Zeitschrift: Schweizerische Bauzeitung
Herausgeber: Verlags-AG der akademischen technischen Vereine
Band: 80 (1962)
Heft: 18

Artikel: Nukleare Raketenantriebe
Autor: Jantsch, Erich
DOI: https://doi.org/10.5169/seals-66150

Nutzungsbedingungen
Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Mehr erfahren

Conditions d'utilisation
L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. En savoir plus

Terms of use
The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. Find out more

Download PDF: 13.12.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, https://www.e-periodica.ch

Die Schweiz ist ein kleines Land, besitzt aber in Zürich eine seit über 100 Jahren berühmte technische Hochschule, aus welcher schon manche wertvolle Entdeckung in die Welt hinausgegangen ist. Was läge also näher, als dass auch heute wieder von der ETH aus eine die beiden Gesichtspunkte klärende und einende Forschungstendenz sich anbahnen würde, welche sicher zum Nutzen von Wissenschaft und Praxis wäre und überdies vielleicht doch die eine oder andere unliebsame Ueberraschung verhüten dürfte.

Adresse des Verfassers: Ing. Dr. *B. Gilg*, Rifferswil ZH

Nukleare Raketenantriebe

DK 629.1.035.4

Von Dr. **Erich Jantsch**, Baden [1])

Einleitung

Für alle bisher verwirklichten und im Rahmen dieses Aufsatzes in Frage kommenden Raketenantriebe dient als Grundprinzip die Beschleunigung durch Massenausstoss $\dot{m}$ mit einer Ausstossgeschwindigkeit v_{ex}. Die Schubkraft F, die auf die Rakete wirkt, ist dann

$$(1) \qquad F = \dot{m}\, v_{ex}$$

die Beschleunigung

$$(2) \qquad a = \frac{F}{m} = v_{ex} \frac{\dot{m}}{m}$$

worin m die beschleunigte Masse (Gesamtmasse der Rakete plus unverbrauchter Treibstoff) ist [2]). Die Integration von Gl. (2), oder auch die direkte Anwendung der Erhaltungssätze für Masse und Impuls führen zur Gleichung für die «Ausbrenn»-Geschwindigkeit (die Endgeschwindigkeit der Rakete nach vollständigem Verbrauch des Treibstoffes)

$$(3) \qquad v_b = v_{ex} \ln \frac{m_0}{m_b}$$

worin m_0 die Anfangs- und m_b die Endmasse bedeuten. In Gl. (3) sind noch Gravitations- und Reibungsverluste abzuziehen. Im Prinzip könnte also — so lange man nicht in den Bereich relativistischer Geschwindigkeiten gelangt — jede beliebige Endgeschwindigkeit erreicht werden, doch ist für Satelliten- und Weltraumaufgaben, die eine Nutzlastmasse in der Grössenordnung von Tonnen voraussetzen, nach amerikanischen Quellen aus konstruktiven Gründen höchstens mit einem Verhältnis $m_0/m_b = 10$ zu rechnen, d. h. 90 % der Anfangsmasse besteht aus Treibstoff. In den restlichen 10 % macht die eigentliche Nutzlast auch wieder nur einen Bruchteil aus. Die höchste erreichbare Endgeschwindigkeit wäre dann für eine Einstufen-Rakete $v_b = 2{,}3\ v_{ex}$, wovon noch Gravitations- und Reibungsglieder abzuziehen wären. Bei einer Mehrstufen-Rakete addieren sich die Endgeschwindigkeiten.

Grundsätzlich stehen für gegebene Weltraumaufgaben zwei Wege offen, nämlich 1. Hohe, kurzzeitige Beschleunigung (schon fast einem «Abschiessen» vergleichbar), die ein Abheben von Planeten- und Mondoberfläche gestattet, wobei die Rakete sich ausserhalb der kurzen Beschleunigungszeiten bei Start und Landung wie ein Geschoss verhält. Die Optimierung der chemischen und der im folgenden näher ausgeführten nuklear-thermischen Systeme führt zu Konzeptionen mit einer Raketenbeschleunigung zwischen 1,2 und 2 g_0 (g_0 = Erdbeschleunigung an der Erdoberfläche). 2. Geringe, andauernde Beschleunigung, die Start und Landung nur auf Satellitenbahnen (in Form eines «Hinausspiralens») gestattet. Die weiter unten besprochenen nuklear-elektrischen Systeme mit Beschleunigungen von der Grössenordnung $10^{-4}\ g_0$ bis $10^{-3}\ g_0$ sind für diese Konzeption geeignet. — Grundsätzlich mögliche «Zwischentypen» scheinen heute nicht in sinnvoller Weise verwirklichbar.

Für die «Abschuss»-Variante ergeben sich im Zusammenhang mit typischen «Nahverkehrs»-Aufgaben die folgenden Geschwindigkeitsdifferenzen (wobei sich für mehrere Beschleunigungs- und Bremsmanöver innerhalb der gleichen Mission die nötigen Geschwindigkeitsdifferenzen addieren und eine solche Aufgabe grundsätzlich äquivalent einer Aufgabe ist, die einmaliges Erreichen der totalen Geschwindigkeitsdifferenz verlangt):

8 000 m/s	Erreichen einer niederen Satellitenbahn um die Erde;
11 200 m/s	Entfernung von der Erde ohne Berücksichtigung der Reibung (Abschussgeschwindigkeit $v_0 = (2r_0g_0)^{1/2}$ mit r_0 und g_0 als Radius und Beschleunigung an der Oberfläche eines Körpers, führt zu $\lim v = 0$, für $r \rightarrow \infty$, wenn allein die Gravitation dieses Körpers betrachtet wird)
14 000 m/s	Start von Erdoberfläche, Mondumkreisung und Rückkehr auf Erdsatellitenbahn;
15 000 m/s	Start von Erdoberfläche und Landung auf Mondoberfläche ohne Rückkehr;
21 400 m/s	Start von Erdoberfläche, Landung und Start auf Mondoberfläche, Rückkehr auf Erdsatellitenbahn;
21 000—25 000 m/s	Schnelle Reise zum Mars (etwa 1 Jahr Flugzeit), Start und Rückkehr auf Erdsatellitenbahn, mit Marsumkreisung;
30 000 m/s	Schnelle Reise zum Mars (etwa 1 Jahr Flugzeit), Start von Erdoberfläche, Marsumkreisung, Rückkehr auf Erdsatellitenbahn.

Bei Start und Landung auf Satellitenbahnen wird die Satellitengeschwindigkeit (also z. B. 8000 m/s im Falle einer niederen Erdsatellitenbahn) ausgenützt, bzw. erspart. Auch bei der Landung auf anderen Himmelskörpern oder auf Satellitenbahnen um andere Himmelskörper spielen Richtung und Grösse der Geschwindigkeit dieses Körpers für eine optimale Flugplanung eine entscheidende Rolle; so wird man etwa auf einem benachbarten Planeten mit Vorteil landen, wenn er sich von der Erde wegbewegt, dann jedoch mit dem Start zur Rückkehr warten, bis er die Rakete der Erde «entgegenwirft».

Mit den heute zur Verfügung stehenden und erprobten chemischen Antrieben erreicht man Ausstossgeschwindigkeiten bis etwa 2500 m/s, mit den in Entwicklung und Erprobung begriffenen O_2-H_2-Systemen und F_2-H_2-Systemen 3400 bis 3500 m/s (jeweils verlustfreie theoretische Werte). Mit 3650 m/s im O_3-H_2-System ist die Grenze für normale chemische Reaktionen erreicht, die allerdings durch das sehr schnelle «Einfrieren» freier Radikale oder höherer atomarer Anregungszustände noch höher gesetzt werden kann (nach einer amerikanischen Aeusserung werden auf diese Weise Ausstossgeschwindigkeiten bis zu 4800 m/s angestrebt).

Es ist sofort zu erkennen, dass selbst die einfachsten der skizzierten Weltraumaufgaben auf chemischem Wege nur mit mehrstufigen Systemen ausgeführt werden können und

[1]) Gekürzte Fassung eines am 28. Sept. 1961 vor der Ortsgruppe Baden der G. E. P. gehaltenen Vortrags. Vgl. auch den Aufsatz von Prof. Dr. J. Ackeret [7], der einige einschlägige Probleme etwas ausführlicher diskutiert.

[2]) In der anglo-amerikanischen Literatur findet man in der Regel anstelle der Ausstossgeschwindigkeit v_{ex} den spezifischen Impuls $I_s = v_{ex}/g_0$ mit der Dimension einer Zeit; der Schub F erhält dann die Dimension eines Gewichtes entsprechend dem technischen Massystem; die Division durch das Raketen-«Gewicht» (wie es auf der Erdoberfläche wäre) ergibt eine dimensionslose Beschleunigung in Einheiten von $g_0 = 9{,}81$ m/s². Da die Unsinnigkeit und Willkürlichkeit des Mitschleppens von g_0 gerade bei Raketen, die sich in fremde Gravitationsfelder oder sogar in praktisch gravitationsfreie Räume begeben können, besonders krass zutage tritt, seien unsere Betrachtungen konsequent auf die von Gravitationskräften unabhängigen Begriffe der Masse und der Ausstossgeschwindigkeit und ihre Einheiten im Giorgi-System abgestellt.

dass auch dann die Nutzlast noch sehr begrenzt ist. Die nuklearen Antriebssysteme, die eine wesentliche Erhöhung der Ausstossgeschwindigkeit ermöglichen, bringen hier den entscheidenden Fortschritt und machen anspruchsvollere Weltraumaufgaben eigentlich erst verwirklichbar.

