

Kann der Mensch die Erde verlassen?

Don Ingenieur Guido Birquet.

Sekretär der wissenschaftlichen Gesellschaft für Höhenforschung in Wien.

In letzter Zeit hat sich in der Wiener Presse eine ziemlich heftige Kontroverse über die Frage abgelebt, was man von den Bestrebungen zur Ermöglichung der Weltraumfahrt zu halten habe und ob die einerseits als überhaupt möglich, andererseits, ob sie für die Menschheit als nützlich und wichtig anzusehen sei, wobei vollkommen diametrale Ansichten geäußert wurden.

Unter vollständigem Uebergehen aller Details und Nebenfragen will ich es hier versuchen, das ganze Problem möglichst kurz und übersichtlich, dabei aber doch präzise, dem Leser auseinandersetzen.

Die dabei geplanten Apparate (resp. Zwecke) zerfallen in vier Hauptgruppen, wie sie Dr. Goesslt in folgenden Beispielen projiziert hat.

I. Die Registrierkafete, welche die bisher unzugänglichen Höhen der Erdatmosphäre etwa zwischen 30 Kilometern und 100 Kilometern Höhe (und darüber) der exakten Forschung durch Aufnahme von Registrierapparaten erschließen soll.

Erfordernis: Eine Geschwindigkeit von zirka v = 1200 Sekundenmetern in der Höhe von 40 bis 50 Kilometern.

Ausführung der „RH I“), z. B. Anfangsgewicht M₀ = 30 Kilogramm, Endgewicht M₁ = 6 Kilogramm, davon Nutzlast N = 1 Kilogramm.

II. Die Fernkafete. Dieselbe soll weitere Strecken der Erdoberfläche (etwa von 1500 Kilometern aufwärts) bewältigen, wobei sie zuerst mit aufsteigender (und zum Schluß mit absteigender) Bewegung die Hauptstrecke in einer elliptischen Bahn zu durchfliegen hat. Erfordernis: Eine Geschwindigkeit von zirka v = 6000 Sekundenmetern außerhalb der Atmosphäre. Fahrtdauer: z. B. von Wien nach New York zirka 30 Minuten, das ist zirka 5 Minuten für das Anfahren (Aufsteigen), zirka 15 Minuten für die elliptische Hauptstrecke mit zirka 1000 Kilometern Scheitelhöhe und 45 Sekundenkilometern Scheitelgeschwindigkeit — und zirka 10 Minuten für die Abwärtsfahrt, das Abbremsen und die Landung.

Dr. Goesslt hat bereits die latenten Einwände wegen angeblicher Widerstandbarkeit der physiologischen Lebensbedingungen entkräftet und die praktische Bedeutung von Registrierkafeten und Postkafeten hervorgehoben.

Der Registrierapparat fällt mittels Fallschirm unbeschädigt auf die Erde.

Dort ist der relevante Teil der Atmosphäre schon durchdrungen, weil in der Höhe 45 Kilometer der Luftdruck p = 0'001 Atmosphären herrscht.

Zies: „Kafete Goesslt I“ usw.

Genauer angegeben: 5000 bis 7000 Sekundenmeter, je nach der Reichweite des zu überspannenden Bogens der Erdoberfläche.

Ausführung z. B.: RH IV M₀ = 3000 kg M₁ = 375 „ Nutzlast N = 75 „ (Post) (eventuell 1 bis 2 Personen) Oder: RH V M₀ = 30 Tonnen M₁ = 3750 kg Nutzlast N = 500 „

III. Die Mondkafete. Diese hat momentan keinen anderen Zweck als denjenigen, der nun aus dem erprobten Können oder Vollbringen selbst rechtfertigt — also etwa 10 Kilogramm Leuchtmasse auf den Mond und (für die Erdbewohner sichtbar) dort zur Explosion zu bringen. Erfordernis: Zirka 12 Sekundenkilometer außerhalb der Atmosphäre mit einer Nutzlast von zirka 10 Kilogramm. Ausführung: z. B. RH III M₀ = 3000 Kilogramm, M₁ = 350 Kilogramm + 100 Kilogramm Nutzlast N₁. Nutzlast N = m₀ = 100 Kilogramm, das ist die meiste sich von der ersten Kafete abblöde kleinere Kafete. m₀ = 100 Kilogramm, m₁ = 20 Kilogramm, davon Nutzlast N₂ = 10 Kilogramm (Leuchtmasse).

IV. Die Planetenkafete, benannt. Dieselbe müßte es ermöglichen, die Benennung auf den Mond oder auf einen der benachbarten Planeten — also auf die Venus oder den Mars, und von dort wieder zur Erde zurückzubringen. Erfordernis: Zirka 10, resp. 12 bis 13 Sekundenkilometer. Ausführung: RH VI M₀ = 800 Tonnen, M₁ = 45 Tonnen, II. Stufe: m₀ = 15 Tonnen, m₁ = 2 Tonnen, das ist 2000 Kilogramm Nutzlast: 1 bis 2 Personen, druckfeste Kabine und Einrichtung.

