Nationales
Raumfahrtprogramm
1964

Forschungsprojekt 624

NICHTCHEMISCHE ANTRIEBE und ENERGIEVERSORGUNG

Entwicklungsring Nord

Bremen, den 31.12.1964

Bearbeiter : D. Hannemann W. Ruhe

INHALTSVERZEICHNIS

	Zusammenfassung	II
1.2	Nukleare Antriebe	
1.2.1	Untersuchungen über den Einsatz nuk- learer Antriebe	1
	I. Vorstudie einer nuklearen Zweit- stufe mit Blue Streak-Booster	122 H
	II. Probleme der Abschirmung	32 / H
	III. Bahnrechnungen zu einem der unter I. aufgeführten Systeme	47
	IV. Betrachtungen über ein Radioiso- topentriebwerk	59 Les. Ho
	V. Studie über die Treibstoffauf- heizung durch nukleare Wärme- quellen	80
1.3	Systemstudie	
1.3.1	Studie zu Systemen mit einer nuklearen Energieversorzungsanlage und elektrischen Triebwerken	114
	Literaturverzeichnis	126

Zusammenfassung:

Der Themenkreis, der vom ERNO im Jahre 1964 im Forschungsprojekt 624 des Nationalen Raumfahrtprogrammes behandelt wurde, umfaßt gemäß Anlage A des GfW-Vertrages RV I - 624/ 01/64 folgende Hauptpunkte:

- 1.1 Energieversorgung mit gasgekühltem Hochtemperaturreaktor
- 1.2 Nukleare intriebe
- 1.3 Systemstudie.

Die Bearbeitung des Funktes 1.1 wurde durch Unterauftrag an die Firmen BBC/Krupp Reaktorbau GmbH und BBC übertragen. Sie wird zum 31.3.1965 abgeschlossen sein und der Abschlußbericht zu diesem Termin ausgegeben werden.

In dem vorliegenden Bericht sind die beiden übrigen Funkte des Auftrages behandelt.

Die zu Punkt 1.2.1 angestellten Betrachtungen haben zum Ziel, einen Überblick zu schaffen über die Möglichkeiten des Einsatzes von mit Kernenergieantrieben versehenen Systemen. Es wurden dabei Kernspaltungsantriebsreaktoren und Radioisotopentriebwerke untersucht.

Der Hauptanteil der Arbeiten galt dem Antrieb mit Kernspaltreaktoren. Es wurden Nutzlastberechnungen angestellt für ein Trägersystem, das aus einer verstärkten Version der ouropäischen Blue Streak einzeln oder in mehreren Exemplaren gebündelt als Grundstufe und einer nuklearen Oberstufe besteht. Eine solche Lösung würde den Zeitund Kostenaufwand der Entwicklung erheblich reduzieren.Die mathematisch optimale Lösung ist ein rein nukleares
Trägersystem, das aber aus Sicherheitsgründen nicht
infrage kommt.-

Zunächst wurde zwecks Erstellung eines allgemeinen überblicks eine Nutzlastberechnung für zwei Missionen mit dafür pauschal angenommenem Geschwindigkeitsbedarf durchgeführt mit der Reaktoraustrittstemperatur als Untersuchungsparameter. Eine Abschirmung wurde dabei nicht berücksichtigt. Infolge der begrenzten Tragfähigkeit der Blue Streak-Struktur darf das Oberstufengewicht nicht höher als 21 to sein, bzw. ein Vielfaches davon entsprechend der Anzahl der in der Grundstufe zusammengestellten Raketen.

Es ergaben sich dabei für eine Reaktoraustrittstemperatur von 2500°K Nutzlastanteile bezogen auf das Startgewicht in Hohe von 6,7 % für eine erdnahe Umlaufbahn, sowie 3,5 % bei Erreichung der Fluchtgeschwindigkeit.

Um die vorgenannte Beschränkung des Oberstufengewichtes zu umgehen, wurde auch die Möglichkeit untersucht, nach dem Schema der amerikanischen Titan III zwei Blue Streak-Booster seitlich an der nuklearen Stufe anzubringen. Hier ergaben sich Nutzlastanteile von 16 % bzw. 9 % bei einem Startgewicht von 210 to. Für die weitere Berechnung soll auch eine Strahlungsabschirmung berücksichtigt werden, die Nutzlast und
Bordelektronik vor schnellen Neutronen und Gammastrahlung schützt. Es ist lediglich ein Schattenschild
in Richtung auf die gefährdeten Teile vorgesehen. Als
Grundlage der zulässigen Dosis bzw. Dosisleistung
wurden Literaturwerte über den SNAP-8-Reaktor genommen.
Für die beiden Fälle a) gleiche Dosisleistung und
b) gleiche Gesamtdosis wie für den SNAP-8 ergeben sich
dann Abschirmgewichte von 1,5 bzw. 1,0 to, die von der
Nutzlast abzuziehen sind.

Die nun folgende Berechnung wurde mit Hilfe eines
Digitalrechners durchgeführt. Es wurde dabei eine Nutzlastoptimierung für drei Missionen vorgenommen, Erreichung
von Erdumlaufbahnen in 200 bzw. 500 km Höhe, sowie Fluchtgeschwindigkeit in 200 km Höhe. Das Ziel war, die Geschwindigkeitsbedarfe der optimalen Aufstiegsbahnen unter
verschiedenen Endwinkeln bei der Stufentrennung für eine
konstante Reaktoraustrittstemperatur zu ermitteln in Abhängigkeit von der Schubgröße. Dabei wurden sowohl über
die Gesamtflugzeit konstanter Schub wie auch eine Schubdrosselung in die Betrachtungen einbezogen. Der Reaktorgewichtsberechnung liegen ebenso wie in Kapitel I Angaben
zugrunde, die von F.E. Rom veröffentlicht wurden.

Es ergaben sich dabei Nutzlastanteile, bezogen auf das Startgewicht von 5.5 % und 4,7 % für die beiden Kreisbahnen, sowie 2,1 % für Fluchtgeschwindigkeit. Die Berechnungen zeigten ferner, daß im Gegensatz zu chemischen Triebwerken eine Schubvariation bei nuklearen Antriebssystemen im wesentlichen keinen Nutzlastge-winn erbringt.

Neben den Kernspaltungswärmeaustauschantrieben kam in jüngster Zeit ein Antriebssystem in Vorschlag, das die Zerfallsenergie radioaktiver Isotope zur Treibstoff-aufheizung verwendet.

Infolge der Erreichbarkeit nur geringer Mengen solcher Isotope ist die Schubgröße sehr gegrenzt. Fro Triebwerkseinheit werden etwa 100 p Schub als zumutbare Grenze angenommen. Die bevorzugten Anwendungsgebiete derartiger Antriebe dürften danach sein: Marschtriebwerk für Langzeitmissionen, sowie Steuertriebwerke für eine Grobsteuerung. Die sehr wünschenswerte Kombination Energieerzeugungsanlage-Triebwerk hat hier große Möglichkeiten einer Realisierung.

Die ersten Arbeiten auf diesem Gebiet galten notwendigerweise der Auswahl der geeigneten Isotope. Unter Berücksichtigung der Einflußgrößen Beschaffbarkeit, Halbwertszeit, Leistungsdichte, Strahlungsintensität und Kosten erwies sich Po 210 als das günstigste Isotop.

Zur Abschätzung der Leistungsfähigkeit eines mit einem derartigen Antrieb ausgestatteten Trägersystemes wurden überschlägliche Berechnungen durchgeführt für den Fall eines spiralförmigen Aufstieges zwischen zwei verschieden hohen Erdumlaufbahnen. Es erfolgte ein erster Entwurf eines Triebwerkes für derartige Zwecke.

Ein Isotopenantrieb ist ein sehr interessantes System, dessen weitere Entwicklung starke Beachtung verdient. Es bedarf noch eingehender Studien des Vergleiches mit chemischen und elektrischen Antrieben, um ein endgültiges Urteil über Eignung und Einsatzmöglichkeiten zu erhalten.

Einen wesentlichen Anteil an der Gesamtmasse eines nuklearen Trägersystemes stellt der Antriebsreaktor dar.
Für eine genaue Abschätzung des Gewichtes ist die intensivere Betrachtung des Einflusses der Hauptbaugruppen
notwendig. Dabei ist die Wichtigste das Reaktorcore,
dessen Dimensionierung im wesentlichen von thermodynamischen Gesichtspunkten bestimmt wird. Aus diesem
Grunde wurde die Behandlung der Treibstoffaufheizung
im Reaktor in die Betrachtungen mit einbezogen.

Zur Zeit ist dieses Problem einer reinen theoretischen Behandlung noch nicht zugänglich, zur Berechnung des Aufheizungsvorganges wurden der Literatur entnommene, für ähnliche Probleme nach Versuchsergebnissen empirisch aufgestellte Beziehungen verwandt. Die Berechnungen wurden für turbulente und laminare Strömung des Treibstoffes in den Aufheizungskanälen des Reaktorcores und Durchsatzmengen, wie sie für den späteren Reaktor- bzw. Isotopenantriebsbetrieb infragekommen, durchgeführt. Es wurde der Einfluß der Parameter Kanaldurchmesser, Durchsatzmenge und Leervolumen des Cores untersucht unter der Annahme einer über die ganze Kanallänge konstanten Wandtemperatur. Es schließt sich an eine Abschätzung der Druckverluste in den Aufheizungskanälen.

1.2.1 Untersuchungen über den Einsatz nuklearer Antriebe

I Vorstudie einer nuklearen Zweitstufe mit Blue-Streak-Boostern

A Allgemeines

Eine nukleare Raketenstufe besteht im wesentlichen aus einem Treibstoffbehälter einschließlich der Struktur, einem Reaktor mit anschließender Expansionsdüse, einem Treibstoff-Fördersystem sowie der notwendigen Ausrüstung.

Im Gegensatz zur chemischen Rakete findet bei der nuklearen Rakete keine Verbrennung zweier Treibstoffkomponenten statt, die Energiezufuhr geschieht hier durch Wärmeübertragung an das Arbeitsmedium im Reaktor. In früheren Untersuchungen hat sich gezeigt, daß als Treibstoff nur Wasserstoff in Frage kommt.

Es bestehen verschiedene Anwendungsmöglichkeiten für ein nukleares Triebwerk. Das Triebwerk läßt sich bei Unterstufen, bei Oberstufenoder in einstufigen Geräten verwenden.

Die erste und letzte Möglichkeit soll hier nicht näher betrachtet werden, da über die Verseuchunger Atmosphäre durch radioaktive Spaltprodukte, beim Start von der Erdoberfläche aus, nicht sehr viel bekannt ist. Um eine evtl. Verseuchung auf große Höhen zu beschränken, werden hier nur Versionen mit ein oder mehreren Blue-Streak-Unterstufen und einer nuklearen Oberstufe betrachtet. Außerdem soll die Blue-Streak im wesentlichen unverändert bleiben, um Entwicklungskosten für die Unterstufe zu sparen. Es sollen in dieser Studie zunächst zwei Reaktortypen untersucht werden:

- a) ein graphitmoderierter, epithermischer Reaktor (Graphitreaktor)
- b) ein schneller Reaktor, der hauptsächlich metallische Baustoffe enthält (Metallreaktor).

Der Graphitreaktor hat gegenüber dem schnellen Reaktor den Vorteil, daß der Brennstoffeinsatz geringer ist und damit auch die Brennstoffkosten niedrig sind. Nachteilig wirkt sich beim Graphitreaktor das Noderatorgewicht aus, das beim schnellen Reaktor ganz fehlt.

ERNO Gewicht des nuklearen Triebwerkes als Abbildung. 1. Entwicklungsring Nord I Funktion der Leistung und des Schubes -5,0 11.000-10,000--4,5 (16) 9.000-Graphitreaktor -4,0 8,000--3,5 7.000--3,0 6.000--2,5 5,000 -2,0 4.000--1,5 3,000--1,0 3 2,000 -0,5 1,000-Schub (Mp) 200 Schub (10 1b) 150 100 1.000 2.000 3.000 4.000 Leistung (MW)

ERNO Entwicklungsring Nord · Bremen

Treibstoffgewicht (max.)	87948	kp
Strukturgewicht: 700) kp
Schub 2 x 68 Mp	136000	kp.
Nutzlast 210		kp
mittlerer spez. Impuls	275	s

Die Nutzlast oder das Oberstufengewicht, von 21 t stellt zur Zeit die obere Grenze der Belastbarkeit für die Blue-Streak dar.

Der Strukturfaktor für die nukleare Stufe setzt sich aus folgenden Größen zusammen: 7 % für den Treibstofftank, d.h. 7 % des Treibstoffgewichtes soll der Tank einschließlich der Struktur wiegen, 1,5 % für den Resttreibstoff und 800 kp für die Ausrüstung. Daraus läßt sich dann eine Gleichung für das Strukturgewicht ableiten.

$$m_{\rm str} = 0.8 + 8.5 \cdot 10^{-2} m_{\rm Tr}$$
 (t) (15)

wobel m_{Tr} die Treibstoffmasse in t ist.

C Vergleich der beiden Reaktortypen

Zur Erreichung eines hohen spezifischen Impulses muß die Reaktoraustrittstemperatur des Arbeitsgases Ta möglichst hoch sein, damit also auch die Reaktortemperatur selbst. Die Begrenzung der Reaktortemperatur ist durch Materialeigenschaften gegeben. Im Augenblick erscheint bei der Verwendung eines Festcore-Reaktors eine Gasaustrittstemperatur von etwa 2500°K realisierbar.

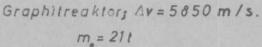
Für die zu diesem Abschnitt durchgeführten Berechnungen wurde eine einfache Blue-Streak-Rakete als erste Stufe zugrunde gelegt. Untersucht wurden Nutzlasten, Treibstoffbedarf, Tanklänge und Antriebszeit für die eingangs erwähnten beiden Reaktortypen, nämlich den Graphitreaktor und den Metallreaktor. Alle Rechnungen wurden für 2 Missionen, nämlich die erdnahe Kreisbahn in 300 km Höhe mit einem Gesamtgeschwindigkeitsbedarf von $\Delta V_{\rm ges} = 9400$ m/s und die Fluchtgeschwindigkeit mit einem $\Delta V_{\rm ges} = 12850$ m/s durchgeführt.

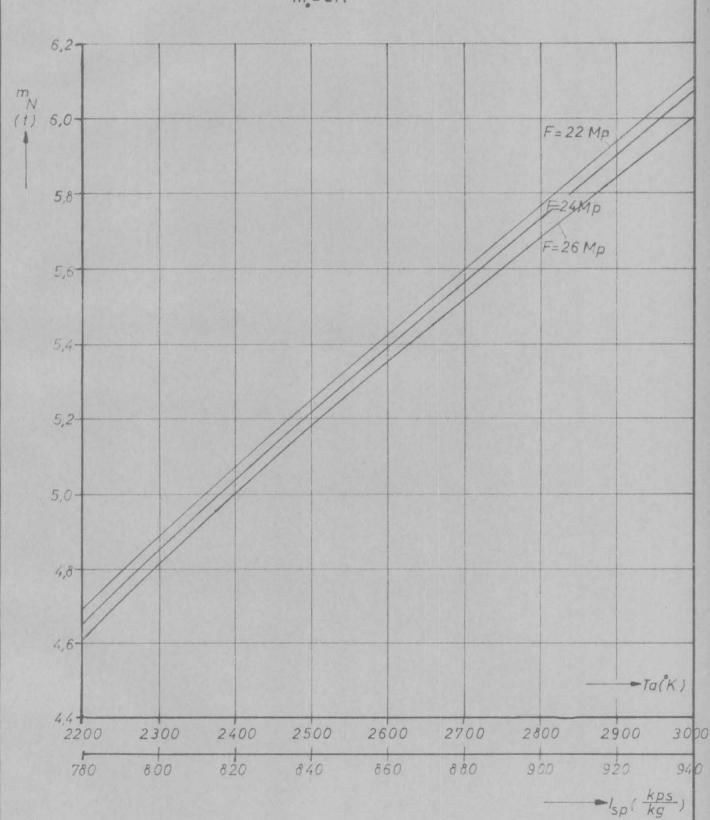
Wenn die Blue-Streak mit 76925 kp Treibstoff betankt wird, liefert sie

Nutzlast
als Funktion der Reaktoraustrittstemp. "Ta".
Parameter ist der Schub"F".

Abbildung.

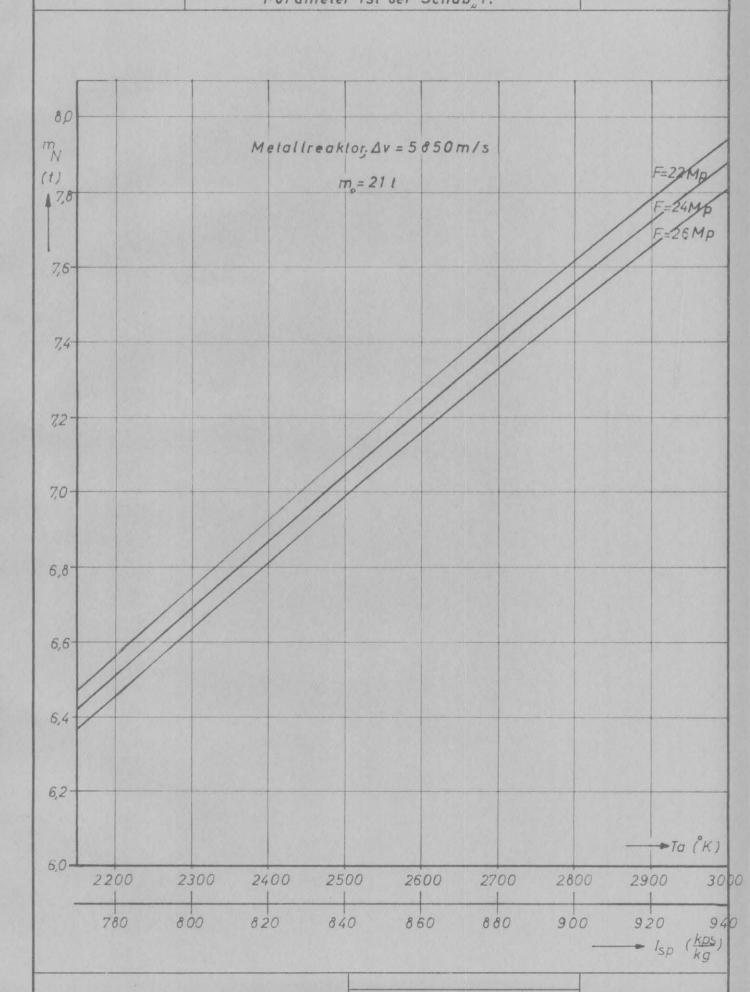
I. 2

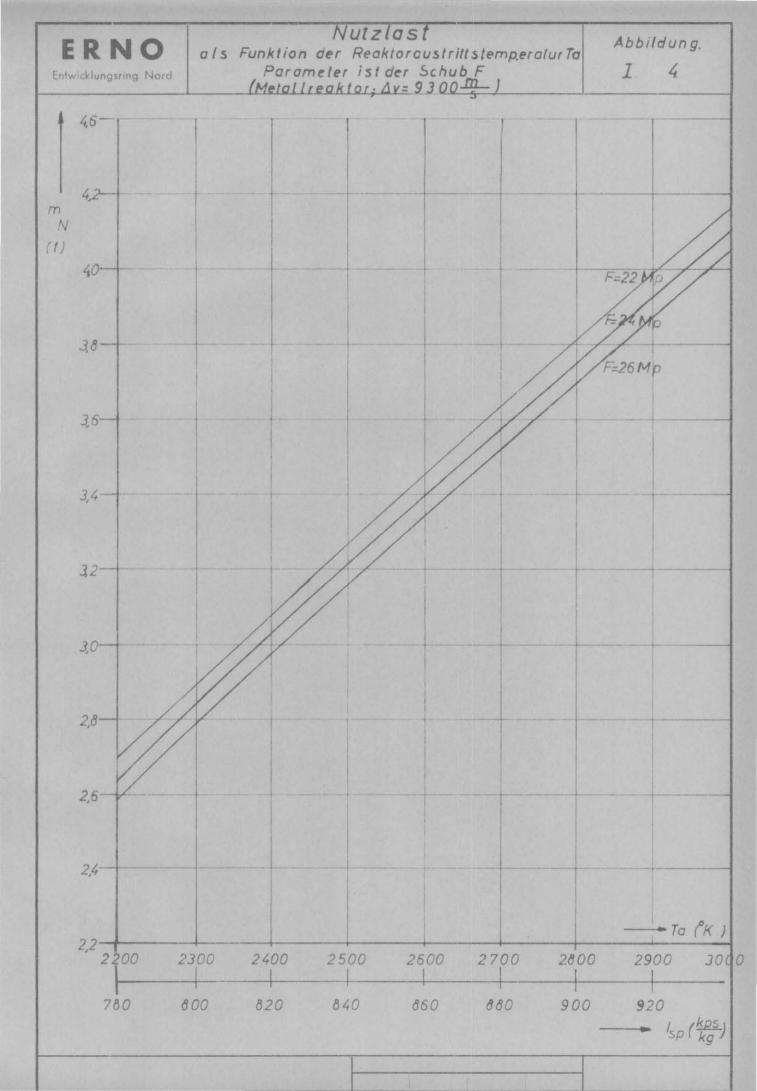




Nutzlast als Funktion der Reaktoraustrittstemp. "Ta". Parameter ist der Schub" F."

Abbildung.
I. 3.



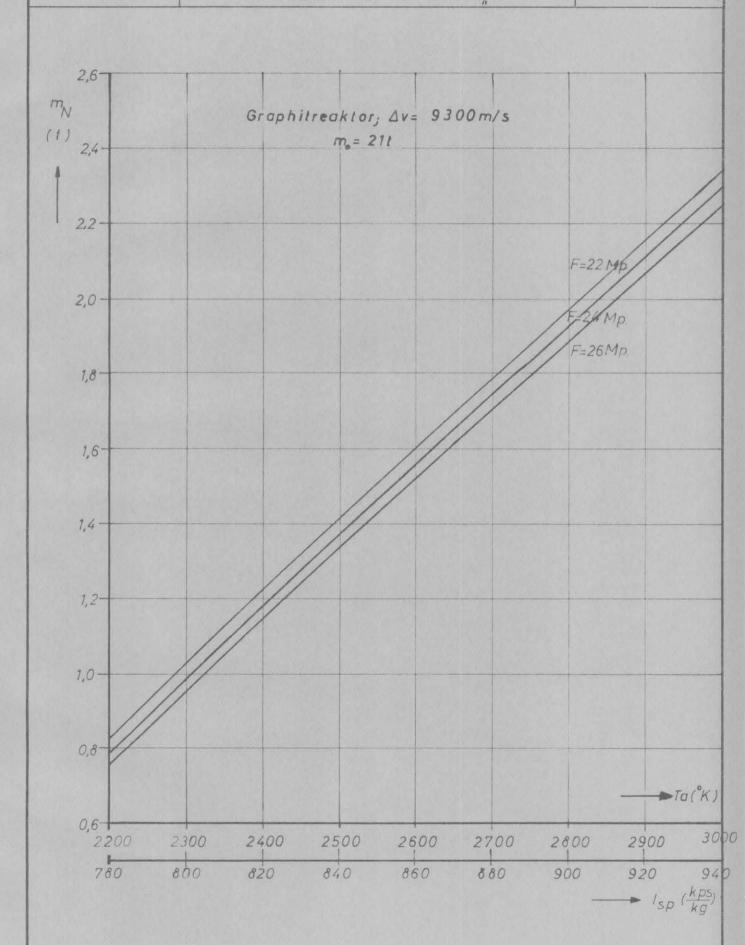


Entwicklungsring Nord

Nulzlast als Funktion der Reaktoraustrittstemp. "Ta". Parameter ist der Schub"F."

Abbildung.

I. 5.



Man sieht, daß bei konstantem moll und vexII zu jedem av anderes Treibstoffgewicht gehört. Wenn nun bei verschiedenen Missionen jeweils die maximale Nutzlast mitgenommen werden sollte, müßte man für jede Mission die Tanklänge variieren. Im Diagramm I 6 ist der Treibstoffbedarf für die beiden Missionen, nämlich die 300 km Umlaufbahn und die Fluchtgeschwindigkeit, aufgetragen.

Es ist vorgesehen, den Treibstoff in flüssigem Zustand zu transportieren. Trotzdem werden sehr große Tanklängen benötigt, da Wasserstoff bekanntlich eine geringe Dichte hat. In den Diagrammen I 7 und I 8 ist die erforderliche Tanklänge als Funktion der Nutzlast für die beiden Reaktortypen aufgetragen. Parameter ist der Geschwindigkeitsbedarf und der Tankdurchmesser. Zur Vermeidung sehr großer Tanklängen könnte man evtl. den
Purchmesser der zweiten Stufe größer machen als den der ersten Stufe. Es
müßte untersucht werden, welchen Einfluß das auf die Stabilität der Rakete hat.

Außerdem ist dann für die zwei Missionen, nämlich dv = 9400 m/s und dv = 12850 m/s unter der Annahme T = 2500°K und F = 24000 kp Schub, die Nutzlast als Funktion der Treibstoffmasse bzw. der Tanklänge und des Startgewichtes berechnet worden, siehe Diagramm I 11. Als zusätzliche Abszizzeist in diesem Diagramm noch das Startgewicht aufgetragen.

c) Antriebszeit

Es ist schließlich noch die Antriebszeit berechnet worden, um sich einen Überblick zu verschaffen, in welcher Größenordnung sie liegt. Man ist nämlich heute der Auffassung, daß die Betriebszeit nicht viel größer als etwa 10 Minuten sein sollte. Wie aus den Diagrammen I 9 und I 10 für die beiden Missionen zu entnehmen ist, liegt die benötigte Antriebszeit unter der zulässigen Betriebszeit eines Reaktors.

Aus diesen Berechnungen, die dazu dienten, sich über die Größenordnung der Variation ein Bild zu verschaffen, geht z.B. hervor, daß bei einer Fest-legung der Tanklänge für eine erdnahe Kreisbahn-Mission, also etwa 16,6 m, eine Verminderung der Nutzlast für Fluchtgeschwindigkeit von ca. 3,5 t auf 2,6 t, also auf 74 % eintritt. Es erscheint deshalb sinnvoll, für die weiteren Betrachtungen zwei verschiedene Tanklängen vorzusehen, und zwar eine

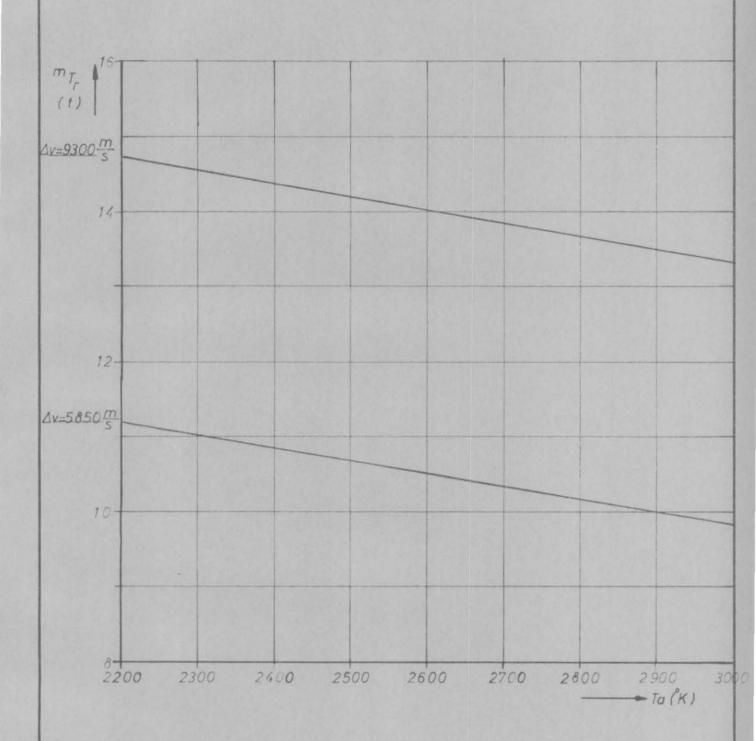
Entwicklungsring Nord

Treibstoffbedarf als Funktion der Reaktoraustrittstemperatur für zwei Geschwindigkeitsleistungen.

Abbildung.