1. Nuklear-thermische Antriebssysteme

Schon kurz nach den ersten Ausführungen von Kernspaltungsreaktoren, etwa bei Ende des zweiten Weltkrieges, wurden die ersten Ideen für Raketen-Reaktoren geäussert. 1955 begann in den USA ein Studienprogramm, das 1957 in das Projekt «ROVER» mündete (über mögliche Parallelentwicklungen in Russland wurde bisher nichts veröffentlicht).

In den nuklear-thermischen Systemen steht der Kernspaltungsreaktor an der Stelle der Brennkammer in chemischen Systemen. Das heisse Gas expandiert in beiden Fällen in einer Düse, wobei für ideales Gas und im verlustfreien Fall gilt:

$$(4) \qquad v_{ex} = \left[\frac{2\,\kappa}{\kappa - 1}\,\frac{\mathfrak{R}}{M}\,T_r\,\eta_c\right]^{1/2}$$

(v_{ex} Ausstossgeschwindigkeit, $\kappa \equiv c_p/c_v$ Verhältnis der spezifischen Wärmen des Gases, $\mathfrak{R}$ allgemeine Gaskonstante, M Molekulargewicht des Gases, T_r Temperatur vor der Düse, η_c Carnot-Wirkungsgrad der Expansion, gleich 1 bei Expansion gegen Vakuum).

In erster Näherung ist also $v_{ex} \sim (T_r/M)^{1/2}$, so dass Wasserstoff mit $M = 2$ bei gleicher Temperatur zur höchsten Ausstossgeschwindigkeit führt. Verbrennungsgase aus chemischen Reaktionen (die auch oft starke Abweichungen vom idealen Gasverhalten zeigen) besitzen hingegen ein Molekulargewicht, das durch die chemische Reaktion bestimmt und immer grösser als 2 ist. Im nuklearen System aber, in dem das Gas nicht an der Energiefreisetzung selbst teilnimmt, sondern die Energie im Wärmeaustausch zugeführt erhält, kann man reinen Wasserstoff ausstossen — darin liegt der hauptsächliche und entscheidende Vorteil der nuklear-thermischen Systeme gegenüber den chemischen!

Bild 1 zeigt die Charakteristik von Wasserstoff im Vergleich zu verschiedenen Verbrennungsgasen in Abhängigkeit von der Temperatur. Bei einer angestrebten Temperatur von ungefähr 2500° K vor der Düse erhält man im verlustfreien Fall mit H_2 etwa $v_{ex} = 9000$ m/s, also etwa einen dreimal so hohen Wert wie für die chemischen Systeme. (Die Dissoziation von H_2 zu H, die noch etwas Gewinn bringen könnte, setzt erst bei dieser Temperatur langsam ein.)

Das mitgeführte Gas dient also in nuklear-thermischen Systemen ausschliesslich als Treibgas, während der Brennstoffverbrauch, in diesem Falle Uran, im Gegensatz zu chemischen Systemen überhaupt nicht ins Gewicht fällt (der Umwandlungsfaktor von Masse in Energie ist für reines Spaltmaterial von der Grössenordnung 10^{-3}, für die besten chemischen Systeme etwa 10^{-10}). Die mitgeführte Masse des Reaktors mit dem Antriebsaggregat hingegen spielt natürlich auch hier eine bedeutende Rolle.

Bild 2 zeigt das Prinzipschema einer ROVER-Raketenstufe. H_2 wird im Tank in flüssigem Zustand bei 20° K und unter etwa 1 bar Druck (Dichte nur 70 kg/m³) aufbewahrt. Diese Temperatur setzt einen kostspieligen Produktionsprozess voraus, und es treten bereits enorme Schwierigkeiten hinsichtlich der Isolierung und der Sprödigkeit des Metalls auf. Der Wasserstoff wird mit einer turbinengetriebenen Pumpe zuerst zur Kühlung der Düse und dann zum Reaktoreintritt gefördert, wo er auf 2500° K oder mehr erhitzt wird.

Graphit, das gleicherweise ein gutes Hochtemperaturmaterial wie ein guter Neutronenmoderator ist, bietet sich als natürlicher Baustoff für den Reaktorkern an. Man wählt heute eine Ausführung mit plattenförmigen Spaltstoffelementen, in welchen Urankarbid in einer Graphitmatrix eingebettet ist. Die hohe Leistungsdichte, die gefordert wird, führt zu sehr kleinen Abmessungen in der Elementgeometrie und entsprechend engen Fabrikationstoleranzen (im KIWI-A-Versuchsreaktor 6 mm Plattenstärke und 1,2 mm Kühlkanalbreite). Auf diese Weise lässt sich erreichen, dass bei einer Gasaustrittstemperatur von 2500° K die Elementoberflächentemperatur etwa 3000° K nicht übersteigt. Bereits

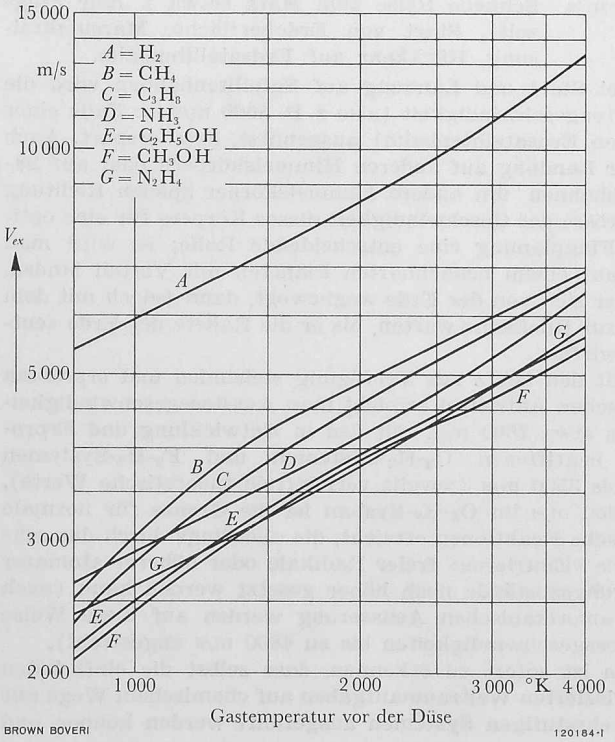


Bild 1 (links). Maximale theoretische Ausstossgeschwindigkeit von Wasserstoff (Kurve A) im Vergleich zu verschiedenen anderen Gasen, bei 100 bar Druck, nach [1]

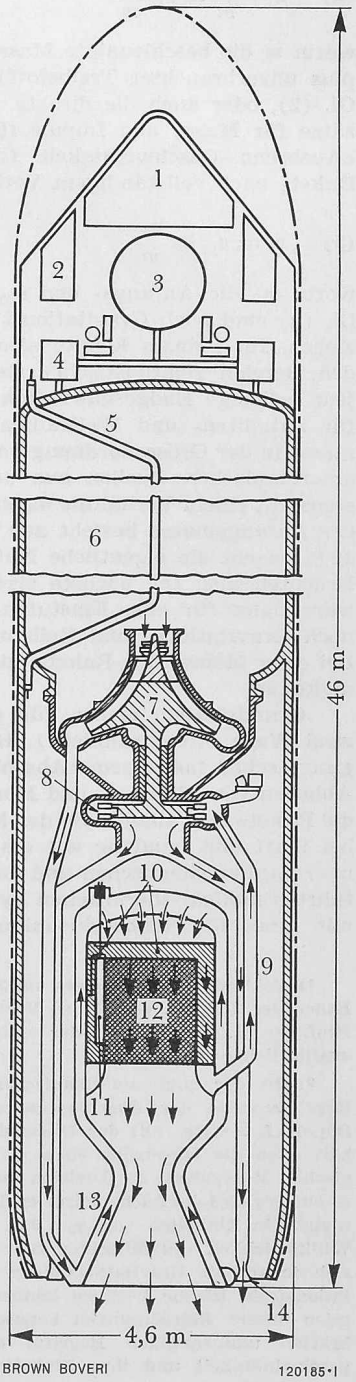


Bild 2 (rechts). Schematischer Schnitt durch eine ROVER-Raketenstufe, nach [2]

