

Nationales  
Raumfahrtprogramm  
1965

Forschungsprojekt 624 b

Kurzfassung

NICHTCHEMISCHE ANTRIEBE  
und  
ENERGIEVERSORGUNG

Entwicklungsring Nord

Kapitel 1: Isotopenbatterie, Bearbeiter Dieter Hannemann, komplett  
Kapitel 2: Beteiligt am Isotopentriebwerk

[Prof@DieterHannemann.de](mailto:Prof@DieterHannemann.de), 2015

Bremen, den 31.12.1965

Bearbeiter: Dipl.- Ing. W. Ruhe

Während des Jahres 1965 wurden im Rahmen des Forschungsprojektes 624 b beim Entwicklungsring Nord folgende Arbeitsthemen behandelt:

1. Energieversorgung [Dieter Hannemann](#)
  - 1.1 Untersuchungen über eine Isotopenbatterie
  
2. Nukleare Antriebe [Dieter Hannemann et al](#)
  - 2.1 Einsatzanalyse eines Isotopenantriebes und Vergleich mit elektrostatischen und chemischen Antrieben
  
  - 2.2 Betrachtungen zur Kombination von Isotopenbatterie und -triebwerk
  
  - 2.3 Schwingungs- und Festigkeitsuntersuchungen für ein nuklear-thermisches Trägersystem
  
  - 2.4 Erstellung eines Arbeitsprogrammes für thermodynamische und strömungstechnische Untersuchungen
  
  - 2.5 Auslegung eines Prüfstandes zur Untersuchung des Wärmeüberganges an strömende Gase

1. Energieversorgung Bearbeiter: Dieter Hannemann

1.1 Untersuchungen über eine Isotopenbatterie

Radioisotopenbatterien verdanken ihre Existenz im wesentlichen der Raumfahrt; ihre terrestrische Anwendung ist bisher, abgesehen von der Versorgung von Signal- oder Wetterstationen in unbewohnten Gebieten, nahezu bedeutungslos.

Obwohl ihr Einsatz zur Zeit noch in den Anfängen steht, läßt sich doch schon absehen, daß die elektrische Ausgangsleistung auf das Gebiet unterhalb 1 Kw beschränkt bleiben wird, d. h. ihr Leistungsbereich entspricht demjenigen von Energieversorgungsanlagen auf der Basis von Sonnenzellen.

Aus ihren wichtigsten Eigenschaften, nämlich

- / der Unabhängigkeit von äußeren Energiequellen (z. B. Sonne),
- / der langen Lebensdauer und der Unempfindlichkeit gegen äußere Einflüsse,
- / dem Auftreten von Kernstrahlung, die eine Abschirmung der Nutzlast erforderlich macht,
- / dem Anfall von thermischer Verlustenergie, die aus dem System abzuführen ist,

ergeben sich die Missionen, die den Einsatz von Isotopenbatterien erfordern bzw. unmöglich machen. Sie werden daher hauptsächlich Anwendung finden bei Missionen, die jenseits der Erdbahn in den interplanetaren Raum hinausreichen. Hierbei wird eine Energieversorgung durch Sonnenzellen bald unwirtschaftlich, einmal infolge der rasch abnehmenden Leistungsdichte der Sonnenstrahlung, zum anderen ist bei den erforderlichen langen Reisezeiten ein durch Strahlungseinflüsse hervorgerufener starker Wirkungsgradabfall der Sonnenzellen zu erwarten.

Hinzu kommt noch, daß jenseits der Marsbahn eine zusätzliche Aufheizung der Sonde erforderlich werden könnte, um eine Unterkühlung bestimmter Bauteile der Sonde zu vermeiden.

Diese Aufheizung kann bei Verwendung eines Radionuklidgenerators mit dessen Verlustwärme erfolgen.

Dagegen ist das Auftreten der Kernstrahlung recht unangenehm, da einmal zu ihrer Abschwächung eine Abschirmung erforderlich ist, die einen gewissen Gewichtsaufwand erfordert, zum anderen können Elektronen, die bei der Abbremsung der Gammastrahlung frei werden, aus dem Material austreten und den Raumflugkörper aufladen. Nachdem sich der Gleichgewichtszustand zwischen kinetischer Energie der austretenden Elektronen und elektrostatischer Anziehungskraft eingestellt hat, werden die Elektronen eine Wolke um den Flugkörper bilden und Messungen von elektrischen Feldern stark behindern.

Weitere Anwendungsgebiete sind:

- / Satelliten im Strahlungsgürtel,
- / Sonden in einer dichten Planetenatmosphäre,
- / Sonden auf der Nachtseite eines sich langsam drehenden Himmelskörpers,
- / Meteor- und Planetoidensonden.

Da viele der vorgenannten Aufgaben in absehbarer Zukunft auch in den Bereich der europäischen Raumfahrtvorhaben fallen, sollte der Entwicklung von Isotopenbatterien große Aufmerksamkeit geschenkt werden.

In den USA wird bereits in großem Umfang daran gearbeitet, und es ist bislang im Rahmen der SNAP-Serie mit ungerader Nr. eine beträchtliche Anzahl von Batterien entwickelt worden. Als Arbeitsisotop werden hierbei i. a. Ce, Pu, Sr oder Cm verwandt, die Wandlung erfolgt auf thermoelektrischem Wege.

Die beim ERNO durchgeführten Untersuchungen über die Isotopenbatterie umfaßten folgende Punkte:

- 1) Isotopenauswahl,
- 2) Auswahl der Wandlerart,
- 3) Abschirmung der Kernstrahlung.

Zu 1) Isotope, die zur Anwendung gelangen können, müssen folgende Anforderungen erfüllen:

- / Ihre Halbwertszeit muß der Missions- bzw. Lebensdauer des Raumflugkörpers entsprechen,
- / sie müssen schnell in ausreichenden Mengen zu geringen Kosten beschaffbar sein,
- / die Gamma- und Neutronendosis sollte niedrig,
- / die spezifische Leistung genügend hoch und
- / die technologischen Eigenschaften befriedigend sein.

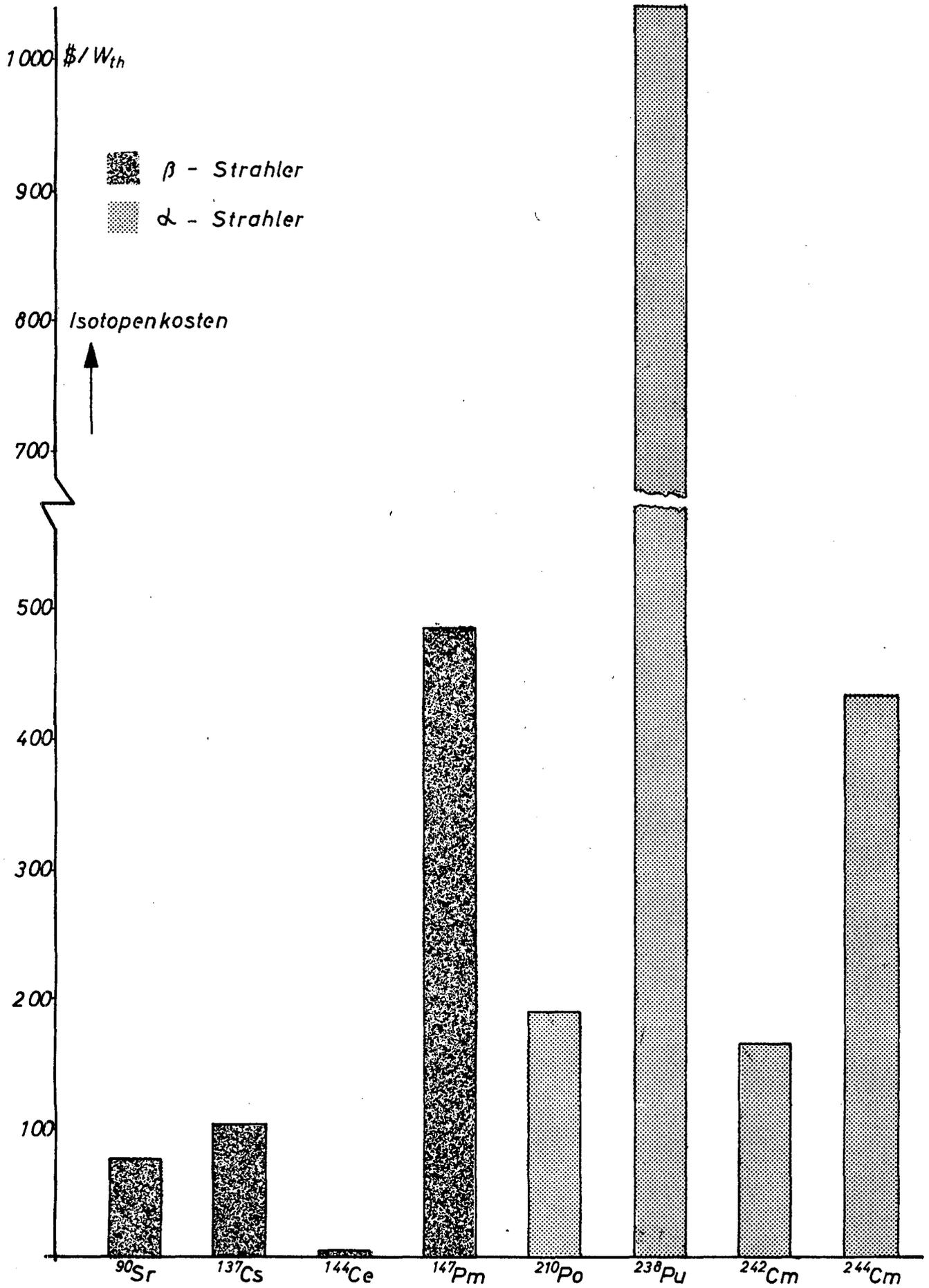
Als Arbeitsisotope werden  $\alpha$  - oder  $\beta$  - Strahler bevorzugt; die  $\gamma$ -Dosisrate sollte so gering wie möglich sein. Sie kommen in der Natur praktisch nicht vor und müssen im Reaktor erbrütet bzw. bei der Aufbereitung der Brennelemente von den übrigen Spaltprodukten abgetrennt werden. Sie sind daher entsprechend teuer.

In Bild 1 sind die Kosten der wichtigsten Isotope aufgeführt, wie sie von der AEC angegeben werden, Bild 2 zeigt die Halbwertszeiten.

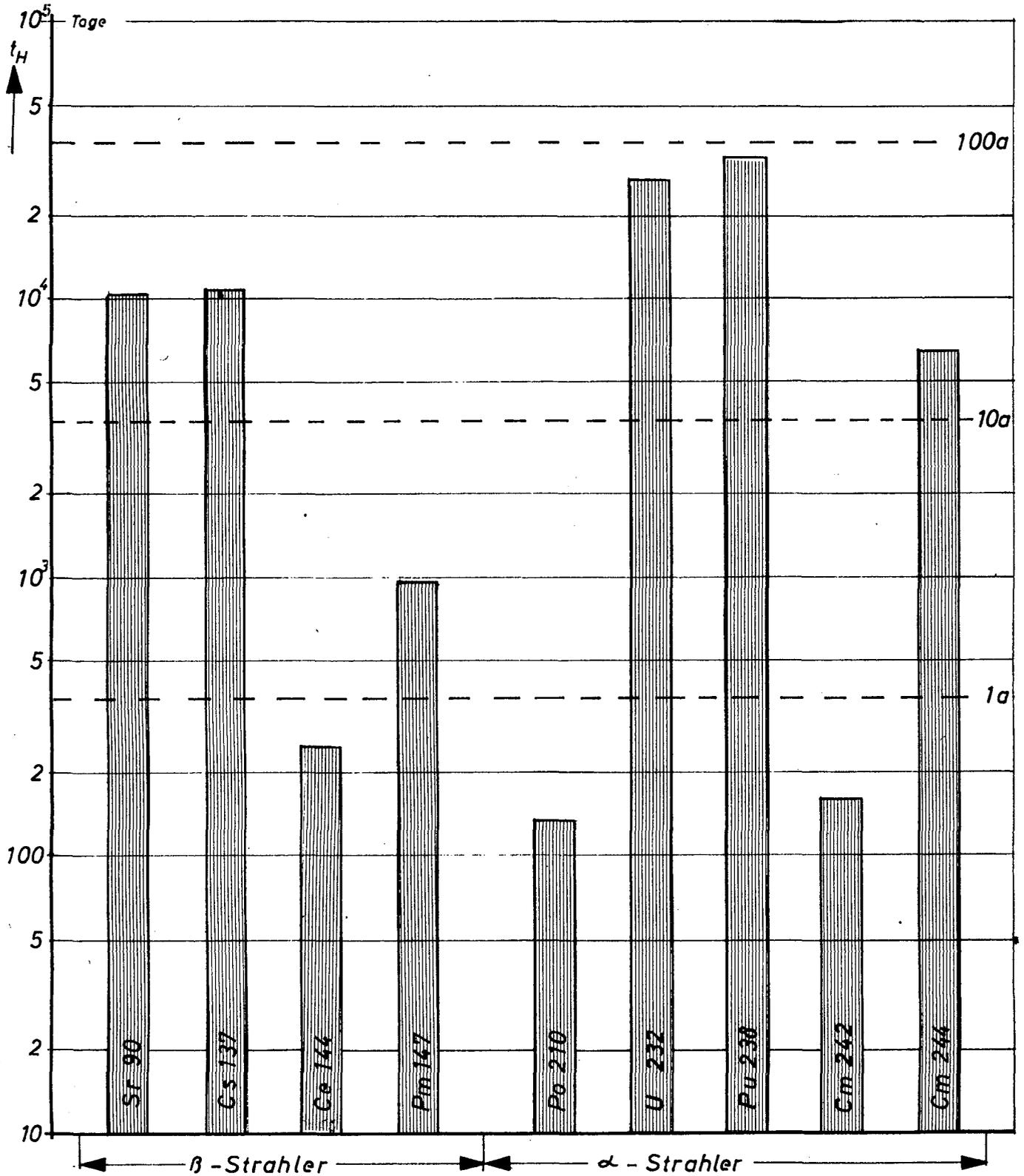
Die an das Arbeitsisotop gestellten Anforderungen haben teilweise gegenläufige Tendenz, so daß keines in allen Punkten gleich günstig ist und die Auswahl daher einen Kompromiß darstellt. Im vorliegenden Falle wurde der langen Halbwertszeit sowie der guten Verfügbarkeit der Vorzug gegeben und Strontium 90 als Arbeitsisotop gewählt, welches in der Form von SrO Anwendung finden soll, die wichtigsten Daten von SrO sind:

Schmelzpunkt	2 703 °K
Dichte	4,7 g/cm <sup>3</sup>
Halbwertszeit	28 a
max. Leistungsdichte	3,78 W/cm <sup>3</sup>
Halbwertsdicke für Blei	1,45 cm
Gammadosisrate in 1 m Entfernung	1 850 $\frac{m \text{ rem}}{\text{hr. W}}$