I. 6.



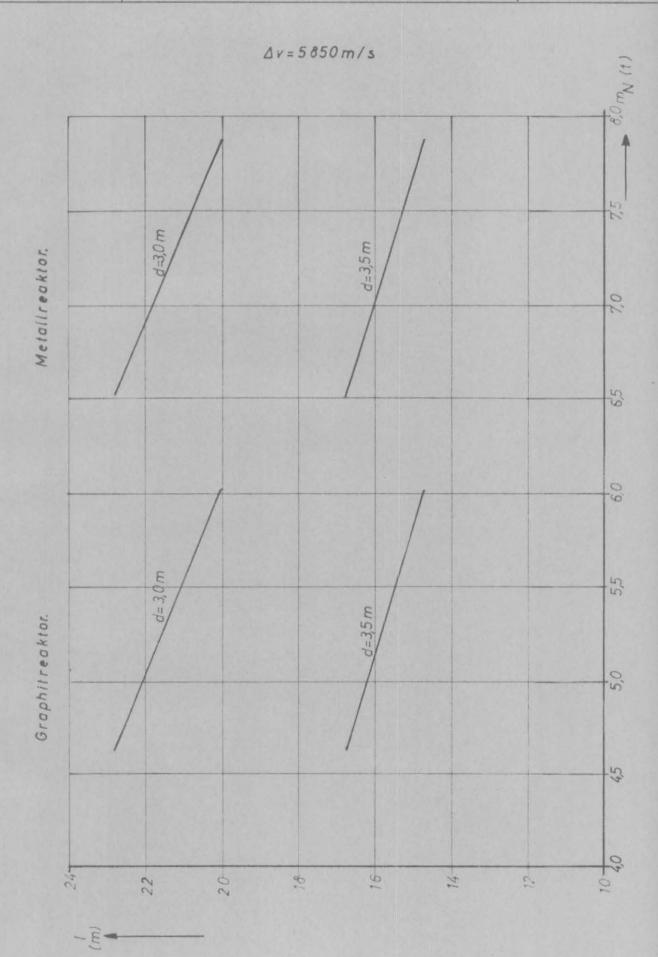


Entwicklungsring Nord

Tan klänge als Funktion der Nutzlast fürzwei Tank durchmesser,, d."

Abbildung.

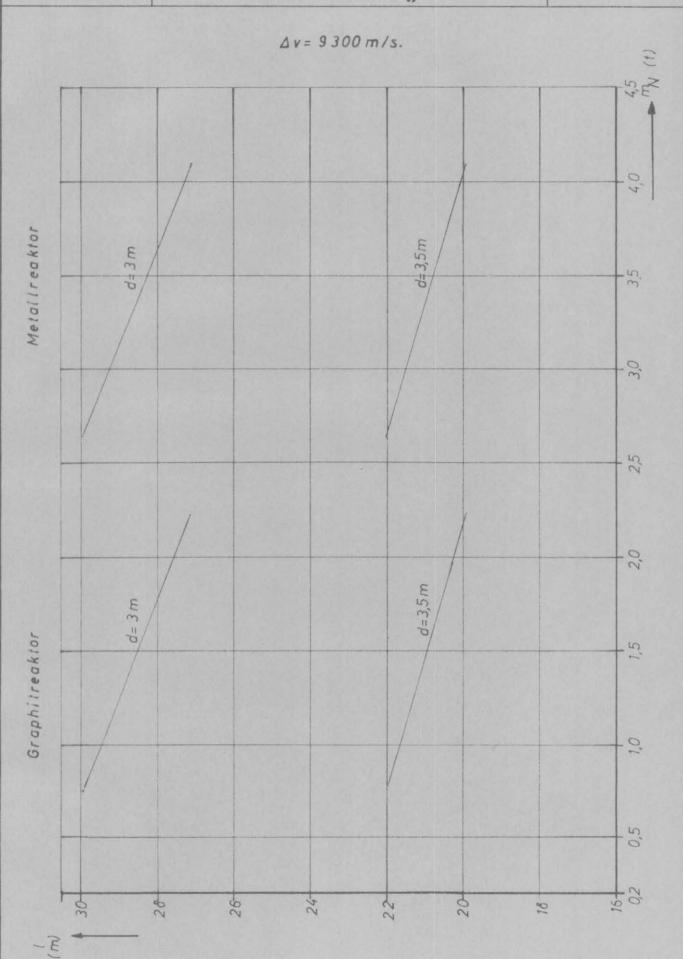
I. 7.



Tanklänge als Funktion der Nutztast für zwei Tankdurchmesser,,d."

Abbildung.

I. 8.

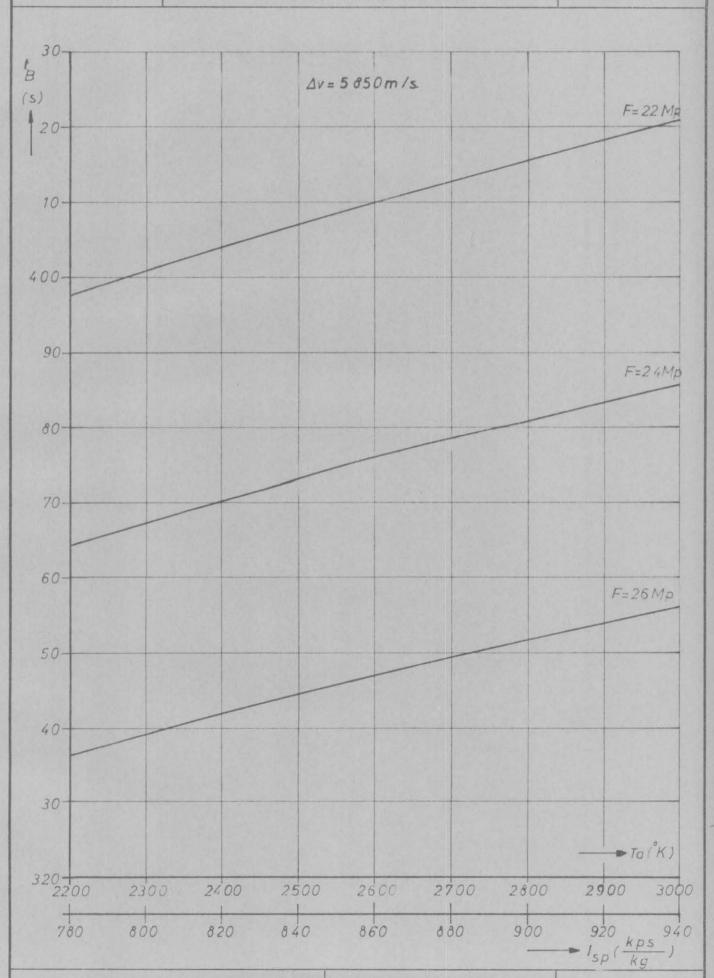


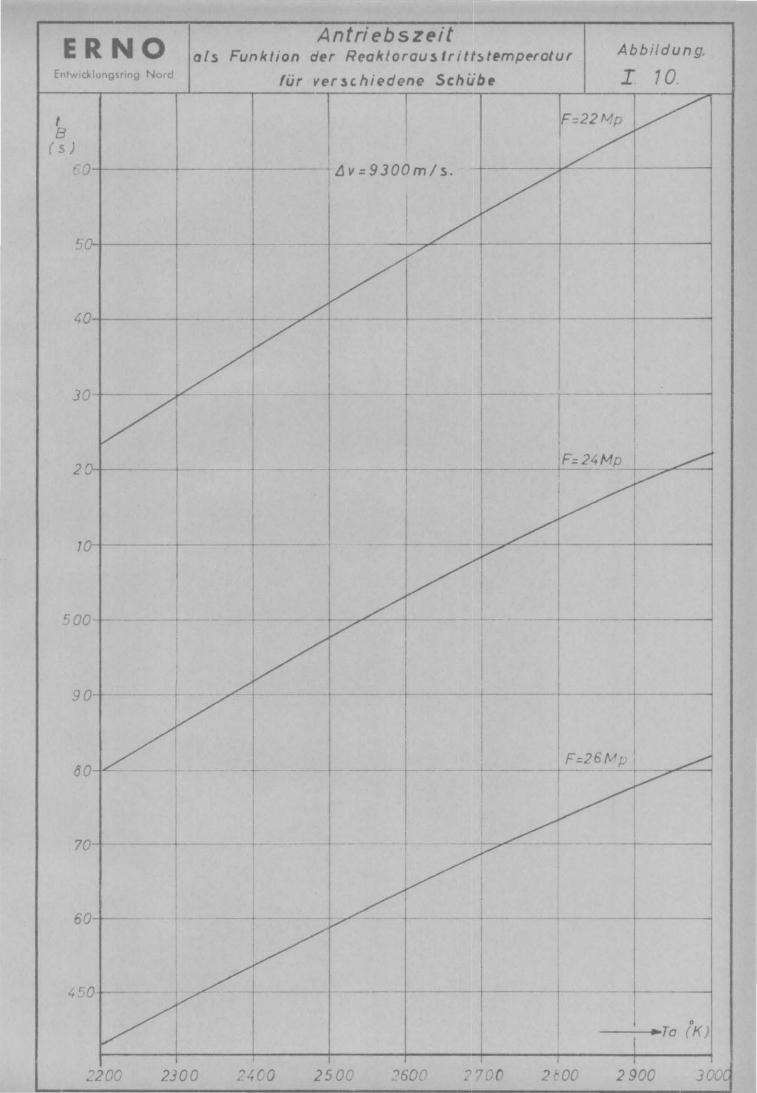
Entwicklungsring Nord

Antriebszeit als Funktion der Reaktoraustrittstemperalur für verschiedene Schübe

Abbildung.

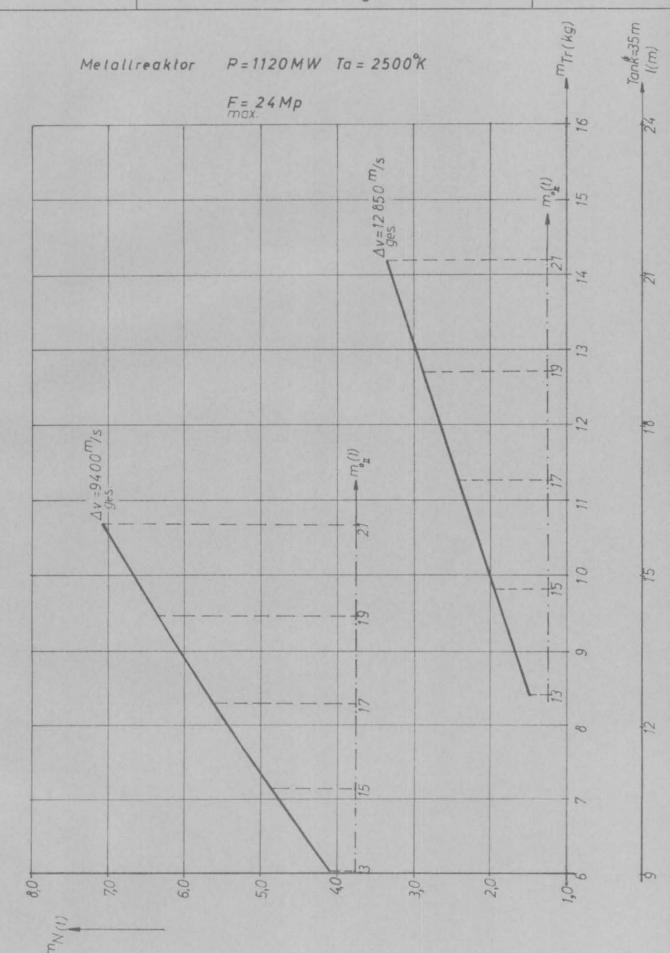
I. 9





Nutzlast als Funktion der Treibstoffmasse und des Startgewicht

Abbildung. I. 11



für einen erdnahen Umlauf, eine zweite für Fluchtgeschwindigkeit.

D Auslegungsbeispiele

Im Folgenden sollen verschiedene Ausführungsmöglichkeiten zur Diskussion gestellt werden. Die Bezeichnung erfolgt nach folgenden Gesichtspunkten: E = ERNO, B = Blue-Streak-Startstufe, N = nukleare Zweitstufe. Die angehängte römische Ziffer gibt die Anzahl der als Erststufe verwendeten Blue-Streak-Raketen an. Ein eventuell noch folgender kleiner Buchstabe unterscheidet verschiedene Modifikationen.

a) Vorgegebene Daten

Folgende Werte wurden für die Überschlagsrechnung der zweiten Stufe zugrunde gelegt.

Reaktoraustrittstemperatur T
spezifischer Impuls I
Druck am Reaktoraustritt
Entspannungsverhältnis p
Reaktortyp

$$T_a = 2500^{\circ} \text{K}$$
 $I_{sp} = 840 \text{ s}$
 $p_o = 50 \text{ at}$
 $p_o/p_e = 1000$

Metall- und Graphitreaktor

Für den Strukturfaktor der zweiten Stufe wurde folgende Gleichung aufgestellt:

$$m_{str} = 0.5 + 0.085 m_{Tr}$$
 (t) (18)

In dieser Gleichung ist, gegenüber Gleichung I 5, ein Ausrüstungsgewicht von nur 500 kp enthalten, da sich herausgestellt hat, daß 800 kp ein zu großer Wert ist.

Der Geschwindigkeitsbedarf für die 500 km Kreisbahn wurde, mit $4V_{\rm ges} = 9700\,\rm m/s$ aus der Literatur entnommen, für Fluchtgeschwindigkeit ist ein $AV_{\rm ges}$ von 12530 m/s erforderlich. Diese Daten gelten für polare Bahnen ohne Erddre-

Entwicklungsring Nord

Studie E. B. N. I.

Abbildung.

I. 12.



-3.5m- E

19 m 43,5 % 27,3% 24 m 36,0 % 23,2 %

Trelbstoffgewicht:
19 m 11 t
24 m 14t

7

Strukturgewicht: 71.

Treibstoffgewicht: 76925 kp

spez. Impuls: im Vakuum 285 s am Boden 248 s

Schub (2X68.1) 136 1

Startgewicht 104,5.t

Strukturfaktor=Strukturgewicht/Treibstoffgewicht

A = GRAPHITREAKTOR B = METALL REAKTOR

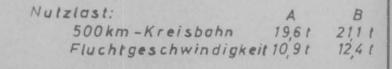
M1:20

Entwicklungsring Nord

Studie E. B. N. III.

Abbildung.

I. 13.



 Schub
 58 t

 spez. Impuls
 840 s

 Strukturfaktor:
 25,2% 19,6 %

 16,22 m
 25,2% 19,6 %

 22,73 m
 21,4% 17,2 %

 Treibstof!gewicht:
 26,55 t

 22,73 m
 34,61 t

Strukturfaktor	9,0	%
Treibstollgewicht	267	1
spez. Impuls: im Vakuum am Boden	286 248	S
Schub: (6 x 68000kp)	408	t

Startgewicht 315 t



RP

RP

9

RP

Strukturfaktor = Strukturgewicht/Treibstoffgewicht.

A = GRAPHITREAKTOR

B = METALLREAKTOR

M 1:20

d) Bündelung von 2 Blue-Streaks

Bei dieser Version ist zunächst eine einfache Bündelung von 2 BlueStreak-Raketen als Startstufe untersucht worden. Das Startgewicht
der 2. Stufe ergibt sich ebenfalls aus der Forderung nach 1,3 g Anfangsbeschleunigung der gesamten Rakete, es beträgt 36 t. Die Ergebnisse der Berechnungen sowie der Aufbau ist der Abbildung I 14 zu entnehmen. Diese Version ist mit E.B.N. II a bezeichnet worden. Man sieht,
daß die Nutzlastkapazität erheblich über der der bisher diskutierten
ELDO-C Version liegt. Die Entwicklungskosten für die erste Stufe dürften äußerst gering sein, da im wesentlichen nur das Problem der Bündelung zu lösen wäre.

An dieser Stelle soll eine kurze Betrachtung über die Stufung eingeschoben werden. Mit Hilfe der Raketengrundgleichung läßt sich der Zusammenhang zwischen der Geschwindigkeitsleistung Δv , der Nutzlast m_N und dem Gewichtsanteil der nuklearen Stufe an dem Startgewicht beschreiben:

$$\Delta V = V_{\text{ex}_{\underline{I}}} \cdot \ln \frac{m_{\text{o}_{\underline{ges}}} + V_{\text{ex}_{\underline{II}}} \cdot \ln \frac{m_{\text{o}_{\underline{II}}}}{m_{\text{e}_{\underline{II}}} + m_{\text{N}}}$$
 (19)

in $\mathbf{m}_{\mathbf{o}_{\overline{1}\overline{1}}}$ ist das Leergewicht $\mathbf{m}_{\mathbf{e}_{\overline{1}\overline{1}}}$, der Treibstoff der zweiten Stufe

 $m_{\text{Tr}_{\text{II}}}$ und die Nutzlast m_{N} enthalten.

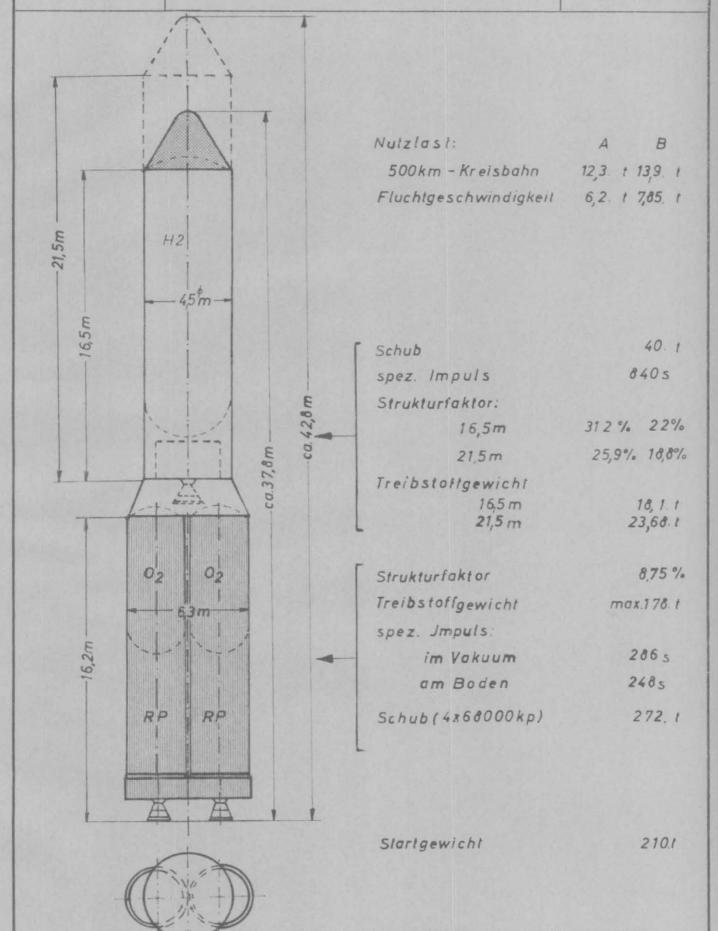
In Diagramm I 15 ist die Geschwindigkeitsleistung als Funktion des Nuklearstufengewichtes m aufgetragen. Es wurden bei der Berechnung folgende Voraussetzungen gemacht.

- 1. Das Leergewicht der beiden Blue-Streak-Raketen beträgt 15000 kp
- 2. Das Leergewicht m der zweiten Stufe ändert sich kontinuierlich mit dem Treibstoffge- $^{\rm e}$ wicht;
- 3. Das Startgewicht der gesamten Rakete beträgt 210000 kp, Die Anfangsbeschleunigung 1,3 g;
- 4. Die Nutzlast ist konstant 10000 kp
- 5. Die Startbescheunigung der zweiten Stufe beträgt 1,1 g.

Entwicklungsring Nord

Studie E. B. N. II.a.

Abbildung
I. 14.



Strukturfaktor=Strukturgewicht/Treibstoffgewicht.

Anhand des Diagrammes sieht man, daß sich kein Optimum ergibt, sondern daß eine einstufige nukleare Rakete die maximale Geschwindigkeitsleistung oder Nutzlast erreicht.

Bei der Berechnung sind jedoch Vereinfachungen gemacht worden, die das Bild ein wenig verzerren können. Eine genauere Untersuchung verschiedener Einflüsse erscheint erforderlich, dürfte jedoch an der Grundtendenz nichts ändern.

Da man allerdings aus Gründen der Verseuchung den Reaktor erst in größeren Höhen anfahren möchte, dürfte die Verwendung einer chemischen Unterstufe notwendig sein.

Aufgrund obiger Überlegungen erscheint es sinnvoll, eine Verkürzung der Blue-Streak vorzuschlagen. Man könnte diese verkürzte Startstufe seitlich an eine nukleare Stufe anbringen, wie es die Version E.B.N.II b in Abbildung I 17 zeigt.

Es ist davon ausgegangen worden, daß die erste Stufe nur die Aufgabe hat, die nukleare Zweitstufe in eine Höhe von etwa 20 km zu bringen, als Geschwindigkeitsbedarf ist hierfür $\Delta V_{\tau} = 1000$ m/sec angesetzt worden.

In Abbildung I 18 ist die Nutzlast in Abhängigkeit vom Gesamtgeschwindigkeitsbedarf aufgetragen worden, gleichzeitig ist der Treibstoffbedarf eingezeichnet. Das Treibstoffgewicht und die Tanklänge wurden kontinuierlich geändert.

Eine weitere Modifizierung der E.B.N.II - Version wurde untersucht, sie ist in Abbildung I 19 dargestellt.

Diese Variation ist für den Transport von Nutzlasten mit großem Durchmesser gedacht. Bei der Ausführung E.B.N.II c ist eine Bündelung von 2 normalen Blue-Streaks mit zwei ovalen Wasserstofftanks für die nukleare Stufe vorgesehen. Die erste Stufe, d.h. die beiden Blue-Streaks sollen nach Brennschluß abgeworfen werden. Der Bau von ovalen Tanks dürfte allerdings einige ungelöste Probleme mit sich bringen.

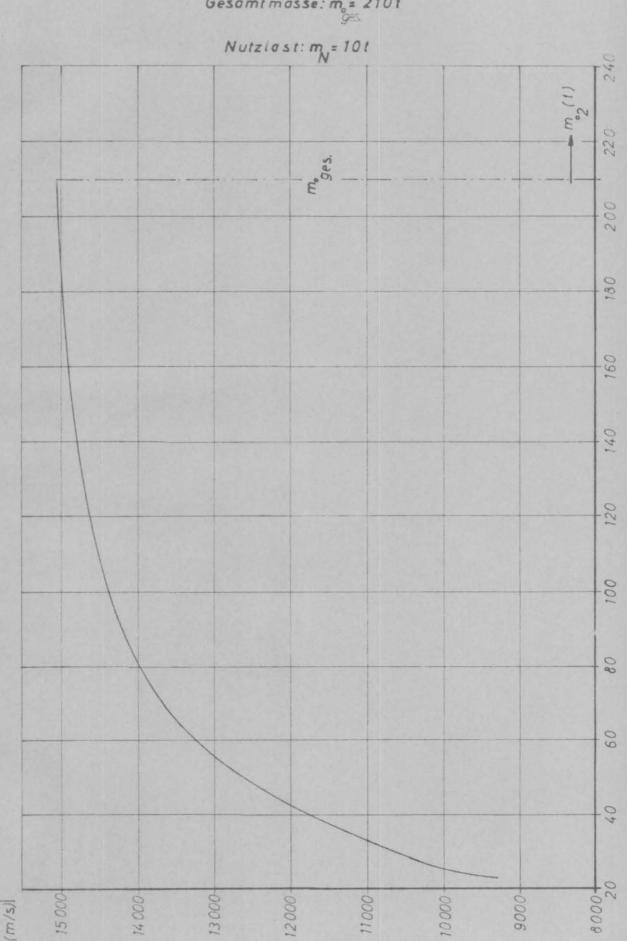
E Zusammenfassung und kritische Bemerkungen

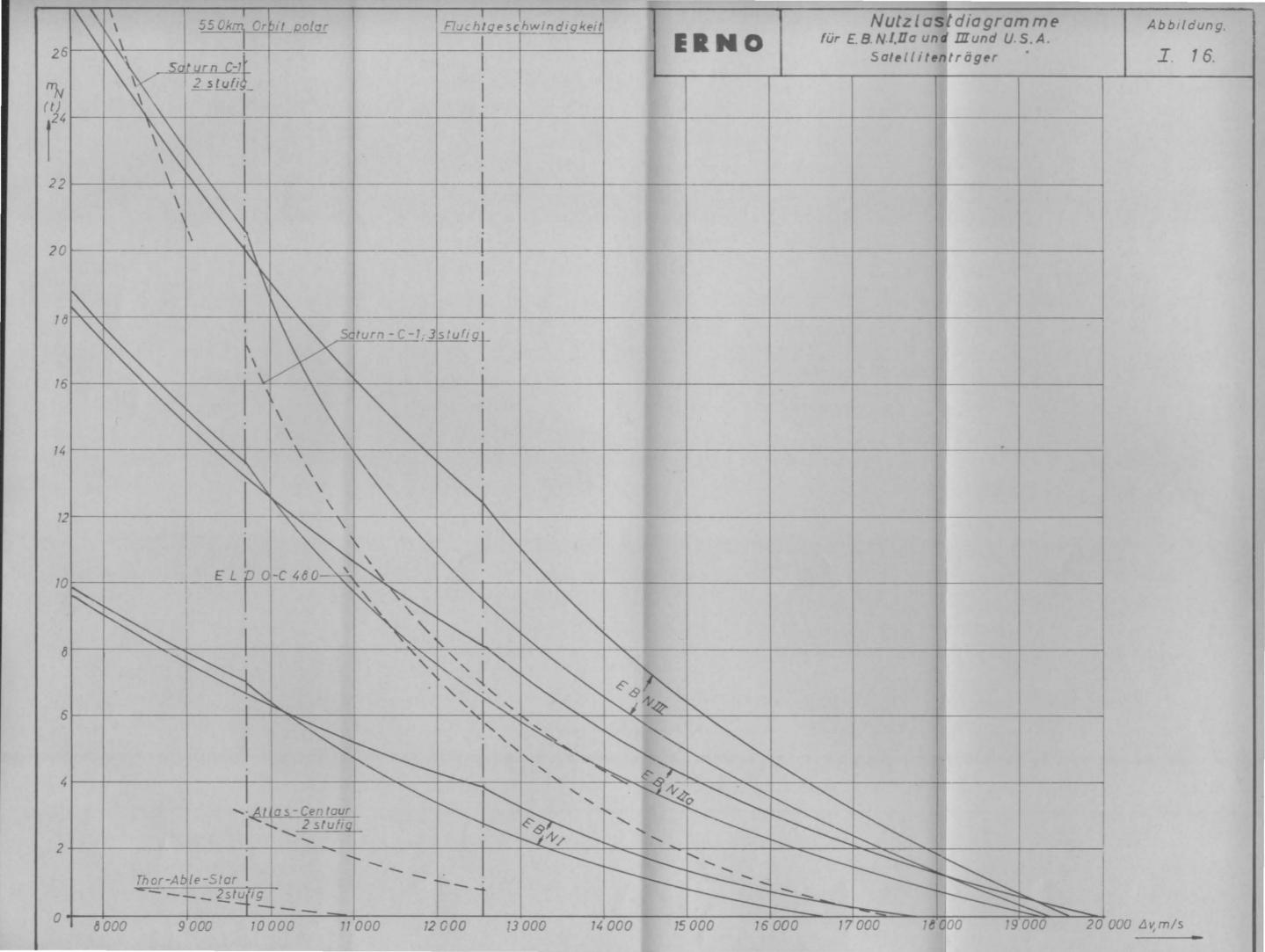
Es ist eine Vorstudie gemacht worden über Trägersysteme, bei denen die

Geschwindigkeitsleistung als Funktion der Nuklearstufenmasse

Abbildung. I. 15.

Gesamt masse: m = 2101

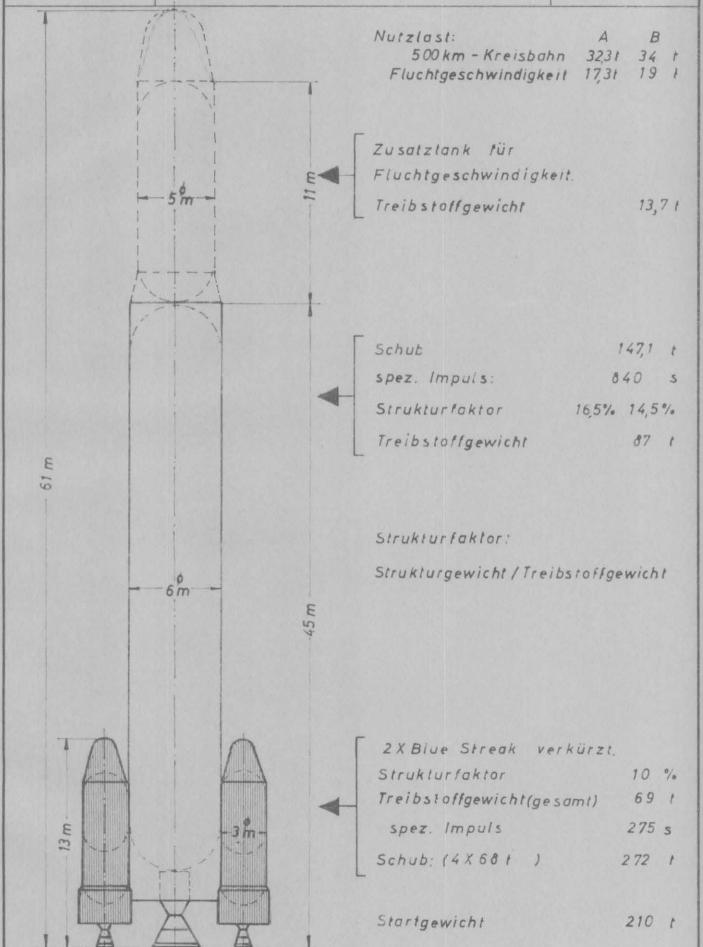




Studie E. B. N. II. b.

