

Praktische Arbeit an der Flüssigkeitsrakete.

Von Willy Ley, Vizepräsident des Vereins für Raumschiffahrt.

Da z. Z. das Raketenproblem wegen der praktischen Versuche, die angestellt werden, äußerst aktuell ist, dürften die Ausführungen aus berufenster Feder allgemein interessieren.

Seitdem durch den Verein für Raumschiffahrt im Herbst 1930 der Raketenflugplatz Berlin gegründet worden ist, hat die Lösung des Raketenproblems erfreuliche Fortschritte gemacht, was zum großen Teil darauf zurückzuführen ist, daß zum erstenmale von Ingenieuren systematisch und hauptberuflich an dieser Aufgabe gearbeitet wird.

Als der Raketenflugplatz gegründet wurde, waren die Fragen, welche der Rückstoßantrieb dem praktischen Techniker stellt, zu einem kleinen

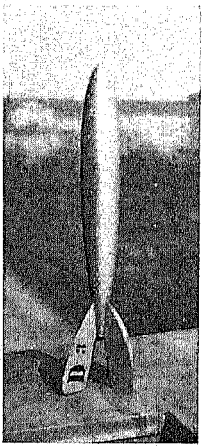


Bild 1 Modell der ersten Oberth-Rakete

Teil praktisch, in der Theorie bereits vollständig gelöst worden. Daß heißt, theoretisch war von Prof. Oberth u. a. nachgewiesen worden, daß der Rückstoßantrieb überhaupt eine Zukunft (und zwar eine große Zukunft) hat, und daß fernerhin diese Zukunft nur auf dem Gebiete der Flüssigkeitsrakete liegen kann. Eine wirkliche Flüssigkeitsrakete gab es aber überhaupt noch nicht, obwohl sich viele Erfinder darum bemühten, weil sie eben wußten, daß das Pulver als Raketenantrieb nur für ganz kleine Aufgaben, wie Signalgeben, Feuerwerk und — et-

was ernsthafter — zur Rettung Schiffbrüchiger aus gestrandeten Schiffen verwendbar ist.

Unter Flüssigkeitsrakete hatte man in Kreisen der Raketentechniker bereits seit der ersten Veröffentlichung des Russen Ziolkowsky (1903, eine Broschüre unter dem Titel „Rakjeta w kosmitcheskoje prostranstwo“, „Eine Rakete in den kosmischen Raum“) einheitlich Raketen verstanden, welche von einem flüssigen Betriebsstoff wie etwa Alkohol unter Mitführung des zur Verbrennung nötigen Sauerstoffs in flüssiger Form angetrieben werden sollten. Nach den ersten öffentlichen Versuchen mit pulverraketengetriebenen Räderfahrzeugen, wie sie von Opel auf Anraten Valiers unternommen worden waren, kam man in Pyrotechnikerkreisen plötzlich auf die Idee, daß Sauerstoff und Benzin, flüssig zusammengebracht, unbedingt explodieren müßten. Man suchte deshalb das gut bekannte Pulverprinzip irgendwie auf Flüssigkeiten zu übertragen und von deutschen Raketenfabrikanten wurden versuchsweise Raketen konstruiert, welche nach pyrotechnischer Manier, also ohne flüssigen Sauerstoff gebaut sind. Es handelt sich hierbei klarlich nicht um echte Flüssigkeitsraketen, sondern um etwas, was man vielleicht „flüssige Feuerwerksrakete“ nennen könnte.

Bei dieser Gelegenheit seien zunächst einige Ausdrücke erläutert und festgelegt, welche teilweise neu sind, teilweise einen etwas anderen Sinn als bisher haben. Diese Ausdrücke werden bei der Arbeit auf dem Raketenflugplatz allgemein