Preis von Radioisotopen

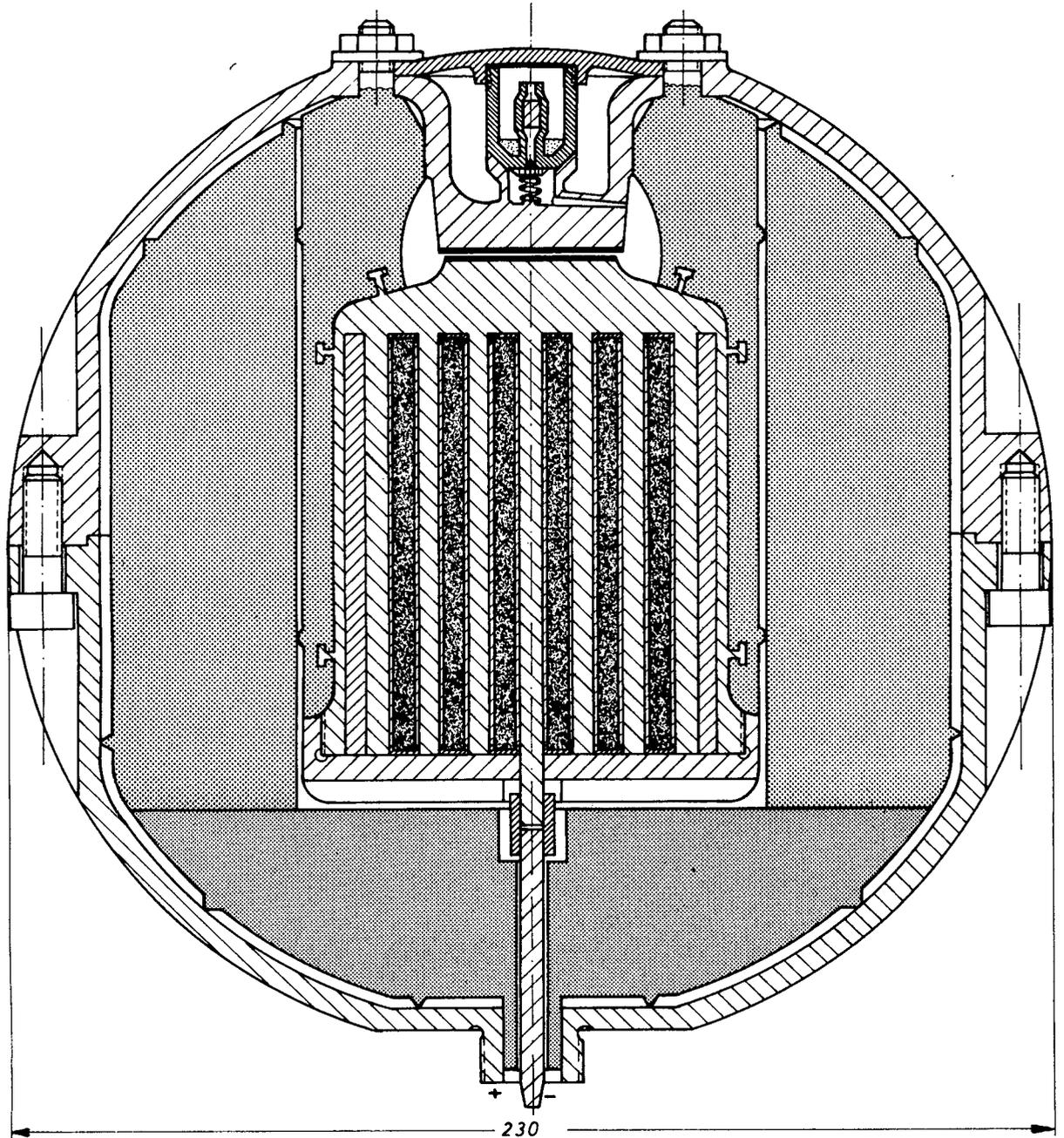


Halbwertszeit von Radioisotopen



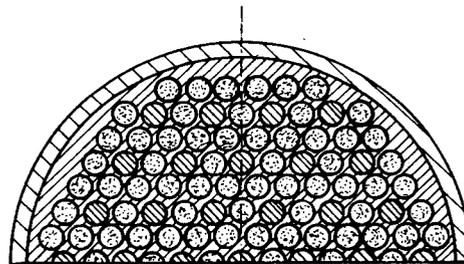
Die in den USA bislang entwickelten Isotopenbatterien sind nahezu sämtlich mit thermoelektrischer Wandlung ausgerüstet. Diese Wandlerart ist zwar weit entwickelt, ist äußerst betriebssicher und arbeitet bei relativ geringen Temperaturen, sie hat aber mit maximal 5 % einen sehr geringen Umwandlungswirkungsgrad. Demgegenüber verspricht die derzeit noch im Entwicklungsstadium befindliche Thermionikwandlung bei Arbeitstemperaturen von rd. 2000 °K einen Wirkungsgrad von 15 %. Bei dieser Temperatur werden die Arbeitsisotope nur als Oxyde, Carbide o. ä. Anwendung finden können, also in Form von Verbindungen, die sehr schlechte Wärmeleitungseigenschaften haben. Da gleichzeitig die Energiedichte recht gering ist, bestehen erhebliche Schwierigkeiten, die geforderte Temperatur an der Emitteroberfläche des Thermionik-elementes aufrechtzuerhalten. Ein Entwurf, der die thermionische Wandlung in Betracht zieht, muß daher einer starken Erhöhung der Wärmeleitfähigkeit in Richtung Wandlerelement und angesichts der hohen Arbeitstemperatur auch einer sehr wirksamen Hochtemperaturisolation für den Isotopeneinsatz ganz besondere Beachtung schenken. In letzter Zeit ist mit der sogenannten "heat-pipe" eine aussichtsreiche Lösung zur Verbesserung der Wärmeleitfähigkeit angebahnt. Die Entwicklung steckt aber noch in den Anfängen und wird bis zur Einsatzreife noch lange Zeit erfordern. Demgegenüber verwendet das nachfolgend beschriebene ERNO-Konzept sogenannte Wärmeleitstäbe hoher Leitfähigkeit, die den wärmeerzeugenden Isotopenstäben parallel geschaltet sind und die Aufgabe erfüllen, den Hauptanteil des Wärmestromes zum Emitter des Thermionikwandlers zu führen.

Bild 3 zeigt die Prinzipskizze einer derartigen Batterie. Im Kern befindet sich der Isotopentopf aus Wolfram. Er ist mit  $^{90}\text{SrO}$ -Stäben von wenigen mm Durchmesser gefüllt. Zur Ableitung der erzeugten Wärme werden zwischen die  $^{90}\text{SrO}$ -Stäbe Wärmeleitstäbe aus Wolfram gesetzt. Außerdem befindet sich zwischen allen diesen Stäben geschmolzenes Metall, welches den Wärmeleitungskontakt herstellt und außerdem auch die



Schnitt durch den Isotopentopf

-  Strontiumoxid
-  Isolation
-  UO<sub>2</sub>
-  Wärmeleitstab
-  Flüssigmetall



*Handwritten signature*

axiale Wärmeleitung unterstützt.

Für diese Anordnung wurde eine überschlägige Berechnung der Temperaturverteilung in dem Isotopeneinsatz vorgenommen. Sie ergab, daß der maximale Temperaturunterschied in dem Einsatz  $100\text{ }^{\circ}\text{K}$  nicht übersteigt.

Zur Wärmeisolation werden Reflexionsfolien aus Wolfram vorgeschlagen, die in geringem Abstand voneinander geschichtet sind. Zur Einhaltung des vorgesehenen Abstandes befindet sich zwischen den einzelnen Folien ein weitmaschiges Netz aus einem Isolationsmaterial.

Die Verlustwärme wird durch Abstrahlung von der Oberfläche der Batterie abgeführt. Eine Näherungsrechnung nach der Methode der Differenzenquotienten ergab, daß die Wärmeabfuhr gesichert ist.

Dieses Konzept vereinigt Einfachheit und Zuverlässigkeit mit einem hohen Umwandlungswirkungsgrad von thermischer in elektrische Energie. Sein Hauptproblem liegt in der genauen und verlustarmen Ausrichtung des Wärmestromes auf die Emitterfläche des Wandlers. Für gute und auf den Emitter gerichtete Wärmeleitung sorgen flüssiges Metall und Wärmeleitstäbe, aber die Verträglichkeit der Werkstoffe untereinander und mit dem Isotopenmaterial muß noch eingehender und im wesentlichen experimentell untersucht werden. Unerwünschte und als Verlust zu buchende Streuwärme soll die Isolation aus Wolframfolien genügend klein halten. Auch hierfür steht die experimentelle Bestätigung noch aus.

## 2. Nukleare Antriebe

### 2.1. Einsatzanalyse eines Isotopenantriebes und Vergleich mit elektrostatischen und chemischen Antrieben.

Bei einem Isotopentriebwerk wird die Zerfallsenergie der radioaktiven Isotope zur Aufheizung des Treibstoffes ausgenutzt. Mit Rücksicht auf die bekannte Abhängigkeit des spez. Impulses vom Molekulargewicht ist Wasserstoff der am besten geeignete Treibstoff für diese Triebwerksart. Da radioaktive Isotope nur in geringem Umfange verfügbar und sehr teuer sind (vgl. Bild 1), ergibt sich eine obere Schubbegrenzung auf etwa 100 p. (Hierzu werden 5,34 KW an thermischer Leistung benötigt. Bei Verwendung von  $^{90}\text{Sr}$  ergäbe sich damit ein Bedarf von 6,63 kg Isotopenmasse.)

Das Isotopentriebwerk gehört damit zu den Kleinschubgeräten. Die nachfolgende Betrachtung hat zum Ziel, die Leistungsfähigkeit des Isotopenantriebes im Vergleich zu anderen Kleinschubsystemen und auch gegenüber chemischen Großschubgeräten zu ermitteln. Dazu wurden Missionen im Gravitationsfeld der Erde wie im interplanetaren Raum betrachtet.

Die Untersuchung setzt zwei voneinander verschiedene Ausgangspositionen voraus, die jede für sich der weiteren Betrachtung zugrunde gelegt werden muß.

- 1) Das vom Erdboden aufgestiegene Trägersystem erreicht mit dem Raumflugkörper, der mit einer der zu vergleichenden Antriebsarten ausgerüstet ist, eine Umlaufbahn in 250 km Höhe. Dort beginnt die Antriebsphase des Körpers zur Durchführung einer bestimmten Mission.
- 2) Das Trägersystem erreicht mit dem Raumflugkörper Fluchtgeschwindigkeit, so daß der Geschwindigkeitsbedarf der Mission nur mehr für Operationen oberhalb der Fluchtgeschwindigkeit benötigt wird.

Als Trägersystem wurde die ELDO-B-Rakete herangezogen und ihre Nutzlasten für verschiedene Ausführungen und Startorte als Ausgangsmasse für den Raumflugkörper angesetzt. Die Werte wurden der ERNO-Studie

ELDO-B Launcher  
Study 3, 5  
ELDO Future Programme  
Vol 2.

entnommen.

Für die einzelnen Antriebssysteme wurden folgende Annahmen getroffen:

/ Isotopentriebwerk.

Der Schub des Isotopentriebwerkes wurde zu 100 p bei einem spezifischen Impuls von 800 sec angenommen. Bei Verwendung von  $^{90}\text{Sr}$  als Arbeitsisotop beläuft sich das Triebwerksgewicht auf 30 kg.

/ Elektrostatisches Triebwerk.

Als Energiequelle wurde ein Reaktor von 20 KW elektrischer Leistung und mit einem Gewicht von 1300 kg einschließlich Abschirmung, Wandler und elektrischem Triebwerk zugrundegelegt. Der spezifische Impuls wurde zwischen 2170 und 15000 sec variiert.

/ Chemisches Triebwerk.

Zunächst wurde ein hochenergetisches Flüssigkeitstriebwerk mit der Treibstoffkombination  $\text{H}_2$  und  $\text{O}_2$  und einem spezifischen Impuls von 459 sec betrachtet, im Falle 2), d. h. Start nach Erreichung der Fluchtgeschwindigkeit, außerdem noch ein Feststofftriebwerk mit einem spezifischen Impuls von 300 sec.

Alle vorgegebenen Daten sind entsprechend dem heutigen bzw. dem in nächster Zukunft erreichbaren Stand der Technik ausgewählt.

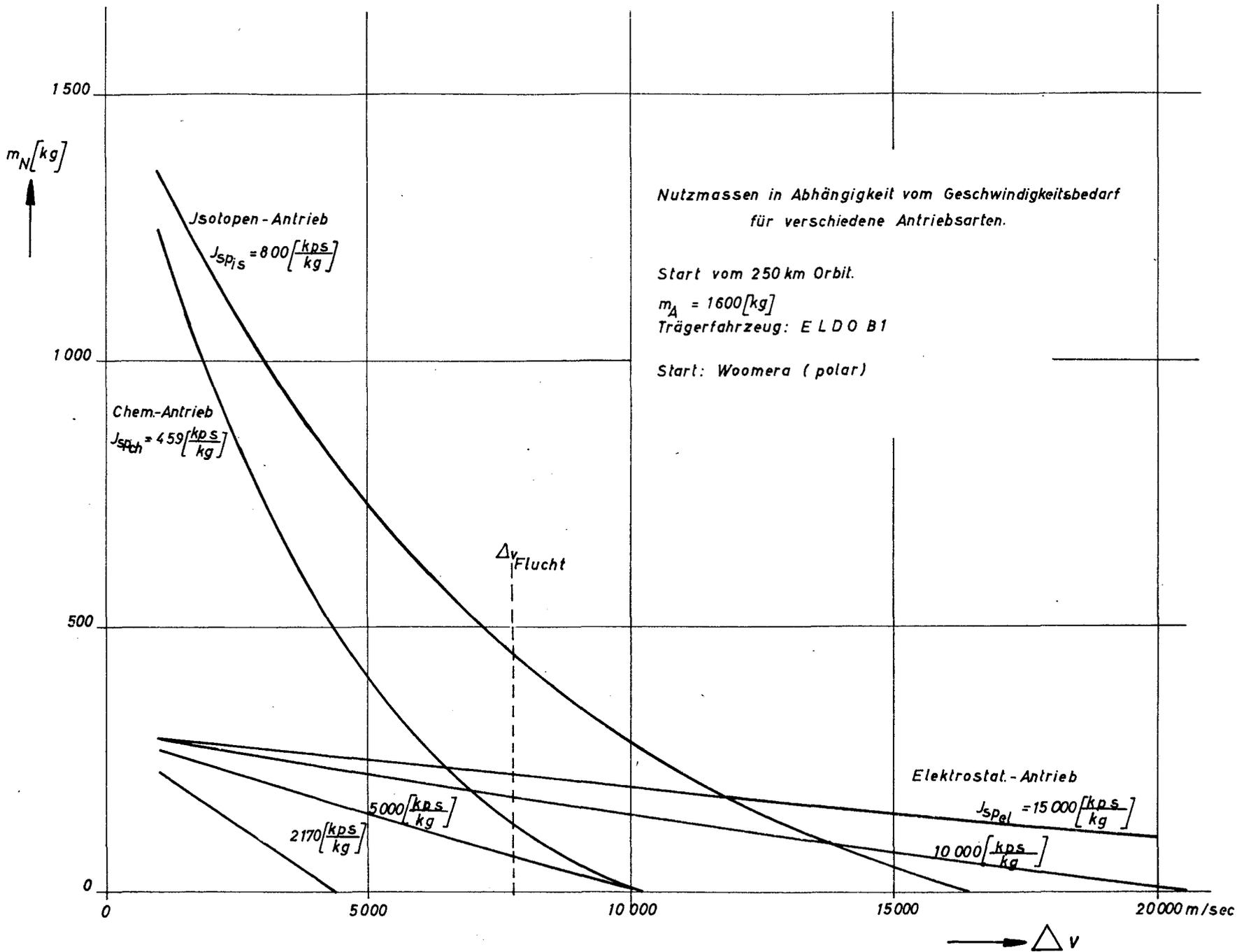
Zunächst wurde in einer allgemeinen Untersuchung die Nutzlastkapazität der einzelnen Antriebssysteme in Abhängigkeit vom Geschwindigkeitsbedarf mit dem 250 km-Orbit als Startkreisbahn berechnet. Die in Bild 4 und 5 dargestellten Ergebnisse zeigen, daß für geringe Geschwindigkeitsbedarfe das Isotopentriebwerk eindeutig überlegen ist. Allerdings haben diese Ergebnisse z. Zt. einen nur bedingten Aussagewert, da noch die genaue Zuordnung der Geschwindigkeitsbedarfe zu bestimmten Missionen fehlt. Die maschinelle Ermittlung der  $\Delta V$ -Werte soll im Jahre 1966 durchgeführt werden. Es sind hierbei im wesentlichen interplanetare Missionen betroffen, da für spiralenförmige Bewegungen im Gravitationsfeld der Erde schon Näherungslösungen existieren, welche die Geschwindigkeitsbedarfe recht genau wiedergeben. So wurden hier für zwei besonders interessante Missionen, einmal den Übergang auf die 24-hr-Bahn sowie zum anderen das Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit, Nutzlasten und Reisezeiten ermittelt. Siehe dazu Bild 6 und 7. Für den Übergang auf die 24-hr-Bahn erzielt man durch Verwendung von Isotopentriebwerken die größte Nutzlast, während zur Erreichung der Fluchtgeschwindigkeit der chemische Antrieb am günstigsten ist. Zu diesem Punkt ist noch folgendes zu bemerken:

In die 24-hr-Bahn werden praktisch nur Nachrichtensatelliten zur Fernsprech-, Rundfunk- oder Fernsehübertragung geschossen. Während die Fernsprech- und Rundfunkübertragungen i. a. weniger als 1 KW erfordern, werden für die direkte Fernsehübertragung nach dem heutigen Stande der Technik mindestens 10 KW benötigt.