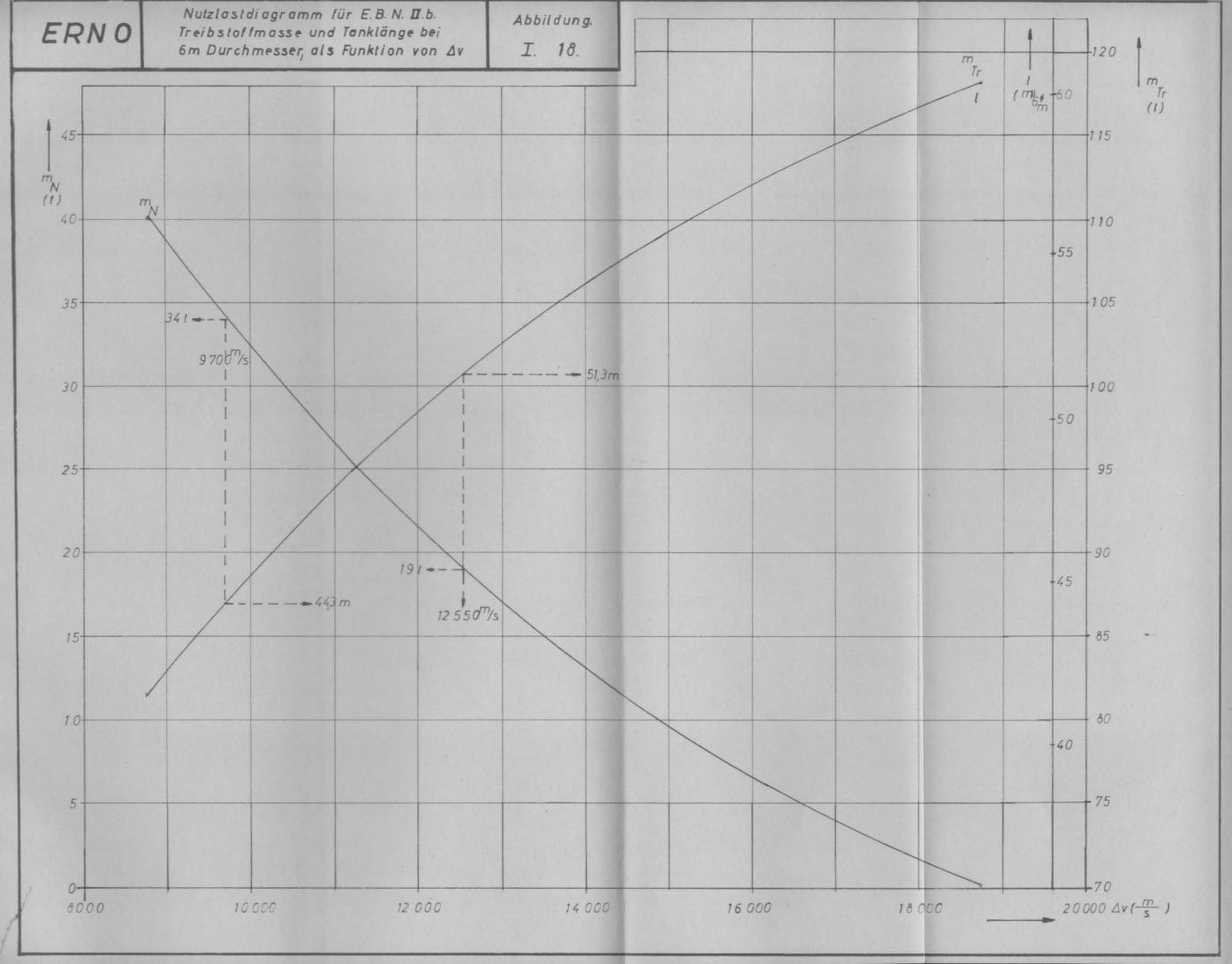
Abbildung.

I. 17.



A = GRAPHITREAKTOR B = METALLREAKTOR

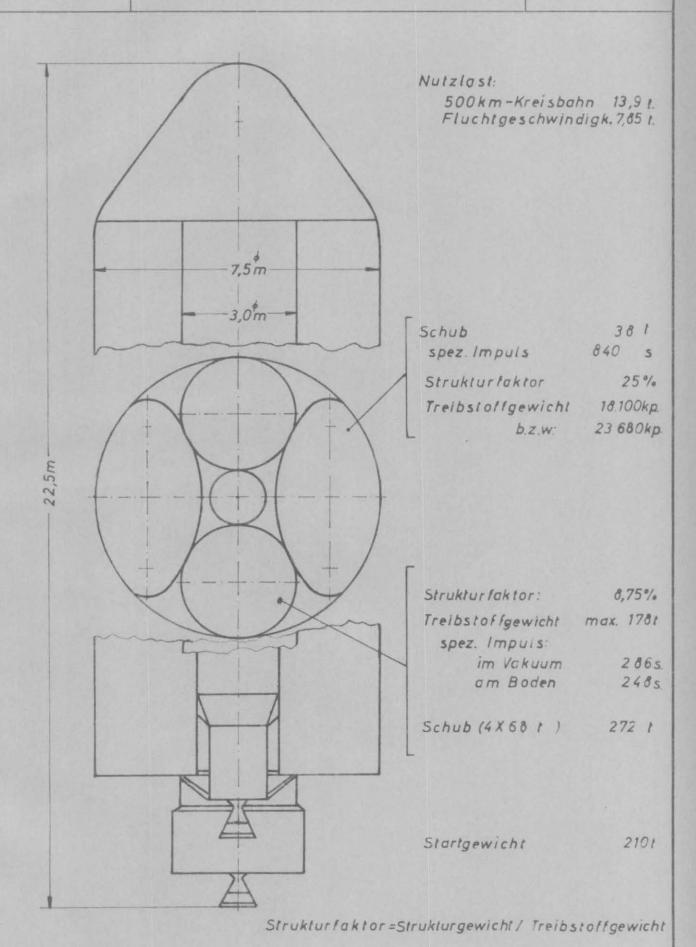
M1:25



Entwicklungsring Nord

Studie E. B. N. II. c.

Abbildung. I. 19



heute bereits entwickelte Blue-Streak-Rakete als erste Stufe und eine nukleare Rakete als zweite Stufe verwendet werden. Damit entfallen die Entwicklungskosten für die Startstufe eines neuen Trägersystems.

Untersucht wurden mehrere Versionen, nämlich nukleare Zweitstufen mit

- a) einer einfachen Blue-Streak, E.B.N.I
- b) einer aus 2 Blue-Streaks gebündelten Startstufe, E.B.N.IIa
- c) einer aus 3 Blue-Streaks gebündelten Startstufe, E.B.N.III

Die Nutzlastkapazitäten, in Abhängigkeit von der Geschwindigkeitsleistung, sind in der Abbildung I 16 wiedergegeben. Als Vergleich sind einige andere Trägersysteme eingezeichnet.

Man sieht an Hand des Diagramms, daß Trägersysteme mit der einfachen oder gebündelten Blue-Streak als Startstufe und einer nuklearen Zweitstufe Nutzlastbereiche erfassen, die zum Teil weit über den bisher diskutierten liegen.

Die in Abb. I 16 ersichtlichen Unstetigkeiten der Nutzlastkurven werden dadurch hervorgerufen, daß die Berechnung für 2 Tanklängen durchgeführt wurden.

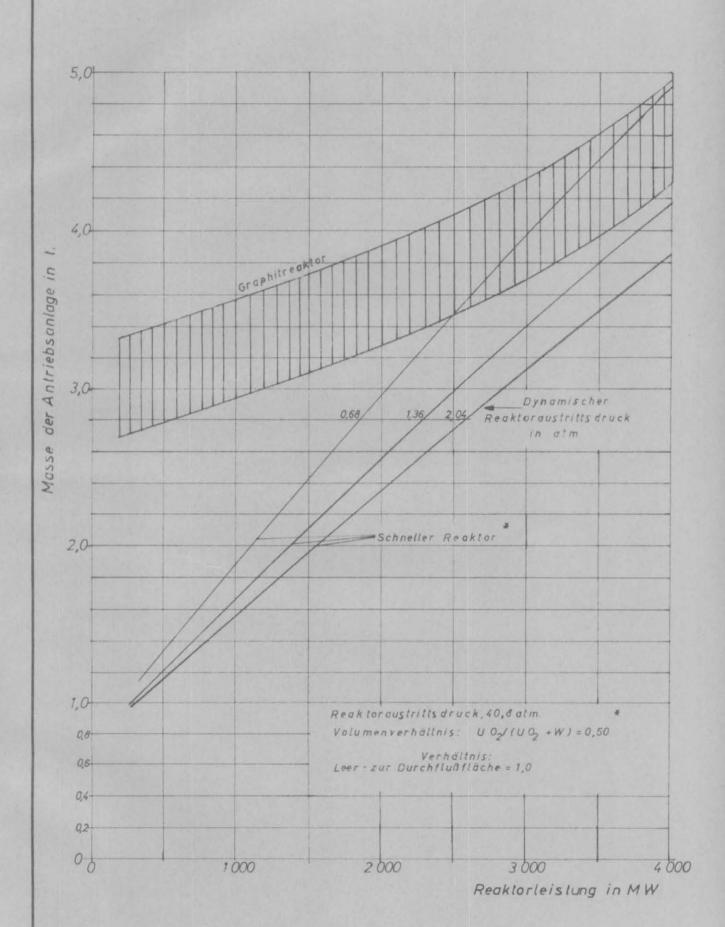
Es müssen jedoch zu dieser Vorstudie folgende Einschränkungen gemacht werden:

- 1. Die Untersuchungen basieren auf Gewichtsangaben aus der Literatur, die uns äußerst optimistisch erscheinen.
- 2. Uber die Verwendung von schnellen Beaktoren für Antriebszwecke liegen bisher keine Erfahrungen vor.
- 3. Die bisher von uns durchgeführen Untersuchungen zur Wärmeübertragung lassen den vorläufigen Schluß zu, daß die in der Literatur angegebenen Reaktorgewichte aus thermodynamischen Gründen nicht realisiert werden können.

Da der Einsatz nuklearer Zweitstufen große Nutzlastkapazitäten verspricht,

Masse der Antriebsanlage für zwei verschiedene Reaktoren als Funktion der Leistung.

Abbildung. I. 20.



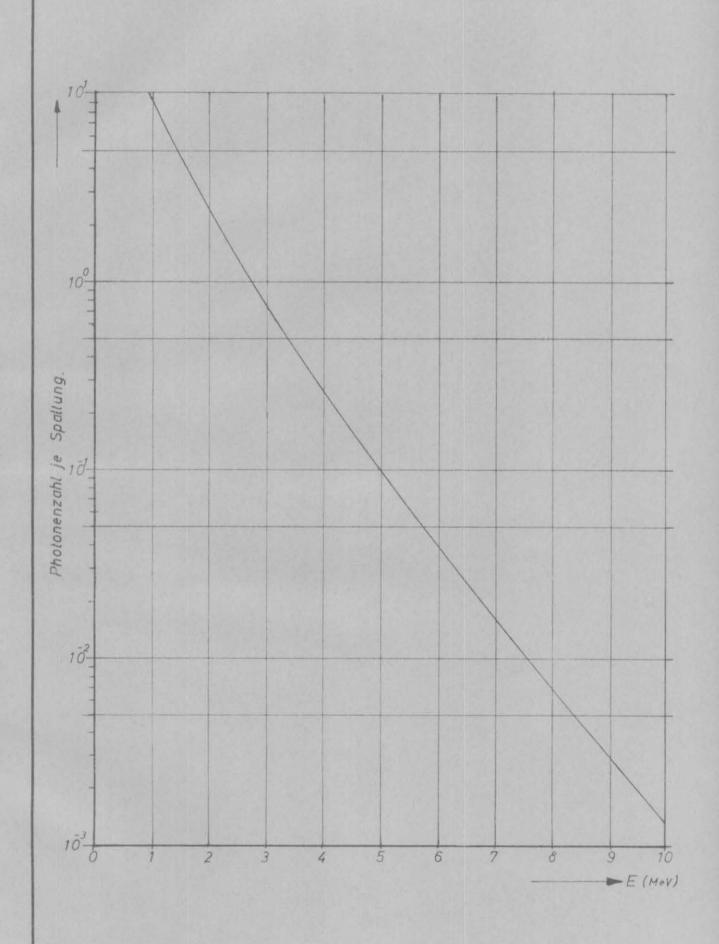
ist es aus den eben geschilderten Gründen notwendig, umfangreiche Untersuchungen sowohl auf dem kernphysikalischen als auch auf dem thermodynamischen und strömungstechnischen Gebiet durchzuführen, um Lösungen der noch offenen Probleme herbeizuführen.

Den Bahnrechnungen unter Punkt III liegen Reaktorgewichte zugrunde, die der neueren Literatur entnommen sind. Die Abbildung 120 zeigt diese neueren Daten von F.E. Rom.

Die bisherigen Betrachtungen haben eine Abschirmung noch nicht berücksichtigt. Es soll deshalb im folgenden Kapitel einiges zur Abschirmung gesagt werden.

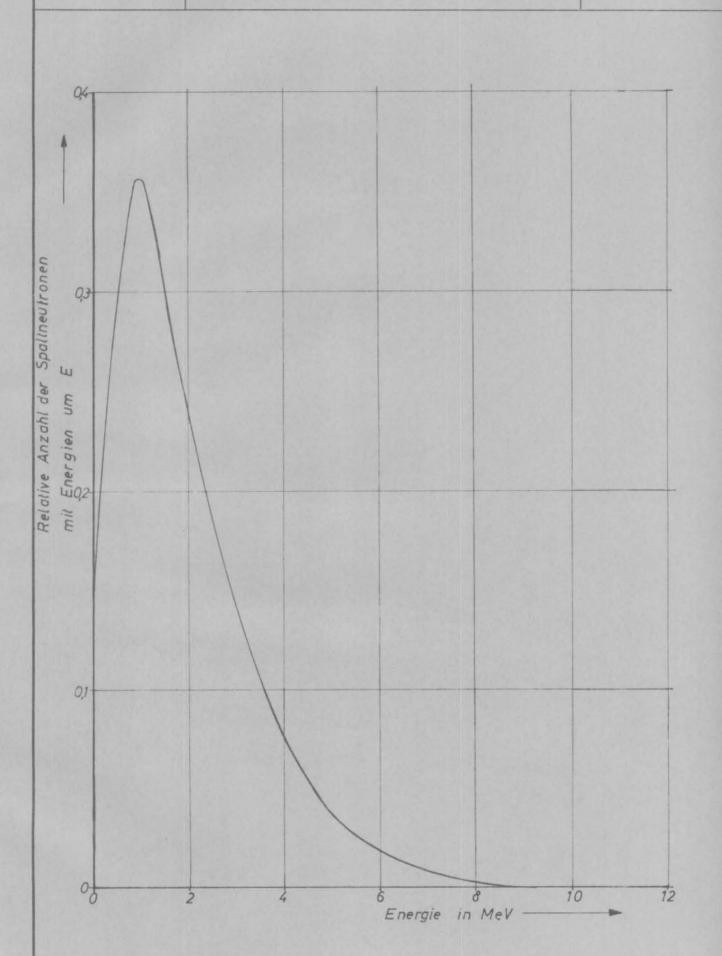
Manue

Gamma-Spektrum Abbildung.
II 1.



Spektrum der Spaltneutronen bei Spaltung von U 235 durch thermische Neutronen.

Abbildung. II. 2.



angewandt werden.

Die beste Lösung ist dann das Wolfram mit 0,0394 cm²/g, denn es ist sehr beständig und besitzt eine große Festigkeit.

Die anderen Metalle, die mit ihren Absorptionswerten zwischen Uran und Wolfram liegen, scheiden infolge der hohen Kosten, oder zu geringer Festigkeit aus. Außerdem läßt sich das Element mit dem höchsten Massenabsorptionskoeffizienten von 0,0578 cm²/g, nämlich Wasserstoff, nicht anwenden, da die Dichte zu gering ist und deshalb riesige Behälter benötigt würden.

C Berechnung

Der Reaktor soll einen Schub von 24 000 kp liefern und muß deshalb eine Leistung von 1120 MW haben, bei einer Ausströmgeschwindigkeit von 8250 m/s. Da pro Spaltung etwa 166 MeV Energie nutzbar gemacht werden kann, müssen

$$n = P/E_{sp} = 4,2 \cdot 10^{19}$$
 (II 1)

Spaltungen pro Sekunde erfolgen.

P = Leistung ; E_{sp} = Spaltenergie

Bei der Nutzlast, die sich in r = 17 m Entfernung vom Reaktor befindet, herrscht dann ohne Abschirmung ein Neutronenfluß von

$$\phi = \frac{n}{4\pi r^2} = 1,157 \cdot 10^{12} / \text{cm}^2 \text{s},$$
 (II 2)

da ja pro Spaltung ein schnelles Neutron emittiert wird.

Der Gamma-Fluß ist 5mal so groß, da mit 5 Quanten von 4 MeV ersatzweise gerechnet werden soll.

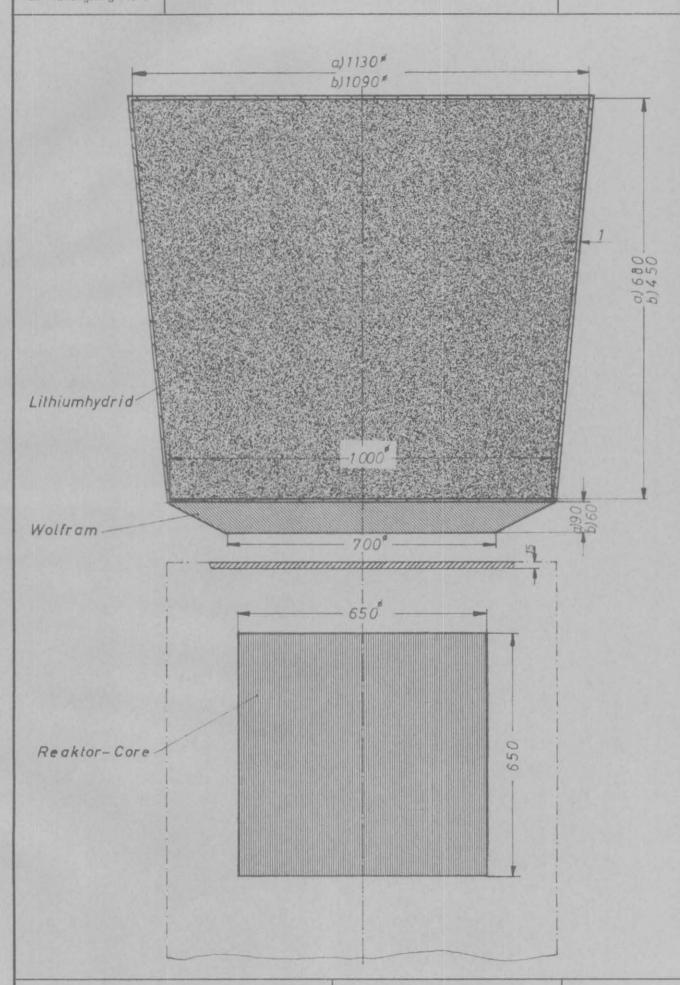
Die Kernstrahlung muß auf dem Weg zur Nutzlast verschiedene Absorber passieren und wird dadurch abgeschwächt. Aus Abbildung II 3 geht die Anordnung hervor.

a) Gamma-Abschirmung

Bei der Gamma-Strahlung tritt zuerst einmal eine Absorption innerhalb des

Abschirmung eines 1120 MW-Reaktors.

Abbildung. II. 3.



Reaktorcores auf, so daß von den 5 gebildeten Quanten nur eins aus der Oberfläche austritt.

Nach Abbildung II 4 ist dann die Dosisleistung in 17 m Entfernung gleich 1365 rad/s, das entspricht einem Fluß von 1,157 10 12/cm2s.

Die Schwächung der Strahlung, beim Durchgang durch Materie, erfolgt nach einem Exponentialgesetz:

$$\emptyset = \emptyset_0 \quad \mathbb{B} \quad \exp -\sum_{i=1}^{p} M_i \times_i$$
 (II 3)

Ø = Fluß oder Dosis

Es sind im wesentlichen n = 3 Schichten an der Absorption beteiligt und zwar der Druckmantel des Reaktors, der aus Stahl besteht, zuzüglich des Stahlmantels für das Lithumhydrid, ferner das Wolfram der ersten Schutzschicht und das Lithiumhydrid des Neutronenschutzes.

Abschirmung a (siehe Abbildung II 3)

Stahl : 1.5+0.1+0.1 = 1.7 cm dick : $\mu x = 0.2585 \cdot 1.7 = 0.44$ Wolfram : 9 cm dick $\mu x = 0.76 \cdot 9 = 6.85$ Lithiumhydrid: 68 cm dick $\mu x = 0.0232 \cdot 68 = 1.58$ $\Sigma \mu x = 8.87$

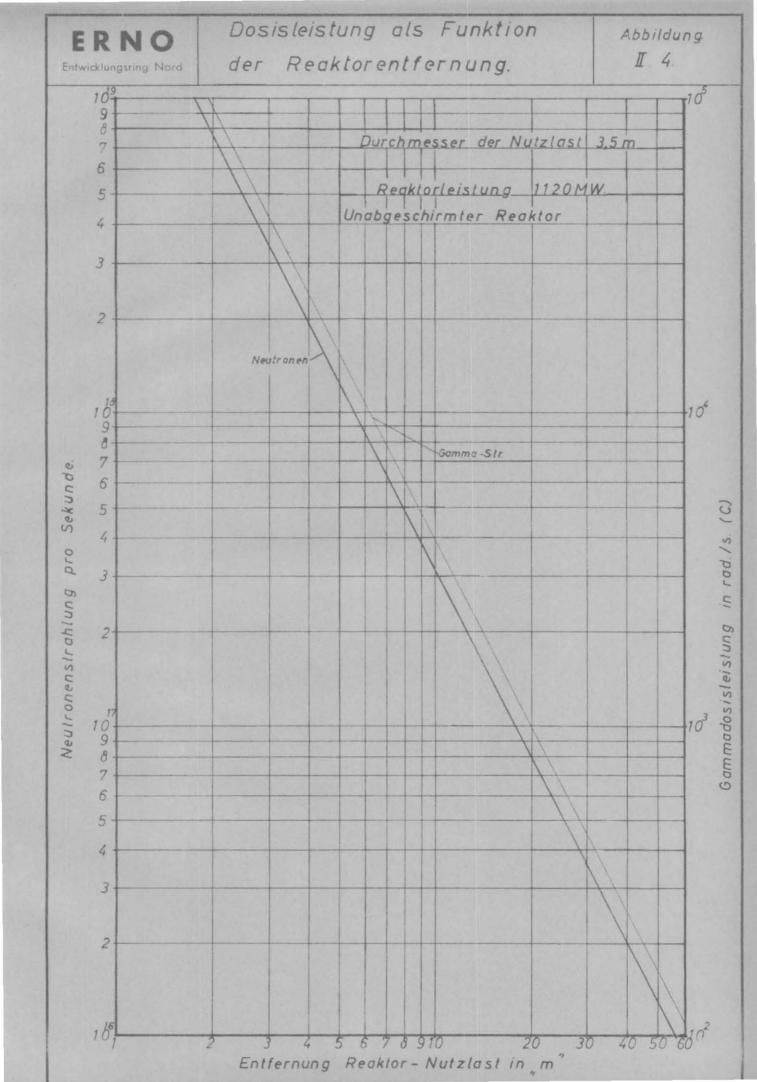
Der Aufbaufaktor B beträgt 7,2

Die obigen Werte in Gleichung II 3 eingesetzt, ergeben eine Dosis von 1,38 rad/s (C)

an der Nutzlast

Abschirmung b (siehe Abbildung II 3)

Stahl : 1,5+0,1+0,1 = 1,7 cm dick : $\mu x = 0,2585 \cdot 1,7 = 0,44$ Wolfran : 6 cm dick $\mu x = 0,76 \cdot 6 = 4,56$ Lithiumhydrid: 45 cm dick $\mu x = 0,0232 \cdot 45 = 1,04$ $\Sigma \mu x = 6,04$



Der Aufbaufaktor B beträgt 4,2

Wenn diese Werte in Gleichung II 3 eingesetzt werden, ergibt sich eine Dosis an der Nutzlast von

13,75 rad/s (c)

b) Abschirmung der schnellen Neutronen

Die Neutronen, die ohne Abschirmung sekundlich auf die Nutzlast treffen, sind in Abbildung II 4 als Funktion des Abstandes vom Reaktor aufgetragen. Bei einer Entfernung von 17 m treffen dann 1,1 10 17 Neutronen pro Sekunde auf die Nutzlast von 3,5 m Durchmesser.

Das entspricht einem Fluß von 1,157 1012/cm2s

Die Absorption erfolgt in den selben drei Schichten, in denen auch die Gamma-Strahlung absorbiert wird. Den Vorgang der Strahlenabsorption kann man auch in diesem Fall durch einen Exponentialansatz beschreiben. An die Stelle des Absorptionskoeffizienten utritt jedoch der Beseitigungsquerschnitt . Es gibt an, um den wievielten Teil sich der schnelle Neutronenfluß in thermische Neutronen, pro Zentimeter Weglänge, verwandelt. Die thermischen Neutronen werden dann praktisch sofort vom Li eingefangen.

$$\emptyset = \emptyset_0 \quad B \quad \exp \quad -\sum_{i=1}^{23} \sum_{r_i} \chi_i$$
 (II 4)

Abschirmung a (siehe Abbildung II 3)

 Stahl
 : 1,7 cm dick
 UX = 0,167 1,7 = 0,284

 Wolfram
 : 9 cm dick
 UX = 0,158 9 = 1,42

 Lithiumhydrid: 68 cm dick
 UX = 0,235 68 = 16,00

Eingesetzt in Gleichung II 4 ergibt sich dann ein Fluß an der Nutzlast von $\emptyset = 2,3 \cdot 10^5/\text{cm}^2\text{s}$

schnelle Neutronen.

Wenn man eine Reaktorbetriebszeit von 10 min zugrunde legt, erhält man eine

Stoffwerte

Entwicklungsring Nord

	HiT	Z	Fe
Dichte 8 in g/cm³	0.70	19,0	7,8
Schmelzpunkt in °K	962,0	3643,0	1700,0
Spezifische Wärme Cp. in cal. / g.grd. bei 0 °C.	0,98	0,0338	0,115
Absorptionskoeffizient w in 1/cm.	0,0232	92'0	0,2585
14/8 in cm²/g.	0,02968	0,0394	9,032
Beseitigungsquerschnill Er in 1/cm.	0,235	0,758	0,167
Erls in cm2/g.	0,301	0,0002	0,0214
Relaxationslange für schnelle Neutronen in cm	4,25	6,33	5,99
Einfangquerschnitt für thermische Neutronen 6 in			
barn / Molekül oder Atom	70,7	19,2	2,62
Abschirm ungsgewicht in kp.	473,0	985,0	32.0
Das Abschirmungsgewicht des Eisens enthält nur das		Behältergewicht für das	7

Neutronendosis von

138 108 nvt.

Abschirmung b (siehe Abbildung II 3)

Stahl : 1,7 cm dick

Wolfram : 6 cm dick

Lithiumhydrid: 45 cm dick

Z,X = 0,167 1,7 = 0,284

 $\Sigma_{x} = 0,158 6 = 0,948$

Z,X = 0,235 45 = 10,600

ΣΞ, X = 11,832

Der Aufbaufaktor B sei etwa 10.

Aus Gleichung II 4 erhält man dann einen Fluß an der Nutzlast von

$$\emptyset = 8,3.10^7/\text{cm}^2\text{s}$$

schnelle Neutronen.

Integriert über die Reaktorbetriebszeit von 10 min ergibt sich eine Dosis

5.10¹⁰ nvt

c Abschirmung der thermischen Neutronen

Die thermischen Neutronen, die aus dem Reaktor kommen, werden durch das Lithiumhydrid um den Faktor

geschwächt, d.h. es kommen praktisch keine thermischen Neutronen mehr durch.

Dieses Ergebnis zeigt außerdem, daß keine weitere Abschirmung der im Lithiumhydrid thermisch gewordener schnellen Neutronen nötig ist, denn auch sie werden praktisch sofort absorbiert.

