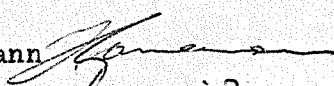
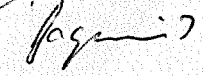


Technischer Bericht RTP 3 Nr. 2/66

Zusammenfassung über die bisherigen Untersuchungen zu
einem Isotopentriebwerk.

Bearbeitet: Hannemann  Geprüft: Ruhe
Bogumil 

Bremen, den 1.3.1966
Ha/Fo.

Digitalisat: Prof. Dr. D. Hannemann

1. Auslegung

1.1 Erläuterung des Antriebes

Die zu untersuchende Antriebsart beruht auf ähnlichen technischen Prinzipien wie ein Kernspaltungstriebwerk, bei dem die Energieerhöhung nicht durch Verbrennung des Treibstoffes, sondern durch Aufheizung durch eine Wärmequelle geschieht. Bei beiden Antriebsarten wird die Wärme durch einen nuklearen Prozeß bereitgestellt. Ein Unterschied besteht allerdings in der Art der Energieerzeugung. Während beim Reaktor ein Kernspaltprozeß künstlich erzeugt und aufrechterhalten werden muß, erfolgt die Energieerzeugung beim Isotopentriebwerk spontan und unbeeinflußbar durch einen Kernzerfall.

Da die Isotope sehr teuer, ihre Verfügbarkeit relativ gering und ihre Leistungsdichten nicht sehr groß sind, beschränkt sich die Untersuchung der Anwendungsmöglichkeiten auf Kleinstschubtriebwerke. Es wurde deshalb zunächst ein Triebwerk mit 100 p Schub untersucht.

1.2 Isotopenauswahl

1.2.1 Allgemeines

Von den vier Zerfallsarten, nämlich α -, β^- , β^+ , γ -Zerfall, sollen hier nur der α - und β -Zerfall betrachtet werden. Die β^+ -Strahler kommen in der Natur nicht vor, treten nicht als Spaltprodukte auf und lassen sich nur schwer herstellen. Sie entfallen deshalb für eine Anwendung. Die γ -Strahlen sind sehr durchdringend, um sie zu absorbieren, d. h. in thermische Energie umzusetzen, benötigt man Absorber mit großem Gewicht. Sie sollen deshalb hier nicht untersucht werden. Im Gegensatz dazu geben die α - und β -Strahlen ihre gesamte Energie schon nach kurzen Weglängen innerhalb der Materie ab.

1.2.2 Die spezifische Leistung

Die spezifische Leistung wird definiert als Leistung pro Masseneinheit, gemessen in W/g. Sie stellt das Produkt aus der spezifischen Aktivität des Strahlers und dessen mittleren Zerfallsenergie dar. Die mittlere Zerfallsenergie für die α -Strahler entspricht den in Tabellen aufgeführten Werten (z. B. Nuklidkarte), da sie monoenergetisch sind. Für die β -Strahler muß ein mit 0,4 multiplizierter Wert angesetzt werden, denn sie haben ein kontinuierliches Energiespektrum, und in den Tabellen wird immer der Maximalwert angegeben. Die Halbwertszeiten der Isotope geben an, in welcher Zeit die spezifische Leistung auf die Hälfte fällt. Folglich müssen für lange Betriebszeiten Isotope mit großer Halbwertszeit gewählt werden. Nachteilig ist jedoch, daß Isotope mit großen Halbwertszeiten kleine spezifische Leistungen haben, da ja weniger Zerfallsakte pro Zeiteinheit stattfinden.

Nach unten ist die Halbwertszeit durch die Missionsdauer und den Leistungsabfall während der Bearbeitung des Transports und des Einbaus in das Raumfahrtgerät eingegrenzt. Diese Grenze dürfte etwa bei 20 bis 50 Tagen liegen. Die obere Grenze wird hauptsächlich durch wirtschaftliche Überlegungen festgelegt und zwar durch die Kosten für den gesamten Isotopeneinsatz, denn mit steigender Halbwertszeit wird ja die Gesamtmasse des Isotopeneinsatzes größer. Außerdem wächst dadurch die Masse des ganzen Triebwerkes.

Verschiedene Isotope zerfallen durch die Emission eines α - oder β -Teilchens in ein wiederum radioaktives Isotop und bei einigen folgt sogar eine ganze Zerfallsreihe. Wenn nun die nachfolgenden Zerfallsereignisse schnell geschehen, d. h. wenn deren Halbwertszeit genügend klein

ist, tragen die Zerfallsenergien der Tochterprodukte erheblich zur Energieerzeugung bei und es ergeben sich größere Leistungsdichten. Solche Isotope sind deshalb besonders gut geeignet für die Anwendung im Triebwerk.

In der nachfolgenden Tabelle sind die wichtigsten Isotope zusammengestellt.

Zusammenstellung der wichtigsten Isotope.

Nr	Isotop	Halbwertszeit	Zerfallsenergie (MeV)	P_s max. (W/g)	Herstellung	Dosis in 1m Entf. mrem/hW*	Preis gegenw. \$/W	Preis zukünftig \$/W
1.	⁹⁰ ₃₈ Sr	28,0a	β 0,54 + β 2,27 + α	0,92	U (n,f)	102,6	54,4	27
2.	¹⁰⁶ ₄₄ Ru	1,0a	β 0,04 + β 3,53 + α	3063	U (n,f)	735,3		
3.	¹³⁷ ₅₅ Cs	30,0a	β 0,52; 1,18 + α 0,66	0,11	U (n,f)	58240,0	1500,0	1040
4.	¹⁴⁴ ₅₈ Ce	284,0d	β 0,32; 0,18; 0,25 + α 0,05	20,8	U (n,f)	1550,0	0,10	5,0
5.	²¹⁰ ₈₄ Po	138,0d	α 5,3 + α	141,3	²¹⁰ ₈₃ Bi \rightarrow ²¹⁰ ₈₄ Po	0,120	190,0	50,0
6.	²³⁸ ₉₄ Pu	86,4a	α 5,49; 5,45 + α	0,56	Brüten	0,012		1040,0
7.	²⁴² ₉₆ Cm	162,0d	α 6,11; 6,07 + α	120,0	Brüten	0,179		165,0
8.	²⁴⁴ ₉₆ Cm	19,2a	α 5,8; 5,76 + α	2,61	Brüten	4,155		435,0

* Bei 6,0mm Wolframabschirmung. α - +n-Dosis.

