

# Die Möglichkeit der Weltraumfahrt.

(Originalbericht über den Vortrag des Herrn Ing. Guido Pirquet.)

Im Rahmen der technischen Sprechabende hat gestern abends im „Deutschen Haus“ Herr Ingenieur Pirquet, Sekretär der wissenschaftlichen Gesellschaft für Höhenforschung und Weltraumfahrt in Wien einen Vortrag über das Thema: „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt“ gehalten. Außer den ständigen Besuchern, der Herren Baurat Michaeler, Kammerat Loacker, Hofrat Eberl, Direktor Buchwalb, Ing. Fuchsenegger, Herrn Obmann Ingenieur Schranagl, der auch die Ehlung mit einleitenden Worten eröffnete<sup>1)</sup>, waren aus Vinbau Eggellenz General Stein und Oberst der Artillerie Goette, sowie von Bregenz General Fischer, Major Pirquet, Architekt von Tscharner u. Andere anwesend. Der Vortragende beschäftigte sich betreffend die mangelhafte Vorbereitung der Lichtbilder, welche erst im letzten Moment hergestellt werden konnten, aber doch hinreichend deutlich zur Veranschaulichung und zum Verständnis des Vortrages beigetragen haben, den wir in Kürze wiedergeben wollen. Die Beschäftigung der menschlichen Himmelfahrt mit dem vorliegenden Problem, zu anderen Himmelskörpern zu gelangen, reicht schon ins Altertum zurück und wenn man die verschiedenen Mythen von Tartos und Phäeton mitzählt, so gar schon ins vorgeschichtliche Zeitalter. Es ist jetzt in den letzten Wochen das erste große abgerundete Sammelwerk über unser Thema im Verlag Haymester in Leipzig erschienen: „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt“, welches auch ein literarisches Kapitel von Dr. Debus enthält; dort können diese interessanten Einzelheiten näher nachgesehen werden.<sup>2)</sup>

<sup>1)</sup> Wobei er auf das rege-Interesse für dieses Thema in der letzten Zeit und auf den kürzlich stattgefundenen Vortrag Wallers hinwies.

<sup>2)</sup> Zu diesem Buch haben die hauptsächlichsten Vertreter dieser neuen Disziplin einzelne Kapitel beigesteuert, die Grundbegriffe der Planetentheorie von Oberl, Venus als Haupt herausgeber die Einführung sowie das astronomische und biologische Kapitel, Dr. von Sackl, Wien, über die Brennstoffe, S. Hermann die Fahrtrouten, von Pirquet die kritische Befragung der „unangewandten“ Wege zur Durchführung des Prof. S. M. S. Jules Verne etc.) und, wie schon erwähnt, das literarische Kapitel von Dr. Debus, sowie einige kurze Worte von Ingenieur Sande,

In Kürze soll nur folgendes erwähnt werden: Der römische Schriftsteller Lukian beschreibt eine Mondreise, der erste Roman mit technischem Einschlag ist von Cyrano de Bergerac, ca. 1640, dem dann Jules Verne 1865, später Laßwally und der Engländer Wells folgen. Auf dem Boden der grundlegenden Arbeiten von Professor Oberth bewegen sich die neueren einschlägigen Romane von D. W. Gail, Caffert, Waller und Ley. Ein diesbezüglicher neuer Roman von Tolstoi „Melitha“ soll auch von hohem künstlerischem Wert sein.

Auf den Boden der Wirklichkeit und der technischen Durchführbarkeit wurde das Thema erst durch die Arbeiten von Prof. Goddard (Amerika 1919) und Prof. Ziolkowsky (Rußland) gestellt — ganz speziell durch die grundlegenden Arbeiten des Siebenbürger-Sachsen Herrn Oberth, welcher Gymn.-Prof. für Physik in Medias (Neuräumen) ist. (Oberth: Die Fahrt zu den Planetenräumen, 1. Aufl. 1923, 2. 1925, 3. 1928 bei Oldenbourg). In den ersten Bildern wurden nun die Grundbegriffe der Astronomie veranschaulicht, die Größenverhältnisse zwischen Sonne, Erde und Mond, sowie deren Entfernungen, und die kreisende Bewegung der Planeten um die Sonne, dies speziell für die Erde und ihre Nachbarplaneten Venus (innen) und Mars (außen).<sup>3)</sup> Nach einer kurzen Erörterung über die Stellung der Sonne im Sternennetz der Milchstraße<sup>4)</sup> wurden die Bewegungsgesetze der Planeten näher veranschaulicht.