Warmeentwick lung im Schild

Der größte Teil der im Schild absorbierten Strahlung wird in Wärme ungesetzt, so daß eine Aufheizung erfolgt. Die absorbierte Leistung läßt sich nach folgender Gleichung berechnen

$$P = \emptyset_0 \subseteq F (1-\text{lexp} - \mathcal{U}_{\Sigma}X)$$

(II 5)

P = Leistur

E = Energie der Strahlung

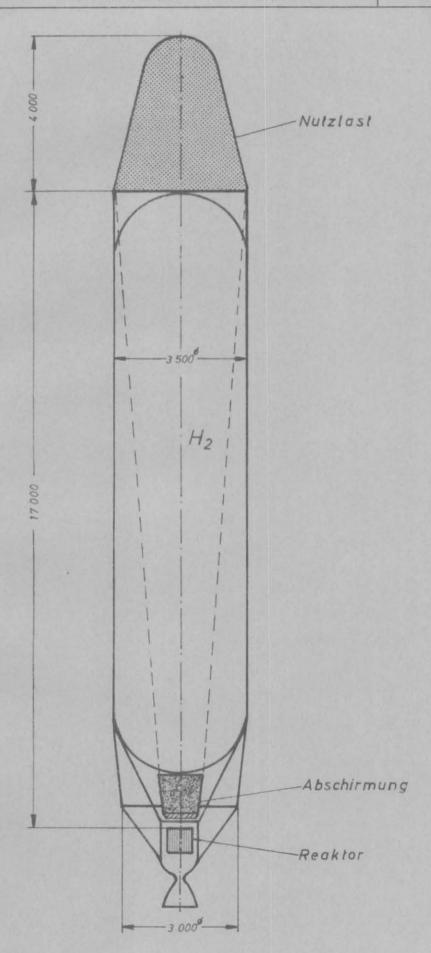
F = Querschnittsfl che der Abschirmung

Ø = Fluß vor der Abschirmung

Strahlungsleistung Abbildung ERNO nach dem Abschallen des Reaktors. II. 5. Entwicklungsring Nord ├ ─ Tage -Stunden 20 (W) -10 5 -10³ (W) 10-5 102 5 10-50 1 20 30 40 10 Sekunden Minuten

Nukleare Zweitstufe der E.B.N. I. Abbildung.

П. 6.



Schwächung zu Anfang ca. 99 %, - d.h. 1 % der Strahlung kommt durch - und am Ende 10 %. Da die exakte rechnerische Erfassung der beiden Effekte schwierig ist und sie außerdem noch gegenläufig sind, sollen sie hier vernachlässigt werden.

Im Rolgenden sollen nun die errechneten Werte mit den in Literatur 3 angegebenen verglichen werden. Die Literaturwerte gelten für den SNAP 8 mit einer Betriebszeit von 10 000 h. Die Arbeitszeit des Antriebsreaktors wird auf 10 Minuten festgelegt.

			Nutzlas	t
			Dosisleistung bzw. Fluß	Dosis
Literatur		Neutronen	2,78 10 ⁵ /cm ² s	10 ¹³ nvt
(SNAP 8)		Gammas	0,278 rad/s	10 ⁷ rad
		Neutronen	2,3 10 ⁵ /cm ² s	1,38 10 ⁸ nvt
Pausahanna	a)	Gammas	1,38 rad/s*	827 rad **
Berechnung	Neutronen		8,3 10 ⁷ /cm ² s	5 10 ¹⁰ nvt
	(p)	Gammas	13,8 rad/s *	8270 rad **

^{*} während des Reaktorbetriebes

Aus der Gegenüberstellung geht hervor, daß bei der Abschirmung a) die Dosisleistungen etwa mit denen des SNAP 8 übereinstimmen, während die gesamte Dosis weit unterhalb der vom SNAP 8 liegt.

Die Dosiswerte der Abschirmung b) lehnen sich mehr an die gesamte Dosis des SNAP 8 an. Da in der Literatur immer nur die Gesamtdosis als Maßstab für die eintretenden Schädigungen angegeben wird und nicht die Dosisleistung, kann hier keine bindende Antwort auf die Frage nach der Zuverlässigkeit obiger Werte gegeben werden. Es werden deshalb unter Punkt III zwei Abschirmgewichte zugrunde gelegt.

Zu den Dosiswerten für die Gamma-Strahlung ist noch zu sagen, daß sie sich nur auf die Reaktorbetriebszeit beziehen und durch die Reststrahlung nach dem Abschalten des Reaktors noch erhöht werden.

Da die für SNAP 8 angegebenen Dosiswerte Maximalwerte sind, wurde bei der Abschirmung b) ein um 2 bis 3 Zehnerpotenzen kleinerer Wert für die Dosis zugrunde gelegt, da ja die Elektronik nach der Bestrahlung weiterhin lange Zeit funktionsfähig bleiben soll.

Das Abschirmgewicht beträgt dann a) 1500 kp

b) 1000 kp

Mone .

^{**} Integriert über die Reaktorbetriebszeit

ERNO Entwicklungsring Nord . Bremen

III.) Bahnrechnungen für EBN I

1. Einleitung

Die Durchführung der vorliegenden Rechnungen erfolgte im Hinblick auf die Untersuchung, ob die mit der Trägerrakete EBN I durchführbaren Aufgaben den Erwartungen entsprechen. Aufgrund von Abschätzungen war vorgesehen, eine Nutzlast von 7 to auf eine 500 km Kreisbahn und 3,75 to Nutzlast auf Fluchtgeschwindigkeit in 200 km Höhe zu bringen. Die durchgeführten Bahnrechnungen umfassen folgende Flugaufgaben:

- 1) Erreichen der Kreisbahngeschwindigkeit in 200 km Höhe
- 2) Erreichen der Kreisbahngeschwindigkeit in 500 km Höhe
- 3) Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit in 200 km Höhe

Entsprechend der verschiedenen Aufgaben und im Hinblick auf einen optimalen Flug der nuklearen Oberstufe wurden mehrere Aufstiegsbahnen durch die Atmosphäre mit verschiedenen Endwinkeln \mathcal{D}_{e} bei der Stufentrennung gerechnet. Der Aufstieg der Oberstufe bis zum Erreichen der Endhöhe ist hinsichtlich der Schubrichtung optimiert, wobei zunächst mit konstanten Schüben gerechnet wurde. Der Ermittlung der maximal möglichen Nutzlast unter Berücksichtigung des schubabhängigen Reaktor- und Abschirmgewichtes und des treibstoffabhängigen Strukturgewichtes folgt ein Vergleich mit den Nutzlasten, die bei Drosselung des Triebwerkes auf 15 % des Anfangsschubes der Oberstufe in Orbit und auf Fluchtgeschwindigkeit gebracht werden können. Bei der Berechnung des Reaktorgewichtes wurde zwischen der Verwendung von Metall- und Graphitreaktoren unterschieden.

2. Aufstiegsbahnen durch die Atmosphäre

Die Berechnung der zweidimensionalen Aufstiegsbahn erfolgte mit dem Rechenprogramm GSIA bei Zugrundelegung des Steuerprogramms 20/0,7/9

Die Rakete ist wie folgt ausgelegt:

ERNO Entwicklungsring Nord - Bremen

Startgewicht	104,5 to
Gewicht der Unterstufe	83,5 to
Treibstoffgewicht	76,5 to
Strukturgewicht der Unterstufe	7,0 to
spez. Impuls der Unterstufe	249 sec (Boden) 285 sec (Vacuum)
Gewicht der Oberstufe	21,0 to

Für die 200 km Kreisbahn und die 200 km Fluchtgeschwindigkeit erwies sich die Bahn 20/0,7/30 als am günstigsten. Bei der Stufentrennung nach 140 sec werden folgende Endwerte erreicht:

 $h_e = 54463 \text{ m}$

 $v_e = 2346,25 \text{ m/sec}$

Be = 25,058°

Für die 500 km Kreisbahngeschwindigkeit ist die Bahn 20/0,7/45 vorzuschlagen mit folgenden Endwerten nach 140 sec:

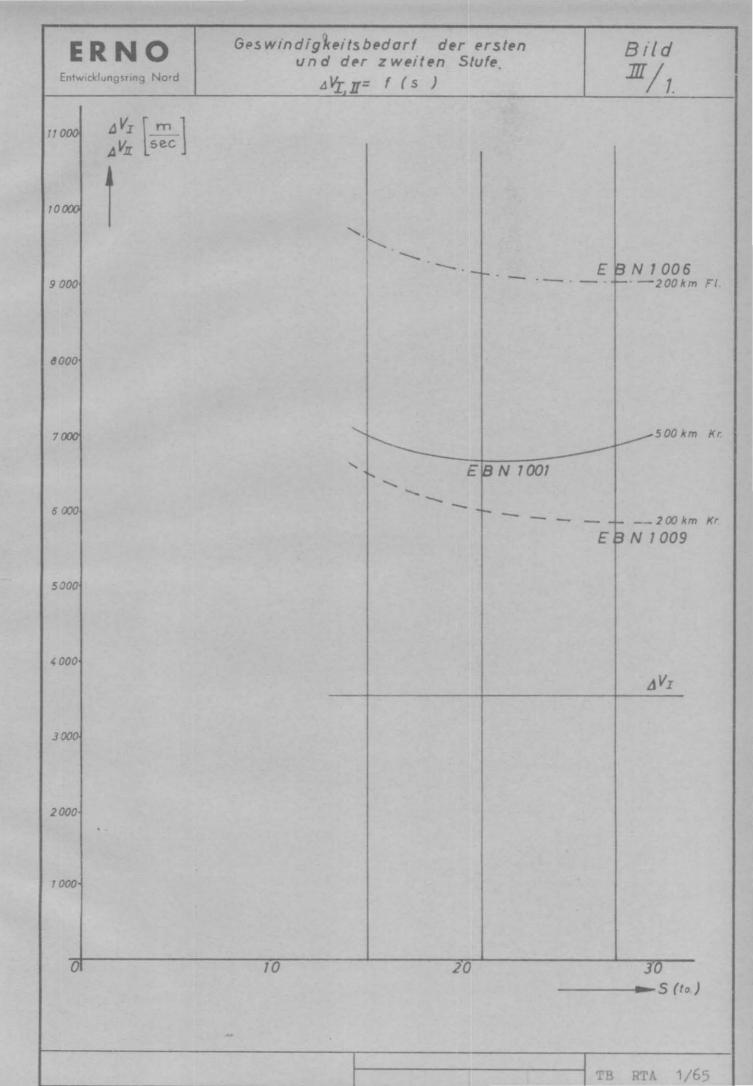
 $h_e = 60680 \text{ m}$

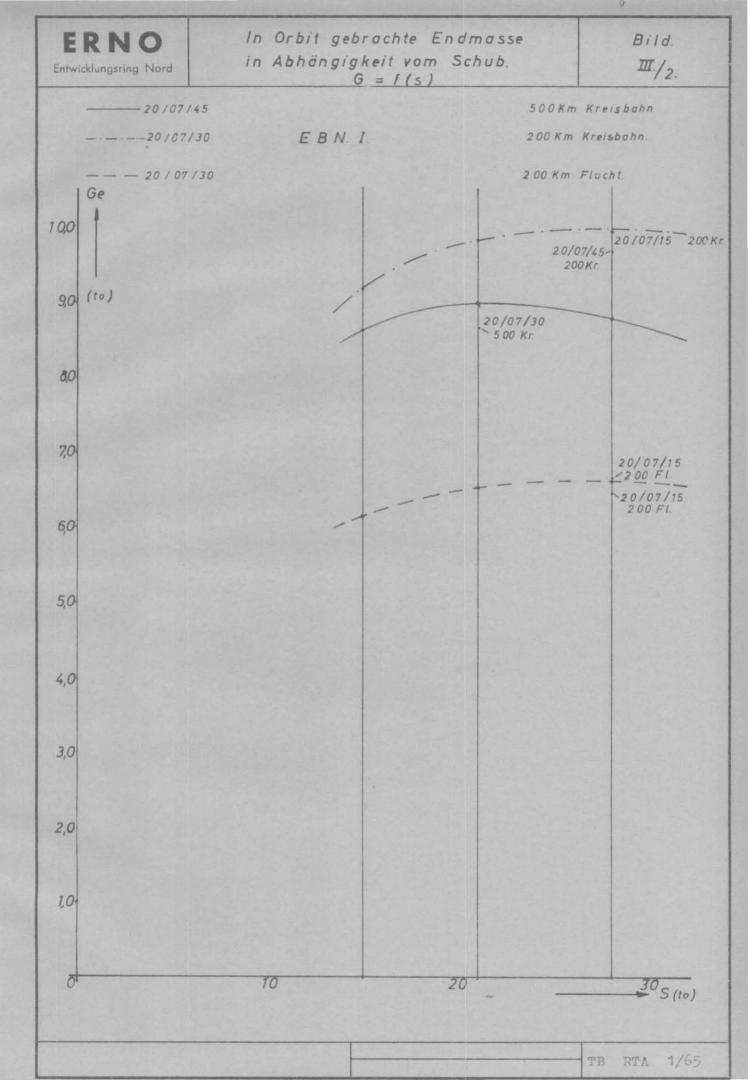
 $v_e = 2291,46 \text{ m/sec}$

 $v_e = 36,358^\circ$

3. Aufstiegsbahnen außerhalb der Atmosphäre

Mit Hilfe des Programms VABAZO wurde der Aufstieg der Oberstufe zunächst mit einem spezifischen Impuls von 800 sec gerechnet. Für alle drei Flugaufgaben wurde mit den über dem gesamten Flugbereich konstanten Schüben von 15, 21 und 28 to gerechnet. Als Ergebnis sind in Bild III/1 die Werte für den Geschwindigkeitsbedarf beider Stufen $\Delta v_{\rm I}$ und $\Delta v_{\rm II}$ als Funktion des Schubes aufgetragen. Bild III/2 enthält die Auftragung der in den Orbit gebrachten Endmasse als Funktion des Schubes. Die Optimal-





werte liegen etwa bei 21 to für 500 km Kreisbahngeschwindigkeit und bei 28 to für 200 km Kreisbahn- und 200 km Fluchtgeschwindigkeit.

Die Optimalwerte lassen sich durch Wahl anderer Aufstiegsbahnen durch die Atmosphäre nicht verbessern (siehe Bild III/2).

Die Treibstoffverbräuche sind aus Bild III/3 zu entnehmen. Die zunächst vorgesehenen Tankvolumina von 11 to für 200 km und 500 km Kreisbahngeschwindigkeit und 14 to für 200 km Fluchtgeschwindigkeit sind nicht ausreichend. Erforderlich sind Tanks von 12 bzw. 14,5 to Inhalt.

Unter Berücksichtigung des Strukturgewichtes, des schubebhängigen Reaktorund Abschirmgewichts verschieben sich die Optima für die in den Orbit gebrachten Endmasse, d.h. die effektive Nutzlast, entsprechend Bild III/4. Hierbei berechnen sich die Strukturgewichte nach:

$$G_{S}$$
 [to] = 0,5 + 0,085 G_{T} ,

die Reaktorgewichte für einen spezifischen Impuls von 800 sec nach:

$$G_{MR}$$
 [to] = 0,788 + 0,0402 · So für Metallreaktoren

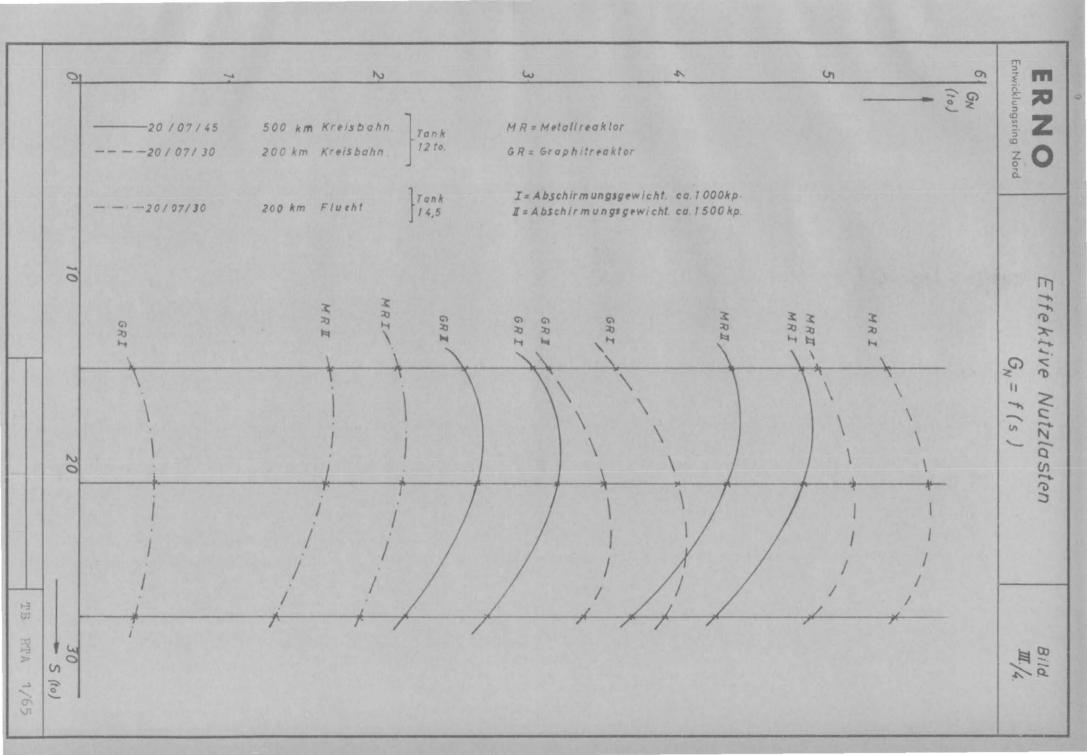
und nach:

$$G_{GR}$$
 [to] = 2,9 + 0,0186 · S_{o} für Graphitreaktoren

Das Abschirmgewicht wurde für 20 bis 24 to Schub einmal mit 1000 kp und einmal mit 1500 kp in Abzug gebracht. Für 15 to Schub verringert sich und für 30 to Schub erhöht sich das Abschirmgewicht um etwa 10 %.

Es ergeben sich folgende maximale Nutzlasten:

5,7 to für 200 km Kreisbahn 4,9 to für 500 km Kreisbahn 2,2 to für 200 km Flucht



4. Drosselung der Triebwerke auf 15 % des Anfangsschubes zu optimalen Drosselzeitpunkten

Bahnrechnungen für den Raumtransporter RT 164 haben ergeben, daß für den Aufstieg auf eine 550 km Kreisbahn ein Anfangsschubverhältnis So2/Go2 zwischen 1,4 und 1,6 und Drosselung auf 10 bis 15 % optimale Werte hinsichtlich der in den Orbit gebrachten Endmasse und des Geschwindigkeitsbedarfs der zweiten Stufe liefern (siehe Ergänzung zum Technischen Bericht TB Rva 6/64). Die gewonnenen Erfahrungen sind hier zur Anwendung gekommen, haben jedoch die Erwartungen, die effektive Nutzlast durch Drosselung des Anfangsschubes zu erhöhen, nicht bestätigt.

Laut Aktennotiz Nr. Rn 1/65 läßt sich der Schub bei hinreichend großer Abschaltreaktivität und mechanischer Übertragbarkeit auf den Reaktor innerhalb von 0,1 sec auf 15 % des Anfangsschubes drosseln. Bei Drosselung unter 15 % werden die Abschaltzeiten innerhalb der Grenzen exp - t/81 s $<\Delta t_{ab}<\exp$ - t/15,65 soogroß, daß eine Drosselung unter 15 % des Anfangsschubes nicht als sinnvoll erscheint.

In Bild III/5 sind für die Anfangsschubverhältnisse 1,4 und 1,6 und Drosselung auf 15 % die Werte Δv_{II} über den Abschaltzeitpunkten t_{B_0} aufgetragen. Für die 200 km Kreisbahn- und die 200 km Fluchtgeschwindigkeit ergibt sich gegenüber den bei Vollschub erreichten Optimalwerten keine wesentliche Verbesserung. Für die 500 km Kreisbahn beträgt der Gewinn an Δv_{II} etwa 400:500 m/sec. Hieraus dürfte der allgemeine Schluß zulässig sein, daß Drosselung der Triebwerke nur bei hohen Kreisbahnen sinnvoll ist.

Für die gerechneten Bahnen EBN 1021 C und EBN 1022 C seien die effektiven Nutzlasten mit der optimal erreichbaren bei konstantem Schub verglichen:

GN [to]

*)	EBN 1021 So=29,4 to	EBN 1022 So=33,6 to	Optimalwerte aus Bild III/4 S = 18 : 19 to
MR I	4,913	4,788	4,900
MR II	4,413	4,288	4,410
GR I	3,434	3,401	3,215
GR II	2,934	2,901	2,700

ERNO Entwicklungsring Nord - Bremen

3 Min. und für Drosselung auf 0,1 % 30 Minuten erforderlich) nicht durchführen. Außerdem würden die Zeiten, die bis zur Wiederinbetriebnahme der Reaktoranlage erforderlich sind, die Zeiten der Freiflugphasen bei weitem übersteigen.

In Bild III/6 sind Höhe h und Geschwindigkeit v der Bahnen

EBN 1001 (500 km Kreis / S = 21 to) 20/0,7/45

EBN 1006 (200 km Kreis / S = 28 to) 20/0,7/30

EBN 1009 (200 km Flucht / S = 28 to) 20/0,7/30

als Funktion von der Zeit aufgetragen.

Aus dieser Gegenüberstellung ergibt sich, daß eine Drosselung nur wenig sinnvoll erscheint. Der Nutzlastgewinn, der sich für die Bahn EBN 1021 ergibt, ist sehr gering, während die Bahn EBN 1022 bei Verwendung eines Metallreaktors sogar noch kleinere Nutzlasten ergibt als bei Vollschub.

Aufgrund des bei Drosselung gewählten höheren Anfangsschubes erhöhen sich Reaktor- und Abschirmgewicht derart, daß der Gewinn an Endgewicht keinen Gewinn an effektiver Nutzlast mit sich bringt.

5. Schlußbetrachtung

Die Bahnrechnungen haben ergeben, daß mit dem Trägersystem EBN I für die vorgesehenen Flugaufgaben etwa folgende effektive Nutzlasten in den Orbit gebracht werden können:

Metallreaktor

200 km Kreisbahn 5,0 ÷ 5,5 to 500 km Kreisbahn 4,5 ÷ 5,0 to 200 km Flucht 2 to

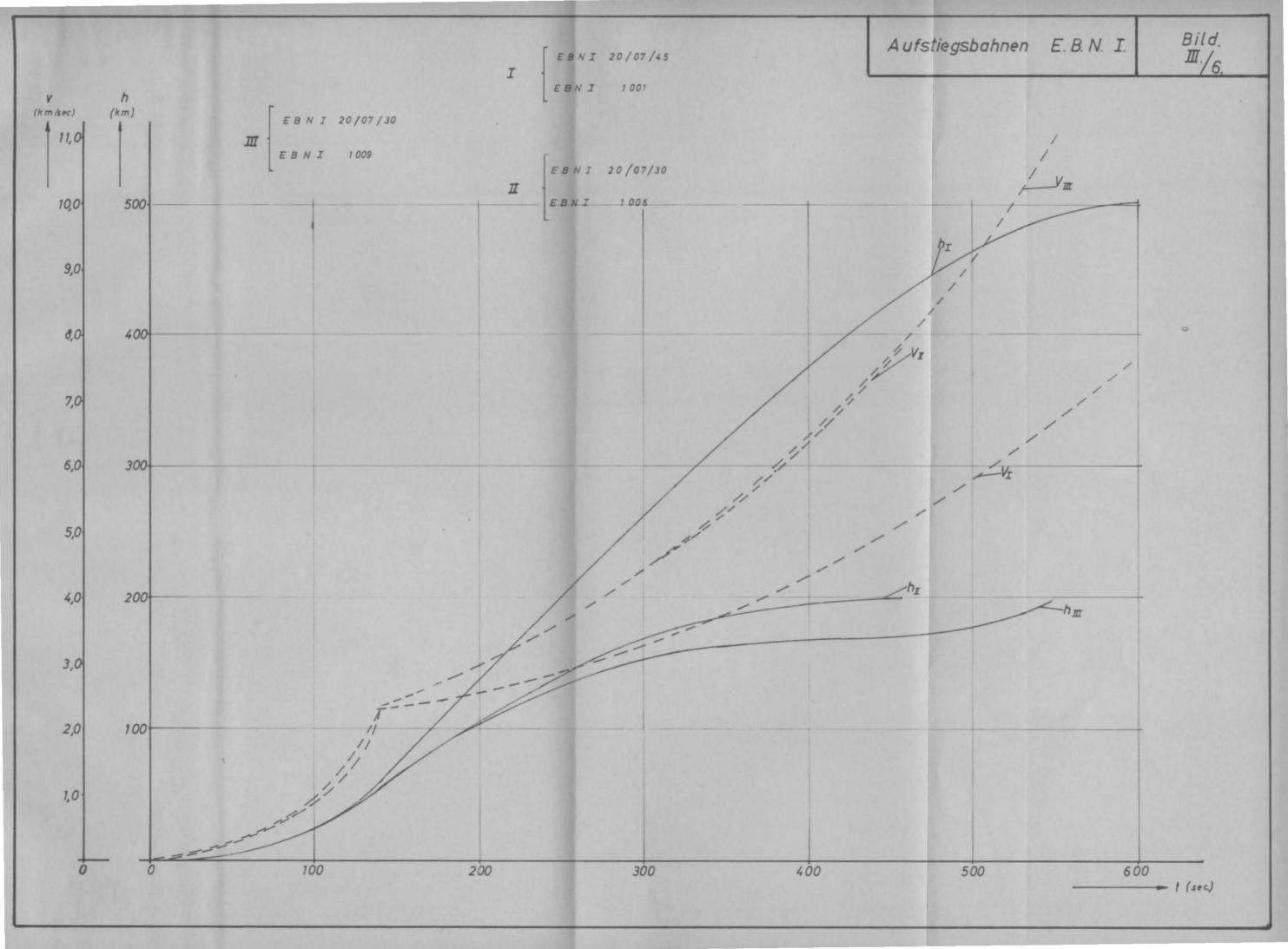
Graphitreaktor

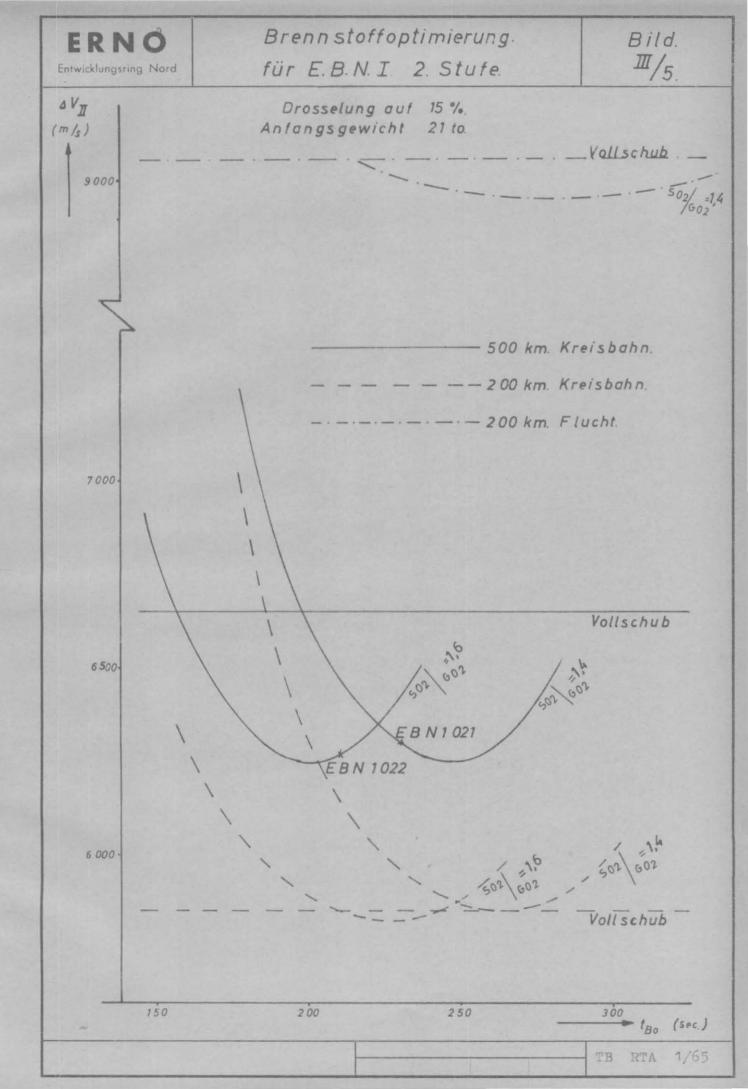
200 km Kreisbahn 3,5 ÷ 4,0 to 500 km Kreisbahn 3 to 200 km Flucht 0,5 to

Ein Gewinn an effektiver Nutzlast ließe sich theoretisch eventuell durch Einschalten einer Freiflugphase erreichen. Eine Freiflugphase läßt sich jedoch wegen der sehr großen Abschaltzeiten (für Drosselung auf 1 % sind

^{*)} MR = Metallreaktor I = Abschirmgewicht 1 to

GR = Graphitreaktor II = Abschirmgewicht 1,5 to





1.2.1 IV Betrachtungen über ein Radioisotopen-Triebwerk

A Erläuterung des Antriebes

Die zu untersuchende Antriebsart beruht auf ähnlichen technischen Prinzipien wie das Kernspaltungstriebwerk, denn die Energie zum Aufheizen des Treibstoffes wird ebenfalls durch einen nuklearen Prozeß bereitgestellt. Ein Unterschied besteht allerdings in der Art der Energieerzeugung. Während beim Reaktor ein Spaltprozeß künstlich erzeugt und aufrechterhalten werden muß, erfolgt die Energieerzeugung beim Isotopentriebwerk spontan und unbeeinflußbar.