gebraucht; teilweise sind sie bewußte sprachliche Neuschöpfungen, meist aber unmittelbar aus der Praxis heraus entstanden. Ihre allgemeine Anwendung würde sich empfehlen, um Mißverständnisse und Verwechslungen zu vermeiden. So heißt z. B. „Düse“ nicht nur die Auspuffdüse für die Verbrennungsgase, sondern der Verbrennungsraum mit; die Mündungen der Brennstoffzuleitungen werden als Spritzdüsen bezeichnet. Für den Laien hat sich für unsere Düse die auch brauchbare Bezeichnung „Raketenmotor“ eingeführt. Besonders dringend notwendig war die Prägung besonderer Ausdrücke für die verschiedenen bei der Rakete auftretenden Geschwindigkeiten, da hier besonders viele Irrtümer vorgekommen sind. So dürfen wir hier im Gegensatz zu den Ballistikern nicht von einer „Anfangsgeschwindigkeit“ sprechen. Diese bezeichnet zweifellos den Augenblick des Starts (laienhaft: Abschuß), wo sie natürlich Null ist. Während des Brennens wächst, so lange die Beschleunigung nicht geringer als $1 \cdot g$ wird, die Geschwindigkeit ständig. Sie erreicht ihren höchsten Wert in dem Augenblick, wo die Brennstoffe aufhören. Das entspricht der Mündungsgeschwindigkeit bei einem Geschos und wird bei der Rakete am zweckmäßigsten „Brennschlußgeschwindigkeit“ oder kürzer „Schlußgeschwindigkeit“ genannt. Durch die verzögernde Wirkung der Erdgravitation sinkt die Geschwindigkeit dann ständig, am geringsten ist die „Scheitelgeschwindigkeit“ am höchsten Punkt der Flugbahn. Dann beschleunigt die Erdgravitation wieder, die Geschwindigkeit der ankommenden Rakete ist also genau wie beim Geschos die Endgeschwindigkeit. Diese fällt mit dem Endpunkt der Flugbahn aber nur bei einer Rakete zusammen, welche nicht durch einen Fallschirm oder auf andere Weise vor dem Landen abgebremst wird. Zum Schluß spricht man also am besten von einer Landegeschwindigkeit. —

Die ersten echten Flüssigkeitsraketen — allerdings nur die Hauptteile davon Verbrennungsraum und Auspuffdüse, kurz „Düse“ genannt — brannten Ende 1929 bei Professor Oberth auf dem Gelände der Ufa in Neubabelsberg. Damals wurde auch eine erste Rakete konstruiert, welche später vom Verein für Raumschiffahrt angekauft wurde und als Museumsstück auf dem Raketenflugplatz steht, denn flugfähig ist sie noch nicht. Dieser erste Apparat hatte reine Torpedoförmigkeit, mit hinten angeordneter Düse, Fallschirm im Kopf und übereinander liegenden Brennstofftanks, welche unter Druck gesetzt wurden, um die Brennstoffe in den Verbrennungsraum, der damals noch „Ofen“ hieß, einzuspritzen. Die Stabilisierungsflossen dieser ersten Oberthrakete erhielten eine Umlaufkühlung, welche unnötig war. Als Antriebsmotor für diese Rakete hatte Professor Oberth seine sogenannte „Kegeldüse“ vorgesehen, welche von ihrem Erfinder zusammen mit den Technikern des Vereins Dipl.-Ing. Nebel und Ing. Klaus Riedel der Che-

misch-Technischen Reichsanstalt in Berlin-Tegel vorgeführt wurde. Das amtliche Gutachten über diesen Versuch besagte, daß die Kegeldüse wandfrei

90 Sekunden gebrannt,

7 kg Betriebsstoffe und zwar 6 kg flüssigen Sauerstoff und 1 kg Benzin verbraucht

und mit diesem Aufwande 7 kg konstanten Rückstoß erzeugt hatte. Auf Grund dieser Erfahrungen wagte Ing. Nebel die Konstruktion der sogen. „Mirak“ (Minimumrakete), welche bestimmt war, als erste Flüssigkeitsrakete frei zu fliegen. Inzwischen hatte zwar Max Valier bereits einen Wagen von einer Flüssigkeitsdüse antreiben lassen, aber zur Bewegung eines Räderfahrzeuges ist nur ein Rückstoß von 5% des Gesamtgewichtes nötig, während die freifliegende Rakete natürlich mindestens 200% ihres Eigengewichtes an Rückstoß erzeugen muß.

Das erste Problem des Flüssigkeitsantriebes, die Düsen mit Sauerstoff überhaupt zum Brennen und zwar zum explosionsfreien Brennen zu bringen, war damit zweifellos gelöst.