1 Nutzlast
2 Instrumentierung und Raketenlenkung
3 Helium-Druckbehälter
4 Regeleinrichtungen
5 elektrische Regelimpulsübertragung
6 Treibstoffbehälter
7 Treibstoffpumpe
8 Turbine
9 Turbinen-Treibgas
10 Be- oder BeO-Reflektor
11 Reaktorregelelemente
12 Uran-Graphit-Reaktorkern
13 Regenerativkühlung der Hauptdüse
14 Expansionsdüsen für Turbinen-Treibgas

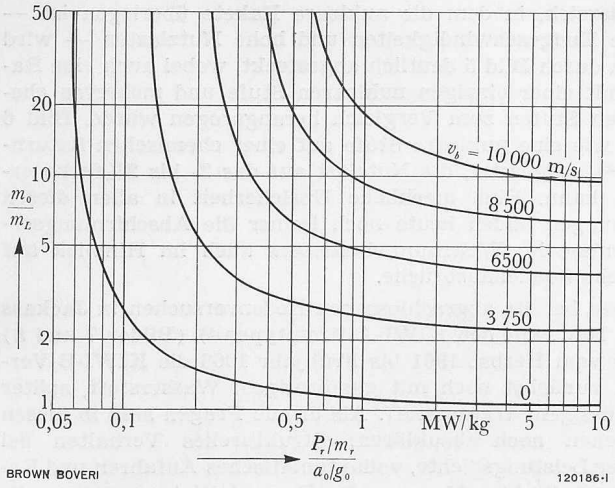


Bild 3. Charakteristik einer nuklear-thermisch angetriebenen Rakete in Funktion des Leistungsgewichtes der Reaktoranlage (H_2, 2780°K und 69 bar vor der Düse, $(v_{ex})_{eff} = 8500$ m/s, nach [1]. Es bedeuten:

m_0 die Bruttomasse der Rakete beim Start

m_L die «Totlast» (Nutzlast + Instrumente + Mannschaft + Abschirmung für die Mannschaft + plus fixe Masse)

P_r/m_r die spezifische Reaktorleistung pro Masseneinheit der Reaktoranlage

a_0/g_0 die Raketenbeschleunigung beim Start in Einheiten der Erdbeschleunigung $g_0 = 9{,}81$ m/s²

v_b die Endgeschwindigkeit der Rakete

bei 1800° K jedoch beginnt sich die Graphit-Korrosion durch den heissen Wasserstoff (eine intergranulare Korrosion, gefolgt von Wegblasen der lose gewordenen Graphitkörner), bei 3000° K auch schon die Graphit-Verdampfung unangenehm bemerkbar zu machen. Es wird daher auch an Strukturelemente aus Molybdän und Wolfram (nur das Isotop W^{184}, das wenig Neutronen absorbiert) bei Kühlung mit flüssigem Wasserstoff gedacht. Der optimale Gasdruck liegt für Wasserstoff bei 110 bar (während bei chemischen Systemen wenig Anreiz besteht, über 50 bar zu gehen).

Bild 3 zeigt die Ergebnisse einer Studie zur Optimierung des Leistungsgewichtes der Reaktoranlage, die unter Einschluss aller mit der praktischen Konstruktion wirksam werdenden Faktoren erhalten wurden. Das Optimum (d. h. eine

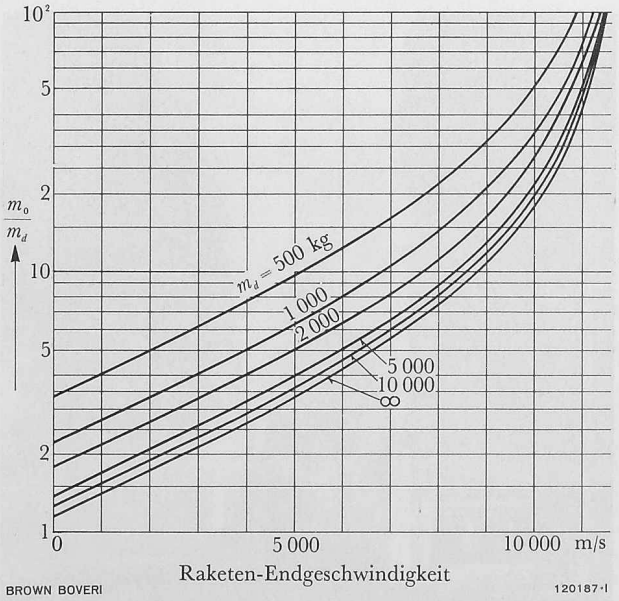


Bild 4. Charakteristik einer nuklear-thermisch angetriebenen Rakete in Funktion der Totlast nach [1]. Leistungsdichte im Reaktorkern 3,5 MW/l. m_d ist die Masse der «Totallast» (Nutzlast + Instrumente + Mannschaft + Abschirmung für die Mannschaft); übrige Bezeichnungen wie bei Bild 3. Die Raketenendgeschwindigkeit ist hier bei maximal 11 000 m/s begrenzt.

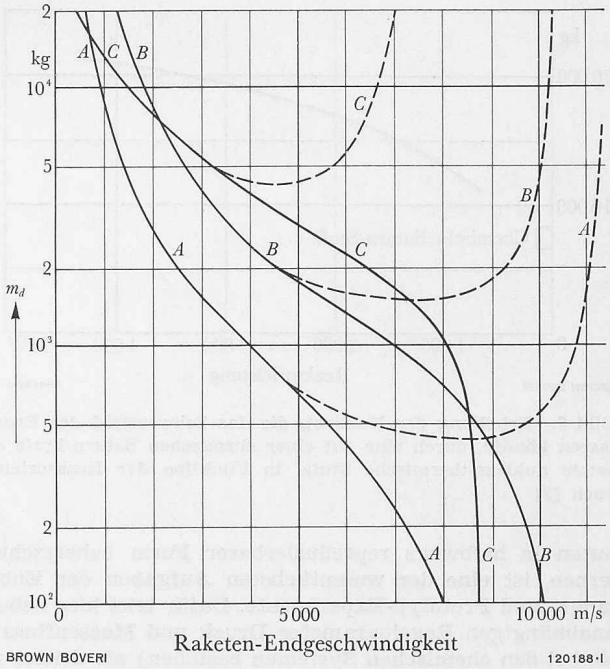


Bild 5. Vergleich einer nuklear-thermisch angetriebenen Einstufenrakete mit chemischen Ein- und Mehrstufenraketen (Bezeichnungen für die nukleare Rakete wie bei den Bildern 3 und 4), nach [1]. Voll ausgezogene Kurven: Vergleich mit chemischen Einstufenraketen; gestrichelte Kurven: Vergleich mit chemischen Mehrstufenraketen. Im Bereich über den Kurven ist die nukleare Rakete, darunter die chemische Rakete günstiger.

A nuklear H_2 im Vergleich zu chemisch O_2—N_2H_4

B nuklear H_2 im Vergleich zu chemisch F_2—H_2

C nuklear NH_3 im Vergleich zu chemisch O_2—N_2H_4

Auslegung, die durch höhere Leistungsdichte nicht mehr wesentlich verbessert werden kann) liegt demnach bei etwa 1 bis 2 MW/kg der Reaktoranlage. Da für graphitmoderierte Reaktoren in diesem Bereich etwa ein Umrechnungsfaktor von 3,2 kg/l Reaktorkernvolumen gilt, ist das Optimum bei einer Leistungsdichte von etwa 3 bis 6 MW/l des Reaktorkerns zu suchen, womit auch der Neutronenfluss höher als 10^{16} cm^{-2}s^{-1} wird. (Zum Vergleich sei angeführt, dass die Leistungsdichte bei graphitmoderierten Natururanreaktoren 0,5—0,8 kW/l beträgt, bei gasgekühlten praphitmoderierten Hochtemperaturreakoren vom Typ «Dragon» 14 kW/l, bei modernen Druck- und Siedewasserreaktoren 30 bis 80 kW/l, bei schnellen Reaktoren bis zu etwa 800 kW/l.) Die geforderte Leistungsdichte liegt also enorm hoch und ist derzeit auch nur für Laufzeiten von wenigen Minuten zu verwirklichen. Die Absicht, sie zu vergrössern, ist einer der Gründe für die geplante Entwicklung von schnellen Reaktoren für diesen Zweck (ohne Moderator und daher sehr kompakt). Als Strukturelemente zieht man Molybdän und Wolfram in Erwägung.