Daraus läßt sich bereits eine wichtige konstruktive Konsequenz ableiten. Der fortwährende Energieanfall, der nur nach einer Exponentialfunktion abfällt, macht eine Zusatzkühlung erforderlich, die die Kühlung vor dem "Zünden" des Triebwerkes übernimmt.

Da die Isotope sehr teuer und ihre Leistungsdichten nicht sehr groß sind, beschränkt sich ihre Anwendung auf Kleinstschubtriebwerke. Deshalb soll in dieser Studie ein Triebwerk mit 100 p Schub untersucht werden.

B Isotopenauswahl

a) Allgemeines

Von den vier bekannten Zerfallsarten, nämlich et, B, B, sollen hier nur der und B- Zerfall betrachtet werden. Die B Strahlen kommen in der Natur nicht vor, treten nicht als Spaltprodukte auf und lassen sich außerdem schwer in großen Mengen herstellen. Sie entfallen deshalb für unsere Anwendung. Die p-Strahlen sind Sehr durchdringend, um sie zu absorbieren, d. h. in thermische Energie umzusetzen, benötigt man Absorber mit großem Gewicht. Sie sollen deshalb hier nicht betrachtet werden.

Die α -und β -Strahlen geben ihre gesamte Energie schon nach kurzen Weglängen innerhalb der Materie ab. Bei der Abbremsung der β -Teilchen entstehen β -Quanten mit geringen Energien, die relativ schnell absorbiert

Nr.	E le-	Masse	Halb= werts- zeit.	Energie (Mev)	Energie (Mey)	Ps max. (W/g)	Erzeugt aus		relative Haufig- keitin	Zerfall sprodukt.
1.	P.	32	14,3 d	1,718	Kein &	967	P 31	0,19	100	S32 Stabil
2.	Rb.	86	18,7d	178 072	1,08	201	Rb. 85	0,917	72,15	Sr 86 Stabil
3.	Sr.	89	50,4d	1,46	Kein &	84	Sr. 88 und Sp-Pro d.	0,005	82,56	Y 89 J _x 16s
4	Sr.	90	28,0a	0,54	Kein &	0,92	Spall- produkt.			Y 90 645h Zr 90 Stabil
5.	Y.	91	58,0d	1,55	8	76	Y 89 überY90	2+1,26	100	Zr 91 Stabil
6.	Ru.	106	1,004 a	0,04; 354	0,51 0,62	30,63	Ru 104 und Sp-Produkte	0,7	18,58	Rh-106 305 Pd106 Stabil
7.	C s.	137	30 0	0,51		0,77	Cs.133	3+30	100	Ba 137 Jy 0,66 2,6 m
8.	Ba.	140	12,8 d	1,01, 0,48	0,54: 0,03	108	Ba. 138	0,5	71,66	La 140 40,2 h - Ce 140 Stabil
9.	Ce.	144	284 d	0,32:0,19	0,13	20,0	Ce. 140 Ce. 142	0,31 0,94	88,48	Pr 144 - 17,3 m - Nd 144
10,	Pr.	1 43	13,7 d	0,93	Kein &	122,5	Pr. 141	10,8	100	Nd 143 Stabil
11.	Nd.	1 47	11,1 d	0,81: 0,37	0,09:0,53	93,5	Nd 146	1,8	17,22	Pm 147 2,65a Sm 147
12	Pm.	148	42,0d 5,3d	0,13:2,33:0,77	0,55: 0,63					Sm 148 Stabil
13.	Eu.	156	15,0 d	2,5: 2,3	0,09:1,24	287	Eu. 153	440	52,18	Gd 156 Stabil
14.	Tm.	170	127 d	0,97: 0,88	0,08	11,1	Tm. 169	130	100	Yb 170 Stabil

das Ausgangsisotop, die Zerfallsprodukte und das nächst schwerere Isotop bewirken diese Abrahme der Leistungsdichte.

Berechnen läßt sich die spezifische Leistung nach folgender Gleichung:

$$P_{S} = \frac{FG_{1}M_{1} + f\lambda_{2}}{M_{1}L\lambda_{2} + \phi(G_{1} + G_{2})} \left\{ 1 - \exp{-\left[\lambda_{2} + \phi(G_{1} + G_{2})\right]} t \right\}$$

$$(IV.5)$$

E = mittlere Zerfallsenergie

Nv = Loschmidt'sche Zahl

f = Isotopenhäufigkeit des Ausgangsisotops

A2 = Zerfallskonstante des erzeugten Isotops

M1 = Atomgewicht des Ausgangsstoffes

01 = Einfangquerschnitt des Ausgangsisotops

G2 = Einfangquerschnitt des entstandenen Isotops.

Die nach Gleichung (IV 5) errechneten spezifischen Leistungen können wesentlich kleiner sein als die in Abbildung IV 1 angegebenen Werte. So ist z.B. für reinen P-32 die spezifische Leistung gleich 967 W/g, während sie nur etwa 3,3 W/g beträgt, wenn P-32 bei einem Neutronenfluß von 10¹⁵/cm² sec im Reaktor bis zur Sättigung bestrahlt wird.

d)d-Strahler

Die wichtigsten brauchbaren A-Strahler sind in Abbildung IV 2 aufgeführt. Mehrere Isotope sind Ausgangspunkt einer ganzen Zerfallsreihe und haben dadurch hohe spezifische Leistungen. Der Verlauf der spezifischen Leistung in Abhängigkeit von der Zeit ist für Th-227 und U-230 in den Abbildungen IV 4 und IV 6 dargestellt. Das zugrunde liegende Zerfallsschema ist in den Abbildungen IV 3 und IV 5 wiedergegeben. Da diese Isotope jedoch nicht in genügendem Maße verfügbar sind, gelangen sie nicht zur Anwendung. Das Th-227 ist z. B. im natürlichen Uran so geringfügig enthalten, daß auf 107 bis 108 t U-235 1 g Th-227 entfällt.

Die Isotope Ra-223, 224 und Ac-225 haben zu kurze Halbwertszeiten und sind vor allem nicht in genügender Menge verfügbar. Vom Polonium kann nur das Isotop 210 in größeren Kengen zur Verfügung gestellt werden. Es kommt in der Natur innerhalb der Uranzerfallsreihe vor. Die Konzentration von Po-210 im natürlichen Uran beträgt jedoch nur etwa 1 g auf 105 t Uran-238

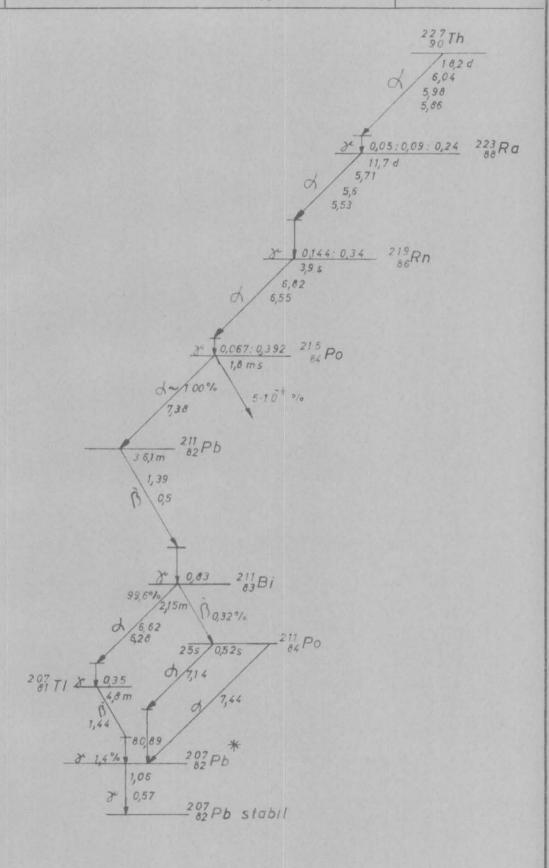
Zerfallsprodukt.	Pb-204	Pb-205 J. 0,99 5ms	Pb-206 Stabil	Ru-219 - Zerfallsreihe	Ru- 220- Zerfallsreihe	Fr - 221 - Zerfallsreihe	Ra- 223 Zerfallsreihe	Ra- 224 - Zerfallsreihe	Th- 226 -Zerfallsreihe	U - 232 - Zerfallsreihe	U - 232 Zerfallsreihe	P - 238 - Zerfallsreihe	Pu- 240 -Zerfallsreihe	
Zerfalls reihe.			n	Ac	Th		Ac	Th						
Ps max. (W/g)	18	0,488	1443			0 5 9 6	2780	159	5300	16,4	0,526	1295	2,61	
& Energie	Kein &		0,803	0,144	0,250		0,043	0,083		00045	0,000	0,044	0,043	
of Energie (Mex)	5,11	4,86	5,30	5,77:5,60	5 68:5,44	5,82:5,76	5,96:6,04	5,42:534	5,88:5,81	5,76: 5,72	5,49:4,45	6,11:6,07	5,8.5,76	
Massen= Halbwerts zahl. zeit.	2,930	1030.	138,44	11,74	3,640.	10,0 d.	18,2 d.	1,90	27 0	2,850	06,4 a	162,5 d	19,20	
Massen= zahl.	200.	209.	210.	223.	224.	225.	227.	228.	230.	236.	238.	242.	244.	
Ele = menl.	Po.	Po.	Po.	Ra.	Ra.	Ac.	7.4.	7.6.	U.	Pu.	Pu.	Cm.	Cm.	
Nr.	1	2	~;	4	5	9	7	%	0;	10.	11.	12.	13.	

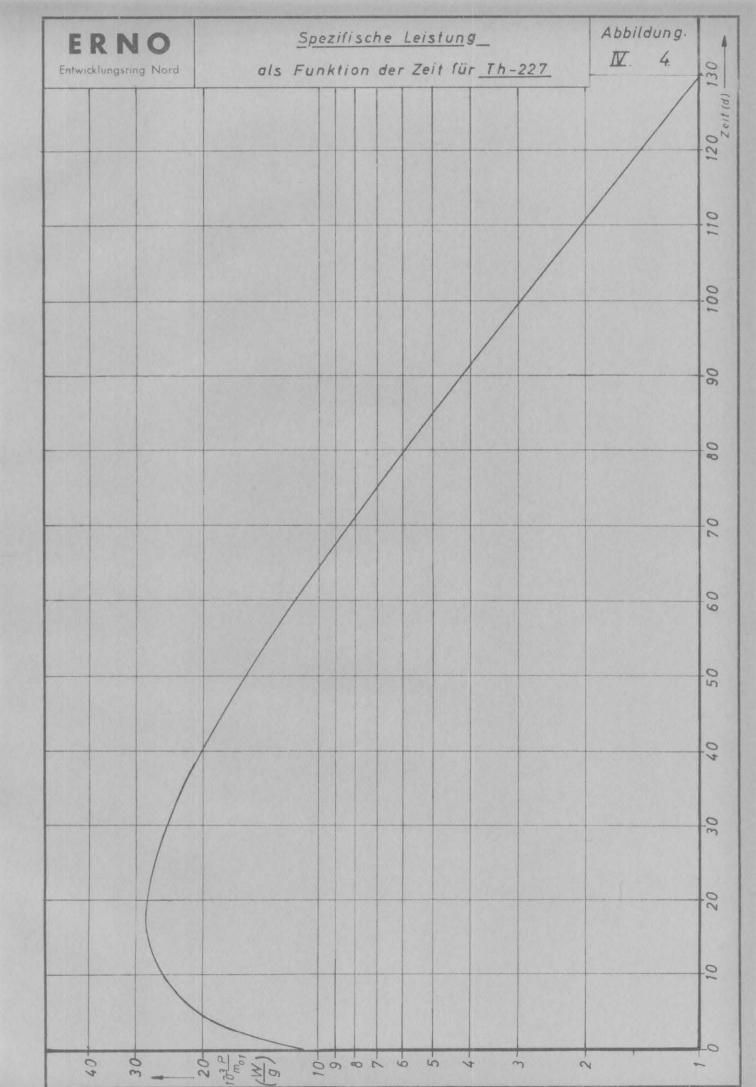
ERNO

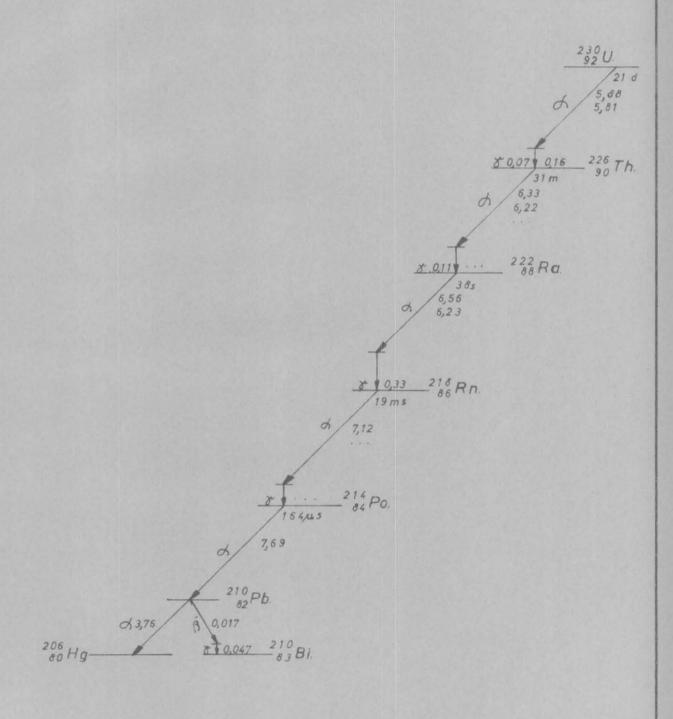
Entwicklungsring Nord

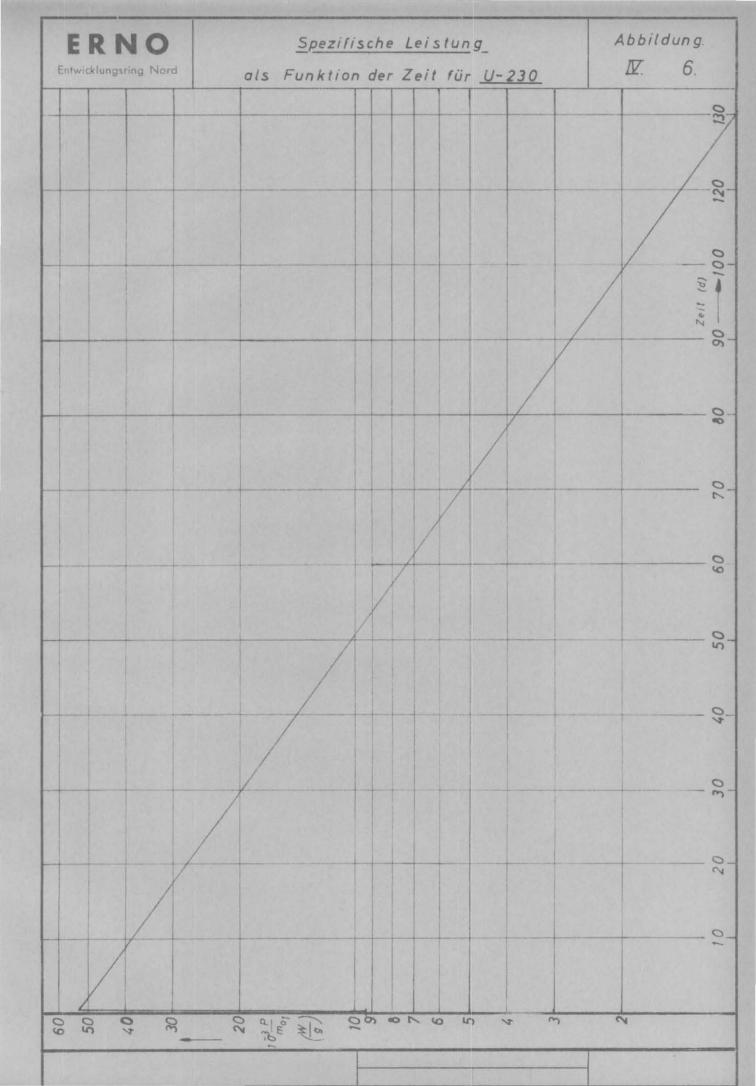
Ausschnitt aus der Actinium-Zerfallsreihe 4n+3 Serie. Zerfall des ²²⁷Th Abbildung.

IV. 3.









nebst Zerfallsprodukten. Aus diesem Grunde muß es im Kernreaktor erzeugt werden. Hierzu gibt es folgende Möglichkeit:

Für die Aktivierung gilt in ähnlicher Weise das unter c) gesagte.

Die amerikanische Atomenergiekommission (AEC) rechnet mit einem Zukunftspreis für Po-210 von 50 \$/W.

Plutonium und Curium sind ebenfalls geeignet, sie müssen jedoch auch im Reaktor hergestellt werden und haben einen höheren Preis als das Polonium.

Ein Nachteil aller d-Strahler ist die Möglichkeit von d. 7 - Reaktionen. Da elektronische Nutzlasten gegenüber Neutronen sehr empfindlich sind, muß eventuell eine Neutronenabschirmung erfolgen.

c) Auslegung des Triebwerks

Es soll im Folgenden ein Triebwerk für 100 p Schub ausgelegt werden. Wasserstoff, welcher als Treibgas dient, wird in den Kanälen des Triebwerks auf 2350° K aufgeheizt und expandiert durch die Düse. Es ergibt sich dabei eine theoretische Ausströmgeschwindigkeit von 8240 m/sec. Da jedoch Verluste auftreten, soll mit 7850 m/sec gerechnet werden, was einem spezifischen Impuls von 800 sec entspricht.

Die Enthalpiedifferenz 1 i zur Aufheizung des Wasserstoffs beträgt 8900 K cal/kg, wenn man ihn von 20° K auf 2350° K aufheizt. Daraus errechnet sich die benötigte Isotopenleistung nach folgender Gleichung:

$$P = \Delta i \frac{F}{V_{ev}}$$
 (IV 6)

P = Isotopenleistung

F = Schub

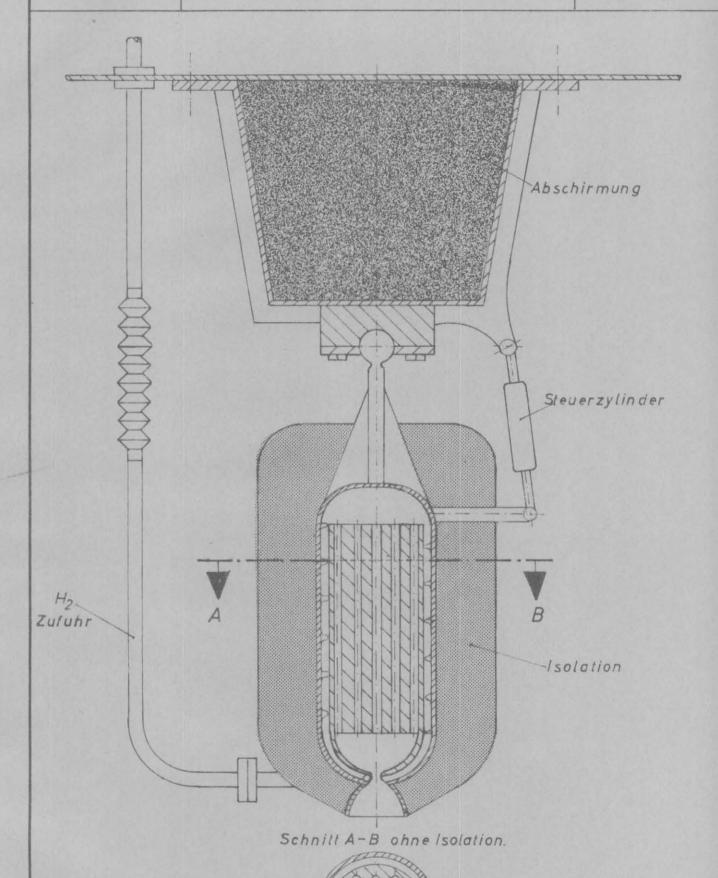
vex = Ausströmgeschwindigkeit

Durch das Einsetzen der vorher genannten Werte erhält man eine Leistung von 4,66 kW. Infolge der Wärmeleitung und Abstrahlung entstehen jedoch Verluste, die etwa 10 % betragen dürften. Deshalb muß die Isotopen-

Radioisotopentriebwerk

Abbildun g.

IV. 7.

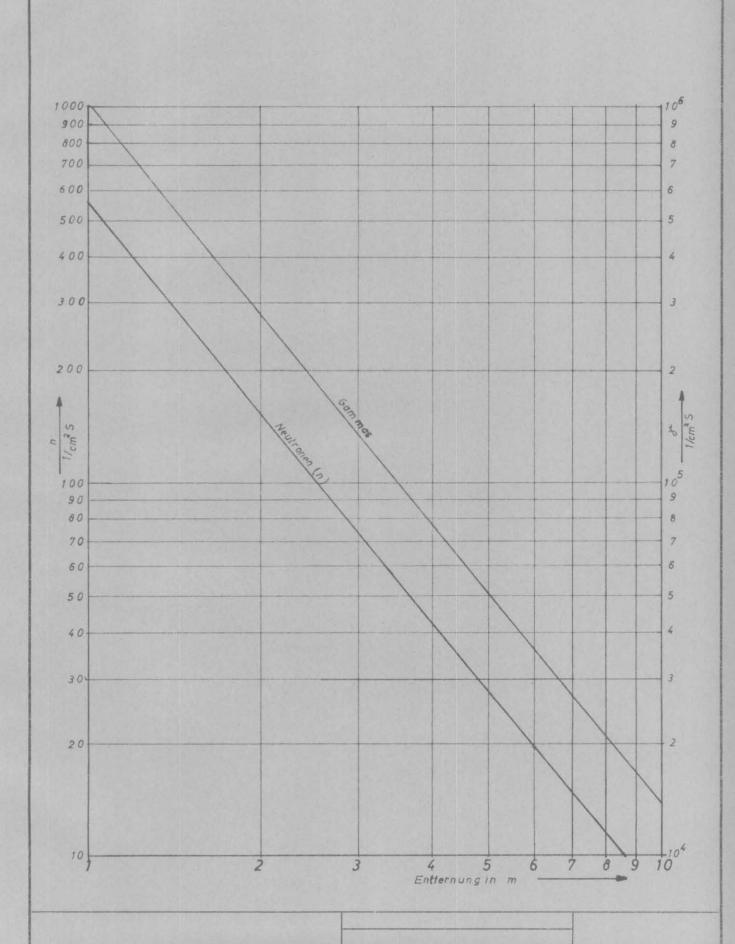


Gamma-und Neutronenfluß als Funktion der Entfernung vom Triebwerk ohne Abschirmung.

Abbildung

N. 8.

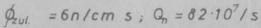
36,23 g Po - 210

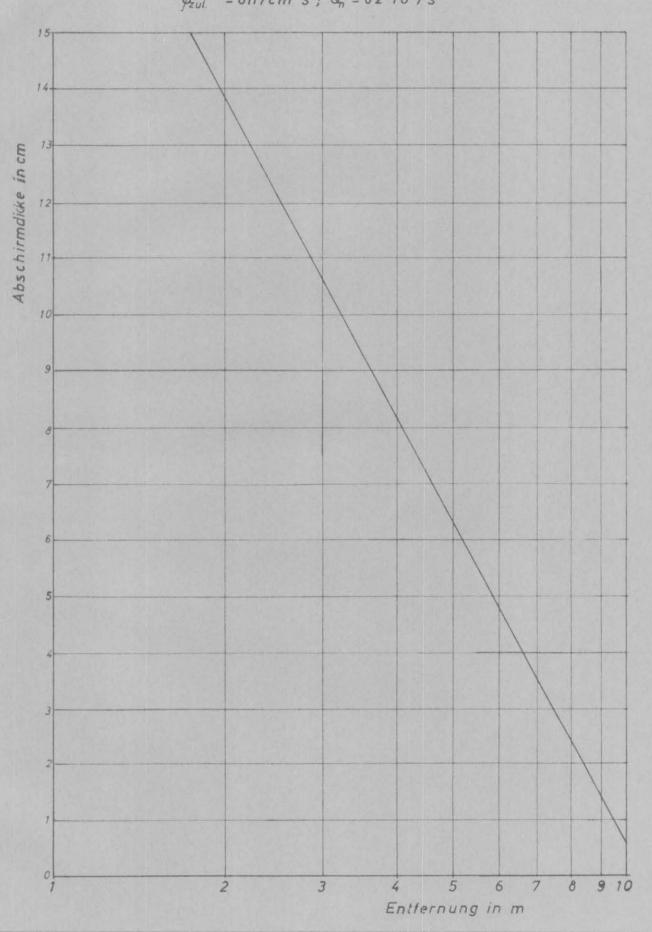


Absthirmdicke für die Neutronen als Funktion der Entfernung

Abbildung.

N. 9.

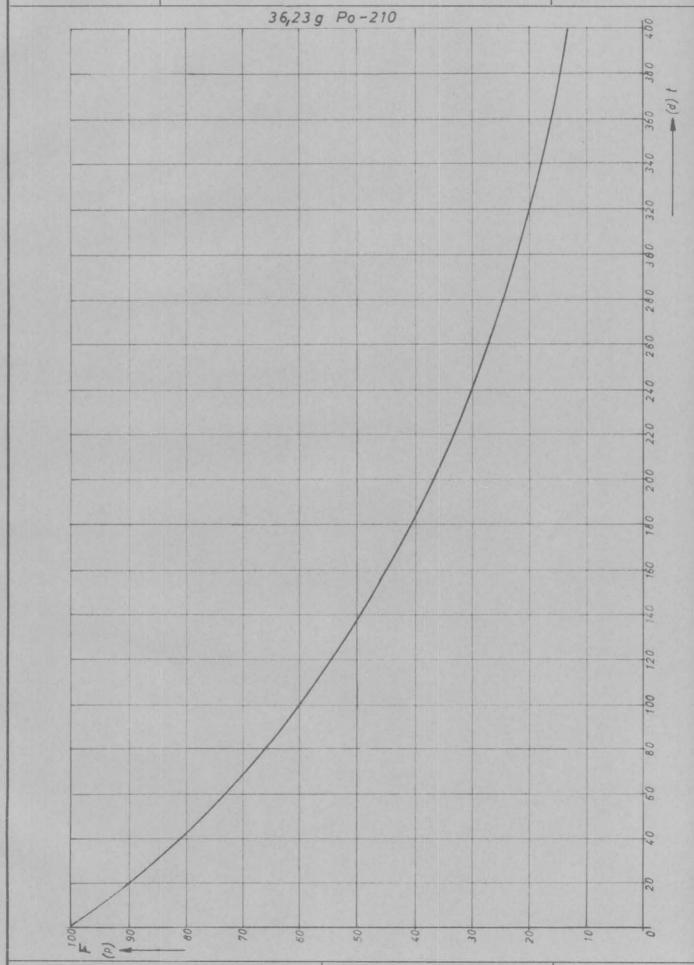




Schub des Triebwerkes als Funktion der Zeit.

Abbildung.

N. 10.



werden. Z. B. könnte man daran denken, die Wärmeisolation variabel zu gestalten, um dadurch eine veränderliche Wärmemenge in den Raum abzustrahlen. Diese Detailprobleme sind jedoch noch nicht bearbeitet worden, und Abbildung IV 7 zeigt nur eine vorläufige Prinzipskizze des Triebwerks.

Die vom Po-210 emittierten d-Teilchen fangen zwei Elektronen ein und liegen somit als Heliumgas vor. Wenn das entstehende Helium in ein Gefäß von 1 dm³ Volumen diffundiert, die Temperatur 2500° K beträgt und Po-210 oder Pu-238 von 1 W Leistung vorliegt, dann entsteht im Laufe der Zeit ein Druck in dem Behälter, der in Abbildung IV 11 wiedergegeben ist. Außerdem ist die entstehende Menge Helium in Gramm/Watt angegeben. Die Kenntnis dieser Daten ist von Wichtigkeit, da man sie bei der Konstruktion berücksichtigen muß.