Die Aufgabe des Leichtbaues, so daß die 200% Rückstoß auch erreicht wurden, tat sich zwanglos als nächste auf, zu ihrer Lösung sollte die Mirak beitragen. Außerlich sah sie ganz einer großen Pulverrakete ähnlich. Oben ein schlanker, granatenähnlicher Kopf, der den Sauerstofftank darstellte, mit eingeschraubtem kupfernen Boden, welcher eine Kegeldüse aus gleichem Metall trug und ein „Lenkstab“, der als Benzintank diente und gleich dem Sauerstofftank aus Aluminium bestand. Die alte große Kegeldüse war aus Stahl erbaut, mit Kupfer ausgelegt und zum Überfluß auch noch mit einem feuerfesten Material ausgeschmiert. Der Erfolg war, daß sie statt der von Prof. Oberth erwarteten 80 kg Rückstoß (diese Zahl ist von Hans Grimm in der „Zeitschrift für Meteorologie“ letztthin irrtümlich als Tatsache publiziert worden) nur die genannten 7 kg leistete. Später stellte sich dann heraus, daß diese Düse außer hohem Eigengewicht noch einige andere Fehler hatte, wie sie bei Neukonstruktionen nicht zu vermeiden sind. Im Konus vermischten sich nicht nur die Brennstoffe schlecht, es ging auch ein sehr großer Teil der Brennstoffenergie verloren, weil die Verbrennung statt im Kegelraum zum großen Teil außerhalb desselben im Düsenhals und sogar an seiner Mündung erfolgte. Die Mündung schmolz nämlich stark ab, so daß anzunehmen ist, daß sogar außerhalb der Düse noch unverbranntes Benzin vorhanden war.

Die Anordnung der Kegeldüse im Sauerstofftank trug die Schuld, daß die Mirak I bald explodierte. Mirak II, mit einigen Verbesserungen ebenso konstruiert, kam zwar zum guten Brennen, explodierte schließlich aber auch. Das Hauptbestreben ging daher zunächst auf eine wirklich leistungsfähige Düse und dann darauf, diese Düse möglichst leicht zu machen. Beides gelang in kurzer Zeit in geradezu erstaunlichem Maße. Die heutigen Düsen, die wir verwenden, wiegen selbst zwischen 150 und 200 Gramm (gegen etwa 2 kg bei der Kegeldüse) und leisten unter guter Brennstoffaus-

nützung konstant 23 kg Rückstoß. Es konnten auch schon einzelne Düsen bis auf 40 und 45, sogar bei nahe 50 kg Rückstoß gebracht werden.

Einige Nebenprobleme, die sich bei diesen Arbeiten zeigten, konnten verhältnismäßig schnell gelöst werden, so die Druckerzeugung in den Tanks, die Füllung der Tanks mit dem schwer zu behandelnden flüssigen Sauerstoff usw. usw. Teilweise sind die gefundenen Lösungen nur provisorisch, für die Weiterarbeit genügen sie aber. In der Frage der Zündung hatte man anfangs auch nicht klar gesehen, weder der elektrische Glühdraht, noch der elektrische Funke waren brauchbar, elektrische Zündpillen ergaben dagegen gute Resultate. Als besonders schwieriges Problem hat die Landung der Rakete zu gelten, für welche bei unbemannten Apparaten Fallschirm- oder Trag-

