Nationales Raumfahrtprogramm 1965

Forschungsprojekt 624 b

NICHTCHEMISCHE ANTRIEBE und ENERGIEVERSORGUNG

Entwicklungsring Nord

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

Prof@DieterHannemann.de, 2015

Bremen, den 31.12.1965

Bearbeiter: Dipl.-Ing. W. Ruhe

INHALTSVERZEICHNIS

225

ZUSAMMENFASSUNG

Energieversorgung D. Hannemann

- 1.1. Untersuchungen über eine Isotopenbatterie
- 1.1.1. Isotopenauswahl
- 1.1.2. Auswahl der Wandlerart
- 1.1.3. Möglichkeiten des Wärmetransportes
- 1.1.4. Wärmeisolation
- 1.1.5. Konstruktive Auslegung
- 1.1.6. Berechnung des Wärmetransportes
- 1.1.7. Abschirmung der Kernstrahlung
- 1.1.8. Einsatzmöglichkeiten

2. <u>Nukleare Antriebe</u> D. Hannemann, et al

- 2.1. Einsatzanalyse eines Isotopenantriebes und Vergleich mit elektrostatischen und chemischen Antrieben
- 2.1.1. Start vom 250-km-Orbit
- 2.1.2. Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit
- 2.2. Betrachtungen zur Kombination von Isotopenbatterie und -triebwerk
- 2.3. Schwingungs- und Festigkeitsuntersuchungen für ein nuklearthermisches Trägersystem (EBN I)
- 2.3.1. Aerodynamische Belastung der Trägerrakete
- 2.3.2. Vorschlag für eine Strukturauslegung

- II -

| 2.4. | Auslegung eines Prüfstandes zur Unter- suchung des Wärmeüberganges an strö- mende Gase |
|--------|--|
| 2.4.1. | Allgemeine Betrachtungen über die An- lage und Auslegungsgrößen bezüglich der Energie- und Betriebsstoffversorgung |
| 2.4.2. | Entwurf der Prüfstrecke |
| 2.4.3. | Wärmebilanz der Prüfstrecke |
| 2.4.4. | Werkstoffauswahl |
| 2.4.5. | Auswahl der Meßverfahren |
| 2.5. | Erstellung eines Arbeitsprogrammes für thermodynamische und strömungstechnische Untersuchungen: |

- III -

ZUSAMMENFASSUNG

Die im Jahre 1965 durchgeführten Arbeiten bauen, soweit sie das Gebiet der nuklearen Antriebe betreffen, auf denen des Jahres 1964 auf; verschiedene Probleme, die dort nur kurz behandelt werden konnten, wurden nun einer intensiveren Bearbeitung unterzogen. Darüberhinaus wurde auch noch die Energieversorgung von Raumfahrzeugen mit Hilfe von Radioisotopenbatterien in die Betrachtungen mit einbezogen, da sich auch in Europa für die baldige Zukunft Raumfahrtaufgaben abzeichnen, die die Verwendung von Radionuklidgeneratoren erforderlich machen.

Für eine solche Batterie wurde folgende Konzeption vorgeschlagen: Isotopeneinsatz ⁹⁰SrO, thermionische Wandlung, Transport der thermischen Energie durch Wärmeleitung, Abstrahlung der Verlustwärme vom Außenmantel der Batterie.

Die wesentlichen Kriterien für die Eignung eines Isotops zur Verwendung in Radionuklidbatterien sind:

> Beschaffbarkeit, Halbwertszeit, Leistungsdichte und Preis.

Unter Berücksichtigung dieser Punkte erwies sich ⁹⁰Sr in der Form von SrO als geeignet, die Wahl der thermionischen Wandlung ist in dem gegenüber der thermoelektrischen erhöhten Wirkungsgrad begründet.

Da SrO eine nur geringe Wärmeleitfähigkeit besitzt, sind besondere Maßnahmen zum schnellen und möglichst verlustfreien Transport der thermischen Energie an den Emitter des Wandlers erforderlich. Hier Wird ein sog. Wärmeleitstab, d.h. ein von Isotopenmaterial umgebener Metallstab hohen Wärmeleitvermögens, verwendet.

Der Wärmetransport im Isotopeneinsatz zum Emitter sowie vom Kollektor zur Abstrahlfläche wurde näherungsweise berechnet, ferner wurde die anfallende Kernstrahlung berechnet sowie ein Überblick gegeben über die möglichen Anwendungen einer Isotopenbatterie.

Dieses Konzept vereinigt Einfachheit und Zuverlässigkeit mit einem hohen Umwandlungswirkungsgrad von thermischer in elektrische Energie auf sich, das Hauptproblem liegt in der genauen Steuerung des Wärmestromes auf die Emitterfläche des thermionischen Wandlers, die die geringe Energiedichte des Isotopes erfordert, d.h., es ist die Erhöhung der Wärmeleitfähigkeit in dem Isotopeneinsatz in Richtung auf den Emitter sowie die Schaffung einer äußerst verlustarmen Wärmeisolation für dieses Teil erforderlich. Die Wärmeisolation muß daher als nächstes neben der Verträglichkeit der Werkstoffe Gegenstand eingehender Untersuchungen werden.

Für die Einsatzanalyse von Isotopenantrieben und den Vergleich mit elektrostatischen und chemischen Antrieben wurden als Startmassen die Werte zugrunde gelegt, die sich als Nutzmassen der ELDO B 1 bzw. B 2 ergeben. Die Triebwerksparameter der drei verglichenen Antriebsarten wurden so vorgegeben, wie sie z.T. schon heute oder aber in naher Zukunft durchaus erreichbar sind.

Als Energiequelle für ein elektrisches Triebwerk wurde ein Kernspaltreaktor mit 20 kW elektr. Leistungsabgabe angenommen. Bei den chemischen Triebwerken wurden Flüssigkeits- und Feststoffantriebe betrachtet.

Die Untersuchungen wurden durchgeführt für die Anfangsbedingungen, daß die Trägerrakete ihre Nutzmasse einmal auf einen 250 km hohen Umlauf, zum anderen auf Fluchtgeschwindigkeit gebracht hat. Für den Start vom 250 km-Orbit ergab eine allgemeine Betrachtung der Nutzlastkapazität in Abhängigkeit von dem Geschwindigkeitsbedarf, daß das Isotopentriebwerk bei geringem Geschwindigkeitsbedarf die größere Nutzlast liefert, bei hohem Geschwindigkeitsbedarf dagegen das elektrische Triebwerk günstiger ist. Diese Ergebnisse lassen sich aber nicht auf die Durchführung einer bestimmten Mission übertragen, da der Geschwindigkeitsbedarf für eine vorgegebene Mission abhängig von der Antriebsart ist. Es tritt also deutlich die Notwendigkeit einer maschinellen Bahnrechnung mit der Ermittlung des genauen Geschwindigkeitsbedarfes zutage, eine Aufgabe, die im Jahre 1966 durchgeführt werden soll. Nach der allgemeinen Betrachtung

- IV -

wurden noch zwei spezielle Missionen untersucht, a) die Erreichung der Fluchtgeschwindigkeit sowie b) der Aufstieg in eine 24-hr Kreisbahn jeweils nach Start vom 250 km-Orbit. Für diese Missionen sind die Geschwindigkeitsbedarfe hinreichend genau bekannt. Dabei zeigte sich, daß im Falle a) das chemische Triebwerk, im Falle b) das Isotopentriebwerk die größten Nutzlasten liefert. Der elektrische Antrieb ist zu ungünstig, da die Leistung der Energieversorgungsanlage zu gering ist.

Für den Start nach Erreichung der Fluchtgeschwindigkeit ergibt sich zwar eine Überlegenheit des Isotopenantriebes gegenüber chemischen Antrieben bei gleichem Geschwindigkeitsbedarf, es gilt aber auch hier wieder, daß erst genaue Bahnrechnungen den jeweils für eine festgelegte Mession erforderlichen Geschwindigkeltsbedarf ergeben müssen.

Die häufig in Erscheinung tretende Idee, eine nukleare Energieversorgungsanlage mit thermischen Antriebssystemen zu koppeln, wurde hier einer näheren Prüfung unterzogen. Es zeigte sich dabei, daß nur wenige sinnvolle Realisierungsmöglichkeiten bestehen, die gegenüber getrennten Systemen konkurrenzfähig sind.

Im Anschluß an die im Jahre 1964 durchgeführten Nutzlastberechnungen für ein nukleares Trägersystem mit der Blue Streak als Erststufe wurden nun Betrachtungen angestellt über die Möglichkeiten, aus diesem Konzept ein flugfähiges Gebilde zu schaffen. Das große Problem einer nuklearen Stufe liegt in den vergleichsweise riesigen Ausmaßen der Treibstofftanks, da eine Gewichtseinheittflüssigen Wasserstoffes das ca. 16-fache Volumen des Wassers besitzt.

Für die Lastannahmen zur Festlegung einer geeigneten Struktur wurde die aerodynamische Belastung der Trägerrakete untersucht. Die Normalkraftbeiwerte, die Tangentialkraftbeiwerte sowie der Druckpunktabstand wurden ermittelt und damit der Aufstieg durch die Atmosphäre berechnet. Daraus resultiert die Normalkraftverteilung, deren Kenntnis für die anschließenden Schwingungs- und Festigkeitsuntersuchungen notwendig ist. Hierzw ist eine Abschätzung der Kräfte

ν.-

einschließlich dynamischer Böen, die Auslegung der Tank- und der Übergangsstruktur und anschließend eine Schwingungsberechnung durchgeführt worden. Daneben wurden die Möglichkeiten der Aussteuerung aerodynamischer Momente sowie die Reaktion der Rakete aufgrund der statischen Wirbelablösung auf der Startrampe geprüft.

Die bisher zur Wärmeübertragung in nuklearen Triebwerken durchgeführten Untersuchungen erbrachten die Notwendigkeit einer experimentellen Behandlung dieser Probleme. Der gesamte Problemkreis läßt sich in zwei Gebiete aufteilen:

- 1) Bestimmung der Stoffkonstanten von Wasserstoff für hohe Temperaturen.
- 2) Untersuchung der Aufheizung von strömendem Wasserstoff an heißen Wänden.

Während das erste Thema im Elektrophysikalischen Institut der TH München gemäß einer Absprache mit Herrn Frof. Maecker, dem Leiter dieses Institutes und ERNO bearbeitet werden soll, könnten die Untersuchungen zum zweiten Punkt bei ERNO durchgeführt werden. Unter diesen Voraussetzungen wurden im Verlaufe des Jahres 1965 ein Arbeitsprogramm für dieses Vorhaben mit einer schematischen Aufschlüsselung der diesen Problemkreis betreffenden Teilarbeiten erstellt sowie die Ausführungsmöglichkeiten und Auslegungsgrößen eines für diese Untersuchungen geeigneten Prüfstandes betrachtet.

Nach der Festlegung der Hauptabmessungen wurde ein Entwurf für die Prüfstrecke ausgearbeitet, die u.a. die Einhaltung einer beliebigen über die gesamte Länge konstanten Temperatur gewährleisten und im Prüfbetrieb die Variation der Parameter Wandtemperatur, Kanalabmessungen, Gasdruck und -durchsatz ermöglichen soll. Hier wird vorgeschlagen die Verwendung eines elektrisch in mehreren Abschnitten abhängig voneinander aufheizbaren Wolframröhrchens, das zur Verhinderung übermäßiger Wärmeverluste mit Wolframfolien umgeben ist und zum Abschluß gegen die Umgebungsluft in ein Rohr großen Durchmessers gesteckt wird.

- VI -



Die Wärmebilanz wurde erstellt unter Berücksichtigung der Einflüsse

- 1) Strahlungsverluste durch die Folienisolation
- 2) Wärmeleitung in den Elektroden
- 3) Konvektionsverluste innerhalb des Außenmantels
- 4) Diffusionsverluste

und ergab einen Wärmeverlust von etwa 10 kW für 3000⁰K am Aufheizrohr und 800⁰K am Außenmantel.

Infolge der sehr hohen Temperaturen von Aufheizrohr, Elektroden und Folien ist die Auswahl an Werkstoffen sehr begrenzt. Im wesentlichen ist gute Temperaturbeständigkeit das einzige Kriterium für die Eignung.

Zuletzt wurde eine Aufstellung sämtlicher benötigter Meßgeräte für Druck, Temperatur und Durchflußmengen gemacht. Zur Messung der geringeren Temperaturen genügen herkömmliche Thermoelementanordnungen, die hohen Wandtemperaturen müssen strahlungsoptisch, die hohen Gastemperaturen strahlungsoptisch oder kalorimetrisch bestimmt werden. Zur Druckmessung genügen konventionelle Geräte, die Wahl der Durchflußmeßgeräte ist nicht zuletzt eine Kostenfrage. Der genauen und bequemen Flügelradmessung steht die Blendenmessung gegenüber.

1. Energieversorgung

1.1 Untersuchungen über eine Isotopenbatterie

1.1.1 Isotopenauswahl

a.) Allgemeines

Isotope, die in einer Isotopenbatterie zur Anwendung gelangen sollen, müssen bestimmte Anforderungen erfüllen.

1. Eine der Missions- oder Lebensdauer entsprechende Halbwertszeit.

1.1.1

- 2. Gute Verfügbarkeit und möglichst geringe Kosten.
- 3. Die Gamma- und Neutronen-Dosis soll möglichst niedrig sein.
- 4. Die spezifische Leistung darf nicht zu gering sein.
- 5. Befriedigende technologische Eigenschaften.

<u>Zu 1</u>

Da, wie unter 1.1.6 näher ausgeführt ist, die Isotopenbatterie hauptsächlich bei Langzeitmissionen eingesetzt werden soll, muß die Halbwertszeit genügend groß sein, um einen zu starken Abfall der Leistung während der Mission zu verhindern. Der konstruktive Aufwand zur Leistungs-Konstanthaltung bei Verwendung von Isotopen mit kurzer Halbwertszeit erscheint unvertretbar hoch und erhöht die Störanfälligkeit des sonst sehr robusten Systems beträchtlich. Aus diesem Grunde kommen hauptsächlich Isotope in die engere Wahl, deren Halbwertszeit einige Jahre beträgt.

<u>Zu 2</u>

Zu der Verfügbarkeit ist zu sagen, daß sämtliche evtl. zur Anwendung gelangenden Isotope entweder in der Natur überhaupt nicht vorkommen oder nur in sehr geringen Mengen.

Die *A*-Strahler müssen alle im Reaktor erbrütet werden und sind deshalb entsprechend teuer. Demgegenüber entstehen die B-Strahler als Abfallprodukte jedes Reaktorbetriebes und müssen nur bei der Aufbereitung der Brennelemente von

1.1.2

den übrigen Spaltprodukten abgetrennt werden. Im Bild 1.1.1 sind die Kosten der wichtigsten Isotope aufgeführt, wie sie von der AEC angegeben werden.

<u>Zu 3</u>

Für den Einsatz in Isotopenbatterien eignen sich nur Alphaoder Beta-Strahler, d.h. eine dieser Strahlungsarten muß dominieren. Bei den Beta-Strahlern tritt jedoch meistens gleichzeitig eine Gamma-Strahlung auf, und auch bei den Alpha-Strahlern ist sie oft im geringen Umfang vertreten. Außerdem emittieren Alpha-Strahler Neutronen, und zwar hauptsächlich durch d,n-Prozesse. Diese beiden Strahlungsarten sind unerwünscht, weil sie sehr durchdringend sind und unter Umständen einen hohen Abschirmungsaufwand für die Nutzlast erfordern.

<u>Zu 4</u>

Die spezifische Leistung eines reinen Isotops errechnet sich aus folgender Gleichung:

 $P_{s} = \frac{E N_{L} \ln 2}{M \cdot t_{H}} \exp - \frac{\ln 2}{t_{H}} t$ 1.1.1.1

Darin bedeutet:

- P_{2} = spezifische Leistung (W/g)
- E = Zerfallsenergie
- M = Molekulargewicht
- t_u = Halbwertszeit
- t = Zeit seit der Herstellung

Wenn die spezifische Leistung zu klein ist, wird der gesamte Isotopeneinsatz zu groß und zu schwer. Außerdem steigen die Verluste und es treten konstruktive Schwierigkeiten auf.

Da die spezifische Leistung jedoch von der Halbwertszeit abhängig ist (bei steigender Halbwertszeit sinkende spezifische Leistung), ist ein sinnvoller Kompromiß beider Einflüsse anzustreben.



1.1.3

<u>Zu 5</u>

Die technologischen Eigenschaften des Isotops oder einer seinen Verbindungen oder Legierungen sind von größter Wichtigkeit. Je nach der Wandlerart sind mehr oder weniger hohe Temperaturen notwendig, wobei naturgemäß die hohen Temperaturen Schwierigkeiten bereiten. Außerdem spielt die Verträglichkeit der einzelnen Materialien untereinander eine wichtige Rolle. Besondere Beachtung muß man in diesem Zusammenhang auch den im Isotopeneinsatz entstehenden Zerfallsprodukten schenken, denn sie können, insbesondere nach einer längeren Betriebszeit, die Festigkeit des Isotopeneinsatzes erheblich herabsetzen.

Andererseits wird ein möglichst hohes Temperaturniveau angestrebt, um die zur Abstrahlung der Verlustleistung notwendige Fläche – und damit auch das Gewicht – möglichst gering zu halten.

Die erwähnten 5 Anforderungen haben teilweise gegenläufige Tendenz, so daß kein Isotop allen Anforderungen gleich gut entspricht. Die Auswahl kann also nur in einem Kompromiß bestehen, wobei einigen Forderungen mehr Gewicht beigemessen werden muß als den übrigen.

Bei der hier getroffenen Auswahl stand im Vordergrund die Aufgabe, nämlich eine Langzeitmission, sowie die gute Verfügbarkeit bei niedrigen Isotopenkosten. Die Wahl fiel auf Sr 90, da es neben den primären Bewertungskriterien auch die übrigen Anforderungen recht gut erfüllt.

b.) Beschreibung des gewählten Isotops und Zusammenstellung der wichtigsten Daten.

Sr-90 ist ein Beta-Strahler und fällt als Spaltprodukt in den Brennelementen eines Kernreaktors an. Je nach dem eingesetzten Spaltstoff entsteht es mit verschiedener Häufigkeit.

 Pu
 239 schnell - 2,3 %;
 U
 235 14 MeV - 4,5 %

 U
 238 schnell - 3,2 %;
 Th
 232 schnell - 6,8 %.

Zuerst ist der Spaltstoff genannt und dann, mit welchen Neutronen er gespalten wird. Die Frozentzahl gibt an, wieviel Prozent der Spaltprodukte Sr-90 ist.

Nach der chemischen Abtrennung des Strontiums von den anderen Spaltprodukten liegt im wesentlichen Sr 90 und Sr 89 vor. Da das Sr 89 jedoch nur eine Halbwertszeit von 51 Tagenhat, das Sr 90 jedoch 28 Jahre, ist nach kurzer Zeit durch den schnellen Zerfall des Sr 89, nur noch Sr 90 und das Zerfallsprodukt ¥ 89 vorhanden, welches chemisch abgetrennt werden kann. Zum Schluß liegt dann das Sr 90 als Sr CO₃, d.h. als Strontiumcarbonat vor und kann durch die Ausdampfung von CO₂ in SrO überführt werden. In der nachstehenden Tabelle sind nun die wichtigsten Daten zusammengestellt:

| Die Eigenschaften von | 90 _{Sr} | • | 90 _{Sr0} | |
|------------------------------|------------------|----------------------------------|---------------------------|---------------------------------|
| | | | | |
| Molekulargewicht | 90 | | 106 | |
| Schmelzpunkt | 1073 | oK | 2703 | ٥K |
| Siedepunkt | 1423 | °K | 3270 | ٥ _K |
| Dichte (20°C) | 2,5 | 54 ⁸ /cm ³ | 4 , 7 ⁸ | ^g /cm ³ |
| Halbwertszeit | 28 a | L | | |
| Spezifische Leistung (max.) | 0,9 | 950 ^{W/} g | 0,80 | 06 [₩] /g |
| Leistungsdichte (max.) | 2,2 | 29 ^W /om ³ | 3,78 | 3 ^W /cm ² |
| Leistung pro Curie (max.) | 0,0 | 10335 W/ | с | |
| Spezifische Aktivität (max.) | 284 | °/g | 241 [°] , | /g |
| Aktivität pro Leistung | | 298,5 | °/w | |
| | | | | |

Abschirmdaten

| Halbwertsdicke für Blei | |
|-------------------------|---|
| Gammadosisrate in 1 m | |
| Entfernung (mrem/h·W) | 1 |

0,45 cm

1850

1.1.5

Der hohe Schmelzpunkt des SrO läßt eine hohe Arbeitstemperatur der Batterie zu und die große Halbwertszeit eine lange Missionsdauer.

Der Zerfall des Sr 90 ist im nächsten Bild dargestellt:



Sr 90 zerfällt also durch zwei aufeinanderfolgende Beta-Zerfälle über Y 90 in Zr 90. Außerdem wird eine geringfügige Gamma-Strahlung emittiert. Durch die kurze Halbwertszeit des Y 90 stellt sich schon nach etwa 30 Tagen ein Gleichgewicht zwischen entstehenden und zerfallenden Y 90 - Kernen ein, so daß praktisch auf jeden Sr 90-Zerfall ein Y 90-Zerfall folgt. Aus diesem Grunde steigt die Kurve für die spezifische Leistung erst an und fällt dann langeam ab. Siehe Bild 1.1.2

Der Zerfall des Sr 90 läßt innerhalb des Isotops ständig Y 90 und Zr 90 entstehen. Das Verhältnis des Y 90 und Zr 90 zum ursprünglich vorhandenen Sr 90 als Funktion der Zeit ist im Bild 1.1.3 dargestellt.



igsring Nord - Brem

II N N O

Bild 1.1.2



えて

0

Bild 1.1.

ເມ

1.1.6

1.1.2 Auswahl der Wandlerart

In der Isotopenbatterie werden die von Radioisotopen emittierten Kernstrahlen absorbiert und ihre kinetische Energie zum größten Teil in Wärme umgesetzt. Um die erzeugte Wärme in elektrische Energie umzuwandeln, bieten sich vor allem die thermoelektrische und die thermionische Energiewandlung an.

Die thermoelektrische Energiewandlung ist schon weit entwickelt und wird häufig angewandt. Ihre Arbeitstemperatur ist relativ niedrig, dementsprechend auch der Wirkungsgrad.

D ie thermionische Energiewandlung ist zwar noch nicht so weit entwickelt, verspricht aber einen wesentlich höheren Wirkungsgrad. Auch dürfte ein System mit thermionischer Energiewandlung gewichtsmäßig überlegen sein, da die Verlustleistung bei höheren Temperaturen abgestrahlt wird. Der um das 2,5 bis 3 fach bessere Wirkungsgrad senkt die Isotopenkosten um diesen Faktor und verringert zusammen mit der kleineren Abstrahlfläche die gesamte Masse der Batterie erheblich.

Diese Massenverringerung senkt dann gleichzeitig die Transportkosten, die zur Erfüllung ihrer Missionen im Raum notwendig sind.

Es soll deshalb im folgenden ein Radionuklidgenerator mit thermionischer Energiewandlung betrachtet werden.

Die wichtigsten Daten des thermionischen Wandlers sind:

| Emittertemperatur | 5000 oK |
|---------------------|---------------------|
| Kollektortemperatur | 1100°K |
| Leistungsdichte | 10 W/cm^2 |
| Spaltgröße | 0 ,2 mm |
| lirkungsgrad | 15 % |
| Gasfüllung | Cs und CsF |

1.1.7

1.1.3 Möglichkeiten des Wärmetransports

a) Wärmeleitungssystem

Es soll nun untersucht werden, auf welche Weise die im Isotopeneinsatz erzeugte Wärme am besten zum Emitter sowie vom Kollektor zum Abstrahler des thermionischen Wandlers transportiert werden kann.

Heat pipe

Eine heat pipe sicht im Prinzip folgendermaßen aus:



Sie besteht aus einem Rohr, dessen innere Oberfläche in Längsrichtung viele Kapillare hat. An der Stelle der Wärmezufuhr befindet sich eine Flüssigkeit, die infolge der Aufheizung verdampft und den Innenraum des Rohres ausfüllt. Am anderen Ende des Rohres wird durch die Wärmeabführ der Dampf kondensiert. Dadurch ist die Verdampfungswärme der Flüssigkeit von der heißen zur kalten Stelle transportiert worden. Die an der kalten Stelle kondensierte Flüssigkeit wird dann in den Kapillaren zum Ort des niedrigsten Flüssigkeitspegels transportiert, d.h. durch die Kapillarwirkung wird die Flüssigkeit zur Verdampfungsstelle zurückgebracht. Damit schließt sich der Kreislauf.

Die Vorteile einer heat pipe sind:

Geringe Temperaturdifferenz bei großem Wärmetransport, es ist keine Pumpe erforderlich und dadurch die Störanfälligkeit gering.

Nachteilig sind u.a. die bis zur Einsatzreife noch notwendigen Entwicklungskosten. Außerdem ist die Wärmeleitung in Metallen einfacher und betriebssicherer als eine heat pipe.

1.1.8

Wärmeleitung

Die einfachste Art eines Wärmetransportsystems stellt ein metallischer Leiter mit guter Wärmeleitfähigkeit dar. Entscheidend ist hierbei, ob es gelingt, die Temperaturdifferenz zwischen heißester und kalter Stelle klein genug zu halten, damit einerseits bei der hohen Emittertemperatur die maximale Temperatur im Isotopeneinsatz nicht zu groß wird und andererseits die Temperatur des Abstrahlers hoch genug bleibt, um die Verlustwärme mit relativ kleinem Aufwand abstrahlen zu können. Wenn sich eine befriedigende Lösung hierfür finden läßt, braucht keine heat pipe verwandt zu werden.

Nachteilig wirkt sich aus, daß die Wärmeleitfähigkeit der Metalle im allgemeinen mit steigender Temperatur sinkt. Außerdem hat Strontiumoxid eine sehr kleine Wärmeleitfähigkeit. Es darf deshalb nur in kleinen Anhäufungen auftreten.

Im Kapitel 1.1.5 wird eine konstruktive Möglichkeit zur Lösung dieser Probleme dargelegt.

1.1.4. Warmeisolation

Die große thermische Leistungsdichte, die zum Betrieb des thermionischen Wandlers notwendig ist, erfordert eine gute Wärmeisolation des Isotopeneinsatzes. Dazu bestehen im wesentlichen zwei Möglichkeiten.

a) Reflexionsisolation

Eine Reflexionsisolation besteht aus vielen schichtweise angeordneten Reflektoren, zwischen denen Vakuum herrscht. Um eine gute Isolationswirkung zu erzielen, müssen viele Schichten aufeinanderfolgen.

