

Vordenker eines neuen Raketenantriebs

Vom 30. September bis 6. Oktober 1935 fand an der Königlichen Akademie von Italien zu Rom der fünfte Kongress „A. Volta“ über das Thema „Hohe Geschwindigkeiten im Flugwesen“ statt. Unter den zahlreichen ausländischen Teilnehmern ragten die Aerodynamiker Adolf Büsemann, Theodore von Kármán und Ludwig Prandtl aus Deutschland hervor. Von den Italienern waren unter anderem Gaetano A. Crocco, Carlo Ferrari, Tullio Levi-Civita und Modesto Panetti anwesend. Die Veranstaltung fand ein internationales Echo. Auch wenn sich der Kongress hauptsächlich mit Flugzeugen beschäftigte, so begann man doch in der dritten Sektion, die den thermodynamischen Problemen des Antriebes in großen Höhen gewidmet war, vom Raketenantrieb zu reden. Der Beitrag des Russen Nikolai Alexejewitsch Rynin, der in Abwesenheit des Autors verlesen wurde, beschrieb die Grundlagen des „Rückstoßantriebes ohne Verwendung der Außenluft“. Ein Ausschnitt seines Beitrages, in dem er die in den dreißiger Jahren diskutierten unterschiedlichen Theorien einander gegenüberstellte, kann eine Vorstellung von der Technik des Raketenantriebes liefern:

Das Problem einer Erhöhung der Fluggeschwindigkeit über die heute bestehenden Grenzen hinaus kann mit zwei unterschiedlichen Methoden angegangen werden, die schon von Gaetano Crocco als Hyperaviation und Superaviation bezeichnet worden sind. Erstere bezieht sich auf den Flug in der Troposphäre, in der sich die Erhöhung der Geschwindigkeit durch die aerodynamische Verfeinerung und durch die Erhöhung der Antriebskraft bewerkstelligen lässt. Die zweite betrifft den Flug in der Stratosphäre, wo die geringere Luftdichte nur in engeren Grenzen eine Erhöhung der Kraft erlaubt und die hohen Fluggeschwindigkeiten daher rationeller und ökonomischer realisiert werden müssen. Aber ein großes Hindernis für die Superaviation ist die Verminderung der Antriebskraft mit zunehmender Höhe und das unvollkommene und unsichere Funktionieren des Propellerantriebes in Höhen und in Geschwindigkeiten, die weit von den aktuellen entfernt sind ... Es ergibt sich daraus die Notwendigkeit, nach einem Antrieb zu suchen, dessen Kraft nicht von der Höhe abhängig ist und der eine zuverlässige, annehmbare Leistung auch unter Bedingungen erbringt, bei denen die gewöhnlichen Propellermotoren nicht mehr einsetzbar sind. Ein Antrieb dieser Art kann der Rückstoß- oder der Raketenantrieb sein.

Der Rückstoß- oder Raketenantrieb ist eine Maschine, in der sich der thermische Faktor, welcher die Energie des Brennstoffes in thermische Energie verwandelt, und der mechanische Faktor, der diese in Schubarbeit mittels des Strahles verwandelt, vereinigt finden. ►

Man unterscheidet drei Grundtypen von Raketen:

- 1) Die Rakete des gewöhnlichen Typs, in der die Schubkraft durch den Ausstoß von Verbrennungsprodukten aus der Brennkammer durch die Düsenmündung erreicht wird. Brennstoff und Verbrennungsmittel befinden sich beide in der Rakete selbst.
- 2) Die Rakete mit Ansaugung der umgebenden Luft, um den Schub zu erhöhen, wobei die Ansaugung durch eine Reihe von Melot-Venturi-Trichtern erreicht wird, die rund um den Strahl angeordnet sind, der aus der Düsenmündung austritt.
- 3) Die Rakete, bei der die Außenluft aufgefangen wird, um (neben einer eventuellen Schuberrhöhung) den Brennstoff zu verbrennen. Zu dieser Kategorie gehört das von René Lorin erdachte Antriebssystem, das von Gaetano Crocco „aerothermodynamischer Körper“ genannt worden ist. In ihm komprimiert sich die Luft selber durch die Abnahme der Geschwindigkeit relativ zum Körper. Die Anwendung der Impulserhaltung liefert bekanntlich für die Schubkraft der Rakete einfach den Ausdruck $F = uc/g$, wobei u die in der Zeiteinheit ausströmende Masse bedeutet (Verbrauch), c die Ausströmgeschwindigkeit des Gases relativ zum Fluggerät und g die Schwerebeschleunigung. ...

