F ZUR BALLISTIK DER FLIEGENDEN RAKETE

1. Das Problem der Flugstabilisierung

In ihrem freien Flug durch die Atmosphäre greifen verschiedene unsymmetrische Kräfte an der Rakete an, die bestrebt sind, ihre Achse aus der ursprünglichen Richtung herauszudrängen. Bei der Aufgabe, diesem Bestreben durch eine wirksame Stabilisierungsvorrichtung entgegenzutreten, sind zwei Fälle zu unterscheiden:

1. Der Flug unter Antrieb; hier kann eine Änderung der Achsrichtung bewirkt werden
a) durch unsymmetrischen Schub
b) durch Schlingern der Flüssigkeiten in den Tanks
c) – dieses aber nur bei schrägem Flug – durch seitliche Luftwiderstandskräfte.

2. Der antriebslose Flug; hier fallen a) und b) fort, so daß nur unsymmetrische Luftkräfte die Achse der Rakete drehen können. Befindet sich also nach einem senkrechten Start die Rakete auch im Augenblick des Brennschlusses noch in genau senkrechter Fluglage, so müssen diese Kräfte Null sein; nur bei schrägen Fluge sind somit zu stabilisierende seitliche Luftkräfte auch theoretisch bedingt.

Praktisch wird freilich die Rakete auch bei senkrechtem Start niemals so genau senkrecht aufsteigen, daß nicht doch kleine Unsymmetrien auftreten. Diese würden zunächst eine geringe Achsdrehung hervorrufen, die die seitlichen Luftkräfte ihrerseits wieder vergrößert. Sowohl bei unten- als auch bei obenliegendem Schubangriffspunkt befindet sich die Rakete also gleichsam im labilen Gleichgewicht. Auch Flossen ändern an dieser Tatsache nichts; wenn eine etwas geneigte Fluglage erst einmal eingetreten ist, können sie vielmehr die aerodynamischen Momente und Querkräfte noch vergrößern und damit dem stabilen Flug mehr schaden als nützen.

Da ein Gesamtdrall bei Flüssigkeitsraketen ausscheidet, bleiben somit für die Einhaltung einer stabilen Fluglage zwei Wege gangbar: Die Stabilisierung durch rotierende Schwungmassen und die aktive Kreiselsteuerung durch Gasflossen oder dgl.

Bei den ersten Versuchsaggregaten soll der Einfachheit halber nur die Schwungmassenstabilisierung durchgeführt werden; um Totgewicht zu sparen, soll der Stabilisierungskreisel dabei gleichzeitig als Nutzlastträger (Sprengladung) ausgebildet werden. In einem reiferen Entwicklungsstadium der Erfindung wird man wahrscheinlich zu einer Verbindung beider Methoden übergehen.

Entsprechend den Gleichgewichtsfällen 1. und 2. sind bei der Schwungmassenstabilisierung zwei Berechnungsfälle zu unterscheiden:

Im Antriebsfluge ist ein großer Hebelarm zwischen den evtl. unsymmetrischen Schubkräften und dem Schwerpunkt zu vermeiden. Da gerade in den ersten Brennsekunden die Luftkräfte noch klein, die Unsymmetrien im Schub aber wahrscheinlich am größten sind, legt man hier die stabilisierende Schwungmasse möglichst dicht über den Ofen.

Im freien Fluge ist der Hebelarm zwischen den seitlichen Luftkräften und dem Schwerpunkt klein zu halten. Greift die unsymmetrische Luftkraft dabei vor dem Schwerpunkt an, so ist sie präzessionsfördernd, greift sie dahinter an, so ist sie präzessionshemmend. Für die Freiflugverhältnisse ist also eine Schwerpunktlage im Raketenkopf erwünscht.

Diesen beiden Erfordernissen wird man am besten gerecht, wenn man die Schwungmasse und den Schubangriffspunkt tunlichst nach vorn verlegt. Soweit dieser Weg konstruktiv gangbar war, ist er bei den hier entwickelten Aggregaten beschritten worden.

Für die Berechnung der stabilen Flugbedingung unter Antrieb können bisher nur sehr rohe Anhaltspunkte gelten, da hier noch keinerlei Erfahrungsmaterial vorliegt.

Nach Cranz, Ballistik I, darf als Kriterium für den stabilen Flug eines Geschosses ein „Stabilisierungsfaktor"

$$\sigma = \frac{(C\,r)^2}{4\,A\,M_L/\sin\alpha} \tag{71}$$

angesehen werden, der für eine bestimmte Geschoßart einen gewissen empirischen Mindestbetrag einnehmen muß. Es bedeuten hier: C das Trägheitsmoment des Geschosses um seine Längsachse, r seine Winkelgeschwindigkeit, A sein Trägheitsmoment senkrecht zur Längsachse, M_L das seitliche Moment des Luftwiderstandes, α den Winkel zwischen Geschoßachse und Bahntangente. Für die 10-cm-Granate 96 ergibt sich der erforderliche Drall dann z. B. aus der Erfahrung, daß stets $\sigma \geqq 3{,}5$ sein muß.