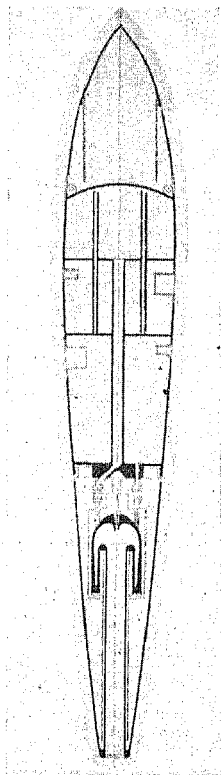


Bild 2
Konstruktion der ersten
Oberth-Rakete

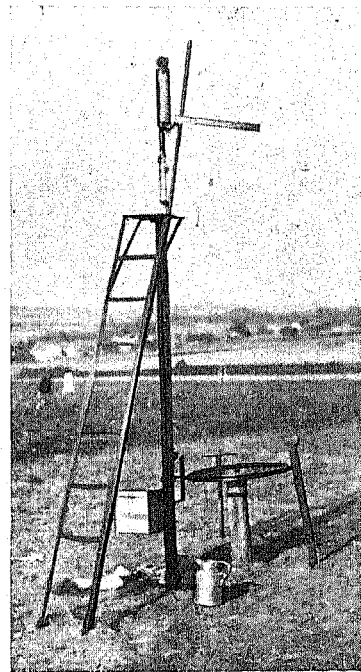


Bild 3
Der „kleine Prüfstand“ mit der „Mirak“

flächenlandung in Frage kommen. Eine Landung mit Hilfe von Raketengegensgas zum Abbremsen ist ja nur für bemannte Apparate (oder, um das Wort ruhig auszusprechen, für Raumschiffe) denkbar, wofür von Dr.-Ing. W. Hohmann und von Prof. Oberth verschiedene Wege theoretisch aufgezeigt worden sind. Bei unbemannten Apparaten bleibt auch nur der Fallschirm übrig. Aufklappende Tragflächen anzubringen (wie es z. B. von Tiling gemacht wurde), ist ein hübscher aber wertloser Versuch, denn bei wirklich hohen Geschwindigkeiten sind sie unbrauchbar. Je höher nämlich die Geschwindigkeit wird, desto mehr wird die Tragfläche zu einem Erzeuger unerwünschten Luftwiderstandes. Auf jeden Fall müßte man also nach dem Muster Filings klappbare Tragflächen verwenden. Hier wird aber bei größeren Geschwindigkeiten und größeren Maschinen die Beanspru-

chung des Materials an den Drehstellen so groß (und vor allem so plötzlich), daß voraussichtlich kein Material solchen plötzlichen heftigen Beanspruchungen gewachsen sein dürfte. Von den anderen raketentechnischen Überlegungen, die gegen Tragflächen sprechen, sei noch ganz abgesehen.

Aus bestimmten Gründen ist auch eine Sonderkonstruktion eines Fallschirmes wahrscheinlich für alle Zeiten unnötig. Denkt man sich nämlich, daß die Rakete bis in den Weltenraum vorstoßen soll, so empfiehlt es sich, die Auslösung des Fallschirmes vom Luftdruck abhängig zu machen, so daß er in dem Augenblick, wo der Luftdruck gleich Null wird, aus seiner Hülse herausgeworfen wird. Im luftleeren Raum stört er ja nicht, er würde beim Wiedereintritt der Rakete in die Luftschichten erst in der Höhe, wo ein Fallschirm wirken kann, sich entfalten und zu arbeiten beginnen. Wirklich kosmische Geschwindigkeiten, welche

dauer und Schlußgeschwindigkeit seiner Pulverraketen durch Berechnung und Versuch ungefähr, dann läßt sich die Menge und Brenndauer des „faulen“ Satzes leicht richtig abmessen. Auf die Flüssigkeitsrakete, deren Tanks sich von oben nach unten entleeren und die selbst ja von der Verbrennung nicht berührt werden, läßt sich diese Anordnung nicht übertragen. Außerdem ist bei der Flüssigkeitsrakete die Beschleunigung konstant oder wachsend, die Schlußgeschwindigkeit also sehr hoch und ein Fehler aus einer zu frühen Auslösung des Schirmes sehr groß. Denkt man sich — wie von Prof. Oberth verfochten —, den Schirm am Kopfende angeordnet, so schießt die Rakete hinein und verhindert zum mindesten, daß er sich überhaupt entfaltet und zur Wirkung kommt. Sitzt der Schirm — wie von uns ausgeführt — im Schwanzende, so wird er zwar nicht an der Entfaltung gehindert, bremst aber die Rakete noch

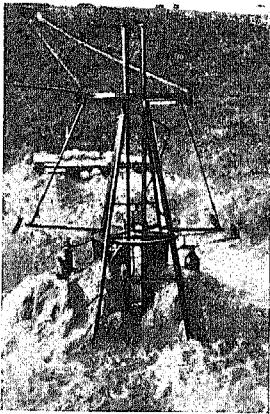


Bild 4 Der „große Prüfstand“



Bild 5 Die „Mirak“ nach dem ersten Zerspringen (mit Kegeldüse)