Während ihrer Bewegung unterliegt die Rakete drei Kräften: dem Schub, dem Gewicht und dem Luftwiderstand, welche verschieden angewandt und gesteuert werden können in ihrem Verhältnis zueinander. Die Rakete kann vertikal fliegen oder auf geneigter oder horizontaler Flugbahn, sie kann steigen oder sinken. Für den allgemeinen Fall ist die Lösung des Problems recht kompliziert, und es ist nicht verwunderlich, dass die Theorie des Raketenfluges nicht auf einmal entwickelt worden ist, sondern schrittweise und indem man von einfachen und spezifischen Fällen der Bewegung zu allgemeineren und komplizierteren Fällen übergegangen ist.

Im Jahr 1897 hat Mestscherski zum ersten Mal die Differenzialgleichung des vertikalen Steigfluges einer Rakete aufgeschrieben:

$$\frac{M d^2x}{dt^2} - Mg - \frac{dM}{dt} c - R(v) = 0$$

Hierbei ist M die Masse der Rakete, c die Ausströmgeschwindigkeit, $R(v)$ der Luftwiderstand, den er nur als Funktion der Geschwindigkeit v annimmt. Wenn M und c als Funktion der Zeit ausgedrückt werden, führt die Lösung des Problems zu einer Riccati-Gleichung, vorausgesetzt, dass sich der Widerstand R proportional zum Quadrat der Geschwindigkeit verhält. Mestscherski berücksichtigte allerdings nicht die Abhängigkeit der Luftdichte von der Höhe. Ziolkowski bezog 1903 und später 1910 diesen Umstand in seine Überlegungen ein und gab eine Näherungslösung des Problems sowohl für den vertikalen Flug als auch für den geneigten Flug. Im Jahr 1909 stellte auch Goddard in Amerika die Differenzialgleichung des vertikalen Steigfluges der Rakete auf und löste zum ersten Mal das Problem in folgender Form: Wie groß muss die Anfangsmasse der Rakete mindestens sein, um eine bestimmte Nutzlast auf die gewünschte Höhe bringen zu können? Das Variationsproblem wurde von ihm durch eine Näherung gelöst.

Andere Näherungslösungen wurden 1923 von Oberth und 1925 von Hohmann gegeben, 1927 von Hamel. Matschinski und Stern gaben 1935 mit der Variationsrechnung exakte Lösungen an, wobei sie auch den Teil des Aufstieges berücksichtigten, der allein durch die Trägheit erfolgt. Die numerische Rechnung führte Stern für einen speziellen Fall aus: Höhe des Fluges $s = 50$ Kilometer, die Masse der Rakete ohne Brennstoff beträgt 50 Kilogramm, die Ausströmgeschwindigkeit (konstant) beträgt 200 Meter in der Sekunde. Das Ergebnis ist dann: Masse des Brennstoffes 118 Kilogramm und Flugdauer 55 Sekunden. Man sieht, dass der Flug mit einer Geschwindigkeit von etwa 300 Metern pro Sekunde beginnen muss, wobei auf einen Schlag 68 Kilogramm des Brennstoffes verbrannt werden, während die verbleibenden 50 Kilogramm gleichmäßig bis zu einer Höhe von 25 Kilometern aufgebraucht werden, danach setzt sich der Flug antriebslos aufgrund der Trägheit fort.

Der geneigte Flug der Rakete wurde, außer von den oben genannten Oberth, Ziolkowski und Hohmann, auch von Borin, Lwoski und Rynin untersucht. Borin untersuchte auch den Abschuss einer Rakete von einem Flugzeug aus und stellte die Differenzialgleichungen der Bewegung unter der Annahme einer gleich bleibenden Luftdichte auf. ...

Eine Reihe von Wissenschaftlern hat die Theorie des Fluges eines Düsenflugzeuges ausgearbeitet: Lorin, Oberth, Hohmann, Crocco, Rynin, Korwin-Krowtschowski, Kondratok, Roy, Zander, Sänger, Ziolkowski, Matschinski und andere.

Bleiben wir bei den Arbeiten von einigen davon, die nach unserer Meinung die potenziellen Möglichkeiten von Düsenflugzeugen klarer herausstellen. Wir wollen mit den Arbeiten von Crocco beginnen, der die klügsten Schlussfolgerungen vorgestellt hat. ...

Crocco betrachtet zunächst in wirklich allgemeiner Weise das Problem des Stratosphärenfluges, wobei er die Abhängigkeit des Widerstandskoeffizienten von der Geschwindigkeit berücksichtigt, und

führt dann das Konzept der ökonomischen Höhe ein, als einer Größe, die für einen gegebenen Geschwindigkeitswert den Widerstand gering hält. Es ist so möglich, den günstigsten Verlauf der Flugbahn zu untersuchen. Er behandelt auch hier Flugbahnen mit einer anfänglichen Aufstiegsphase, die umso höher führt, je größer die zurückzulegende horizontale Entfernung ist, gefolgt von einem Horizontalflug und einer Abstiegsphase im Gleitflug.