Ersetzt man nun das Luftwiderstandsmoment M_L durch das Moment der unsymmetrischen Schubkräfte M_p, α durch den Winkel zwischen Längsachse und Schubresultierender, C durch das Trägheitsmoment des Stabilisators, so ergibt sich für dessen Mindestdrall aus den Bedingungen des Antriebsfluges

$$r_{\text{Antr.}} = \frac{1}{C}\sqrt{\frac{4\,A\,M_p\,\sigma}{\sin\alpha}}\,.$$

Nun ist aber $M_p = P\,S\sin\alpha$, wenn S der Abstand zwischen Schwerpunkt und Schubangriffspunkt ist. Es ist also auch

$$r_{\text{Antr.}} = \frac{1}{C}\sqrt{4\,A\,P\,S\,\sigma}\,. \tag{72a}$$

Hier muß nun A, C, M und S bestimmt werden. A bekommt man durch Auspendeln der waagrecht aufgehängten Rakete an einem elastischen Draht (vgl. Photo 20). Für das Aggregat I ergab sich z. B.

$$A = 2{,}000 \text{ mkgsec}^2$$

Auf die gleiche Weise fand sich für den Rotor

$$C = 0{,}02085 \text{ mkgsec}^2$$

M_p konnte dagegen bisher noch nicht bestimmt werden. Nach erfolgreicher Durchentwicklung des Aggregats II ist aber beabsichtigt, diesen Wert durch Kreuzwaagenmessungen zu ermitteln; die Rakete soll dabei auf dem Prüfstand gegen einen

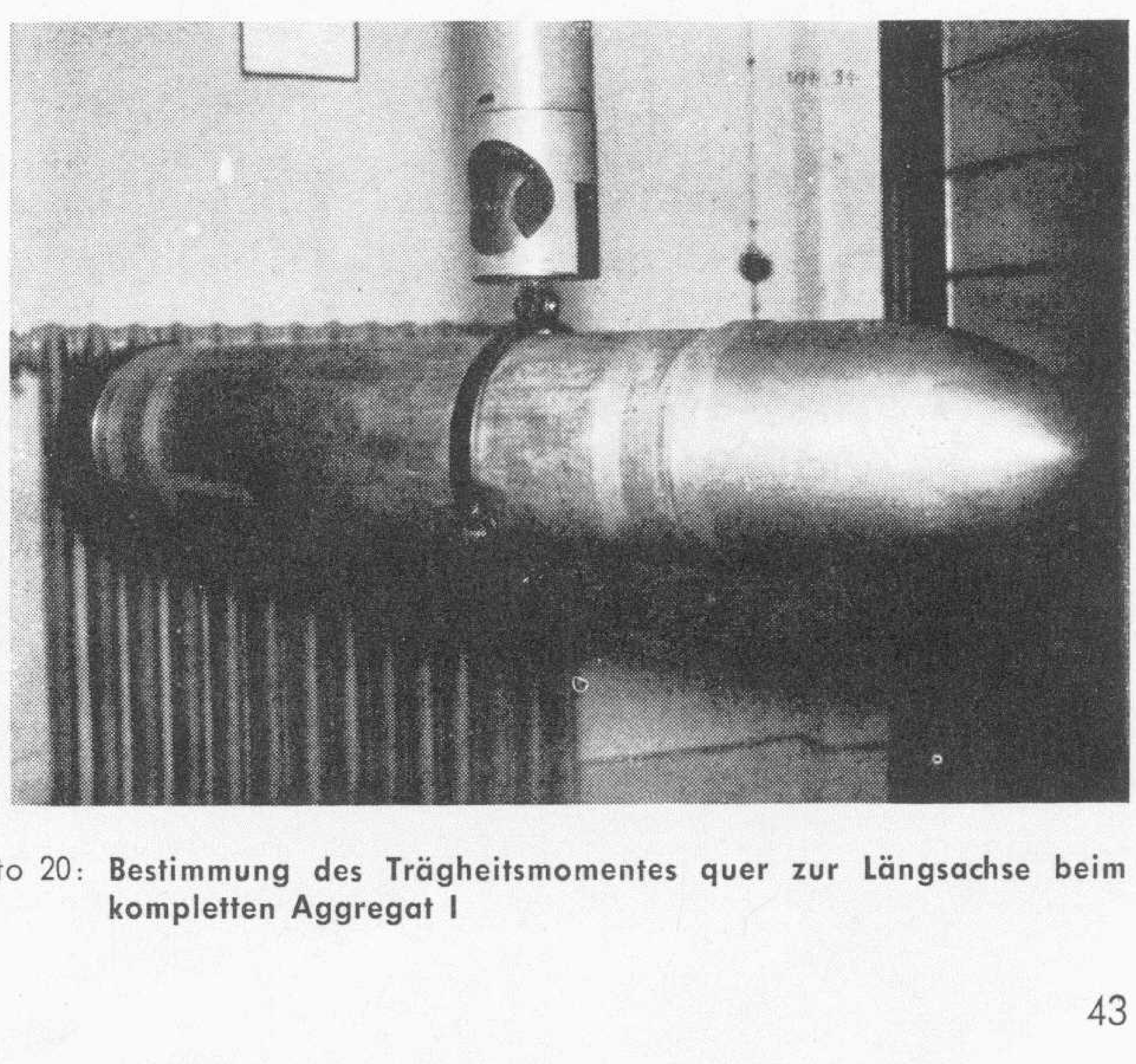

Photo 20: **Bestimmung des Trägheitsmomentes quer zur Längsachse beim kompletten Aggregat I**