Bild 6 Spritzversuch mit dem Repulsor

den Vergleich der rückkehrenden Rakete mit einem Meteoriten nahelegen würden, besitzen solche Raketen, welche den leeren Raum erreichen, ja noch lange nicht. Allerdings wäre bei solcher Anordnung ein Zielen mit der Rakete, wie es für die beabsichtigte Postbeförderung unerlässlich ist, unmöglich, da die Abtrift am Fallschirm zu groß sein würde. Das ist also noch ein besonderes Problem.

Schon bei Raketen innerhalb der Erdatmosphäre muß der Fallschirmfrage aber viel Nachdenken gewidmet werden. Theoretisch müßte er sich auf dem höchsten Punkte der Flugbahn entfalten, das ist praktisch aber sehr schwer zu erreichen, am leichtesten noch bei Pulverraketen. Die gewöhnliche Pulverrakete hat ihre größte Beschleunigung gleich nach der Entzündung, nach der ersten großen Beschleunigung, wie man auf Diagrammen von Pulverraketen sehen kann, wird die Beschleunigung bald sehr klein und, da sie geringer als die Verzögerung durch die Erdgravitation ist, verringert sich auch die Geschwindigkeit. Nun brennt der Treibsatz der Pulverrakete von unten nach oben ab, es ist also nur nötig, oben auf dem Treibsatz einen weiteren Brennsatz anzubringen, der langsam und kraftlos weiterbrennt und dann die übliche Pulverbombette entzündet, welche den Fallschirm auswirft. Kennt man die Brenn-

auf dem ansteigenden Ast ihrer Flugbahn ab. Praktischer ist, da dabei wenigstens der Apparat gerettet wird, der Schwanzfallschirm.

Ursprünglich hatte man sich gedacht, daß der Fallschirm ausgelöst werden könnte, indem die Drehung der Rakete am höchsten Punkte der Flugbahn (die Schwanzflossen sorgen ja dafür, daß sie mit dem Kopf nach unten fallen muß) einen Mechanismus betätigt. Das ist aber ein Irrtum, denn an und in der Rakete ändert sich bei dieser Drehung nichts, da sich jeder einzelne Teil nach Aufhören der Beschleunigung im andrucklosen Zustande befindet. Man könnte natürlich an einen kleinen Kreisel denken, der einige Minuten läuft. Nun gibt es aber leider derartig kleine Präzisionskreisel, wie wir sie benötigen würden, nicht im Handel und eine Sonderanfertigung würde in jedem Falle zu teuer für uns sein. Außerdem wäre auch ein sehr kleiner Kreisel mit den dazugehörigen anderen Apparaturen (Lagerung, Aufhängung, Übertragung auf den Auslösemechanismus usw.) bedeutend schwerer als die winzigen Uhrwerke, welche verwendet werden können.

Man kann also weder die Feuerwerksmethode, noch die Drehung, noch etwa den Luftdruck zur Fallschirmauslösung benutzen. Die Auslösevorrichtung ist somit eine Art Zeitzündung, aber mit uhr-

ähnlichem Prinzip und nicht etwa mit langsam brennenden Pulversätzen geworden. Sie muß nach Berechnung gestellt werden, was sich bisher stets als zutreffend erwiesen hat.

Nachdem es Dipl.-Ing. Nebel und Ing. Riedel (nicht zu verwechseln mit einem anderen Ingenieur gleichen Namens bei den Heylandtwerken, welcher zufällig am Raketenauto des Oberingenieur Pietsch mitkonstruiert hat) gelungen war, den Rückstoß bei leichten Düsen auf ungeahnt große Maße bei voller Betriebssicherheit zu bringen, wandte sich Ing. Riedel der Konstruktion eines Gerätes zu, welches treffend als „Fliegender Prüfstand“ bezeichnet werden kann. Für dieses Gerät wurde, um es einerseits von der Pulverrakete und andererseits von geschloßähnlichen Flüssigkeitsraketen zu unterscheiden, mit denen es wohl die Konstruktion, nicht aber das äußere Aussehen gemeinsam hat, von mir der Name „Repulsor“ gewählt, welcher jetzt allgemein gebraucht wird.