In der Zeitschrift "Air et Cosmos" 122/1965 wird ein Ausweg angegeben, der den Leistungsbedarf für die direkte Fernsehübertragung auf weniger als 1 KW reduziert, allerdings sind

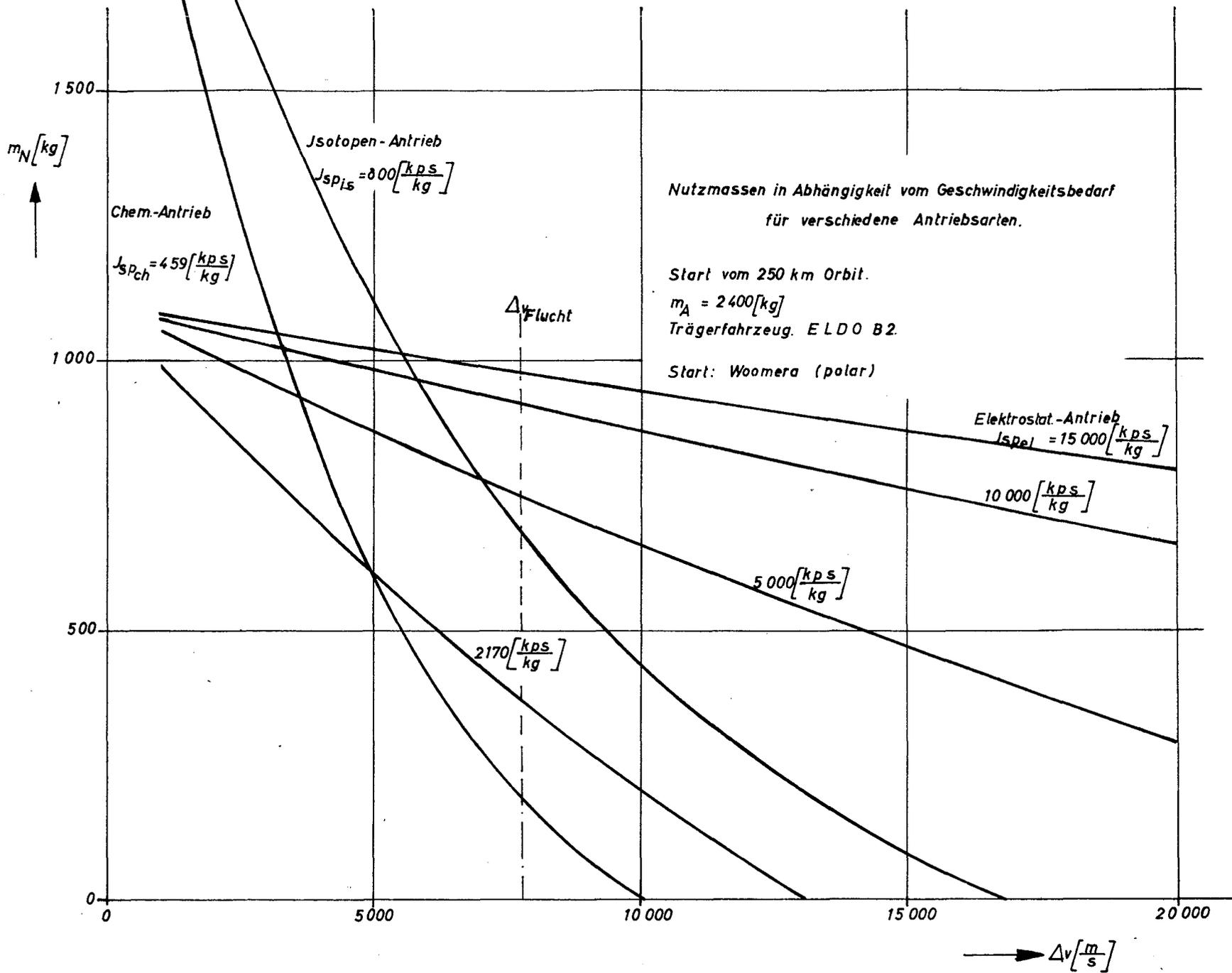
Nutzmassen in Abhängigkeit vom Geschwindigkeitsbedarf  
für verschiedene Antriebsarten.

Startmasse vom 250km - Orbit: 1600kg.



Nutzmassen in Abhängigkeit vom Geschwindigkeitsbedarf für verschiedene Antriebsarten.

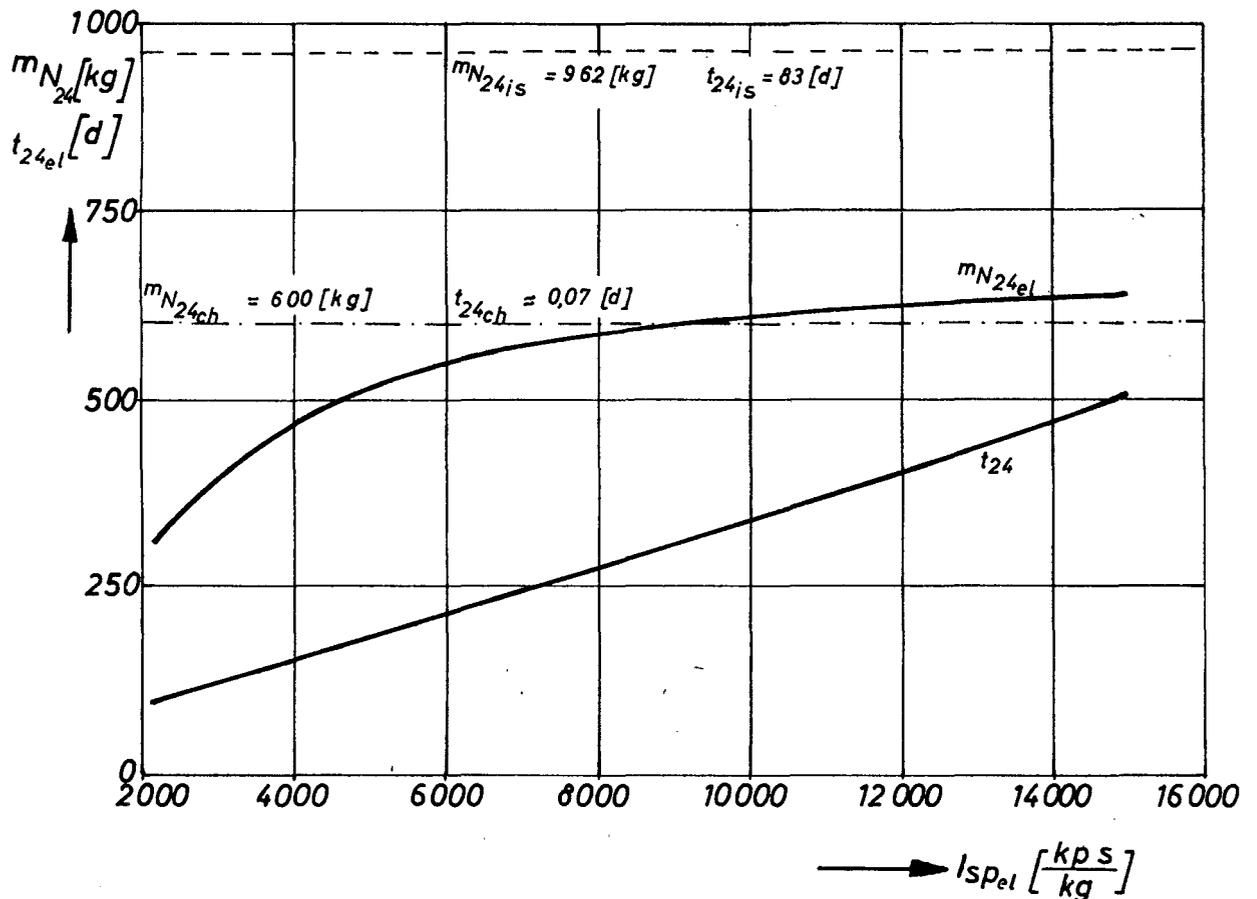
Startmasse vom 250km-Orbit: 2400 kg.



Nutzmassen  $m_{N_{24}}$  und Reisezeiten  $t_{24el}$  für elektrisch getriebene Flugkörper in Abhängigkeit vom spezifischen Impuls der Triebwerke für den Übergang auf die 24-hr-Bahn.

Startmasse vom 250km-Orbit: 2 000 kg.

Werte für chemisches und Isotopentriebwerk dazu als Vergleich.



Reaktoranlage für elektrische Triebwerke

$N_{el} = 20 \text{ KW}$   
 $M_R = 1300 \text{ kg}$

Chemische Triebwerke

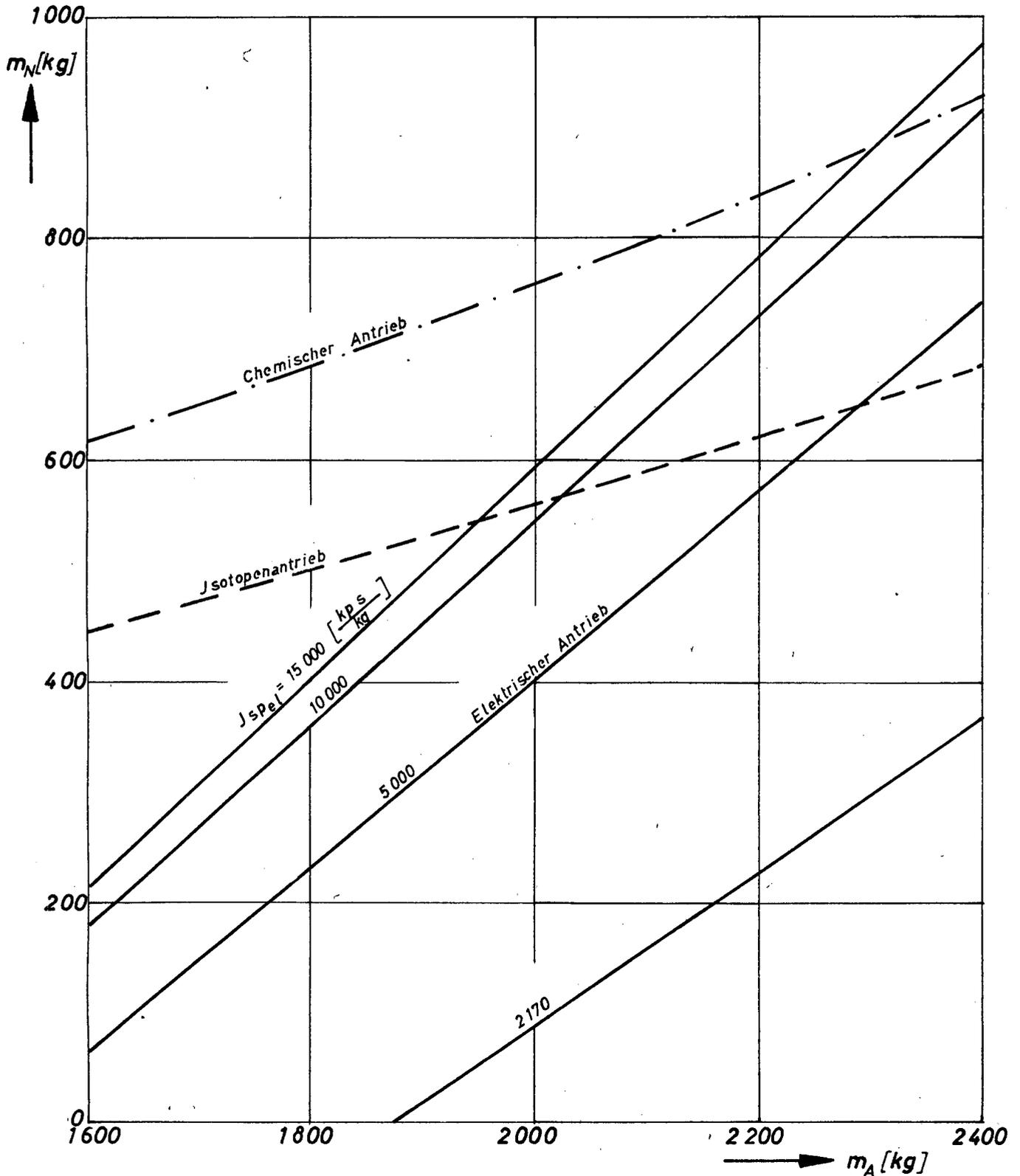
$I_{sp_{ch}} = 300 \text{ sec}$

Isotopentriebwerk

$I_{sp_{is}} = 800 \text{ sec}$   
 $S = 100 \text{ p}$

Nutzmassen bei Erreichung der Fluchtgeschwindigkeit  
in Abhängigkeit von der Startmasse im 250km Orbit.

Daten der Triebwerksanlagen wie zu Bild 6.



hierbei erhebliche und zunächst auch kostspielige Änderungen der Empfangsanlagen vonnöten.

Als Lebensdauer von Nachrichtensatelliten werden schon heute 5 Jahre gefordert, d. h. die Energieversorgungsanlage muß auch über diese Zeit arbeitsfähig sein. Es ist fraglich, ob ein Energieversorgungsreaktor diese Forderung erfüllen kann, zudem könnte es sich ergeben, daß bei einer Weiterentwicklung und Anwendung des o. g. leistungssparenden Verfahrens die vom Reaktor zur Verfügung gestellte Leistung gar nicht ausgenutzt, jedoch von Isotopenbatterien hinreichend gedeckt werden kann.

Unsere Betrachtung beschränkt sich auf europäische Trägersysteme, die in absehbarer Zeit zur Verfügung stehen. Missionen, die die Flucht aus dem Schwerefeld der Erde erfordern, werden sich auf unbemannte Sonden zum Mond oder zu den Planeten beschränken müssen. Ihr Energiebedarf wird bei antriebslosen Geräten unter 1 KW liegen. Sollten jedoch elektrische Marschtriebwerke notwendig werden, so stellt sich wiederum die Frage nach der Lebensdauer des Reaktors. Geringe spezifische Impulse bedeuten bei konstanter elektrischer Leistung der Energieversorgungsanlage höhere Schübe und damit kürzere Reisezeiten von etwa 1/2 Jahr. Allerdings sind hierbei die Nutzlasten gering, da die Treibstoffausnutzung schlecht ist. Hohe spezifische Impulse, die große Nutzlasten liefern, ziehen wiederum lange Reisezeiten nach sich. (1 1/2 bis 2 Jahre.) Erst nach dieser Zeit beginnt der wiederum einen beträchtlichen Zeitraum in Anspruch nehmende Flug zum eigentlichen Missionsziel.