Die Verwendbarkeit der Rakete für die Zwecke der Kosmonautik beruht auf folgenden zwei Prinzipien:

### 1. Das Rückstoßprinzip.

Wenn ein Raketenrohr auf Räder und mit diesen auf ein Geleise gestellt wird, so wird für eine Mündungsgeschwindigkeit des Gases von beispielsweise 800 m sek.

dem Mitarbeiter an den in der Offentlichkeit vielfach besprochenen Versuchen mit dem Raketenwagen etc.

<sup>3)</sup> Für Venus, Erde und Mars gelten folgende Verhältnisse: Sonnenabstände (Wohradian) 108, 150 und 228 Millionen Kilometer; Umlaufzeiten 7,5, 12 und 20,5 Monate; Umlaufgeschwindigkeiten: 35, 30 und 24 Kilometer pro Sekunde.

<sup>4)</sup> Infolge der großen Lichtgeschwindigkeit (300.000 Kilometer pro Sekunde) braucht das Licht nur eine Sekunde zum Mond, von der Sonne zur Erde 8 1/2 Minuten; der nächste Fixstern ist ca. 3 1/2 Lichtjahre von uns entfernt, der Durchmesser des Milchstraßen-

für ein Gewichtsverhältnis Geschos zu Rohr wie 1 : 100 die Rücklaufgeschwindigkeit des Rohres für 1 Gesch 100stel von 800 m sek., also 8 m sek. betragen, für mehrere Schüsse und ungehemmten Rücklauf würden wir daher die Rücklaufgeschwindigkeiten von 16 und 24 etc. m sek. erhalten.

Der erste, welcher, geschichtlich nachweisbar, an die Verwendbarkeit des Rückstoßprinzips für Reisen zu anderen Himmelskörpern gedacht hat, war Newton, welcher den Impulsatz (Action = Reaction) wissenschaftlich formuliert hat.

Un analoger Weise, wie bei unserem Beispiele mit der Kanone, können wir auch für eine Rakete, welche z. B. pro Sekunde 1 Hundertstel ihres Gewichtes durch Ausströmen der Explosionsgase aus dem „Müsen“ verliert, ihre sekundliche Geschwindigkeitsvermehrung (Beschleunigung) ermitteln. Diese wird einfach wieder ein Hundertstel der Auspuffgeschwindigkeit c der Explosionsgase betragen. Also für c = 4 km sek. wird die Beschleunigung b = 40 m sek., was ist also der 4fache Betrag der Erdbeschleunigung, ein Wert, welchen Menschen durch einige Minuten noch unbeschadet ertragen können.

Mit den hier angegebenen Beschleunigungen von 40 Meter pro sek.<sup>2</sup> erhalten wir z. B. für eine Brenndauer von 160 sek. schon eine Geschwindigkeit von 40x160 = 6400 m sek. oder also von 6,4 km sek., bei einer Gewichtsverminderung von 5 auf 1.

### 2. Das Stufenprinzip.<sup>5)</sup>

Durch daselbe erzielt man folgendes:

Die Rakete 1 mit z. B. 10.000 kg ist dem Gewicht nach folgendermaßen zusammengefaßt:

Treibstoff	Ti	70 %	7000 kg
Hülfe samt Apparat	H	10 "	1000 "
Rücklast	Ni	20 "	2000 "

Die Rakete 2 ist aber jetzt nichts anderes als die Rücklast R der Rakete 1, wiegt 2000 kg und besteht (analog wie Rakete 1) aus:

-----  
 Systems beträgt 40.000 Lichtjahre (das Milchstraßensystem zählt unabhängige Fixsterne ähnlich der Sonne), das nächste fremde Milchstraßensystem ist der Andromedanebel, und 1 Million Lichtjahre von uns entfernt.