Obwohl derzeit nukleare Raketenantriebe aus Sicherheitsgründen erst für die zweite oder dritte Raketenstufe geplant werden, bietet die Regelung besonders beim Anfahren enorme Schwierigkeiten, da in weniger als einer Minute etwa drei Dekaden in der Leistungssteigerung bewältigt werden müssen, um den mitgeführten Wasserstoff nicht bei geringen Ausstossgeschwindigkeiten zu verschwenden. Nicht nur Wärmespannungen und Aenderungen in den Druckabfällen sind zu bewältigen, sondern auch Reaktivitätsänderungen infolge des Temperaturunterschiedes und der Dichteänderungen des Wasserstoffs im Reaktorkern. Während der Laufzeit des Reaktors von nur etwa 2 bis 15 Minuten bleibt der Spaltstoffabbrand selbst sehr gering, doch muss die Regelung über komplizierte Digitalsysteme laufend Aenderungen im Spaltstoffeinsatz, im Strömungsquerschnitt und in den Druckabfällen sowie im Kühlgasmengenfluss ausgleichen, die sich daraus ergeben, dass ein Teil des Reaktorkerns buchstäblich fortgerissen wird. Diese recht weitgehende Zerstörung des Reaktorkerns innerhalb weniger Mi-

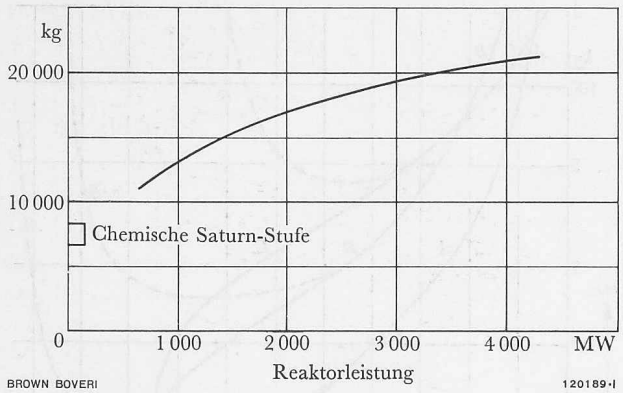


Bild 6. Erhöhung der Nutzlast, die das Schwerefeld der Erde verlassen könnte, durch eine auf einer chemischen Saturn-Stufe aufgesetzte nuklear-thermische Stufe, in Funktion der Reaktorleistung, nach [3]

nuten in halbwegs reproduzierbarer Form beherrschen zu lernen, ist eine der wesentlichsten Aufgaben der Entwicklungs- und Prototyp-Experimente. Dafür tritt hier neben die unabhängigen Regelparameter Druck und Massenfluss (wie sie bei den chemischen Systemen bestehen) als dritter unabhängiger Parameter die Reaktoraustrittstemperatur. Es kann nämlich die Leistung unabhängig vom Mengenfluss geregelt werden, im Gegensatz zu den chemischen Systemen, bei denen die Leistung der Verbrennung und damit dem Mengenfluss proportional ist.

Bild 4 zeigt das Ergebnis von Studien, die sich auf eine komplett durchkonstruierte einstufige nuklear-thermische Rakete beziehen. Die reine Theorie wird hier, wie man sieht, wegen des Anteiles der Reaktoranlage an der Gesamtmasse erheblich beschnitten. Die überhaupt erreichbare Endgeschwindigkeit liegt nur bei etwa dem 1,3fachen der Ausstossgeschwindigkeit und reicht vielleicht theoretisch gerade noch knapp hin, mit einem Anteil der «Totlast» (Nutzlast + Instrumente + Mannschaft + Abschirmung für die Mannschaft) von nur 1 % an der Gesamtmasse die Erde in der Richtung zum Mond zu verlassen. Aehnliche Ueberlegungen für chemische Antriebssysteme ergeben, dass etwa mit dem F_2-H_2-System eine maximale Endgeschwindigkeit von 10 000 m/s, also nur 1000 m/s weniger, erreicht werden kann.

Der Bereich, in dem die nukleare Rakete überlegen ist — grosse Endgeschwindigkeiten und hohe Nutzlasten — wird jedoch durch Bild 5 deutlich abgesteckt, wobei auch eine Rakete mit einer einzigen nuklearen Stufe und mehreren chemischen Stufen zum Vergleich herangezogen wurde. Bild 6 zeigt, wie eine nukleare Stufe auf einer chemischen Saturn-Stufe [3]) aufgesetzt, die Nutzlast auf das 2- bis 2½fache erhöhen kann. Eine merkliche Unsicherheit in allen diesen Rechnungen bilden heute noch immer die Abschirmungserfordernisse im Weltraum, besonders auch im Hinblick auf mögliche Sonnenausbrüche.

Den bereits abgeschlossenen Bodenversuchen in Jackass Flats, Nev., mit den KIWI-A-Prototypen [4]) (Bilder 7 und 8) folgen vom Herbst 1961 bis Frühjahr 1963 die KIWI-B-Versuche, zunächst noch mit gasförmigem Wasserstoff, später mit flüssigem Wasserstoff. Als offene Fragen sind in diesen Versuchen noch abzuklären: Strukturelles Verhalten bei höherer Leistungsdichte, vollautomatisches Anfahren und Regeln (mit direkter Messung der Gasaustrittstemperatur mittels Wolfram-Thermoelementen), höhere Wärmebelastung der Düse (auch wegen der γ-Absorption), Strahlungsschäden des Materials, besonders auch bei der Temperatur des flüssigen Wasserstoffs, sowie Pumpen für flüssigen Wasserstoff.

Mitte 1962 werden die KIWI-Systeme vom Los-Alamos-Laboratorium, das für die Entwicklung verantwortlich war, an die Firmen Aerojet General Nucleonics und Westinghouse Astronuclear Laboratory übergeben, die im Rahmen des Projektes «NERVA» (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application) die Gesamtanlage ausführen. Gleichzeitig werden unter dem Namen «Saturn-D» von den Firmen General Dynamics und Lockheed Studien mit dem Zweck durchgeführt, nukleare Stufen mit den chemischen Saturn-Systemen zu verbinden. Für den ersten Flug einer nuklear-thermischen Antriebsstufe — er soll unter dem Namen «RIFT» (Reactor in Flight Test) im Jahre 1965 oder 1966 durchgeführt werden — wird dann das Marshall Flight Center der staatlichen Behörde NASA in Huntsville, Ala. (unter Leitung von W. von Braun) zuständig sein. Dabei wird eine chemische Saturn-C-I-Rakete, die eine nukleare Stufe von 1000 bis 2000 MW Leistung trägt, von Cape Canaveral gestartet; nach 124 km

[3]) Eine chemische Saturnstufe wurde im Herbst 1961 erfolgreich erprobt; sie besteht aus acht gebündelten chemischen Antrieben

[4]) So genannt nach dem flugunfähigen Vogel Neuseelands

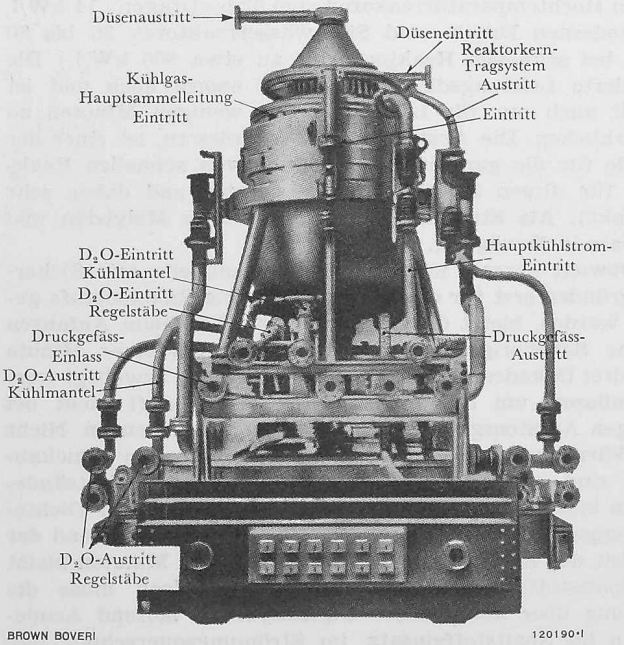


Bild 7. KIWI-A-Prototyp-Reaktor auf fahrbarem Versuchsstand, nach [3]. Der D_2O-Kreislauf dient hier der Kühlung von Regelstäben im Reaktorkern selbst und fällt bei den späteren Prototypen weg

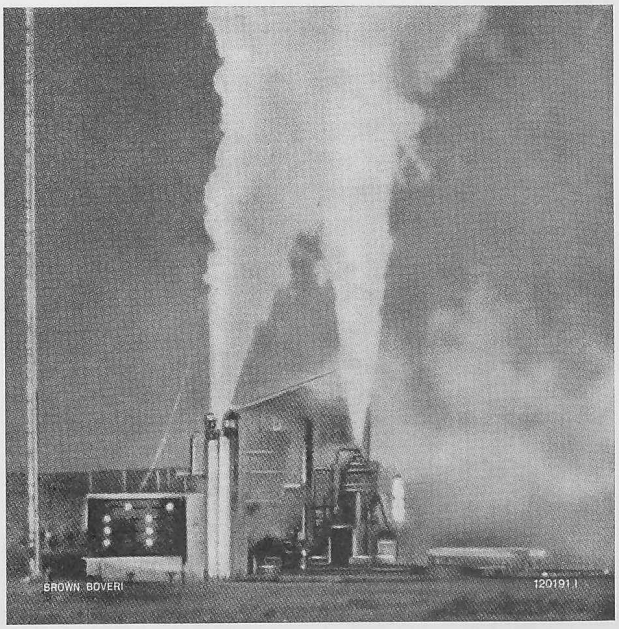


Bild 8. KIWI-A-3-Prototyp-Reaktor bei voller Leistung (rechts), nach [3]. Intermittierend wurde ein chemischer Raketenantrieb (links) in Funktion gesetzt, um die Wasserstoffwolke aus dem Reaktor in grösserer Entfernung zwecks Ueberwachung der Radioaktivität sichtbar zu machen

Flug wird die nukleare Stufe nach Trennung in Funktion gesetzt, worauf sie nach einem Flug bis auf 1500 km Höhe in 1850 km Distanz auf die Erde zurückfällt. Weitere Weltraumprojekte mit einer ersten chemischen und einer zweiten (später auch dritten) nuklear-thermischen Stufe betreffen unbemannte und bemannte Landungen auf dem Mond (gegenüber einer rein chemischen Mehrstufenrakete lässt sich die Nutzlast um einen Faktor 2 bis 3 vergrössern), sowie mit Start von einer Erdsatellitenbahn ein Flug zum Mars (Gewinn in der Nutzlast um einen Faktor 10).

