

Die ersten Brennversuche mit dem zusammengebauten Aggregat ergaben die Notwendigkeit, den Druck im Brennstofftank (wie bei der Prüfstand-Apparatur) durch ein neutrales Gas zu erzeugen. Die Arbeiten am Druckzusatz-Problem bekamen dadurch eine neue Richtung. Es wurde eine „Vorlage“ konstruiert, die den Zweck hat, einen ständigen Druckausgleich zwischen Sauerstoff- und Brennstofftank zu gewährleisten, ohne daß dabei jedoch gasförmiger Sauerstoff in den Brennstofftank gelangen kann. Diese Vorlage besteht in einem kleinen Behälter mit flüssigem Stickstoff, in dem der Druck durch ein kleines Reduziersystem gesteuert wird. Um den Stickstoff in gasförmigem Zustand dem flüssigen Sauerstoff auflagern zu können, muß er eine Wärmequelle durchwandern. Für diese eignen sich die oben geschilderten Glühpatronen vortrefflich, da bei dieser Anordnung der Patronen keine Wärmeübergangsschwierigkeiten bestehen.

Bei Abschluß dieser Dissertation war die Entwicklung des Stickstoff-Vorlage-Systems noch nicht fertiggestellt. Aus den vorhandenen Resultaten darf aber geschlossen werden, daß sie die geeignetste und gewichtsmäßig günstigste Lösung des außerordentlich schwierigen Problems des konstanten Druckablaufs darstellen wird.

Endlich sind im Rahmen dieser Arbeit einige Entwürfe gemacht worden, die es ermöglichen sollen, den Druckzusatz nicht auf die Treibstoffbehälter selbst, sondern nur auf kleine Zwischenkessel („Pumpen“) wirken zu lassen, durch welche die gesamten Brennstoffe im Laufe des Brennvorganges hindurchgedrückt werden. Diese Aufgabe ist konstruktiv durchaus lösbar. Es würden sich damit, insbesondere bei großen Raketen, sehr erhebliche Gewichtseinsparungen erzielen lassen, da die Tanks selbst dann nicht unter hohem Druck zu stehen brauchen. Wegen der Kompliziertheit dieser Druckzusatzsysteme soll mit ihrer Entwicklung jedoch ein Zeitpunkt abgewartet werden, in dem der Stand der übrigen Arbeiten an der Flüssigkeitsrakete etwas weiter fortgeschritten ist.

Zu 3. Zur vollautomatischen Betätigung der flugfähigen Rakete war endlich die Schaffung einer einfachen Anwurfvorrichtung für den Stabilisierungskreisel erforderlich. Diese Vorrichtung sollte für den festen Einbau in das Startgestell geeignet sein und dem Kreisel vor dem Start eine genügende Drehzahl geben können. Während des Fluges sollte dieser dann ohne Antrieb, nur vermöge seines Schwunges, weiterlaufen.

Die Längsachse dieses Kreisels steht in starrer Verbindung mit der Achse der Rakete. Durch sein Schwungmoment wird dann die Raketenachse nach Art des Geschößdralls stabilisiert. Da also durch einen Teil der Gesamtmasse die Stabilisierung des ganzen Raketenkörpers hervorgerufen werden soll, muß die Drehzahl des Kreisels gegenüber einem gleichkalibrigen Geschöß relativ hoch sein. In der im letzten Hauptabschnitt durchgeführten Berechnung wurde für das 2 kg/sec-Aggregat eine Mindestdrehzahl des Kreisels von $n = 9000 \text{ min}^{-1}$ ermittelt.

Die Aufnahme dieser Drehzahlen in Kugellagern gelang bereits bei den ersten Versuchen. Es war dabei nur zu beachten, daß die Kugellager aus einem für die hohen Fliehkräfte geeigneten Werkstoff (Bronze) bestanden.

Bei den ersten Laufversuchen wurde der Kreisel mit einem Elektromotor über eine Stahllitzen-Transmission angetrieben. Nach Erreichung der Höchstdrehzahl von 8900 min^{-1} wurde die Litze dann von der Seilscheibe heruntergeschoben.

Dieses geschah in zuverlässiger Weise dadurch, daß eine bewegliche Spannrolle in dem Augenblick des Lösens der Transmission fortgezogen wurde; hierdurch verlor die Litze ihre Spannung und wurde durch ihre eigene Fliehkraft von den Seilscheiben abgehoben.

Schon für die ersten Startversuche kam aber eine derart primitive Anwurfmethode nicht mehr in Betracht, da dann zu viele Funktionen unmittelbar vor dem Start auszuführen gewesen wären.