Bild 7 Untersuchung des Repulsors nach dem dritten Start (links der Verfasser) Die Sauerstofftanks sind vereist

Der erste Riedelsche Repulsor bestand, wie üblich, aus zwei Tanks für Benzin und Sauerstoff und einer Düse des erprobten Typs „Standard I“, welcher am Prüfstand etwas über 20 kg Rückstoß zu leisten pflegt. Hier war bei der geringeren Menge der in der Zeiteinheit verbrannten Treibstoffe weniger als die Hälfte dieses Rückstoßes zu erwarten. Außerdem wurde um den Verbrennungsraum ein schwerer Kühltopf von zylindrischer Form für

Kühlwasser gelegt (der gleichzeitig auch die äußere Form der neuen Düsen vor Zuschauern verdeckte) und die leichten Aluminiumleitungen durch schwere Kupferrohre ersetzt.

So beschwert und ausgerüstet wurde am Himmelfahrtstage 1931 der erste Brennversuch unternommen. Sogleich nach der Zündung wurde die Flamme, wie nicht anders zu erwarten, ruhig und konstant und plötzlich erhob sich der — viel zu schwere — Repulsor vor den Augen der maßlos erstaunten Zuschauer in die Lüfte. Er flog etwa 40 Meter hoch und stürzte dann, da er ja keinen Fallschirm hatte, zurück. Schnell wurden die schweren Kupferrohre (verbogen waren sie so wie so) abmontiert, eine andere Düse mit kleinerem Kühltopf angebracht und ein Fallschirm dem Ganzen beigelegt. Der neue Start führte auf mehrere hundert Meter Höhe und zu einer glatten Landung, welche nur den Fallschirm zerstörte. Ein neuer Versuch einige Tage später — es war gerade der Todestag Valiers — verlief weniger glücklich. Der Repulsor, der ohne Schwanzflossen aus zwei weiten Rohren startete, klemmte sich in dem einen Rohr geringfügig fest, kam bereits schief von der Erde ab und schoß in der Luft eine Reihe von Loopings, welche

allerdings den Beweis lieferten, daß die Düse in jeder Lage einwandfrei brennt.

Der schönste Flug folgte dann am Pfingstsonnabend. Der Repulsor war äußerlich nicht weiter verändert worden, als daß er vier Schwanzflossen bekommen hatte. Da diese natürlich in die Startrohre nicht paßten, mußte er freistehend starten. Nach der Zündung ertönte der übliche Anfangsknall, der sofort in das vom Prüfstand her wohlbekannte Düsengeräusch überging. Gleich darauf änderte dies Geräusch sein dumpfes Röhren in eine höhere Tonlage, der Repulsor war abgeflogen. Ziemlich rasch erreichte er eine Höhe von etwas mehr als 30 Meter, legte sich dann leicht schräg und stieg weiter auf vielleicht 80 Meter. Dort drehte er sich vollkommen in die Waagerechte und flog mit hell leuchtender Flamme und im Sonnenschein blitzend über den ganzen Raketenflugplatz. Da die Brennstoffe inzwischen aufgehört hatten, neigte sich die Flugbahn bei abnehmender Geschwindigkeit langsam abwärts. An der Grenze des Platzes fetzte er durch einige Baumwipfel, bis ein besonders kräftiger Baum von über 20 m Höhe ihm ein vorzeitiges Ziel setzte. Da dieser Baum nur etwas mehr als 600 m vom Startort entfernt war, führte der Flug nicht über die Strecke, welche hätte erzielt werden können und welche vielleicht $1\frac{1}{2}$ km gewesen wäre. Senkrecht aufsteigend wären ca. 750 m Höhe erreicht worden mit einem Aufwand von $\frac{1}{3}$ Liter Benzin und nicht ganz 1 Liter Sauerstoff. — Das Eigengewicht des Repulsors betrug rund $2\frac{3}{4}$ kg ohne Brennstoffe und Fallschirm. Die Beschleunigung des Apparates war 1 · g effektiv, die Düsenbrenndauer ca. 9 Sekunden, die Gesamtflugzeit etwa 14 Sekunden.