Tabelle 1.1

1.2.3 β^- -Strahler

Die in der Natur vorkommenden β^- -Strahler eignen sich nicht für eine Anwendung im Isotopentriebwerk, da sie nicht im ausreichenden Maße zur Verfügung stehen.

Man ist darauf angewiesen, sie entweder durch Bestrahlung im Reaktor zu erzeugen oder von den Spaltprodukten der Reaktorbrennelemente abzuscheiden.

Wenn das Isotop durch Bestrahlung im Reaktor erzeugt werden soll und nach der Bestrahlung keine Isotopentrennung erfolgt, dann wird die entstehende spezifische Aktivität der Substanz kleiner sein als die in Tabelle 1.1

angegebenen Maximalwerte für das reine Isotop. Die Verunreinigungen durch das Ausgangsisotop, die Zerfallsprodukte und das nächst schwerere Isotop bewirken diese Abnahme der spezifischen Leistung. Deshalb werden in der Praxis hauptsächlich Spaltprodukte aufgearbeitet.

Bei der Abbremsung der β^- -Teilchen entstehen γ -Quanten mit geringen Energien, die relativ schnell absorbiert werden können und deshalb nicht schaden. In den meisten Fällen entstehen jedoch bei der β^- -Emission noch primäre γ -Quanten, die den Abschirmungsaufwand für das Triebwerk bestimmen.

Ein Nachteil der β^- -Strahler ist ihre geringe Leistungsdichte. Sie ergibt sich aus den niedrigen Energien der β^- -Strahler, die etwa um den Faktor 10 kleiner sind als die α -Energien.

Aus Tabelle 1.1 ist ersichtlich, daß die Kosten für die β^- -Strahler im allgemeinen niedriger sind als für die α -Strahler.

Das Strontium-90 ist besonders interessant, weil es billig ist, wenig Gammastrahlen emittiert und eine lange Halbwertszeit bei relativ hoher spezifischer Leistung hat. Es soll deshalb hier etwas näher betrachtet werden.

Strontium-90 hat das in Bild 1.1 gezeigte Zerfallschema. Es zerfällt durch zwei β^- -Zerfälle über Yttrium in Zirkon. Durch die kurze Halbwertszeit des zweiten Zerfalls tragen beide Zerfallsenergien zur Wärmeerzeugung bei.

Zerfall des Strontium-90

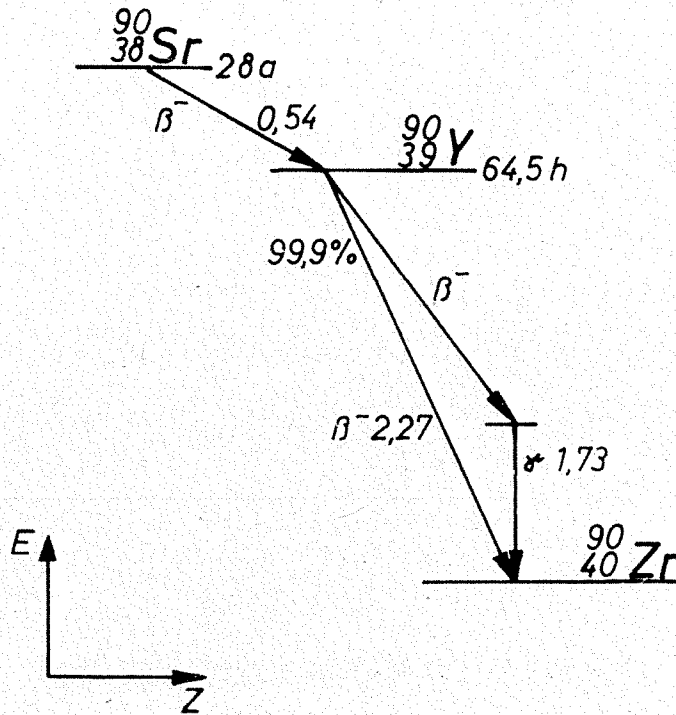


Bild 1.1

In Bild 1.2 ist der Verlauf der Leistungsdichte von ^{90}Sr und ^{90}SrO als Funktion der Zeit aufgetragen worden. Zur Zeit Null liegt ^{90}Sr und ^{90}SrO vollkommen rein vor. Der Anstieg der Kurve zeigt, wie das Yttrium von Null ausgehend immer stärker zur Energieerzeugung beiträgt. Durch die große Halbwertszeit eignet sich ^{90}Sr besonders für Langzeitmissionen.