Die Nutzlast, die dort zu landen hätte, müßte, wie wir sehen, allerdings einen erheblich größeren Wert erhalten als im vorübergehenden Falle, da abgesehen von der Nettounlast, das ist die druckfeste Kabine samt Bemannung und Apparatur, noch für einen neuerlichen Aufstieg (z. B. Abfahrt vom Mond oder Mars) zu sorgen wäre.

Wie wir jedoch später sehen werden, hängt dieses Verhältnis der Nutzlast zur Anfangslast dermaßen stark von den technischen Qualitäten des Raketenaggregats ab, daß ich in die Einzelheiten hier noch nicht näher eingehen.

Die technische Seite des Problems.

Ein solches Projektil, das eine Geschwindigkeit von 6 bis 12 Kilometern pro Sekunde nach Durchquerung der Erdatmosphäre haben soll, kann aus drei Gründen nicht „aus einer Kanone geschossen“ werden: 1. Wäre es sehr unpraktisch, daselbst mit einer solchen Geschwindigkeit durch die Atmosphäre zu schießen, daß die Restgeschwindigkeit nach 12 Sekundenkilometer beträgt, da der Luftwiderstand ein ganz enorm höher wäre. Daher muß eine Rakete verwendet werden, welche den relevanten Teil der Atmosphäre mit mäßiger Geschwindigkeit passiert und dann erst allmählich ihre Geschwindigkeit auf die gewünschte Höhe steigert. 2. Kein feiner Messapparat, geschweige denn Menschen, könnten unbeschädigt die enormen Trägheitskräfte (Druck) überdauern, die durch die ungeheuren Beschleunigungen gewendet würden, die man hier verwenden müßte. 3. (oder eigentlich erstens), weil die Durchführung dieser Methode überhaupt technisch unmöglich ist, und zwar auch bei Anwendung geradezu ungeheurer Mittel — aus Gründen, die hier auseinanderzusetzen, zu weit führen würde.

Wir sehen also, daß die Jules Vernesche Methode weder durchführbar (Punkt 3), noch überhaupt anstrebenwert wäre (Punkte 1 und 2).

Somit kommt für einen solchen kosmischen Flugkörper nur die

Grundform der Kafete

in Betracht. Die Kafete muß nicht nur den größten Teil ihres Weges im luftleeren Weltraum) zurücklegen, sondern sie muß auch den relevanten Teil ihrer Geschwindigkeit erst in diesem luftleeren Weltraum und nicht schon in der Atmosphäre entwickeln. Daher liegt für den Antrieb der Kafete nur eine Möglichkeit, das ist die des

1) Genauer gesagt: die Blöckchenkafete zum Mond. 2) Siehe das „Stufenprinzip“ unten. 3) „Startgeschwindigkeiten“ „ab Mond, Venus und Mars“ sind allerdings kleiner als „ab Erde“ und zwar: ab Mond 17 Sekundenkilometer, ab Mars 36 Sekundenkilometer, ab Venus 103 Sekundenkilometer. 4) Der luftleere Weltraum, der nur den sogenannten Weltraum enthält. Dieser Weltraum wird von Licht- und Wärmestrahlen sowie vermutlich auch von den Schwerkraftlinien (Schalltheorie), welche die Gravitation verursachen, durchsetzt.

Rückstoßprinzip

offen, eine Tatsache, von der schon Newton in seinen Vorlesungen gesprochen haben soll. Für die Annahme, daß die Kafete nach dem sogenannten

Stufenprinzip

unterteilt ist, ergibt sich nun folgendes: Die Kafete I mit z. B. 10.000 Kilogramm ist dem Gewicht nach zusammengesetzt aus:

Treibstoff T₁ ... 80% ... 8000 kg
Hülfe (am: Apparatur H₁) ... 10% ... 1000 „
Nutzlast (= Kafete R II) N₁ ... 10% ... 1000 „

Die Kafete II, welche also nichts anderes ist als die Nutzlast N₁ der Kafete I, wiegt 1000 Kilogramm und besteht (analog wie R I) aus:

Treibstoff T₂ ... 80% ... 800 kg
Hülfe H₂ ... 10% ... 100 „
und Nutzlast N₂ ... 10% ... 100 „

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

Nun handelt es sich um die Endgeschwindigkeit v₁, welche die Kafete R I samt ihrer Nutzlast N₁ erreichen kann. Dabei spielt, wie bereits erwähnt,

die Auspuffgeschwindigkeit c,

mit welcher die Verbrennungsgase aus den „Röhren“ ausgestoßen werden, eine entscheidende Rolle. Für die erzielte Endgeschwindigkeit v besteht nun eine einfache Formel:

v₁ = c lognat q und für n Stufen:
v_n = n. c lognat qⁿ.

Wir werden nun gleich sehen, welche einschneidende Bedeutung der Höhe der Auspuffgeschwindigkeit c bei diesem Problem zukommt.