Es läßt sich also folgendes festhalten:

Für die Beschleunigung von einem erdnahen Parkorbit bis auf Fluchtgeschwindigkeit ist das chemische hochenergetische Antriebssystem die günstigste Lösung, für den Übergang in die 24-hr-Bahn das Isotopentriebwerk.

Für den Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit gilt analog das vorher Gesagte, es fehlen wieder die genauen  $\Delta V$ -Werte für die einzelnen Missionen. Bild 8 und 9 zeigt in Abhängigkeit vom Geschwindigkeitsbedarf die Nutzlastkapazität der chemischen und Isotopenantriebe. Infolge des geringen Startgewichtes fällt das elektrische Triebwerk aus, da der Reaktor zu schwer ist.

Für geringe Startmassen ist der chemische Feststoffantrieb am günstigsten, mit wachsender Startmasse liefert das Isotopentriebwerk höhere Nutzlasten.

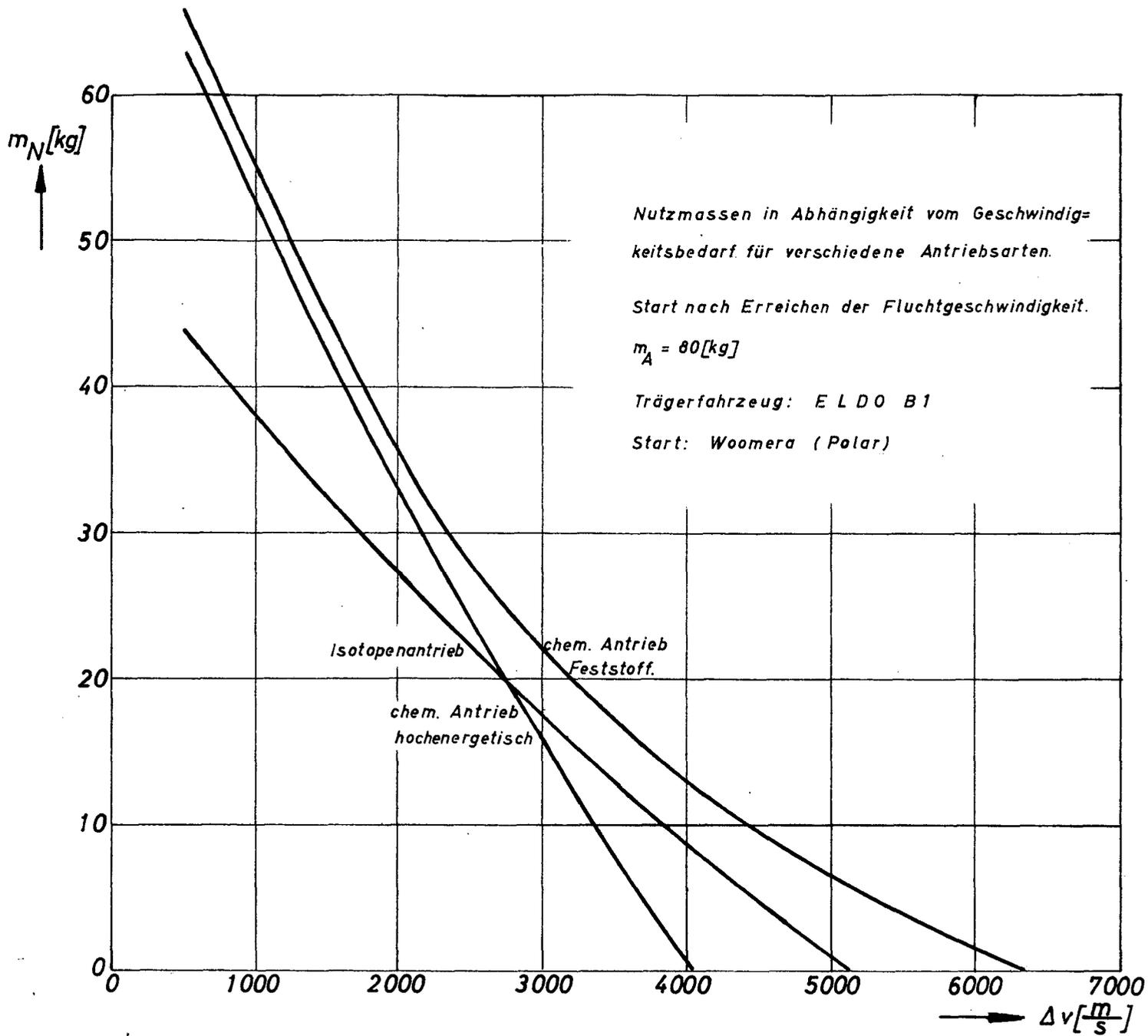
## 2.2. Betrachtungen zur Kombination von Isotopenbatterie und -triebwerk

Da nukleare Antriebe und Energieversorgungsanlagen dieselbe Wärmequelle besitzen, liegt die Frage einer Kombination beider Systeme recht nahe und wurde schon häufig aufgeworfen. In der vorliegenden Untersuchung wurden die Möglichkeiten der Kombination Isotopenbatterie mit thermionischer Wandlung - Isotopentriebwerk als Marsch- oder Steuertriebwerk einer näheren Betrachtung unterzogen.

Bei der Isotopenbatterie wird die erzeugte thermische Energie bei einer Temperatur von ca. 2000 °K auf die Kathodenfläche des Wandlerelementes geleitet. Die Verlustwärme wird über die rd. 1100 °K heiße Anodenfläche abgeführt und muß i. a. abgestrahlt werden.

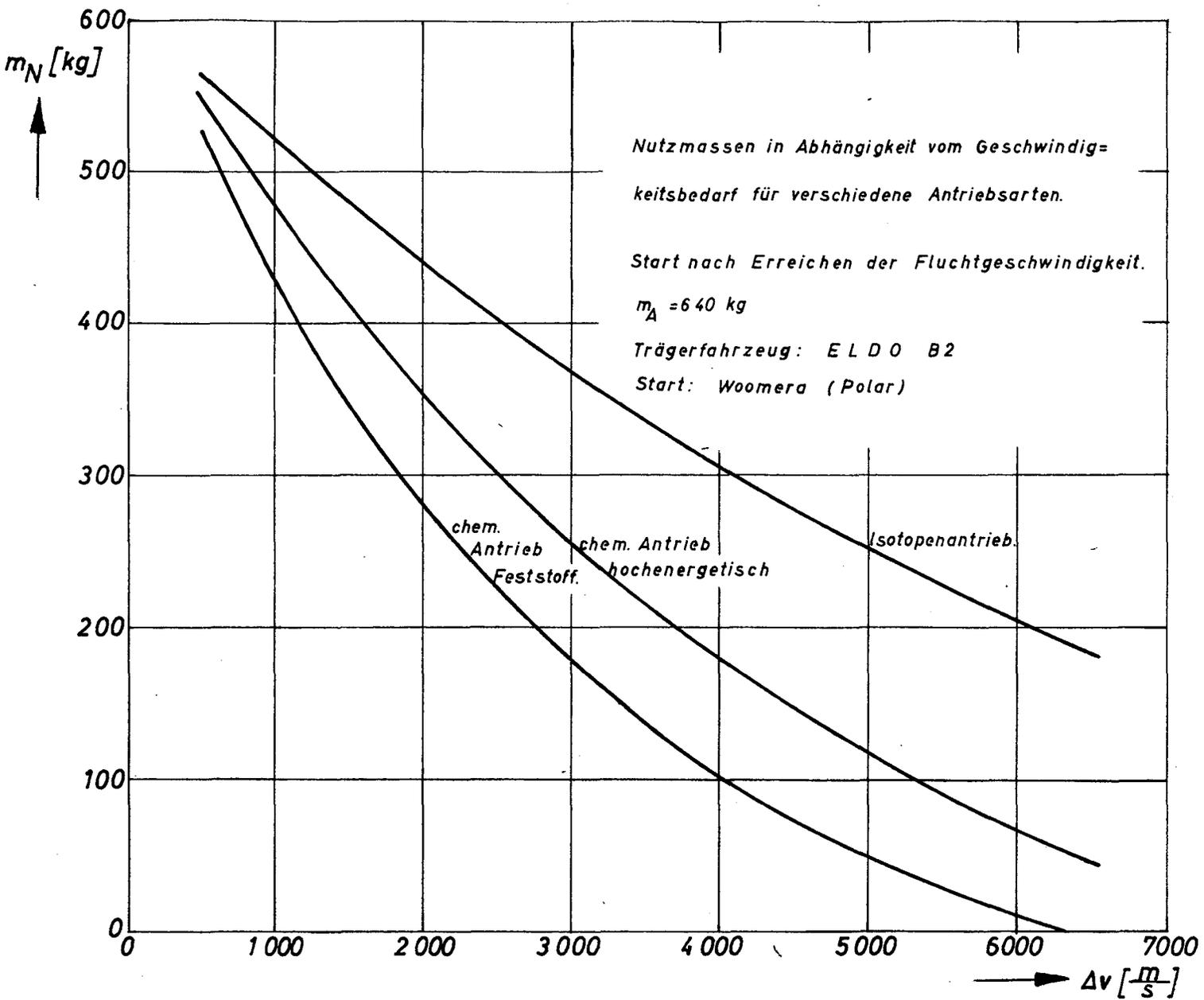
Beim Isotopentriebwerk wird die Zerfallsenergie durch das Stützmittel abgeführt und dient der Schuberzeugung. Geschieht der Flug antriebslos, so muß die erzeugte Wärme (gewöhnlich durch Abstrahlung) vernichtet werden.

Nutzmassen in Abhängigkeit vom Geschwindigkeitsbedarf für verschiedene Antriebsarten; Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit. Startmasse : 80kg.



Nutzmassen in Abhängigkeit vom Geschwindigkeitsbedarf für verschiedene Antriebsarten; Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit.

Startmasse: 640 kg.



Für die Untersuchung ist nun zu unterscheiden:

- 1) Die Zusammenfügung der Isotopenkerne.
- 2) Die Kopplung der Energieströme.

Zu 1) Der Vorteil dieser Anordnung wäre eine einheitliche Abschirmung und Isolierung. Nachteilig ist jedoch die starke Temperaturschwankung im Isotopenkern zwischen antriebsloser und Schubphase, die eine gleichmäßige Abgabe von elektrischer Leistung von der Batterie sehr erschwert. Diese Art der Kombination ist also wenig günstig.

Zu 2) Während der Schubphase gibt es eine einzige Verlustquelle, die Abstrahlfläche der Batterie. Im antriebslosen Flug kommt die Abstrahlfläche des Triebwerkes als weitere Verlustquelle hinzu. Es liegt also nahe, die Verlustquelle des einen als Wärmequelle für das andere System auszunutzen.

Es gibt dazu folgende, in Bild 10 a), b) und c) dargestellte Möglichkeiten:

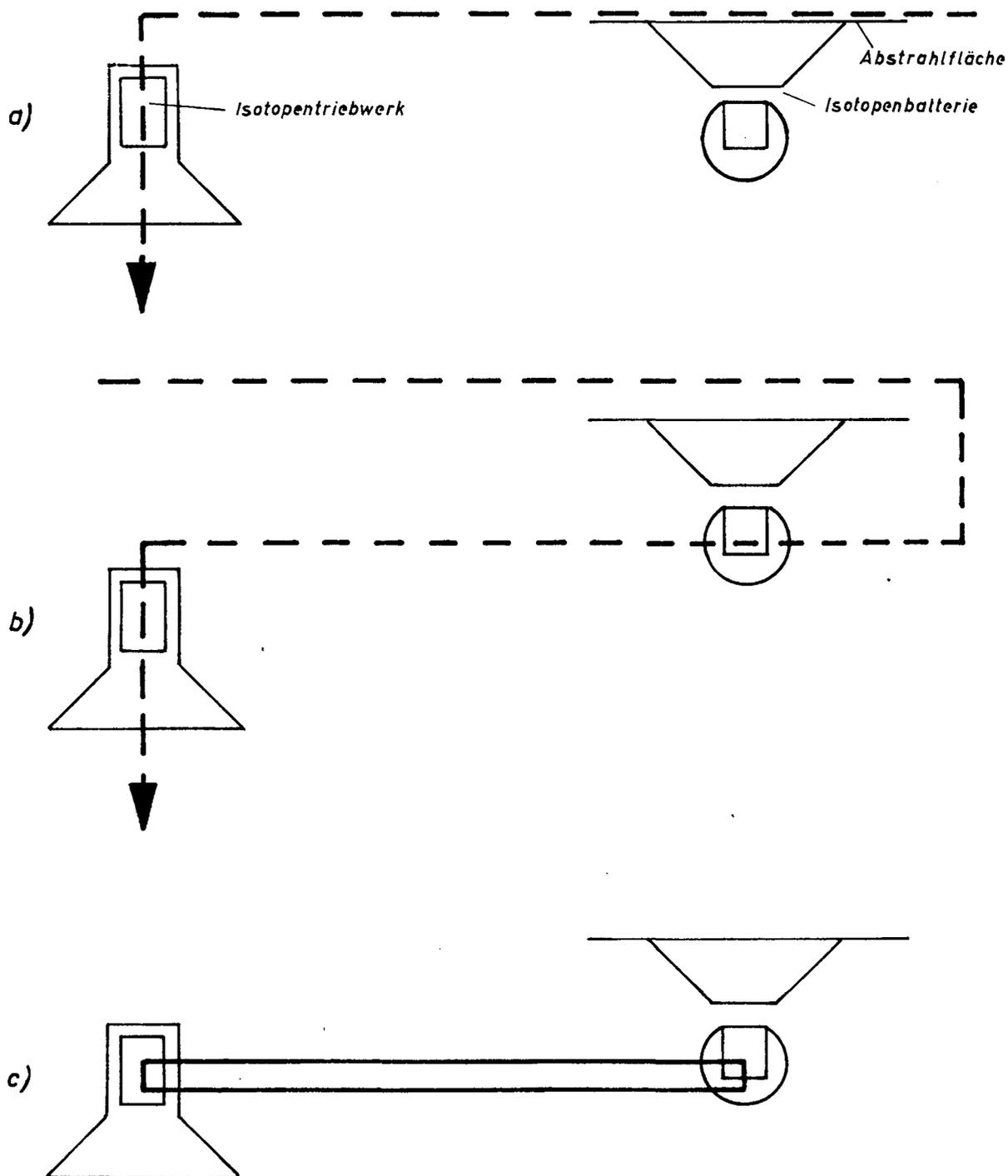
Zu 10 a) Das Stützmittel wird an der Abstrahlfläche der Batterie vorgewärmt und anschließend im Isotopenkern des Triebwerkes auf die Betriebstemperatur gebracht.

Diese Anordnung bietet viele Vorteile, da sie konstruktiv recht einfach zu lösen ist, einen großen Teil der Abwärme der Batterie ohne Rückwirkungen auf die Stromabgabe ausnutzt und den Aufwand an Arbeitsisotopen im Triebwerk einschränkt.

Zu 10 b) Gegenüber 10 a) zusätzliche Aufheizung des Stützmittels im Isotopenkern der Batterie.

Diese Lösung wäre nur zu vertreten, wenn der Bedarf an elektrischer Energie auf die schublosen

Möglichkeiten der Kopplung der Energieströme bei einer Kombination Isotopenbatterie - Isotopentriebwerk.



Phasen beschränkt bleibt. Die Anwendung dieses Verfahrens ist also stark an die Mission des Raumfluggerätes gebunden.

Zu 10 c) Transport der Wärme von dem Isotopenkern des Triebwerkes an die Kathode der Batterie mittels eines Wärmeträgers.