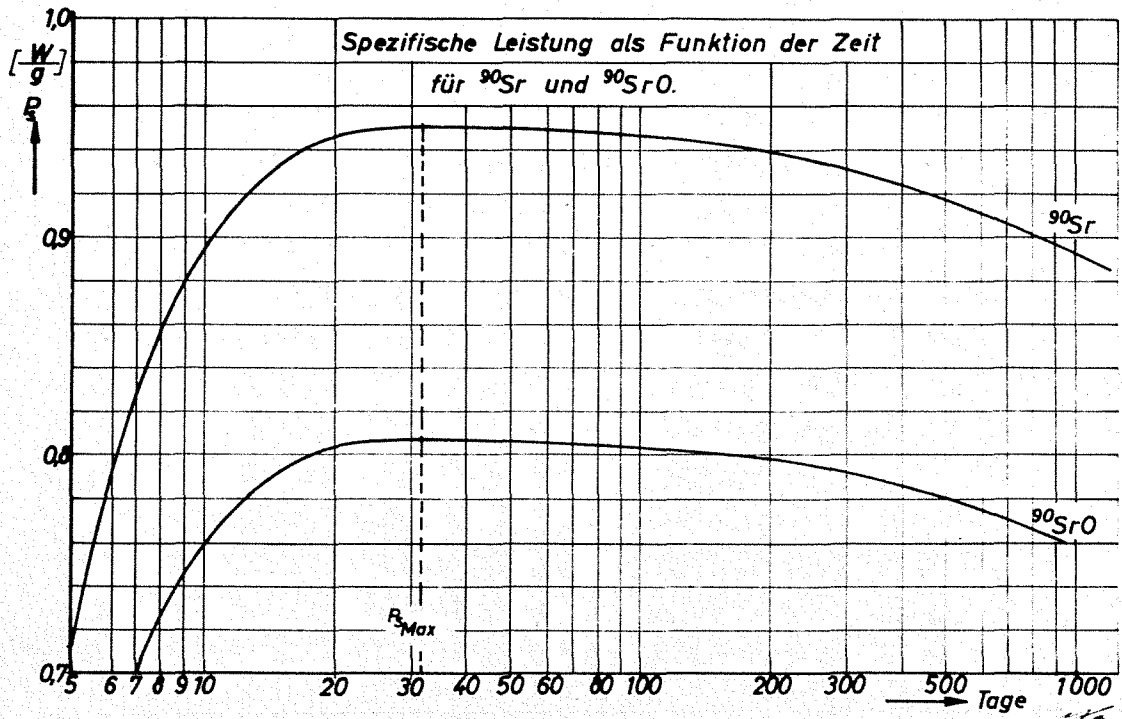


Bild 1.2

Die Eigenschaften von	^{90}Sr	^{90}SrO
Molekulargewicht	90	106
Schmelzpunkt	1073 °K	2703 °K
Siedepunkt	1423 °K	3270 °K
Dichte (20°C)	2,54 g/cm ³	4,7 g/cm ³
Halbwertszeit	28 a	
Spezifische Leistung (max.)	0,950 W/g	0,806 W/g
Leistungsdichte (max.)	229 W/cm ³	378 W/cm ³
Leistung pro Curie (max.)	0,00335 W/c	
Spezifische Aktivität (max.)	284 C/g	241 C/g
Aktivität pro Leistung	298,5 C/W	
Abschirmdaten		
Halbwertsdicke für Blei	1,44cm	
Gammadosisrate in 1m Entfernung (mrem/h·W)	1850	

Tabelle 1.2

Da Strontium einen niedrigen Schmelzpunkt hat, wird das hochoberaturbeständige Strontiumoxid zur Anwendung vorgeschlagen. Die wichtigsten Daten sind in der Tabelle 1.2 aufgeführt.

Durch den Zerfall des ^{90}Sr entsteht in dem Isotopeneinsatz ständig ^{90}Y und ^{90}Zr . Der Konzentrationsverlauf über der Zeit ist in Bild 1.3 dargestellt. Unter der Konzentration wird die Masse des erzeugten Isotops pro ursprünglich eingesetzter ^{90}Sr Masse verstanden.