Die *Weiterentwicklung* der nuklear-thermischen Systeme führt in klarer und auf Jahrzehnte überschaubarer Linie über eine Zwischenstufe mit schnellen und noch kompakteren Reaktoren zu Systemen, die höhere Ausstossgeschwindigkeiten durch Erhöhung der Temperatur ermöglichen sollen. Ist für die chemischen Systeme die Temperatur durch die molekulare Bindungsenergie (über die erreichbare Verbrennungstemperatur) begrenzt, so sind die bisher skizzierten nuklear-thermischen Systeme ebenfalls durch die molekulare Bindungsenergie eingeschränkt (hier jedoch über die strukturelle Integrität der Materialien — im Wärmeaustauschsystem Brennstoffelement-Gas tritt ja die höchste Temperatur im Element auf).

Konzepte, die die hohe kinetische Energie der Fragmente aus der Uranspaltung (80 MeV, entsprechend 10^{12} °K) oder aus radioaktivem Zerfall direkt für die Rückstosswirkung einsetzen wollen, erweisen sich als praktisch undurchführbar. Hingegen scheint das Prinzip, die kinetische Energie der Spaltfragmente einem auszustossenden Gas direkt mitzuteilen, indem gasförmiger Spaltstoff (z. B. UF_6) mit Wasserstoffgas vermischt kritisch gemacht wird (die festen Strukturelemente werden gekühlt), Aussicht auf Erfolg zu haben. Bild 9 zeigt einen Vorschlag in dieser Richtung. Die Ausstossgeschwindigkeiten sind hier durch die γ-Absorption in den festen Teilen des Reaktors begrenzt; sie können bis auf etwa 25 000 m/s gesteigert werden. Das schwierigste, noch ungelöste Problem betrifft die nötige Abtrennung des Spaltstoffes vom Wasserstoffgas vor dem Austritt aus der Düse im Verhältnis von etwa 10^{-2} bis 10^{-3}, um hohen Spaltstoffverlust und damit prohibitiv hohe Kosten zu vermeiden (untersucht werden Systeme, in denen auf mechanischem oder magnetohydrodynamischem Wege Spiralrotation erzeugt wird, die die schweren Moleküle nach aussen treibt).

Ein Fernziel schliesslich ist die Anwendung der Fusion von Deuterium und Tritium, die bei etwa 10^8 °K eine Ausstossgeschwindigkeit von 10^6 m/s als möglich erscheinen lässt.

2. Nuklear-elektrische Antriebe

In diesen Systemen, die im Gegensatz zu den nuklear-thermischen Antrieben über lange Zeitspannen in Funktion bleiben, dafür jedoch nur geringe Beschleunigungen mitteilen können (und damit nur für Start und Landung auf Satellitenbahnen geeignet sind), beruhen auf verschiedenen Möglichkeiten, elektrische Energie für die Massenbeschleunigung auszunützen. Der elektrische Strom dafür wird in nuklearen Systemen erzeugt, einerseits aus Gründen des völlig vernachlässigbaren Brennstoffverbrauchs und anderseits aus der

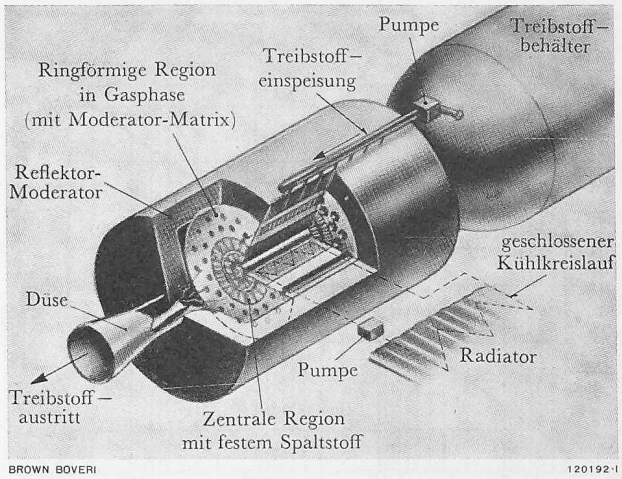


Bild 9. Vorschlag für einen fortgeschrittenen Raketen-Reaktor in Zweizonen-Ausführung nach [3]. Die zentrale Zone (mit geschlossenem Kühlkreislauf) enthält feste Brennstoffelemente, in der peripheren Zone nimmt gasförmiger Spaltstoff mit Wasserstoffgas vermischt an der Kettenreaktion teil und erhitzt den Wasserstoff direkt durch Uebertragung der kinetischen Energie der Spaltfragmente auf hohe Temperaturen.

Forderung nach Zuverlässigkeit in absolut wartungsfreiem Betrieb über lange Zeit.

Die in Betracht gezogenen Möglichkeiten zur elektrischen Massenbeschleunigung lassen sich in drei Gruppen gliedern:

a) *elektrothermisch* (Lichtbogen-Jet); er ist schematisch in Bild 10 dargestellt. Man erreicht damit heute Ausstossgeschwindigkeiten bis zu etwa 12 000 m/s. Systeme dieser Art sind für die Entwicklung von kleinen Antriebsaggregaten für die Korrektur von Satellitenbahnen vorgesehen.

b) *elektromagnetisch* (Plasma-Antrieb). Die noch sehr in den Anfängen steckende Entwicklung sieht sowohl Systeme, in denen ein Magnetfeld von aussen angelegt wird, wie auch solche vor, in denen eine Gasentladung ein Magnetfeld induziert, das die Entladung wandern lässt (Prinzip des Hörnerblitzes) und damit elektrische Energie teils in direkte Bewegung, teils in Wärme verwandelt, die in der nachfolgenden Expansion zurückgewonnen wird.

c) *elektrostatisch* (Ionen-Antrieb); hier handelt es sich um das bekannte Prinzip der elektrischen Teilchenbeschleunigung, das für elektrische Raketenantriebe in der nächsten Zeit die grösste Rolle spielen wird. Bild 11 zeigt das Prinzipschema. Wesentlich ist hier die Trennung der Ionen von den Elektronen mit nachfolgender Rekombination, um die Bildung von Raumladungswolken zu vermeiden. Wegen ihres niederen Ionisationspotentials empfehlen sich besonders die Alkali-Metalldämpfe (Cäsium, Rubidium), wobei unter den mannigfaltigen Methoden für die Ionisierung hier praktisch nur die Berührung mit heissen Metallflächen, besonders Wolfram, in Frage kommt, sei es während der Diffusion durch poröse Metallschichten, sei es durch mechanisches Einschies-

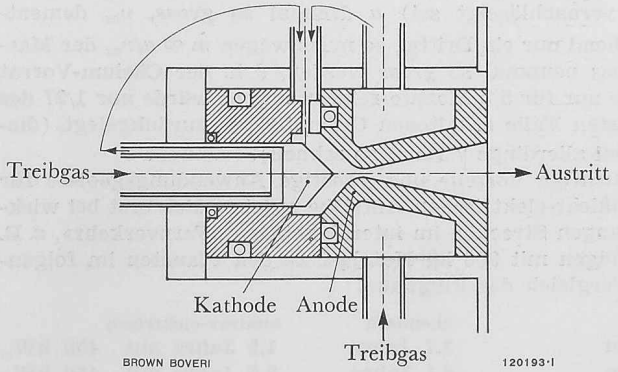


Bild 10. Elektrothermischer Antrieb (Lichtbogen-Jet), nach [4]

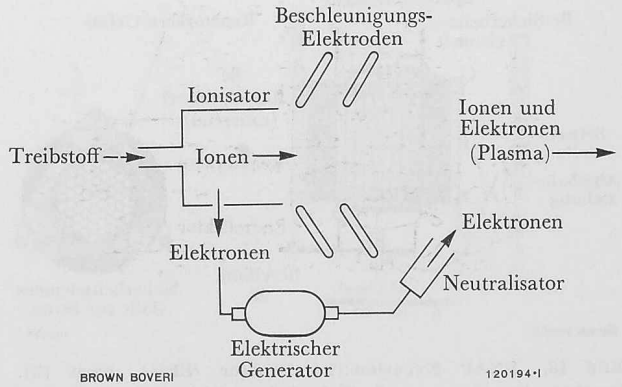


Bild 11. Elektrostatischer Antrieb (Ionen-Antrieb), nach [4]