D Missionen

Das Isotopentriebwerk kann bei den verschiedensten Missionen eingesetzt werden. Z. B. Mond-, Sonnen- und Planetensonden. Außerdem kann es auch zum Heraufspiralen von einer niedrigen auf eine hohe Umlaufbahn benutzt werden. Die letzte Anwendungsmöglichkeit ist näher untersucht worden.

Aus Bahnbetrachtungen ergibt sich unter Zugrundelegung eines kleinen Schubes folgende Abhängigkeit für die Missionsdauer:

t =
$$\frac{m_0 \cdot V_{ex}}{F}$$
 (1 - exp $\frac{1 - V_r/r_0}{\sqrt{V_0/g_{eo}}}$ \ \tag{1 \tag{IV 7}} Safellites

F = Schub;

mo = Startgewicht;

r = Endbahnradius;

ro = Ausgangsbahnradius;

Foo = Erdradius;

goo = Erdnormalbeschleunigung;

v = Ausströmgeschwindigkeit.

Diese Gleichung gilt jedoch nur für einen konstanten Schub.

In den Abbildungen IV 12 und IV 13 ist für einen Bahnübergang von 500 km auf 36 000 km die Missionsdauer als Funktions der Startmasse der Isotopenstufe mit Nutzlast aufgetragen. Außerdem ist noch der Treibstoffbedarf und das Endgewicht angegeben. Parameter ist der Schub. Den beiden Abbildungen liegen zwei verschiedene Ausströmgeschwindigkeiten zugrunde. Aus

* Bedingung fur die Gültigkeit: 0< bot <1

t= Missionszeit . b= Beschl. : 9=9.87 m/s? : Vex = Austr-Geschw ;

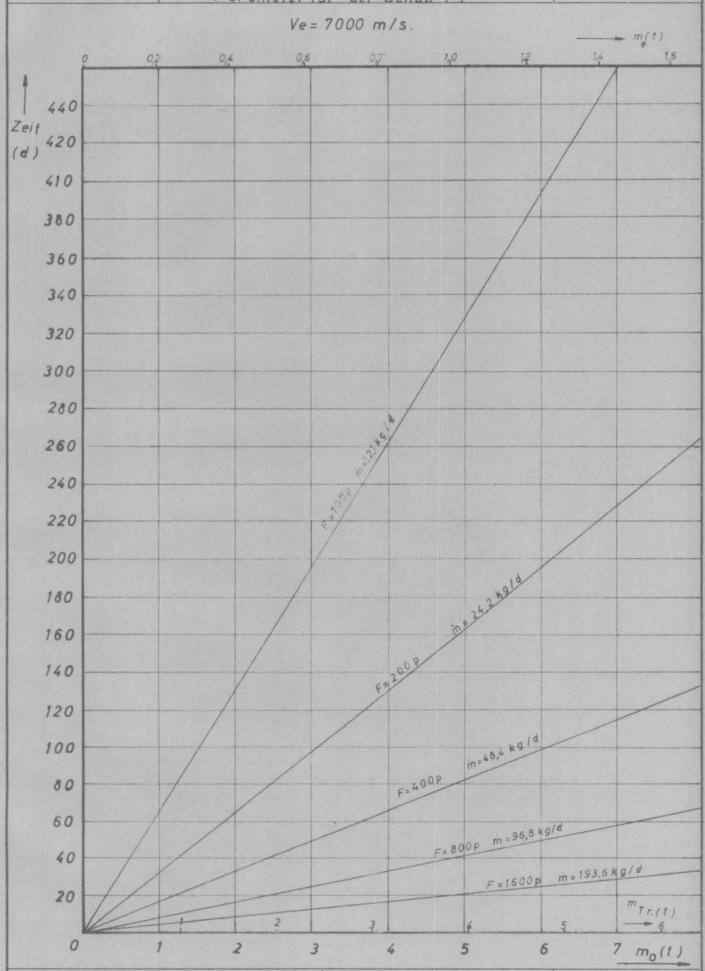
Entstandenes Helium pro. ERNO Abbildung. Watt und daraus resultierender Druck, bei V=1,01 und T=2500 K IV. 11. Entwicklungsring Nord 50,105 (atm 24-Polonium - 210 t (Tage)

Entwicklungsring Nord

<u>Missionsdauer</u>
als Funktion der Startmasse m_o, der
Treibstoffmasse m_{Tr} und der Endmasse m_e
Parameter ist^{Tr} der Schub F.

Abbildung.

IV. 12.



Entwicklungsring Nord

Missionsdauer

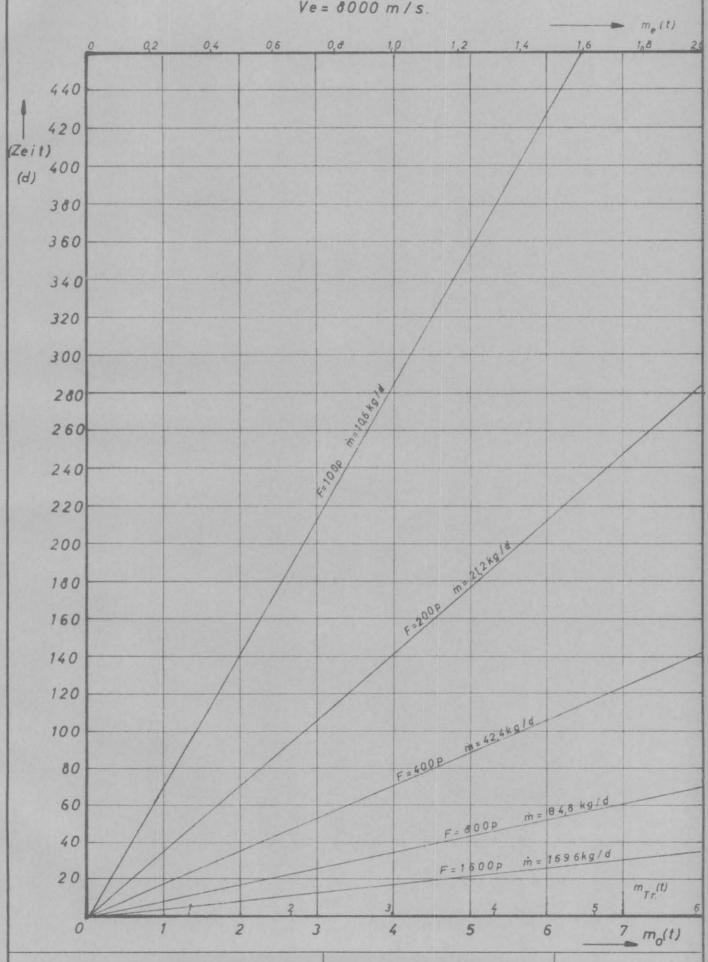
als Funktion der Startmasse moder
Treibstoffmasse m_{Tr} und der Endmasse m_e.

Parameter ist der Schub F.

Abbildung.

13. N





ERNO Entwicklungsring Nord - Bremen

Abbildung IV 12, für die Ausströmgeschwindigkeit von 7000 m/sec, errechnet sich für eine Startmasse von 3 to und einen Schub von 100 p eine Nutz-last von 410 kp. Bei 8000 m/sec Ausströmgeschwindigkeit erhöht sich die Nutzlast unter sonst gleichen Bedingungen auf 530 kp. Die Missionsdauer erhöht sich jedoch von 196 auf 213 Tage.

Monena

1.2.1 V Studie über die Treibstoffaufheizung durch nukleare Wärmequellen

1. Vorbemerkung

Ein überblick über den derzeitigen Entwicklungsstand bei Antriebsreaktoren in der westlichen Welt läßt folgendes Bild gewinnen: Lediglich die USA werden in absehbarer Zeit über einen einsatzreifen Antriebsreaktor verfügen. Gebaut wurde dort im Rahmen des "Roveru-Programms der nicht flugfähige Versuchsreaktor KIWI, der in mehreren jeweils verbesserten Exemplaren in der Wüste von Nevada erprobt wurde und schon einen durchgehenden Versuchslauf von über 8 min. Dauer bestanden hat. Es dürfte aber noch eine gewisse Zeit vergehen, bis hieraus die flugfähige Version mit einem Schub von etwa 25 to zur Einsatzreife entwickelt ist, deren Vorläufer MRX-A2 nach neuesten Berichten schon mehrminutige Probeläufe absolviert hat. Höhere Schübe soll der Reaktor der "Phoebus"-Reihe liefern, der aber noch nicht so weit entwickelt ist. Diese Reaktoren arbeiten mit Graphitmoderierung, es ist offensichtlich gelungen, das Corematerial genügend widerstandsfähig gegen den heißen Wasserstoff zu machen.

In Form von Studien und Vorversuchen wird daneben noch in den USA der schnelle oder Metallreaktor untersucht, der auf dem Papier gewisse Vorteile - vor allem hinsichtlich seines Gewichts - gegenüber dem graphitmoderierten Reaktor verspricht.

In Europa einschließlich der Bundesrepublik ist man auf dem Gebiet des nuklearen Antriebes im wesentlichen über Missionsanalysen und vorprojektartige Entwürfe noch nicht hinausgekommen, es fehlen jegliche eigene Erfahrungen, die bei einer Abschätzung von Größe und Aufwand in diesen Projekten behilflich sein könnten; man ist aber andererseits auch noch nicht wegen bislang mangelnder Geldmittel in eine bestimmte Entwicklungsrichtung gezwungen und somit in der Lage, alle Möglichkeiten gleichwertig zu beurteilen.

Von Seiten des Gesamtsystemes betrachtet, liegt das größte Problem des nuklearen Antriebes in dem hohen Gewicht der Antriebsanlage, deren bestimmende Größe das Corevolumen ist. Man wird immer bestrebt sein, auf ein minimales Gewicht der Anlage zu kommen, sich in diesem Bemühen aber von gewissen Einflüssen begrenzt sehen.

Um zu begründeten Annahmen über Ausle ungsgrößen zu gelangen, ist es natürlich unumgänglich, die einzelnen Punkte gesondert einer eingehenden Betrachtung zu unterziehen. In der vorliegenden Untersuchung wird der Aufheizungsvorgang im Reaktor betrachtet.

Von großem Einfluß auf die Übertragung der thermischen Energie sind folgende Bedingungen;

- 1. Art und Strömungsverhalten (laminar/turbulent) des Treibstoffes
- 2. Abmessungen und Anordnung der Aufheizungskanüle
- 3. Material des Reaktorcores,

die auf maximale Wärmeübertragungsmenge je Zeit- und Flächeneinheit auszulegen sind. Eine Beschränkung ergibt sich durch höchst zulässige Wandtemperaturen, Materialfestigkeit und die Druckverluste in den Aufheizungskanölen.

Die im Jahre 1964 durchgeführten Arbeiten sind auf Antriebsreaktoren mit Schüben zwischen 15 und 60 to bezogen, Untersuchungsparameter waren der Kanaldurchmesser, Treibstoffdurchsatzmenge im Kanal und das Leervolumen im Reaktorcore. Als Treibstoff wurde Wasserstoff betrachtet. (H₂ ist der einzig brauchbare Treibstoff für nukleare Antriebe).

2. Turbulente Aufheizung des Wasserstoffs

Der Strömungsverlauf des Treibstoffes folgt in einem nuklearen Triebwerk im wesentlichen folgendem Schema:

Aus dem Tank wird der Treibstoff in flüssiger Form abgezogen, von der Pumpe auf den erforderlichen Druck gebracht und zunächst durch die Kühlkanäle von Expansionsdüse, Reaktormantel und Reflektor geleitet.

Es ist erstrebenswert, bei Eintritt in die Aufheizungskanäle des Reaktorcores nur gasförmigen Treibstoff vorliegen zu haben. Aus diesem Grunde ist unter Umständen ein Verdampfer vorzusehen, der möglichst kurz vor dem Eintritt in das Core liegen sollte. Die hierbei aufgenommene Wärmemenge soll nach Voraussetzung ausreichen, den Treibstoff zu verdampfen und ihn auf eine Temperatur von ca. 300°K zu bringen.

In den Kanälen des Cores erfolgt dann die Aufheizung auf die Betriebstemperatur von 2500°K. Als mittlerer Betriebsdruck werden 50 ata angenommen, der hiermit erreichbare spezifische Impuls zu 840 sec.

Von großem Einfluß auf die Abgabe der thermischen Leistung im Reaktor sind folgende Punkte:

1. Art und Strömungsverhalten des aufzuheizenden Gases

- 2. Material des Reaktorcores
- 3. Abmessungen und Anordnung der Aufheizungskanäle

Zu 1. Eine über das Strömungsbild wesentliche Aussage gibt die Reynold±sche Kennzahl Re = $\frac{W \cdot d}{t^2}$

Bei etwa Re = 2500 erfolgt mit steigender Re-Zahl der Überschlag von laminarer in turbulente Strömung.

Es ergibt sich durch Umformung der Beziehung von Re:

$$Re = \frac{4}{\pi \cdot 9} \cdot \frac{9}{\gamma \cdot d}$$

Re = $\frac{4}{\pi \cdot g} \cdot \frac{g}{\gamma \cdot \alpha}$ Hierbei ist lediglich γ abhängig von der Temperatur und in geringem Maße dem Druck des betreffenden Gases; der Durchsatz g und der Durchmesser d im Kanal bleiben nach Voraussetzung über die ganze Kanallänge konstant. Im Rahmen dieser Untersuchung wird lediglich Wasserstoff als Treibstoff diskutiert und die Druckabhängigkeit der Zähigkeit vernachlässigt; damit bleibt für einen vorgegebenen Durchmesser und Durchsatz:

$$Re = K \frac{1}{\gamma(r)}$$

In der Untersuchung bewegen sich die Re-Zahlen sämtlich weit im turbulenten Bereich; man kann mit obiger Beziehung dann recht gut das Strömungsbild im Verlaufe der Aufheizung verfolgen.

Zu 2. Im Reaktorcore befindet sich der wärmeerzeugende Spaltstoff. Wegen des relativ niedrigen Schmelzpunktes von Uran und seiner z.Z. diskutierten Verbindungen (2300-2600 K) ist es nicht möglich, das Core für einen Antriebsreaktor mit den hierzu geforderten Wandtemperaturen nur aus dem Spaltstoff aufzubauen. Hinzu kommt noch, daß bei thermischen oder epithermischen Reaktoren ein Moderatormaterial benötigt wird. Man ist also wohl in jedem Falle gezwungen, einen heterogenen Reaktor zu bauen, d.h. den Spaltstoff an bestimmten Stellen im Core zu konzentrieren und die entstehende Wärme mittels Wärmeleitung an die Aufheizungskanäle zu führen.

zur Verfügung stehen. Die Angaben der z. Zt. diskutierten Leervolumina liegen zwischen 20 und 40 %. Innerhalb dieser Grenzen bleiben nun die

mannigfaltigsten Möglichkeiten zur Ausbildung der Aufheizungskanäle, von denen die wesentlichen hier herausgegriffen seien.

a) Plattenreaktor

Spaltstoff, Moderator- und Canningmaterial sind in dünne Flatten gepreßt, aus denen das Reaktorcore dann aufgebaut wird. Die zwischen den Flatten freibleibenden Räume werden dann vom Kühlgas (Treibstoff) durchströmt. Statt der Platten ist auch die Verwendung von Stäben und Rohren o. ä. denkbar.

b) Kanalreaktor

Hierbei sind Spaltstoff, Canning und der evtl. Moderator zu einem Block zusammengepreßt, der von den Aufheizungskanälen durchzogen wird.

Man ist in jedem Falle nun bestrebt, die Abstände zwischen Wärmequelle (Spaltstoffzone) und Wärmesenke (Aufheizungskanäle) möglichst konstant für alle Kanäle zu halten, um einerseits irgendwelche Wärmestauungen zu vermeiden und andrerseits jedem Aufheizungskanal die gleiche Wärmemenge zukommen zu lassen. Hieraus resultieren Untersuchungen über quadratische, rhombische oder hexagonale Anordnungen der Kanäle, Spaltstoff als Ummantelung des Aufheizungskanals und ähnliche Vorschläge.

Während beim Plattenreaktor die Befestigung der Platten, Stäbe oder Rohre im Core große Probleme aufwirft, ist es beim Kanalreaktor vor allem die Vielzahl der Aufheizungskanäle (10000 und mehr), die technologische Schwierigkeiten mit sich bringt. Der Kanalreaktor hat aber den Vorteil sehr großer Wärmeübertragungsflächen bezogen auf das Leervolumen. Man kann daher annehmen, daß mit einem Kanalreaktor größere Leistungsdichten (MW/ltrCore) zu erzielen sind als mit einem Plattenreaktor.

Eine genaue Berechnung des Wärmeübergangs ist bei den hier gegebenen Bedingungen - extrem hohe Wandtemperaturen, niedrige Aufheizzeit - z.Zt. noch nicht möglich, es existiert in der Literatur jedoch eine Vielzahl von Näherungslösungen. Es sei hier lediglich der Wärmeübergang von den Kanalwänden an das strömende Nedium betrachtet, nicht berücksichtigt wird der Energietransport aus der Spaltstoffzone an die Kanalwand.

Der Wärmeübergang von einer Wand an ein strömendes Nedium hängt bekanntlich ab von der Beschaffenheit und Temperatur der Wandfläche sowie Art,
Temperatur und Geschwindigkeit der Flüssigkeit. Dieser Vorgang stellt
eine Überlagerung von Stoff- und Energietransport dar, so daß zu seiner
rechnerischen Erfassung die hydrodynamischen Grundgleichungen (Kontinuitätsgleichung, Bewegungsgleichung für zähe Flüssigkeiten, Energiegleichung) mit denen der Wärmeleitung kombiniert werden müssen.
Eine numerische Lösung der hierbei entwickelten Beziehungen für Geschwindigkeits- und Temperaturverteilung ist aber bisher nur für sehr
wenige einfache Fälle gelungen, für die meisten technischen Fälle müssen
Näherungslösungen benutzt werden, die vornehmlich auf der Ähnlichkeitstheorie der Wärmeübertragung beruhen. Für den vorliegenden Fall sind sie
auf folgender Grundform aufgebaut:

$$\mathcal{L} = Nu \cdot \frac{\lambda}{d}$$
mit Nu = f \[C \cdot \frac{f_1(Re)}{T_0} \cdot \frac{f_2(R)}{T_{mg}} \cdot \frac{f_3(\frac{T_N}{T_{mg}})}{T_{mg}} \cdot \frac{f_4(\frac{C}{d})}{T_{mg}} \]

Hierbei ergeben sich aber schon recht erhebliche Unterschiede in der Wahl der Konstanten, des Einflusses der einzelnen Funktionen sowie in der Annahme der Bezugstemperatur für die Ermittlung der thermodynamischen Daten der Gase.

Die einzelnen Lösungen welten auch meist nur für ganz bestimmte äußere Bedingungen, sie sind beispielsweise vorgeschrieben innerhalb eines bestimmten Bereiches für Re, für bestimmte Rohranordnungen, Temperaturbereiche o.ä. Experimentelle Ergebnisse zu dem hier behandelten Problem sind in der Literatur nur sehr spärlich und auch nur auf ganz bestimmte Teilgebiete bezogen veröffentlicht, die es nicht gestatten, für diesen Fall allgemein gültige Beziehungen aufzustellen. Den hier durchgeführten Rechnungen wurde folgende Formel zugrunde gelegt:

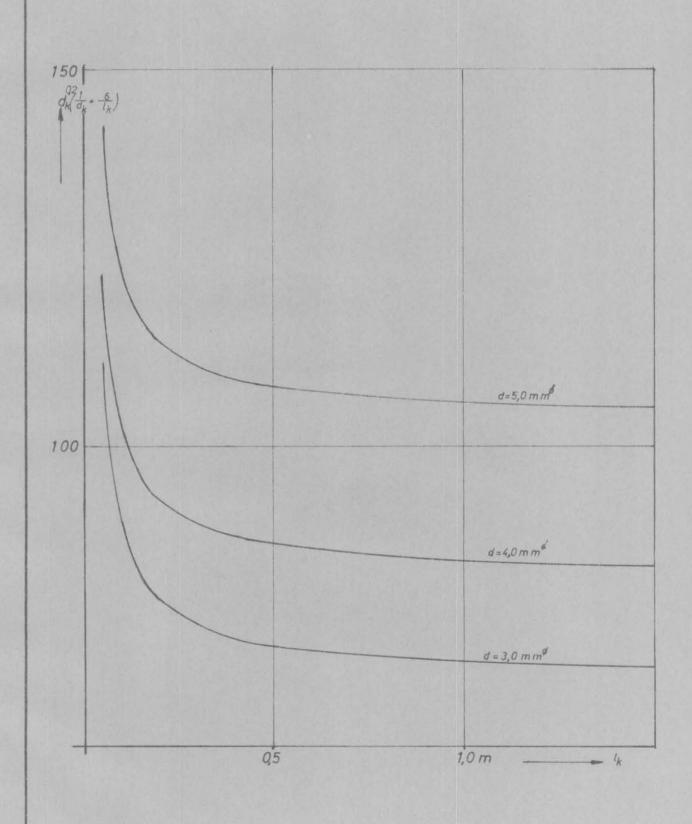
$$Nu = 0.021 \left[1 + \frac{6}{\binom{5}{0}} \right] \cdot Re^{0\beta} \cdot P_{r}^{0.33} \cdot \left(\frac{T_{W}}{T_{mg}} \right)^{-0.595}$$

Die Stoffwerte für das Gas sind auf die augenblicklichen mittleren Temperaturen im Stromfaden bezogen.

Die Berechnungen wurden durchgeführt unter Annahme folgender Bedingungen:

ERNO (Tw-Tmg): (Tw - 0575 | Tmg.) = f (Tmg.) Diagr. Y. 1. Entwicklungsring Nord 2500 K Tw = 2800 "K=const. 2000 1 000

ERNO Entwicklungsring Nord

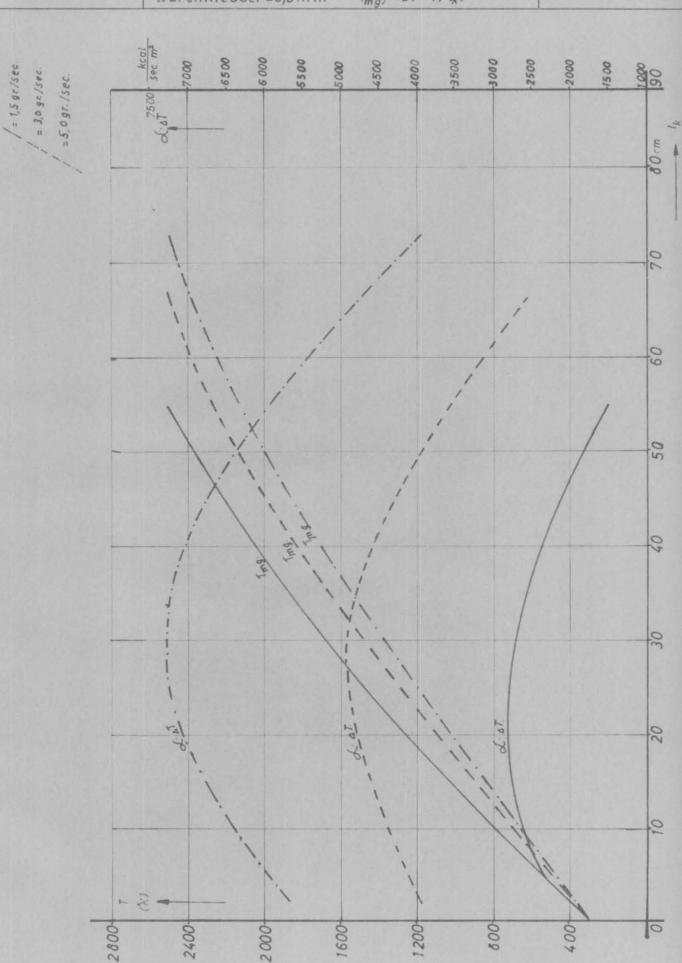


Thermodynamische Zustandsgrößen von ERNO Diagr. Y. 3. Wasserstoff Pm = 50 ata Entwicklungsring Nord Lit: NASA IN-D-275 000 8--9 000 200

ERNO Entwicklungsring Nord

Autheizung von Wasserstoff in Kanälen Durchmesser=3,0 mm T_{mg} $\ll \delta T = f(l_k)$

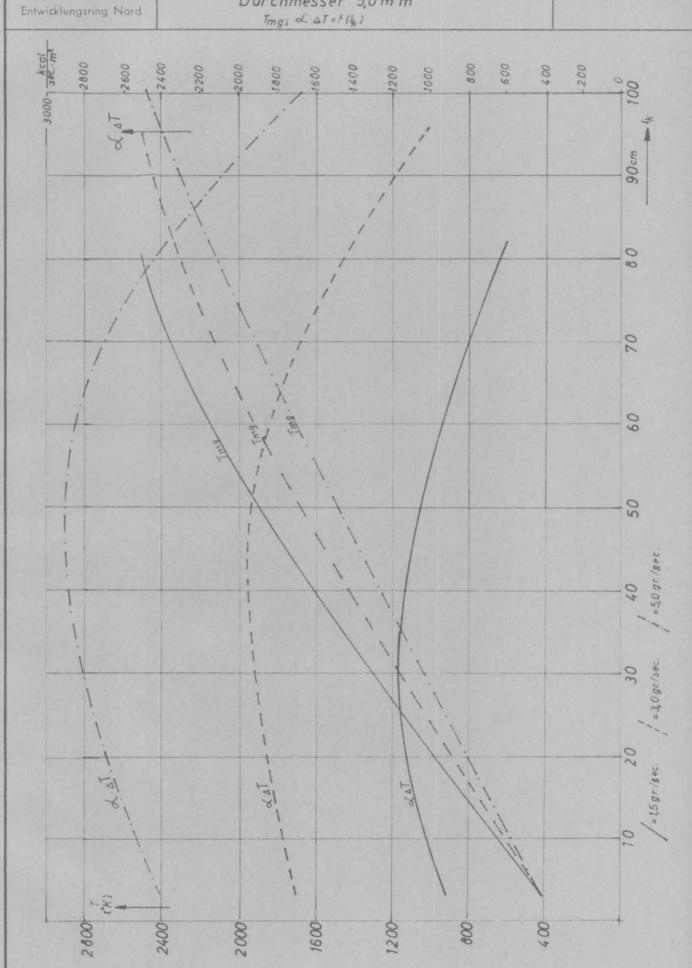
Diagr. ¥ 4



ERNO Aufheizung von Wasserstoff in Kanälen Diagr V. 5. Entwicklungsring Nord Durchmesser 4,0 mm Tmg; & oT = F (W) -2500 200 1500 06 = 5,0 gr/sec 80 cm 09 50

Aufheizung von Wasserstoff in Kanälen Durchmesser 5,0 m m

Diagr. Z. 6.



Aufgetragen sind Aufheiztemperatur und örtlich übergehende Wärmemengen über die Länge des Aufheizkanals.

Es lassen sich dabei folgende Tendenzen nachweisen:

- 1. Die Aufheizlängen wachsen mit
- a) wachsendem Gasdurchsatz pro Kanal
- b) wachsendem Kanaldurchmesser

In Diagramm V7 ist dieses Ergebnis zusammengestellt.

2. Die pro Kanalabschnitt übertragbare Wärmemenge hat ihren Höchstwert in der Mitte des Kanals und fällt nach beiden Enden hin ab.

Dies ist ein insbesondere für die Reaktortechnik wichtiges Merkmal. Die Anzahl der Spaltungen von Uranatomen und damit die Wärmeproduktion ist abhängig von dem Neutronenfluß im Core. Dieser ist in jedem Falle in der Mitte des Cores am stärksten und fällt nach den Randzonen hin ab. Damit bekommt die Wärmeproduktion die gleiche Charakteristik wie die Wärmeaufnahme.