Bei planparalleler Anordnung der Reflektoren gilt folgende Gleichung:

$$Q = \frac{F \cdot C}{n+1} \left[(T_0/100)^4 - (T_{n+1}/100)^4 \right] \quad (1.1.4.1)$$

Q = Verlustleistung

- F = Abstrahlfläche
- n = Anzahl der Reflektoren
- Temperatur des zu isolierenden Körpers
- Tn+1 Umgebungstemperatur

$$C = \frac{\frac{C}{s}}{\frac{2}{\varepsilon}} - 1$$

$$S_{\rm s} = 5.77 \, {\rm W/m^2 \, grd^4}$$

 \mathcal{E} = Emissionsverhältnis

Für eine zylindrische Anordnung wird die Gleichung etwas komplizierter.

$$Q = \frac{(T_{0}/100)^{4} - (T_{n+1}/100)^{4}}{\frac{1}{F_{0} C_{0}} + \frac{1}{F_{1} C_{1}} + \frac{1}{F_{2} C_{2}} + \cdots + \frac{1}{F_{n} C_{n}}}$$
(1.1.4.2)

$$C_{0} = \frac{C_{s}}{\frac{1}{E_{0}} + \frac{F_{0}}{F_{1}} (\frac{1}{E_{1}} - 1)}{\frac{C_{s}}{F_{1}} + \frac{F_{n}}{F_{n+1}} (\frac{1}{E_{n+1}} - 1)}$$

F = Fläche der n-ten Heflektorschicht

b) <u>Isolatoren</u>

Man versteht hierunter Körper, die aus einem Material mit hohem Wärmewiderstand bestehen. Es eignen sich insbesondere Metalloxide zur Isolation, denn sie muß hochtemperaturbeständig sein. Die Wärmeleitzahl wird jedoch kaum unter 0,01 W/cm grd zu bringen sein. Dieser Wert reicht jedoch bei einem Isotopeneinsatz, dessen maximale Temperatur etwa 2200°K betragen soll, nicht aus. Die Verluste würden zu groß sein.

1.1.10

Es wird vorgeschlagen, eine Reflexionsisolation zu verwenden, die aus polierten Wolframfolien besteht, zwischen denen sich ein weitmaschiges Netz aus einem Isolationsmaterial befindet, welches den Abstand zwischen den einzelnen Folien aufrecht erhält. Auf diese Weise läßt sich die effektive Wärmeleitzahl sehr weit verringern, so daß die Verluste nur klein sind.





1.1.5. Konstruktive Auslegung

Das Bild 1.1.4 zeigt den Entwurf einer Isotopenbatterie für eine Leistung von 100 W_{el} mit ⁹⁰SrO als Isotopeneinsatz und thermionischer Energiewandlung.

Im Kern der Batterie befindet sich der Isotopentopf aus Wolfram. Er ist gefüllt mit ⁹⁰SrO Stäben von 5 mm Durchmesser. Die 126 ⁹⁰SrO Stäbe beinhalten eine Leistung von ca. 770 W_{therm}, und haben eine Masse von 950 g. Um die erzeugte Wärme abzuführen, wurden zwischen den ⁹⁰SrO Stäben Wärmeleitstäbe aus Wolfram angeordnet, denn Wolfram hat auch bei hohen Temperaturen eine gute Wärmeleitfähigkeit. Außerdem



1.1.11

befindet sich zwischen den Stäben ein Flüssigmetall, welches den Wärmekontakt herstellt und den axialen Wärmetransport unterstützt. Die Wolframstäbe können entweder mit dem Topf in einem Stück hergestellt oder mit einem Elektronenstrahl angeschweißt werden.

Durch diese Anordnung und durch eine gute Wärmeisolation wird eine Wärmestromkonzentration in axialer Richtung erreicht. Diese Konzentration ist notwendig, um am Emitter des Wandlers eine hohe Temperatur zu erhalten und den Wandler mit gutem Wirkungsgrad arbeiten zu lassen. Den Abschluß des Isotopentopfes nach oben bildet die Emitterfläche des Wandlers. Die ihr gegenüberliegende Kollektorfläche nimmt die emittierten Elektronen und die Verlustwärme auf. Der elektrische Strom wird einmal durch die Kugelschale und zum anderen durch einen Stab, der unten am Isotopentopf angeschlossen ist, abgeleitet. Die aufgenommene Verlustwärme wird ebenfalls in die kugelförmige Batteriehülle geleitet und von dort in den Raum abgestrahlt.

In dem Hohlraum über dem Kollektor befindet sich eine Vorrichtung zur Erzeugung von Cs- und CsF-Dampf für das Thermionikelement.

Die gesamte Masse der Batterie beträgt etwa 20 kg, so daß sich ein Leistungsgewicht von 200 p/W ergibt.

Besondere technologische Probleme bringen die hohen Temperaturen im Isotopentopf mit sich. Die maximale Temperatur beträgt etwa 2100-2200°K. Es muß nun sichergestellt werden, daß die im Isotopentopf vorhandenen Materialien nicht miteinander reagieren und auch die Diffusion in erträglichen Grenzen bleibt. Erschwerend kommt noch hinzu, daß die Batterie eine Lebensdauer von 2 bis 5 Jahren haben soll. Diese Probleme sind noch durch entsprechende Versuche zu untersuchen.

1.1.6. Berechnung des Wärmetransports

Der gesamte Wärmetransport vom und zum Wandler erfolgt durch Wärmeleitung.

1.1.12

a) Zum Wandler

Die genaue mathematische Erfassung des Wärmetransportes im Isotopentopf ist sehr schwierig und würde ein umfangreiches Rechenprogramm erfordern, es soll deshalb hier nur eine Abschätzung vorgenommen werden.

Für die Berechnung des Wärmetransportes in axialer Richtung wird angenommen, daß ein homogenes Gemisch aus den drei Komponenten ⁹⁰SrO, W und dem Flüssigmetall vorliegt. Als Flüssigmetall ist Kupfer oder Silber vorgesehen. Es soll hier für Kupfer gerechnet werden. Außerdem gehen in die Rechnung die Wärmeverluste nicht ein, d.h. es wird ein reiner axialer Wärmetransport betrachtet. Die folgende Gleichung gibt die Temperaturdifferenz des Zylinders an, und zwar bei homogener Verteilung der Wärmequellen Q_y.

$$\Delta T = \frac{Q_{\rm vm}}{2 \cdot \lambda_{\rm m}} \cdot 1^2 \qquad (1.1.6.1)$$
$$\lambda_{\rm m} = \frac{\lambda_{\rm Sr0} F_{\rm Sr0} + \lambda_{\rm Cu} F_{\rm Cu} + \lambda_{\rm W} F_{\rm W}}{F_{\rm ges}}$$

 $\lambda_{\rm m} = 0,88 \text{ W/cm grd}$ 1 = 9,5 cm $9_{\rm ym} = 1,4 \text{ W/cm}^3$

⊿T = 72 grd

Der radiale Wärmetransport innerhalb eines SrO-Stabes wird durch nachstehende Gleichung beschrieben.

$$\Delta \mathbf{T} = \frac{\mathbf{Q}_{\mathbf{v}}}{4 \cdot \lambda} \mathbf{R}^2 \qquad (1.1.6.2)$$

Da die genaue Wärmeleitfähigkeit des SrO nicht bekannt ist, wurde

1.1.13

hier mit 0,01 W/cm grd gerechnet.

 $Q_v = 3,78 \text{ W/cm}^3$ R = 0,25 cm

 $\Delta T = 6$ grd

Hieraus geht hervor, daß die maximale Temperatur unten im Isotopentopf etwa 100 grd über der Emittertemperatur liegt.

b) Abführung der Verlustwärme

Die Abführung der Verlustwärme erfolgt durch Wärmeleitung bei gleichzeitiger Abstrahlung. Zur genauen Berechnung dieses Vorganges wird ein Elektronenrechner benötigt. Durch eine schrittweise ausgeführte Rechnung kommt man jedoch zu einem Ergebnis, welches beweist, daß die Wärmeabfuhr gesichert ist. Der aus dieser Rechnung hervorgegangene Temperaturverlauf ist in Bild 1.1.5 dargestellt.

1.1.7. Absohirmung der Kernstrahlen

Vom ⁹⁰Sr und ⁹⁰Y werden ß-Strahlen und vom ⁹⁰Y im geringen Maße auch Gammastrahlen emittiert. Die ß-Strahlen des ⁹⁰Sr werden im SrO nach ca. 0,4 mm Weglänge zu 99,9 % absorbiert und die ß-Strahlen vom ⁹⁰Y nach ca. 2 mm um denselben Betrag.

Bei der Absorption entstehen die sogenannten Bremsstrahlen, d.h. Gammastrahlen niedriger Energie. Die Intensität dieser Strahlung ist abhängig von der Ordnungszahl des Absorbermaterials und der Energie der S-Strahlen. Die S-Strahlen des ⁹⁰Sr und ⁹⁰Y, die durch Selbstabsorption absorbiert werden, geben 8,5 % ihrer Energie als Bremsstrahlung ab. Die Absorption in der Batterie erfolgt jedoch außerdem noch durch Sauerstoff und das angrenzende Flüssigmetall. Die weichen Anteile der Bremsstrahlung werden vom umgebenden Strukturmaterial wieder absorbiert. Dadurch belaufen sich die Kernstrahlungsverluste auf etwa 3-5 % und setzen die theoretische spezifische Leistung um



1.1.14

diesen Wert herunter.

Diese Bremsstrahlung und die primär ausgesandte Gammastrahlung ergeben dann den gesamten abzuschirmenden Strahlungspegel. Zur Abschirmung kommen hauptsächlich Wolfram, Blei oder Uran infrage.

Der ungefähre Verlauf der Gammadosisleistung in 1 m Entfernung vom Isotopentopf ist im Bild 1.1.6 wiedergegeben. Die Schwankungen der Kurve werden durch die unterschiedliche Anordnung verschiedener Materialien hervorgerufen. Um die Dosisleistung weiter zu vermindern, kann der Abstand Batterie-Nutzlast vergrößert und ein zusätzlicher Absorber als Schattenschild eingebaut werden. Diese beiden Abschirmfaktoren lassen sich optimieren.

Die im Bild 1.1.6 angegebene Dosisleistung ist sehr pessimistisch berechnet worden.

Die zulässigen Dosen für eine elektronische Nutzlast liegen in dem Breich von $5 \cdot 10^5$ bis 10^7 rad für Gammastrahlung.

Die vom Kern der Batterie emittierte Gammastrahlung setzt bei der Absorption Elektronen frei. In den äußeren Schichten der Batteriehülle können nun diese Elektronen austreten und laden dadurch die Raumsonde auf. Die später austretenden Elektronen müssen also gegen ein ständig wachsendes Feld anlaufen und werden abgebremst. Im Gleichgewichtszustand werden dann genau so viele Elektronen von der Sonde wieder eingefangen, wie ausgesandt werden, d.h. die Sonde wird von einer Elektronenwolke begleitet.

1.1.8. Einsatzmöglichkeiten

Ein Radionuklidgenerator der beschriebenen Art wird hauptsächlich bei Missionen Anwendung finden, die weiter in den interplanetaren Raum hinausreichen, d.h. jenselts der Erdbahn. Bei diesen Missionen ist mämlich eine Energieversorgung durch Sonnenzellen.infolge der schnell kleiner werdenden Leistungsdichte der Sonnenstrahlung unwirtschaftlich, Brennstoffzellen dürften eine zu kurze Lebensdauer aufweisen. Außerdem kommt noch hinzu, daß jenselts der Marsbahn



1.1.15

eine zusätzliche Aufheizung der Sonde erforderlich werden könnte, um ein einwandfreies Arbeiten der Elektronik zu gewährleisten. Diese Aufheizung kann bei Verwendung eines Radionuklidgenerators in einfacher Weise durch dessen Verlustwärme erfolgen. Aus Bild 1.1.7 geht hervor, wie stark die Gleichgewichtstemperatur einer nichtbeheizten Sonde sinkt (Kurve 1) und wie hoch sie bei Verwendung eines Radionuklidgenerators bleibt (Kurve 2). Als Beispiel könnte man eine Jupitermission betrachten. Ohne Aufheizung würde die Temperatur auf 120°K sinken und mit Aufheizung nur auf 246°K.

Weitere Anwendungsgebiete sind:

Satelliten im Strahlungsgürtel.

Sonden in einer dichten Flanetenatmosphäre (z.B. Venus). Sonden auf der Nachtseite eines sich langsamdrehenden Himmelskörpers (z.B. Mond).

Meteor- und Planetoidensonden.

Als weitere technische Möglichkeit kann man daran denken, mit der Verlugtwärme des Abstrahlers eine Stützmasse aufzuheizen, die Lageregelungs- oder Steueraufgaben ausführen könnte.

Außerdem besteht noch die Möglichkeit, die auf einem hohen Temperaturniveau enfallende Abwärme durch eine nachgeschaltete thermoelektrische Wandlung zu verringern und zusätzliche elektrische Energie zu gewinnen.

200



Gleichgewichtstemperatur einer schwarzen Sonde.

Bild 1. 1.

V

Literatur:

1. J. Euler

"Neue Wege zur Stromerzeugung" Akademische Verlagsgesellschaft Frankfurt am Main 1963

2. Harold L. Davis

"Isotope Costs and Availability" Nucleonics Vol. 21, No. 3-March 63

3. BBC Zentrales Forschungslabor Nuklearthermionischer Generator für 150 kw["] Jahresberichte 1962 - 64

NUKLEARE ANTRIEBE

2.

2.1. <u>EINSATZANALYSE EINES ISOTOPENANTRIEBES UND VERGLEICH</u> MIT ELEKTROSTATISCHEN UND CHEMISCHEN ANTRIEBEN.

Die vorliegende Untersuchung ist in zwei Abschnitte unterteilt:

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

Als Trägersystem wurde die ELDO B herangezogen, wofür sich je nach Ausführung und Startplatz folgende Nutzmassen ergeben:

| (1) printingen zu die c'A-vm-Amraniau | (1) | Einbringen | in | die | 250-km-Umlaufbahn | ; |
|---------------------------------------|-----|------------|----|-----|-------------------|---|
|---------------------------------------|-----|------------|----|-----|-------------------|---|

| Start | ELDO B 1 ^m N | [kg] ELDO B 2 |
|------------------|-------------------------|------------------|
| Aquator ostwärts | 2000 | |
| Woomera polar | 1600 | 2400 |

(2) Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit in 200 km Höhe unter $\Psi = 30^{\circ}$

| Start | | 1 | m _N | kg |
|---------|----------|--------|----------------|----------|
| | | ELDO B | 1 | ELDO B 2 |
| Äquator | ostwärts | 180 | | - |
| Woomera | polar | 80 | | 640 |

Diese Werte wurden der Studie:

ELDO B Launcher Study 3,5

ELDO Future Programme

Vol. 2

entnommen und um ca. 20 % reduziert. Diese angenommene Nutzlastverkleinerung soll ein mögliches Anwachsen der Strukturmasse während der Entwicklungszeit berücksichtigen. Außerdem sollen damit die Verluste in Rechnung gestellt werden, die durch zusätzliche Steuermanöver, z. B. beim Einbringen in die Kreisbahn, begründet sind.

Diese Nutzmassen stellen die Startmassen m_A der folgenden Betrachtung dar.

Für die einzelnen Antriebssysteme wurden folgende Annahmen getroffen:

Das Isotopentriebwerk soll bei

$$sp_{is} = 800 \frac{kp s}{kg}$$

einen konstanten Schub von

$$S_{18} = 100 \text{ p} \triangleq 10^{-1} \text{ kp}$$

liefern. Diese Werte lassen sich mit Wasserstoff als Stützmittel und einer Aufheiztemperatur von 2400 ^OK erreichen, wofür man ca. 5,34 KW Isotopenleistung benötigt. Unter Verwendung von Strontiumoxyd wären dafür 6,63 kg Isotopenmasse nötig.

Die Triebwerksmasse nebst Abschirmung soll 30 kg betragen.

Für den elektrostatischen Antrieb wird ein Reaktor mit 20 KW elektrischer Leistung zugrunde gelegt. Die Masse des Reaktors nebst Abschirmung, Wandler und Triebwerk wird mit 1300 kg geschätzt.

Der spez. Impuls des Triebwerks wird variiert und zwar werden folgende Werte betrachtet

$$I_{sp} = 2 170 \frac{kps}{kg}$$

$$= 5 000$$

$$= 10 000$$

$$= 15 000$$

2.1.2

Im Fall (2), d. h. Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit und damit verbundener kleiner Start - bzw. Treibstoffmasse, wurde außerdem ein Feststofftriebwerk mit in die Betrachtung einbezogen. Es soll mit Polybutadien - Akrylsäure - Akrylnitril mit Al-Pulver/Ammoniumperchlorat einen spez. Impuls von 300 $\frac{kp \ s}{kr}$ liefern.

Abschließend sei bemerkt, daß zur Vervollständigung vorliegender Arbeit unbedingt eine Bahnrechnung erforderlich ist. die aufgestellten Diagramme lassen erst in Zusammenhang mit den aus der Bahnrechnung folgenden Δv -Werten Schlüsse darüber zu, welches der Antriebssysteme für eine bestimmteMission die größere Nutzlast liefert.

Für zwei spezielle Fälle, nämlich den Übergang auf die 24 h -Bahn und Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit läßt sich der Geschwindigkeitsbedarf näherungsweise bestimmen. Für diese Missionen ist also die Feststellung möglich, welches der betrachteten Systeme die größere Nutzlastkapazität besitzt.

Demgegenüber lassen sich die Systeme für interplanetare Missionen nur dann beurteilen, wenn eine exakte Bahnrechnung vorliegt.

2.1.3

2.1.1 Start vom 250 km Orbit

2.1.1.a Allgemeine Betrachtung:

Nutzlastkapazität abhängig vom Geschwindigkeitsbedarf

aa)Isotopenantrieb

Für das Isotopentriebwerk wird der größte zur Zeit erreichbar erscheinende spez. Impuls zugrunde gelegt, nämlich

$$f_{sp_{is}} = 800 \frac{kps}{kg}$$

d. h. die Ausströmgeschwindigkeit soll

 $w_{18} = 7848 \frac{m}{5}$

sein.

Ferner wird für den Schub angenommen:

$$S_{is} = 100 \text{ p} \triangleq 10^{-7} \text{ kp}$$

Dieser Wert erscheint im Hinblick auf die Verfügbarkeit von Radionukliden sinnvoll.

Es soll nun festgelegt werden, daß in dem Δv -Glied der nachstehenden Raketengrundgleichung der eigentliche Geschwindigkeitszuwachs und die Verluste enthalten sind. Durch Vorgabe eines so definierten Geschwindigkeitsbedarfes, folgt aus der Grundgleichung die Endmasse:

$$u_{is} = \ln \frac{m_A}{m_E}$$

d. h.

$$m_{\rm H} = m_{\rm A} e^{\frac{-\Delta v}{W_{\rm is}}}$$

Die Stützmittelmasse ist somit:

m_p = m_A - m_E is is

Aus dieser Stützmittelmasse m berechnet sich, unter Verwendung eines Strukturfaktors von

ⁿStr_{is} =
$$12\%$$

die Strukturmasse:

Für die Triebwerksmasse kann als durchaus vertretbarer Wert angenommen werden:

$$m_{Tr_{is}} = 30 \text{ kg}$$

wobei die Abschirmung bereits berücksichtigt ist.

Die Nutzlast ergibt sich dann aus folgender Beziehung:

$$m_{N_{is}} = m_{E_{is}} - m - m_{Tr_{is}}$$

Ferner errechnet sich die Dauer der angetriebenen Flugphase zu

$$t_{is} = \frac{m_{p}}{m_{is}}$$

wobei der Durchsatz durch

gegeben ist.

 $m_{N_{is}}$ und t siehe in Tab. 1.
| Δ v | | | | 1000 | 2500 | 5000 | 7500 | 10 000 | 15 000 | 20 000 |
|---------------------|----------------|-----------------------|------|-------|-------|--------|--------|--------|--------|------------|
| ₩ i | s [<u>n</u>] | m _A = 2000 |) kg | | | | 7848 | | | |
| m _N ia | [kg] | | • | 1702 | 1360 | 915 | 592 | 356 | 62 | |
| ^t is | [d] | | | 22,13 | 50,46 | 87,22 | 113,89 | 133,43 | 157,78 | - |
| | | m _A = 1600 |) kg | | | | | • | • | |
| ^m N i | [kg] | | | 1356 | 1082 | 727 | 468 | 279 | 43 | |
| ^t is | [d] | | | 17,68 | 40,37 | 69,72 | 91,11 | 106,76 | 126,20 | - |
| | | m _A ≃2400 | kg | | | · | | - | | |
| m _N is | [kg] | | | 2049 | 1638 | 1104 | 717 | 434 | 80 | - |
| tis | [d] | | | 26,57 | 60,55 | 104,63 | 136,66 | 160,09 | 189,35 | 6 2 |

2.1.6

0

Entwicklungsring Nord

Bremen

Tab

bb)

Elektrostatischer Antrieb

Der Wirkungsgrad soll sich wie folgt mit dem spez. Impuls ändern.

| $I_{sp_{el}}\left[\frac{kp \ s}{kg}\right]$ | 1500 | 2000 | 4000 | 7000 | 10 000 | 14 000 |
|---|------|------|------|------|--------|------------|
| γ [%] | 45 | 51 | 63 | 77,5 | 78 | 7 8 |

siehe: Projektstudie:

Nuklear-elektrischer Nutzlast-Transporter ERNO - DFL - BBC/Krupp

Im vorliegenden Fall wurden für die Rechnung folgender Werte

| sp _{el} | Detrachtet | I _{sp.} | = 2170 | ka |
|---------------------------------------|------------|------------------|----------------|----|
| · · · · · · · · · · · · · · · · · · · | : | -fel | 5000 | |
| · · · | | | 1 0 000 | 11 |
| an Galaiste Galaiste Galaiste | | | 15000 | 11 |
| | | | | |

Mit der vorgegebenen elektrischen Leistung des Reaktors sind damit die Schübe festgelegt.

 $P_{Tr_{el}} = \gamma P_{EL_{el}}$

ferner ist:

d. h.

 $P_{Tr_{el}} = \frac{\dot{m}_{el}}{2} \quad w_{el}^{2}$ $\dot{m}_{el} = \frac{2 \quad \gamma \quad P_{EL_{el}}}{w_{el}^{2}}$ $s_{el} = \frac{2 \quad \gamma \quad P_{EL_{el}}}{w_{el}}$

| $I_{sp_{el}}\left[\frac{kp \ s}{kg}\right]$ | Wel $\left[\frac{m}{s}\right]$ | [%] | S _{el} [p] |
|---|--------------------------------|-----|---------------------|
| 2. 170 | 21 288 | 52 | 100 |
| 5 000 | 49 050 | 69 | 57,38 |
| 10 000 | 98 100 | 78 | 32,43 |
| 15 000 | 147 150 | 78 | 21,62 |

Wie bereits unter aa) beschrieben, ergibt sich aus der Grundgleichung, unter Vorgabe eines Δv , die Endmasse:

$$m_{E_{el}} = m_{A} e^{-\frac{\Delta v}{W_{el}}}$$

und die Stützmittelmenge:

m_{pel} = m_A - m_Eel

Für die Masse des Reaktors einschließlich Abschirmung, Wandler und Triebwerksanlage sowie der Struktür wird der Wert

angesetzt. Er erscheint zur Zeit als ausreichend aber auch erforderlich.

Somit ist die Nutzmasse des elektrischen Antriebes

$$m_{N_{el}} = m_{E_{el}} - m_{R}$$

Die Flugzeit im angetriebenen Zustand ergibt sich wie unter aa) zu: m_p

$$t_{el} = \frac{t_{el}}{m_{el}}$$
$$t_{el} = \frac{m_{el}}{2} w_{el}^{2} \frac{1}{\gamma P_{EL}}$$

m_{N und t} siehe in Tab. 2.

2.1.8

| Г га 7 | | | 4005 | 0 . | | *** • • | | | |
|---------------------------|-------------------------|-------------------------------------|----------|------------|--------|----------------|---------|---------|---------|
| v s | | | 1000 | 2500 | 5000 | 7500 | 10 000 | 15 000 | 20 000 |
| | m _A =2000 kg | I =2170 kp sp _{el} | <u>S</u> | | | | | | |
| n _N [kg] el | · · | | 608 | 478 | 281 | 106 | | - | - |
| [d] | | | 23,11 | 55,76 | 105,24 | 149,20 | - | | - |
| | | I =5000 kp sp _{el} | 8 | | | | · | | |
| el [kg] | | | 660 | 601 | 506 | 417 | 331 | 173 | 31 |
| el [d] | | | 40,32 | 99,81 | 195,59 | 285,32 | 372,02 | 531,32 | 674,47 |
| | | $I_{sp_{el}} = 10000 \frac{kp}{kp}$ | 5 | | | | | | |
| n _{Nel} [kg] | | | 680 | 650 | 601 | 553 | 506 | 416 | 331 |
| el [d] | | | 71,38 | 178,45 | 353,32 | 524,63 | 692,37 | 1013,57 | 1316,92 |
| | | $I_{sp_{el}} = 15000 \frac{kp}{kg}$ | 5 | | | | | | |
| N _{Nel} [kg] | | | 686 | 666 | 633 | 601 | 567 | 506 | 446 |
| el [d] | | | 112,44 | 273,08 | 538,13 | 795,16 | 1068,25 | 1558,20 | 2040,10 |

22

2.1.9

Π

Z \bullet

Entwicklungsring Nord

ġ Ĝ

| ∆v | [m] 6] | | | 1000 | 2500 | 5000 | 7500 | 10 000 | 15 000 | 20 000 |
|-----------------------|--------------------|-------------------------|--|----------------|--------|--------|-------------|--------|---------|---------|
| | | m _A =1600 kg | I _{spol} =2170 ^{kp s} kg | | | | | | | |
| ^m Nel | [kg] | | | 227 | 123 | | - | a | | |
| ^t el | [d] | | $I_{sp} = 5000 \frac{kp}{kg}$ | 18,33 | 44,45 | | · · · · · · | - | | - |
| ^m Nel | [kg] | | ^r el ^r | 268 | 220 | 145 | 73 | 5 | - | - · · · |
| tel | [d] | | I =10000 ^{kp_6} | 32 , 27 | 80,68 | 156,32 | 228,94 | 297,51 | *** | ** |
| m _N el | [kg] | | sp _{el} kg | 284 | 260 | 220 | 182 | 145 | 73 | 5 |
| ^t el | [d] | | T 45000kp 6 | 57,10 | 142,75 | 285,51 | 421,13 | 553,17 | 810,13 | 1052,81 |
| ^m N - 7 | [kg] | | sp _{el} =15000 kg | 289 | 273 | 247 | 220 | 195 | 145 | 97 |
| ei t _{el} | [d] | | | 88,33 | 216,81 | 425,59 | 642,40 | 843,14 | 1244,64 | 1630,08 |

2.1.10

Tab.