Wir erhalten nämlich für verschiedene Werte von c folgende Werte von v-Endgeschwindigkeit und des Quotienten Q = $\frac{N_1}{R_1}$ Verhältnis des Nettoendgewichtes N_n der nten Stufe zum Startgewicht R I:

Für Auspuffgeschwindigkeit c	Sekundenkilometer			Q = $\frac{N_n}{R_1}$
	20	30	40	
Wird Endgeschwindigkeit v ₁ 1. Stufe 10	3.2	4.8	6.4	10%
„ „ v ₁ 1. d. 2. Stufe	6.4	9.6	12.8	1%
„ „ v ₁ 1. d. 3. Stufe	9.6	14.4		1/100
„ „ v ₁ 1. d. 4. Stufe	12.8			0.1/100

Wenn wir uns nochmals die „Erfordernisse“ der verschiedenen Raketenstufen vor Augen halten, können wir dann leicht die nötigen Schlüsse ziehen:

Erfordernisse: für I. Registrierkafete 12 Sekundenkilometer, II. Fernkafete 60 Sekundenkilometer, III. Mondkafete 120 Sekundenkilometer, IV. Planetenkafete 130 Sekundenkilometer.

Wir sehen nun aus obiger Tabelle, welche gewaltige Differenzen sich für die Leistungsfähigkeit der Kafete dadurch ergeben, je nachdem wir eine Auspuffgeschwindigkeit von c = 2 Sekundenkilometern oder von 4 Sekundenkilometern erzielen können, da wir in diesen beiden Fällen — beide Male von einem und demselben Startgewicht R I von 10.000 Kilogramm ausgehend — für c = 2 Sekundenkilometern bloß eine Nutzlast von 1 Kilogramm, für c = 3 bis 4 Kilometer aber eine Nutzlast von 100 Kilogramm auf den Mond bringen können.

Oder umgekehrt: Wenn ich eine Nutzlast von N = 1000 Kilogramm = 1 Tonne auf den Mond bringen will, so brauche ich für: c = 2 Sekundenkilometer ein Startgewicht von 10.000 Tonnen und für c = 4 Sekundenkilometer aber bloß ein Startgewicht von 100 Tonnen.

Wichtig ist es es Schätzeln gibt, deren größte Äußere eine kleinere, diese eine noch kleinere usw. enthält, kann die große Kafete R I an ihrer Spitze als Nutzlast einer kleineren Kafete R II enthalten. Hat R I ihren ganzen Brennstoff (oder Treibstoff T₁) verbraucht, so hat sie auch schon die Geschwindigkeit v₁ angenommen, und es wird nun die leergebrannte Treibstoffhülle (oder kurz Hülle H₁) abgestoßen und die Kafete II, welche die Nutzlast der ersten Kafete war, und schon eine Anfangsgeschwindigkeit v₁ besitzt, kann in Tätigkeit treten, d. h. durch die nun erfolgende Verbrennung ihres Treibstoffes T₂ die Geschwindigkeit weiter steigern.

Der Treibstoff kann z. B. für die große („untere“) Kafete R I aus flüssigem Sauerstoff und Alkohol, für R II usw. aus flüssigem Sauerstoff und flüssigem Wasserstoff bestehen.

Die „Hülle“ für den Treibstoff usw. kann vermutlich für größeren Aggregaten noch leichter als mit 10% von R gebaut werden, wodurch das Ganze noch günstiger wird.

Dabei ist der Quotient $q = \frac{R}{H+N}$ das Gewichtverhältnis von Anfang und am Ende des Auspuffs, also hier $q = \frac{10.000 \text{ kg}}{1000 \text{ kg}} = 10$ und der natürliche Logarithmus von 10 beträgt 2.30 (der natürliche Logarithmus sind harmonisch gegebene Procente).

Ueber die Höchstwerte der erreichbaren Auspuffgeschwindigkeit v₁ ist es heute noch nicht möglich, bestimmte Werte zu erklären. Uebererhebungen ergeben theoretische Ermittlungen und praktische Versuche übertrifft, daß man 2000 Sekundenmeter überschreiten kann. Entgegen der von wissenschaftlicher Seite behaupteten Maximalgeschwindigkeit von c = 2 Sekundenkilometern habe ich hier auch noch die Werte von 3 und 4 Sekundenkilometern für die heute vorhandenen Mittel ins Ralkül gesetzt, welche auch die maßgebenden „Raketenleute“ (Oberth, Goddard und Goesslt) für möglich halten, ob mit Recht, müssen eingehende Experimente erweisen.

Die Endgeschwindigkeit v₁ für die erste Stufe ist in Wirklichkeit etwas kleiner als der angegebene theoretische Wert, da hierbei die Atmosphäre durchdrungen wird und der Widerstand überwinden werden muß. Für große Formate ist derselbe jedoch fast vernachlässigbar.

Das ist einerseits eine Schiffslast oder 80 Güterzüge, andererseits der beschriebene Betrag von 10 Waggons.