Hier sind zum Vergleich die Zahlen einer grossen Pulverrakete von etwa der gleichen Steighöhe interessant. Es handelt sich um die Poggensee-Rakete, welche im März 1931 startete. Ihr Konstrukteur teilte mir die folgenden Daten brieflich mit:

„Höhe der Rakete 3,60 m, Durchmesser 14 cm. Rumpf aus Aluminium = 0,25 mm Stärke. Spitze in Kegelform 1,0 m lang, Aluminium und Pappe mit Kupferfolie, beide Teile zusammengefalzt. Steuerleisten aus Buchenholz, Steuerflügel aus Messing. Rumpf ist mit Ringen und Leisten innen versteift, so daß der Mantel fast unbeanspruch bleibt, daher auch die geringe Stärke des Blechs. Die Apparate sind: ein Höhenmesser (Barometer) mit äußerster kleiner Trägheit, ein photographischer Apparat, ein Beschleunigungsmesser und Fallschirmauslöser. Das Gesamtgewicht betrug 13 kg.

Zur Zündung der Treibladung wurde ein Akkumulator von 4 Volt und 21 Ampèrestunden verwendet. Die Rakete wurde, um die große Abtrift infolge des Fallschirms herunterzudrücken, etwas gegen die Windstellung gestellt. Der Zündschalter wurde betätigt, und die Rakete schoß hoch. Nach etwa 6 Sekunden wurde sie wieder sichtbar. Die Fallschirmauslösung trat in Tätigkeit, der Kopf (Spitze) wurde durch Federkraft vom Rumpf getrennt und der Fallschirm kam augenblicklich zur Entfaltung, der ganze Vorgang dauerte etwa 40 Minuten. Die Höhe betrug 790 m, errechnet

1000 m. Die Beschleunigung 32 m/s^2 , errechnet $34,6 \text{ m/s}^2$."

Schon aus diesen wenigen Zahlen erhellt abermals die große Überlegenheit der Flüssigkeitsrakete, selbst schon bei so kleinen Maschinen, wobei noch zu berücksichtigen ist, daß man einerseits die Flüssigkeitsrakete stets neu verwenden kann

und andererseits beliebig große Pulverraketen überhaupt nicht bauen kann.

Die weiteren Arbeiten werden nun in der Vergrößerung und weiteren Verbesserung des Repulsors und der „Mirak III“, welche sich im Bau befindet, bestehen. Die technischen Aussichten sind zur Zeit die denkbar besten, so daß auf gute Resultate gerechnet werden kann. 910

Neuerungen im Bau von Hochleistungskesseln unter besonderer Berücksichtigung der Feuerungen.

Von Dipl.-Ing. Kaiser, Magdeburg.

Forts. u. Schluß von S. 111.

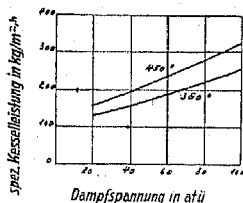
Eine weitere sehr wichtige Frage, die so lange erörtert worden ist, wie Wasserrohrkessel gebaut werden, ist die Wasserumlauffrage. Sie wird beim Hochleistungskessel besonders brennend und oft schwierig zu lösen. Ein eindeutiger Wasserumlauf ist bei Steilrohrkesseln leichter erzielbar, z. B. durch unbeheizte Fallrohre, als beim Schrägrohrkessel mit einer großen Zahl übereinanderliegender Rohrreihen, doch darf nicht übersehen werden, daß bei der großen Zahl der in Betrieb befindlichen Schrägrohrkessel kaum Anstände bekannt geworden sind, die auf ungenügenden Wasserumlauf zurückgeführt werden müssen. Bei Steilrohrkesseln mit mehreren Trommeln ist selbstverständliche Voraussetzung für ungestörten Wasserumlauf genügend weite Verbindungsrohre zwischen den Trommeln.