Als Vergleich hierzu seien zwei Fälle herausgegriffen, wo ein konstanter Wärmeanfall über die gesamte Kanallänge angenommen wird. Mit 2 bzw. 5 MW/ltr Core sind die Leistungsdichtengrenzen erfaßt, die z.Zt. für thermische Reaktoren diskutiert werden. Es wurde für folgende Voraussetzungen gerechnet: gleichmäßige konstante Wärmeerzeugung Reaktorcore als quadratischer Zylinder Schub 25 to

spez. Impuls bei T = 2500°K 840 sec

Damit ergibt sich

$$d_{ges} = \frac{S}{I_{sp}} = \frac{25\ 000\ kp}{840\ sec} = 29,78\ kp/sec$$

Kanaldurchmesser 5 mm Ø

Leervolumen in Reaktorcore 30 %

Gesamtaufheizung des Treibstoffes vom Tankzustand auf 2500°K:

Aufheizung des Treibstoffes bis auf 300°K in Kühlmantel und Verdampfer Aufheizung im Reaktorcore von 300°K bis auf 2500°K
Enthalpieerhöhung im Reaktorcore:

$$\Delta H_k = 8560 \frac{\text{Kcal}}{\text{kp}}$$

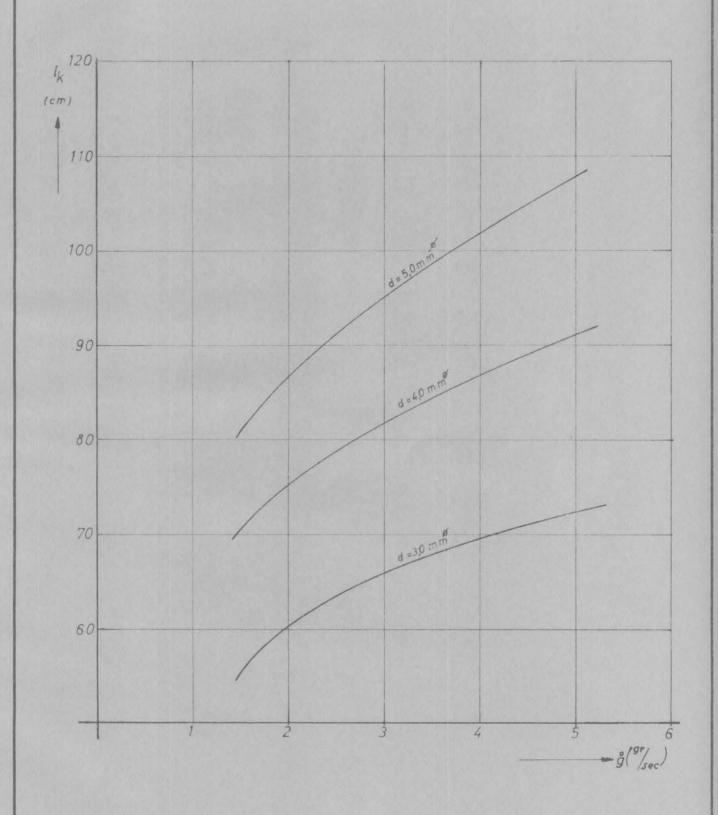
ERNO Entwicklungsring Nord Aufheizung von H₂

To=300°K Rng = 50 ata

End= 2500°K Tw = 3000 K-const

Diagr. V. 7.

 $l_k = f(\mathring{g}_k)$



ERNO Entwicklungsring Nord · Bremen

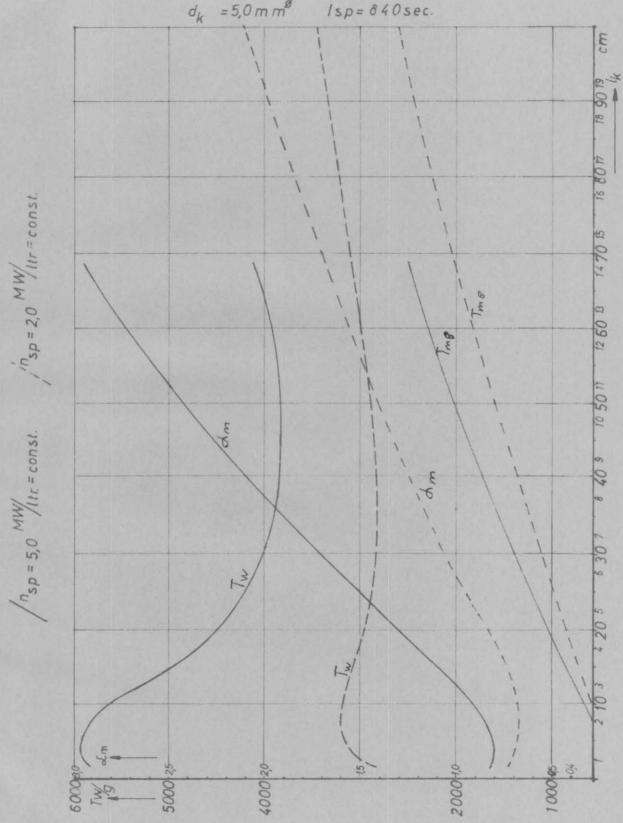
thermische Leistung des Reaktors

$$N_{\text{th ges}} = \Delta H_{\text{ges}} \cdot d_{\text{ges}} = 1196 \text{ MW}$$
 $N_{\text{th k}} = \Delta H_{\text{k}} \cdot d_{\text{ges}} = 1084 \text{ MW}$

Bezeichnung	Formel	Einheit	2MW/Jbr	5MW/lbr
Corevolumen	$V_C = \frac{N_{ch}}{n_{sp}}$	ltr	600	240
Kanalhöhe = Coredurchmesser	$h_c = d_c = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot V_c}{\pi}}$	dm	9,15	6,74
Corestirnfläche	Fre = T dc 4	dm ²	65,07	35,6
Zahl der Kanüle	$n_{\kappa} = \frac{0.3 \cdot F_{34}}{f_{\kappa}}$		10050	5450
Enthalpieerhöhung im Kanal	AHK	Keal kp	8560	8560
Enthalpieerhöhung auf 5 cm Kanallänge	AHK . 0,5	Kcal kp KLE	468	636
H2 Durchsatz pro Kanal	$g_{\kappa} = \frac{dges}{n_{\kappa}}$	10 ⁻³ kp sec	2,96	5,45
Energieanfall im Kanal	$N_K = \frac{n_{SP}}{n_K} \cdot \ell$	Kcal sec	26,1	47,5
Energieanfall je Kanallängeneinheit KLE	NRLE = NR . 0,5	Kcal sec KLE	1,425	3,53
max. Re-Zahl (i. Kanaleinlauf)	Re = 4 1 g d 7 gx		82600	152100
min. Re-Zahl (am Kanalaustritt)	И		20550	37800

Die Strömung in den Kanälen bewegt sich also ständig im turbulenten Bereich. Daher ist auch hier die oben benutzte Beziehung zur Ermittlung der Nu-Zahl anwendbar. Aus den o.a. Gründen resultiert unter diesen Annahmen ein Verlauf der Wandtemperatur, der ausgezeichnet ist durch ein Minimum etwa in der Nitte de r Aufheizstrecke und starken Anstieg vor allem auf den ersten Abschnitten des Kanals, die noch von kaltem Gas bespült werden. Diehe dazu Diagramm VO.

Leervolumen = 30 % Quadr. Zyl. Pmg = 50 at a. S = 25 to. $d_k = 5,0$ m m lsp = 840 sec.



Während die Wandtemperatur für n_{sp} = 2 MW/ltr sich ohne größere Abweichungen um 3000°K bewegt, liegt bei 5 MW/ltr die Temperaturspitze nahe 6000°K und die minimale Temperatur noch bei immerhin 4000°K. Es läßt sich hieraus folgern:

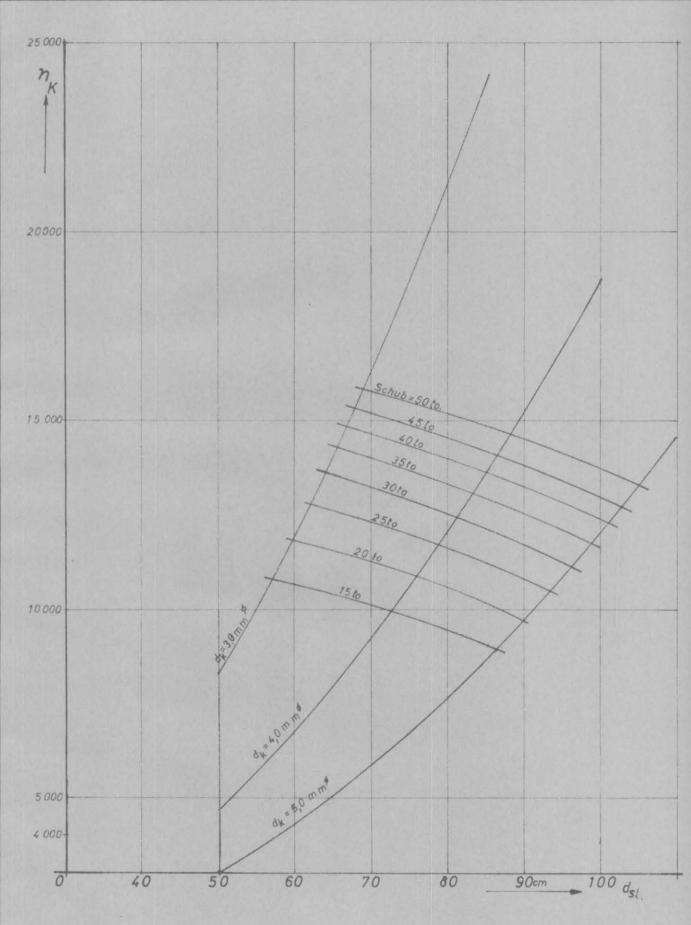
- 1. Zur Berechnung von Antriebsreaktoren ist die Annahme konstanter Leistungsdichte wenig sinnvoll, es ist lediglich vertretbar, von einer mittleren spezifischen Leistung zu reden, die sich aus Gesamtleistungsbedarf und Coregröße ergibt.
- 2. Die Wörmeübergangsverhältnisse in einem Aufheizungskanal von 5 mm Ø sind sehr ungünstig, bei einer als maximal zulässig angenommenen Wandtemperatur von 3000 K lassen sich nur begrenzte mittlere spezifische Leistungen erreichen, das bedeutet hohe Corevolumina bezogen auf den erzielbaren Schub.
- 3. Einfluß der Treibstoffaufheizung auf die Auslegungsgrößen des Antriebsreaktors

Große chemische Triebwerle haben Leistungsgewichte von 20-10 kp Triebwerksgewicht pro Tonne Schub. Ein Antriebsreaktor liegt da wesentlich höher und somit ungünstiger. Dieser Einfluß kann so stark werden, daß für bestimmte Missionen durch Einsatz eines chemischen Triebwerkes trotz niedrigeren spezifischen Impulses eine höhere Nutzlast als mit einem antriebsreaktor erzielt wird. Eine Verkleinerung und damit Gewichtsverminderung des Antriebsreaktors ist daher sehr erwünscht. Von Seiten der Kernphysik erheben sich kaum Einwände gegen kleine Reaktorcores und damit verbundene hohe Leistungsdichten. Eine Grenze dürfte aber der Wärmeübergang im Zusammenhang mit maximal zulässigen Wandtemperaturen darstellen. Die nachfolgenden Berechnungen sollen einen gewissen Aufschluß geben über die Möglichkeit, zu Meineren Reaktoren zu kommen. Die Betrachtungen wurden nur für den Fall konstanter Kühlkanalwandtemperatur durchgeführt. Die Annahme der Maximaltemperatur bestimmt zugleich den maximalen Kühlmitteldurchfluß in jedem einzelnen Kanal. Der Coredurchmesser ist nach Voraussetzung gleich der Corelänge. Bei einem festgesetzten Leervolumenanteil of ergibt sich somit:

Entwicklungsring Nord

Reaktorcore als quadratischer Zylinder. Leervolumen 30%. Anzahl der Kanäle in Abhängigkeit vom Coredurchmesser.

Diagr. V. 9.



Entwicklungsring Nord

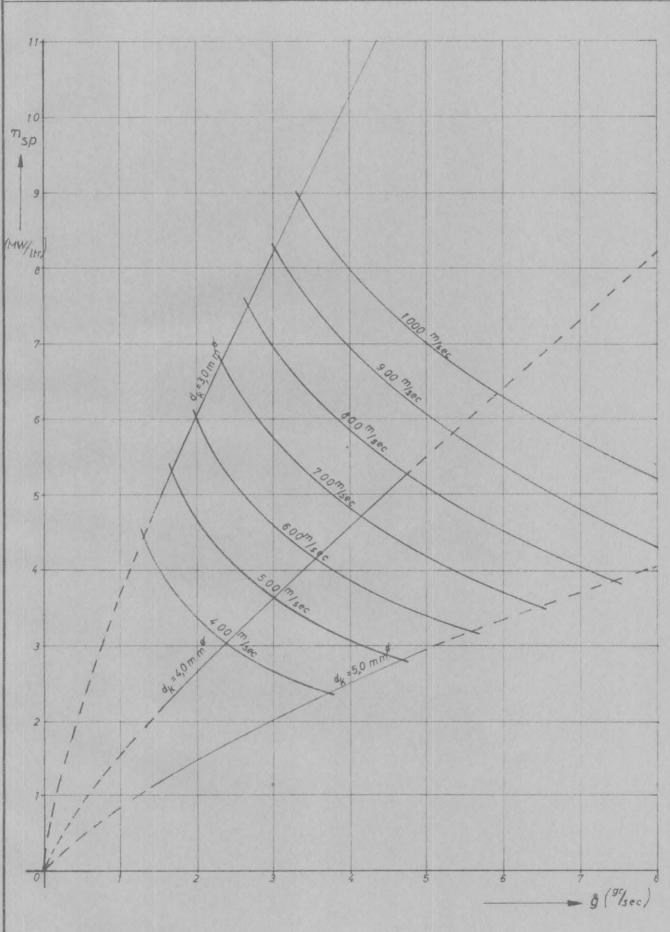
30% Leervolumen

Isp = 840 sec

Te= 2500 °K

 $n_{sp} = f(\hat{g}_k)$

Diagr. X. 10



nal erfährt. Es bestätigt sich auch hier die Tatsache, daß hohe Wärmeübergangswerte mit hohen Druckverlusten erkauft werden müssen. Um einen Überblick über die erreichbaren Schübe zu erhalten, ist in Diagramm V11 der Maximalschub in Ab ängigkeit von Corevolumen dargestellt mit den Parametern Kanaldurchmesser und Gasgeschwindigkeit. Aus diesen beiden Diagrammen ergibt sich. daß ein Kanaldurchmesser von 5 mm Ø bei den z.Zt. diskutierten Schubgrößen sehr schlechte Wärmeübergangseigenschaften besitzt und hieraus sehr hohe Corevolumina folgen. Diese großen Kanaldurchmesser sind allenfalls für thermische Graphitreaktoren interessant . welche wegen des hohen Graphitanteiles am Corematerial nur geringe spezifische Leistungen zulassen, einmal ist der Spaltmaterialanteil am Corematerial sehr klein, zum anderen ist die Wärmeleitfähigkeit von Graphit gegenüber der von Wolfram und Uran recht gering, so daß bei hohen Leistungsdichten der Temperaturgradient im Corematerial zu hoch wird. Infolge des geringen spezifischen Gewichtes von Graphit (etwa 1,7 gr/cm2 je nach Art und Dichte des Graphits) ergibt sich aber ein mittleres spez. Gewicht des gesamten Cores von 2-2.5 gr/cm3, damit wird das Core trotz seines großen Volumens nicht allzu schwer. Gewichtserhöhungen treten aber wegen der großen Abmessungen beim Druckmantel und der Expansionsdüse auf.

Für epithermische und schnelle Reaktoren, die im wesentlichen aus Uran und Wolfram aufgebaut sind, ergibt sich ein mittleres spezifisches Gewicht des Corematerials einschließlich Leervolumen von 9-12 gr/cm³. Um hier noch zu erträglichen Gewichten zu kommen, sind wesentlich höhere Leistungsdichten als beim Graphitreaktor erforderlich, d.h. man ist gezwungen, kleinere Kühlkanaldurchmesser zu verwenden.

4. Druckverluste turbulenter Strömung

Die theoretische Ermittlung der Druckverluste bei Ubertragung großer Wärmemengen an das strömende Medium ist z.Zt. noch nicht befriedigend gelöst,
man hilft sich i.a. durch empirische Korrektur der mit Hilfe von Beziehungen für den Druckverlust ohne Wärmeübergang errechneten Ergebnisse. Die in
der Literatur angegebenen Berechnungsmethoden liefern Ergebnisse, die maximal etwa 25 % Streuung gegeneinander aufweisen.

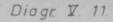
Entwicklungsring Nord

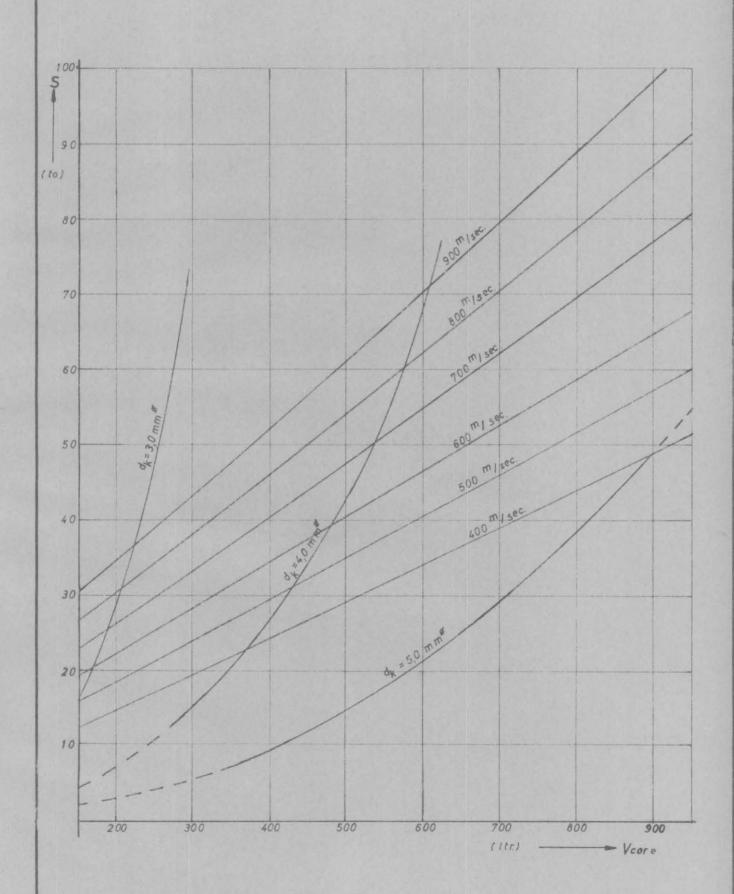
30% Leervolumen

Isp = 840 sec.

 $T_e = 2500^{\circ} K$

S= f(Vc)





ERNO Entwicklungsring Nord - Bremen

Es gilt allgemein:
$$\Delta \rho = K \cdot \frac{\ell}{\alpha} \frac{\gamma \cdot w^2}{2g}$$

Für $K = 0.3164 \sqrt[4]{\frac{9 \cdot 7}{w \cdot \alpha \cdot \gamma}}$

ist in Diagramm V12 der Druckverlust in den Kühlkanälen in Abhängigkeit von Kühlkanaldurchmesser, Länge (dieser Parameter entspricht quantitativ dem in der Zeichung eingetragenen Schub) und Kühlmitteldurchsatz dargestellt. Es zeigt sich nun, daß mit steigendem Schub für einen Kühlkanaldurchmesser von 3mm Ø der Druckverlust zu hoch wird, daß von einem Schub von 40 to an größere Kühlkanaldurchmesser erforderlich werden.

Zum Vergleich sei ein Wert nach der von Karman und Nikuradse vorgeschlagenen Methode

$$K = 4 f$$
 $\frac{1}{2\sqrt{f}} = 2 lg (Re \cdot 2\sqrt{f}) - 0.8$

durchgerechnet für die Bedingungen

Für einen Anfangsdruck von 65 ata ergibt sich hierbei ein Druckverlust von rd. 25 ata im Gegensatz zu 20 ata in Diagramm V12; mit Hilfe der für 5000 < Re < 2000 000 als gültig angegebenen Beziehung $f = \frac{0.046}{Re^{0.1}}$ ein Druckabfall von rd. 20 ata. Mit insgesamt fallenden Druckverlusten gleichen sich die Ergebnisse mehr und mehr einander an.

Die Auflösung der Beziehung

ergibt

d.h. bei vorgegebenen geometrischen Abmessungen und Gasdurchsatz

$$\Delta p \approx \frac{1}{P}$$
.

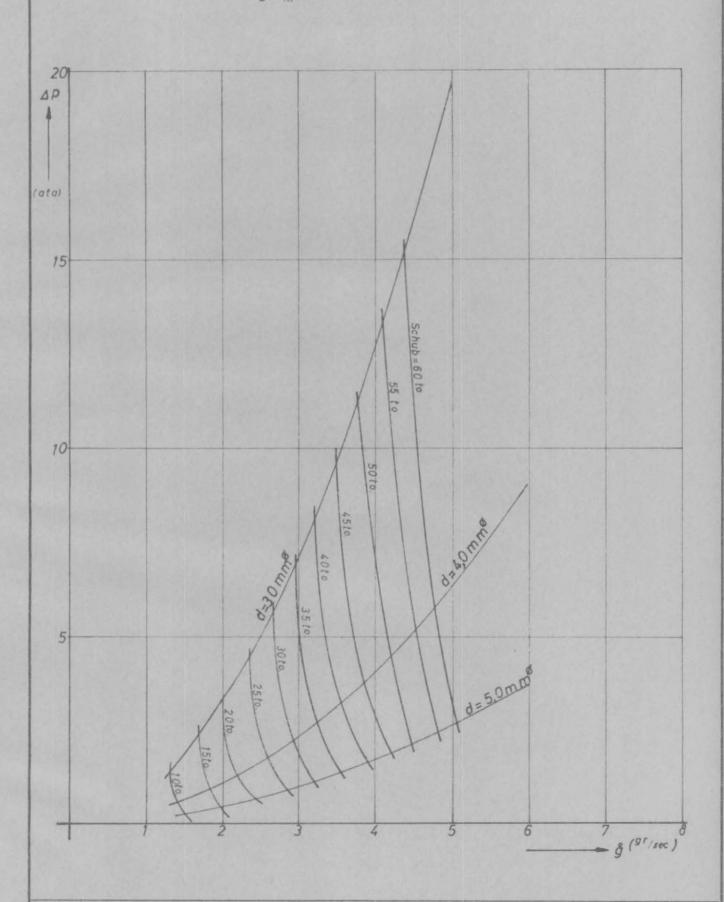
Der Druckverlust ist also umgekehrt proportional dem Druckniveau. Dies ist ein wesentlicher Faktor, der für die Erhöhung des Förderdruckes in einem nuklearen Triebwerk spricht.

Genaue Werte für die in den Aufheizungskanülen auftretenden Druckverluste sind

ERNO Entwicklungsring Nord Druckverlust in den Aufheizungskanälen in Abhängigkeit vom Durchsatz

Diagr. Y. 12.

 $H_2: P_m = 50 a lo T_m = 2000 ^{\circ} K$



nur experimentell zu ermitteln, um auch den Einfluß der Aufheizung, der Beschaffenheit der Kanalwände u. dgl. zu erfassen. Hierbei wird sich aber im wesentlichen nur der Maßstab von ap in Diagramm V12 verzerren, das Verhältnis der Druckverluste bezogen auf die Kanaldurchmesser wird aber annähernd gleich bleiben.

5. Laminare Aufheizung des Treibstoffs

Die derzeit ausgeführten, projektierten und diskutierten Antriebsreaktoren sollen Schübe von mindestens etwa 20 to liefern. Unter diesen Bedingungen wird das Strömungsbild des Treibstoffes in den Aufheizungskanälen immer turbulent sein und i.a. Aufheizung und Druckverluste den in den vorgehenden Berechnungen verwandten Beziehungen folgen. In den letzten Jahren wurde ein Antriebssystem in die Diskussion und Untersuchungen einbezogen, das die Zerfallsenergie von radioaktiven Isotopen zur Aufheizung des Treibstoffes vorsieht.

Der mit dieser Art Triebwerk erreichbare Schub liegt bei höchstens 1 kp, da einmal die Energiedichte sehr gering ist, zum anderen aber die überhaupt für diese Zwecke in Frage kommenden Isotope sehr selten sind und teilweise erst künstlich hergestellt werden müssen. Der Isotopenantrieb besitzt aber den Vorteil langer Betriebszeiten und bei Verwendung von Wasserstoff als Treibstoff recht hohe spezifische Impulse.

Es dürfte realistisch sein, den Schub eines solchen Triebwerkes mit 0,1 kp anzunehmen, was einer thermischen Leistung von etwa 5 KW entspricht. Bei einem erreichbaren spezifischen Impuls von 800 sec beträgt der sekundliche Gasdurchsatz 0,125 gr.

Damit ergabe sich für Re, wenn der gesamte Treibstoff durch einen einzigen Kanal strömt: (Eintrittstemperatur in den Kanal 150° K, Austrittstemperatur 2350° K, Wandtemperatur 2600° K; Stoffwerte bezogen auf die Filmtemperatur 7; = 1/2 (Wandtemperatur + Gastemperatur)

d _k [m]	Re max (bei Te)	Re min (bei 7a)		
3 10 ⁻³	2150	1458		
4 10-3	1610	1093		
5 10 ⁻³	1290	875		

Man erreicht also bestenfalls das Übergangsgebiet zwischen laminarer und tubulenter Strömung. Bei Verwendung mehrerer parallel geschalteter Kanäle wird die Re-Zahl im gleichen Verhältnis geringer und damit die Strömung nur noch laminar sein.

Dabei gilt dann für den Wärmeübergang:

gültig für

sowie für den Druckverlust nach Hagen-Poiseulle:

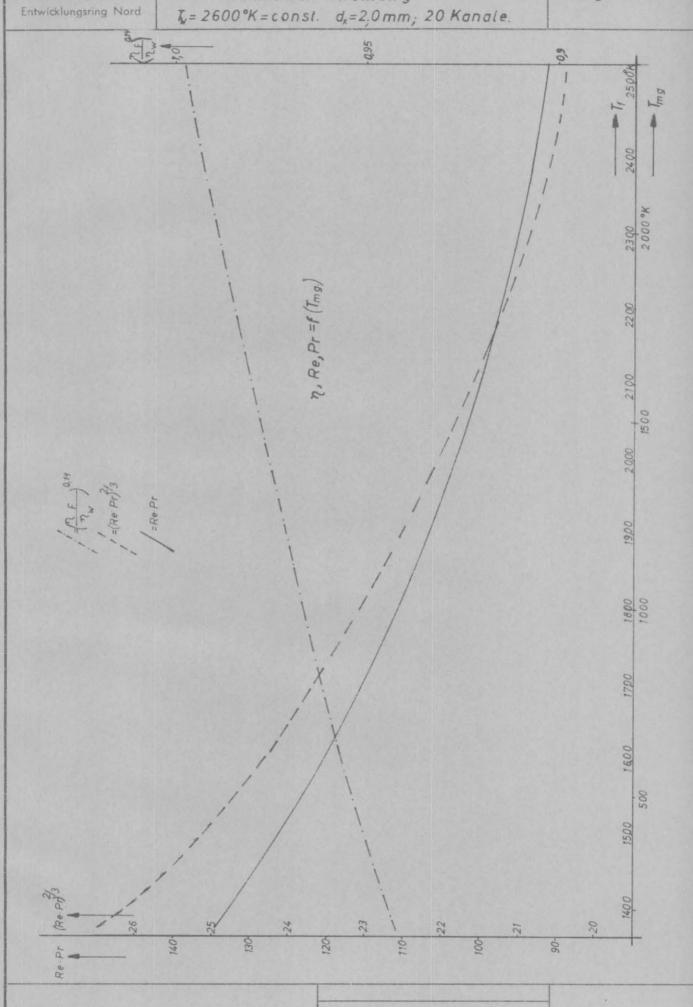
Für die Aufheizung des Treibstoffes im Isotopentriebwerk sind 20 parallel geschaltete Kanüle mit einem Durchmesser von 2 mm Ø vorgesehen, Der Wasserstoffdruck beträgt 1 ata. Die Wandtemperatur wird zu 2600° K = const angenommen, die Aufheizung des Wasserstoffes soll bis auf 2350° K erfolgen. Dafür ergibt sich dann nach Diagramm V14 eine Aufheizstrecke von 5 cm Länge.

Der Radioisotopenzerfall ist ein Spontanvorgang, der keiner äußeren Anregung bedarf. Man ist aus diesem Grunde in der Wahl der Heizelementform ziemlich frei, wird sich aber zur Vermeidung hoher Wärmeverluste immer der Kugel-bzw. Würfelform zu nähern suchen.

Die Größe des Leervolumens (gleiche Definition wie im Reaktorbau) ist im

Aufheizung von Wasserstoff bei laminarer Strömung = 2600°K=const. d=2.0 mm 20 Kanale

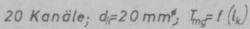
Diagr. V. 13.

