastische Arbeit verbraucht, um die Geschwindigkeit des Teilchens zunächst bis auf Null zu verzögern und dann, um den Teilchen die Geschwindigkeit c_2 zu erteilen. Also ist $L_2 = \frac{m \cdot u^2}{2} + \frac{m\, c_2^2}{2}$. Aus $L_1 = L_2$ folgt:

$$\frac{m\, c_1^2 - m\, c_2^2}{2} = 2\,\frac{m\, u^2}{2} \text{ oder für } c_2 = 0,\ 2\, u^2 = c_1^2 \text{ oder } u = \frac{1}{2}\sqrt{2} \cdot c_1.$$

Nimmt man nun als Fortbewegungsgeschwindigkeit der Rakete den Wert aus $w = \sqrt{3\,g\,p \cdot v}$ und läßt die Geschwindigkeit der Rakete das $\frac{1}{2}\sqrt{2}$fache sein, so wird die ideale Ausgleichsgeschwindigkeit $c_i = \sqrt{\frac{3}{2}\,g\,p \cdot v} = \sqrt{1{,}5\,g\,p\,v}$, stimmt also fast mit der vorher abgeleiteten Formel $c_i = \sqrt{(2\varkappa - 1)\,g\,p\,v}$ überein.

Nach der Ableitung von Maxwell ist ferner die in einem Gas vorherrschende Geschwindigkeit c_x berechenbar aus $w^2 = \frac{3}{2} c_x^2$, also $\frac{c_x}{w} = \sqrt{\frac{2}{3}}$ und $c_x = \sqrt{2\,g\,p\,v}$.

Es wird daher genügen, die Rakete mit der Geschwindigkeit $c_i = \frac{1}{2}\sqrt{2} \cdot c_x = \sqrt{g\,p\,v}$ zu bewegen, um schon den Zusammenbruch der Gasmolekel zu erreichen. Die Energie einer mit der Geschwindigkeit w bewegten Gasmasse ist pro 1 kg $\frac{w^2}{2g} + \frac{2}{3}\frac{w^2}{2g}$. Wird diese Energie durch Abkühlung der Gasmasse selbst an die Rakete abgegeben, so muß $A\left(\frac{w^2}{2g} + \frac{2}{3}\frac{w^2}{2g}\right) = c_p\,(T_1 - T_2)$ sein; mit der Zustandsgleichung der Gase folgt daraus $\frac{5}{3}\frac{w^2}{2g} = \frac{c_p}{A \cdot R}(p_1 v_1 - p_2 v_2) = \frac{\varkappa}{\varkappa - 1}(p_1 v_1 - p_2 v_2)$

$$\text{oder } \frac{w^2}{2g} = \frac{3}{5} \cdot \frac{\varkappa}{\varkappa - 1}(p_1 v_1 - p_2 v_2).$$

Setzt man also den Wert $\frac{3}{5} \cdot \frac{\varkappa}{\varkappa - 1} = \frac{n}{n - 1}$ um den Exponenten n dieser idealen Adiabete zu berechnen, so wird $3\varkappa\,(n - 1) = 5\,n\,(\varkappa - 1)$, woraus sich $n = \frac{3\varkappa}{5 - 2\varkappa} = \frac{4{,}23}{5 - 2{,}82} = \frac{4{,}23}{2{,}18} = 1{,}94$ berechnet, also fast gleich dem Wert $2\varkappa - 1$, welcher 1,82 ist.

Fahrtrouten.

Von Ing. Guido von Pirquet, Wien

(1. Fortsetzung.)

In meinem Artikel im Maiheft der „Rakete" brachte ich folgende Absätze:

A. Rekapitulation der Grundbegriffe,
B. Fernrakete,
C. Planetentabelle (Seite 74).

Heute sollen weitere Absätze folgen:

D. Fahrtrouten zu den Planeten.

Ohne hier einstweilen Genaues über die erforderlichen ideellen Geschw. v_i im allgemeinen zu äußern, will ich sofort zum eigentlichen Thema übergehen und dasselbe möglichst kurz an der Hand einiger typischer Beispiele erörtern.