N

ミス

0

Ō

ngsring

Z Ô

11 rem

0

| _∆v [| | | | | 1000 | 2500 | 5000 | 7500 | 10 000 | 15 000 | 20 000 |
|------------------------------|------|----------------------|----|---------------------------------|----------|--------|--------|--------|---------|------------------|----------------|
| | | m _A =2400 | kg | $I_{sp} = 2170 \frac{kp s}{kg}$ | | | | | | | |
| ^m Nel | [kg] | | | ·ei · | 990 | 834 | 598 | 388 | 200 | | - |
| tel | [d] | | | | 27,63 | 66,81 | 126,08 | 176,31 | 226,04 | - | - |
| | | · | | I =5000 kg s | | | | | • | | |
| ^m Nel | [kg] | | | | 1052 | 981 | 867 | 760 | 658 | 468 | 297 |
| tel | [d] | | | | 48,41 | 120,01 | 234,99 | 342,90 | 445,77 | 637,39 | 809 ,85 |
| | | | | $I_{sp} = 10000 \frac{kp}{kg}$ | 5 | | | | | | |
| ^m N _{el} | [kg] | | | | 1076 | 1040 | 981 | 923 | 868 | 760 | 657 |
| t _{el} | [d] | | | | 85,65 | 214,13 | 424,69 | 631,69 | 827,98 | 1213,41 | 1581,00 |
| | | | | I =15000 kg | 9 | | | - | | | |
| ^m Nel | [kg] | | | | 1084 | 1060 | 1020 | 981 | 942 | 867 | 795 |
| tel | [d] | | | | 128,48 | 321,20 | 642,40 | 955,56 | 1268,73 | 1870 , 98 | 2449,13 |

0.24

°,

Entwicklungsring Z

83

٥

Tab.

N

cc) Chemischer Antrieb

Für das chemische Triebwerk wird die Kombination O_2/H_2 zugrunde gelegt. Die Anströmgeschwindigkeit ist also

$$w_{ch} = 4500 \frac{m}{s}$$

d. h.

 $I_{sp_{ch}} = 458.7 \frac{kps}{kg}$

Der Rechnungsgang verläuft wie unter aa). Der Strukturfaktor ist ebenfalls

$$n_{Str_{ch}} = 12\%$$

jedoch soll in der so berechneten Strukturmasse die Triebwerksmasse enthalten sein.

Die Nutzlast ergibt sich also aus der Differenz

m_N siehe Tab. 3. ch

Eine Aussage über die Dauer der Schubperiode ist für die vorliegende Betrachtung uninteressant, da sie keine Rückschlüsse über die Missionsdauer zuläßt, im Gegensatz zu den Kleinschubsystemen, bei denen man sich vorstellen kann, daß die Missionszeit identisch mit der Dauer der angetriebenen Phase ist, d. h. daß der Übergang ohne Freiflugphase erfolgt.



2.1.13

ヨフ

3

WICK

ring

03

Tab. 3



vickiungsring Nord - Brei

Π

Breme

3





Entwicklungsring Nord · Bremen





Abb.2.2, b. Auslegungskennfeld Trägerfahrzeug ELDO B 1 Start: Woomera (polar) m_o=1600 kg









.

.

. •

dd) Graphische Darstellung und Interpretation der Ergebnisse.

Die berechneten Nutzmassen werden als Funktion des Geschwindigkeitsbedarfes aufgetragen, wobei im Fall des elektrostatischen Triebwerks der spez. Impuls als Parameter dient. Siehe Abb. 2.1.a, 2.1.b, 2.1.c.

Es erübrigt sich, an dieser Stelle darauf hinzuweisen, daß zur Erfüllung einer bestimmten Mission je nach Antriebsart ein spezieller Geschwindigkeitsbedarf erforderlich ist.

Man kann also aus der Darstellung nicht unmittelbar schließen, daß der Isotopenantrieb gegenüber dem chemischen eine größere Nutzlast liefert, weil die Kurve für m_N oberhalb der von m_{N ob}

Dagegen läßt sich bei der Gegenüberstellung des Isotopenantriebs mit dem elektrischen Antrieb eine, wenn auch begrenzte, Aussage machen. Betrachtet man nämlich einen spiralförmigen Übergang von Kreisbahn zu Kreisbahn und läßt nur kleine Bahnwinkel zu, so ist der Geschwindigkeitsbedarf dieser Mission näherungsweise durch die Differenz der Kreisbahngeschwindigkeiten gegeben.

$$\Delta \mathbf{v} = \mathbf{v}_{\mathrm{Kr}_{1}} - \mathbf{v}_{\mathrm{Kr}_{2}}$$

Dieser Wert gilt dann sowohl für den Isotopenantrieb als auch für das elektrische Triebwerk,

$$\Delta \mathbf{v}_{is} = \Delta \mathbf{v}_{el} = \Delta \mathbf{v}_{\bullet}$$

Man kann also in diesem Fall aus der Lage der Kurven zueinander, Rückschlüsse auf das Verhalten der Nutzlasten ziehen und zwar liefert dann für kleine \triangle v-Werte das Isotopentriebwerk die größere Nutzlast, wogegen bei großen \triangle v-Werten der elektrische Antrieb überlegen ist.

Die Diagramme 2.1.a, 2.1.b, 2.1.c werden erweitert in Form von Abb. 2.2.a, 2.2.b, 2.2.c und 2.3.a, 2.3.b, 2.3.c.

In den Abbildungen 2.2 ist die Nutzmasse als Funktion des spez. Impulses des elektrischen Antriebes aufgetragen. Dabei wird der Geschwindigkeitsbedarf $\bigtriangleup v_{el}$ als Farameter benutzt.

Die Nutzmassen des Isotopenantriebes folgen aus Abb. 2.1 mit $\Delta \mathbf{v}_{is}$, wobei nun $\Delta \mathbf{v}_{is}$ mit $\Delta \mathbf{v}_{el}$ über den Parameter

$$= \frac{\Delta \mathbf{v}_{el}}{\Delta \mathbf{v}_{ie}}$$

gekoppelt ist.

Für einen bestimmten γ -Wert ergibt sich unter Vorgabe der Parameterwerte Δv_{el} eine Nutzlastkurve. Sie stellt die Grenze zwischen den Bereichen dar, in der entweder das Isotopentriebwerk oder das elektrische Triebwerk die größere Nutzmasse befördern kann. Ist z. B. für eine Mission der Bedarf Δv_{el} und das Verhältnis γ bekannt, so schließt man, daß das Isotopentriebwerk die größere Nutzlast liefert, wenn das verglichene elektrische Triebwerk mit einem I arbeitet, sp_{el} das kleiner ist als der Abzissenwert, der zu dem Schnittpunkt der Δv_{el} -Kurve und der γ -Kurve gehört.

Analoge Überlegungen führen im Fall des chemischen Triebwerkes auf die Kurven 3, wobei

$$3 = \frac{\Delta \mathbf{v}_{el}}{\Delta \mathbf{v}_{ch}}$$

ist. Auch in diesem Fall stellen die Kurven Grenzen dar, in der Art wie eben beschrieben.

Daneben sind in den Diagrammen die Flugzeiten t_{is} und t_{el} eingetragen, wobei wiederum angenommen ist, daß während der gesamten Dauer der Mission der Raumkörper angetrieben wird.

Zur Durchführung einer Mission sei z. B. im Fall des elektrischen Triebwerks notwendig

 $\Delta \mathbf{v}_{el} = 12000 \frac{m}{s}$

Ę.

2.1.16

und für das Isotopentriebwerk

$$\Delta v_{1s} = 8571 \quad \frac{11}{s}$$

 $\eta = 1.4$

d. h.

Damit liegt die Grenze bei:

$$I_{sp_{el}}^* = 10500 \frac{kp}{kg}$$

Das Isotopentriebwerk liefert eine Nutzmasse von

bei einer Flugdauer von

 $t_{is} \approx 123$ d

Arbeitet das elektrische Triebwerk mit einem spez. Impuls von

$$I_{spel_1} = 9000 \frac{kps}{kg}$$

so ist es dem Isotopentriebwerk an Nutzlastkapazität unterlegen. Es liefert vergleichsweise

 $m_{N_{el_1}} = 444 \text{ kg}$

bei einer Flugzeit von

$$t_{el_1} \approx 730$$
 d

^mNel₂ = 505 kg

t_{el}≈ 990 d

Legt man dagegen dem elektrischen Triebwerk einen spez. Impuls von

 $I_{sp_{el_2}} = 12\ 000\ \frac{kp\ s}{kg}$

zugrunde, so ist es bei gleichem Δv_{el} , dem Isotopentriebwerk an Nutzlastkapazität überlegen. Es liefert dann

benötigt aber

Es sei hier auf die Flugzeiten des elektrischen Triebwerkes hingewiesen. Sobald im Fall 1 (730 Tage) als auch im Fall 2 (990 Tage) dürfte die Zeit z. T. weit oberhalb der Lebensdauer eines Reaktors liegen, wenn man dafür keinen realisierbar erscheinenden Wert von ca. 2 Jahren annimmt.

Für die gleiche Mission sei der Geschwindigkeitsbedarf des chemischen Antriebes $\Delta v_{ch} = 6000 \frac{m}{s}$

d. h.

3 = 2

dann ist die Nutzmasse

$$m_{N} = 347 \text{ kg}$$

Die Grenze des spez. Impulses liegt dann bei

$$I_{sp}^{**} = 6350 \frac{kp s}{kg}$$

Arbeitet das elektrische Triebwerk mit einem $I_{sp} > I_{sp}^{**}_{el}$, so ist es dem chemischen Antrieb an Nutzlastkapazität überlegen. Zusammenfassend läßt sich also für den vorgegebenen Fall sagen, daß ein elektrischer Antrieb nur dann mehr Nutzlast liefert, wenn $I_{sp} > 10500 \frac{kp s}{kg}$ ist. Dabei tritt allerdings eine Reisezeit auf, die die Anwendung eines derartigen Triebwerkes unmöglich erscheinen läßt. Andernfalls ist das Isotopentriebwerk überlegen und zwar sowohl dem elektrischen als auch dem chemischen Triebwerk.

2.1.17

Es muß an dieser Stelle erwähnt werden, daß die Δv -Werte des vorangegangenen Beistiels frei angenommen wurden, da z. Zt. keine Δv -Werte für eine definierte Mission vorliegen. Es wäre wünschenswert, anhand von Bahnrechnungen diese Lücke zu schließen. Die so berechneten Δv -Werte ließen dann eine exakte Aussage darüber zu, in welchem Bereich das Isotopentriehwerk dem elektrischen als auch dem chemischen Antrieb an Nutzlastkapazität überlegen ist.

Die Diagramme Abb. 2.3a, 2.3.b, 2.3.c gehen aus Abb. 2.2.a, 2.2.b, 2.2.c hervor. In dieser Darstellung ist der Geschwindigkeitsbedarf $\triangle v_{el}$ über den spez. Impuls I aufgetragen, sp_{el} wobei die Nutzlast als Farameter auftritt. Diese Diagramme lassen die gleiche Aussage zu, wie die bereits benutzten Abbildungen 2.2.

Spezielle Missionen

Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit

aa) Das Spiralen

2.1.1.b

<u>a</u>()

Für das Spiralen mit konstantem tangentialen Schub gilt

$$\frac{r}{r_{o}} = \frac{1}{\left[1 + \frac{w}{v_{Kr}} \ln \left(1 - \frac{a}{w}\right)\right]^{2}}$$

siehe: 1)Jon Propulsion for Space Flight

E. Stuhlinger S. 125

2)Space Flight

K.A. Ehricke S. 737

Dabei ist die vereinfachende Annahme getroffen worden, daß die Geschwindigkeit des Körpers in jedem Funkt gleich der Kreisbahngeschwindigkeit in diesem Funkt ist. (Kleine Bahnwinkel).



Flucht wird nach 2) erreicht bei $r \longrightarrow \infty$, so daß der Nenner Null gesetzt werden kann.

$$1 + \frac{W}{V_{Kr}} \ln \left(1 - \frac{a t}{w}\right) = 0$$

- V...

aufgelöst ergibt:

$$t_{\Theta S} = \frac{W}{a_{\Theta}} (1 - e^{-\frac{N\Gamma}{W}})$$

Die so berechnete Zeit stellt einen oberen Grenzwert dar. Die tatsächliche Flugzeit wird unterhalb dieses Wertes liegen. Diese Größe kann dimensionslos gemacht werden,

$$\frac{t_{es}}{m_{A}} = 1 - \Theta$$

womit man eine allgemein gültige Beziehung für die Zeit bis zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit gefunden hat. Siehe Abb. 2.4.

Mit den bekannten spez. Impulsen der Kleinschubsysteme berechnet man sich also, unter Verwendung der Kreisbahngeschwindigkeit im Startorbit (250 km)

$$v_{Kr} = 7.753 \frac{km}{s}$$

die dimensionslose Größe $\frac{V_{K,r}}{W}$. Aus Abb. 2.4 folgt damit die dimensionslose Flugzeit $\frac{t_{es}}{m_A}$ und somit t_{es}

Der Geschwindigkeitsbedarf ist dann aus

$$\Delta v_{es} = w \ln \frac{1}{1 - \frac{t_{es}}{\frac{m_A}{m_A}}}$$

zu bestimmen, womit sich aus den Abbildungen 2.1, 2.2 oder 2.3 die Nutzlasten entnehmen lassen.

bb) Isotopenantrieb

Die Werte des Isotopenantriebs ergeben sich auf diese Weise zu:

| | I _{sp_{is}} | $\begin{bmatrix} \frac{kp \ s}{kg} \end{bmatrix}$ | 800 |
|-------------------------|------------------------------|---|-------|
| | ∆v _{es} | | 7,75 |
| m _A = 2000 k | g t _{es} is | [d] | 116,3 |
| | ^m Nesis | [kg] | 560 |
| m _A = 1600 k | g t _{es} is | [d] | 93,0 |
| | ^m Nesis | [kg] | 445 |
| $m_A = 2400$ k | g t _{es} is | [d] | 139,5 |
| | ^m Nesis | [kg] | 685 |

| (0) Elektrostatischer Antrieb | | | | | | | | | |
|-------------------------------|---------------|-------------|----|--------------------------|----------------------------------|-------|-------|--------|--------|
| | | | | Ispel | $\left[\frac{kp \ s}{kg}\right]$ | 2 170 | 5 000 | 10 000 | 15 000 |
| + * | | | | $\Delta \mathbf{v}_{es}$ | $\left[\frac{km}{s}\right]$ | | 7, | 75 | |
| m | A = | 2000 | kg | t _{es} el | [d] | 153,2 | 294,9 | 541,7 | 824,3 |
| | | | | ^m Nesel | [kg] | 88 | 407 | 548 | 595 |
| m | 1 = | 1600 | kg | t _{es} el | [d] | 122,6 | 235,9 | 433,5 | 658,9 |
| | | • • • | | ^m Nesel | [kg] | - | 65 | 179 | 217 |
| m _A | ب ا | 2400 | kg | tes _{el} | [a] | 183,8 | 353,9 | 650,0 | 988,4 |
| | | | · | ^m Nesel | [kg] | 370 | 748 | 919 | 977 |

2.1.20

dd) Chemischer Antrieb

Der Geschwindigkeitsbedarf der im Falle des chemischen Antriebes aufzubringen ist, um auf der Kreisbahn ro Fluchtgeschwindigkeit zu erreichen, ist



Berücksichtigt man einen Gravitationsverlust von 12 %, so ist der Bedarf:

$$\Delta v_{esch} = 3,596 \frac{km}{s}$$

Die Nutzlasten sind damit:

 $m_A = 2000 \text{ kg} : m_N \text{es}_{ch}$ = 760 kg $m_A = 1600 \text{ kg} : m_N \text{os}_{ch}$ = 618 kg = 930 kg

 $m_A = 2400 \text{ kg} : m_N \text{es}$ ch

2.1.21



ERNO

24

Abb. 2.5.b. Nutzmassen m_{Nes} und Flugzeit t_{es} bis zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit m_A = 1600[kg]



Abb. 2.5. c. Nutzmassen m_{Nes} und Flugzeit t_{es} bis zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit m_A = 2400[kg]



24

Abb. 2.6.

24

Nutzmassen für Fluchtgeschwindigkeit.



ee) Vergleich der Ergebnisse

In Abb. 2.5.a, 2.5.b und 2.5.c sind die Nutzmassen des elektrischen Antriebs m_N und die Flugzeit t_{es} über ^{es}el den spez. Impuls I_{spel} aufgetragen.

Um sofort einen Vergleich anstellen zu können, wurde außerdem die Nutzmasse des chemischen Antriebs m_N und des Isotopenes_{ch} triebwerks eingetragen. Es ist dabei zu beachten, daß diese Werte, die als Waagerechte aufgetragen sind, in keinem Zusammenhang mit der Abzisse stehen.

Ferner wurden in Abb. 2.6 die Nutzmassen der drei Systeme als Funktion der Startmasse m_A dargestellt.

Man erkennt, daß der chemische Antrieb über einen weiten m_A Bereich die größere Nutzlast liefert. Im Vergleich zum Isotopentriebwerk z. B., liefert der chemische Antrieb im betrachteten Bereich ca. 180 (kg) bis 250 (kg) mehr Nutzmasse. In Bezug auf das elektrische Triebwerk sind die Differenzen bei kleinen I_{sp</sup>el} z. T. bedeutend größer. Bei großen spez. Impulsen dagegen sind sie der Gestalt, daß für kleine m $_{\Lambda}$ der Unterschied größer und für mittlere bis große m, kleiner ist. Dagegen liefert bei $m_{A}^{} > 2300$ kg) das elektrische Triebwerk mit großem I mehr Nutzlast als der chemische Antrieb. Der Vergleich des Isotopenantriebs mit dem elektrischen liefert ähnliche Verhältnisse. Für $m_A = 2400$ kg, liefert das Isotopentriebwerk zum Beispiel 685 (kg) Nutzlast. Diese Masse ist bis I sp_{el} 4200 kg \approx größer als die Nutzmasse, die das elektrische Triebwerk liefern könnte. Elektrische Antriebe mit einem I ^{Sp}el > 4200 dagegen, können eine größere Nutzmasse auf Fluchtgeschwindigkeit bringen.

Ähnlich liegen die Verhältnisse bei $m_{A} = 2000$ kg. Der spez. Impuls, bei dem hier Nutzlastgleichheit herrscht, liegt bei ca. 1080 $\frac{\text{kp s}}{\text{kg}}$.

2.1.23

Wie bereits erwähnt, bringen elektrische Antriebe mit I -Werte, sp_{el} die größer als die genannten Grenzwerte sind, höhere Nutzmassen auf Fluchtgeschwindigkeit, jedoch ist dieser I -Bereich sp_{el} uninteressant, weil die Reisezeit t zu lang wird;

Die Reisezeit ist aufgrund der Lebensdauer des Reaktors begrenzt, zumal die Missionsdauer noch über die Zeit des Hochspiralens hinweggeht.

Man wird unter Umständen sogar gezwungen sein, die Spiraldauer kleiner festzulegen, als es der Wert für Nutzlastgleichheit angibt. In keinem Fall dürfte also wegen der Zeitbegrenzung das Isotopentriebwerk dem elektrischen an Nutzlastkapazität überlegen sein.

An dieser Stelle sei noch auf einen Vorzug des elektrischen Antriebes hingewiesen, der unter Umständen von entscheidender Bedeutung sein kann. Es handelt sich dabei um die Tatsache, daß der elektrische Antrieb mit dem Reaktor bereits eine Energieversorgungsanlage an Bord hat, deren Masse sowohl beim Isotopenäntrieb als auch beim chemischen von der Mutzmasse abzuziehen wäre. Dies bedeutet eine zusätzliche Nutzlastverkleinerung bei den beiden zuletzt genannten Systemen. Unter Umständen ist die Kompensation durch die Nutzmasse sogar unmöglich.

B.) Übergang auf die 24 h - Bahn

aa) Das Spiralen

Es werden die gleichen Annahmen getroffen wie unter \propto), so daß auch hier für das Spiralen gilt:

$$\frac{r}{r} = \frac{1}{\begin{bmatrix} 1 + \frac{W}{V_{Kr}} & \ln(1 - \frac{a_{o}t}{W}) \end{bmatrix}^{2}}$$

 $r_0 = 6620 \text{ km}$ $r_{00} = 6370 \text{ km}$ $r_{24} = 42370 \text{ km}$

$$g = \frac{r_{24}}{r_0} = 6,400$$

Die Reisezeit folgt daraus zu:

$$\mathbf{t}_{24} = \frac{\mathbf{w}}{\mathbf{a}_{o}} \begin{bmatrix} 1 - \mathbf{e} & \frac{\mathbf{N}\mathbf{f}}{\mathbf{w}} \left(\sqrt{\frac{1}{9}} - 1\right) \\ 1 - \mathbf{e} & \end{bmatrix}$$

٧.,

11

oder in dimensionsloser Form:

$$\frac{\frac{v_{Kr}}{w}}{\frac{1}{24}} = 1 - e$$

siehe Abb. 2.4

Mit dem spez. Impuls und der bekannten Kreisbahngeschwindigkeit des Startorbits, entnimmt man Abb. 2.4 die dimensionslose Flugzeit und durch Umrechnung mit m_A und m die Flugzeit selbst.

Der Geschwindigkeitsbedarf ergibt sich wie unter \propto) zu

$$\Delta v_{24} = w \ln \frac{1}{1 - \frac{t_{24}}{\frac{m_A}{m_A}}}$$

bb) Isotopenantrieb

Für das Isotopentriebwerk ergeben sich nach obengenannten Rechnungsgang folgende Größen.



cc) Elektrostatischer Antrieb

Für das elektrische Triebwerk ergeben sich die Werte entsprechend zu:

| I _{sp_{el}} | $\begin{bmatrix} kp & s \\ kg \end{bmatrix}$ | 2170 | 5.000 | 10 000 | 15 000 |
|--------------------------------|--|-------|-------|--------|--------|
| t ₂₄ el | [d] | 99,36 | 184,0 | 333,3 | 504,5 |
| ∆v ₂₄ _{e1} | | | 4 | ,688 | |
| m _{N24} el | [kg] | 305 | 518 | 606 | 635 |

dd) Chemischer Antrieb

Der Übergang von 250 km auf 36000 km Höhe soll auf einer Hohmann-Bahn erfolgen. Dafür gilt:

$$\Delta \mathbf{v} = \sqrt{\frac{2m}{r_0}} \frac{r_{24}}{r_0 + r_{24}} - \sqrt{\frac{m}{r_0}} + \sqrt{\frac{m}{r_{24}}} - \sqrt{\frac{2m}{r_0}} \frac{r_0}{r_0 + r_{24}}$$

2.1.25

Abb. 2. 7. Nutzmassen m_{N24} und Flugzeit t₂₄ für den Übergang auf die 24-h-Bahn.



Die Rechnung ergibt:

$$\Delta v_{24} = 3,93 \frac{\text{km}}{\text{s}}$$

Berücksichtigt man 12 % Gravitationsverluste, so ist der Geschwindigkeitsbedarf für den chemischen Antrieb:

 $\Delta v_{24} = 4,40 \frac{\text{km}}{\text{s}}$

Nach Abb. 2.1.a ist die Nutzlast:

$$m_{N_{24}} = 600 \text{ kg}$$

Die Übergangszeit kann aus der Umlaufzeit für die Ellipse bestimmt werden. Für die Umlaufzeit gilt:

$$\tau^2 = \frac{4\pi^2}{m} a^3$$

Die Übergangsbahn besteht aus einem halben Ellipsenumfang, d. h. die Flugzeit ist

$$t_{24} ch = \frac{\tau}{2}$$

 $t_{24} ch = 0.06991 d$
 $ch = 1.678 h$

ee) Vergleich der Ergebnisse

Abb. 2.7 gibt die Nutzmassen und die Flugzeit eines elektrischen Antriebes als Funktion des spez. Impulses wider. Analog den Abbildungen 2.5 wurde die Nutzmasse des Isotopenantriebs und des chemischen Antriebs eingezeichnet und zwar als Waagerechte. Dabei besteht, wie bereits erwähnt, zur Abzisse keine Zusammenhang.
Aus dieser Darstellung ist zu ersehen, daß das Isotopentriebwerk im Vergleich zu den beiden anderen Systemen die größere Nutzmasse liefert. Das chemische Triebwerk, daß gegenüber dem Isotopenantrieb ca.360 kg weniger Nutzlast liefert, ist bei kleinen I dem elektrischen Antrieb überlegen. Oberhalb I $\approx 9500 \frac{\text{kp S}}{\text{Kg}}$ liegt es dagegen ungünstiger, allerdings ist der Gewinn an Nutzlast, der durch das elektrische Triebwerk erreicht wird, gering.

Als Kriterium für die Auswahl eines Antriebssystems, ist die Betrachtung der Nutzlastkapazität jedoch nicht ausreichend. Daneben ist noch die Aufgabe des Satelliten von besonderer Bedeutung, d. h. der Umstand, ob zur Erfüllung der Aufgabe des Satelliten eine Energieversorgungsanlage in der Größenordnung eines Reaktors erforderlich ist oder ob der Energiebedarf durch kleinere Anlagen gedeckt werden kann.

Macht der Energiebedarf einen Reaktor erforderlich (direkte Fernsehübertragung), so wird der elektrische Antrieb vorzuziehen sein. Dieses System besitzt ja bereits einen Reaktor als Bauelement für die Schuberzeugung. Dagegen müßte im Falle des chemischen Antriebs und des Isotopentriebwerks die Masse des Reaktors auf Kosten der Nutzmasse kompensiert werden. Dadurch wird die Nutzlast empfindlich reduziert, z. T. reicht sie nicht einmal aus,um die Reaktormasse zu decken.

Der letzte Fall tritt z.B. beim vorliegenden chemischen Antrieb auf. Dagegen dürfte die Nutzmasse des Isotopenantriebs die Reaktormasse kompensieren, jedoch erscheint es fragwürdig, daß sie außerdem für die Aufnahme der Massen des Zubehörs wie Sender, Antennen etc. ausreicht.

Abschließend sei noch auf die Bedeutung der Flugzeit des elektrischen Antriebes hingewiesen. Man ist gezwungen, die Zeit für das Hochspiralen möglichst klein zu halten, da der Reaktor nur eine begrenzte Lebensdauer hat. Kleine Flugzeiten erfordern aber große Schübe, d. h. kleine spez. Impulse. Man liegt also im

2.1.27

Bereich der kleinen Nutzmassen. Diese dürften jedoch noch ausreichen, um die Massen des Zubehörs zu kompensieren, z. B. liefert ein elektrisches Triebwerk mit I $\approx 2200 \frac{\text{kp S}}{\text{kg}}$ bei ca. 100 d Flugdauer eine Nutzlast von ungefähr 300 kg.

2.1.2 Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit

aa) Isotopenantrieb

Der Wert für den spez. Impuls und den Schub bleibt erhalten, d. h. es ist:

 $I_{sp_{is}} = 800 \frac{kps}{kg}$ $S_{is} = 100 p - 10^{-1} kp$

Der Strukturfaktor erfährt jedoch aufgrund der kleinen Startund Stützmassen eine merkliche Änderung. Betrachtungen, die daraufhin angestellt wurden, haben für die drei betrachteten Startmassen folgende Werte ergeben:

 $m_{A} = 180 \text{ kg} \qquad n_{Str_{is}} = 23 \%$ $m_{A} = 80 \text{ kg} \qquad n_{Str_{is}} = 29 \%$ $m_{A} = 640 \text{ kg} \qquad n_{Str_{is}} = 19 \%$

Diese Werte berücksichtigen die Tank- und Isolationsmasse sowie die Förderanlage.