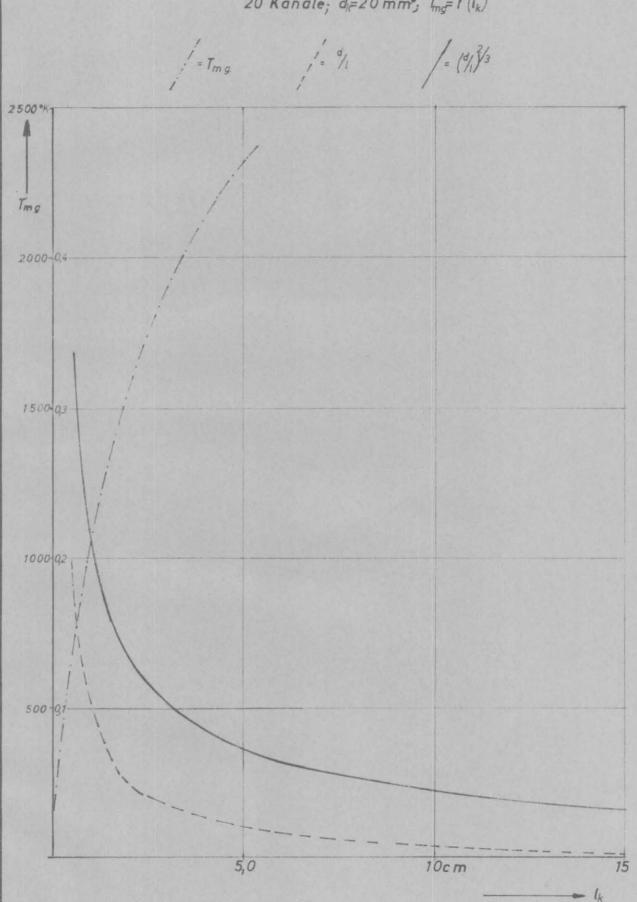


Entwicklungsring Nord

Autheizung von Wasserstoff bei laminarer Strömung $T_{\rm W}=2\,600\,{\rm ^{\circ}K}={\rm const.}$ $g_{\rm k}=6,26\cdot10^{6}\,{\rm ^{Kp}/_{\rm sec.}}$

Diagr. I. 14.





wesentlichen abhängig von der Energiedichte des Isotopenbrennstoffes. Es wird sich hier wohl folgende Bauart anbieten: Die mit Isotopenmaterial ummantelten Metallröhrchen stecken in einem Metallkörper, der dem Druckwiderstand, Strahlenschutz und Temperaturausgleich dient. Das Leervolumen wird im Vergleich zum Spaltreaktor nur gering sein, dies spielt aber in Anbetracht des sehr kleinen Absolutgewichtes des Triebwerkes keine Rolle.

Für laminare Strömung errechnet sich nach Hagen-Poiseulle der Druckverlust zu

Im vorliegenden Betriebszustand mit $7 = 2000^{\circ}$ K ergibt sich: $\Delta \rho = 0.026$ ata, also etwa 2 % des Gesamtdruckes.

Nachteilig ist bei der Strömung sehr geringer Flüssigkeitsmengen in parallel geschalteten Kanälen ein Auftreten von Instabilitäten, unter deren Einwirkung eine gleichmäßige Strömung nicht mehr gewährleistet ist, d.h. die Durchsatzmengen in den einzelnen Kanälen sind trotz gleichen Druckverlustes unterschiedlich. Dies führt dann im Falle der Durchsatzverrin erung bei dem betreffenden Kanal zu einer Wandtemperatursteigerung, die im schlimmsten Falle ein Ausschmelzen, Zubacken oder andere Zerstörung des Kanals zur Folge haben kann.

Ein Ausweg würde sich anbieten durch Verwendung eines einzigen Aufheizungskanals, der in irgendwie gewundener Form auszuführen wäre, um zu einer möglichst kompakten Bauweise zu gelangen. Die Berechnung soll aber in erster
Näherung für ein gerades Rohr durchgeführt werden mit einem Rohrdurchmesser
von 5 mm Ø. Es ergibt sich dafür nach Diagramm V16 eine Aufheizlänge von
1,1 m, die bei einer wendelartigen Anordnung mit einem Innendurchmesser von
5 cm Ø 7 Wendeln benötigt. Der Druckverlust beträgt hierbei 0,245 ata, d.h.
nahezu 25 % des Gesamtdruckes.

Aufheizung von Wasserstoff bei ERNO Diagr. Y. 15. Tw=2600°K=const. d_x=5,0 m m², 1 Kanal Entwicklungsring Nord Re. Pr 1000 0.8-10-200

80

80

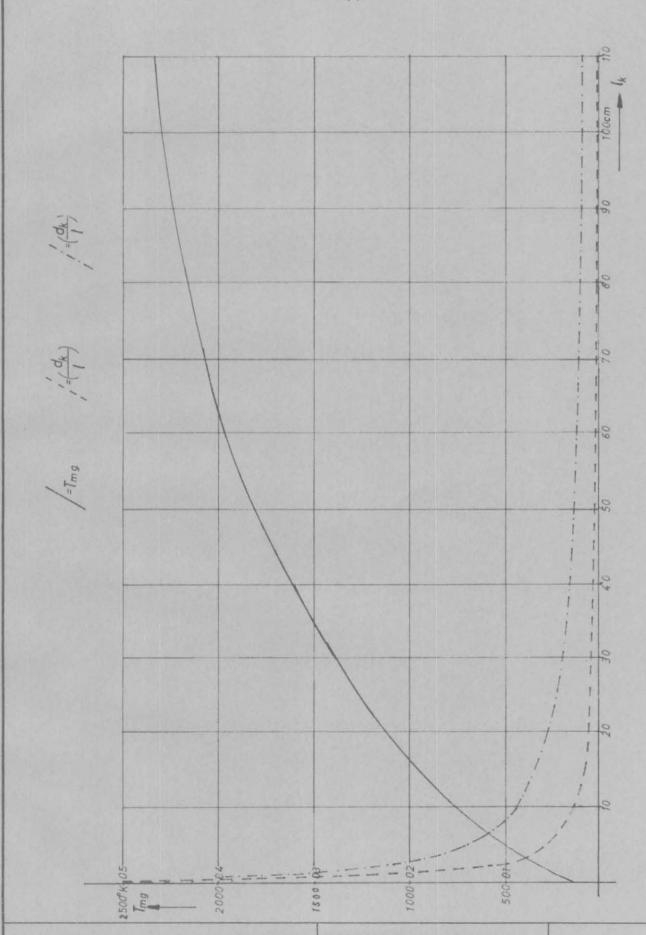
100

Entwicklungsring Nord

Aufheizung von Wasserstoff bei laminarer Strömung Tw=2600°K=const.: dk=50 mm*, 1 Kanal.

Diagr E. 16

 $T_{mg} = f(l_k)$



6. Verzeichnis der verwendeten Symbole:

Q = Warmemenge

∠ = Wärmeübergangszahl

TH = Mantelfläche des Kühlkanals

7 = Wandtemperatur

Tmg = mittlere Gastemperatur

of bew. dk = Kanaldurchmesser

l bav lk = Kanallänge

 $Nu = Nusseltzahl = \frac{d \cdot d}{\lambda}$

 $Re = Reynoldzahl = \frac{w d}{\nu}$

 $Pr = Prandtlzahl = \frac{p \cdot r \cdot c_p}{\lambda}$

λ = thermische Leitfähigkeit des Gases

7 = dynamische Zähigkeit des Gases

g bw. g = Durchsatz im Kanal

& = Erdbeschleunigung

G = Spez. Wärme des Gases bei konst. Druck

v = kinematische Zähigkeit des Gases

W = Geschwindigkeit des Gases im Kanal

7 = spez. Gewicht des Gases

1.3 Systemstudie

1.3.1 Studie zu Systemen mit einer nuklearen Energieversorgungsanlage und elektrischen Triebwerken.

> In dieser Studie soll diskutiert werden, für welche Missionen bzw. Aufgaben es zur Zeit sinnvoll erscheint, ein Raumfahrzeug mit elektrischen Triebwerken zu Antriebszwecken auszurüsten. Selbstverständlich können diese Ausführungen nicht Anspruch auf Vollständigkeit erheben, da sich z. B. aus neuen Erkenntnissen der Weltraumforschung oder der Astronomie Aufgaben ergeben könnten, an die man heute noch nicht denkt. Andererseits müssen wegen des Fehlens eines langfristigen Raumfahrtprogramms Missionen berücksichtigt werden, die später nicht in ein Programm aufgenommen werden können, da sie zu aufwendig oder nicht mehr interessant sind. Diese Studie soll nur Anregungen zur Diskussion über spezifische Entwicklungsrichtungen geben, die heute im Rahmen des nationalen daumfahrtprogramms der Bundesrepublik Deutschland studiert werden und die bei einer Durchführung der Entwicklung eines erheblichen finanziellen Aufwandes bedürfen.

> Bei einer Betrachtung des Raumfahrtprogramms der NASA, soweit es aus Veröffentlichungen oder Vorträgen bekannt ist, fällt auf, daß mehrere Jahre nach Beginn einer Entwicklung von Systemen, - allerdings vor deren Fertigstellung - oftmals deren Einsatzbereiche nicht völlig klar eind oder sich mit anderen Systemen überschneiden. Zwar lassen sich zu einem späteren Zeitpunkt - immer noch vor der Fertigstellung - oft Aufgaben definieren,

die von einem solchen System optimal oder annähernd optimal erfüllt werden, doch dürfte selbst bei einer Nichtanwendung des Systems der technologische Fortschritt durch diese Entwicklung die investierten Mittel rechtfertigen. Diese Auffassung mag für die Vereinigten Staaten von Nordamerika gelten, für die Bundesrepublik ist dieser Standpunkt jedoch nicht zu vertreten.

Es erscheint deshalb notwendig, die Anwendungsmöglichkeiten elektrischer Antriebe und nuklearer Energieversorgungsanlagen in der Raumfahrt eingehend zu prüfen, bevor man die sicher sehr aufwendige Entwicklung solcher Systeme beginnt.

Aus den in den letzten Jahren beim Entwicklungsring Nord durchgeführten Studien und aus Veröffentlichungen in der Literatur läßt sich entnehmen, daß für die reine Bordenergieversorgung von Raumfahrtgeräten, die in den Jahren bis etwa 1970 geplant oder projektiert werden, der Leistungsbedarf für die Bordgeräte weit unter 1 KW elektrischer Leistung liegt. Zur Deckung dieses Bedarfes werden voraussichtlich Sonnenzellen oder Isotopenbatterien herangezogen werden. Spricht man also von nuklearen Energieversorgungsanlagen, so dürfte das primär im Zusammenhang mit elektrischen Triebwerken stehen. Es wird später gezeigt werden, daß auch für andere Aufgaben Kernspaltungsreaktoren als Energieversorgungsanlage benötigt werden.

Die elektrischen Triebwerke zeichnen sich durch hohen spezifischen Impuls, aber auch durch einen sehr niedrigen Schub aus. Es soll hier nicht auf die einzelnen Arten der elektrischen Antriebe, die elektrothermischen, elektrostatischen oder elektromagnetischen Triebwerke eingegangen werden, dazu sind grundlegende Studien im

Schub aus. Es soll hier nicht auf die einzelnen Arten der elektrischen Antriebe, die elektrothermischen, elektmstatischen oder elektromagnetischen Triebwerke eingegangen werden, dazu sind grundlegende Studien im Jahresbericht 1962 des ERNO veröffentlich worden. Wichtig für die Uberlegungen zu dieser Studie ist nur. daß die mit elektrischen Antrieben erzielbaren Beschleunigungen in der Größenordnung von etwa 10-9 g bis 10-2 g liegen. Will man den elektrischen Antrieb also als Marschantrieb einsetzen, so muß man für erdnahe Missionen mit sehr langen Flugzeiten rechnen. Bei Entfernungen in der Größenordnung des Abstandes Erde -Mars oder darüber kann die Flugzeit schon wieder geringer sein als die von chemischen Raketen auf einer Hohmann-Bahn. Hier ist es zunächst nur wichtig festzustellen, daß die Betriebszeiten - auf Grund des niedrigen Schubes - sehr groß sind.

Zur Versorgung der elektrischen Triebwerke, wenn diese als Marschtriebwerke verwendet werden, kommen also nur Aggregate in Frage, die zu den sogenannten Langzeitenergieversorgungsanlagen zählen. Das sind praktisch nur Sonnenzellen, Isotopenbatterien (mit Isotopen großer Halbwertszeit) oder Kernspaltungsreaktoren. Die Sonnenzellen und die Isotopenbatterien scheiden aber ebenfalls aus, weil die für elektrische Marschantriebe benötigte Leistung zu groß ist. Als untere Grenze dürften Leistungen von etwa 5 Kilowatt elektrisch angesehen werden für z. B. einen Nachrichtensatelliten, der sich von einer erdnahen Umlaufbahn spiralförmig auf den 24-Stunden-Orbit bewegt. Größere Raumfluggeräte benötigen erheblich mehr Leistung, deshalb ist auch der amerikanische SNAF 50 für Leistungen zwischen 300 med 1000 KW elektrisch ausgelegt.

Welche elektrischen Leistungen werden denn nun aber effektiv benötigt? Die zur Zeit projektierten oder in der Entwicklung befindlichen deutschen oder europäischen Satelliten haben etwa folgenden Bedarf:

kleiner wissenschaftlicher Satellit 625 A:	ca.	20 1	Vatt
großer wissenschaftlicher Satellit 625 B:	1 -	2 KW	
Nachrichtensatellit	ca.	100	Watt
ESRO I weniger als		50	Watt
ESRO II	ca.	25	Natt
Astronomischer Satellit	ca.	150	Watt

Für diese Vorhaben eignet sich ein Kernreaktor als Energiequelle nicht. Selbst für das Projekt des großen wissenschaftlichen Satelliten 625 B dürfte nach heutigen Erkenntnissen ein Energieversorgungsreaktor nicht die optimale Losung darstellen. Allerdings muß zugegeben werden, daß für den Leistungsbereich 500 bis 5000 Watt bis heute kein zufriedenstellender Vorschlag einer Energieversorgungsanlage existiert. Sowohl die amerikanischen Systeme SNAF 10 A und SNAP 2 als auch die russische Energieversorgungsanlage Romashka dürften lediglich als Versuchsgeräte angesehen werden, da sowohl ihr wirkungsgrad (1 bis 5 %) als auch ihr Leistungsgewicht für Raumfahrtzwecke völlig unbefriedigend ist. Der Grund hierfür ist u.a. darin zu suchen, daß Kernreaktoren ein gewisses Mindestgewicht benötigen, um kritisch zu werden. Dieser Brennstoffeinsatz liefert eine gewisse thermische Leistung, die durch geeignete Wandler in elektrische Energie verwandelt wird. Der Rest muß abgestrahlt werden und bedingt je nach Wirkungsgrad und Temperaturniveau eine mehr oder weniger große Abstrahlfläche.

Es erscheint daher sinnvoll, nukleare Energieversorgungsanlagen erst für Leistungen ab etwa 5 KW elektrisch einzusetzen. Derart große Leistungen werden aber im wesentlichen nur von elektrischen Triebwerken oder von Raumstationen benötigt.

Auf Grund unserer Untersuchungen dürften sich zur Zeit etwa folgende vier Einsatzbereiche für nukleare Energieversorgungsanlagen, zum Teil in Zusammenhang mit elektrischen Antrieben, abzeichnen:

- 1) Raumstationen, umlaufend oder als Landegeräte auf Monden oder Planeten
- 2) Raumfahrzeuge mit elektrischen Marschantrieben (z.B. Projekt "Nuklear - elektrischer Nutzlast - Transporter" des ERNO)
- 3) Satelliten und Sonden in großer Erdentfernung
- 4) Nachrichtensatelliten mit direkter Fernsehübertragung

Die Anforderungen an die Energieversorgungsanlage sind für die einzelnen Einsatzbereiche sehr unterschiedlich, so daß sie nicht mit einer einzigen Reaktorkonzeption zu erfüllen sind. Es lassen sich jedoch die vier Bereiche in 2 Gruppen einteilen, nämlich in Versorgungsanlagen unter 100 KW_{el} und Anlagen mit mehr als 100 KW_{el}. Sowohl Raumstationen als auch Raumfahrzeuge mit elektrischem Marschantrieb dürften zur Gruppe über 100 KW_{el} gehören, während die Satelliten und Sonden für reine Bordzwecke weniger als 100 KW elektrischer Leistung benötigen.

Im folgenden sollen einige Gedanken zu den einzelnen Einsatzbereichen wiedergegeben werden.

1) Raumstationen

Man sollte unterscheiden zwischen Raumstationen, die sich in einer erdnahen Umlaufbahn bewegen und solchen, die den Mond oder Flaneten umkreisen und gegebenenfalls dort landen und zu stationären Anlagen werden.

Erdumkreisende Raumstationen können militärischen oder wissenschaftlichen Zwecken dienen oder als Startbasis für interplanetare Missionen eingesetzt werden. - Hier soll keine Einsatzanalyse der möglichen Modifikationen gegeben werden, sondern nur der Leistungsbedarf solcher Stationen abgeschätzt werden. - Spricht man von Raumstationen im erdnahen Umlauf, so ist damit eine bemannte Station gemeint, sonst ware es z. B. ein Observatorium. Aus Abschätzungen und Literaturunterlagen läßt sich für eine Raumstation ein Bedarf von 10 bis 15 KW pro Person angeben. Hierin sind alle denkbaren Leistungsverbraucher zur Lebenserhaltung enthalten. Nimmt man als Mindestbesatzung 6 bis 8 Personen, so ergäbe sich ein Bedarf von etwa 100 KW. Crößere Stationen bzw. Stationen mit elektrischen Steuer- oder Marschtriebwerken zur Bahnkorrektur oder Bahnänderung benötigen entsprechend mehr Leistung. Der Bedarf einer Raumstation als Startbasis für interplanetare oder Mondmissionen dürfte allerdings erheblich größer als 100 KW, sein. Genauere Angaben dürften sich aus einer grundsätzlichen Studie ergeben, die demnächst angefertigt werden soll.

Amerikanischen Veröffentlichungen ist zu entnehmen, daß der elektrische Leistungsbedarf für eine Mondbasis auf 100 bis 1000 KW, je nach Aufgabenstellung, geschätzt wird.

Hierbei handelt es sich um eine unbemannte Station, die z. B. geologische Untersuchungen durchführen soll und die Ergebnisse zur Erde funken soll.

Ähnliche Basen für die erdnächsten Planeten Mars und Venus dürften etwa den gleichen Leistungsbedarf haben.

Unabhängig davon, ob nun eine Raumstation mit elektrischen Marschtriebwerken ausgerüstet ist oder nicht, wird der Leistungsbedarf oberhalb von 100 KW liegen. Diese Leistung kann nur von einer nuklearen Energieversorgungsanlage bereitgestellt werden. Es sollten in nächster Zeit Studien über Möglichkeiten und Notwendigkeit von Raumstationen durchgeführt werden, damit der Bedarf geklärt und gegebenenfalls die Entwicklung eingeleitet wird.

2) Raumfohrzeuge mit elektrischen Marschantrieben.

Man sollte bei den Raumfahrzeugen mit elektrischen Marschantrieben 2 Gruppen unterscheiden, einmal die Raumfahrzeuge für interplanetare Missionen und zum anderen daumfahrzeuge für Erdorbitaufgaben. Beiden gemeinsam ist die Tatsache, daß sie wegen der geringen Beschleunigung nicht vom Erdboden aus starten können, sondern im wesentlichen aus einer Erdumlaufbahn, wobei die erste Gruppe natürlich auch mit Hilfe chemischer oder nuklearer Raketen auf Fluchtgeschwindigkeit gebracht werden kann. Raumflugkörper für interplanetare Missionen können sowohl bemannt als auch unbemannt sein, während die Geräte für Erdorbitaufgaben wohl unbemannt sein müssen. Der Grund dafür ist in der Tatsache zu suchen, daß Systeme mit elektrischen Antrieben wegen des geringen Beschleunigungsvermögens sehr lange Flugzeiten benötigen. Diese langen Flugzeiten führen bei Orbittransferaufgaben zu relativ hohen Strahlendosen, hervorgerufen durch den Van Allen Gürtel, sofern man nicht
unterhalb des ersten Maximums, also etwa 4000 km bleibt.
Es erscheint deshalb zweckmäßig, interorbitale Missionen
für Erdumlaufbahnen bei Verwendung elektrischer Antriebe
auf unbemannte Transportaufgaben zu beschränken.

Es sollte der Weiterführung dieser Studie überlassen bleiben, sinnvolle Missionen für interplanetare Aufgaben zu untersuchen. Hier soll zunächst nur kurz über die Einsatzmöglichkeiten interorbitaler Raumfahrzeuge diskutiert werden.

In der Projektstudie "Nuklear-elektrischer Nutzlast-Transporter", die der Entwicklungsring Nord im Jahre 1963 durchgeführt hat, sind etliche Aufgaben angegeben, die ein Raumfahrzeug mit elektrischem Antrieb und nuklearer Energieversorgung durchführen könnte. Dabei wurde gezeigt, daß ein solches Raumfahrzeug in erster Linie Transportaufgaben erfüllen könnte, allerdings wäre es auch in der Lage, selbständig wissenschaftliche Messungen durchzuführen, als Prüfstand für elektrische Triebwerke zu dienen oder z. B. eine Raumstation aus Einzelteilen aufzubauen. Es soll in diesem Rahmen nicht näher auf Einzelheiten eingegangen werden, diese sind in der veröffentlichten Projektstudie nachzulesen. Fier sollen nur einige Ausführungen zu dem Bedarf eines solchen Gerätes wiedergegeben werden. Wie schon erwähnt, ist eine wesentliche Auf abe eines Raumfahrzeuges für den interorbitalen Verkehr in dem Transport von Nutzlasten jeglicher Art zu sehen. Diese Nutzlasten werden in der nächsten Zeit hauptsächlich Satelliten aller Art sein, sowohl wissenschaftliche Satelliten als auch sogenannte wirtschaftliche Satelliten wie Nachrichtensatelliten usw. In mehreren Gesprächen mit möglichen Interessenten für wissenschaftliche

Batelliten, nämlich mit Weltraumforschern, hat sich ein unbefriedigendes Ergebnis herauskristallisiert.

Ein langfristiges Forschungsprogramm, an dem sich auch die Raumfahrtindustrie für ihre Projektvorschläge orientieren könnte, existiert überhaupt nicht. Die kurzfristigen Planungen scheinen mehr von den verfügberen finanziellen Mitteln als von dem wissenschaftlichen Erkenntnisdrang beeinflußt zu sein, so daß von dieser Seite keine Impulse zu erwarten sind. Mithin ist die Industrie gezwungen, Projektvorschläge auszuarbeiten, wozu umfangreiche Untersuchungen auch auf Gebieten, die der Industrie normalerweise fremd sind, notwendig erscheinen. Diese Projektvorschläge dienen als Diskussionsgrundlage und sollten zu einem Kompromiß zwischen den Wünschen der Weltraumforscher und den Vorstellungen der Industrie führen.

Ein Vorteil der interorbitalen Transportgeräte gegenüber den chemischen Trägersystemen (Raketen) ist die Möglichkeit zur Rückführung von Nutzlasten auf einen erdnahen Orbit, von dem ein Raumtransporter diese Nutzlast
zur Erde zurückbringen könnte. - Hier ergibt sich übrigens
eine der moglichen Aufgaben eines Raumtransporters. - Der
Bedarf der Rückholbarkeit wurde recht einmütig von den
Weltraumforschern bejaht, jedoch wird bis zur technischen
Realisierbarkeit noch einige Zeit vergehen. Die Rückführung
sollte allerdings eine Vorstufe zur bemannten Raumfahrt
sein, so daß dieses Problem in nächster Zeit einer Lösung
zugeführt werden müßte.

Im Rahmen der Frojektstudie "Nuklear-elektrischer Nutzlast-Transporter" wurden einige Bahnrechnungen durchgeführt. Dabei zeigte es sich, daß der Leistungsbedarf über 100 KW elektrischer Leistung liegt. Der Bedarf für Raumfahrzeuge mit interplanetaren Aufgaben dürfte noch größer sein, so daß für Raumflugkörper mit elektrischen Marschantrieben die untere Leistungsgrenze bei 100 KW liegen dürfte. Für die Bereitstellung dieser Leistung kommen ebenfalls nur nukleare Energieversorgungsanlagen in Frage.

3) Satelliten und Sonden in großer Erdentfernung

Erdsatelliten haben, wie schon ausgeführt, einen relativ geringen Energiebedarf (mit Ausnahme des unter Funkt 4 genannten). Hierfür dürfte sich eine Energieversorgungsanlage auf der Basis der Kernspaltungsreaktoren nicht eignen. Bei den Satelliten, die andere Planeten umkreisen sollen, etwa Venus, Mars, Jupiter oder Saturn dürfte der Leistungsbedarf erheblich größer sein. Haben derartige Satelliten gar die Aufgabe, laufend - d. h. nur mit geringfügigen Unterbrechungen - Fernsehbilder von dem entsprechenden Flaneten zu senden, so dürften die Leistungsanforderun en in den Kilowatt-Bereich gehen. Sicher wird man derartige Anforderungen nicht an die erste Generation von Venus- oder Marssatelliten stellen, jedoch könnte der Bedarf im nächsten Jahrzent auftreten. wenn man z. B. genauere Untersuchungen der Atmosphäre unserer nächsten Flaneten vorsieht. Allein für die Aufnahme und Übertragung auswertbarer Fernsehbilder von den Planeten Mars und Venus dürften etwa ? bis 5 KW elektrischer Leistung erforderlich sein, wenn nicht nur einige Bilder pro Umlauf gesendet werden sollen. Allerdings dürfte dieser Bedarf auch etwa die untere Grenze sein für die Verwendung nuklearer Energieversorungsanlagen.

Schließlich könnte der Bedarf von Sonden, die zum Saturn oder noch weiter in Richtung der äußeren Flaneten fliegen sollen, die Großenordnung von einigen Kilowatt elektrischer Leistung annehmen allein schon für die Übermittlung von Signalen. Hier wie auch bei den vorher erwähnten Flaneten-Satelliten sollten zunächst intensive Missionsanalysen klären, mit welchen Aufgaben derartige Satelliten und Sonden betraut werden könnten. Es zeichnet sich jedoch auch hier eine Verwendungsnöglichkeit nuklearer Energieversorgungsanlagen ab, deren Leistungsbereich jedoch zwischen 2 und 20 KW el liegen dürfte.

4) Nachrichtensatelliten mit direkter Fernsehübertragung

Für die bisher entwickelten und zum Teil erprobten Systeme der Nachrichtenübermittlung mit Hilfe von Satelliten wurde der sogenannte indirekte Übertragungsweg gewählt, bei dem die Information von einer Empfangsstation aufgenommen, verstärkt und dann dem eigentlichen Empfänger zugeleitet wurde. Man könnte nun bei Fernsehbildern auch den direkten Weg vom Satelliten sofort zum Enpfänger einschlagen, vorausgesetzt, der Satellit würde die Verstärkerfunktion übernehmen und die Hausfernsehantennen wären entsprechend groß. Hierzu wäre eine Energieversorgungsanlage im Satelliten erforderlich, die bei Direktübertragung für ein Gebiet von etwa 1000 km Durchmesser ca. 20 KW elektrischer Leistung zur Verfügung stellen müßte. Selbstverständlich würde ein solcher Satellit sehr viel schwerer als einer für den indirekten Ubertragungsweg. was Probleme des Einbringens in die vorgesehene Umlaufbahn mit sich bringen könnte. Andererseits wäre dieser Satellit in der Lage, sich von einer erdnahen Umlaufbahn selbst in seine endgültige Bahn zu bewegen, da er zweckmäßigerweise mit elektrischen Triebwerken ausgerüstet werden sollte, weil ihm die elektrische Leistung ja zur Verfügung steht. Es wäre also nur notwendig, den sohweren Satelliten in eine erdnahe Umlaufbahn zu transportieren.

Die Idee des Nachrichtensatelliten mit Direktübertragung sollte näher geprüft werden, da sie einen erheblichen Fortschritt gegenüber den bisherigen Systemen bietet und zum anderen wohl den ersten Einsatzbereich nuklearer Energieversorgungsanlagen darstellt. Die Lebensdauer einer solchen Anlage müßte etwa 3 Jahre betragen, als Größenordnung für die Leistung wären nach ersten Schätzungen 20 KW_{e1} anzunehmen.

Literaturverzeichnis:

- Engel/Thielheim "Kernenergietechnik"
 Verlag "Moderne Industrie" 1960
- 2. I.J. Volkoff "Temperature Control Energeeing of Nuclear-Electric Spacecraft" Technical Report No 32-323 JPL Jet Propulsion Laboratory Pasadena California, May 15. 1962
- 3. "SNAP 8 Reaktor and Shield" AIAA Journal Vol 1, No 10, October 1963
- 4. Bussard, de Lauer Nuclear Rocket Propulsion.
- 5. VDJ Warmeatlas
- 6. MASA TN-D -133 Okt. 1959 Measurements of Heat Transfer and Friction Coefficients for Helium Flowing in a Tube at Surface Temp. up to 5900 R.
- 7. NACA Rep. 1020 1951

 Measurements of Average Heat-Transfer and Fluid Friction
 Coefficients for Subsonic Flow of Air in Smooth Tubes
 at High Surface and Fluid Temperatures.
- 8. NASA TN-D -275 1960
 Compilation of Thermodynamic Properties, Transport
 Properties and Theoretical Rocket Performance of
 Caseous Hydrogen.