einzelnen Punkt wirken, wobei ihre seitlichen Ausschläge gegen ursprüngliche Längsachse in zwei Richtungen registriert werden. Rechnet man die so erhaltenen Drehmomente auf den Schwerpunkt um, so erhält man sofort das Moment M_p.

Bei senkrechtem Aufstieg einer Rakete ist nun eine Überstabilisierung niemals bedenklich. Man wird hier also, um sicher zu gehen, σ so groß wie nur irgend möglich machen. Setzt man aber auch nur $\sigma = 1$ (Mindestwert!), so ergibt sich bei Einsetzung der oben angegebenen Trägheitsmomente und $P = 340$ kg Schub eine erforderliche Drehzahl des Rotors von

$$r_{\text{Antr.}} = \frac{1}{0{,}02085}\sqrt{4 \cdot 2 \cdot 340 \cdot 0{,}5} = 1770\ \text{sec}^{-1} \qquad \text{entsprechend}$$

$$r_{\text{Antr.}} = 106000\ \text{min}^{-1}\ .$$

Es ist also zu erkennen, daß bei den für das Aggregat gültigen Werten von A und C in dem Antriebsfluge keine vollwertige Stabilisierung zu erreichen wäre.

In dem anschließenden Freiflug liegen für die Flugstabilität ähnliche Verhältnisse vor, wie sie aus der klassischen Ballistik her bekannt sind. Die Cranzsche Gleichung kann hier daher als unmittelbares Kriterium für die Flugstabilität angesehen werden. In roher Annäherung ist nun auch hier $M_L = W_0 \cdot s{\cdot}\sin\alpha$, wenn s den Abstand des Luftwiderstandsmittelpunkts vom Schwerpunkt darstellt. Es wird jetzt also

$$r_{\text{freifl.}} = \frac{1}{C}\sqrt{4\,A\,W_0\,s\,\sigma}\ . \tag{72b}$$

Bei senkrechtem Start ist nun für das Aggregat im Augenblick des Brennschlusses $W = a \cdot v_e^2$, also muß in diesem Augenblick noch eine Drehzahl des Rotors

$$r_{\text{freifl.}} = \frac{1}{0{,}02085}\sqrt{4 \cdot 2 \cdot 300 \cdot 0{,}2} = 1050\ \text{sec}^{-1}$$

oder

$$n_{\text{freifl.}} = 63000\ \text{min}^{-1}$$

vorhanden sein. Dieser Wert liegt größenordnungsmäßig etwas günstiger als der vorige, erscheint aber praktisch noch immer undiskutabel. Man kann aber durch den Vergleich beider Zahlen sehen, daß im allgemeinen die Stabilisierung im Antriebsflug noch schwieriger als im Freiflug ist, und daß man somit zweckmäßig den Forderungen des stabilen Antriebsfluges weiter entgegenkommt.

Bei dem Aggregat II ist aus diesem Grunde der Stabilisator unmittelbar über den Ofen, also zwischen den Brennstoff- und den Sauerstofftank, gesetzt worden. Da außerdem das Trägheitsmoment des Rotors vergrößert, das Querträgheitsmoment der Rakete jedoch verkleinert worden ist, so dürften die Verhältnisse hier erheblich günstiger liegen als bei dem Aggregat I. Eine genaue Durchrechnung der Stabilisierung ist hier jedoch nicht mehr möglich gewesen, da bei Abschluß der Dissertation das Gerät noch nicht fertiggestellt war und A und C daher noch nicht ermittelt werden konnten.

Bei schrägen Starts ist für die Drehzahl des Rotors eine gewisse obere Grenze festgelegt durch die Forderung, daß die Achse der Rakete imstande sein muß, sich im Verlaufe der Flugbahn stets an die Bahntangente anzuschmiegen. Ein Kriterium hierfür gibt der Cranzsche „Folgsamkeitsfaktor"

$$f = \frac{d\psi}{dt} : \frac{d\vartheta}{dt} = \frac{W\,v_s}{C\,r\,g}\ .$$

$d\varphi/dt$ ist hier die Winkelgeschwindigkeit der Präzessionsbewegung, $d\vartheta/dt$ die Winkelgeschwindigkeit der Bahntangente, bezogen auf das Geschoß. Für v_s ist die Geschwindigkeit im Gipfelpunkt der Flugbahn zu setzen, da hier $d\vartheta/dt$ am größten ist und auch hier die Geschoßachse der Bahntangente noch folgen soll.