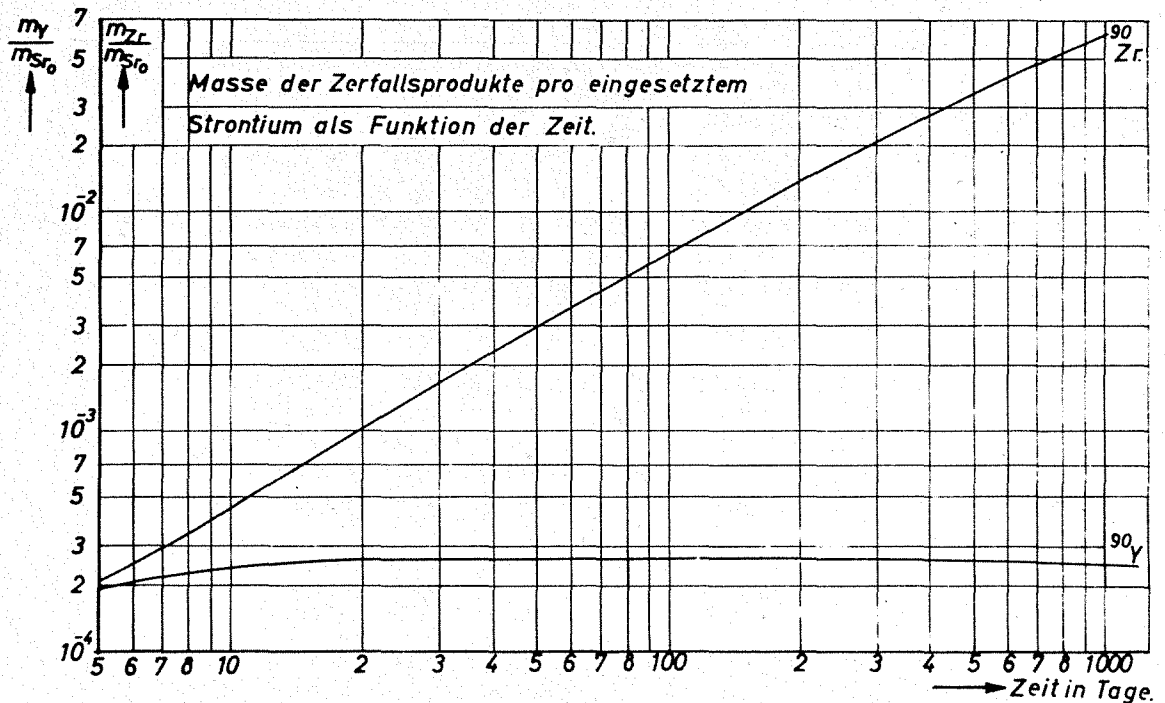


Bild 1.3

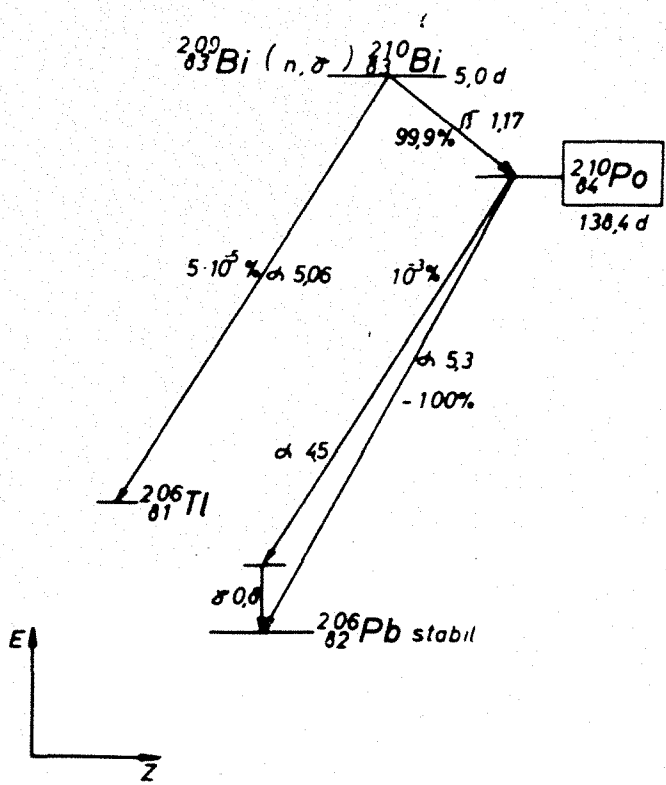
1.2.4 α - Strahler

Das einzige Isotop, welches von den in Tabelle 1.1 aufgeführten α - Strahlern in der Natur vorkommt, ist das Polonium-210. Es kommt als RaF in der Uranzerfallsreihe vor. Das Gesamtvorkommen von ^{210}Po ist jedoch so gering, daß es ebenso wie die anderen aufgeführten α - Strahler im Reaktor erzeugt werden muß.

Die Strahlungsdosis ist sehr gering, obwohl durch α, β - Prozesse Neutronen erzeugt werden. Der Preis liegt im allgemeinen höher als bei den β^- - Strahlern, weil der Herstellungsprozeß aufwendiger ist.

^{210}Po erscheint unter den α - Strahlern recht günstig, weil der Preis und die Strahlungsdosis niedrig sind. Die kurze Halbwertszeit beschränkt allerdings die Anwendung auf Kurzzeitmissionen.

Erzeugung und Zerfall von Polonium-210



Polonium-210 kann aus Wismut-209 durch Bestrahlung im Reaktor erzeugt werden. Durch die Bestrahlung des ^{209}Bi entsteht ^{210}Bi , welches dann in ^{210}Po zerfällt. Der Vorgang der Erzeugung und des Zerfalls ist in Bild 1.4 dargestellt.

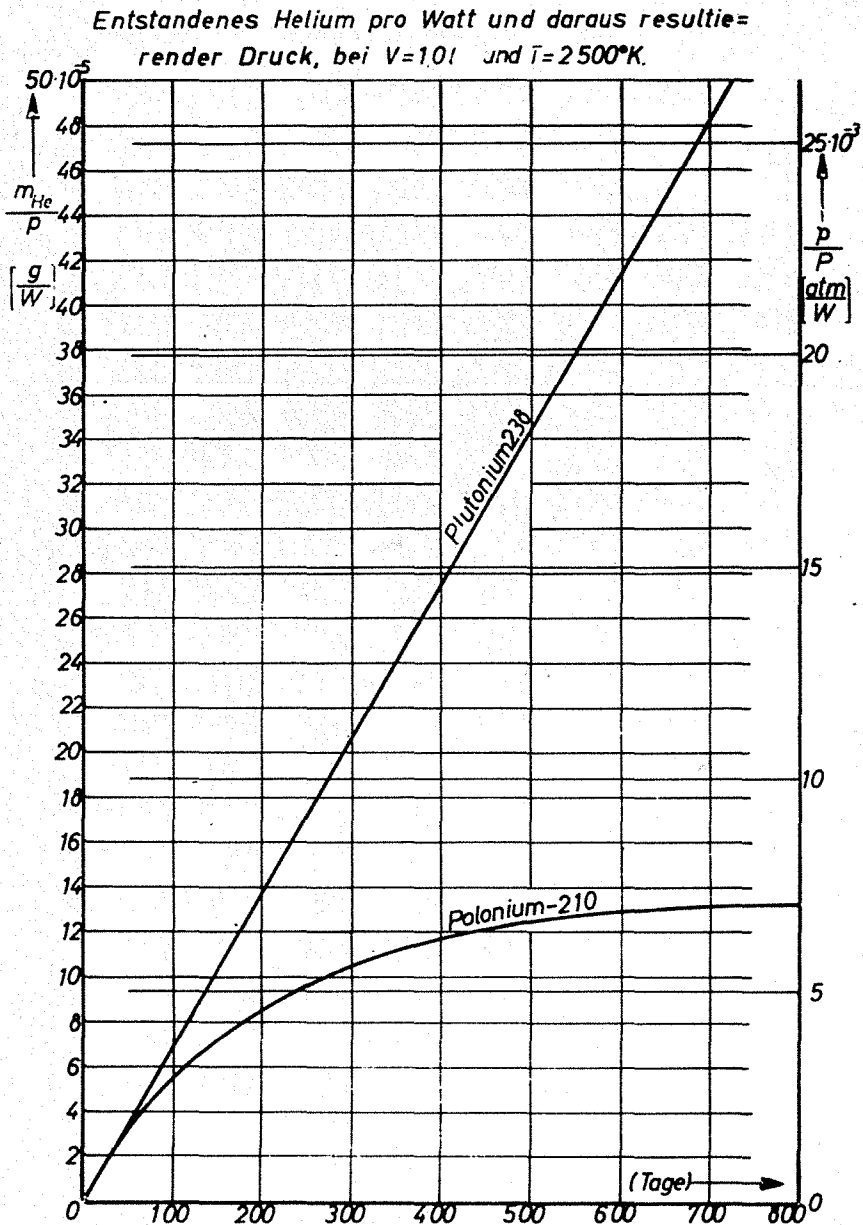


Bild 1.5

Die emittierten α -Strahlen, welche Heliumkerne darstellen, fangen Elektronen ein und bilden dadurch Heliumgas. In Bild 1.5 ist das entstehende Helium pro Leistungseinheit als Funktion der Zeit dargestellt und zwar für ^{210}Po und ^{238}Pu . Außerdem gibt die rechte Ordinate den Druck pro Watt an, der entsteht, wenn das Helium bei einer Temperatur von 2500°K in ein Volumen von einem Liter diffundiert. Bei einem 100 p Triebwerk entsteht nach 240 Tagen ein Druck von 25 atm.