Die Masse des Triebwerks nebst Abschirmung soll wieder

betragen.

Der bereits unter 2.1.1 angeführte Rechnungsgang ergibt die in Tab. 4 enthaltenen Werte.

bb) Elektrostatischer Antrieb

Die Verwendung eines elektrischen Triebwerkes für einen Raumflugkörper,der sich erst nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit mit eigenem Antrieb fortbewegt, ist in dem hier betrachteten Rahmen nicht möglich, da die Masse des Reaktors nebst Wandlers, Abstrahlers und Triebwerks mit 1300 kg die Startmassen, gegeben durch die Nutzmassen des Trägerfahrzeuges, bei weitem übertrifft.

| $\Delta \mathbf{v} \left[\frac{\mathbf{m}}{\mathbf{s}} \right]$ | | 500 | 2 000 | 4 000 | 6 500 |
|--|--------------------------|--------|--------|----------------|--------------|
| Wis [s] | | | 784 | 8 | |
| | $m_A = 180 \text{ kg}$ | | | • • • • | |
| ^m N _N [kg] is | | 136,33 | 100,96 | 61,61 | 25,46 |
| t _{is} [d] | | 1,029 | 3,692 | 6,654 | 9,375 |
| | m _A = 80 kg | | | | |
| m _{N [kg]} | | 43,63 | 27,14 | 8,80 | . - , |
| t_{is} [d] | | 0,4574 | 1,641 | 2,957 | 4,167 |
| | $m_{A} = 640 \text{ kg}$ | | | | |
| m _N [kg] is | | 563.01 | 441,29 | 305, 97 | 181,60 |
| t_{is} [d] | | 3,656 | 13,14 | 23,66 | 33,33 |

2.1.30

Entwicklungsring Nord - Bremen

O

Tab. 4

cc) Chemischer Antrieb

I. Hochenergetisches Triebwerk

Wie unter 2.1.1 erwähnt, wird die Kombination 0₂/H₂ betrachtet mit

 $w_{ch} = 4500 \frac{m}{s}$

d.h.

 $I_{sp_{ch}} = 458,7 \frac{kps}{kg}$

Ein Strukturfaktor von 12 % ist jedoch nicht mehr zu vertreten. Vielmehr ergeben spezielle Betrachtungen für diesen Fall, daß der Strukturfaktor zwischen 19 und 46 % variiert, worin die Masse des Triebwerks nebst Förderanlage noch nicht enthalten ist.

Für die betrachteten Startmassen sollen folgende Werte gelten:

| m _A [kg] | S [kp] | ^m Tr _{ch} [kg] | n _{Str} [%] |
|---------------------|--------|------------------------------------|----------------------|
| 180 | 50 | 7 | 30 |
| 80 | 20 | 5 | 19 |
| 640 | 200 | 12 | 46 |

Der Rechengang erfolgt in der bereits bekannten Art. Siehe Tab. 4. 2.1.31

| $\Delta \mathbf{v} \begin{bmatrix} \mathbf{m} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix}$ | | 500 | 2 000 | 4 000 | 6 500 |
|--|-------------------------|-----------------|--------|--------|-----------------------------------|
| Wch _H [m] | | | 4 | 500 | |
| | m _A = 180 kg | | | | |
| m _N [kg] | | 148,38 | 89,11 | 35,29 | 1 (1) (m ⊂ 1) x ™ j (1) |
| m _N [kg] | $m_A = 80 \text{ kg}$ | 62,71 | 33,13 | 0,626 | · 2.) |
| | $m_A = 640 \ kg$ | | | | |
| m _N [kg] | | 54 7,8 8 | 354,97 | 179,80 | 46,14 |

0

Tab. 5

2.1.32

II. Feststofftriebwerk

In diesem Abschnitt soll für den chemischen Antrieb neben dem hochenergetischen noch ein Feststofftriebwerk betrachtet werden, um Vorzüge, die dieses Triebwerk in dem hier untersuchten Bereich eventuell besitzt, mit zu berücksichtigen.

Dazu wurde angenommen, daß als Treibstoff Polybutadien -Akrylsäure - Akrylnitril mit Al-Pulver-Zusatz/Ammoniumperchlorat dient. Damit soll analog den Angaben über die Titan III C ein spez. Impuls von

$$I_{sp} = 300 \frac{kps}{kg}$$

erreicht werden.

Für das Treibstoffverhältnis soll

$$T = \frac{mp}{m_0 - m_N} = 0,885$$

gelten und zwar unabhängig von der Kraftstoffmasse, wie es sich in erster Näherung ergibt, wenn man nur das Verhältnis h/d konstant hält.

Dafür ergeben sich die Nutzlasten der Tab. 5.

| $\Delta \mathbf{v} \left[\frac{\mathbf{m}}{\mathbf{s}} \right]$ | | 500 | 2 000 | 4 000 | 6 500 |
|--|------------------------|--------|--------|--------|-----------------------|
| en [m] | | | 2 | 943 | |
| | $m_A = 180 \text{ kg}$ | | | | |
| m _N [kg] | | 148,22 | 79,68 | 28,82 | °. |
| | $m_A = 80 kg$ | | | | |
| m _N [kg] | | 65,87 | 35,41 | 12,81 | - |
| | $m_A = 640 \text{ kg}$ | | | | |
| m _N [kg] | | 527,03 | 283,32 | 102,45 | - |

2.1.34

v

Π

O

Entwicklu

Zo

Breme

3

អា ឧ ប •

Gr -







ERNO Entwicklungsring emen

Abb. 2. 9.

24

 $\mathcal{A} = \frac{\Delta v_{ls}}{\Delta v_{ch}} f \ddot{u} r N utzlast gleichheit$

chemisch: hochenergetisch



Abb. 2.10

> 24

 $\mathcal{A} = \frac{\Delta v_{is}}{\Delta v_{ch}} \quad f \ddot{u}r \quad Nutz \, last gleichheit$

chemisch: Feststoff.



dd) Graphische Darstellung und Interpretation der Ergebnisse.

Wie in Abschnitt 2.1.1 wurden die Nutzmassen über den Geschwindigkeitsbedarf aufgetragen (Abb. 2.8.a, 2.8.b, 2.8.c). Auch hier darf man aus der Lage der Kurven nicht unmittelbar auf die Nutzlastkapazität der Antriebe für eine bestimmte Mission schließen, da ja die △v-Werte für eine Mission nach Antriebsart variieren können.

Das gilt insbesondere für Hochschub- und Kleinschubsysteme. Für die chemischen Antriebe untereinander kann man aber gleiche Geschwindigkeitsbedarfe zugrunde legen, das bedeutet aber, daß die Lage der Kurven zueinander das Nutzlastverhalten der beiden Antriebe widergibt. Man würde also bei einem Startgewicht von 80 kp ein Feststofftriebwerk vorziehen, wogegen in den beiden anderen Fällen ($m_A = 180$ kg und $m_A = 640$ kg) das hochenergetisch chemische Triebwerk günstiger erscheint. Das Isotopentriebwerk steht also bei kleiner Startmasse mit dem Feststofftriebwerk, bei großer mit dem hochenergetisch chemischen in Konkurrenz, wobei nun die unterschiedlichen $\triangle v$ -Werte zu beachten sind.Leider liegen diese Werte, die aus Bahnrechnungen folgen, noch nicht vor, so daß sich an dieser Stelle noch keine Entscheidung für das eine oder andere System treffen läßt.

Hat das Verhältnis

 $\Lambda = \frac{\Delta \mathbf{v}_{is}}{\Delta \mathbf{v}_{ab}}$

einen Wert, der in Abb. 2.9 oder Abb. 2.10 unter der zu m_A gehörenden Grenzkurve, bei der Nutzlastgleichheit herrscht, liegt, so liefert das Isotopentriebwerk die größere Nutzlast. Dies jedoch ist anhand der Bahnrechnung zu prüfen.

Normenklatur

[%] 7 [kw] Ρ. [p] [kp] S $\mathbf{w} \quad \left[\frac{\mathbf{m}}{\mathbf{s}}\right] \quad \left[\frac{\mathbf{k}\mathbf{m}}{\mathbf{s}}\right]$ m [kg] $\hat{\mathbf{m}} \quad \left[\frac{\mathbf{kg}}{\mathbf{s}} \right]$ I [kp s] t [s] [d] $\mathbf{v} \quad \begin{bmatrix} \underline{\mathbf{m}} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \underline{\mathbf{km}} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix} \\ \triangle \mathbf{v} \quad \begin{bmatrix} \underline{\mathbf{m}} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \underline{\mathbf{km}} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix}$ $\begin{bmatrix} \frac{m}{2} \\ \frac{km}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{km}{2} \\ \frac{km}{2} \end{bmatrix}$ r [m] [km] $\mathcal{M} \begin{bmatrix} \frac{m^3}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{km^3}{2} \end{bmatrix}$ $g \left[\frac{m}{s^2}\right] \left[\frac{km}{s^2}\right]$

3

?

À

Leistung Schub Ausströmgeschwindigkeit Masse

Wirkungsgrad

Massendurchsatz

Impuls

Zeit

Geschwindigkeit

Geschwindigkeitsbedarf

Beschleunigung

Kreisbahnradien

Gravitationskonstante

Erdbeschleunigung

dimensionslose Parameter

17 1) ft 1)

. .

| T | n | dı | zes | |
|---|---|----|-----|--|
| | | S | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |

| 16 | isotopisch | Str | Struktur |
|----------|----------------|-----|------------|
| el | elektrisch | Ţŗ | Triebwerk |
| ch | chemisch | R | Reaktor |
| ap | spezifisch | Kr | Kreisbahn |
| El | elektrisch | es | Flucht |
| A bzw. O | Anfangszustand | 24 | 24-h-Crbit |
| E | Endzustand | N | Nutzanteil |
| σ. | Stützmittel | | |

Literaturverzeichnis

| 1 | Stuhlinger, | Е., | Ior | Propulsio | on for | • Space | Flight |
|---|-------------|-----|-----|-----------|--------|---------|---------|
| | | | Mc | Graw-Hill | Book | Company | 1, 1964 |

Ehricke, K.A. Space Flight

Moeckel, W.E.,

2

3

Trajectories with Constant Tangential Thrust in Central Gravitational Fields NASA TR R-53 (1960)

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

2.2 <u>Betrachtungen zur Kombination von Isotopenbatterie</u> und -triebwerk

2.2.1 Möglichkeiten der Kombination

Mit der Isotopenbatterie und dem Isotopentriebwerk existieren zwei Systeme die von der Energieerzeugungsseite aus gesehen, eng verwandt miteinander sind.

Es liegt nun nahe, nach Nöglichkeiten einer Kombination dieser Systeme zu suchen.

Zu unterscheiden ist in diesem Zusammenhang:

- 1) eine Zusammenfügung von Bauelementen, in diesem Falle der Isotopenkerne
- 2) eine Kopplung der Energieströme.

Der unter 1) angeführte Fall, also die Zusammenlegung der Isotopenkerne, würde eine einheitliche Abschirmung und Isolierung gestatten. Somit könnte man mit einer Gewichtseinsparung rechnen, die allerdings keinen allzu großen Einfluß auf das Nutzlastverhältnis haben dürfte. Die örtliche Konzentration der Strahlungsquellen wird außerdem Beeinflussungen der Systeme untereinander hervorbringen die nachteilig sind. So wird im Allgemeinen bei der Schubphase des Triebwerks ein anderes Temperaturniveau im Kern vorherrschen als in der antriebslosen Phase, so daß sich auch für den Kern der Batterie zumindest an der Triebwerksseite Schwankungen ergeben werden, die wiederum auf die Funktion der Batterie rückwirken können. Dieser Nachteil ließe sich sicher durch eine entsprechende Bauart und Isolation vermeiden, dürfte aber ein Mehrgewicht verursachen, das einen Nutzlastgewinn in Frage stellt.

Zusammenfassend sei also vermerkt, daß diese Art von Kombination keinen großen Vorteil bringen wird.

Günstiger erscheinen dagegen Kombinationen, wie sie unter 2) zusammengefaßt sind, d. h. eine Kopplung der Energieströme bzw. Wärmeströme. Da im vorliegenden Fall eine thermionische Wandlung in der Batterie vorausgesetzt wurde, hat man zwei Systeme, die sich folgendermaßen voneinander unterscheiden:

Mit dem Isotopentriebwerk liegt eine Anordnung vor, in der durch den Zerfall des Radionuklids laufend Wärme produziert wird.

Während der Schubphase wird diese Wärme durch das Stützmittel abgeführt und dient zur Schuberzeugung. Geschieht der Flug antriebslos, so muß die erzeugte Wärme vernichtet werden. Dieses geschieht durch Abstrahlung.

Die Isotopenbatterie besitzt kathodenseitig eine Wärmequelle analog der des Triebwerks, die ein Temperaturniveau von ca. 2000 ^OK an der Kathode zu gewährleisten hat.

Demgegenüber hat die Anodentemperatur ca. 1100 [°]K zu betragen, d. h. anodenseitig ist Wärme abzuführen. In der bekannten Ausführung der Isotopenbatterie wird dies durch den Abstrahler erreicht.

Aus diesen charakteristischen Merkmalen der beiden Systeme ersicht man, daß während der Schubphase eine einzige Verlustquelle, die Abstrahlfläche der Batterie, vorhanden ist. Während der antriebslosen Fahrt kommt zusätzlich eine zweite, nämlich die Abstrahlfläche des Triebwerks, hinzu. Es liegt nahe, die Verlustquelle des einen Systems als Wärmequelle für das andere System zu verwenden.

Neben der Ausnutzung der Verlustwärme könnte noch eine Tatsache für eine Kombination sprechen, die jedoch von der Durchführung der Mission abhängt, d. h. vom Bedarf der elektrischen Energie während der gesamten Missionsdauer. Wenn die volle elektrische Leistung erst nach Beendigung der Schubphase benötigt wird, z.B. nach dem Einbringen eines Satelliten in eine Kreisbahn oder

beim schublosen Vorbeiflug einer Sonde an einem Planeten, wenn also während der Schubphase keine oder nur ein Teil der maximalen elektrischen Leistung benötigt wird, so könnte man sich vorstellen, daß ein Teil der thermischen Energie der Batterie für die Schuberzeugung verfügbar ist.

2.2.3

Unter Berücksichtigung dieser Überlegungen kann man nun nach Kombinationen von Isotopenbatterie und Isotopentriebwerk suchen.

Folgende Symbole sollen im folgenden die Systeme charakterisieren:

Isotopentriebwerk



Isotopenbatterie

Die Verlustwärme der Isotopenbatterie kann dazu verwandt werden, das Stützmittel des Triebwerks vorzuwärmen, bevor es im Isotopenkern des Triebwerks auf die Endtemperatur aufgeheizt wird. (Abb.2.2.1).Für die Steuertriebwerke könnte man den Frozeß bereits hinter der Erwärmung an der Abstrahlfläche der Batterie beenden. (Siehe Abschnitt 2.2.2).

Abb. 2.2.1

Für den Fall, daß während der Antriebsphase keine oder nicht die volle elektrische Energie benötigt wird, könnte man sich vorstellen, daß das Stützmittel nach der ersten Vorwärmung am Abstrahler eine weitere im Isotopenkern der Batterie erfährt, um danach im Triebwerk auf die Betriebstemperatur aufgeheizt zu werden. Die während der Schubphase benötigte Energie müßte damit von einer zweiten Batterie geliefert werden, die für eine entsprechend geringere Leistung ausgelegt ist (siehe Abb. 2.2.2

Abb. 2.2.2



Die im Triebwerk erzeugte Wärmemenge muß in der antriebslosen Phase abgestrahlt werden.

Die Ausnutzung dieser zweiten Verlustquelle wäre ebenfalls sehr sinnvoll. Berücksichtigt man, daß viele der zur Wahl stehenden Isotope große Halbwertszeiten haben, daß deren Energieproduktion also weit über die Antriebsphase hinaus reicht und nach der konventionellen Vorstellung dann nicht mehr ausgenutzt wird, so sind die durch eine Kombination erreichbaren Vorteile augenscheinlich.

Die Aufgabe besteht also darin, die im Triebwerk erzeugte Wärme zur Kathode zu transportieren. Dies könnte beispielsweise durch einen konventionellen geschlossenen Kreislauf eines Wärmeträgers erfolgen. Eine zweite Möglichkeit bestünde in der Anwendung einer heat pipe, die wegen des Fehlens von Pumpen, Ventilen und dergleichen besonders zu empfehlen wäre.

Da die auf diesem Weg erzeugte elektrische Energie erst in der antriebslosen Phase bereitstünde, müßte man auch für diesen Fall eine zweite Energieversorgungsanlage vorsehen, die die während der Schubphase benötigte Energie liefert. Diese zweite Anlage kann wieder eine normale Isotopenbatterie sein, die unter Umständen wie in Abb.2.2.1 dargestellt geschaltet ist oder irgendeine andere Anlage wie z. B. Sonnenzellen. (Siehe Abb.2.2.3)



Abb.2.2.3

Die beschriebenen Kombinationen sind einzig unter besonderer Berücksichtigung kurzer Kohrlängen und sehr guter Isolation möglich. Unter Umständen müssen die Rohre, in denen sich das erwärmte Stützmittel oder der Wärmeträger befindet, mit ständig warmen Teilen (Triebwerkskammer oder kathodenseitige Batterie) verbunden sein, um die unvermeidbaren Strahlungsverluste nicht voll vom Wärmeinhalt des Betriebsstoffes decken zu müssen.

Läßt man diese Funkte unberücksichtigt, treten also merkliche Strahlungsverluste auf, die außerdem noch von der Energie des Strömungsmittels zu decken sind, so wird eine sinnvolle Kombination gleich welcher Art unmöglich.

Zum anderen muß darauf hingewiesen werden, daß eine konstante elektrische Leistung der Batterie konstante Temperaturen der Elektroden erfordert. Dies ist im besonderen bei den Kombinationen nach Abb.2.2.1 und Abb.22.2 zu beachten.

Eine Änderung des Durchsatzes oder der Strömungsgeschwindigkeit des Stützmittels (im Extremfall bis auf die Geschwindigkeit Null und das Abführen der Wärme durch Abstrahlung) darf keine Schwankung der Anodentemperatur ergeben. Es muß also eine Anordnung

2.2.5

für den Wärmetransport zwischen Anode und Abstrahler gefordert werden, die unabhängig von äußeren Einflüssen an der warmen Seite eine konstante Temperatur garantiert. Eine solche Anordnung wäre eine heat pipe, bei der eine nahezu gleichbleibende Temperatur des Wärmeträgers gegeben ist.

Von den beschriebenen Kombinationsmöglichkeiten wurde die nach Abb.2.2.1 genauer untersucht, und zwar unter der Voraussetzung, daß das Triebwerk als Steuertriebwerk eingesetzt wird.

2.2.2 Aufheizung des Stützmittels der Steuerungstriebwerke mit der Wärme der Isotopenbatterie.

2.2.2.1 Einleitung

Im folgenden wird die Kombination zwischen der Isotopenbatterie und dem Steuerungssystem genauer untersucht. Dabei soll das Stützmittel (Wasserstoff) an der Abstrahlfläche oder in dem Wärmeübertragungssystem, das die Wärme von der Anode zum Abstrahler transportiert, aufgeheizt werden. Ferner ist zu untersuchen, ob eine weitere Aufheizung im Isotopenkern der Batterie sinnvoll ist.

Die betrachtete Batterie soll eine thermische Leistung von

$$L_{th} = 2000 W$$

und bei einem Wirkungsgrad von 15 % eine elektrische von

haben.

Für die Steuertriebwerke soll ein Schub von

 $S = 1 p = 10^{-3} kp$

garantiert werden.

2.2.6

Der gesamte Impulsbedarf für die Steuerung soll

I = 200 kps

betragen.

2.2.2.2 Gleichungen des Wärmeüberganges

Für den Wärmefluß gilt:

(1) $\dot{Q} = \propto F \Delta T$ wo 1) $\alpha = f$ (Nu)

- (2) $\alpha = \frac{Nu \lambda}{d}$
- (3) 2) $F = \pi d L$
- (4) $3 \Delta T = T_w T_{mg}$

mit $T_w = Wandtomperatur und$ $T_{mg} = mittlere Gastemperatur$

(5) $\dot{Q} = Nu \ \lambda \pi L (T_w - T_{mg})$

Für laminare Strömung gilt:

(6) Nu = 3,65 +
$$\frac{0,0668}{1+0,045} \left(\frac{\text{Re Pr d}}{\text{L}}\right)^{2/3} \left(\frac{\gamma_{\text{fl}}}{\gamma_{\text{w}}}\right)^{0,14}$$

Hier soll allerdings mit einem einfacheren Ausdruck (7) gerechnet werden. Er wird die Rohrlänge für die Aufheizung etwas zu groß angeben. Damit liegt man aber auf der ungünstigeren Seite, so daß einer Benutzung von Gl.(7) für die überschlägige Rechnung nichts entgegensteht.

(7) Nu = 0,21 . Re
$0,38$
 Pr 0,4

wobei als Bezugstemperatur für die Stoffwerte die mittlere Filmtemperatur genommen wird.

8)
$$T_{\text{Film}} = \frac{T_{\text{mg}} + T_{\text{w}}}{2}$$

Die Prandtl-Zahl ist gegeben durch

(9)

$$Pr = \frac{\gamma c_p}{\lambda}$$
$$Pr = f(T_{mg})$$

Die Reynolds-Zahl ist: Re = $\frac{w_m d}{v}$

(10)

$$Re = f(T_{mg})$$

 $=\frac{4}{\pi d} \frac{\dot{m}}{2}$

Der gesamte, Temperaturintervall wird aufgeteilt in Abschnitte mit der Eintrittstemperatur T_e und der Austrittstemperatur T_a . Die mittlere Gastemperatur ist dann gegeben durch

(8a)

$$T_{mg} = \frac{T_e + T_a}{2}$$

Für jeden dieser Abschnitte wird die Rohrlänge für die Aufheisung von T_e bis auf T_a berechnet. Die Summe dieser Werte für alle Abschnitte ergibt die gesuchte Aufheizlänge.

Mit T_e und T_a bestimmt man also T_{mg} und den Enthalpiezuwachs $\triangle i$, der aus dem Bericht NASA TN D-275 entnommen werden kann.

Somit ist der Wärmestrom bekannt:

Aus obengenannten Bericht ergibt sich außerdem die Pr-Zahl und η , so daß nach (11) die Re-Zahl bestimmt werden kann und aus (7) die Nu-Zahl.

Mit diesen Werten folgt dann aus der umgeformten Gleichung (5) die Rohrlänge des betrachteten Abschnitts.

Der Wert des Massendurchsatzes m, der in dieser Rechnung benötigt wird, bestimmt sich aus den Düsenverhältnissen. Mit der Endtemperatur der Aufheizung T_A und dem angenommenen Expansionsverhältnis $p_0/p_D = 3000$ kann man den Bericht NASA TN D-275 den spez. Impuls I_{sp}entnehmen, der mit der ^{Sp}th Düsenverlustzahl $\varphi = 0.95$ umgerechnet werden kann. Mit I_{sp} und dem vorgegebenen Schub ist somit der Durchsatz m bestimmt.

Der Durchmesser des Rohres soll über die gesamte Länge

d = 3 mm

betragen.

2.2.2.3 Berechnung der Aufheizung

a) Aufheizung des Wasserstoffes an der Abstrahlfläche

Für die Aufheizung kann man neben der Abstrahlfläche auch das Wärmeübertragungssystem benutzen, das die Wärme von der Anode zum Abstrahler transportiert.

Die Wandtemperatur möge in beiden Fällen

 $T_{w} = 1000^{-0} K$

betragen.

Die Eintrittstemperatur des Wasserstoffes wird mit

 $T_{E} = 200 ^{\circ} K$

angenommen. Am Ende der Aufheizung soll eine Temperatur von

 $T_{A} = 950$ ^{O}K

erreicht worden sein.

Mit dieser Temperatur soll das Stützmittel dann in der Düse expandieren, d. h. es soll kein Temperaturabfall auftreten z. B. durch Abstrahlung oder Aufleizung des Rohr- und Düsenmaterials. Die Folgerungen aus dieser Annahme werden später betrachtet. Die spez. Impulse ergeben sich damit zu

$$I_{sp_{th}} = 512 \frac{kp s}{kg} \quad w_{th} = 5023 \frac{m}{s}$$

$$I_{sp} = 486 \frac{kp s}{kg} w = 4772 \frac{m}{s}$$

so daß man für den Durchsatz

$$\dot{m} = 2,056 \ 10^{-6} \ \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

erhält.

Die Berechnung der Aufheizung wurde in der beschriebenen Art (2.2.2.2) durchgeführt. Die Werte sind in Tab. 1 zusammengestellt. Siehe auch Abb. 2.2.4

Für die Länge der Aufheizstrecke ergibt sich also:

$$L_{ees} = 99,15 \text{ mm}$$

Dieser Wert erscheint technisch durchaus realisierbar.

| Т_[₽К] | λ 10 ⁴ [<u>kcal</u> ms ³ | z] ŋ 10 ⁶ [# | 計]∆i[赀 | <u>al</u>] Pr | Re | Nu | Q 10 4 E K | sal] L[mm] | |
|--------|--|-------------------------|---------------|----------------|-------|-----------------|------------|------------|--|
| 250 | 0,46 | 0,84 | 31 5 · | 0,618 | 105,9 | 1,017 | 6,476 | 5,876 | |
| 350 | 0,52 | 1,03 | 324 | 0,678 | 86,37 | 0,9779 | 6,661 | 6,417 | |
| 450 | 0,57 | 1,21 | 329 | 0,72 | 73,52 | 0 ,9 430 | 6,764 | 7,284 | |
| 550 | 0,63 | 1,38 | 336 | 0,755 | 64,46 | 0,9140 | 6,908 | 8,488 | |
| 650 | 0,68 | 1,54 | 34 3 | 0,775 | 57,77 | 0,8837 | 7,052 | 10,67 | |
| 750 | 0,74 | 1,7 | 350 | 0,787 | 52,33 | 0,8585 | 7,196 | 14,42 | |
| 850 | 0,805 | 1,85 | 356 | 0,79 | 48,09 | 0,8332 | 7,319 | 23,16 | |
| 925 | 0,85 | 1,95 | 181 | 0,79 | 45,62 | 0,8141 | 3,721 | 22,83 | |

L = 99,15 mm ges

<u>Tab. 1</u> T_A = 950⁰K

2.2.11

11

Entwicklungs

50

Zo



0

D

b) Aufheizung des Stützmittels an der Abstrahlfläche und anschließende Erwärmung im Isotopenkern der Batterie.

Die Verhältnisse an der Abstrahlfläche sind die gleichen wie unter a) beschrieben, d. h. die Wandtemperatur sei

$$f_{w} = 1000$$
 K

und die Eintritts- und Austrittstemperatur soll

$$T_E = 200$$
 °K
 $T_A = 950$ °K

sein.