Hier gilt analog das zu 10 b) Gesagte. Daneben bringt die Einfügung eines Wärmeträgerkreislaufes weitere konstruktive Schwierigkeiten.

Die beschriebenen Kombinationen sind einzig unter der Berücksichtigung kurzer Rohrlängen mit sehr guter Wärmeisolation für den Transport des Stützmittels bzw. Wärmeträgers sinnvoll. Treten aber merkliche Wärmeverluste auf, so gehen die Vorteile einer Kombination schnell verloren.

Für den Fall, daß die Triebwerke nur Steuerungsaufgaben zu erfüllen haben, ergeben sich schon bessere Aussichten. Da der Stützmittelbedarf für Steuerungsimpulse sehr gering ist, werden auch nur geringe Aufheizenergiemengen, dünne Leitungen und kleine Expansionsdüsen benötigt. Man ist also in der Lage, das gesamte Röhren- und Düsensystem in der Abstrahlfläche der Batterie unterzubringen. Man erspart sich also die Triebwerksisotopeneinsätze und hat keine Schwierigkeiten mit einer Wärmeisolation für die Stützmittelröhren.

### 2.3. Schwingungs- und Festigkeitsuntersuchungen für ein nuklearthermisches Trägersystem.

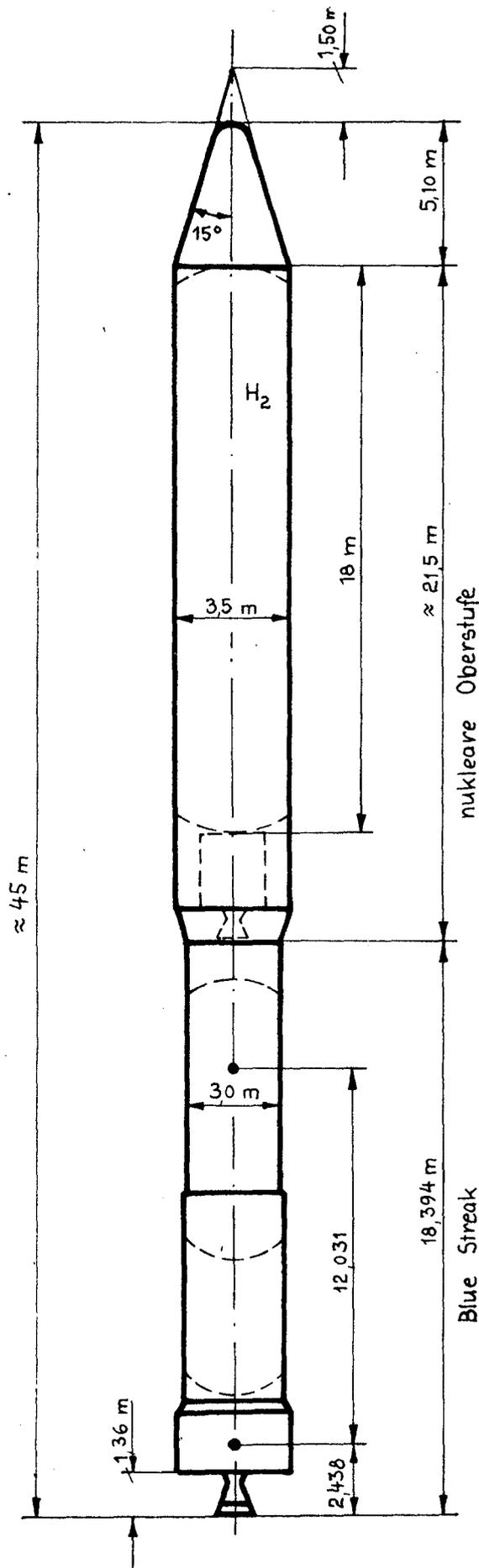
Die in Bild 11 dargestellte zweistufige Trägerrakete EBN I mit der Blue Streak als Unterstufe und einer nuklearen Zweitstufe wurde im Jahre 1964 unter dem Gesichtspunkt der Nutzlastkapazität und der Auslegung der nuklearen Oberstufe untersucht. Nun sollte geprüft werden, ob diese Konfiguration ohne große Schwierigkeiten zu realisieren ist. Dazu wurden

- 1) die aerodynamischen Belastungen der Trägerrakete bestimmt und
- 2) ein Vorschlag für eine Strukturauslegung für die nukleare Oberstufe sowie den Übergang Grundstufe - Oberstufe ausgearbeitet.

Zu 1) Hier wurden die bei einem Start von Woomera aus auftretenden aerodynamischen Belastungen des gesamten Trägers untersucht. Dazu war die Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte und des Druckpunktes bei verschiedenen Anstellwinkeln  $\alpha$  und Machzahlen  $Ma$  erforderlich. Mit Hilfe dieser aerodynamischen Grundlagen wurden Driftrechnungen durchgeführt, wobei das Sissenwine-Windprofil mit Böenüberlagerungen verwendet wurde. Aus den Driftrechnungen für Gegen-, Seiten- und Rückenwind konnte die maximale aerodynamische Belastung ermittelt werden. (Sissenwine-Windprofil siehe Bild 12).

Die dann hieraus bestimmte Normalkraftverteilung stellt einen der kritischen Lastfälle der Trägerrakete dar und ist deshalb als Ausgangspunkt für Untersuchungen der Strukturmechanik notwendig.

Ergänzend wurden die Steuerausschläge betrachtet, die zum Aussteuern der maximal auftretenden aerodynamischen Momente erforderlich sind.



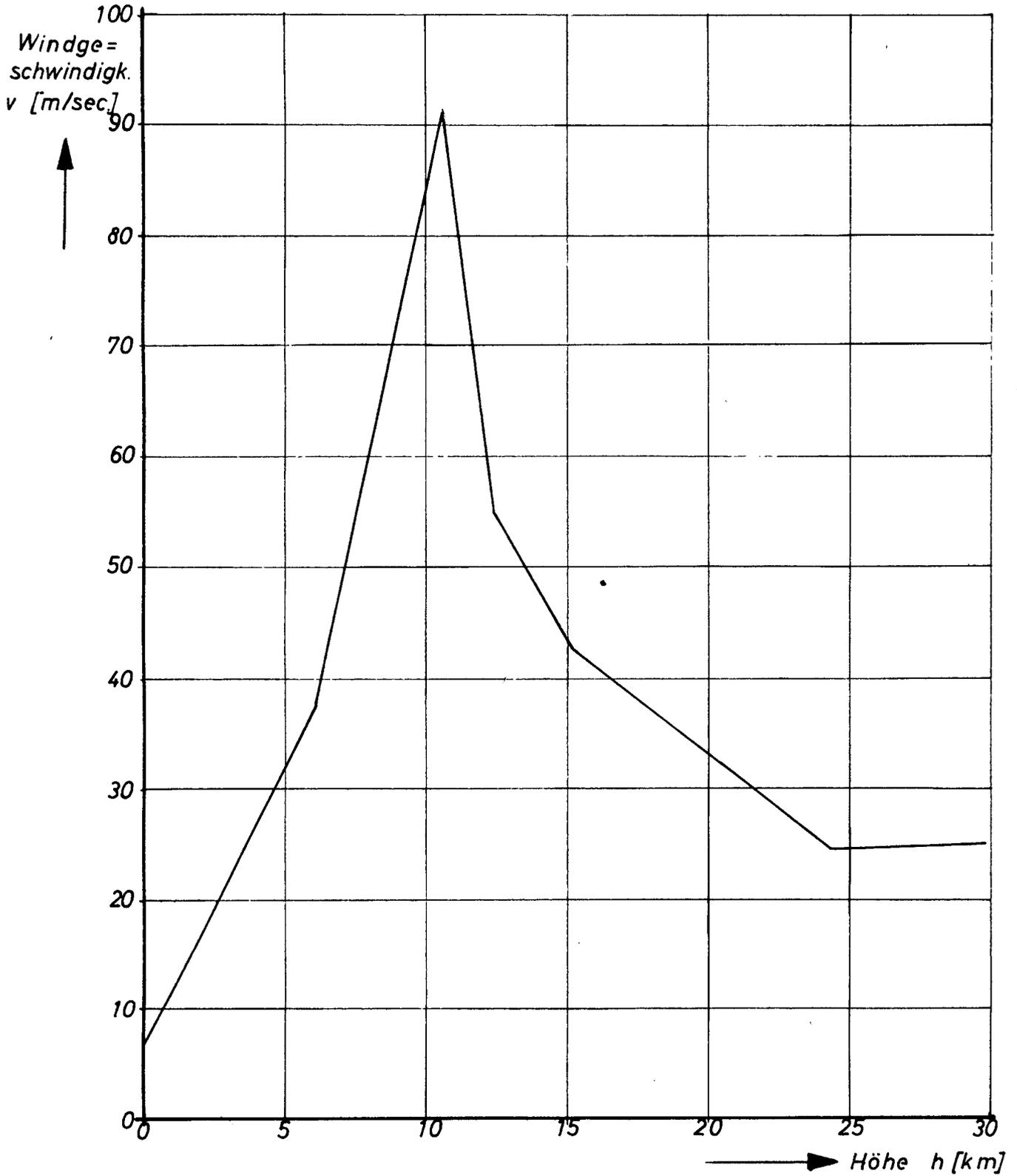
*EBN I*

nukleare Oberstufe

Blue Streak

Startgewicht :  
104,5 [to]

Sissenwine-Windprofil



Da für die nukleare Oberstufe als Treibstoff Wasserstoff verwandt wird, der auch im flüssigen Zustand ein sehr niedriges spezifisches Gewicht besitzt (rd.  $0,07 \frac{\text{kg}}{\text{ltr}}$ ), entsteht eine wesentlich längere und dickere Oberstufe als bei den derzeitig gebauten und geplanten Trägerraketen ELDO-A und -B.

Durch die zwar große, jedoch leichte Oberstufe verschiebt sich der Schwerpunkt der Trägerrakete nur wenig zur Raketenspitze, der aerodynamische Druckpunkt, der sich nur durch die äußere Form ergibt, liegt aber relativ weit vorn. Das legt die Vermutung nahe, daß mit der aerodynamischen Belastung und der Steuerung Schwierigkeiten auftreten. Um diese Schwierigkeiten eventuell zu umgehen, wurden zwei Schubniveaus der Grundstufe untersucht,

Version 1 : 2 x 62 to (ältere Blue Streak Triebwerke),

Version 2 : 2 x 68 to (derzeitige Blue Streak).

Zunächst wurden in Abhängigkeit vom Anstellwinkel und der Flugmachzahl die aerodynamischen Daten

Normalkraftbeiwert	$C_N$
Tangentialkraftbeiwert	$C_T$
Druckpunktabstand	$D_P$

sowie das Windprofil mit Böenüberlagerung ermittelt und für den Aufstieg durch die Atmosphäre bei Rücken -, Seiten - und Gegenwind in Abhängigkeit von der Flugzeit

die Flughöhe,  
Fluggeschwindigkeit,  
Machzahl,  
Driftgeschwindigkeit,  
Anstellwinkel und  
Staudruck  $q$

berechnet.

Aus diesen Werten ergibt sich das aerodynamische Moment M über

$$M = F_{\text{Querschnitt}} \cdot q \cdot C_N \cdot X_{\text{Schwerpunkt-Druckpunkt.}}$$

Mit den Werten von  $\alpha$ , q und M im Zeitpunkt des maximalen aerodynamischen Momentes kann dann die Normalkraftverteilung für den kritischen Lastfall berechnet werden. Sie ist in Bild 13 für beide Versionen der Blue Streak dargestellt.

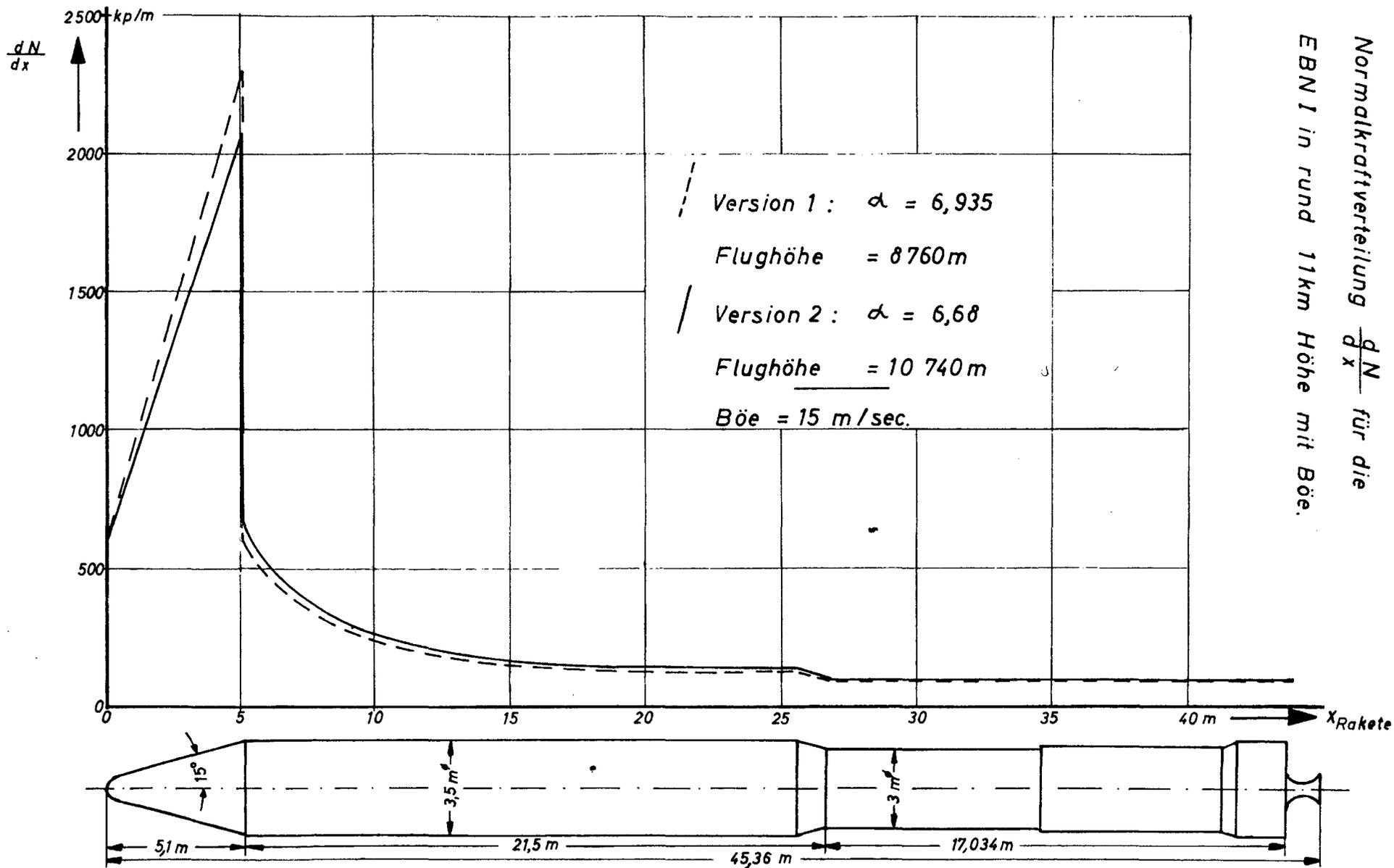
Die errechneten aerodynamischen Momente müssen durch Triebwerksschwenkungen angesteuert werden. Beim Böenfall ist es nun interessant, ob bei einem maximalen Anstellwinkel, der durch die Böe von 15 m/sec eine Vergrößerung von etwa  $2^\circ$  erfährt, noch angesteuert werden kann. Z. Zt. ist ein maximaler Ausschwenkwinkel der Triebwerke von  $6,5^\circ$  möglich.