1.3 Betrachtungen zur Auslegung des Triebwerks

Radioisotopentriebwerk

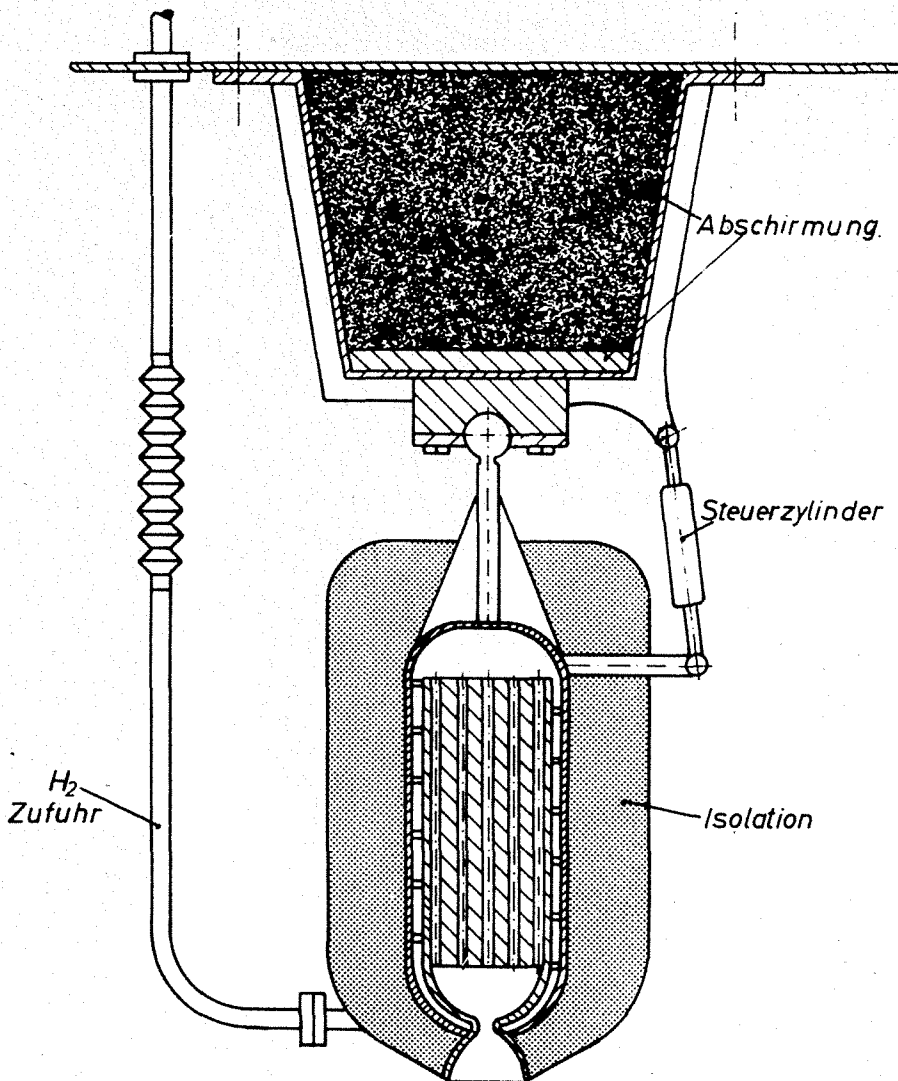


Bild 1.6

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

Die aufzubringende Leistung beträgt 5,12 kW, wenn 10 % Wärmeverluste eingerechnet werden.

Als Beispiel soll nun im folgenden ein Triebwerk mit ^{210}Po untersucht werden. Da Polonium eine spezifische Leistung von 141,3 W/g hat, benötigt man für einen 100 p Antrieb eine Menge von 36,23 g. Die Kosten hierfür würden sich dann auf etwa ca 512 000 DM belaufen, wenn man den Zukunftspreis der AEC zugrunde legt (Umrechnungskurs 1:2).

In Bild 1.6 ist das prinzipielle Aussehen eines solchen Triebwerkes dargestellt worden. Der Wasserstoff tritt in Höhe der Düse in den Mantel des Triebwerks ein, kühlt die Isotopenkapsel und die Wand und strömt dann durch das Innere des Isotopenbehälters, wo er auf 2350 °K aufgeheizt wird. Anschließend expandiert er durch die Düse ins Freie. Der Zerfall des Po-210 bewirkt eine ständige Abnahme der spezifischen Leistung und damit gleichzeitig eine exponentielle Abnahme des Schubes. Da das Triebwerk für 100 p Anfangsschub ausgelegt ist, beträgt der Schub nach einem Jahr nur noch etwa 17 p. Die Abhängigkeit des Schubes von der Zeit ist in Bild 1.7 angegeben.