Um die Probleme verschiedener Antriebsmotoren herauszuarbeiten, diskutiert Crocco die Kontroverse zwischen den Verfechtern des Propellerantriebes und denen des Rückstoßmotors, und er zieht den Schluss, dass dem Ersteren (dem Propellerantrieb) der Geschwindigkeitsbereich unterhalb der Schallgeschwindigkeit vorbehalten bleibe, während man mit dem Rückstoßantrieb auch sehr viel höhere Geschwindigkeiten erreichen könne. Die Rakete ließ er einzig wegen ihres übermäßigen Treibstoffverbrauches außer Acht, der Autor wandte vielmehr seine Aufmerksamkeit dem aerothermodynamischen Körper zu, der schon 1913 von Lorin ausgedacht worden war. Ein solcher Antrieb ist sicherlich nicht für mäßige Geschwindigkeiten geeignet, weshalb Crocco den Zweifel äußert, ob man nicht zu anderen Mitteln greifen müsse (zum Beispiel einem Propeller), um die hohen Geschwindigkeiten zu erreichen, bei denen er seine Wirksamkeit am besten entfaltet. Er setzte voraus, dass man mit irgendeinem Mittel dem Flugzeug eine Anfangsgeschwindigkeit von 80 Metern pro Sekunde verleihen könne.

Bei einem idealen aerothermodynamischen Körper mit einem Anfangsgewicht von 1000 Kilogramm und mit 400 Kilogramm Treibstoff kommt es bei einer Anfangsgeschwindigkeit von 80 Metern pro Sekunde zum Abheben. Der Flugapparat gewinnt langsam an Höhe bis über 30 Kilometer, wobei er eine horizontale Wegstrecke von 200 Kilometern durchläuft und eine Geschwindigkeit von 1000 Metern pro Sekunde erreicht, wobei 288 Kilogramm Brennstoff verbraucht werden. Danach fliegt er über eine Strecke von 1000 Kilometern mit einer konstanten Geschwindigkeit von 1000 Metern pro Sekunde. Dabei verbraucht er den verbleibenden Brennstoff (112 Kilogramm) und geht dann in den Gleitflug über, wobei er noch eine horizontale Entfernung von 600 Kilometern durchläuft. Auf diese Weise ist die gesamte zurückgelegte Strecke 1800 Kilometer bei einer mittleren Geschwindigkeit von 2700 Kilometern pro Stunde. ...

Der russische Ingenieur Zander konzipierte 1933 einen stratosphärentauglichen Eindecker. Das Anfangsgewicht dieses Flugapparates ist 5000 Kilogramm. Die Zündung des Rückstoßmotors erfolgt in einer Höhe von 35 Kilometern, denn der Aufstieg bis zu dieser Höhe wird durch Propellermotoren bewirkt, die dann ausgeschaltet werden.

Der österreichische Ingenieur Sänger fertigte eine ähnliche Studie an: Der stündliche Brennstoffverbrauch beträgt hier 1500 Kilogramm für jede Tonne Masse im Flug. Die Reichweite beträgt 20000 Kilometer, die Flughöhe zwischen 40 und 58 Kilometern, die mittlere Geschwindigkeit 2500 Meter pro Sekunde; die Maximalgeschwindigkeit liegt bei 6500 Metern in der Sekunde, was einer totalen Ausschöpfung der Anfangsmasse entspräche. Wenn der Flugkörper 9000 Kilometer zurückgelegt und eine Höhe von 52 Kilometern erreicht hat, wobei seine mittlere Geschwindigkeit 1600 Meter pro Sekunde beträgt (Maximalgeschwindigkeit 5200 Meter pro Sekunde), hat sich die Masse auf 1/10 des Anfangswertes reduziert. Oberth berechnete den Flug eines Düsenflugzeuges im Allgemeinen und arbeitete zwei Spezialfälle heraus, wobei er annahm, dass der Treibstoff sich aus Benzin und flüssigem Sauerstoff zusammensetzt. Auch er unterteilte den Flug in drei Phasen: Aufstieg, Horizontalflug und Abstieg im Gleitflug. Aber hier kommt man nun noch zu einer vierten Phase, in dem der Motor wieder zu arbeiten beginnt, um die Landung abzubremesen. Als Abflugplatz dient eine Bergkuppe.

Tatsächlich sinkt die Leistung von Propellermotoren in großen Höhen und bei Überschallgeschwindigkeiten, während die der Rückstoßmotoren tendenziell steigt, besonders unter den speziellen Voraussetzungen, die Lorin annahm. Daraus ergeben sich klar die jeweiligen Anwendungsgebiete.