I. Die einzuschlagenden Fahrtrouten.

In Figur 4 (siehe Maiheft der „Rakete", Seite 72) sehen wir eine Vergleichung der Hohmann'schen Fahrtrouten A, B, C mit meiner Optimalroute O.

Diese Routen lassen sich kurz folgendermaßen kennzeichnen. Die Route A weist allerdings das Minimum des Bedarfes an v_i auf, erfordert aber sehr beträchtliche Werte für die Fahrzeiten (Anm. [1]); letzteres ist besonders dann peinlich, wenn dadurch Schwierigkeiten in der Einteilung der Rückkehr zur Erde entstehen.

Die Routen B und C hingegen verkürzen wohl die erforderlichen Fahrzeiten ganz beträchtlich, verursachen aber andererseits wieder eine wesentliche Erhöhung des Bedarfes an v_i.

Es will mir nun scheinen, daß es ganz auf der Hand liegt, hier einen optimalen Zwischenmodus aufzusuchen und zu benützen. Denselben erblicke ich in der von mir vorgeschlagenen und mit O bezeichneten Optimalroute.

Bei Einhaltung derselben wird die Fahrzeit gegenüber A wesentlich verkürzt, weil ja für den Fahrstrahl die Winkel α_1 und α_2 von 180° (gegen die Sonne) wegfallen (Anm. [2]), andererseits wird aber der Bedarf an v_i nur unwesentlich (gegenüber A) erhöht, weil ja die Winkel β_1 und β_2 nur klein sind, und auch die örtlichen Umlaufszeiten keine großen Differenzen aufweisen.

II. Die einzuhaltenden Zeiten.

Für zwei Fahrtrouten (Hin- und Rückfahrt) auf der Kurve O wird die Lage des Rückkehrortes gegenüber der Startlage um den Winkel $\varphi = 2\ (\pi - 2\alpha)$ differieren.

Wenn wir nun den Winkel $\sphericalangle\alpha$ zwischen 30° und 45° variieren, so erhalten wir für die Zeitspanne einer Reise (hin und zurück ohne Landung) mit Rück-

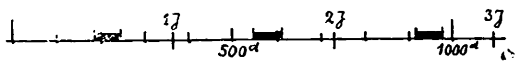


Abb. 5

sicht auf die Erdbewegung folgende verwendbare Zeiten:

$\varphi = 2\pi n - 4\alpha = 360^0 \cdot n - 4\ (30^0 \text{ bis } 45^0)$ wobei ($n = 1, 2, 3 \ldots$) oder also:

in Graden:	in Tagen:	in Tagen:
180°—240°	183—243	183—243
2π + 180°—240°	1 J + 183—243	548—608
4π + 180°—240°	2 J + 183—243	914—974

Dasselbe ist graphisch in Abbildung 5 dargestellt.

Anm. [1] und hat außerdem, wie später entwickelt werden soll, noch weitere schwerwiegende Nachteile.

Anm. [2] Siehe die schraffierte Fläche des Fahrstrahls für die Route O; dieser Entfall der beiden Winkel α_1 und α_2 macht (gegenüber der Route A) für die inneren Planeten eine Verminderung der Fahrzeit um Monate, für die äußeren Planeten aber um Jahre aus.

(Fortsetzung folgt.)

Mitgliedskarten.

Zahlreiche Anfragen nach einer Mitgliedskarte beantworten wir hiermit dahingehend, daß Mitgliedskarten nicht ausgegeben werden, da sie zurzeit keine Bedeutung haben. Aus der Zustellung der Zeitschrift ersehen die Mitglieder, daß sie aufgenommen worden sind.

Einführung in das Raumfahrtproblem.

Wegen des leidigen Raummangels muß die Fortsetzung nochmals zurückgestellt werden, eine wertvolle Ergänzung und Vertiefung der astronomischen Seite des Problems bildet der Aufsatz von Pirquet (sprich: Pirké).