Unterschiedlich ist allein der Durchsatz, der sich aus dem Düsenverhalten ergibt und somit die Aufheizlänge.

Für die Aufheizung im Isotopenkern wird angenommen, daß die Wandtemperatur

$$T_{w} = 2300$$
 °K

beträgt. Für diese Temperaturannahme müßte man theoretisch Kenntnis von der Temperaturverteilung im Kern haben. Bei der Verwendung von SrO, das eine Schmelztemperatur von T_{Sch} = 2700 ^OK besitzt, erscheint die obengemachte Annahme jedoch vertretbar.

Setzt man voraus, daß vom Austritt aus dem Abstrahler bis zum Eintritt in den Isotopenkern kein Temperaturabfall stattfindet, so ist die Eintrittstemperatur:

$$T_{E} = 950$$
 K

Am Ende der Aufheizung soll

erreicht sein.

Zur Bestimmung des Durchsatzes m muß die Düseneintrittstemperatur bekannt sein. Es wird angenommen, daß ein Temperaturverlust von

$$\Delta T = 250$$
 K

auftritt, so daß also die Temperatur am Düseneintritt

$$T_{o} = T_{A} - \Delta T$$
$$T_{o} = 2000 \quad {}^{O}K$$

beträgt.Diese Annahme muß an einer späteren Stelle noch eingehender untersucht werden.

Mit $T_0 = 2000$ ^OK ergibt sich:

 $I_{sp_{th}} = 791 \frac{kp s}{kg} \qquad w_{th} = 7764 \frac{m}{s}$ $I_{sp} = 712 \frac{kp s}{kg} \qquad w = 6988 \frac{m}{s}$

Der Durchsatz für S = 1 p ist somit gegeben zu: $\dot{m} = 1,404 \quad 10^{-6} \quad \frac{\text{kg}}{\text{s}}$

| | | an a | | | | e de la composición d | | | 에는 이상에서 가격한 것이 있는 것이다. 1월 1월 10일 - 동안에 가입니다. |
|--------|--|--|--|-------|-------|---|----------------------|-------------|---|
| n [°K] | $\lambda 10^4 [\frac{\text{Kcel}}{\text{m s }^{\circ}\text{K}}]$ |] ヵ106[与 | $\frac{ps}{m^2} \int \left[\frac{\kappa cal}{\kappa g} \right]$ | l] Pr | Re | Nu | Q 10 ⁴ [¥ | [cal] [[mm] |] |
| | | | | | | | | | |
| 250 | 0,46 | 0,84 | 315 | 0,618 | 72,32 | 0,8818 | 4,423 | 4,629 | |
| 350 | 0,52 | 1,03 | 324 | 0,678 | 58,98 | 0,8467 | 4,549 | 5,061 | |
| 450 | 0,57 | 1,21 | 329 | 0,72 | 50,21 | 0,8159 | 4,619 | 5,749 | |
| 550 | 0,63 | 1,38 | 336 | 0,755 | 44,02 | 0,7920 | 4,717 | 6,688 | |
| 650 | 0,68 | 1,54 | 343 | 0,775 | 39,45 | 0,7661 | 4,816 | 8,409 | |
| 750 | 0,74 | 1,70 | 350 | 0,787 | 35,74 | 0,7422 | 4,914 | 11,394 | • |
| 850 | 0,805 | 1,85 | 356 | 0,79 | 32,84 | 0,7204 | 4,998 | 18,292 | |
| 925 | 0,85 | 1,95 | 181 | 0,79 | 31,15 | 0,7071 | 2,541 | 17,946 | |
| | | | | | | | | Lg | = 78,168 mm |
| 1075 | 0,95 | 2,15 | 900 | 0,79 | 28,26 | 0,6803 | 12,636 | 5,081 | |
| 1300 | 1,10 | 2,43 | 772 | 0,794 | 25,00 | 0,6511 | 10,839 | 4,818 | |
| 1500 | 1,24 | 2,67 | 80 1 | 0,304 | 22,75 | 0,6313 | 11,246 | 5,717 | |
| 1700 | 1,38 | 2,9 | 836 | c,818 | 20,95 | 0,6162 | 11,737 | 7,324 | |
| 1900 | 1,54 | 3,11 | 884 | 0,843 | 19,53 | 0,6061 | 12,411 | 10,583 | |
| 125 | 1,75 | 3,33 | 1200 | 0,887 | 18,24 | 0,6045 | 16,846 | 28,970 | |
| | | | | | | | | | |

L = 62,493 mm

Π

J

Ċ

Entwicklungsring

20

0

2.2.14

<u>Tab. 2</u>

in Abstrahler auf $T_A = 950 {}^{\circ}K$ in Isotopenkern auf $T_A^A = 2250 {}^{\circ}K$





L

2.2.2.4

2.2.15

Der bereits beschriebene Rechnungsgang liefert die Werte der Tab.2 Die Abbildung 2.2.5 gibt den Verlauf der Temperatur über die Aufheizlänge an. Die Aufheizlängen sind:

> anodenseitig $L_{ges} = 78,17$ mm kathodenseitig $L_{ges} = 62,49$ mm

Betrachtungen im Hinblick auf den Wärmehaushalt und die Konstruktion.

a) Aufheizung des Wasserstoffs an der Abstrahlfläche.

Wie bereits im Abschnitt 2.2.1 erwähnt, ist es für den einwandfreien Betrieb der Batterie von außerordentlicher Wichtigkeit, die Temperaturen an Anode und Kathode konstant zu halten. Ein Eingriff in den Wärmestrom der Batterie, wie er durch die Aufheizung eines Stützmittels gegeben wäre, ist also nur dann zu vertreten, wenn obige Forderung genügend berücksichtigt wird.

Für den vorliegenden Fall der Aufheizung erhebt sich somit die Frage nach einem Wärmeleitungssystem, das die Wärme von der Anode zum Abstrahler transportiert, wobei unabhängig von etwaigen Temperaturschwankungen am Abstrahler an der warmen Seite eine konstante Temperatur garantiert wird. Ein solches System wäre eine heat pipe. Sie gewährleistet aufgrund der Verdampfung des Wärmeträgers eine gleichbleibende Temperatur.

Für die Aufheizung des Wasserstoffs von 200 ^oK auf 950 ^oK benötigt man einen Wärmestrom von:

 $q_{\rm th} = 24,77$ W

^bieser relativ kleine Energiestrom erfordert eine sehr gute Isolierung, da allein durch Strahlung der unisolierten Nohrleitung 8,655 W/cm² verloren gehen könnten. Dazu käme der Verlust der durch die Aufheizung des Rohres sowie der Düsenanordnung hervorgerufen wird.

Das Problem der Isolierung wäre zu umgehen, wenn man sowohl die Rohrleitung als auch die Steuerdüsen so anbringt, daß sie ein Temperaturniveau haben, das dem des Stützmittels gleich ist, also durch Einfügung der Düse in die Abstrahlfläche bzw. heat pipe (siehe Abb.2.2.6 und 2.2.7)





4s ist nun noch zu prüfen, wie groß der Temperaturabfall am Abstrahler wird, wenn man dort einen gewissen Energiebetrag für die Stützmittelaufheizung entzieht.

Die Anodentemperatur soll

$$T_{Anod} = 1100$$
 ^oK

die Temperatur am Abstrahler, bzw. an der kalten Seite der heat pipe

 $T_{W} = 1000 {}^{O}K$

betragen.

2.2.16

Nimmt man an, daß der Abstrahler 90 % der Wärme eines schwarzen Körpers gleicher Temperatur abstrahlt, so ergibt sich aus

$$E = 0.9 \cdot C_{g} \left(\frac{T_{w}}{100}\right)$$

der Wert:

(14)

(13)

$$E = \frac{\dot{Q}}{F}$$
$$E = 5,193 \frac{W}{m^2}$$

$$L_{th} = 2000 \text{ W}$$

 $L_{al} = 300 \text{ W}$

erhält man also für die ab ustrahlende Leistung:

$$\hat{Q}_{Str} = L_{Str} = 1700$$
 W

Die erforderliche Abstrahlfläche ist also:

$$F = \frac{\dot{Q}_{Str}}{E}$$
$$F = 327.4 \text{ cm}^2$$

Die thermische Leistung des Stützmittels ist mit

(16)

zu

$$\dot{q}_{tb} = 24,77$$
 W

berechnet worden.

Anhand der bereitstehenden Leistung von 1700 W kann man also ersehen, daß noch ca.

$$\dot{q}_{str} = 1675 W$$

abzustrahlen sind.

2.2.18

Damit wird sich eine Temperatur von

T = 996.3 °K

einstellen, d.h. die Temperatur am Abstrahler fällt um

T = 3,7 ^ok

(- 0,37 %)

Dieser geringe Abfall kann vernachlässigt werden, so daß mit einer Wandtemperatur von 1000 [°]K gerechnet werden kann.

b) Aufheizung des Stützmittels an der Abstrahlfläche und anschließende Erwärmung im Isotopenkern der Batterie.

Da es sich bei dem hier betrachteten Schubsystem um ein Steuersystem handelt, das kurzzeitig in unbestimmten Zeitabschnitten arbeiten soll, wird man nicht annehmen können, daß während der Stützmittelerwärmung im Isotopenkern die Batterie keine elektrische Energie zu liefern braucht. Es muß vielmehr vorausgesetzt werden, daß die Impulsgabe während des Batteriebetriebes erforderlich wird. Man hat dann selbstverständlich eine Leistungsschwankung der Batterie hinzunehmen.

Der thermischen Leistung der Batterie geht der Wärmestrom verloren, der zur Stützmittelaufheizung dient.

Für die Aufheizung des Durchsatzes m von 950 °K auf 2250 °K sind

$$Q_{th} = \tilde{m} \bigtriangleup i$$

 $Q_{th} = 31,70$ y

erforderlich, d. h. für die Batterie stehen nurmehr ca. 1968 W zur Verfügung. Vernachlässigt man die Änderung des Wirkungsgrades mit der Temperatur, so berechnet sich der Abfall der elektrischen Leistung zu

$$\Delta L_{el} = 4,75$$
 W

(^ 1,58 %)
ERNO Entwicklungsring Nord - Bremen

Abb.2.2.8

Läßt man also eine Leistungsschwankung der Batterie von 1 - 2 % zu, so stünde der Aufheizung des Stützmittels während des Batteriebetriebes nichts entgegen.

Ein Körper mit einer Temperatur von 2250 ^oK würde, auch wenn er eine spiegelartige Oberfläche hat, die nur 15 % der Strahlung eines schwarzen Körpers abgibt, ca. 22,18 %/cm² abstrahlen. Die im Isotopenkern aufgenommene Leistung beträgt vergleichsweise 31,70 W . Beachtet man außerdem noch, daß eine gewisse Energiemenge für die Aufheizung des Rohres erforderlich wird, die, wenn der Temperaturunterschied zum Stützmittel groß ist, beträchtlich sein wird, so stellen sich auch hier die gleichen Isolierungsprobleme wie in 2.2.2.4a.

Das Einbetten der Düsen in ständig warme Bauelemente wäre auch hier sicher die beste Lösung. Sie erfordert allerdings die Aufteilung der Batterie in zwei Einheiten. Man hat dann einen Aufbau der Anlage wie ihn Abb. 2.2.8 und 2.2.9 zeigen.





Die vorn getroffene Annahme, daß die Düseneintrittstemperatur 2000 ^OK beträgt, erscheint unter Berücksichtigung der obigen Anordnungen zulässig. ERNO Entwicklungsring Nord - Bremen

2.2.2.5 Abschließende Betrachtung

Es steht nun noch die Entscheidung aus, ob man sich mit einer Aufheizung des Stützmittels an der Abstrahlfläche auf 950 ^OK begnügt, oder eine anschließende Aufheizung im Isotopenkern auf 2250 ^OK vorziehen soll.

Der erste Fall würde für einen Impulsbedarf von 200 kp s eine Stützmittelmenge von

$$m_{st_{950}} = 0,41 \text{ kg},$$

der zweite:

$$m_{St_{2250}} = 0,28 \text{ kg}$$

benötigen.

Setzt man voraus, daß das Stützmittel in einem kugelförmigen Titan-Behälter unter einem Druck von 200 at transportiert wird, so ist das Tankgewicht gegeben zu:

 $m_{\rm T} = 4,84$ kg

 $m_{\rm T} = 3,34 \, \rm kg$

Berücksichtigt man also allein die Stützmittel- und Behältermasse, so liefert die Aufheizung auf 2250 ^OK eine Gewichtsersparnis um

 $\triangle G = 1,62$ kp

Dem steht jedoch ein Mehrgewicht durch die Aufteilung des Isotopenkerns gegenüber. Der größere Aufwand an Behälter-,Isolierungs- und Abschirmungsmasse wird die oben angegebene Gewichtseinsparung wahrscheinlich übertreffen. Im günstigsten Fall wird jedoch die effektive Einsparung so klein, daß sich der Aufwand einer Aufheizung auf 2250 ^OK nicht mehr lohnt. Entwicklungsring Nord

ERNO

AA

2.3 Schwingungs- und Festigkeitsuntersuchungen für ein nuklearthermisches Trägersystem.

2.3.1 Aerodynamische Belastung der Trägerrakete.

1. Einleitung

Die in Abbildung 1 dargestellte zweistufige Trägerrakete mit der Blue Streak als 1. Stufe und mit einer nuklearen Oberstufe als 2. Stufe wurde bisher hauptsächlich vom Gesichtspunkt der Leistungsfähigkeit (Nutzlast) und der Auslegung der Oberstufe betrachtet und untersucht.

Hier werden nun die bei einem Start von Woomera aus auftretenden aerodynamischen Belastungen des gesamten Trägers unter_ sucht.

Hat man die max. aerodynamischen Belastungen, kann man feststellen, ob die hier untersuchte Trägerrakete, aufbauend auf der Blue Streak, realistisch und damit ohne großen Aufwand zu realisieren ist.

Aus Abbildung 1 kann man erkennen, daß durch die Verwendung des leichten Wasserstoffes in der Oberstufe (12 to H₂) eine wesentlich längere und dickere Oberstufe entsteht, als bei den Trägerraketen ELDO-A und ELDO-B.

Durch die zwar große, jedoch leichte Oberstufe verschiebt sich der Schwerpunkt der Trägerrakete nur wenig zur Raketenspitze hin. Der aerodynamische Druckpunkt, der sich nur durch die äußere Form ergibt, liegt aber relativ weit vorn. Damit kann man von vornherein vermuten, daß Schwierigkeiten mit der aerodynamischen Belastung und mit der Steuerung zu erwarten sind.

Um diesen Schwierigkeiten eventuell zu entgehen, wurde dieselbe Trägerrakete mit zwei verschiedenen Schubniveaus untersucht, wobei für Version 1 ein Schub der Blue Streak von 2 x 62 to (ältere Blue Streak Triebwerke) und für Version 2 ein Schub von 2 x 68 to (derzeitige Blue Streak) verwendet wurde.



Durch die Verwendung der verschiedenen Schubniveaus ist es möglich festzustellen, ob ein hoher oder niedriger Schub die niedrigsten Belastungen bringt.

Zur Ermittlung der aerodynamischen Belastung während des Aufstiegs war es erforderlich, die aerodynamischen Beiwerte und den Druckpunkt bei verschiedenen Anstellwinkeln und Machzahlen zu bestimmen.

Mit Hilfe dieser aerodynamischen Grundlagen wurden Driftrechnungen durchgeführt, wobei das Sissenwine-Windprofil verwendet wurde. Aus den Driftrechnungen für Gegen-, Seiten- und Rückenwind konnte die maximale aerodynamische Belastung ermittelt werden.

Die sodann daraus 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.



2. Aerodynamische Grundlagen

Für die in Abb. 1 dargestellte Konfiguration der EBN 1 wurden zunächst folgende aerodynamische Daten ermittelt:

| Vormalkraftbeiwert | C _N = | f (a, M) |
|------------------------|-------------------|-----------|
| Fangentialkraftbeiwert | -C _T = | f (a M) |
| Druckpunktsabstand | D _p = | f (a, m) |

Der Normalkraftbeiwert wurde unter anderen Mit Hilfe der Berichte "Lift on Inclined Bodies of Revolution in Hypersonic Flow" (G. Grimminger, E.P. Williams and G.B.W. Young) und NACA Report No. 1135" ermittelt.

Die Abb. 2 zeigt die Normalkraftbeiwerte in Abhängigkeit von der Machzahl und vom Anstellwinkel.

In Abb. 3 ist der Tangentialkraftbeiwert als Funktion von der Machzahl und dem Anstellwinkel dargestellt. Hier konnte etwas großzügiger vorgegangen werden, da der Tangentialkraftbeiwert einen sehr geringen Einfluß auf die Belastungsrechnung ausübt. Somit machen sich Ungenauigkeiten in der Ermittlung nur wenig bemerkbar.

Abb. 4 zeigt den Druckpunktsabstand D_p als Funktion von der Machzahl und vom Anstellwinkel. Hier ist schon zu erkennen, daß infolge des Hebelarms ΔX = Schwerpunktsabstand - Druckpunktsabstand sehr große aerodynamische Momente zu erwarten sind.

Zu der Konfiguration ist im übrigen zu bemerken, daß für eine wieder schlanker werdende Rakete, wie sie hier vorliegt, keine direkten Berechnungsunterlagen vorliegen. Bei der Ermittlung der Beiwerte wurde davon ausgegangen, daß über die gesamte Raketenlänge derselbe Durchmesser (3,5 m) vorhanden ist, da die Beiwerte sich durch die Reduzierung des Durchmessers im Heckteil der Trägerrakete nur wenig ändern dürfen. Später bei der Normalkraftverteilung wurde dann der Reduzierung des Durchmessers im Heckteil dadurch Rechnung getragen, daß eine Reduzierung der Verteilung im Verhältnis der Querschnittsflächen erfolgte $(F_1 = 9,62 \text{ m}^2, F_2 = 7,3 \text{ m}^2)$.

2.3.3



2.3.4

3. Windprofil

Der Anstellwinkel gegenüber der Rakete, der letzten Endes für die aerodynamischen Belastungen verantwortlich ist, ergibt sich einmal aus dem für den Aufstieg vorgegebenen Nickwinkelprogramm, zum anderen aber aus der Änderung der Anströmrichtung durch den Wind.

Dabei treten zwei Phänomene auf: eine langsam veränderliche, stetig mit dem Wind variierende Grundströmung, das eigentliche Windprofil, und kurzzeitige, auf einen kleinen Höhenabschnitt beschränkte Störungen, die sich der Grundströmung überlagern, die Böen.

Windprofile und Böen, statistisch erfaßt, haben vom Ort und der Jahreszeit abhängige Mittelwerte.

Für die Auslegung der Raketen werden deshalb gewisse ungünstige Verteilungen herangezogen, die mit einer sehr hohen Wahrscheinlichkeit nicht überschritten werden. Außerdem setzt man ein glattes, stetiges Windprofil an und überlagert später im Einzelfall diskrete Böen, anstatt auf das Windprofil einschließlich Böenverteilung zurückzugreifen, da für eine statistische Betrachtung der Böen die vorhandenen Unterlagen nicht ausreichen. In unserem Fall wurde das Sissenwine-Windprofil (Abb. 5) verwendet und diesem zusätzlich eine Böe von 15 m/sec überlagert.

Für die aerodynamischen Belastungen sind der gesamte Windverlauf über der Höhe wegen der damit verbundenen Abdrift, das Windmaximum und die Höhe, in der das Windmaximum auftritt, maßgebend.



2.3.5

4. Aufstieg durch die Atmosphäre

Nach der Bestimmung der aerodynamischen Grundwerte und der Festlegung des Windprofils können die auftretenden Anstellwinkel durch die Berechnung von Aufstiegsbahnen bestimmt werden.

Die normale Bahn ohne Windstörungen wird durch das Nickwinkelprogramm der Blue Streak 20/07/X beschrieben, wobei 20 einen 20 sec dauernden vertikalen Aufstieg bedeutet, 0,7 eine daran anschließende Drehung um 0,7°/sec in die Horizontale und X den Winkel gegen die Ausgangshorizontale, bis zu dem gedreht wird. Da X im allgemeinen $\leq 45^{\circ}$ ist und die Flugzeit bis zu einer Drehung bis zu diesem Winkel ca. 85 sec beträgt, was einer Höhe von 20 km entspricht, in der die aerodynamischen Einflüsse im Abklingen sind, kommt dem Endwinkel selbst in den hier interessierenden Fragen keine Bedeutung zu und es konnte allgemein auf eine Nominalbahn 20/07/20 Bezug genommen werden.

In diesen Rechnungen wurde nur das Windprofil verwendet, da eine Böe ihrem Charakter gemäß zwar eine plötzliche Belastung darstellt, die bei der Nominalkraftverteilung als zusätzlicher Anstellwinkel zu berücksichtigen ist, die jedoch auf die Bahn selbst keinen Einfluß hat.

Da die Windrichtung auf die aerodynamischen Kräfte und Momente einen Einfluß ausübt, wurden hier die folgenden drei Fälle betrachtet:

| Rückenwind | β | n | 180° |
|------------|---|---|------------|
| Seitenwind | β | = | 900 |
| Gegenwind | ß | Ŧ | 0 0 |

Die Rechnungen wurden für die Version 1 (Triebwerksschub 2 x 62 to) und die Version 2 (Triebwerksschub 2 x 68 to) durch-

2.3.6

geführt. Die Abbildungen 6 und 7 zeigen die Driftgescheindigkeit und das Windprofil bei Seitenwind. Durch das Abdriften wird die Relativgeschwindigkeit zwischen Rakete und Wind (und auch der Anstellwinkel) gerade um den Betrag der Driftgeschwindigkeit verringert. In den Abbildungen 8 bis 13 sind die Ergebnisse der Rechnungen , d. s. Flughöhe, Fluggeschwindigkeit, Machzahl, Driftgeschwindigkeit, Anstellwinkel und Staudruck über der Flugzeit für Rücken-, Seiten- und Gegenwind aufgetragen.

Die aerodynamisch interessanten Größen Anstellwinkel und Staudruck sind herausgezeichnet und in den Abbildungen 14 bis 17 verglichen worden.

Für die aerodynamische Belastung ist nun das von diesen Größen und dem Abstand Druckpunkt - Schwerpunkt(A X) abhängige aerodynamische Moment.

 $M = F \cdot q \cdot C_N (\alpha, M) \cdot \Delta X (\alpha, M, T)$

kennzeichnend, Dies ist für die beiden Versionen (2 x 62 to, 2 x 68 to) in den Abbildungen 18 und 19 aufgetragen.

Beim Vergleich der Werte zwischen den beiden Versionen ist zu erkennen, daß bei Version 1 größere Momente auftreten als bei Version 2. Diese Tatsache begründet sich darin, daß die Fluggeschwindigkeit für Version 2 höher ist als die der Version 1. Somit wird die relative Anströmrichtung einen kleineren Winkel zur Raketenachse einnehmen als bei Version 1, was einen kleineren Anstellwinkel und ein kleineres Moment hervorruft.



2.3.7

🖄 Gabr. Wichmann 143 65

5. Die Normalkraftverteilung

Mit den Werten von α, q und M im Zeitpunkt des maximalen aerodynamischen Moments kann die Normalkraftverteilung für den kritischen Lastfall bestimmt werden.

Die Abbildungen 20 und 21 zeigen die Verteilungen für die maximalen aerodynamischen Belastungen. Der aus den Driftrechnungen folgenden Verteilung (gestrichelt) ist gemäß der notwendigen Böenüberlagerung ein zusätzlicher Anstellwinkelbetrag von $\Delta \alpha \approx 2^{\circ}$ hinzugefügt, der die den strukturmechanischen Belastungsrechnungen zugrundezulegende Verteilung ergibt.



2.3.8

M. C.L. MAL.

142 66

6. Statische Stabilität

Die errechneten aerodynamischen Momente müssen sich durch Triebwerksschwenkung aussteuern lassen, da die Rakete wie alle Raketen ohne Flossen stets statisch instabil ist.

Die Abbildungen 22 und 23 zeigen die durch die Triebwerke beider Versionen aussteuerbaren Momente, wobei die Machzahlabhängigkeit durch die Schwerpunktwanderung während der Flugzeit auftritt.

In den Abbildungen 24 und 25 sind die Triebwerkausschlagwinkel über der Flugzeit aufgetragen.

Beim Böenfall ist es nun interessant, ob bei einem maximalen Anstellwinkel, der durch die Böe von 15 m/sec eine Vergrößerung von ≈ 2° erfährt, noch ausgesteuert werden kann. Konstruktionsmäßig können die Triebwerke um einem maximalen Winkel von 6,5° geschwenkt werden. Man findet:

| | aerod.M ohne Böe | notw.Triebw. ausschlag | aerod.M mit Böe | notw.Triebw. ausschlag |
|-----------|---------------------|---------------------------|--------------------|---------------------------|
| Version 1 | 179200 | 5,5° | 263000 | 8,0 0 |
| Version 2 | 153600 | 4,30 | 252500 | 7,0° |

Man kann also aus der obigen Tabelle ersehen, daß für beide Versionen die Steuerfähigkeit für den Maximalfall (mit Böe) nicht gewährleistet ist. Der Schwerpunkt für beide Versionen liegt zu weit hinten (Heckrichtung).

In den Abbildungen 26 und 27 ist die Veränderung des Hebelarms $(\Delta \mathbf{X})$ für das aerodynamische Moment dargestellt.

2.3.9

7. Zusammenfassung

ERNO

Entwicklungsring Nord

Die Ergebnisse zeigen, daß Version 2 (2 x 68 to Schub) gegenüber der Version 1 (2 x 62 to Schub) in Bezug auf die Belastung günstiger ist. Bei allen beiden Versionen sind jedoch die auftretenden aerodynamischen Momente so hoch, daß sienicht ausgesteuert werden können. Dies trifft jedoch nur für einen Start von Woomera aus zu.

Die Windverhältnisse von Guayana sind wesentlich günstiger dert und es ist wahrscheinlich, daß die auftretenden Belastungen und Momente ohne größere Schwierigkeiten beherrscht werden können.

d.









ELECTA ER 20 216 x 297 mm

























ELECTA Erpozilox 297 mm













Erno 17/1 A 4 210 × 297 mm

WADE HE CHEMPAN



Erno 17/1 A 4 210 x 297 mm

್ರಾಣಿ

MADE IN GERMAN






UM 4 210 x 297 mm

MADE IN GERMAN



2.3.2 Vorschlag für eine Strukturauslegung

2.3.2.1 Einleitung

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

Es hat sich gezeigt, daß normalerweise 3 Beanspruchungszustände für die Bemessung maßgebend sein können

a) die Belastung der Trägerrakete auf der Startrampe
b) die Belastung während des Aufstiegs in etwa 11 km Höhe.
c) die Belastung bei Brennschluß der unteren Stufe.