Die in der Handhabung einfachste Anwurfmethode schien nun darin zu bestehen, daß in das Startgestell ein Drehstromstator eingesetzt wurde, in dessen Drehfeld der Stabilisierungskreisel sich in der Ruhelage der Rakete befindet. Wird in diesen Sta-

tor Drehstrom hineingesandt, so induziert das entstehende Drehfeld in der Eisenmasse des Kreisels Wirbelströme, die diesen in Rotation versetzen.

Bei dem üblichen Netzdrehstrom hat nun jede Phase eine Frequenz von 50 Hertz. Dieser Wert stellt gleichzeitig die Drehzahl des elektromagnetischen Feldes dar und ist somit natürlich das Maximum dessen, was auch der Rotor erreichen kann. 50 Hertz entsprechen nun 3000 Umdrehungen pro Minute. Da aber eine Drehzahl von 9000 min^{-1} erforderlich ist, mußte somit ein Drehstrom von mindestens 150 Hertz zur Beschickung des Stators verwendet werden. Hierzu war ein besonderer Generator notwendig.

Stator und Rotor sowie das Generatoraggregat wurden von der AEG gefertigt. Bei den ersten Anlaufversuchen zeigte sich, daß der „Schlupf“, d. i. die Drehzahldifferenz zwischen Drehfeld und Rotor, im Zustand des Gleichgewichts $80\text{--}100 \text{ min}^{-1}$ betrug. Da das Generatoraggregat bis zu einer Frequenz von 160 Herz benutzt werden kann, ist somit also eine Drehzahl des Rotors von 9500 min^{-1} dauernd gewährleistet.

Wegen der eigenartigen elektrischen Verhältnisse zwischen Stator und Rotor (großer Spaltverlust, blanker Stahlläufer) ergab sich dabei, daß die Blindstromaufnahme des Stators im Verhältnis zu normalen Drehstrommotoren sehr groß war. Der Generator mußte daher für eine gesamte Leistungsabgabe von 6 kW dimensioniert werden. Wegen der Kleinheit des $\cos \varphi$ ($= 0,14$ gegen sonst ca. $0,9$) war zum Antrieb dieses Generators jedoch nur ein Motor von 0,96 kW Nutzleistung erforderlich.

Von großer praktischer Bedeutung für die Konstruktion des zusammengebauten Aggregats ist nun folgendes:

Das Drehfeld gibt grundsätzlich die Handhabe, den Rotor auch dann noch anzuwerfen, wenn dieser in einen unter Druck stehenden Behälter eingebaut wird. Man könnte also den Rotor einfach in die Tanks hineinsetzen und dadurch bei außerordentlicher Gewichtsersparnis eine günstige Schwerpunktlage der Rakete bekommen.

Nun zeigte sich aber, daß die in den Tankwänden induzierten Wirbelströme bei Aluminiumtanks derart stark sind, daß die Behälterwände nach wenigen Sekunden wegschmelzen würden. Ob sich diese Tatsache durch eine sorgfältige Flüssigkeitskühlung der Wände vermeiden läßt, erscheint nach dem Versuchsergebnis sehr zweifelhaft. Außerdem ist aber das durch das Drehfeld auf die Tanks einwirkende Drehmoment so stark, daß die Rakete dann vor dem Start fest in das Startgestell verkeilt werden müßte.

Dagegen erwies sich Turbax, ein Gewebepreßstoff auf der Bakelitbasis, als völlig unelektrisch. Versuche, aus diesem Werkstoff druckdichte Behälter zu bauen, führten zu einem durchaus positiven Ergebnis. Auch die Gewichtsverhältnisse bei derartigen Tanks erscheinen vertretbar, da die erforderliche Wandstärkenvergrößerung gegenüber Aluminiumlegierungen (9,0 gegen 3,5 mm) durch das kleinere spezifische Gewicht (1,3 gegen 2,8) fast kompensiert wurde. Leider konnte aus Gründen der Explosionsgefahr (organische Gewebe + Sauerstoffdampf) dieser Weg zunächst nicht weiter verfolgt werden. Es ist aber möglich, daß nach erfolgreicher Bewährung des Druckzusatzsystems mit der Stickstoffvorlage auf diese Möglichkeit zurückgegriffen werden kann.

Das Problem des Stabilisatoranwurfs kann durch das Drehstromsystem als gelöst angesehen werden.

3. Theoretische Betrachtungen zum Druckzusatzproblem

Das Problem des konstanten Druckablaufes in den Brennstoff- und Sauerstofftanks ist eine der schwierigsten Entwicklungsaufgaben überhaupt, die zur Schaffung einer brauchbaren Flüssigkeitsrakete zu leisten sind. Bei der Vielfältigkeit der hierbei mitwirkenden Einflüsse ist diese Aufgabe durch reine