Oberth in Breslau.

Am 25. Mai hielt Prof. Oberth-Mediasch in der Technischen Hochschule zu Breslau einen wissenschaftlichen Vortrag über Wege und Ziele der Raketentechnik. Er behandelte darin in der Hauptsache die technische Seite des Problems; an Hand wohlgelungener Experimente erläuterte er die Rückstoßwirkung und die Ungefährlichkeit seines Apparates. Der etwa 200 Personen umfassende Hörsaal war trotz der bereits begonnenen Pfingstferien und des strömenden Regens dicht besetzt. An den Vortrag schloß sich eine interessante Debatte an, die jedoch schließlich abgebrochen werden mußte, da sie ins Uferlose zu gehen drohte.

Bei meinem Vortrag in Breslau mußte die mir übrigens sehr interessante Debatte Zeitmangels wegen abgebrochen werden. Ich versprach daher, die aufgetauchten Fragen in der „Rakete" nach Möglichkeit zu beantworten.

Ich kann nun Platzmangels wegen leider nicht alles beantworten. Bei den Fragen, die den Andruck, die Temperatur der Beobachterkammer, die Kreiselsteuerung, die Hinausbeförderung von Abfällen, den Schutz der Düsenwand vor dem Verbrennen und die Steuerung im luftleeren Raum betreffen, muß ich auf die noch in diesem Jahre erscheinende dritte Auflage meines Buches: „Die Rakete zu den Planetenräumen" verweisen.

Diskussionen haftet oft eine gewisse Oberflächlichkeit an. Man vergißt oft in der Hitze des Gefechtes etwas Wesentliches zu sagen; anderes wieder wird falsch verstanden. Wenn ich beispielsweise von kurzwelligen Strahlen sprach, die man vielleicht durch 3—5 cm dicke Blei- und Bleiglasplatten abschirmen müsse, so hatte ich dabei gar nicht an die Kohlhörsterschen Strahlen gedacht, sondern an Strahlen mit etwas größerer Wellenlänge. Ich glaube nämlich, in den Planetenräumen werden wir Strahlen von jeder Wellenlänge vorfinden. — Die Kohlhörsterstrahlen werden wohl nach der Meinung Kohlhörsters nicht zu fürchten sein. Wenn wir uns freilich gegen diese Strahlen schützen müßten, dann würde das die Raumschiffahrt wesentlich erschweren, denn dann wären meterdicke Wände notwendig. Die Seitensteuerung würde sich beim Rückstoßflugzeug dadurch erreichen lassen, daß die Schwanzsteuer rechts und links verschieden hoch gestellt werden.

Bücherbesprechungen.

Otto W. Gail: **Mit Raketenkraft ins Weltenall;** K. Thienemanns Verlag, Stuttgart, ist soeben erschienen. Eine Besprechung kann erst in der nächsten Nummer folgen, es sei aber schon jetzt auf diese ausgezeichnete, leichtfaßliche Einführung in das Raumfahrtproblem hingewiesen.

Lustige Ecke.

Herr Dr. Oberth, der Vater von Professor Hermann Oberth-Mediasch, ist als Chirurg in ganz Siebenbürgen bekannt. Eines Tages verbreitete sich im Seglerland die Kunde, daß der Sohn des Herrn Dr. Oberth ein Luftschiff erfunden habe, mit dem man „in den Himmel fliegen" kann und es würden auch Pakete mitgenommen. Da begannen die Bäuerinnen im Seglerland heimlich Pakete zu packen.

Quittungen.