Für diese 3 Lastfälle werden die auftretenden Kräfte und Momente getrennt nach statischem und dynamischem Anteil ermittelt. In Abb. 54 sind beide Anteile überlagert und die resultierenden Lasten für verschiedene Schnitte angegeben. Entsprechend der Maximallast wird die günstigste Konstruktionsform für die Übergangsstruktur und die erforderlichen Tankwanddicken rechnerisch bestimmt. Da die Berechnungen in verschiedenen Arbeitsgruppen parallel durchgeführt wurden, sind die Schnittbezeichnungen in den einzelnen Abschnitten nicht immer identisch. Aus dem gleichen

Grunde zeigen die für die Vordimensionierung benutzten Ausgangslasten z.T. geringe Abweichungen, die aber für die Bemessung nicht von entscheidendem Einfluß sind.

2.3.10

2.3.11

2.3.2.2 Maximale Lastverteilung der EBN I

- -1. Allgemeines
- -2. Lastfall 1 (Rakete auf der Startrampe)
 - -2.1 Biegeigenfrequenz der Rakete auf der Startrampe
 - -2.2 Belastungen
 - -2.3 Kräfteermittlung
 - -2.3.1 Ermittlung der Biegemomentenkurve für eine Windgeschwindigkeit von 30 [km]
 - -2.3.2 Ermittlung des Querkraftverlaufes für eine Windgeschwindigkeit von 30 [km]
 - -2.3.3 Axiale Schnittkräfte
 - -2.3.4 Schubschnittkräfte
- -3. Lastfall 2 (größte aerodynamische Beanspruchung)
 - -3.1 Belastungen
 - 3.2 Kräfteermittlung
 - -3.2.1 Ermittlungen der statischen Biegemomente und Querkräfte
 - -3.2.2 Ermittlung der dynamischen Biegemomente und Querkräfte
 - -3.2.3 Axiale Schnittkräfte
 - -3.2.4 Schubschnittkräfte
 - -3.3 Eigenfrequenzen

-4. Lastfall 3 (Brennschluß 1. Stufe)

-4.1 Belastung

-4.2 Kräfteermittlung

-4.2.1 Ermittlung der statischen Biegemomente und Querkräfte

-4.2.2 Axiale Schnittkräfte

-4.2.3 Schubschnittkräfte

-5. Zusammenfassung

2.3.2.2 Maximale Lastverteilung der E.B.N.I.

- 1. Allgemeines

Die größten mechanischen Beanspruchungen der Trägerrakete treten während der ersten Flugphase in 11 km Höhe, d. h. während der Brennzeit der 1. Stufe, auf. Diese Beanspruchungen resultieren in der Hauptsache aus der aerodynamischen Belastung und der Beschleunigung. Bei Brennschluß ist der Schub maßgebend für die hohe Beanspruchung. Im Hinblick auf die Kräfteermittlungen zur Auslegung der Struktur wurden 3 Lastfälle untersucht:

i.) Lastfall 1

Belastung des Trägers auf der Startrampe durch: Bodenwind, Eigengewicht und Berücksichtigung dynamischer Einflüsse.

i.i.) Lastfalls 2

Belastung des Trägers während des Fluges durch aerodynamische Kräfte (Wind + Bö), Beschleunigung und Einschwenkprogramm.

i.i.i.) Lastfall 3

3 24

Belastung des Trägers beim Brennschluß der ersten Stufe infolge eines hohen Lastvielfachen in Flugrichtung.

2.3.13

-2. Lastfall 1 (Rakete auf der Startrampe)

-2.1 Biegeeigenfrequenz der Rakete auf der Startrampe

Als erste Näherung kann angenommen werden, daß hauptsächlich die Grundschwingung der Rakete auf der Startrampe durch Querwind erregt wird. Die Schwingungsformen sind in der Abb. 57 dargestellt, der auch die Ergebnisse der Zahlenrechnung zu entnehmen sind. Die Berechnungsbasis für die gestrichelt dargestellte Schwingungsform ist ein sehr steifer Übergang von der Startrampe zur Struktur der Blue-Streak. Hierdurch ist die Frequenz von f = 0,34 Hz (Ausgezogene Linie, die Schwingungsform entspricht einem weicheren Übergang) auf 0,41 Hz angehoben. Die wirkliche Frequenz liegt zwischen diesen Grenzwerten, wenn es erforderlich wird, den weicheren Übergang zu verstärken. Im Resonanzgebiet kann diese Querschwingung zu großen Amplituden und Biegungsmomenten führen.

Die periodische Erregung der Rakete erfolgt bis zu einer Reynolds'-Zahl Re $\sim 3.10^5$. Hieraus resultiert, daß die Windgeschwindigkeiten minimal sind, wodurch die Erregerfrequenzen einen genügend großen Abstand von der Eigenfrequenz der auf der Startrampe stehenden Rakete haben.

Für überkritische Reynolds'-Zahlen liegt eine regellose Wirbelablösung vor. Infolge geringer Dämpfung wird die Rakete in ihrer Grundeigenfrequenz schwingen. Die dynamischen Belastungen aus dieser Erregung sind daher wichtig und werden nachfolgend näher behandelt.

- 2.3 Kräfteermittlung

-2.3.1 Ermittlung der Biegemomentenkurve für eine Windgeschwindigkeit von 30 [Kn]

Die Abb. 31 zeigt die resultierende Biegemomentenkurve aus einer Windgeschwindigkeit von 50 [Kn]. Das maximale Moment an der Einspannstelle läßt sich mit dem Diagramm Abb. 30 für jede Windgeschwindigkeit bestimmen. Das Verhältnis des maximalen Biegemomentes aus einer Windgeschwindigkeit von 30 [Kn] zum Moment aus der Windgeschwindigkeit von 50 [Kn] bildet den Umrechnungsfaktor für die Biegemomentenkurve auf der Abb. 31. Die Abb. 37 zeigt den Verlauf des Biegemomentes für 30 [Kn].

-2.3.2 Ermittlung des Querkraftverlaufes für eine Windgeschwindigkeit von 30 [Kn].

Die Querkraftkurve läßt sich wie die Momentenkurve für jede Windgeschwindigkeit umrechnen. Der Umrechnungsfaktor errechnet sich analog dem des Biegemomentes. Die Querkraftkurve für 30 [Kn] ist in Abb. 41 ersichtlich.

-2.3.3 Axiale Schnittkräfte

24

Die axialen Schnittkräfte aus dem resultierenden Biegemoment errechnet man wie folgt:

$$^{n}\mathbf{X}\mathbf{M} = \frac{^{M}\mathbf{res}}{R^{2}} [kp/cm]$$

Hierbei wird das M_{res} aus dem statischen und dynamischen Moment gebildet. M_{res} siehe Abb. 37.

Zu n_{XM} wird noch eine Schnittkraft aus dem Eigengewicht der Rakete Abb. 45 addiert. Sie wurde mit der Massenverteilung Abb. 34 wie folgt errechnet:

 $n_{\star L} = \frac{G_{oberhalb}}{2 \cdot R \cdot \pi} [Kp/cm]$

Goberhalb ist das Gewicht welches über dem jeweiligen Schnitt liegt.

Die resultierende axiale Schnittkraftkurve über die Länge der Rakete wurde auf Abb. 45 dargestellt. Es wurden nur die negativen Schnittkräfte addiert, d. h. die Schnittkräfte auf der Druckseite, die für die Auslegung einer Struktur bestimmend sind.

$$Nx = -n_{XM} + (-n_{XL}) [Kp/cm]$$

-2.3.4 Schubschnittkraft

Die Schubschnittkraft ergibt sich aus der Beziehung

 $N \star \varphi = \frac{Q}{2 \cdot R \cdot \chi} [kp/cm]$

Q ist die resultierende Querkraft aus statischer und dynamischer Belastung. Der Verlauf der Schnittkräfte ist aus Abb. 49 arsichtlich.

-3. Lastfall 2

-3.1 Belastungen

Der Lastfall 2 entspricht dem größten aerodynamischen Belastungszustand und tritt während der 1. Flugphase auf. Der aerodynamischen Belastung wird noch die Belastung aus der Beschleunigung überlagert. Somit lassen sich im Hinblick auf die Kräfteermittlung die Belastungen des Lastfalles 2 folgendermaßen angeben:

2.3.15

1.) Axialkraft aus dem Triebwerksschubi.i.) Axialkraft aus dem aerodynamischen Widerstand

i.i.i.) Aerodynamische Normalkraft

iv) Zusätzliche Störungen durch Böen.

Der Anstellwinkel « der Rakete, der letztlich für die Größe der aerodynamischen Normalkräfte maßgebend ist, ergibt sich einerseits aus dem Einschwenkprogramm, einem stetigen Wind und aus einer Bö.

Der Windverteilung liegt das Sissenwine'sche Windprofil zugrunde.

Es wurden für den Lastfall 2 folgende Rechnungen durchgeführt:

> Version I - LA 74 a - $\alpha = 6,935^{\circ}$ Version II - LA 72 a - $\alpha = 6,68^{\circ}$

-3.2 Kräfteermittlung

-3.2.1 Ermittlung der statischen Biegemomente und Querkräfte

Bei der Berechnung der statischen Biegemomente werden die aktiven Kräfte und die Massenkräfte punktförmig auf der Raketenachse angeordnet. (Abb. 35)

Zu den aktiven Kräften gehören die aerodynamischen Normalkräfte und die Steuerkräfte. Die Steuerkräfte werden so angesetzt, daß die Rakete keine Winkelbeschleunigung erfährt, d. h. es wird das Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt gebildet.

Die aktiven Kräfte haben eine seitliche Resultierende, die eine seitliche Beschleunigung hervorruft und die Abdrift der Rakete verursacht.

Die Massenkräfte, die sich aus der seitlichen Beschleunigung als d'Alambert'sche Trägheitskräfte errechnen lassen, werden mit den aktiven Kräften ins Gleichgewicht gebracht.

-3.2.2 Ermittlung der dynamischen Biegemomente und Querkräfte

Annahmen und Voraussetzungen

a. Die Normalbö habe: den nachfolgenden Verlauf:



- b. Die augenblickliche Böengeschwindigkeit sei konstant über die Raketenlänge.
- c. Der Autopilot arbeitet so schnell, daß auch die Winkelgeschwindigkeit aus der Bö immer ausgesteuert wird.

Wäre der Raketenkörper starr, so ist nur das Biegungsmoment aus der Starrkörperbewegung maßgebend.

bie Böenbelastung erregt Eigenschwingungen. Die daraus resultierenden Massenkräfte vergrößern das Biegungsmoment. Die elastische Verformung der Rakete ruft keine zusätzlichen aerodynamischen Kräfte hervor (keine aeroelastische Rückwirkung). Ob eine aktive Kraftverteilung eine bestimmte Eigenschwingung erregt oder nicht, hängt von der generalisierten Kraft ab. An der Schwingungsform des (frei - freien) Systems erkennt man, daß hauptsächlich nur die Grundschwingung erregt wird. Aus diesem Grunde berücksichtigte man neben der Starrkörperbewegung in der Ebene nur noch die Grundschwingung, die man bei einem Füllgrad entsprechend einer Flughöhe von 11 km ermittelte, als weiteren Freiheitsgrad.

Die Berechnung stützte sich auf ein System ohne Dämpfung. Mit den vorliegenden Voraussetzungen wurden die dynamischen Belastungen und die Starrkörperbewegungen getrennt untersucht. Einen sehr viel größeren Zeitaufwand würde eine Berechnung der dynamischen Belastung ohne die mit den obigen Annahmen

24

und Voraussetzungen verbundenen Vereinfachungen erfordern. Erfahrungsgemäß verändern sich die Momente bei einer genaueren Rechnung gegenüber einer solchen mit vereinfachten Bedingungen nicht wesentlich.

Es ergibt sich die zusätzliche Trägheitskraft D (t) (wahre dynamische Belastung WDB) aus der Beziehung

$$D(t) = J_{D} \cdot K = P_{A} \cdot \xi(t)$$

Dabei wird bildlich analog dem Bild in Abschnitt a. die Kraftverteilung



Danach wird die WDB in einem gewünschten Zeitpunkt t auf die Kraftgröße P_o bezogen und ist durch den dynamischen Zuschlagfaktor $\xi(t)$ gekennzeichnet. Maximal erreicht dieser Faktor bei der angenommenen Böenbelastung die Zahl "1", da der statische Anteil schon berücksichtigt wurde. Das resultierende Biegemoment (statisches B. + dynamisches B.) ist in Abb. 38 u. 39 dargestellt.

-3.2.3 Axiale Schnittkräfte

Beim Lastfall 2 treten axiale Schnittkräfte durch das statische und dynamische Biegemoment, durch die Längskraft und durch die Windbelastung auf.

Die Schnittkräfte aus M_{stat.} + M_{dyn.} errechnet man nach folgender Formel:

$$n_{x M} = \frac{\left(\frac{M_{stat} + M_{dyn}\right)}{R^2 \cdot \pi} \qquad [kp/cm]$$

Die Schnittkraft aus dem aerodynamischen Widerstande errechnet sich mit Hilfe des Staudruckes q.

$$q = \frac{v^2}{2} \cdot g$$

Die Schnittkraft ist dann:

$$n_{xw} = \frac{q \cdot F}{2 \cdot P \cdot \chi} [kp/cm]$$

Die Schnittkraft aus dem Schub errechnet sich über die Axialbeschleunigung

$$b_x = \frac{Schub}{Gewicht} \cdot 6$$

Aus der Beschleunigung errechnet man dann das Lastvielfache.

$$\hat{n}_{x} = \frac{b_{x}}{\varepsilon}$$

Die axiale Schnittkraft ergibt sich aus der Beziehung

$$n_{xL} = \frac{\hat{n}_x \cdot G \text{ oberhalb}}{2 \cdot R \cdot \pi} \quad [kp/cm]$$

d. h. in einem Querschnitt erhält man die axiale Schnittkraft aus Axialer- oder Längsbeschleunigung, indem man das Gewicht oberhalb des betrachteten Schnittes mit dem Lastvielfachen \hat{n}_{x} multipliziert und durch den Umfang dividiert.

-3.2.4 Schubschnittkräfte

1 24

Die Schubschnittkraft errechnet sich aus den Querkräften, welche durch die seitlich beschleunigte Bewegung der Rakete hervorgerufen werden.

$$N_{x\phi} = \frac{\zeta}{2.R.\pi}$$

Der Verlauf der Schubschnittkräfte N $_{\rm x}\varphi$ ist aus Abb. 50/51 zu ersehen.

-3.3 <u>Biegeeigenfrequenz</u> (frei - freies System)

Eei dem zu ELDO-A verwendeten Steuersystem wird die Rakete unstabil bei der Grundschwingung mit der Freqzenz von 2,5 Hz. Der hierfür verwendete Autopilot aber verlangt, daß die Frequenz der Grundschwingung 2,7 Hz betragen muß. Diese Frequenz muß für voll gefüllte Tanks der Rakete erreicht werden, da durch Treibstoffverbrauch die Masse kleiner wird und die 2,7 Hz nur als unterer Grenzwert betrachtet zu werden braucht.

Für die EBN I ist in der Hinsicht für uns zunächst keine Forderung bekannt.

Mit der Wahl des Steuersystems wird die kritische Eigenfrequenz der Grundschwindung festgelegt.

-- Zum Vergleich kann die Eigenfrequenz der Rakete ELDO-B2 erwähnt werden, die in dieser Studie mit 1,5 Hz festgelegt wurde--.

Damit ist die Schwingungsberechnung nicht nur für die Berechnung des Momentes aus der dynamischen Belastung durchzuführen, sondern sie gilt auch als Nachweis, ob die o.g. Forderung zur Sicherheit der Rakete eingehalten wurde. Neben der Frequenz ist auch die Schwingungsform von großer Bedeutung. Für die Stabilisierung der Rakete im Flug muß nämlich die augenblickliche Lage registriert werden. Die verwendeten Meßinstrumente sollten deshalb so angebracht werden, daß sie von Schwingungen möglichst wenig beeinflußt werden.

Zur Bestimmung der Eigenschwingungen wird das Matrix-Iterationsverfahren von Duncan-Collar verwendet. Diese Methode ist auf elastische Einflußzahlen in Matrizenform aufgebaut und eignet sich besonders für den Einsatz des Digitalrechners. Die elastischen Einflußzahlen gestatten eine bequeme Betrachtung einer Struktur, die aus verschiedenen Elementen, z. B. Balken oder Schalen zusammengesetzt ist.

Im Maschinenprogramm werdenTriebwerksschubkräfte und Verdrehträgheiten der von der Achse entfernten Massen bei der Berechnung von Eigenfrequenzen vernachlässigt.

24

Die Eigenschwingungsformen sind in den Abb. 55 und 56 graphisch dargestellt. Die entsprechenden Frequenzen sind neben die Biegelinien geschrieben.

Die Nuclearstufe wurde auf die völlig unveränderte Blue-Streak gesetzt. Über die Länge des Tanks der Nuclearstufe wurde mit einer Wandstärke von konstant 1,5 mm gerechnet, wenn Aluminium verwendet wird. Hierbei ist nach Punkt 4 ein Tankinnendruck von etwa 0,6 bis 1,8 atü erforderlich. Bei Verwendung von Stahl für den Tank muß die Wanddicke entsprechend der erforderlichen Steifigkeit umgerechnet werden. Zu empfehlen ist, bei Aluminium mit der Wanddicke nicht kleiner als 1,5 mm zu werden, um Frequenzabsenkung zu vermeiden. Entsprechend ist bei Stahl zu verfahren. Falls die Blue-Streak aus Festigkeitsgründen verstärkt werden sollte, ergibt sich natürlich eine höhere Grundeigenfrequenz. Die Steifigkeiten der Übergangsstruktur sind Punkt 3 zu entnehmen.

- -4. Lastfall 3
- -4.1 Belastung

Der Lastfall 3 erfaßt den Belastungszustand Brennschluß 1. Stufe. Bei diesem Lastfall kann die aerodynamische Belastung 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. Zu dieser Belastung kommt ein statische**r** Biegemoment aus der Steuerkraft infolge eines Triebwerkausschlages von $\varphi = 5^{\circ}$.

-4.2 Kräfteermittlung

-4.2.1 Ermittlung der statischen Biegemomente und Querkräfte.

Die Biegemomente und Querkräfte werden wie für den Lastfall 2, Punkt 3.2.1 mit dem Digitalrechner ermittelt. wobei die Rakete nicht ausgesteuert ist. Das bedeutet, daß wir für

jeden Massenpunkt eine zugehörige seitliche Beschleunigung erhalten, wie man in Abb. 53 sehen kann.

-4.2.2 Axiale Schnittkräfte

Die axialen Schnittkräfte errechnen sich aus dem Biegemoment

 $n_{x M} = \frac{M_{stat}}{R^2 \cdot \pi} \quad [kp/cm]$

und dem Lastvielfachen

$$n_{\mathbf{x} \mathbf{L}} = \frac{\widehat{n}_{\mathbf{x}} \cdot G_{\text{oberhalb}}}{2 \cdot R \cdot \pi} \quad [kp/cm]$$

4.2.3 Schubschnittkraft

Die Schubkonstante in Y - Richtung ruft eine Winkelbeschleunigung um den Schwerpunkt der Rakete, sowie eine beschleunigte seitliche Bewegung hervor. Die daraus resultierenden Querkräfte sind für die auftretenden Schubschnittkräfte verantwortlich, deren Verlauf über die Raketenlänge in Abb. 52 ersichtlich ist.

$$\mathbb{N} \times \varphi = \frac{Q}{2 \cdot R \cdot \tilde{\pi}} [kp/cm]$$

-5. Zusammenfassung

In Tabelle Abb. Nr. 54 sind für die 3 Lastfälle die Schnittkräfte in Längs- und Umfangsrichtung einiger für die Auslegung wichtiger Querschnitte gegenübergestellt. Wie man sieht bringt Lastfall 2, wie auch schon zu Anfang erwähnt, die größten Schnittkräfte für die Strukturen. Raketen-Version 2 (2 x 68 t - Triebwerke) ist gegenüber Version 1 (2 x 62 t -Triebwerke) der größere Belastungsfall. Der Unterschied ist aber nicht erheblich.

-2.2.2. Voraussetzungen

Für die verwendete Rechenmethode, nach der die Belastungen ermittelt werden, gelten vor allem die folgenden Voraussetzungen

-2.2.2.1 Gleiche Reynoldszahl Re und Strouhal-Zahl S für das gemessene Modell und die Rakete in wahrer Größe.

+2.2.2.2 Die Strömung wird durch die Schwingung der Rakete nicht wesentlich beeinflußt.

- -2.2.3 Es wird vor allem die Grundschwingung der Rakete erregt. Die Oberschwingungen werden vernachlässigt.
- -2.2.2.4 Linearität des Schwingungssystems. Die Dämpfung und die Federkonstante sind von der Amplitude unabhängig.

-2.2.2.5 Die Dämpfung ist klein (unter 3%)

-2.2.2.6 Einflüsse durch das Vorhandensein von Montagetürmen werden zur Zeit vernachlässigt.

-2.2.3 Berechnungsgrundlagen

Die Grundlage für die Ermittlung der Belastungen ist die infolge eines Windes auf der Rakete liegende spektrale Leistungsdichte. Den hier zusammengestellten Ergebnissen liegen drei verschiedene Modellmessungen der spektralen Leistungsdichte zugrunde. Obwohl die Ergebnisse in ihren Zahlenwerten etwas voneinander abweichen, liegen sie doch alle in der gleichen Größenordnung, so daß über die Belastung der Rakete eine recht gute Aussage gemacht werden konnte.

2.3.23

-2.2, Dynamische und statische Belastungen aus der statistischen Wirbelablösung der auf der Startrampe stehenden Trägerrakete EBN I als Biegebalken infolge Querwind.

-2.2.1 Einleitung

Die auf der Startrampe stehende Rakete ist den verschiedensten Belastungen aus Windkräften ausgesetzt. Außer durch die Belastungen aus Böen und vorturbulenter Anströmung kann die Rakete durch einen gleichmäßigen Wind von konstanter Geschwindigkeit und Richtung belastet werden. Diese gleichmäßige Anströmung bewirkt eine statische Auslenkung der Rakete in der Anströmrichtung sowie außerdem eine dynamische Belastung, die ihr Maximum in einer Ebene senkrecht zur Anströmrichtung hat und durch unsymmetrische, wechselweise aufeinanderfolgende Wirbelablösung hervorgerufen wird. Verschiedentlich wurde festgestellt, daß für überkritische Reynoldszahlen die Wirbelablösung an einem Zylinder mehr regelloser als periodischer Natur ist und somit eine statistische Erfassung der Belastungen notwendig wird.

Es ist bekannt, daß bei Raketenkonstruktionen der Ausgang aufgrund einer breitbandigen Erregung,wegen einer sehr kleinen Dämpfung von maximal 3%,eine Reihe von Schmalbandschwingungen ist, die sich im wesentlichen um die Eigenfrequenzen des Systems konzentrieren. Die Verteilung der Momentanwerte bei solchen Schmalbandschwingungen ist eine Gauß'sche, während die Spitzenwerte eine Raleighverteilung aufweisen.

Nach Raleigh gilt die Wahrscheinlichkeit, daß 98,8% aller Werte des Ausganges innerhalb des dreifachen Wertes der Standardabweichung ("root-mean-square", rms) liegen (rms = $+\sqrt{M_{out}^2}$) Die in den Diagrammen dargestellten dynamischen Anteile der Größen wie Auslenkungen, Biegemomente und Querkräfte sind 36 -Werte.

2.3.25

-2.2.3.1 Meßwerte der spektralen Leistungsdichte werden von drei Autoren angegeben, die die im folgenden aufgeführten Formeln zur Ermittlung der maximalen dynamischen Biegemomente an der Einspannstelle der Rakete verwenden.

$$\mathcal{L}_{out\,max}^{2} = \overline{c_{L,D}^{2}} F(S) q^{2} F^{2} \frac{\omega_{o} \pi}{45} \frac{\mathcal{D}}{2\pi V} \frac{U^{2}/L^{2}}{M_{o}^{2} \omega_{o}^{4}} \overline{\mathcal{M}}^{2}$$

=2.2.3.12 NASA [Ref 3]
$$M_{out max}^{2} = C_{L,0}^{2} q^{2} F^{2} \frac{\omega_{0}}{\xi} \frac{D}{2\pi V} \frac{R^{2}/L^{4}}{M_{0}^{2} \omega_{0}^{4}} \overline{M}^{2}$$

-2.2.3.13 NLR [Ref 4]

$$M_{out \ max}^{'^{2}} = 3^{2} \overline{C_{ML,D}^{'^{2}}} F(G_{o}) q^{2} F^{2} y_{s}^{2} \frac{\omega_{o} \pi}{4 \xi} \frac{D}{2 \pi V}$$

-2.2.3.2 Das statische maximale Biegemoment wurde allgemein nach folgender Formel ermittelt.

-2.2.3.3 Für die Auslenkung der Raketenspitze gilt:

 $y_{\text{max}} = H \cdot \mathcal{N}_{\text{Spitze}}$, wobei $H = \frac{M_{oul \ max \ res}}{\overline{M}}$

-2.2.3.4 Für das Biegemoment gilt:

-2.2.3.5 Für die Querkraft gilt:

$$Q_{res} = H \cdot \overline{Q}$$

-2.2.4. Zusammenstellung der Raketendaten

| Projektionsfläche | F | 3 | 136,7 | m ² |
|--|----|----------|-------|----------------|
| Raketendurchmesser | D | = | 3,5 | m |
| Länge von der Spitze bis Einspannstelle | r' | | 42,65 | m |

D 24

2.3.26

| Hebelarm | Y _s = 21,13 m |
|-------------------------|---|
| Eigenwert an der Spitze | η = 1,08 |
| Dichte | $f = 0,128 \text{kps}^2/\text{m}^4$ |
| Zähigkeit | $\gamma = 1,83.10^{-6} \text{ kps/m}^2$ |
| Grundeigenfrequenz | $f_{o} = 0,34112845 \text{ Hz}$ |
| Grundkreisfrequenz | $\omega_{o} = 2,14337314$ sec |
| Dämpfung | $\xi = 0,8\% = 0,008$ |
| generalisierte Masse | $M_{o} = 1204 \text{ kps}^{2}/\text{m}$ |
| Eigenmoment | $\overline{M} = 25,41.10^2 \text{ mkp/m}$ |
| Faktor | $R = 62,56 m^2$ |
| Faktor | U = 20,03 m |
| Querkraftfaktor | $\bar{Q} = 1,052.10^4 \text{ kp/m}$ |

-2.2.5 Erläuterung der Diagramme

Das erste Diagramm zeigt aufgetragen über der Anströmgeschwindigkeit des Windes in m/s die Windgeschwindigkeit in Knoten sowie die Reynold's-Zahl, die Strouhal-Zahl und den Staudruck. (Abb. 28)

Im nächsten Diagramm sind wieder über der Windgeschwindigkeit aufgetragen die einzelnen Komponenten der Auslenkung der Raketenspitze. Die vektorielle Summe der Komponenten ergibt die maximale Gesamtauslenkung der Spitze. (Abb. 29)

Man sieht aus dem Diagramm, daß sich die Auslenkung $y_{\mathcal{J}}$ infolge des statischen Widerstandes der Rakete in der gleichen Größenordnung bewegt wie die oszillierende Auslenkung $y'_{\mathcal{L}}$ senkrecht zur Anströmrichtung infolge Wirbelablösung. Die oszillierende Bewegung $y'_{\mathcal{J}}$ in der Anströmrichtung liegt etwa bei 20% von $y'_{\mathcal{L}}$.