Man findet:

	aerodyn. Mom. ohne Böe	notwendiger Triebwerks- ausschlag	aerodyn. Mom. mit Böe	notwendiger Triebwerks- ausschlag
Version 1	179 200 [m kp]	$5,5^\circ$	263 000 [m kp]	$8,0^\circ$
Version 2	153 600	$4,3^\circ$	252 500	$7,0^\circ$

Es zeigt sich also, daß für beide Versionen die Steuerfähigkeit für den Maximalfall (mit Böe) nicht gewährleistet ist. Dies trifft jedoch nur für einen Start in Woomera zu. Die Windverhältnisse in Guayana sind wesentlich günstiger, und es ist wahrscheinlich, daß die dort auftretenden Belastungen und Momente ohne größere Schwierigkeiten beherrscht werden können.

Normalkraftverteilung  $\frac{dN}{dx}$  für die  
EBN 1 in rund 11km Höhe mit Böe.



Zu 2) Vorschlag für eine Strukturauslegung

Hier sollen die Beanspruchungen der Struktur nach Erfahrungen mit bereits ausgeführten Trägerraketen abgeschätzt und eine Vordimensionierung der Hauptbauteile vorgenommen werden. Mit den Ergebnissen dieser Untersuchung lassen sich bessere Massenabschätzungen vornehmen und daraus resultierende genauere Berechnungen anstellen, die eine Weiterbearbeitung des Projektes ermöglichen.

Es hat sich gezeigt, daß normalerweise drei Beanspruchungszustände für die Bemessung maßgebend sein können.

- i.) Lastfall 1,  
die Belastung der Trägerrakete auf der Startrampe durch
  - / Bodenwind
  - / Eigengewicht
  - / Dynamische Einflüsse,
  
- i.i.) Lastfall 2,  
die Belastung während der Aufstiegsphase in etwa 11 km Höhe durch
  - / Wind + Böe
  - / Beschleunigung
  - / Einschwenkprogramm,
  
- i.i.i.) Lastfall 3,  
die Belastung bei Brennschluß der ersten Stufe durch
  - / hohes Lastvielfaches in Flugrichtung.

Für diese drei Lastfälle wurden die auftretenden Kräfte und Momente getrennt nach statischem und dynamischem Anteil ermittelt, diese Anteile überlagert und die resultierenden Lasten für verschiedene Schnitte angegeben. Entsprechend der Maximallast wurden die günstigste Konstruktionsform für die Übergangsstruktur und die erforderlichen Tankwanddicken rechnerisch bestimmt.

Lastfall 1

Während der Startvorbereitungen steht die Rakete i. a. frei auf der Startrampe. Sie wird mit Haltevorrichtungen, die am Triebwerksträger der Grundstufe angreifen, gegen Umfallen bzw. zu frühes Abheben gesichert.

Neben dem Eigengewicht sind es vor allem Windeinflüsse, die zur Belastung der Struktur führen. Außer durch Böen und vorturbulente Anströmung tritt eine Belastung durch gleichmäßigen Wind von konstanter Geschwindigkeit auf, welche einmal eine statische Auslenkung der Rakete in Windrichtung zur Folge hat, und zum anderen eine dynamische Belastung, die ihr Maximum in einer Ebene senkrecht zur Anströmrichtung besitzt, durch unsymmetrische, wechselweise aufeinander folgende Wirbelablösung.

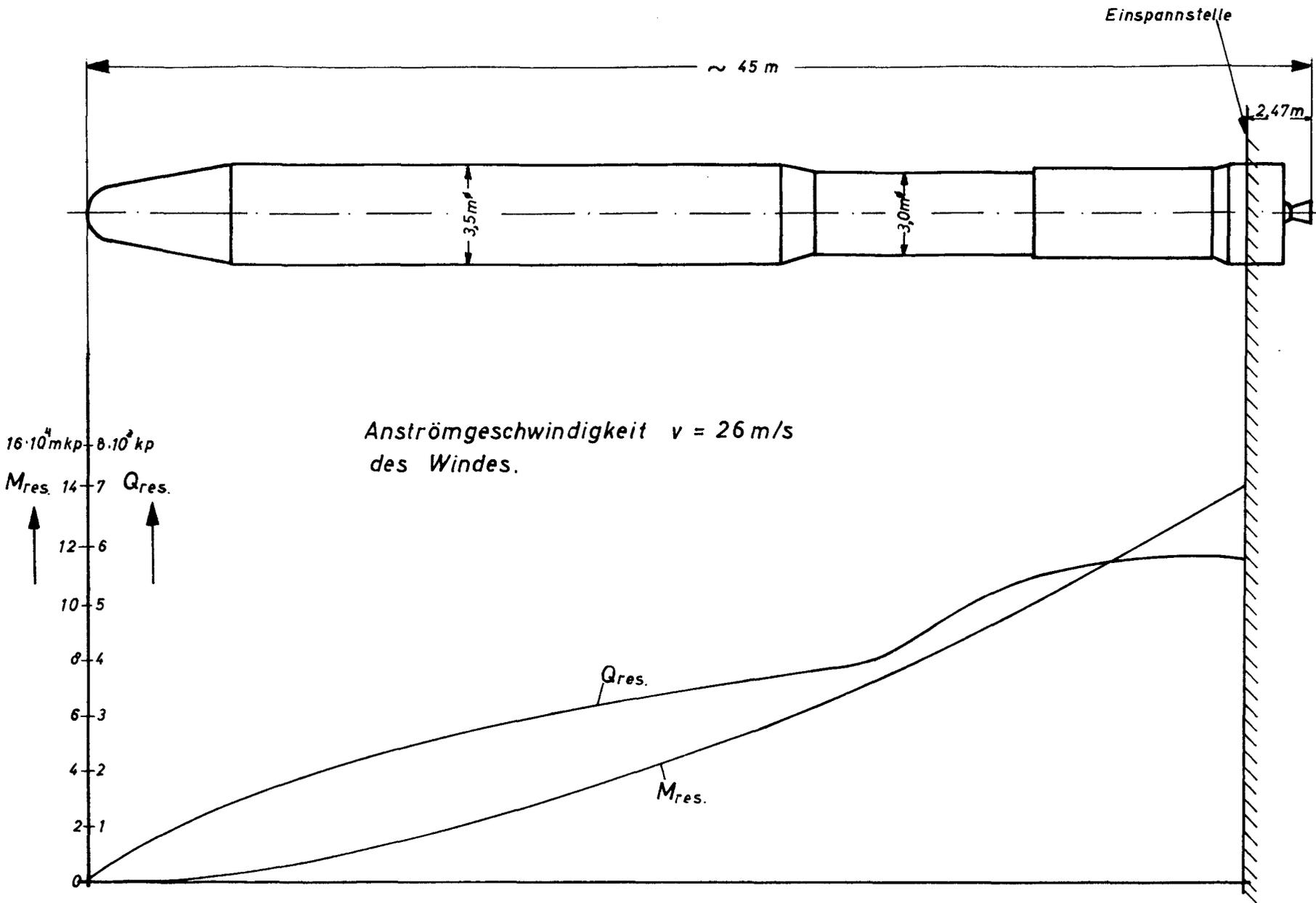
Zur Berechnung der auftretenden Belastungen wurden folgende Voraussetzungen getroffen:

- 1) Gleiche Reynold- und Strouhalzahlen für das vermessene Modell und die wahre Rakete.
- 2) Die Strömung wird durch die Schwingung der Rakete nicht wesentlich beeinflusst.
- 3) Es wird vor allem die Grundschiwingung der Rakete erregt, die Oberschwingungen werden vernachlässigt.
- 4) Dämpfung und die Federkonstante sind von der Amplitude unabhängig.
- 5) Die Dämpfung ist klein, unter 3 % der kritischen Dämpfung.
- 6) Einflüsse durch das Vorhandensein von Montageturmen werden vernachlässigt.

Hiermit ergibt sich eine Momenten- und Querkraftverteilung, wie sie in Bild 14 dargestellt ist.

EBN 1 auf der Startrampe.

Querkraft- und Biegemomentkurve über die Raketenlänge.



Lastfall 2

Der Lastfall 2 stellt den größten aerodynamischen Belastungszustand dar. Der aerodynamischen Belastung wird noch die aus der Beschleunigung überlagert.

Es treten folgende Kräfte auf:

- 1) Axialkraft aus dem Triebwerksschub.
- 2) Axialkraft aus dem aerodynamischen Widerstand.
- 3) Aerodynamische Normalkraft.
- 4) Zusätzliche Kraft durch Böen.

Der Anstellwinkel  $\alpha$  der Rakete, der letztlich für die Größe der aerodynamischen Normalkräfte maßgebend ist, ergibt sich aus dem Einschwenkprogramm, einem stetigen Wind und einer Böe. Die Rechnungen wurden durchgeführt für

Version 1 - LA 74 a -  $\alpha = 6,935^\circ$

sowie Version 2 - LA 72 a -  $\alpha = 6,68^\circ$ .

Die Normalkraftverteilung zeigt Bild 13.

Neben den einzelnen Kräften wurden auch die Biegeeigenfrequenzen bestimmt. Siehe dazu Bild 15.

Lastfall 3

Hier wird der Belastungszustand bei Brennschluß der Grundstufe erfaßt. Die aerodynamische Belastung kann vernachlässigt werden, da die Atmosphäre bereits durchstoßen ist.

Die für die Rakete maßgebliche Belastung ergibt sich in erster Linie aus der Axialbeschleunigung, die unmittelbar vor Brennschluß ihren Maximalwert erreicht. Dazu kommt ein statisches Biegemoment aus der Steuerkraft infolge eines Triebwerksauschlagelages von  $5^\circ$ .

Schwingungsformen der EBN I.

Freies System  $\omega = 12,60 \text{ sec}^{-1}$

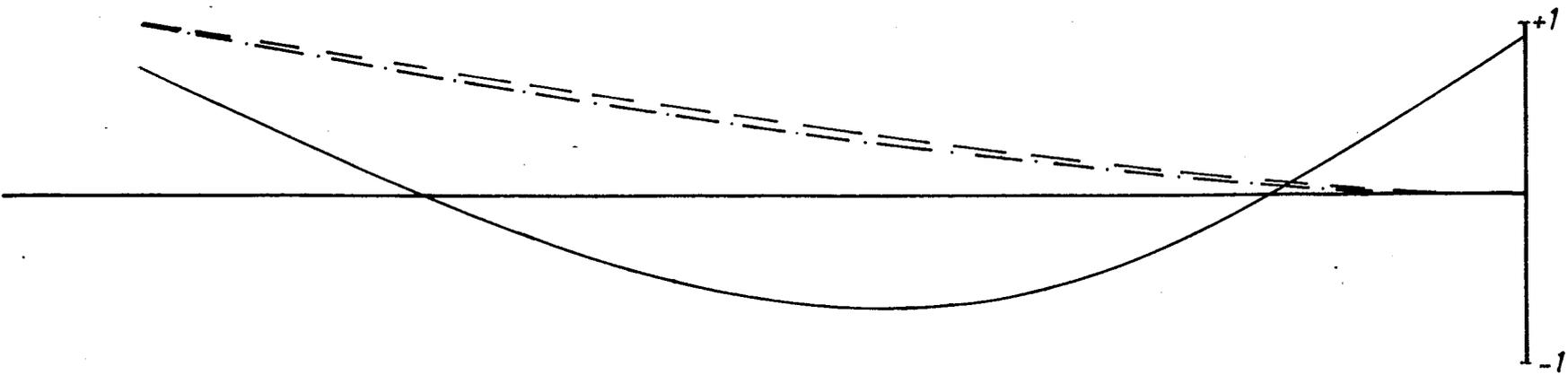
$f = 2,0 \text{ Hz}$

Einseitige Einspannung, weicher  $\omega = 2,16 \text{ sec}^{-1}$

Strukturübergang an der Einspannung.  $f = 0,34 \text{ Hz}$

Einseitige Einspannung,  $\infty$  steifer  $\omega = 2,61 \text{ sec}^{-1}$

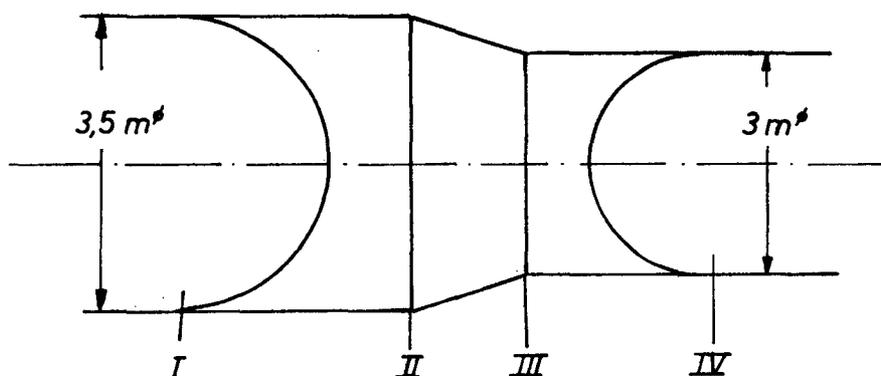
Strukturübergang an der Einspannung.  $f = 0,41 \text{ Hz}$



Aus den für die drei Lastfälle ausgerechneten statischen und dynamischen Biegemomenten und Querkräften ergeben sich die Schnittkräfte in Längs- und Umfangsrichtung. In der Tabelle von Bild 16 sind sie für einige Querschnitte, die für die Auslegung wichtig sind, zusammengestellt. Dabei zeigt sich, daß der Lastfall 2 die größten Belastungen bringt. Hierbei stellt die Version 2 den größeren Belastungsfall dar, der Unterschied zur Version 1 ist aber nicht erheblich.

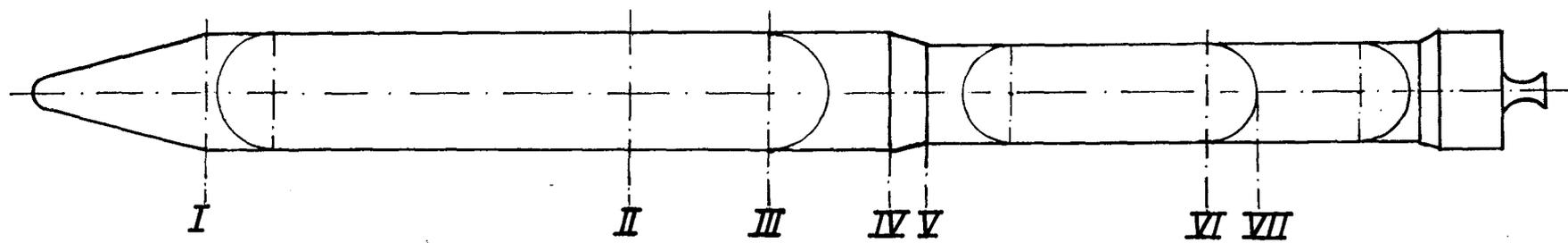
Mit Hilfe der oben ermittelten Belastungen wurden anschließend Berechnungen über die Auslegung der Übergangsstruktur Grundstufe - Oberstufe durchgeführt. Hierzu wurde die von van der Neut ausgearbeitete Rechenmethode (Schachbrettbeulen) angewandt, welches die kritische Gesamtbeulfestigkeit sowie die örtliche Beulfestigkeit (kleinster Wert jeweils maßgebend) der Struktur ergibt, wobei hier noch der Einfluß der Plastizität des Materials, das Nachbeulverhalten und auf iterativem Wege die jeweils mittragende Glatblechbreite berücksichtigt wurde. Die Berechnung erfolgte mit Hilfe eines Digitalrechners, als Strukturwerkstoff wurde eine hochfeste Al-Zn-Mg-Cu-Legierung untersucht.