<sup>5)</sup> Ähnlich, wie es Schachfen gibt, deren größte auch eine kleinere, diese eine noch kleinere usw. enthält, kann die große

Treibstoff	T <sub>1</sub> . . . 70 % . . .	1400 kg
Hülfe	H <sub>2</sub> . . . 10 " . . .	200 "
Nutzlast	N <sub>2</sub> . . . 20 " . . .	400 "

Diese Teilung nach dem Stufenprinzip kann event. noch weiter fortgesetzt werden.

Für jede dieser Stufen erhalten wir eine Geschwindigkeit von beispielsweise 5 km pro sek., so daß wir für eine Rakete mit 3 Stufen eine Endgeschwindigkeit von 15 km erzielen.<sup>1)</sup>

Für die erreichten ideellen Endgeschwindigkeiten müssen wir uns gut merken, daß wir für den defaktilen Gewichtsverminderungsquotienten von 10 auf 1 mit einer Geschwindigkeit von 7 km pro sek. rechnen können. Also z. B. für 14 km sek. nur mehr mit ein Hundertstel (1/10 × 1/10) der Anfangslast als Nutzlast (Endgewicht) rechnen können.

Die stufenweisen Ziele, die hauptsächlich von Oberth aufgestellt und von Hoeft mit anderen ausgestaltet wurden, sind folgende:

1. Die **Registrier-Rakete** bedarf ca. 1 km pro sek. in einer Höhe von 30 km. Diese ist spielend mit einem Gewichtsquotienten von 10 zu 1 und einem Anfangsgewicht von 30 bis 100 kg zu realisieren.

2. Die **Eisen-Rakete** soll Post oder später Personen z. B. von Europa nach Amerika in 30 Minuten befördern.

Gewichtsbedarf ca. 50 zu 1, d. i. das 50fache der Nutzlast als Anfangsgewicht. Für die größeren bemannten Raketenaggregate kommt speziell eine fache Form in Betracht, wie sie Dr. Heft vorgeschlagen hat (siehe Rakete, Heft April 1928). Der Start und die Landung soll dabei am besten von einer Wasserfläche aus erfolgen. Bei den großen Geschwin-

digkeiten, die hier verwendet werden müssen, kann eine Genauigkeit der Antimiststelle auf Kilometer kaum erfolgen. -- Daher kommen für den Start, ganz speziell aber für die Landung außer dem Meer bloß größere Seen, wie z. B. der Genfersee oder der Bodensee in Betracht.

Darum wäre es auch recht naheliegend, wenn sich in den Raketen des Bodensees ein besonderes Interesse für diese Sache zeigen würde, da ja, wenn die Fernrakete einmal taglos funktioniert, die Landungen für Zentralkontinente ebenfalls auf dem Bodensee ausgeführt werden, und dann die ganze Nachbarhaft die Vorteile der nahen Lage zum überfesten Landungsplatz genießen können wird.

3. Die **Mondrakete**: Diese soll zuerst 10 kg Leuchtmasse auf den Mond und dort für unsere Fernrohre sichtbar zur Explosion bringen; später aber Reisen von Passagieren ermöglichen. Dabei soll dort zuerst nicht abgestiegen werden, sondern nach einer Fahrt von ca. 50 Stunden in Mondnähe in eine kreisförmige Umlaufbahn ein-geleitet werden. In derselben kann man in beliebigiger Dauer verbleiben; die Rückreise währt wieder 50 Stunden. Mit einer Geschwindigkeit von 11,5 km pro sek. kann das Schwerkraftbereich der Erde verlassen werden; Gewichtsquotient für die Leuchtrakete ca. 80 zu 1 für die Rakete mit Rückkehr ca. 800 zu 1.

4. Die **Planeten-Rakete**: Hier wurde, wie auch betreffs die früheren Zwecke an der Hand von anschaulichen Bildern eine Reise zur Venus erklärt. In 100 Tagen kann man von der Erde zum Nachbarplaneten Venus gelangen. Diese Reise kann aber nicht wie die zum Mond jederzeit ausgeführt werden, sondern kann nur bei einer bestimmten astronomischen Konstellation angetreten werden. Ca. 50

Raketen kann flüssiger Sauerstoff und Alkohol verwendet werden, welche ein C von 3,2 km pro sek. ergeben sollen.