Den Mindestbeitrag übersteigende Beträge gingen ein von Ruthenberg, Breslau 5 RM.; Schünemann, Stettin 5 RM.; Froböß, Breslau 4 RM.; Peiser, Amberg 10 RM.; Hohmann, Essen 20 RM.; Ockel, Guben 5 RM.; Renner, Düsseldorf 5 RM.; Potocnik, St. Michele 5 RM.; Weiß, Triest 12,45 RM.; Depène, Breslau 5 RM.; Zwisler, Eichstädt 5 RM.; Beyer, Bratislawa 2,50 RM.; Krichel-dorf, Wenigerode 5 RM.; Lätermann, München 5 RM.; Gollnow, Stettin 10 RM.; Weiß, Breslau 10 RM.; Massen, Godesberg 20 RM.; Holzmann, Klein-Wülknitz 4 RM.; Hage, Wiesdorf 4 RM.; Toepffer, Maltsch 5 RM.; Holzmann, Klein-Wülknitz 5 RM.; Penning, Bonn 5 RM.; Seher, Küstrin 5 RM.; Mohry, Breslau 10 RM.; Steinbüchel, Köln 5 RM.; Kessler 10 RM.; Dorn, Breslau 5 RM.; Meißner, Breslau 4 RM.; Rohr, Konstanz 6 RM.; Neudeck, Köln 10 RM.; Saalfeld, Dessau-Alten 5 RM.; Schlör, Stuttgart 5 RM.; Ehrenberg, Köln 10 RM.; Schindler, Breslau 5 RM.; Simon, Frankfurt 5 RM.; Beyer, Bratislawa 5 RM.; Kleber, Chemnitz 5 RM.; Hofmann, Chemnitz 5 RM.; Jungeblut, Montevideo (Südamerika) 20 RM.; Wilhelm, Breslau 5 RM.; Pfeiffer, Köthen 5 RM.; Zimmermann, Köln 4 RM.; Bartsch, Breslau 5 RM.; Haucke, Köln-Nippes 5 RM.; Baader, Köthen 5 RM.

Besondere Zuwendungen: Wettekind, München 5 RM.; Keil, Berlin 3 RM.; Fritz von Opel, Rüsselsheim 50 RM. 6. Rate für den Druck der Zeitschrift auf gutem Papier.

Der Verein dankt allen, die das große Kulturwerk der Raumschiffahrt auf diese Weise fördern. Die Geldmittel, die uns seit dem Bestehen des Vereins zugeflossen sind, haben dazu beigetragen, den Stein ins Rollen zu bringen. Jetzt ist es an der Zeit, auch besondere Opfer zu bringen, sie werden ihre Wirkung nicht verfehlen. Alle den Mindestbeitrag übersteigenden Beträge werden für praktische Arbeiten verwendet.

Beitritt zum Verein.

Wer das große Werk der Raumschiffahrt unterstützen will, trete dem Verein für Raumschiffahrt E. V. bei. Dem Vorstand gehören die bekanntesten Persönlichkeiten auf dem Gebiet der Raumschiffahrt (Professor Oberth-Mediasch, Max Valier-München, Dr.-Ing. Hohmann-Essen, Dr. Hoefft-Wien, Ing. Sander-Wesermünde u. a.) an. Die Mitglieder erhalten kostenlos die am 15. jeden Monats erscheinende Vereinszeitschrift „Die Rakete". Der Regelbeitrag ist z. Zt. 5 RM., der Mindestbeitrag 3 RM. jährlich. Höhere Beiträge und besondere Zuwendungen sind sehr erwünscht. Beitrittserklärungen können auf dem Abschnitt der Geldsendung erfolgen. (Postscheckkonto des Vereins: Breslau Nr. 1707 Verein für Raumschiffahrt E. V. Breslau.)

Herausgeber: Johannes Winkler, Breslau 13, Hohenzollernstraße Nr. 63/65. Postscheckkonto: Breslau 26550. (Postscheckkonto des Vereins: Breslau 1707 Verein für Raumschiffahrt E. V. Breslau.) Druck: Otto Gutsmann, Breslau 1, Schuhbrücke 32. Bezugspreis: Vierteljährlich 60 Pfg. und Postgebühr. (Die Mitglieder des Vereins erhalten die Zeitschrift kostenlos.) Inserate: 1/1 Seite 90 RM., 1/2 Seite 50 RM., 1/4 Seite 30 RM., 1/8 Seite 15 RM.; bei Wiederholung Rabatt