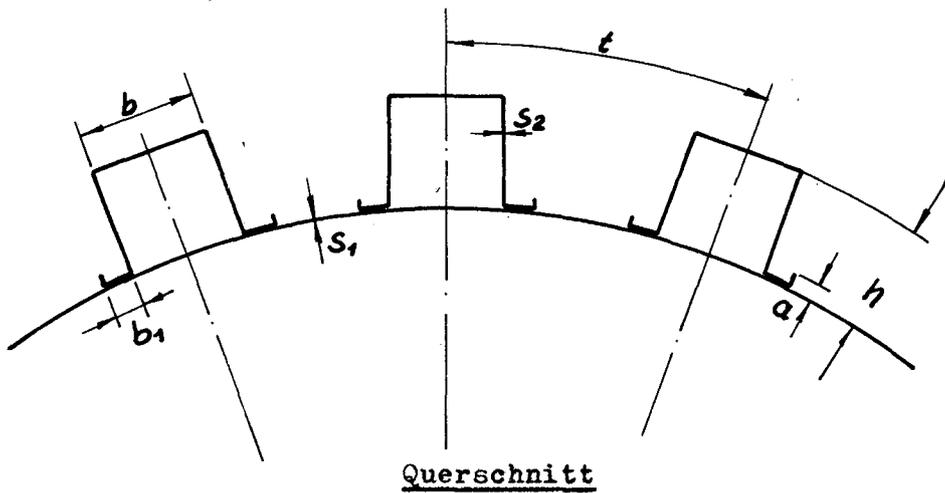
Es wurden folgende Strukturen festgelegt für die nachstehend angegebenen Querschnitte.



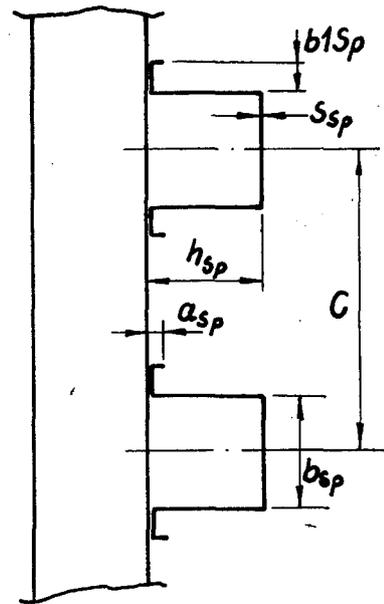
		Lastfall 1 LA 71a		Lastfall 2 LA 74a Version 1      LA 72a Version 2				Lastfall 3 LA 76a	
Querschnitt	Entfernung von der Raketen = spitze [m]	Axiale Schnittkraft $N_x$ [kp/cm]	Schub - Schnittkraft $N_x \varphi$ [kp/cm]	Axiale Schnittkraft $N_x$ [kp/cm]	Schub - Schnittkraft $N_x \varphi$ [kp/cm]	Axiale Schnittkraft $N_x$ [kp/cm]	Schub - Schnittkraft $N_x \varphi$ [kp/cm]	Axiale Schnittkraft $N_x$ [kp/cm]	Schub - Schnittkraft $N_x \varphi$ [kp/cm]
I	5,0	- 6	+ 1	- 48	+ 12	- 54	+ 12	- 28	- 2
II	15,0	- 24	+ 2	- 118	+ 12	- 124	+ 12	- 45	- 2
III	22,0	- 55	+ 3	- 182	+ 7	- 184	+ 8	- 114	- 1
IV	25,5	- 70	+ 3	- 207	+ 5	- 210	+ 5	- 148	+ 1
V	26,5	- 72	+ 3	- 240	+ 5	- 244	+ 5	- 148	+ 1
VI	35,0	- 160	+ 5	- 304	- 25	- 308	- 25	- 145	+ 2
VII	35,5	- 165	+ 5	- 295	- 32	- 298	- 32	- 144	+ 2

Schnittkräfte für die Strukturauslegung des EBN I Trägers.





Werkstoff: Al-Zn-Mg-Cu



Querschnitt I-II R = 175 cm

S1 mm	S2 mm	t mm	mm	b mm	b1 mm	a mm	Pmin kp/cm	G kp/ m	S <sub>st</sub> = Pmin/G	H <sub>x</sub> mm
0,60	1,00	150	35	35	12	6	331,10	87,99	3,76	1,169

Querschnitt II-III R = 175 cm

S1 mm	S2 mm	t mm	mm	b mm	b1 mm	a mm	Pmin kp/cm	G kp/ m	S <sub>st</sub> = Pmin/G	H <sub>x</sub> mm
0,60	1,00	150	35	35	12	6	331,10	87,99	3,76	1,169

Querschnitt III-IV R = 150 cm

S1 mm	S2 mm	t mm	mm	b mm	b1 mm	a mm	Pmin kp/cm	G kp/ m	S <sub>st</sub> = Pmin/G	H <sub>x</sub> mm
0,60	1,00	150	35	35	12	6	331,10	75,40	4,39	1,169

Hiermit bedeuten:

$P_{\min}$  = Mindestkraft, die die Struktur je cm Umfangslänge aufnimmt.

$G$  = Gewicht der Struktur je m Höhe.

$S_{St}$  = Strukturfaktor, reine Rechengröße, die als Vergleichswert dient.

$H_X$  = Über den gesamten Umfang verschmierte Blechdicke von Haut, Stringern und Spanten.

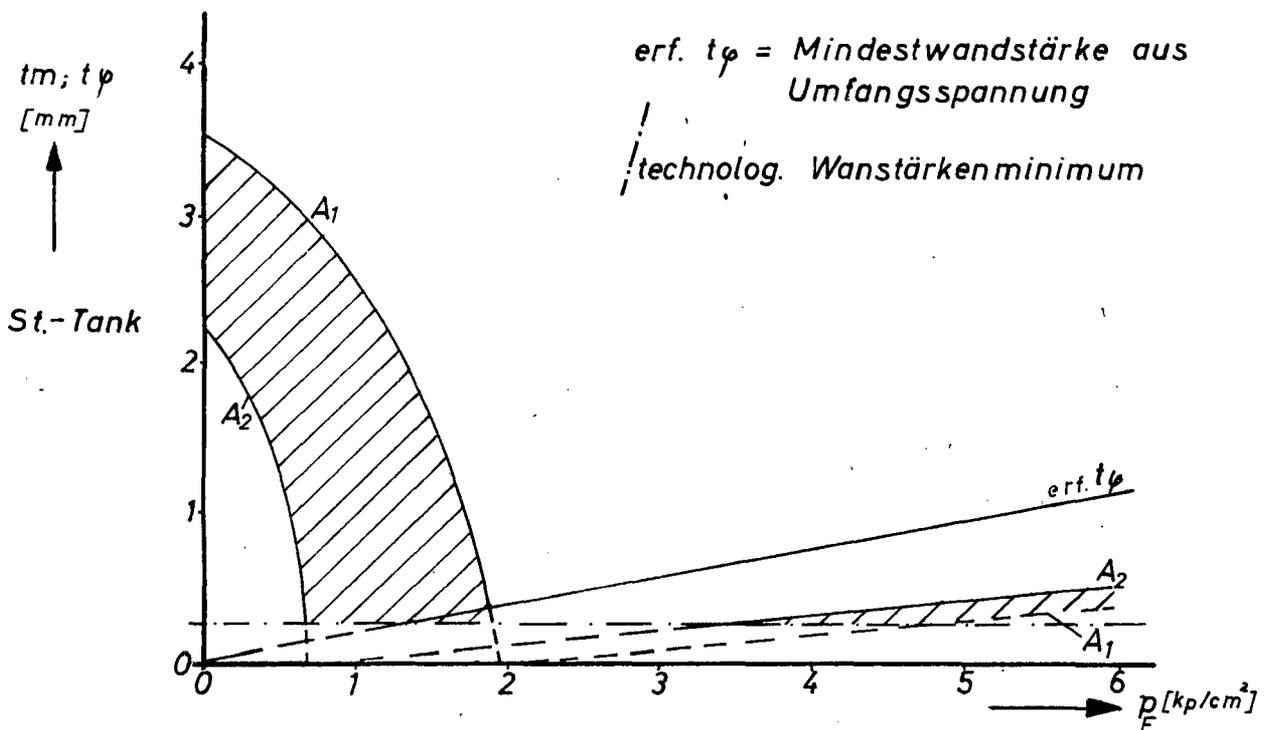
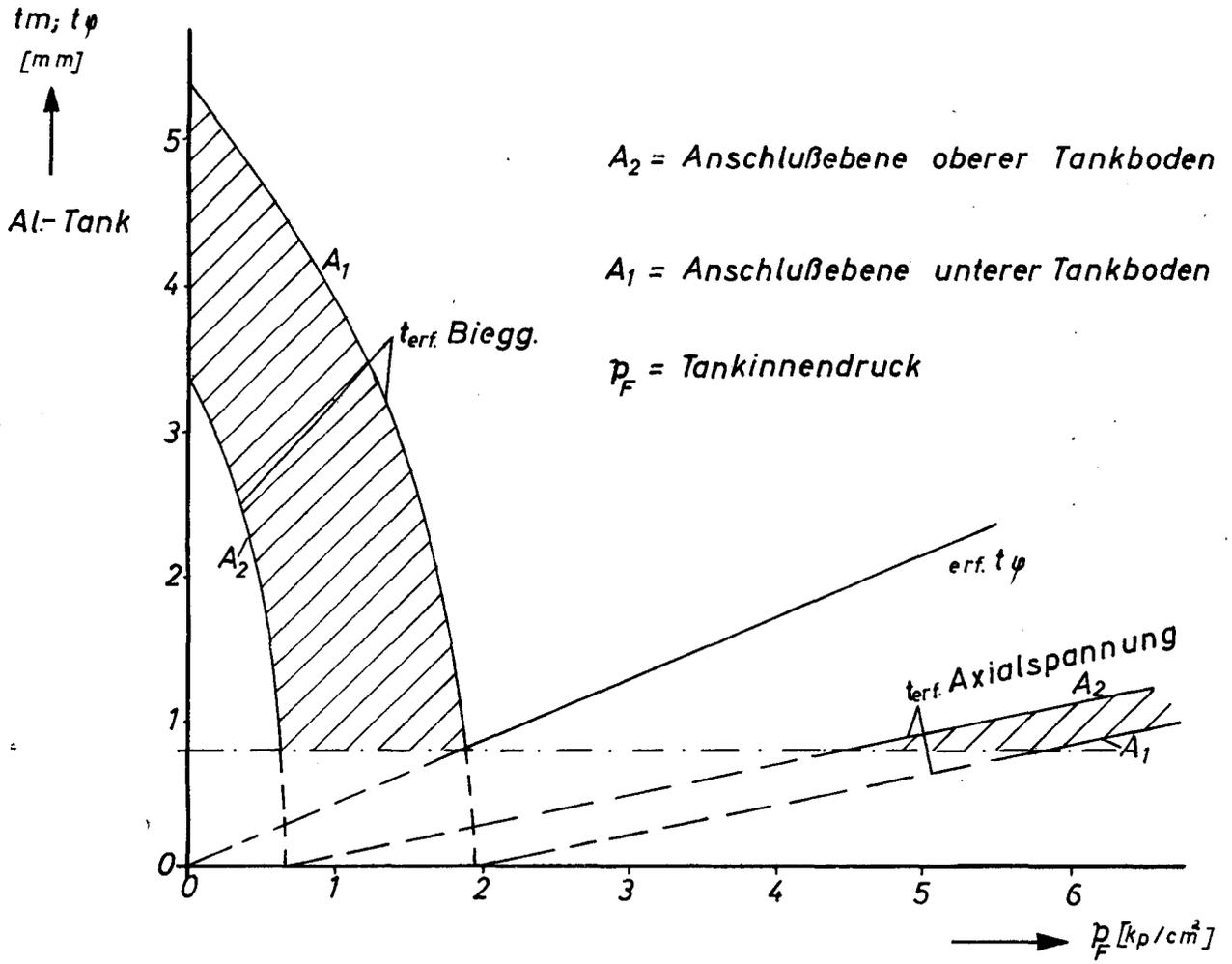
Die Dimensionierung des Tanks erfolgte ebenfalls für den Lastfall 2. Hierbei ergeben sich in den Anschlußebenen des oberen Abschlußbodens und des unteren Abschlußbodens maximale Längskräfte. Die Betrachtung wurde sowohl ohne als auch mit Innendruckbeaufschlagung (bis zu 5 ata) durchgeführt.

Als Werkstoff wurden Stahl und eine Al-Legierung untersucht, die beide gute Tieftemperatureigenschaften besitzen. Als technologisches Minimum wurden dabei Tankwanddicken von 0,8 mm für Leichtmetall sowie 0,3 mm für Stahl angesehen.

Unter diesen Voraussetzungen ergeben sich Tankwandstärken, wie sie in Bild 17 dargestellt sind in Abhängigkeit von der Höhe des Tankinnendruckes.

Hiermit sind die wichtigsten Größen für die Struktur-  
gewichtsbestimmung festgelegt; hinzu kommt noch der Aufwand für thermische Isolation der Treibstofftanks. Die Isolierung wurde 1963/64 im Rahmen dieses Projektes eingehend behandelt. Damit ergibt sich insgesamt ein Strukturfaktor für die Oberstufe von rd. 20 % auf das Treibstoffgewicht bezogen. Dieser Wert ist tragbar. Schwierigkeiten sind dagegen mit der Unterstufe, der Blue-Streak zu erwarten, in einer Ausführung wie bei ELDO-A erscheint sie nicht verwendbar.

Erforderliche Tankwanddicken unter Berücksichtigung von Innendruck und Biegemoment für Al- und St-Tank.



#### 2.4 Erstellung eines Arbeitsprogrammes für thermodynamische und strömungstechnische Untersuchungen.

Für die Dimensionierung eines Antriebsreaktors ist die genaue Kenntnis des Wärmeüberganges von der Wand an das Gas notwendig. Die im Jahre 1964 durchgeführten Untersuchungen ergaben, daß dieses Problem einer reinen theoretischen Behandlung z. Zt. noch nicht zugänglich ist. Zur Berechnung des Aufheizvorganges wurden der Literatur entnommene nach Versuchsergebnissen empirisch aufgestellte Beziehungen verwandt. Die erreichbaren Literaturunterlagen gaben allerdings keine für den vorliegenden Fall wirklich zutreffenden Versuchsergebnisse. Daher haben die hier errechneten Ergebnisse nur bedingten Aussagewert. Eine experimentelle Nachprüfung ist unerlässlich.

Der gesamte Problembereich läßt sich in zwei Hauptthemen aufteilen:

- 1) Bestimmung der Stoffkonstanten von Wasserstoff für Temperaturen oberhalb 1000 °K.
- 2) Untersuchung des Wärmeüberganges von heißen Wänden an Wasserstoff bei Unter- und Überschall-Strömung.

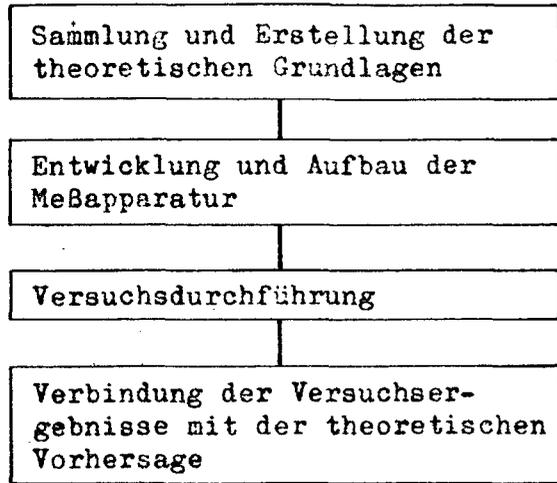
Mit Hilfe der hierbei gewonnenen Ergebnisse ließe sich dann eine allgemeine Wärmeübergangsgleichung erstellen, die bei der Durchrechnung der Aufheizung für nukleare Antriebe angewendet werden kann.