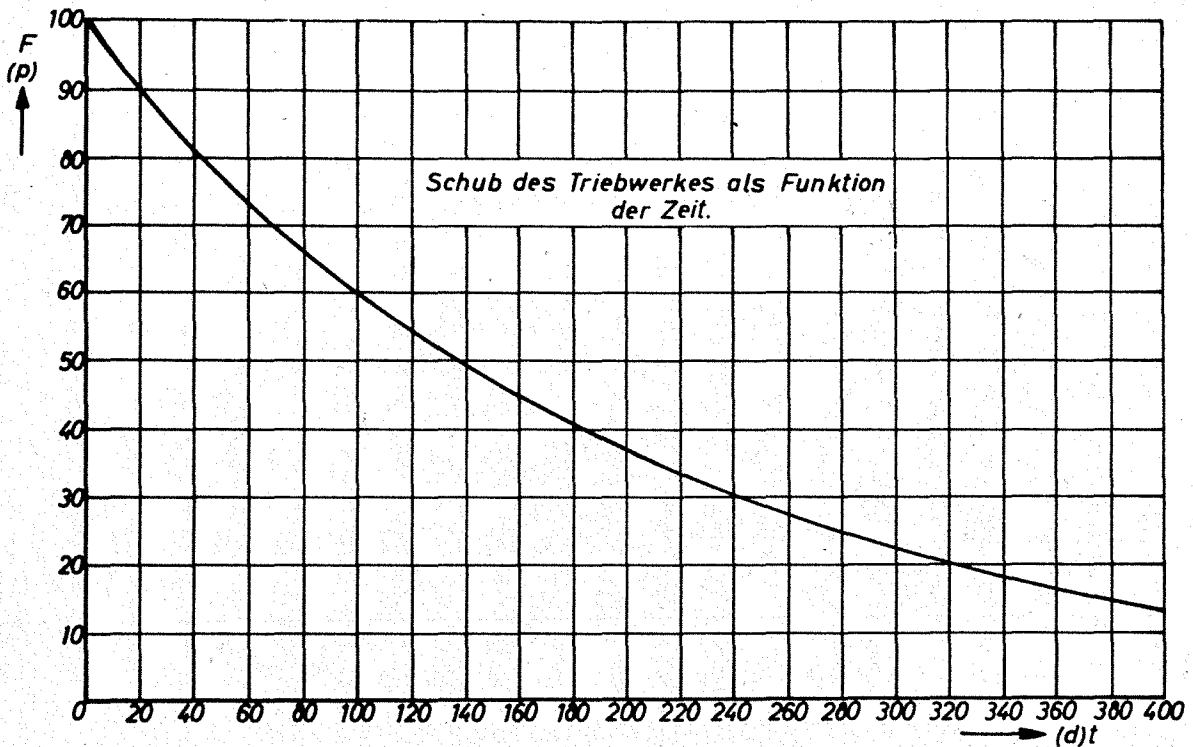


Bild 1.7

Um einen über kürzere Zeiträume konstanten Schub zu erreichen, muß zu Anfang eine größere Leistung installiert und ein immer geringer werdender Teil davon abgeführt werden. Z. B. könnte man daran denken, die Wärmeisolation variabel zu gestalten, um dadurch eine veränderliche Wärmemenge in den Raum abzustrahlen.

1.4 Abschirmprobleme

1.4.1 Allgemeines

Die Radioisotope eines Isotopentriebwerkes emittieren Kernstrahlen die die Nutzlast beschädigen können und zwar vor allem die elektronischen Baugruppen der Nutzlast. Der Sinn einer Abschirmung ist es also, die Nutzlast vor Kernstrahlen zu schützen, damit die elektronischen Meß- und Regelgeräte einwandfrei arbeiten können. Aus Gewichts-

gründen wird nur ein Schattenschild in Richtung auf die Nutzlast hin verwendet. Abzuschirmen sind Neutronen und die Gammastrahlung. Die Alpha- und Beta-Strahlen sind ohne Bedeutung, da sie innerhalb des Isotopenkerns oder durch den Mantel absorbiert werden.

Da die gesamte Abschirmung totes Material ist, das auf Kosten der Nutzlast mitgeführt werden muß, soll auf ein möglichst kleines Gewicht hingearbeitet werden. Dieser Gesichtspunkt verlangt die größte Beachtung und ist der Maßstab für die Brauchbarkeit einer Abschirmung.

Problematisch ist die Beurteilung der zulässigen Dosis oder Dosisleistung für die Nutzlast. - Als Nutzlast soll in diesem Zusammenhang nur eine wissenschaftliche, elektronische Anordnung und keine biologischen Experimente betrachtet werden. - Für eine erste Abschätzung soll deshalb ein Bereich zugrunde gelegt werden, der in der Literatur oft genannt wird und zwar $j_{zul} = 5 \cdot 10^5$ bis 10^7 rad.

1.4.2 Abschirmung beim Strontium-90-Triebwerk

Das Zerfallsprodukt von ^{90}Sr , nämlich ^{90}Y , emittiert eine geringe Menge primärer μ -Quanten. Diese μ -Quanten und die von den Elektronen erzeugte Bremsstrahlung ergeben den gesamten abzuschirmenden Strahlungspegel.

Die experimentell bestimmte Dosisleistung ist in Tabelle 1.2 angegeben. Wenn die Isotope durch 6 mm Wolfram eingekapselt werden, reduziert sich die Dosisleistung auf 182,6 mrad/hw. Bei einer thermischen Leistung von 5,12 kW entspricht das einer Dosisleistung von 935 rad/h in 1 m Entfernung. Durch die zulässige Dosis für die Nutzlast beschränkt sich dann die Missionsdauer auf 535 bei $j_{zul} = 5 \cdot 10^5$ rad bis 10700 Stunden bei $j_{zul} = 10^7$ rad.

Eine zusätzliche Wolframabschirmung oder Entfernungsvergrößerung hebt die Missionsdauer entsprechend an. Wolfram eignet sich gut für die hier notwendige Gammaabschirmung, weil es hohe Festigkeit, hohe Temperaturbeständigkeit und gute Gammaabsorptionseigenschaften auf sich vereinigt.

Durch die auftretende Gammastrahlung werden außerdem aus der Oberfläche der Strukturmaterialien Elektronen herausgestoßen. Die dadurch von dem Raumfluggerät emittierten Elektronen laden es auf und führen zur Bildung einer Elektronenwolke.