Die für die Zukunft vorgesehene aktive Steuerung von Flüssigkeitsraketen müßte durch mehrere in Ringen beweglich aufgehängte Kreisel erfolgen, die über ein Relais (z. B. ein Drucksteuersystem wie bei der Torpedosteuerung) auf Gasflossen wirken. In dem Maße, in dem diese in den Gasstrahl der Rakete hineingedrückt würden, entstünden Steuerkräfte, die die Rakete wieder in die ursprüngliche Achsenrichtung drücken würden.

Die Aufhängung der Kreisel erfolgt dabei zweckmäßig nicht ganz frei (kardanisch, 3 Freiheitsgrade), sondern nur einseitig frei (2 Freiheitsgrade); im ersteren Falle würden die Kreisel erst bei schon vorhandenen merklichen Ausschlägen ansprechen, wodurch die Rakete in starkes Schlingern geraten würde; im zweiten Falle reagieren die Kreisel dagegen bereits auf die Kraftwirkung als solche, die bei der Achsendrehung ausgeübt wird.

Vor Beginn der Entwicklung eines derartigen Steuergeräts werden Vorversuche über die Haltbarkeit der Flossen und über die Größe der durch sie erzielbaren Steuerkräfte durchzuführen sein. Die Methode der Kreuzwaagenmessung gibt hierzu eine einfache Handhabe.

2. Die Berechnung der senkrechten Aufstiegsbahn

Die Flugbahn einer Rakete kann stets in zwei Teile zerlegt werden:

1. den Flug unter Antrieb,
2. den antriebslosen Geschoßflug.

In dem ersten Gebiet greifen an der Rakete drei Kräfte an: Schub, Gewicht und Luftwiderstand.

Im zweiten Gebiet fällt der Schub fort, so daß hier nur noch das Gewicht und der Luftwiderstand wirken; die Rakete folgt in der antriebslosen Wurfbahn, also den Gesetzen der klassischen Ballistik.

Der Flug einer Rakete unter Antrieb ist nun ein rechnerisch sehr verwickeltes Problem. Wenn der Einfachheit halber schon der Schub als konstant gelte, so ändert sich in diesem Bereich der Flugbahn nicht nur der Luftwiderstand, sondern auch das Gewicht. Dabei ist die Abnahme des Gewichts als Funktion der Zeit gegeben, der Luftwiderstand aber als Funktion der Geschwindigkeit.

Im schrägen Flug kommt dazu das Wandern des Schwerpunktes und das „Schieben" der Rakete, welches durch die Bewegung auf der resultierenden aus Schub, Luftwiderstand und Schwere bedingt wird. Durch dieses Schieben fliegt die Rakete (auch bei aktiver Kreiselsteuerung!) nie parallel zu ihrer Längsachse, so daß ein aerodynamisches Moment entsteht, das seinerseits wieder auf die Flugbahn Einfluß nimmt. Gerade bei ihrer geringen Startbeschleunigung dürfte wegen dieses Schiebens ein Flachbahn-Start (d. h. in einem Winkel von weniger als 45°) von Flüssigkeitsraketen nicht ausführbar sein.

Die Entwicklung einer umfassenden Ballistik des Raketenfluges wird eine Zukunftaufgabe großen Umfangs werden, die nur in enger Verbindung von Wissenschaft und praktischen Schießversuchen zu lösen ist.

Im folgenden sollen für den Senkrechtstart einer Flüssigkeitsrakete die wichtigsten rechnerischen Zusammenhänge ermittelt werden, da hier die Verhältnisse am einfachsten sind und nach den hierfür gültigen Beziehungen bei dem derzeitigen Stand der Entwicklung der größte praktische Bedarf besteht.

Ist P der Rückstoß, W der Luftwiderstand und m die Masse der Rakete in einem bestimmten Augenblick, so heißt die Differenzialgleichung ihrer Bewegung

$$y'' = \frac{P - W}{m} - g\ . \tag{74}$$

Hier ist $g = 9{,}81\ \text{m/sec}^2$ die Fallbeschleunigung. Die Masse m ist, solange P konstant ist, eine lineare Funktion der Zeit; ist $C = G_0/g$ die Anfangsmasse und m_{sec} die sekundlich ausgestoßene Masse, so ist in einem Zeitpunkt t

$$m = C - m_{sec}\,t\ . \tag{75}$$

Der Luftwiderstand ist gegeben durch

$$W = c_w\,F\,\frac{\gamma}{2g}\,v^2 = a\,v^2$$