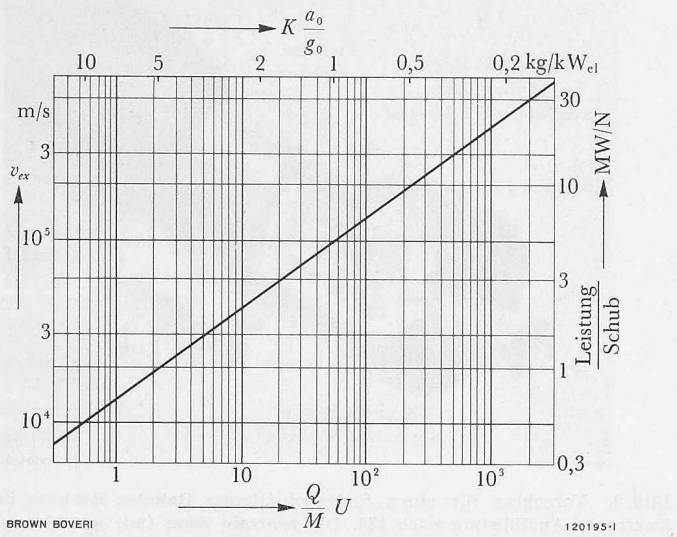


Bild 12. Allgemeine Charakteristik eines Ionenantriebes, nach [1]
Q/M Verhältnis der Ladung zur Masse des Treibstoffes
U Beschleunigungsspannung
K Leistungsgewicht des Antriebsaggregates ohne Treibstoff und Tank in kg/kW$_{el}$
a_0/g_0 anfängliche Raketenbeschleunigung in Einheiten von g_0 = 9,81 m/s²

Bilder 1, 3, 4, 5 und 12 by permission from *Nuclear Rocket Propulsion* by Bussard & DeLauer. Copyright, 1958. McGraw-Hill Book Co., Inc.

sen in Metallspiegel, die einen gleichgerichteten Strahl entlassen (das Elektron wird dann durch die Metallschicht abgeleitet).

Da wegen der Raumladungs-Beziehung

$$(5) \quad j = \frac{\varepsilon_0}{2{,}25} v_{ex} \frac{U}{d^2}$$

(mit ε_0 als Dielektrizitätskonstante des Vakuums und U als Beschleunigungsspannung) die Stromdichte j indirekt proportional dem Quadrat des Rekombinationsabstandes d ist, muss dieser in der Grössenordnung Millimeter bis höchstens Zentimeter ausgelegt werden (so dass für stärkere Antriebe daher eher eine Bündelung mehrerer kleiner Antriebe in Frage kommt). Nun gilt allgemein:

$$(6) \quad v_{ex} = \left(2 \frac{e}{m} \frac{Q}{M} U\right)^{1/2} = 1{,}39 \cdot 10^4 \left(\frac{Q}{M} U\right)^{1/2} \text{m/s}$$

und

$$(7) \quad \frac{\text{Leistung}}{\text{Schub}} = \frac{\frac{m}{2} v^2_{ex}}{\dot{m}\, v_{ex}} = \frac{v_{ex}}{2} = 6{,}95 \left(\frac{Q}{M} U\right)^{1/2} \text{kW/N}$$

(mit v_{ex} als Teilchenendgeschwindigkeit, e und m als Elementarladung und Elementarmasse, Q als Ionisationsgrad, M als Molekulargewicht, U als Beschleunigungsspannung und $\dot{m}$ als Massenfluss beim Ausstoss). Diese Beziehungen sind in Bild 12 dargestellt. Die Ausstossgeschwindigkeit und die Leistung relativ zum Schub sind also einander proportional. Heute ist man noch gezwungen, Antriebssysteme mit möglichst geringer Leistung vorzusehen. Da die Beschleunigungsspannung U mindestens 5 kV betragen muss, um einen guten Strahl zu bekommen (auch die Stromdichte j ist der Beschleunigungsspannung gemäss Gl. (5) direkt proportional) und man heute meist 12 kV als vorläufiges Optimum ansieht, kann für einen vorgegebenen Schub die erforderliche Leistung nur dadurch gesenkt werden, dass man ein möglichst kleines Ladungs/Masse-Verhältnis Q/M wählt. Heute wird Cäsium (bei einfacher Ionisierung $Q/M = 1/133$) als gute Wahl angesehen; mit einer Beschleunigungsspannung von 12 kV erreicht man damit eine Ausstossgeschwindigkeit von 130 000 m/s.

Anderseits erhält man aus konstruktiven Ueberlegungen, in die die Masse des Antriebsaggregates eingeht, die empirische Beziehung

$$(8) \quad \frac{a}{g_0} \approx \frac{100}{K v_{ex}}$$

(mit a als der Raketenbeschleunigung, K als dem Leistungsgewicht des Antriebsaggregates ohne Treibstoff und Tank in kg/kW$_{el}$, und v_{ex} als Ausstossgeschwindigkeit in m/s), so dass mit einem Leistungsgewicht $K = 5$ kg/kW$_{el}$, das man mit den heute in Entwicklung befindlichen Konzepten zu erreichen hofft, für den erwähnten Fall mit $v_{ex} = 130\,000$ m/s eine Raketenbeschleunigung von nur $a \approx 1{,}5 \cdot 10^{-4}\, g_0$ resultiert. Mit zukünftigen Systemen hofft man, K auf ungefähr 0,5 kg/kW$_{el}$ herunterdrücken zu können, so dass dann für den gleichen Fall die Beschleunigung immerhin $a \approx 1{,}5 \cdot 10^{-3}\, g_0$ betragen könnte. Wie wesentlich hier die Grösse der Raketenbeschleunigung sein kann, erhellt auch daraus, dass die Anziehungskraft der Sonne in Erdentfernung etwa $6 \cdot 10^{-4}\, g_0$ beträgt, so dass gewisse Flugrichtungen überhaupt nicht und andere nur in grossen Bögen — unter Ausnützung des «Schwunges» von Planeten- und Satellitenbahnen — ausgeführt werden können. Gleichzeitig treten durch die ablenkenden und bremsenden Wirkungen der verschiedenen Gravitationsfelder sehr wesentliche Geschwindigkeitsverluste ein. Bei Geschwindigkeiten über 50 000 m/s macht sich zudem die Anwesenheit von Wasserstoffionen im Weltraum (in einer Dichte von etwa 1 Atom pro cm³, in Erdnähe mehr) ebenso wie Mikrometeoriten usw. als Reibung bemerkbar.

Wie aus Gl. (8) hervorgeht, kann die Raketenbeschleunigung natürlich auch auf Kosten der Ausstossgeschwindigkeit erhöht werden, doch kommt es hier sehr auf die durchzuführende Aufgabe an. Für sehr weite Flüge ist hohe Ausstossgeschwindigkeit besser, wie ein kurzes Beispiel zeigt: Eine Rakete von 50 t werde mit $v_{ex} = 130\,000$ m/s und $a = 1{,}5 \cdot 10^{-4}\, g_0$ betrieben; die Hälfte der Raketenmasse entfalle auf die Antriebsaggregate, ein Drittel auf den Cäsiumvorrat plus Tank, ein Sechstel auf Nutzlast und Instrumente. Dann beträgt der Cäsium-Verbrauch 32,5 kg/Tag und der Vorrat reicht für etwa 15 Monate, in welcher Zeit die 7½fache Entfernung Erde-Sonne zurückgelegt werden kann (ohne Einwirkung fremder Gravitationsfelder usw.). Wäre hingegen (wobei hier eine Aenderung in der Masse des Antriebsaggregats vernachlässigt sei) a dreimal so gross, v_{ex} dementsprechend nur ein Drittel, so muss wegen $\dot{m} \sim a/v_{ex}$ der Massenfluss neunmal so gross werden, d. h. der Cäsium-Vorrat würde nur für 5/3 Monate reichen und es würde nur 1/27 des im ersten Falle erhaltenen Gesamtweges zurückgelegt (dieser Teil allerdings $\sqrt{3}$-mal so schnell).