1.4.3 Abschirmung beim Polonium-210-Triebwerk

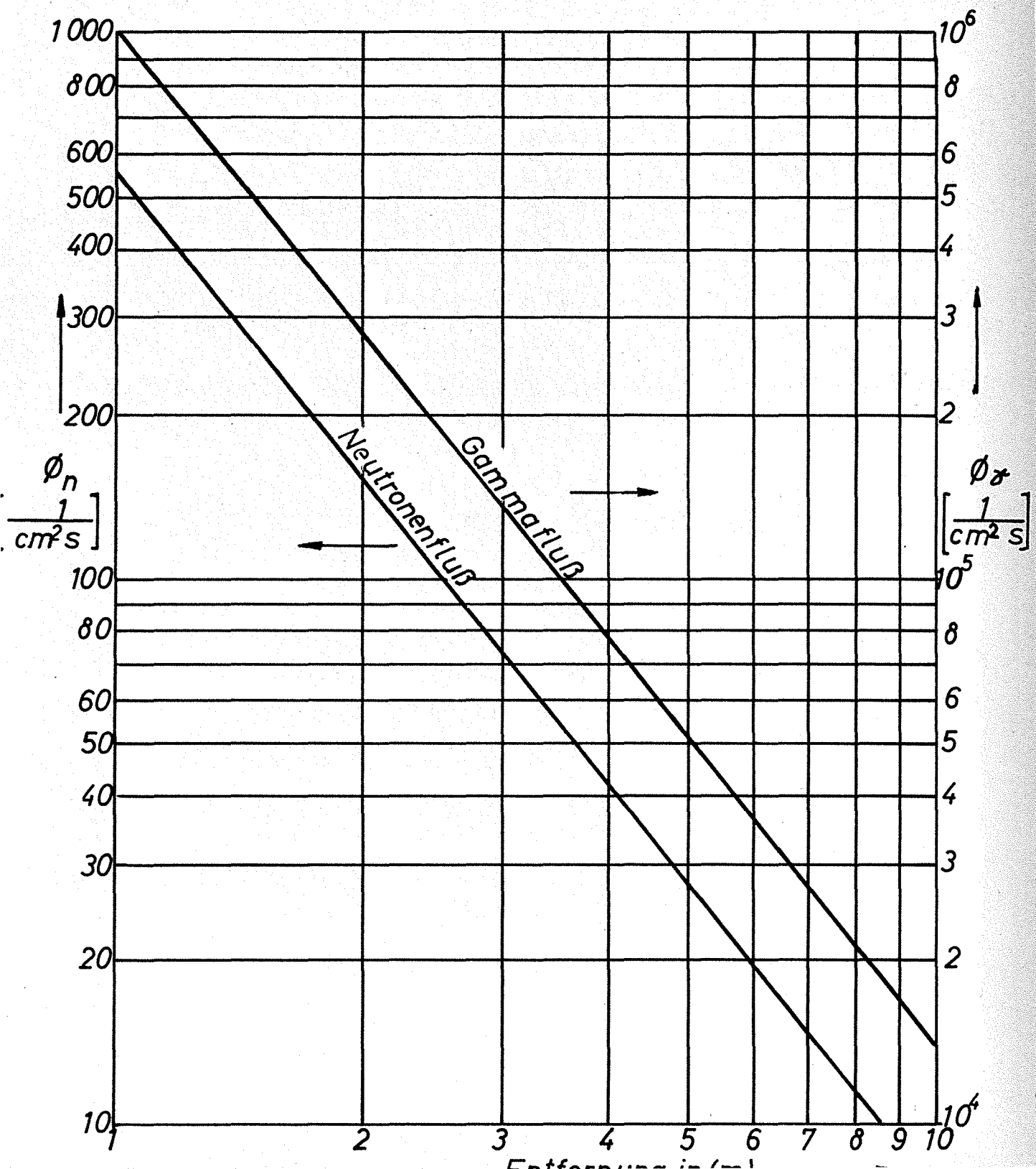
Die Verunreinigungen im Polonium-210, insbesondere der Sauerstoff, bewirken eine Neutronenemission durch α, n - Reaktionen. Außerdem wird noch eine geringe Gammastrahlung emittiert.

Die Gammastrahlung kann, wie unter 1.4.2, durch Wolfram abgeschirmt werden.

Da die Einfangquerschnitte für Neutronen mit sinkender Neutronenenergie steigen, empfiehlt es sich, die Neutronen erst durch Stöße an leichten Kernen abzubremsen und dann einfangen zu lassen. Außerdem soll der einfangende Kern möglichst wenig n, γ - Reaktionen machen, weil sonst die entstehende γ -Strahlung wiederum abgeschirmt werden muß. Diese Anforderungen werden am besten durch Li H erfüllt.

*Gamma und Neutronenfluß
als Funktion der Entfernung
vom Triebwerk ohne Abschir-
mung.*

36,23g Po -210



2. Einsatzanalyse eines Isotopenantriebes und Vergleich mit elektrostatischen und chemischen Antrieben.

2.1 Einführung

Die vorliegende Untersuchung geht einmal von einem Start vom 250-km Orbit, zum anderen von einem Start in 200-km Höhe aus, in der bereits mit der Startrakete Fluchtgeschwindigkeit erreicht wurde.

Die Anfangsmasse m_A ist somit durch die Nutzmasse der Trägerrakete unter diesen Bedingungen gegeben.

Als Träger wurde die ELDO-B 1 bzw. B 2 betrachtet, für die folgende Nutzmassen je nach Startplatz und Abschußrichtung angenommen werden können.

(1) Einbringen in den 250-km Orbit

	m_N [kg]	
Start	ELDO-B 1	ELDO-B 2
Aquator ostwärts	2000	-
Woomera polar	1600	2400

(2) Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit in 200-km Höhe unter $\psi = 30^\circ$

	m_N [kg]	
Start	ELDO-B 1	ELDO-B 2
Aquator ostwärts	180	-
Woomera polar	80	640

Die aus [1] entnommenen Werte wurden um 20 % reduziert, um ein mögliches Anwachsen der Strukturmasse während der Entwicklung zu berücksichtigen und Verluste in Rechnung

zu stellen, die durch zuzügliche Steueranöver begründet sind.