Werte beim Wanderrost auf 5 Trommel-Steilrohrkessel mit Zündgewölbe, während der Höchstwert mit einem durch Zonenwanderrost befeuerten 2-Trommel-Einbündelkessel mit vollständig wassergekühlten Feuerraumwänden erreicht wird. Für die Staubfeuerung wurden die niedrigen Zahlen bei 3-Trommel-Kesseln und geringer Strahlungsheizfläche, die Hochleistungswerte bei 2-Trommel-Einbündelkesseln mit vollständig wassergekühltem Feuerraum erzielt. Ganz allgemein gehen bei der überall zutage tretenden Kapitalknappheit die Bestrebungen dahin, die Anlagekosten durch möglichst einfache Bauweise niedrig zu halten. Man verzichtet dabei nicht selten auf die letzten Prozente des Wirkungsgrades. Mit höherem Wirkungsgrad wird nämlich für jedes weitere Prozent Verbesserung der Wärmeausnutzung ein gewisser Aufwand erforderlich, so daß sich trotz des besseren Wirkungsgrades leicht eine Verschlechterung der Wirtschaftlichkeit der gesamten Anlage ergibt.

Auf eine besondere Besprechung der Hochdruckkessel soll im Rahmen dieser Arbeit verzichtet werden. Die heutige Zeit ist zweifellos zum Ausprobieren neuer Verfahren keineswegs geeignet. Die Sonderbauarten für Hochdruckdampf wie z. B. Löffler- und Bensonkessel sind bereits in früheren Abhandlungen in dieser Zeitschrift eingehend besprochen worden und seitdem nicht wesentlich verändert worden. Die Erhöhung der Dampftemperatur findet z. Zt. auch bei mittleren Drücken mehr und mehr Beachtung. Die durch die Temperatursteigerung erforderliche Vergrößerung des Überhitzers wird durch das Kleinerwerden des Kessels z. T. wieder ausgeglichen. Das Temperaturgefälle verschiebt sich nämlich zu gunsten der Kesselheizfläche, wodurch die Kesselleistung in der aus Bild 15 ersichtlichen Weise steigt. Allerdings erfolgt durch die Temperatursteigerung von 350 auf 450° eine gewisse Verteuerung der Heizfläche, jedoch ist diese, besonders so lange man nicht, wie es besonders in Verbindung mit hohen Drücken erforderlich wird, legierte Stähle benötigt, nicht bedeutend.

Zur Erreichung der hohen Dampfleistungen der neuzeitlichen Hochleistungskessel haben zweifellos die Rippenrohr-Economiser, die die gußeisernen Glattrohr-Economiser fast restlos verdrängten, mit beigetragen. Das Gleiche gilt für die Luftheritzer. Taschen- oder Platten- und Röhrenluftheritzer haben vor der Ljungström-Bauart den großen betrieblichen Vorteil, daß sie keine beweglichen

Bild 15
Einfluß der Dampftemperatur auf die spezifische Kesselleistung



Sind wassergekühlte Feuerraumwände an den Kessel angeschlossen, wie es beim Hochleistungskessel üblich ist, so ist dem Wasserumlauf für diese ganz besondere Aufmerksamkeit zu schenken. Am zweckmäßigsten gibt man den Kühlrohrgruppen einen eigenen Wasserumlauf.

Die spezifische Leistung der Kesselheizfläche selbst kann durch konstruktive Mittel beeinflusst werden. Versetzt angeordnete und senkrecht von den Rauchgasen durchströmte Rohre ergaben die höchsten Wärmeübergangszahlen, desgleichen erhöhen große Gasgeschwindigkeiten und hoher CO_2 -Gehalt die Heizflächenleistung. Hohe spezifische Heizflächenleistungen ergeben sich weiter dadurch, daß man hohe Rauchgastemperaturen am Kesselende zuläßt. Man kommt dabei zu einer Vergrößerung der Vorwärmerheizflächen, die billiger als die Kesselheizflächen sind, sowie zum Einbau von Luftheritzern hinter den Kesseln. Durch zweckmäßige Anordnung der Heizflächen läßt sich die Raumleistung, d. h. die spezifische Leistung des umbauten Kesselraumes ganz bedeutend erhöhen. Sie ist in den letzten Jahren bei Wanderrostfeuerungen von 25 kg/cbm/h auf 125 kg/cbm/h und bei Staubkesseln von 43 kg/cbm/h auf 190 kg/cbm/h gesteigert worden. Dabei beziehen sich die niedrigen