Richtige Vorteile und günstige Anwendungsgebiete für die nuklear-elektrischen Antriebe ergeben sich erst bei wirklich langen Strecken im interplanetaren «Fernverkehr», z. B. bei Flügen mit 900 kg Nutzlast zu den Planeten im folgenden Vergleich der Flugdauer:

	chemisch	nuklear-elektrisch
Jupiter	2,7 Jahre	1,5 Jahre mit 450 kW$_{el}$
Saturn	6,1 Jahre	2,5 Jahre mit 450 kW$_{el}$
Pluto	45,0 Jahre	3,0 Jahre mit 2000 kW$_{el}$

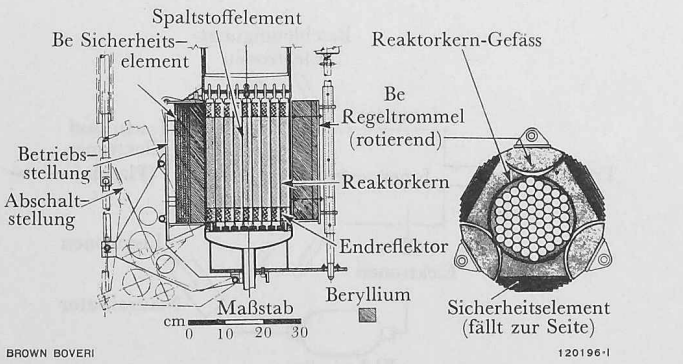


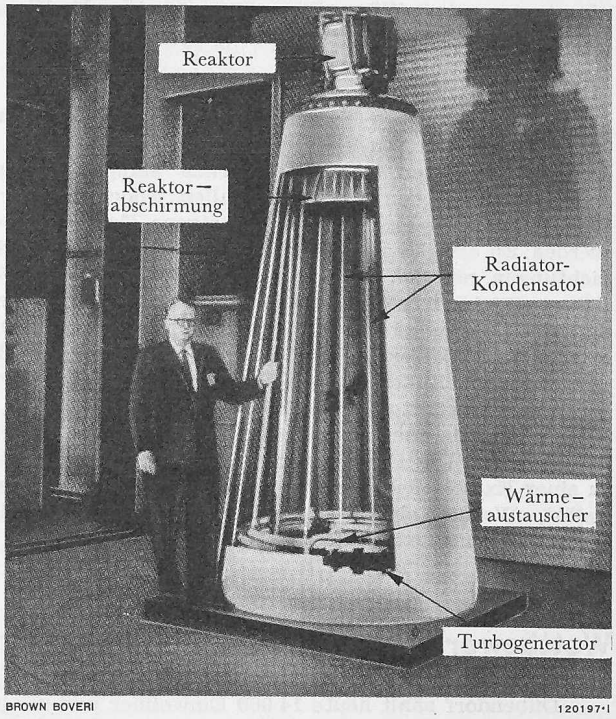
Bild 13. SNAP Experimental Reactor (SER), nach [3]. Man beachte die Regel- und Sicherheitsvorrichtungen im Beryllium-Reflektor

wenn solche Flüge über mehrere Jahre vielleicht auch für bemannte Missionen ihren Sinn zu verlieren beginnen. Infolge der grossen möglichen Nutzlast eignen sich nuklear-elektrisch beschleunigte Raketen auch als «Tanker» im «Fährendienst» zwischen einer Erdsatellitenbahn und einer Satellitenbahn um einen anderen Planeten. Die Schwierigkeiten einer Montage oder eines Güterumschlages auf Satellitenbahnen werden allerdings erst zu bewältigen sein.

Die *Kernspaltungs-Reaktoren* für nuklear-elektrische Antriebe stellen eine Weiterentwicklung der Reaktoren für die bekannten SNAP-Systeme (Subsystem Nuclear Auxiliary Power) für die Stromversorgung von Satelliten, Raketeninstrumentierung usw. dar. Bild 13 zeigt schematisch einen für diesen Zweck entwickelten Versuchsreaktor, in dem die Brennstoffelemente aus stahlumkleideten Uranhydrid-Zirkonhydrid-Stäben bestehen (diese Konzeption ermöglicht hohe Leistungsdichte), während wegen der grossen Leckage thermischer Neutronen eine effektvolle Regelung von aussen mittels verschiebbarer Beryllium-Reflektorelemente und drehbarer Beryllium-Trommeln möglich ist. Die Kühlung erfolgt durch einen NaK-Kreislauf (Flüssigmetallkühlung ermöglicht wieder hohe Leistungsdichte und hohe Temperaturen). Bild 14 zeigt eine Aufnahme vom kompletten Leistungserzeugungssystem mit dem SNAP-2-Reaktor. Für den sekundären Dampfturbinenkreislauf ist hier Quecksilber vorgesehen. Man erkennt schon hier die Bedeutung des Radiators, der neben der Abschirmung (für Materialien und besonders auch für Mannschaften) den grössten Teil der Masse eines solchen Stromerzeugungssystems ausmacht.

Der erste Reaktor jedoch, der für nuklear-elektrische Antriebe eingesetzt werden wird, ist der SNAP-8 mit 30 kW_{el} bei einem Anlage-Wirkungsgrad von 11,5 % (Leistungsdichte 45 kW_{th}/l Reaktorkern). Auch hier ist ein Reaktorkreislauf mit einem NaK-Eutektikum (höchste Temperatur 700° C) und ein Dampfturbinenkreislauf mit Quecksilber (höchste Temperatur 580° C) vorgesehen. Die Radiatorfläche beträgt etwa 80 bis 100 m², das Leistungsgewicht 23 kg/kW_{el} (also noch etwa fünfmal so viel wie angestrebt). Damit soll — nach vorangegangenen Erprobungen in Raketen ohne Reaktor — im März 1965 von den USA der erste nuklear-elektrische Antrieb im Weltraum eingesetzt werden: Eine chemische Atlas-Centaur-Rakete trägt zwei Ionenantriebe mit je 30 kW_{el} Leistungsbedarf (abwechselnd von einem 30 kW_{el}-SNAP-8-System, oder vielleicht von einem 60 kW_{el}-System, soweit verfügbar, bedient) auf eine Satellitenbahn in 600 bis 1100 km Erdentfernung. Nach Feststellung des Erreichens einer stabilen Bahn beginnen die Ionenantriebe mit einer Ausstossgeschwindigkeit von 50 000 m/s zu arbeiten und beschleunigen die Raketenspitze in immer grösser werdenden Spiralen um die Erde so lange, bis sie (nach Ueberwinden der nötigen Geschwindigkeitsdifferenz) in den Weltraum entschwindet, während sie so lange als möglich Meldungen über das Betriebsverhalten der Systeme zur Erde übermittelt. Noch vor 1970 sollen dann Antriebe mit 1 MW_{el} Leistung bei Ausstossgeschwindigkeiten von 200 000 bis 600 000 m/s zum Einsatz gelangen (möglicherweise auch mit dem SNAP-4-System, das mit 1 bis 3 MW_{el} vorübergehend wieder zu Wasserdampfturbinen zurückkehrt).

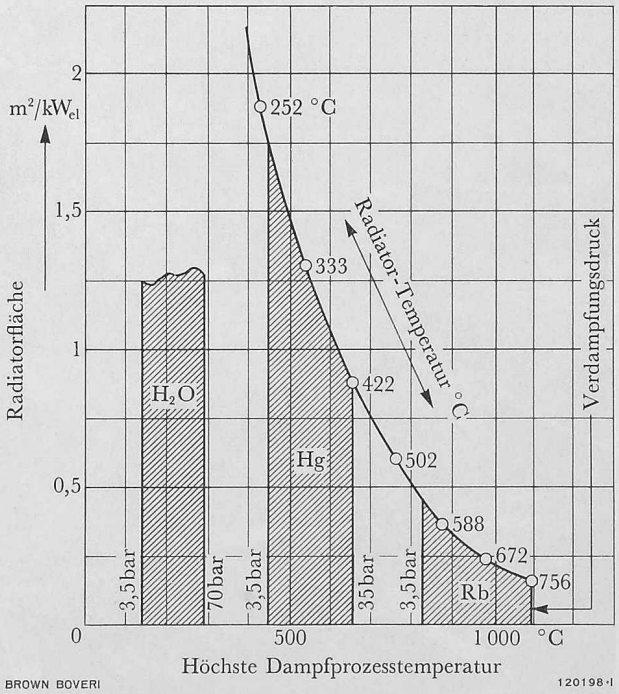
Auch auf diesem Sektor ist die *Weiterentwicklung* bereits jetzt auf Jahrzehnte hinaus vorgezeichnet. Sie führt zunächst hauptsächlich in Richtung höherer Temperaturen in Reaktor- und Turbinenkreisläufen, um vor allem auch die Radiatorfläche so klein wie möglich zu halten. Bild 15 gibt eine Darstellung der diesbezüglichen Möglichkeiten mit Erhöhung der Spitzentemperatur im Turbinenkreislauf; Rubidiumkreisläufe für Temperaturen bis zu 1100° C sind ebenso wie Kalium- und Cäsiumdampfkreisläufe im Rahmen der SPUR-Studien (Space-Power-Unit-Reactor) für die Entwicklung fortgeschrittener Systeme mit 300 bis 1000 kW_{el} Leistung vorgesehen. Gasturbinenkreisläufe führen zu grösseren Radiatorflächen und werden deshalb derzeit nicht weiterverfolgt. Gleichzeitig werden Entwicklungen mit thermoelektrischer und thermionischer Umwandlung vorangetrieben. Insbesondere soll ein Hochtemperaturreaktor von