Das folgende Diagramm zeigt die Gesamtauslenkung der Raketenspitze sowie das Biegemoment und die Querkraft an der Einspannstelle aufgetragen über der Windgeschwindigkeit. Die nach verschiedenen Autoren ermittelten Werte weichen bei niedrigen Anströmgeschwindigkeiten nur wenig voneinander ab. (Abb. 30) Bei größeren Windgeschwindigkeiten fallen die Ergebnisse nach NLR gegenüber denen nach Fung und NASA etwas ab. Der Grund ist darin zu sehen, daß die Messungen nach NLR an einem ELDO-A Modell vorgenommen werden, während den anderen beiden Messungen

D 24

Modelle zugrundelagen, die in ihrer Form der EBN I näher kamen.

Im letzten Diagramm sind der Momentenverlauf und der Querkraftverlauf für eine Windgeschwindigkeit von 26 m/s über der Raketenlänge aufgetragen. (Abb. 31)

Daß diese Kurven keinen kontinuierlichen Verlauf zeigen, liegt an der Voraussetzung der Belastungsverteilung über der Raketenlänge. Es wird angenommen, daß die Momentenverteilung der Biegeform der Grundschwingung entspricht und durch die Belastung im wesentlichen die Grundschwingung erregt wird.

-2.2.6 Querbeschleunigung

Die maximale Querbeschleunigung der Raketenspitze beträgt:

 $b_{\max} = y_{\max} \cdot \omega_o^2$

Bei einer Windgeschwindigkeit von 26 m/s erhält man:

$$b_{\text{max}} = 0,61 \cdot 2,143^2$$

 $b_{\text{max}} = 2,8 \text{ m/sec}^2 = 0,285 \text{ g}$

Da durch die stochastische breitbandige Erregung wegen der sehr kleinen Dämpfung hauptsächlich die Grundschwingung der Rakete angeregt werden wird, sind die Bewegungen in den Oberschwingungen vernachlässigbar gering, damit wird auch die Querbeschleunigung ihren Größtwert in der Grundschwingung haben, wobei Erregung und Massenkräfte in Phase liegen.

-2.2.7 Literaturangaben

 ERNO, Technischer Bericht Nr. RTS 21/65.
 Dynamische Belastungen aus der statistischen Wirbelablösung bei einer auf der Startrampe stehenden Rakete als Biegebalken (H. Kattge)

- [2] Journal of the aerospace sciences Vol. 27, No. 11, 1960 Fluctuating lift and drag acting on a cylinder in a flow at supercritical Reynolds number. (Y.C. Fung)
- [3] NASA TN D-1893 A wind-tunnel investigation of ground-wind loads on axisymmetric launch vehicles (Buell, Mc Cullough, Steinmetz)
- [4] NLR Amsterdam, Report F 249 A wind-tunnel investigation of ground-wind loads on the ELDO satellite launch vehicle (van Nunen)

) 24

2.3.2.3. Auslegung der Übergangsstruktur

Zur Berechnung der Tragfähigkeit der orthotropen Zylinderschale wurde ein Rechenprogramm erstellt. Dieses Programm wurde so aufgebaut, daß für die infrage kommende Strukturform: Hutprofil-Glattblech-Ringspant; die zur Berechnung der Beulfestigkeit notwendigen Querschnittwerte ermittelt werden und die maßgebende Beulfestigkeit berechnet wird. Es werden sowohl die kritische Gesamtbeulfestigkeit als auch die örtliche Beulfestigkeit (kleinster Wert jeweils maßgebend) der Struktur ausgerechnet. Für die Berechnung der Gesamtbeulfestigkeit wird die von van der Neut ausgearbeitete Rechenmethode (Schachbrettbeulen) verwendet. Dieses auch in Amerika sehr oft angewendete Rechenverfahren wurde allerdings für unsere Zwecke noch etwas erweitert. So wurde u.a. der Einfluß der Plastizität des Materials, das Nachbeulverhalten und auf iterativem Wege die jeweils mittragende Glattblechbreite berücksichtigt. Erwähnt werden muß noch, daß auch bei der Bestimmung der örtlichen Beulfestigkeit mit plastischem Material gerechnet wird. Da es bei der Vielzahl der in die Beulrechnung eingehenden Parameter nicht möglich ist, für eine bestimmte Strukturbelastung die günstigste Strukturabmessung auszurechnen und außerdem mit dem vorhandenen Digitalrechner nur etwa 1,5 sec zur Durchrechnung einer Struktur benötigt werden (einschl. der Berechnung von Strukturgewicht, Schwerlinienabstand, theoretische Beulform, Gütezahl S und vieles andere, wurden praktisch alle zur Zeit infrage kommenden Strukturabmessungen durchgerechnet. Insgesamt wurden für das Projekt E.B.N. I ca. 8000 verschiedene Strukturkombinationen untersucht. Da es nicht möglich ist diese 8000 Strukturergebnisse in Berichtsform zusammenzustellen, werden hier nur die Abmessungen der ausgewählten Übergangsstruktur angegeben.

Als Strukturwerkstoff wurde eine hochfeste Al-Legierung (AL-Zn-Mg-Cu) untersucht.

) 24

Erfahrungsgemäß ergeben sich bei diesem Werkstoff die gewichtsgünstigsten Strukturen. Nach der Kraftermittlung (siehe Abb. 54) ergeben sich folgende Belastungen der Übergangsstruktur.

| Querschnitt | n _x (kp/cm) | j.n _x (kp/cm) j=1,3 |
|-------------|------------------------|--------------------------------|
| I | - 184 | - 239,2 |
| II | - 200 | - 260,0 |
| III | - 244 | - 317,2 |
| IV | - 250 | - 325,0 |



$\frac{b}{15}$

Für diese Belastungen wurden folgende Strukturen festgelegt:

Werkstoff: Al-Zn-Mg-Cu

+ 24

| Querschnitt | I-II | R = | 175 | cm |
|-------------|------|-----|-----|----|
| C | | | | |

| S1 | S2 | t | mm | b | b1 | a | Pmin | G | ^S st ⁼ | H _x |
|--------------|------|-----|----|----|----|----|--------|-------|------------------------------|----------------|
| mm | mm | mm | | mm | mm | mm | kp/cm | kp/:m | Pmin/G | 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 _{st} = Pmin/G | H x 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 տա | a mm | Pmin kp/cm | G kp/.m | ^S st ⁼ Pmin/G | H x mm |
|----------|----------|---------|----|---------|----------|---------|---------------|------------|--|--------------|
| 0,60 | 1,00 | 150 | 35 | 35 | 12 | 6 | 331,10 | 75,40 | 4,39 | 1,169 |

2.3.32

Spantabmessungen für den gesamten Übergangsbereich

| S sp mm | C mm | sp mm | b sp mm | b1 _{sp} mm | sp mm | cm ⁴ | cm ⁴ |
|---------------|---------|----------|---------------|------------------------|----------|-----------------|-----------------|
| 0,80 | 150 | 60 | 40 | 15 | 5 | 8,527 | 8,922 |

O 24

2.3.2.4. Vorläufige Dimensionierung des Tanks der Oberstufe



Der Tank ist ein glatter,zylindrischer Hohlkörper mit einem $L/D \cong 4,5$. Auf beiden Seiten wird er von ellyptischen Böden mit einem Halbachsenverhältnis von $1/\sqrt{3}$ abgeschlossen. Der Tank hat bei einem Durchmesser von 3,5 m eine Gesamtlänge von 18 m.

-2. Belastungen

Als voraussichtlich für die Bemessung maßgebende Belastung wird der Lastfall "Flug in 11 km Höhe mit Seitenbö" angesehen. Hierbeiergeben sich in den Anschlußebenen des vorderen Abschlußbodens A₂ und des hinteren Abschlußbodens A₁ maximale Längskräfte. Sie setzen sich aus reinen axialen Lasten und aus Biegemomenten zusammen. Mit dem Sicherheitsfaktor von 1,4 ergeben sich folgende sichere und Bruchlasten.

| Schnitt | $N_{x} (Kp/cm)$ | j _B • N _x (Kp/ _{cm}) |
|----------------|-------------------|--|
| A ₁ | 172 ^{*)} | 240 |
| A2 | 60 | 84 |

Außerdem wird der Tank sowohl ohne Innendruck als auch mit einer Innendruckbeaufschlagung bis zu 5 at betrachtet.

*) Die hier der Berechnung zugrundegelegten sicheren Lasten sind gegenüber neueren Untersuchungen um 7% zu niedrig. Damit wäre bei Aufrechterhaltung der Gültigkeit dieser Berechnung die Sicherheit gegen Bruch 1,3 statt 1,4.

-3. Werkstoff

Es wird eine Ausführung in Stahl und in Al-Legierung untersucht. Für die Stahlversion wird ein nichtrostender austenitischer Cr-Ni Stahl, für die Al-Version eine Al-Zn-Mg Legierung, beide mit besonders guten Tieftemperatureigenschaften, den Berechnungen zugrundegelegt.

| 0 0 0 | | 25 ⁰ K | | 295 [°] K | | | |
|--------------|---|--|----------------------------|--|--------------------|----------------------------|--|
| | 6 _{0,2} (Kp/mm ²) | ⊙_3 (^{Kp/mm²)} | E (Kp/mm ²) | ر (لام (لام الم الم الم الم الم الم الم الم الم | G 3 (Kp/mm²) | Е (к _{р/mm} 2) | |
| Al-Legierung | 45 | 59 | 8,4.10 ³ | 38 | 44 | 7.10 ³ | |
| Stahl | 110 | 125 | 22.10 ³ | 20 | 66 | 21.10 ³ | |

Als technologisches Minimum der Tankwanddicke werden 0,8 mm bei Leichtmetallausführung und 0,3 mm bei Ausführung in Stahl angesehen.

-4. Berechnung

) 24

Der Tank wird mit flüssigem H₂ gefüllt und mit einem Innendruck bis 5 at beaufschlagt. Dabei ergeben sich unter Verwendung statistischer Unterlagen über das Stabilitätsverhalten isotroper Zylinderschalen nachstehende Wandstärken und -spannungen:

| | | | (| | | [| | | |
|-------------------------------|-------------------|-------------------|-------------------|------|-------------------|-------------------|-------|-------------------------------|--------------------|
| Schnit | t ^A 1: | | | Al-L | egieru | ıg | Stahl | | |
| p _F | N mer | N x | N _{Bres} | t m | Gvorh | ଟ୍ _{Kr} | t m | Gvorh | € Kr |
| ^K p/m ² | ^K p⁄cm | ^K p⁄cm | Кр⁄ст | mm | Kp/m ² | Kp/m ² | mm | ^K p/m ² | Kp/cm ² |
| 0 | 0 | -172 | -240 | 5,42 | -317 | -441 | 3,55 | -485 | -676 |
| 0,5 | 44 | - 128 | -179 | 4,73 | - 271 | -379 | 3,13 | -409 | -572 |
| 1 | +88 | - 85 | -118 | 3,96 | -214 | -299 | 2,61 | -324 | -452 |
| 1,5 | +131 | - 41 | - 57 | 2,89 | -141 | -199 | | | |
| 1,965 | +172 | + 0 | + 0 | 0 | 0 | 0 | Q | 0 | 0 |
| 2 | +175 | + 3 | + 4 | 0,01 | +4215 | +5900 | 0,003 | +8900 | +12500 |
| 3 | +263 | +91 | +127 | 0,22 | +4215 | +5900 | 0,10 | +8900 | +12500 |
| 4 | +350 | +178 | +249 | 0,42 | +4215 | +5900 | 0,20 | +8900 | +12500 |
| 5 | +438 | +266 | +372 | 0,63 | +4215 | +5900 | 0,30 | +8900 | +12500 |

| Sc | hni | t | t | A | : |
|----|-----|---|---|---|---|
|----|-----|---|---|---|---|

| | 2 | | | A1- | Legieru | ıg | S | tahl | |
|--------------------|----------|-------|--------------------|------|--------------------|--------------------|----------------|--------------------|--------------------|
| P _F | N mer | N x | N _B res | tm | Gvorh | Gĸr | t _m | G _{vorh} | Gkr |
| Kp/cm ² | Kp/cm | Kp/cm | Kp/cm | mm | Kp/cm ² | Kp/cm ² | mm | Kp/cm ² | Kp/cm ² |
| 0 | 0 | -60 | -84 | 3,43 | -175 | -245 | 2,27 | -264 | -370 |
| 0,5 | +44 | -16 | -22 | 1,97 | - 82 | -114 | 1,33 | -121 | -168 |
| o,685 | +60 | + 0 | + 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1 | +88 | +28 | +38 | 0,07 | +4215 | +5900 | | +8900 | +12500 |
| 2 | +175 | +115 | +161 | 0,27 | +4215 | +5900 | 0,13 | +8900 | +12500 |
| 3 | +263 | +203 | +284 | 0,48 | +4215 | +5900 | 0,23 | +8900 | |
| 4 | +350 | +290 | +406 | 0,69 | +4215 | +5900 | 0,33 | +8900 | +12500 |
| 5 | +438 | +378 | +528 | 0,90 | +4215 | +5900 | 0,42 | +8900 | +12500 |

2.00.35

Aus den Innendrücken ergeben sich Umfangsspannungen und unter Beachtung der zulässigen Spannungen folgende erforderliche Wanddicken:

2. 2.36

| | | Al-Legi | Lerung | Stahl | |
|--------------------|-------|--------------------|---------------|--------------------|--------------|
| P _F | Nysi | ୍ଞ | tç | GB | ty |
| Kp/cm ² | Kp/cm | Kp/cm ² | mm | Kp/cm ² | mm |
| 0 | 0 | 59 00 | 0 | 12500 | 0 |
| 0,5 | 87,5 | 5900 | v,21 | 12500 | 0,10 |
| 1 | 175 | 5900 | o,42 | 12500 | 0,20 |
| 2 | 350 | 5900 | 0,83 | 12500 | 0,39 |
| 3 | 525 | 5900 | 1,25 | 12500 | 0,59 |
| 4 | 700 | 5900 | 1,67 | 12500 | 0,79 |
| 5 | 875 | 5900 | 2 ,0 8 | 12500 | 0, 98 |

Da das Streckgrenzenverhältnis bei der gewählten Al-Legierung o,76, beim Stahl o,88 beträgt, ist eine Bemessung auf Grund der Streckgrenze nicht gegeben

> $j_p = 1,05 \longrightarrow j_p/= 0,75$ = 1,15 $\longrightarrow B = 0,82$ = 1,25 $\longrightarrow = 0,89$

Die Berechnungen gelten für 20[°]K. Der Anteil des hydrostatischen Drucks ist vernachlässigt worden. Eine vergleichende Untersuchung über die Zweckmäßigkeit einer Innen-od. Außenisolation ist noch nicht erfolgt.

-5. Ergebnis:

Die Darstellungen der erforderlichen Tankwanddicke in Abhängigkeit vom Innendruck zeigen:

a) <u>bei Al-Ausführung</u> Im Schnitt A₁ wird bei einem Fülldruck von 1,965 Kp/2

O 24



) 24

6.03.37

die Längsbeanspruchung aus äußeren Kräften und Momenten durch die Meridiankraft aus Innendruck aufgehoben. In diesem Fall ist die theoretische Wanddicke = O. Unterhalb dieses Fülldruckes treten Druckspannungen in der Wand auf, oberhalb dagegen Zugspannungen. Der schraffierte Bereich zwischen A₁ und A₂ zeigt die erforderliche Wanddicke zwischen den beiden betrachteten Querschnitten.

2.3.38

Die Umfangsspannungen führen bereits bei 1,88 Kp/2 Innendruck zu einer Überschreitung des technologischen Wanddickenminimums.

b) bei St-Ausführung

Auch bei der Ausführung in Stahl besteht Gleichgewicht zwischen äußeren und inneren Längskräften bei $p = 1,965 \text{ Kp/cm}^2$, da der Werkstoff in dieser Betrachtung nicht eingeht. Die Auswirkung eines niedrigeren oder höheren Tankdrucks spiegelt sich dagegen in den erforderlichen Tankwanddicken wieder. Bei höheren Drücken wird das technologische Minimum eher überschritten als bei der Al-Version.





ELECIA A 4. 210 x 297 mm







LA72a-




d = 6,935° d = 5,115°

50 45 36 m 10 15 45 20

25

35

Flacke F=9,627 (m?)

2 3603 7206 2 9 3842 v^2

RTA-Unterlage vom 4.11.65

30 28 20 35 -17,034 m

















(53)

















| | 84 0 | 50 | 5 | 55 | 10 50 | · · · · 1 | 45 5 | 40 20 | + + + + + 35 | 30 | | |
|---------------------|---------|----|---|----|-------------|--------------|---------|----------|-----------------|----------|--|--|
| 20000 | | | | | V = 15,4[rm | /s]\$ 30[kn] | | | | | | |
| 40000 | | | | | | | | | | | | |
| 60000 | | | | | | | | | | | | |
| 80000 | | | | 8 | | | | | | | | |
| <u>}00000</u> | | | | | | | | | | | | |
| 120 000 | | | | | | | | | | | | |
| 140000 | | | | | | | | | | | | |
| 160000 | | | | | | | | | | | | |
| 180000 | | | | | | | | | | | | |
| 200 000 - | | | | | | | | | | | | |
| 220000 - [kpm] 1 | | | | | | | | | | LA 71a - | | |













| 84 60 55 10 50 45 40 20 | 35 | 25 |
|-------------------------|-----------------|----|
| 20000 | M | |
| 40000 | 4.1 <i>5tat</i> | |
| 60000 | | |
| 80000 | | |
| 100000 | | |
| 120000 | | |
| 140000 | | |
| 160000 | | |
| 180000 | | |
| 200000 | | |
| 220000 | | |



H 11: **15** 35 - 45

ERNO LA71a-3 Strukturmechanik

Ш

11:11











atta da - 1 i i i - 1 - E : tri 25 25 30 ||...| 45 15 40 35 E 50 30 55 Ħ 1 20 15 10 20 **F** Ē 111: itt:::: :44 ERNO

1+|+|-|**|**

LA 74a-4 Strukturmechanik



| | | - c | | | | | | $\sum_{i=1}^{n}$ | Π |
|-------------------|---|----------|---------|----------|---|---------|------------------|------------------|-------|
| Q [Kp] | 0 | 60. 5 | 55. | 10 10 | 1 | 48 5 | ⁴⁰ 20 | 35 | 25 |
| 12000 - | | | | | | | | | |
| 10000 8000 | | | | | | | | | |
| 6000 | | | | | | | | | |
| 2000 | | | | | | | | | |
| 0 2000 | | | | | | | | | |
| 4000_ 6000- | | | | | | | | | |
| -8000 | | | | | | | | | |
| -12000 | | | | | | | | | |
| -14000 -16000 | | | | | | | | | |
| -18000 -20000 | | | | | | | | | |
| -22000- | | | | | | | | | |
| -24000 -26000- | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | LA |





ц





| | | $\left(\ldots \right)$ | | | | | $\Pi \mathcal{I}$ |
|-----------------|---------|-------------------------|-------|------------------|-------|-----|-------------------|
| 0 [Kp] | 60 0 | 55 | 70 50 | 15 ⁴⁵ | 40 20 | 35, | 25 |
| 14000 | | | | | | | |
| 10000 | | | | | | | |
| 8000 | | | | | | | |
| 6000 4000 | | | | | | | |
| 2000 | | | | | | | |
| | | | | | | Г., | |
| - 4000 | | | | | | | |
| 6000- 8000- | | | | | | | |
| -10000 | | | | | | | |
| - <i>12</i> 000 | | | | | | | |
| -16000 | | | | | | | |
| -18000 | | | | | | | |
| 20000 | | | | | | | |
| -24000 | | | | | | | |
| 1-26000 | | | | | | | |
| | | | | | | | |





| | 17 | | | | | | | | | | | | | | | |
|----------------|----|----|----------------|----|---|--|---------------|---|--------------|------------|---|---------------|----|--|---------|--|
| r, , , , | 1 | 55 | | 50 | <u> </u> | | | | | - | | | 31 | <u>, </u> | - | |
| [Kp/am] Zug | 5 | | 10 | | 15 | | | 2 | 0 | | | 25 | ++ | | 3,0 | |
| 120 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 100 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 80 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 40 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 20 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 0 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -20 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -40 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -60 | | | | | | | | | | | | | | | Vxgos = | |
| -80 | | | | | | | | | | á - | | | | | | |
| -120 - | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -140 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -160 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -180 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -200 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 240 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -250 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 280 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -300 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Druck | | | | | | | | | | | | | | LA | 710-4 | |
| | | | . P P D | | and sparting parts | | - 13 - 15 - 3 | | 111111111111 | ar e parte | : | and the state | | · | | |














25 25 30 7,5⁴⁵ 35 55 40 .25 50 20 30

ERNO LA 71a-5 Strukturmechanik

75 35

0.1**1**5.











t it 64 55 60 40 35 50 45 H 15 20 25 10 111 1444 [kp/cm :::::::

扭出的

1:7

944

[™]Я., ⊔<u>|</u><u>⊔.</u>

30 114 - 20

111:

10 0 ŀμ <u>Pah</u>i -10 bit H

- 20 -30

40 : LH

-50 掘 "ME HILL **-60**

-**70**-1 T H ЧЩ. Н

1.644

30

















y-Richtung aus Lastfall 3, LA 76 a (Rakete unausgesteuert, Schwenkwinket 5°)

" " " "LA760 = 5,52

ERNO LA 76a Strukturmechanik





| | | LASTFALL 1 LA 71a | | LA74a Version 1 | | FALL2 LA72 a Version 2 | | LASTFALL3 LA 76ª | |
|-------------|---|--|--|-------------------------------------|--|--------------------------------------|---|--|---|
| QUERSCHNITT | ENTFERNUNG VON DER RAKETENSPITZE [m] | AXIALE SCHNITTKRAF T Nx [אף/כיח] | SCHUB- SCHNITTKRAFT Nx & [kp/cm] | AXIALE SCHNITTKRAFT Nx[kp/cm] | SCHUB- SCHNITTKRAFT Nx & [Kplcm] | AXIALE SCHNITTKRAFT Nx [Kp[cm] | SCHUB— SCHNITTKRAFT Nx Y [Kplcm] | AXIALE SCHNITTKRAFT N*[Kplcm] | SCHUB SCHNITTKRAFT Nxf[Kp/cm] |
| Ι | 5,0 | - 6 | + 1 | -48 | + 12 | - 54 | + 12 | -28 | - 2 |
| П | 15,0 | -24 | +2 | -118 | + 12 | -124 | +12 | - 45 | - 2 |
| Ш | 22,0 | - 55 | + 3 | -182 | + 7 | -184 | + 8 | -114 | -1 |
| <u>I</u> | 25,5 | -70 | + 3 | -207 ** | + 5 | -210 | + 5 | - 14 8 | +1 |
| V | 26,5 | -72 | +3 | - 240 | + 5 | -244 | + 5 | -148 | +1 |
| V | 3 5,0 | ~160 | +5 | -304 | -25 | -308 | -25 | -145 | +2 |
| VI | 35,5 | -165 | + 5 | -295 | -32 | -298 | - 32 | -144 | +2 |
| | 1 | 1 | | t | | | | | |
| | | | | | | | | | |
| | 4 | <u> </u> | ш <u>Т</u> К. | .≝ | | s s | ERNO Schn Strukturmechanik des | ittkräfte $N_{X o.l}$ für die ukturauslegun (j=1) s E.B.N.I. Träge | ^{Vx Y} Abb.: 54 9 Bearb. ers Gepr. |





Abb. 55.

Biegeschwingung des freien Systems in 11 Km Höhe.

gerechnet mit 64 Massenpunkten

ERNO Schwingungsformen Strukturmechanik E.B.N. I.



Biegelinien des gebundenen Systems gerechnet mit 34 Massenpunkten.







2.4 Auslegung eines Prüfstandes zur Untersuchung des Wärmeüberganges.

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 zur Zeit dieses Problem einer reinen theoretischen Behandlung nicht zugänglich ist. Zur Berechnung des Aufheizungsvorganges wurden der Literatur entnommene für ähnliche Probleme nach Versuchsergebnissen empirisch aufgestellte Beziehungen verwandt. Da jedoch in den bis dahin bekannten und erreichbaren Literaturunterlagen keine für diesen Fall zutreffenden Versuchsergebnisse aufgeführt sind, haben die hier errechneten Ergebnisse nur bedingten Aussagewert, eine experimentelle Nachprüfung ist daher unerläßlich.

2.4.1 Allgemeine Betrachtungen über die Anlage und Auslegungsgrößen bezüglich der Energie- und Betriebsstoffversorgung.

Zur Erzielung reproduzierbarer Versuchsergebnisse muß ein hierfür aufgebauter Prüfstand folgenden Anforderungen genügen:

(1) Einhaltung einer beliebigen über die ganze Früfstrecke 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 folgender Maximalwerte:

| Wandtemperatur | 3000 ⁰ К |
|----------------|---------------------|
| Gastemperatur | 2500 ⁰ к |
| Gasdruck | 50 ata |

2.4.1

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

2.4.2

Aus den vorstehend genannten Bedingungen ergeben sich die Hauptauslegungsgrößen für den Prüfstand zu:

Treibstoff: $Q5 \text{ kp/hr} < \mathring{g}_{T} < 18 \text{ kp/hr}$ Energieversorgung: $15 \text{ kw} < E_{ges} < 200 \text{ kw}$ Kühlwasser: $\mathring{g}_{w} < 50 \text{ ltr/min}$

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

Ein derartiger Prüfstand besäße dann folgendes Schaltschema gemäß Bild 2.4.1. Die hier vorgeschlagene Anordnung zeigt einen geschlossenen Kreislauf mit Rückkühlung und Verdichter. Sie ist zweckmäßig, wenn nur teures und in begrenzter Menge vorhandenes Prüfgas verfügbar ist. Im anderen Falle wäre ein offener Kreis angebracht.

2.4.2 Entwurf der Prüfstrecke

Die Prüfstrecke besteht aus:

- einem elektrisch beheizten Wolframrohr von max. 6,25 mm äußerem Durchmesser und 1,1 m Länge mit den erforderlichen Elektrodenanschlüssen;
- 2) einer Folienisolation zur Wärmestrahlungsabschirmung;
- 3) einem Außenmantel, äußerer Durchmesser 300 mm;
- 4) einem Stirnflächenabschluß aus Hochtemperaturmaterialien.