<sup>2)</sup> Die genaue Formel für die ideelle Endgeschwindigkeit ist:

$$V=C \cdot \lognat q \quad \text{für } n \text{ Stufen daher}$$

$$V=n \cdot C \cdot \lognat q,$$

wobei q der Gewichtsquotient für eine Stufe

$$q = \frac{N+H+T}{N+H} \quad \text{hier also } \frac{10}{3} \quad \text{ist (lognat } 10/3=1.2)$$

Tage vor der Konjunktion der Venus, das ist also zweimal im Jahr. Auf der Venus soll vorerst nicht gelandet werden, sondern sie wird besser einfliegen in einer Mondbahn umfahren. Man muß dann 16 Monate in dieser Mondbahn verbleiben, weil die Erde inzwischen zurückgeblieben ist, und erst dann können wir die Rückreise, die wieder ca. 100 Tage währt, antreten. Gewichtsquotient ca. 1000 zu 1. Für eine Endlast von 3 Tonnen (Druckfeste Kabine ähnlich wie bei Unterseebooten) würden wir so mit einer Anfangslast von 3000 Tonnen rechnen müssen. Ueber die Opflichten Versuche hier näheres zu sagen erübrigt sich, da dieselben in den meisten Tagesblättern und Zeitschriften ausführlich erörtert werden.

Zum Schluß ist noch zu betonen, daß über die petuniären Erfordernisse, welche für die Realisierung der Mond- und Planeten-Rakete notwendig sind, vollständig irrige Ansichten herrschen. Es sind durchaus keine ungeheuerlichen Beträge, um die es sich hier handelt. Mit ca. 10 Millionen Schilling oder samt allen Vorkosten und Vorversuchen mit 20 Millionen Schilling siehe sich die bemannte Mondrakete realisieren. Zum Vergleich mit diesen Zahlen sollen nur die Baukosten für den neuen Tunnel in Newyork erwähnt werden, der den Hudson unterqueren und nur von Autos benützt werden soll. Dieser Betrag beziffert sich auf eine Drittel-Milliarde Schilling.

In einer Tafel war ein Verzeichnis der einschlägigen Literatur abgesehen, auf dem auch die Zeitschrift „Die Rakete“ Breslau 13, Hoheuzollernstraße 63, angegeben war, sowie die bestehenden Vereine: Verein für Raumschiffahrt, Breslau (Adresse wie oben) und die wissenschaftliche Gesellschaft für Höhenforschung und Weltraumfahrt, Wien 2, Darwinstraße 34. Zum Schluß wurden in der Diskussion noch einige Fragen erörtert, deren Ausführung die knappe Form dieses Berichtes nicht zuläßt. Durch den Obmann Herrn Ing. Schragl wurde die Sitzung mit der Bemerkung als beendet erklärt, daß die eben angehörten Ausführungen als eine interessante Ergänzung zu dem mehr populär gehaltenen Vortrag Ballers angesehen werden konnte.

Rakete 1 an ihrer Spitze als Nutzlast eine kleine Rakete R 2 enthalten. Hat R 1 ihren ganzen Brennstoff verbraucht, so hat sie auch schon die Geschwindigkeit A. angenommen, und es wird nun die ausgebrannte Treibstoffhülle (oder kurz Hülle H) abgeblasen und die Rakete 2, welche die Nutzlast der ersten Rakete war, und schon eine Anfangsgeschwindigkeit B. besitzt, kann in Tätigkeit treten, d. h. durch die nun folgende Verbrennung von T<sub>2</sub> die Geschwindigkeit weiter steigern.

<sup>3)</sup> Als Brennstoff wird flüssiger Sauerstoff und flüssiger Wasserstoff verwendet, welche bei einwandfreier Anordnung des Ofens (Verbrennungsraumes) und der Düsen eine Auspuffgeschwindigkeit von 4 km pro sek. ergeben müssen. Für die kleineren