BROWN BOVERI 120197·I

Bild 14. SNAP-2-Reaktorsystem, komplett, nach [3]. Die Reaktorleistung beträgt 50 kW_{th}, die elektrische Nettoleistung nur 3 kW. Für den Primärkreislauf wird NaK, für den Sekundärkreislauf Hg verwendet.

sehr hoher Leistungsdichte (mehr als 100 kW_{th}/l Reaktorkernvolumen) entwickelt werden, der bei etwa 1700° C Temperatur an eine Schale von thermionischen Zellen abstrahlt, wobei etwa 10 % Anlagewirkungsgrad erreicht werden kann. Ein Reaktor von der Grösse einer Wassermelone könnte dann die gewünschten 300 kW_{el} liefern. Für später sind Entwicklungen geplant, die das Brennstoffelement selbst als Kathode



BROWN BOVERI 120198·I

Bild 15. Radiatorfläche in Abhängigkeit der höchsten Temperatur im Dampfkreislauf, nach [3]. Der thermische Wirkungsgrad wurde hier zu 40% des Carnot-Wirkungsgrades angenommen, die niedrigste Temperatur im Dampfkreislauf immer bei rd. 75% der höchsten Temperatur, woraus sich die minimale Radiatorfläche ergibt (vlg. etwa [7]. — Heute gelangen Hg-Kreisläufe zum Einsatz, während sich Rb-Kreisläufe in Entwicklung befinden.

einsetzen, wobei Wärmeflüsse von 10 bis 20 W/cm² bei Temperaturen von 1800/600° C möglich sein sollten.

3. Projekt «Orion»

Die unter diesem Namen zusammengefassten Konzepte, die die Explosion von kleinen Atomsprengkörpern als Energiequelle benützen, zählen eigentlich sinngemäss zu den nuklear-thermischen Antrieben, fallen jedoch so stark aus dem Rahmen, dass sie meist als eigene Gruppe angeführt werden. Zu erwähnen sind hier vor allem zwei Entwicklungsrichtungen, nämlich: 1. Aus einer Rakete werden in Abständen von 0,1 bis 1 Sekunde kleine Atomsprengkörper von etwa 10 t TNT (etwa 42 000 MJ) Energieinhalt «fallen» gelassen und in einer Entfernung zwischen 30 und 300 m zur Explosion gebracht. In den Sprengkörpern ist Treibstoff enthalten, welcher expandiert und eine Bodenplatte an der Rakete trifft, die den Impuls über wassergekühlte Federn auf die Rakete überträgt. 2. Die Explosionen werden in kurzen Abständen in einer Explosionskammer innerhalb der Rakete selbst ausgelöst, Wasser eingespritzt und der entstehende Dampf durch eine Düse expandiert.

Beide Konzepte sind als eine erste Serie «milder» Stösse von etwa 2 bis 3 g_0 gedacht. Der Weg zu Versuchen, die unter dem Namen «Projekt Put-Put» schon seit langem geplant sind, steht nun nach der Beendigung des internationalen Moratoriums im Prinzip offen. Es wird behauptet, dass beide Systeme schon 1966 oder 1967 einsatzbereit sein könnten.

Literatur-Verzeichnis

[1] *R. W. Bussard, R. D. DeLauer:* Nuclear Rocket Propulsion. McGraw-Hill Book Co., New York, 1958

[2] Nuclear Rockets (Aufsatzfolge), «Nucleonics» *16,* 7 (1958)

[3] Nuclear Space Program (Aufsatzfolge), «Nucleonics» *19,* 4 (1961)

[4] *W. R. Mickelsen:* Electric Propulsion for Space Flight, «Aerospace Engineering» *19,* 11 (1960) p. 6

[5] *N. W. Snyder* (ed): Space Power Systems. Progress in Astronautics and Rocketry, Vol. IV (Academic Press, New York, 1961)

[6] *D. B. Langmuir, E. Stuhlinger, J. M. Sellen* Jr. (eds): Electrostatic Propulsion, Progress in Astronautics and Rocketry, Vol. V (Academic Press, New York, 1961)

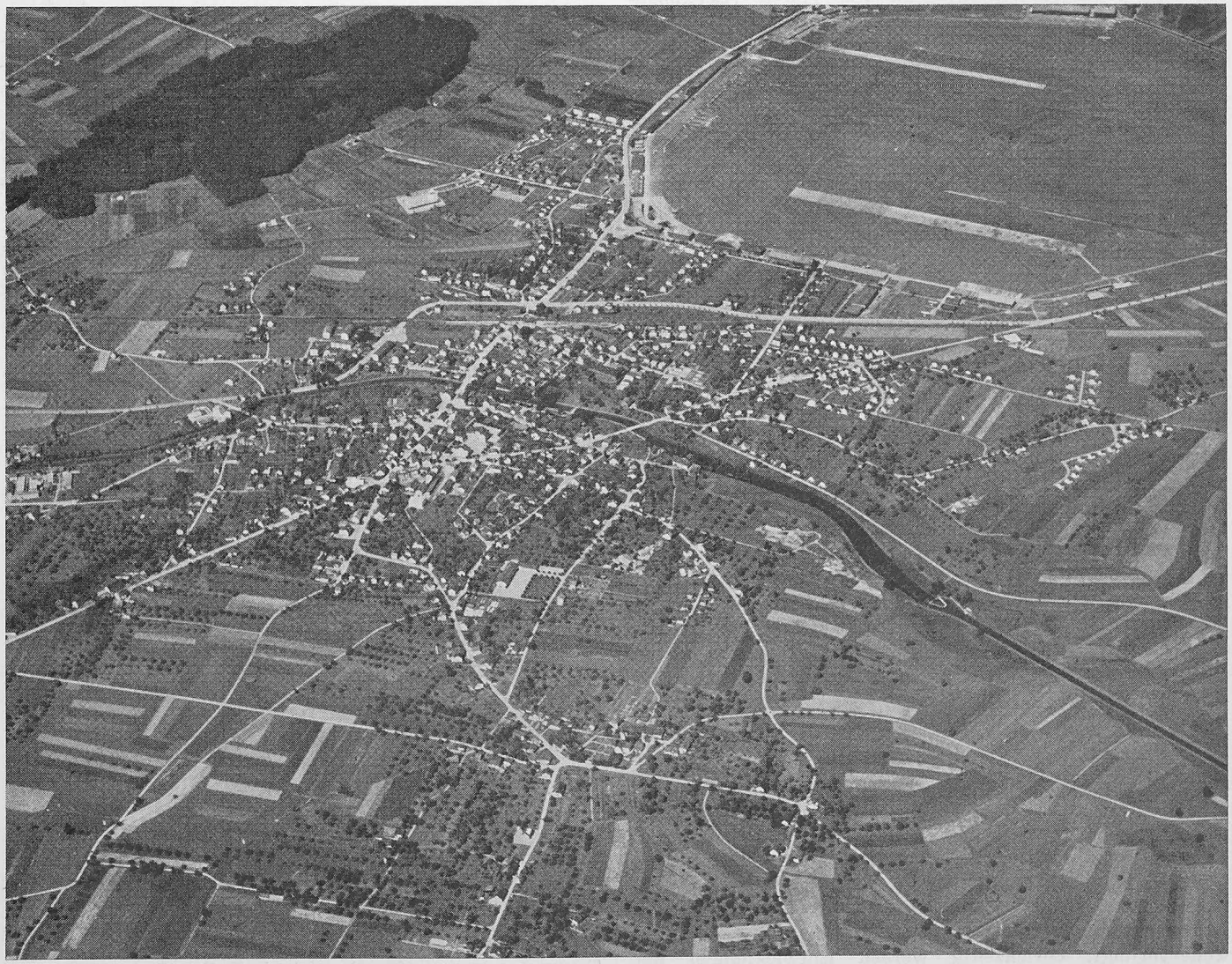
[7] *J. Ackeret:* «Der Strahlantrieb im interplanetaren Raum», SBZ 1961, Heft 46, S. 841

Adresse des Verfassers: Dr. *E. Jantsch,* Postfach 234, Baden AG.

Wettbewerb für ein Gemeinde-Sportzentrum in Dübendorf bei Zürich

DK 725.893

Dübendorf zählt heute 14 000 Einwohner und wird rasch weiterwachsen. Glücklicherweise wurde frühzeitig erkannt, wie nötig bei dem rapiden Wachstum der Gemeinde die Planung der baulichen Entwicklung ist. Die Planung soll die Umwandlung des ehemaligen Bauerndorfs in eine echte Stadt, die mehr als eine Schlafsiedlung, nämlich ein lebenskräftiger, in sich selbst zentrierter Organismus sein soll, lenken und sichern. Es gilt dabei, die Wohngebiete und die verschiedenen



Flugaufnahme (Swissair) der Gemeinde Dübendorf. Blick von Westen. Das Wettbewerbsgebiet für das Gemeindesportzentrum liegt im Südwesten des Dorfes, entlang der Glatt, anschliessend an die «obere Mühle», welche im Bild südwestlich der Strassenbrücke erkennbar ist.