Die Aufgabe, eine konstante Wandtemperatur über die gesamte Kanallänge einzuhalten, erfordert die Zufuhr genau festgelegter Energiemengen an jeder Stelle der Prüfstrecke. Da dies konstruktiv unmöglich ist, wird die Strecke in Abschnitte zu je 10 cm Länge zerlegt, die einzeln beheizt werden. Die im Vorjahr durchgeführten Berechnungen gaben den in nachstehenden Diagrammen dargestellten Energiebedarf über die Länge der Prüfstrecke. Wärmeverluste sind hierin noch nicht berücksichtigt. Siehe dazu Bild 2.4.2 bis 2.4.5.

Die hierbei zutagetretende Tendenz des maximalen Energiebedarfes etwa in der Mitte der Strecke ist wenig günstig für die Energieversorgung in der vorgesehenen Form. Um dieser Charakteristik Rechnung zu tragen, sind im wesentlichen folgende Möglichkeiten denkbar, deren Eignung noch im einzelnen zu prüfen ist.





3. J

2)

1.)



In den Fällen 1) und 2) bzw. einer Kombination werden in sich geschlossene Stromkreise angestrebt; von den Anforderungen des Versuchs her gesehen das günstigste Verfahren, es dürften sich aber seitens der Elektrotechnik Schwierigkeiten ergeben, die durch die dritte Möglichkeit mit der Zuführungsleitung an der Stelle des höchsten Energiebedarfes behoben sind, allerdings treten hierbei wesentlich höhere Spannungen auf. Es muß hier eine Lösung gefunden werden, die unerwünschte Nebenströme ausschließt und damit eine unkontrollierte Leistungsabgabe unterbindet, wenn nicht eine elektrische Trennung aller Aufheizungsabschnitte gewählt wird.

Nachfolgende Überlegungen sollen einen Überblick geben über die erforderlichen Stromstärken zur Aufheizung der Prüfstrecke.

Abmessungen des Prüfstreckenabschnittes:

Länge : 100 mm Innendurchmesser: 3 mm

Die erforderliche Wandstärke errechnet sich aus der Kesselformel mit

 $f_s = 2,5$ $6 = 10 \text{ kp/mm}^2$ zul. zu $S_{min} = 0,5 \text{ mm} \text{ (aufgerundet)},$

damit $d_{außen} = 4 mm \emptyset$,

 $p = 5.1 \cdot 10^5 \text{ kp/m}^2$

also ist die Querschnittsfläche der Röhrchenwand $f_w = 5.5 \cdot 10^{-2} \text{ cm}^2$.

Mit dem spezifischen Widerstand von

 $S = 3000 \, \text{°K} = 10^{-4} \, \Omega \cdot \text{cm}$

ergibt sich der Widerstand des Heizstreckenabschnittes zu

 $R_{str} = 1,132 \cdot 10^{-4}$

Damit beträgt die auf 1 kw abgegebener Leistung bezogene Stromstärke

 $I_{1 \ kw} = 230 \ A$.

Für 28 kw = N_{max} gemäß Diagramm 2.4.2 werden dann I_{28 kw} = 1230 A benötigt.

Bild 2.4.6 zeigt die erforderliche Stromstärke in Abhängigkeit von Leistung und Widerstand des Rohrabschnittes.

Es gilt daher für den Fall der Widerstandsheizung im Früfrchr, daß dessen Querschnittsfläche so gering wie möglich sein sollte, um genügend Widerstand zu haben. Daraus ergibt sich dann allerdings, daß der Betriebsdruck nicht sehr hoch liegen darf, da von außen kein Gegendruck auf das Röhrchen gebracht werden kann.

Die Zuleitung wird folgenden Aufbau haben



An das Rohr wird eine Wolframschiene angeklemmt, da nur dieses Material für die dort herrschenden hohen Temperaturen infrage kommt. Die Temperatur der Schiene fällt in ^Kichtung auf den Außenmantel ab. Bei einer Temperatur von ca. 800° C ist der Übergang auf eine Kupferschiene möglich, die an der Verbindungsstelle noch durch eine Kühlungsvorrichtung vor Abschmelzen zu sichern ist.

Spez. el. Widerstand:

Wolfram: $g_m = 60 \cdot 10^{-6} \Omega \cdot cm$ Kupfer : $g_m = 1.7 \cdot 10^{-6} \Omega \cdot cm$

Damit ergeben sich die Verluste in der Wolframschiene bezogen auf 230 A über N = R . $I^2 = \frac{2 \cdot 1}{F}$. $I^2 = 31,74$ W $\triangleq 3,2\%$ der im Prüfstreckenabschnitt aufgenommenen Leistung. Die Leistungsverluste in der Kupferzuleitung sind weitaus geringer infolge der hohen el. Leitfähigkeit des Materials und der Möglichkeit der Verwendung größerer Leitungsquerschnitte außerhalb des Außenmantels.

Infolge der großen Länge des Prüfrohres und des hohen Temperaturunterschiedes zwischen Betriebs- und Montagezustand sowie Prüfrohr und Außenmantel während des Betriebes treten beträchtliche Längenänderungen auf, die auf jeden Fall ausgeglichen werden müssen. Problematisch ist zudem noch das Vorhandensein der Elektroden, die über die gesamte Länge verteilt fest am Prüfrohr angeklemmt sind.

Es gibt im wesentlichen drei Punkte, an denen durch konstruktive Maßnahmen ein Ausgleich vorgenommen werden kann. Es sind dies folgende Möglichkeiten

- 1) Dehnungsausgleichvorrichtung gemäß Bild 2.4.7
- 2) Einbau eines beweglichen Zwischenstückes in die Elektroden.
- 3) Wahl eines Mantelwerkstoffes mit sehr hohem Wärmeausdehnungsvermögen.

Zum Schutz gegen übermäßige Wärmestrahlungsverluste muß eine Folienisolation vorgesehen werden, die sich zwischen Prüfrohr und Außenmantel befindet. Bei der Länge der Prüfstrecke, der Zahl der erforderlichen Wicklungen und dem beträchtlichen Temperaturabfall von der ersten bis zur letzten Folie kommt nur eine senkrecht stehende Anordnung der Prüfstrecke infrage. Bei der konstruktiven Auslegung ist dem Problem der unterschiedlichen Längenausdehnung der einzelnen Folien besondere Aufmerksamkeit zu widmen, daß einerseits keine Berührung mit den Elektroden auftritt, Endererseits die Möglichkeit zur Beobachtung der Prüfstrecke durch Beobachtungskanäle erhalten bleibt.

In Abb. 2.4.8 ist eine schematische Darstellung der Anordnung mit den zu erwartenden Abmessungen und Temperaturverteilungen gegeben. Es ist nun zu prüfen, ob sich nicht hierin Bogenentladungen zwischen Elektroden bzw. Früfstrecke einerseits und den Folien andererseits ausbilden, die eine ernste Betriebsstörung darstellen. Dabei sind besonders gefährdet die Zonen (1) und (2) wegen der hohen Temperatur bzw. des geringen Abstandes. In dem Raum zwischen Prüfrohr und Außenmantel befindet sich eine Wasserstoffatmosphäre infolge der Diffusion des Prüfgases durch die Wand des Aufheizrohres, die noch gewisse Beimischungen von Stickstoff und eventuell Sauerstoff wegen der Leckverluste an den Flanschen besitzt. Es besteht also die Möglichkeit von Gasentladungen. Das Problem ist nun die Schaffung von Bedingungen, die die Zündwilligkeit auf ein Minimum reduzieren.

Da z. Zt. zu diesem Thema nur sehr wenig Literatur verfügbar ist, sind exakte numerische Angaben nicht möglich, man ist auf mehr oder weniger genaue Schätzungen angewiesen. Nachteilig wirkt sich hier vor allem die hohe Temperatur der Metalloberflächen aus, die in starkem Maße Elektronen emittieren, die durch Stoß die Gasatome zu ionisieren in der Lage sind. Die beiden gegensätzlichen Einflüsse, die eine Gasdruckänderung auf die Zündwilligkeit ausüben, nämlich

- 1) höhere Ionisierungswahrscheinlichkeit durch größere mittlere freie Weglänge der Elektronen, die dadurch höhere Energie annehmen,
- 2) Verminderung der Ionisierungswahr: cheinlichkeit durch Verringerung der Zahl der Gasatome, die ionisiert werden könnten,

sind gegeneinander so abzustimmen, daß ein kritischer Druck auftritt, bei dem die Zündwilligkeit minimal wird. Dieser Druck dürfte bei etwa 10 Torr, d. h. $\sim 10^{-2}$ at liegen.

Ein kurzer Überschlag soll eine Abschätzung des Leckverlustes bringen.

Diffusionskonstanten für Wasserstoff in Wolfram sind z. Zt. noch nicht bekannt, bislang sind lediglich für Molybdän Werte erhältlich und im Zusammenhang damit die Feststellung, daß die Diffusion in Wolfram weitaus geringer ist. Für die hier gegebenen Bedingungen läßt sich danach ein Leckverlust von etwa 10 Nbm³/sec abschätzen.

Die Wärmeschutzfolien werden in der Stirnplatte befestigt. Sie ist sehr starken thermischen und mechanischen (hohes Gewicht der Wolframfolien) Belastungen ausgesetzt. Die Auswahl der Werkstoffe sollte daneben auch von der Forderung einer möglichst geringen Temperaturleitfähigkeit bestimmt werden, da an dieser Stelle große Wärmeverluste zu erwarten sind.

Prüfstrecke und Folienisolation werden von einem Rohr umschlossen, das einen äußeren Durchmesser von 300 mm aufweist und auf dem die erforderlichen Flansche für Stromzuführung, Beobachtungsfenster und dergl. angebracht sind. Als maximale Wandtemperatur seien 800° K zugelassen, als Werkstoff kommt ein Material in Betracht, das neben der Beständigkeit bei der Betriebstemperatur noch ein hohes Wärmeausdehnungsvermögen besitzt, damit der Ausgleich der Dehnung des Prüfrchres nicht allzu hohe konstruktive Schwierigkeiten bereitet. Um den Mantel ist eine Kammer mit einer Schutzgasfüllung gelegt, die im Falle einer Zerstörung des Prüfrohres einen Austritt des heißen Wasserstoffes in die Umgebung bzw. einen Lufteinbruch durch den Außenmantel verhindern soll.

2.4.3 Wärmebilanz der Prüfstrecke

Die Temperatur des Außenmantels soll bei 800°K gehalten werden. Damit ergeben sich die Wärmeverluste als Summe von Strahlungsverlusten und solchen durch freie Konvektion. Ihre Berechnung erfolgt ohne Berücksichtigung der Stirnwände.

1) Strahlungswärmeverluste:

$$F = 1,1304 m^2$$

 $t_w = 800^0 K$
 $d_R = 0.3 m$
 $\mathcal{E}_1 = \mathcal{E}_{mantel} = 0.12$

Da die Gegenfläche beim Strahlungsaustausch unbestimmt ist, wird $\mathcal{E}_2 = 1$ und $T_2 = 0$ gesetzt.

$$\mathbf{q} = \frac{\mathbf{c}_{s}}{\frac{1}{\overline{\epsilon}_{1}} + \frac{1}{\overline{\epsilon}_{2}} - 1} \cdot \mathbf{F} \left[\frac{\mathbf{T}_{1}}{100} - \frac{\mathbf{T}_{2}}{100} \right]$$

 $F_{str} = 0,8538 \frac{k cal}{sec} = 3,573 kw$

 Verluste durch freie Konvektion an der Mantelwand.
 Das Produkt Gr • Pr beträgt etwa 10¹⁰, es herrscht turbulente freie Strömung.

Aus dem entsprechenden Diagramm im VDI-Wärmeatlas ergibt sich für die Daten

> Manteltemp. 800°K Lufttemp. 300°K Zylinderhöhe 1,2 m

eine turbulente Wärmeübergangszahl von

 $\ll_{\text{turb}} = 7.1 \frac{\text{kcal}}{\text{m}^2 \text{hr}} \circ_{\text{K}}$.

Mit $Q = \checkmark \cdot \overrightarrow{n} \cdot d \cdot h (t_w - t_o)$ ergibt sich: $Q_{sec} = 1,1147 \frac{kcal}{sec} \stackrel{\frown}{=} 4,664 \text{ kw.}$

Damit betragen die gesamten Wärmeverluste

$$Q_{ges} = 8,237 \text{ kw} = 1,9686 \frac{\text{kcal}}{\text{sec}}, \text{ bzw.}$$

auf die Mantelfläche bezogen:

 $Q_{\rm F} = 1.7415 \frac{\rm kcal}{\rm sec m^2}$.

Aufgabe der Folienisolation ist es nun, den Energieverlust nicht über diesen Wert ansteigen zu lassen.

Zunächst soll aber geprüft werden, ob nicht durch andere Einflüsse als reinen Strahlungswärmeübergang noch ein merklicher Energietransport vom Prüfrohr an den Außenmantel stattfindet. Es sind dies:

- a) Diffusion von Wasserstoff durch die Wolfram-Rohrwand.
- b) Konvektive Wärmeverluste zwischen Prüfrohr und Außenmantel.
- c) Wärmeverluste an den Elektroden.
- d) Verdampfung von Wolfram.

Zu a) Bei einem nach vorstehenden Überlegungen angenommenen Diffusionsverlust von 10 N cm³/sec Wasserstoff, die mit einer Temperatur von 3000 ^oK austreten, beträgt die Verlustenergie (Enthalpieerhöhung 1,136 . 10⁴ kcal/kp)

 $P_{\rm H} = 1,02 \cdot 10^{-2} \frac{\rm kcal}{\rm sec} = 0,042 \,\rm kw.$

Zu b) Die Berechnung der Konvektionswärmeverluste erfolgt für den Bereich Prüfrohr - erste Folienschicht. Die im vorigen Kapitel aufgeführte Betrachtung über den im Raum zwischen Prüfrohr und Außenmantel zulässigen Druck ergab 10 Torr entsprechend etwa 10⁻² at.

Hiermit und mit

 $T_{Priifrohr} = 3000^{\circ} K$ $T_{Folic} = 2850^{\circ} K$

T_m = 2925 ^OK (Bezugstemp. für ß)

1 = 1,1 m $\Delta T = 150^{\circ}\text{K}$ $\frac{7}{2} \text{ H}_{2} 2925^{\circ}\text{K} = 3,7 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kp.sec}}{\text{m}^{2}}$ $\frac{7}{2} \text{ H}_{2} 2925^{\circ}\text{K} = 2,5 \cdot 10^{-4} \frac{\text{kcal}}{\text{sec}^{\circ}\text{K}}$ $\frac{7}{\text{H}_{2}} 2925^{\circ}\text{K} = 69 \frac{\text{kcal}}{\text{kp}^{\circ}\text{K}}$

lassen sich diese Wärmeverluste abschätzen. Bei der hohen Temperatur und dem geringen Druck ist die Annahme des idealen Gaszustandes in diesem Raum gerechtfortigt; damit gilt: $B = \frac{1}{T}$.

Für Gr. Pr ergibt sich 33.1.

Da der Umschlag der freien Strömung vom laminaren in den turbulenten Zustand bei einem Wert von $10^{\circ} \div 10^{\circ}$ für das Frodukt Gr. Pr erfolgt, liegt hier auf jeden Fall laminare Strömung vor.

Nu_{Platte} = 0,652
$$\left(\frac{Pr}{1,1+Pr}\right)^{1/4}$$
. Gr ^{1/4} = 1,52

dafür Nu_{Rohr} = 70 (VDI-Wärmeatlas)

hieraus $\ll_{\rm m}$ = 1,59 · 10⁻² $\frac{\rm kcal}{\rm sec m^2 \circ_{\rm K}}$

mit $Q = \checkmark \cdot d_a \cdot \mathcal{T} \cdot l_{Rohr} \cdot \Delta T$

ergibt sich ein Wärmeverlust von 0,072 kw.

Zu c)Für den Temperaturverlauf in der Wolframschiene wird ein linearer Abfall von 3000 ^OK auf 800 ^OK in einer Strecke von 15 cm Länge angenommen.

Querschnittsfläche der Schiene: 1,5 cm²

Wärmeleitfähigkeit:

Kupfer : $\lambda_{m} = 0.858 \frac{cal}{an \ sec} \kappa$ Wolfram: $\lambda_{m} = 0.23 \frac{cal}{an \ sec} \kappa$

Damit beträgt der Wärmeverlust pro Elektrode:

 $q_{el} = 5,06 \cdot 10^{-2} \frac{\text{kcal}}{\text{sec}}$

und bei den 12 erforderlichen Elektroden:

$$R_{el} = 0,606 \frac{kcal}{sec} = 2,54 \text{ kw}$$

Da die Querschnittsfläche der Elektroden sehr begrenzt ist, besteht keine Möglichkeit, diese Wärmemengen nur durch Strahlung und Konvektion bei einem Temperaturniveau von 800 ^OK abzuführen; nahezu die gesamte Wärmeenergie muß mit Hilfe der Kühlung in der Kupferschiene abgeführt werden.

Zu d) Abdampfrate für Wolfram: $\mathbf{v} = 10^{-6} \frac{\text{gr}}{\text{cm}^2 \cdot \text{sec}}$ spez. Gewicht Wolfram : $\mathcal{T}_{\mathbf{w}} = 19,3 \text{ gr/cm}^{-3}$

> Dafür ergibt sich für die Dicke der abgedampften Schicht: S = $\frac{\dot{v}}{7}$ = 5,18 . 10⁻⁸ $\frac{cm}{sec}$ = 1,87 . 10⁻⁴ $\frac{mm}{hr}$

Wegen der derart geringen Menge des verdampfenden Wolframs sind die als Produkt von Abdampfmenge und Abdampfenergie auftretenden Wärmeverluste unvorstellbar gering.

Damit beträgt die gesamte verlorene Wärmemenge als Summe der einzelnen Verluste

| ¹⁷ ^S Strahlung Außenmantel | 3,573 kw |
|--|----------|
| 2) QKonv. Außenmantel | 4,664 kw |
| 3) ^Q diffundierter Wasserstoff | 0,042 kw |
| 4) GKonv., Prüfrohr - 1. Folie | 0,072 kw |
| 5) ^Q Elektroden | 2,540 kw |
| 6) QAbdampfung Wolfram | |

Q ges. verl.

= 10.891 km

Die von den Wärmestrahlungsschutzfolien durchgelassene Wärmeenergie ist um den Betrag der durch die Elektroden abgeleiteten Energie geringer und beträgt

 \mathbb{Q} Folien = 8,351 kw,

die allein durch Strahlung an den Außenmantel abgegeben wird.

2.4.14

Die Nachrechnung der für die Einhaltung dieser oben angegebenen Wärmeverluste erforderlichen Folienzahl ergibt einen Bedarf von 48 Folien in der in Bild 2.4.9 dargestellten Anordnung. Der Abstand der Folien voneinander beträgt 2 mm; es ist anzunehmen, daß er insbesondere in der hängenden Anordnung ausreichend groß ist, um ein gegenseitiges Verklemmen im Zuge der Wärmeausdehnung zu verhindern.

2.4.4. Werkstoffauswahl

Die größten Anforderungen an die zum Aufbau der Prüfstrecke zu verwendenden Materialien werden durch die während des Betriebes auftretenden hohen Temperaturen gestellt. Andere Einflußgrößen, wie mechanische Belastung und Korrosion treten demgegenüber zurück und sind auch durch konstruktive Maßnahmen leicht zu beherrschen.

Für Prüfrohr, Elektroden und Wärmestrahlungsschutzfolien wird infolgedessen nur Wolfram als Werkstoff infrage kommen. Die wichtigsten Eigenschaften von Wolfram sind in den Diagrammen 2.4.10 bis 2.4.12 dargestellt in Abhängigkeit von der Temperatur.

Gewisse Schwierigkeiten könnten sich unter Umständen ergeben, wenn die gewünschten bzw. sich aus der Rechnung ergebenden Abmessungen nicht im üblichen Halbzeugangebot enthalten sind. Hierdurch können Verfeuerungen und Verzögerungen im Programm auftreten.

Ein weiteres Bauteil, das einer besonderen Anforderung genügen muß, ist der Außenmantel, der Prüfrohr und Folien einschließt. Da seine Temperatur auf 800°K begrenzt ist, bleibt er in der Längenausdehnung weit hinter dem Prüfrohr zurück. Um die konstruktiven Schwierigkeiten für einen Ausgleich insbesondere in Anbetracht der fest an das Rohr angeklemmten Elektroden nicht zu groß werden zu lassen, sollte das Material über einen großen Wärmeausdehnungskoeffizienten verfügen.

Hierfür käme beispielsweise infrage eine spezielle Stahllegierung oder Bronze, deren thermisches Ausdehnungsvermögen mit etwa $28 \cdot 10^{-6}/^{\circ}$ K mehr als viermal so hoch ist wie das von Wolfram mit $6 \cdot 10^{-6}/^{\circ}$ K.

2.4.5. Auswahl der Meßverfahren

Anhand des Schaltschemas in Bild 2.4.13 läßt sich verfolgen, welche Messungen notwendig sind. Die wichtigsten seien hier nacheinander aufgezählt.

- 1) Temperaturmessung
 - a) Gastemperatur kalt
 - b1) Gastemperatur heiß oder
 - b2)Gastemperatur nach Rückkühlung
 - c) Wassertemperatur kalt
 - d) Wassertemperatur warm
 - e) Oberflächentemperatur Prüfstrecke
 - f) Oberflächentemperatur Außenmantel

2) Druckmessung

- a) Druck Früfgas Eintritt
- b) Druck Prüfgas Austritt
- c) Druck im Prüfraum

3) Durchflußmessung

- a) Früfgas Eintritt
- b) Kühlwasser Eintritt
- c) Kühlwasser Austritt

4) Leistungsmessung

Messung der elektrischen Leistung, die in jedem einzelnen Prüfstreckensegment aufgenommen wird.

<u>Zu 1)</u>

Zur Temperaturmessung für die Fälle a); b2); c) und d) sind normale Widerstandsthermometer in Kompensationsschaltung mit einer Genauigkeit von \pm 0,25 % geeignet. Die Meßwerte jedes einzelnen Funktes werden mit Hilfe eines elektronischen Mehrfachpunktdrucker festgehalten.

2.4.16

Für die Bestimmung der Oberflächentemperatur des Außenmantels sollten Thermoelemente verwandt werden, Hinzu kommen Verstärker und evtl. Anzeigegeräte zur Direktanzeigung der Meßwerte.

Wegen der an den Meßpunkten b1) und e) auftretenden hohen Temperaturen sind im wesentlichen nur strahlungsoptische Temperaturmeßverfahren geeignet.

Zur Messung der Oberflächentemperatur des Wolframröhrchens wäre ein Strahlungspyrometer geeignet mit elektrischer Anzeige bzw. unter Verwendung eines Verstärkers Aufgabe der Meßwerte auf den elektronischen Kompensatorschreiber.

Die Bestimmung der heißen Gastemperatur nach einem optischen Meßverfahren (z.B. Linienumkehr) ist zwar insbesondere finanziell sehr aufwendig, aber bequem und genau. Im anderen Falle wäre eine kalorische Ermättlung notwendig, die zwar bei geringeren Temperaturen durchgeführt wird aber im Verfahren umständlich ist und Temperatur- sowie Durchflußmeßgeräte für das Kühlwasser erforderlich macht. Im allgemeinen erfordert das Spektrallinienumkehrverfahren die Impfung des Prüfgases mit bestimmten Atomen (z.B. Natrium), vielleicht ist es hier aber auch möglich, die H₂-Bande zur Messung heranzuziehen.

<u>Zu 2)</u>

Zur Druckmessung ist die Verwendung von Manometern bzw. einem Differenzdruckmesser mit Bartonzelle zur Druckverlustmessung im Prüfrohr ein geeignetes, genügend genaues (\pm 1,5 %) und bequemes Verfahren.

<u>Zu 3)</u>

Bei der Durchflußmessung stehen sich wie bei der Messung der hohen Gastemperatur zwei Verfahren gegenüber, die Blendenmessung und die Flügelradmessung wobei die Bequemlichkeit und Genauigkeit der Messung des letzteren Verfahrens mit hohen Kosten erkauft wird. Im Hinblick auf die Vorteile jedoch sollte die Flügelradmessung vorgezogen werden, bei dem die Impulse des Gebers auf ein Zählgerät mit Digitalanzeiger und Drucker gegeben werden. Die Genauigkeit ist

2.4.17

hierbei besser als ± 0,5 %.

<u>Zu 4)</u>

Für die Messung der elektrischen Leistung, die die Prüfstreckenabschnitte aufnehmen, sind Elektrodynamometer mit Stromwandler vorgesehen. Die Güteklasse 02 ist hierbei ausreichend.

Die Gesamtkosten der Meßausrüstung unter Einschluß des Gerätes zur optischen Gastemperaturbestimmung mit einem Zweistrahloszillografen belaufen sich auf ca. 70.000 DM.

Verzeichnis der verwendeten Literatur

[1] Handbook of Chemistry and Physics.

- [2] Landoldt Börnstein: Zahlenwerte und Funktionen aus Naturwissenschaften und Technik.
- [3] Raumfahrtlehrgang Braunschweig F. Groß: Metallische Werkstoffe für thermisch hochbelastete Bauteile
- [4] VDI Wärmeatlas .
- [5] ATM Archiv für Technisches Messen Jahrgang 1965.

[6] J. Herzberg: Spectra of Diatomic Molecules.

^{44&}lt;sup>th</sup> Ed.



.

·




















- Alabtrienhar Wida





2.5.1

2.5. Erstellung eines Arbeitsprogrammes für thermodynamische und strömungstechnische Untersuchungen.

Der gesamte Problemkreis läßt sich in zwei Hauptthemen aufteilen.

- 1) Bestimmung der Stoffkonstanten von Wasserstoff für hohe Temperaturen.
- 2) Untersuchung des Wärmeüberganges von heißen Wänden an strömenden Wasserstoff.

Die derzeitige Vorstellung über die Behandlung dieser Probleme geht dahin, daß das erste Thema im Elektrophysikalischen Institut der TH München bei Herrn Prof. Maecker bearbeitet werden soll, während der Punkt 2) bei ERNO untersucht werden könnte.

Unter diesen Voraussetzungen wurden die im Kapitel 2.4 ausgeführten Betrachtungen über Ausführungsmöglichkeiten und Auslegungsgrößen eines für die letzteren Untersuchungen geeigneten Prüfstandes angestellt.

Auf dem nachfolgenden Schema ist eine Darstellung der wichtigsten Arbeiten gegeben, die zur Behandlung des gesamten Problemkreises erforderlich sind. Sie sind einmal geordnet unter dem Gesichtspunkt der zeitlichen Aufeinanderfolge, zum anderen in ihrer logischen Verknüpfung im Hinblick auf das eigentliche Froblem, nämlich die Auslegung nuklearer Antriebssysteme und die Dimensionierung der Aufheizzone.

Mit diesem Schema wurden dann auch Abschätzungen über Zeitund Kostenaufwand gegeben, die als Grundlage für gesonderte Anträge zu diesem Thema für das BMwF dienten. Theoretische und experimentelle Ermittlung der Stoffgrößen Theorefische und experimentelle Untersuchungen zum Wärmeübergang



sring Nord - Bremei

twicklun

2.5.2