Die Durchführung der wichtigsten Aufgaben, die zur Behandlung des gesamten Problembereiches erforderlich sind, sollte gemäß nachstehendem Arbeitsprogramm erfolgen. Hier sind die Arbeiten geordnet einmal unter dem Gesichtspunkt ihrer zeitlichen Aufeinanderfolge, zum anderen in ihrer logischen Verknüpfung im Hinblick auf das eigentliche Problem, nämlich die Auslegung nuklearer Antriebssysteme und die Dimensionierung der Aufheizzone.

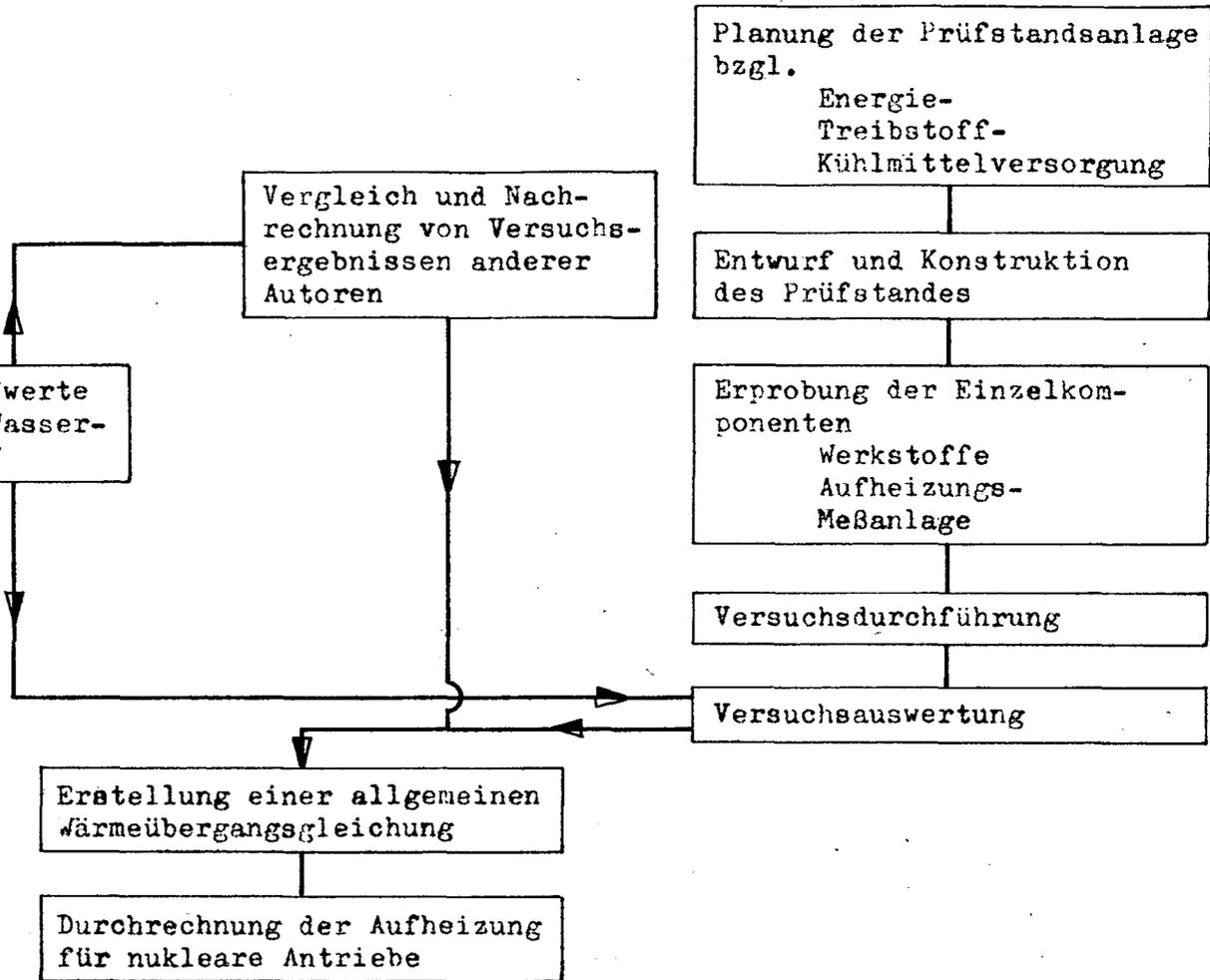
Unsere Vorstellung über die Behandlung dieser Probleme geht dahin, das erste Thema (Stoffwerte von Wasserstoff) dem elektrophysikalischen Institut der TH München zu übertragen gemäß einer Absprache mit Herrn Prof. Maecker, dem Leiter des Institutes, über eine Zusammenarbeit ERNO - Maecker, während die Untersuchungen zum zweiten Thema ausschließlich bei ERNO durchgeführt werden könnten.

Unter diesen Voraussetzungen wurden die im folgenden Kapitel ausgeführten Betrachtungen über Ausführungsmöglichkeiten und Auslegungsgrößen eines geeigneten Prüfstandes angestellt.

Theoretische und experimentelle Ermittlung der Stoffgrößen



Theoretische und experimentelle Untersuchungen zum Wärmeübergang



## 2.5 Auslegung eines Prüfstandes zur Untersuchung des Wärmeüberganges an strömende Gase.

Der Prüfstand sollte zur Erzielung reproduzierbarer Versuchsergebnisse folgenden Bedingungen genügen:

- 1) Einhaltung einer beliebigen über die ganze Prüfstrecke konstanten Temperatur.
- 2) Genaue Leistungskontrolle in jedem beliebigen Bereich der Prüfstrecke.

Das Versuchsprogramm sollte die Untersuchung folgender Einflußgrößen zulassen:

Wandtemperatur ,  
Kanalabmessungen ,  
Gasdurchsatz ,  
Gasdruck .

Als Endziel ist anzustreben die Erreichung der Maximalwerte

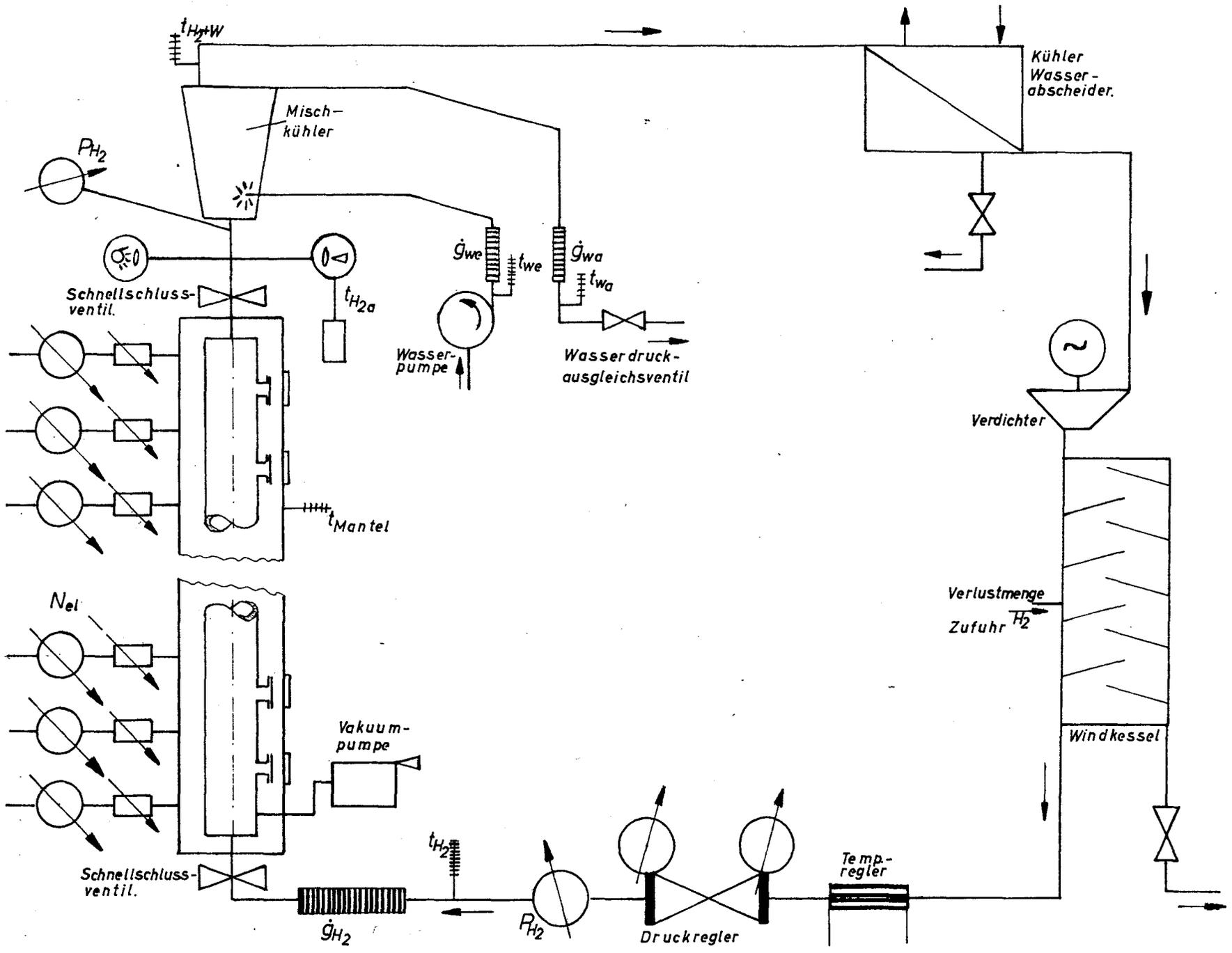
Wandtemperatur 3000 °K ,  
Gastemperatur 2500 °K ,  
Gasdruck 50 ata .

Der Versuchsablauf sollte den wirklichen Verhältnissen im Triebwerk recht nahe kommen. Die obere Grenze des Bedarfes von Aufheizungsenergie, Treibstoff- und Kühlmitteldurchsatz ist gegeben für den maximalen Durchsatz in einem Kanal des Kernspalttriebwerkes, die untere Grenze durch den minimalen Durchsatz in einem Isotopentriebwerk.

Infolge der geforderten hohen Wandtemperatur kommt lediglich elektrische Energie zur Aufheizung in Betracht.

Bild 18 zeigt das Schaltschema des Prüfstandes, einen geschlossenen Kreislauf mit Rückkühler und Verdichter. Die Anordnung ist zweckmäßig, wenn teures und nur in begrenzter Menge vorhandenes Prüfgas verwandt wird, anderenfalls wäre ein offener Kreis angebracht.

Prinzipskizze Prüfstand zur Gasaufheizung.



Der Entwurf der eigentlichen Prüfstrecke sieht vor:

- 1) Ein elektrisch beheiztes Wolframrohr von max. 6,25 mm äußeren Durchmesser und 1,1 m Länge mit den erforderlichen Elektrodenanschlüssen.
- 2) Eine Wärmestrahlungsisoliation aus Wolframfolien.
- 3) Einen Außenmantel von ca. 300 mm äußeren Durchmesser; der das Aufheizrohr und die Folien enthaltende Raum wird evakuiert.
- 4) Einen Stirnflächenabschluß aus Hochtemperaturmaterialien.

Die Prüfstrecke steht senkrecht, das Gas strömt von unten nach oben.

Die Aufgabe, eine konstante Wandtemperatur über die gesamte Rohrlänge einzuhalten, erfordert die Zufuhr genau festgelegter Energiemengen an jeder Stelle der Prüfstrecke. Zu diesem Zweck wird die Strecke in Abschnitte zu je 10 cm Länge zerlegt, die einzeln beheizt werden. Dazu sind einige elektrische Schaltungen denkbar, deren Eignung noch im einzelnen zu prüfen ist.

Besondere Schwierigkeiten ergeben sich durch die Wärmeausdehnung von Aufheizrohr, Folien und Außenmantel. Wegen des Temperaturabfalles von 3000 °K am Aufheizrohr bis auf 800 °K am Außenmantel wird die Längenausdehnung recht unterschiedlich sein und es müssen besondere Vorrichtungen getroffen werden, um die Elektroden, die sowohl am Aufheizrohr als auch am Außenmantel starr befestigt sind, und das Aufheizrohr vor Schäden zu bewahren. Im Entwurf sind dazu folgende Lösungen vorgesehen.

- 1) Verwendung eines Werkstoffes mit extrem hohem Wärmeausdehnungsvermögen für den Mantel.
- 2) Dehnungsausgleichsvorrichtung am Aufheizrohr.
- 3) Dehnungsausgleichsvorrichtung an den Elektroden.

Auch die Frage, ob bei den gewählten Abmessungen und Temperaturverteilungen sich nicht Bogenentladungen zwischen Elektroden und Prüfstrecke einerseits und den Folien andererseits ausbilden, wurde einer näheren Betrachtung unterzogen, da sie zu ernststen Betriebsstörungen führen können.

Im Raum zwischen Prüfrohr und Außenmantel befindet sich eine Wasserstoffatmosphäre infolge der Diffusion des Prüfgases durch die Wand des Aufheizrohres. Sie kann auch geringe Mengen von Stickstoff und evtl. Sauerstoff wegen der Leckverluste an den Flanschen enthalten. Es besteht also die Möglichkeit von Gasentladungen, sofern nicht die Zündungsgrenze unterschritten wird. Der Druck, der die Zündwilligkeit praktisch verschwinden läßt, dürfte bei etwa 10 Torr, also  $\sim 10^{-2}$  at liegen. Er muß durch geeignete Vorversuche noch genauer ermittelt werden.

Die Wärmebilanz für die Prüfstrecke wurde unter Berücksichtigung folgender Einflüsse erstellt:

- 1) Strahlungsverluste durch die Folienisolation,
- 2) Wärmeleitung in den Elektroden,
- 3) Konvektionsverluste innerhalb der Folienschichten,
- 4) Diffusionsverluste.

Hierbei ergab sich ein Wärmeverlust von etwa 10 KW für 3000 °K am Aufheizrohr und 800 °K am Außenmantel.

Infolge der sehr hohen Temperaturen von Aufheizrohr, Elektroden und Folien ist die Auswahl an Werkstoffen sehr begrenzt. Andere Einflußgrößen, wie mechanische Belastung und Korrosion, treten demgegenüber zurück. Sie sind auch durch konstruktive Maßnahmen leicht zu beherrschen. Hier wird deshalb nur Wolfram infrage kommen. Für den Außenmantel wären wegen des geforderten hohen Wärmeausdehnungsvermögens eine spezielle Stahllegierung oder Bronze, deren Wärmedehnung ca. 4 mal so hoch ist wie die des Wolfram, geeignet.

Anschließend wurde eine Aufstellung sämtlicher benötigter Meßgeräte für Druck, Temperatur, Durchflußmengen und elektrische Leistung durchgeführt und ein Kostenüberblick für die Meßanlage gegeben. Zur Messung der Temperaturen unterhalb von 1200 °K genügen herkömmliche Thermoelementanordnungen, die hohen Wandtemperaturen müssen strahlungsoptisch, die hohen Gastemperaturen strahlungsoptisch oder kalorimetrisch bestimmt werden. Zur Druckmessung genügen Manometer bzw. ein Differenzdruckmesser zur Druckverlustmessung im Prüfrohr, während für die Durchflußmessung die bequeme und genaue ( $\pm 0,5\%$ ) Flügelradmessung Verwendung finden soll. Die elektrische Leistungsmessung ist mit Elektrodynamometern der Güteklasse 02 durchführbar.

Die Gesamtkosten der Meßausrüstung unter Einschluß eines Mehrfachschrreibers für die Registrierung der Meßwerte sowie eines Gerätes zur optischen Gastemperaturbestimmung belaufen sich auf ca. 70.000 DM.