Die Triebwerksparameter der drei verglichenen Antriebsarten werden so gewählt, wie sie z. T. schon heute oder aber in naher Zukunft durchaus erreichbar sind.

a) Isotopenantrieb

Der Schub sowie der spez. Impuls bzw. die Ausströmgeschwindigkeit wurde als konstant angenommen.

$$S_{is} = 100 \text{ p} \hat{=} 10^{-1} \text{ kp} = \text{konst}$$

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

$$W_{is} = 7848 \frac{\text{m}}{\text{s}} = \text{konst}$$

Die Triebwerksmasse mit Abschirmung wurde auf

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

geschätzt.

Schließlich hat man sich Strukturfaktoren vorzugeben, die die Tank- und Isolationsmasse sowie die Masse der Förderanlage berücksichtigen. Diese Strukturfaktoren sind abhängig von der Start- bzw. Treibstoffmasse. Für große Massen, d. h. für den Fall des Startes auf der 250-km Umlaufbahn, wurde ein einheitlicher Wert von

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

vorausgesetzt. Für die kleinen Start- bzw. Treibstoffmassen ergaben spezielle Betrachtungen folgende Abhängigkeiten

$$m_A = 180 \text{ kg} \quad n_{\text{Str}_{is}} = 23 \%$$

$$m_A = 80 \text{ kg} \quad n_{\text{Str}_{is}} = 29 \%$$

$$m_A = 640 \text{ kg} \quad n_{\text{Str}_{is}} = 19 \%$$

b) Elektrostatischer Antrieb

Für das elektrische Triebwerk wurde ebenfalls der Schub als konstant angenommen, damit eine Vergleichsbasis geschaffen wird. Bei vorgegebener fester elektrischer Leistung, die zweckmäßigerweise durch einen Kernreaktor erzeugt würde, wäre auch der spezifische Impuls über die Dauer der Mission konstant.

Die betrachteten spez. Impulse mit den dazugehörigen Wirkungsgraden und Schüben hatten folgende Werte:

$I_{sp_{el}} \left[\frac{kp \cdot s}{kg} \right]$	$w_{el} \left[\frac{m}{s} \right]$	$\eta [\%]$	$S_{el} [p]$
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

siehe [2].

Die Leistung des Reaktors wurde mit

$$P_{El_{el}} = 20 \text{ KW}$$

vorausgesetzt.

Die Masse des Reaktors nebst Abschirmung, Wandler und Triebwerk wurde mit

$$m_R = 1\,300 \text{ kg}$$

abgeschätzt.

c) Chemischer Antrieb

Für das chemische Triebwerk wurde die hochenergetische Treibstoffkombination O_2/H_2 vorausgesetzt, d. h. es ist mit einem spez. Impuls von

$$I_{sp_{ch}} = 459 \frac{kp \cdot s}{kg}$$

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

gerechnet worden.

Ähnlich wie beim Isotopentriebwerk wurde auch hier bei großen Start- bzw. Treibstoffmassen ein Strukturfaktor von

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

angenommen; damit soll das Triebwerksgewicht bereits berücksichtigt sein.

Bei kleinen Start- bzw. Treibstoffmassen ist auch hier der Wert von 12 % nicht mehr zu vertreten. Auch für diesen Punkt wurden spezielle Betrachtungen angestellt, die folgende Abhängigkeiten ergaben:

m_A [kg]	S [kp]	$m_{Tr_{ch}}$ [kg]	$n_{Str_{ch}}$ [%]
180	50	7	30
80	20	5	46
640	200	12	19

Schließlich wurde für den Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit und damit verbundener kleiner Start- und Treibstoffmasse ein Feststofftriebwerk mit in die Betrachtung einbezogen, das, unter Annahme des Treibstoffes Polybutadien - Akrylsäure - Akrylnitril mit Al-Pulver-Zusatz/ Ammoniumperchlorat, einen spez. Impuls von

$$I_{sp_{ch}} = 300 \frac{kp \cdot s}{kg}$$

liefern soll.

Das Treibstoffverhältnis wurde mit

$$\Gamma = 0,885$$

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

2.2 Start vom 250-km Orbit

2.2.1 Allgemeine Betrachtung:

Nutzlastkapazität abhängig von Geschwindigkeitsvermögen

Für die angegebenen Antriebssysteme wurden die Nutzmassen und die Antriebszeiten unter Vorgabe von Werten für das Geschwindigkeitsvermögen berechnet. (Siehe Tab. 1, 2, 3)

Die Abb. 2.1.a, 2.1.b, 2.1.c gibt die Nutzmassen in Abhängigkeit von Geschwindigkeitsvermögen wieder.

Man erkennt, daß bei kleinem Δv die Nutzmassen $m_{N_{is}}$ des Isotoptriebwerks größer sind als die des chemischen $m_{N_{ch}}$ und elektrischen Triebwerks $m_{N_{el}}$.

Dagegen besitzt bei großem Geschwindigkeitsvermögen der elektrostatische Antrieb Vorteile in bezug auf die Nutzlast, insbesondere bei hohen spez. Impulsen.

Diese Ergebnisse lassen sich aber nicht auf die Durchführung einer Mission übertragen, da der Geschwindigkeitsbedarf für eine vorgegebene Mission abhängig von den Triebwerksparametern, d. h. von der Antriebsart ist.

Somit ergibt sich die Notwendigkeit einer maschinellen Bahnrechnung, mit deren Hilfe man dann die Nutzmassen für eine bestimmte Mission errechnen könnte und damit einen Vergleich der Antriebssysteme für einen bestimmten Flugauftrag hätte. Eine entsprechende Rechnung ist zur Zeit in Vorbereitung.

An dieser Stelle läßt sich jedoch eine Aussage in bezug auf das Isotoptriebwerk und den elektrischen Antrieb machen. Für einen spiralförmigen Übergang von Kreisbahn zu Kreisbahn läßt sich der Geschwindigkeitsbedarf, wenn man kleine Bahnwinkel voraussetzt, als Differenz der Kreisbahngeschwindigkeiten darstellen.

$$\Delta v = v_{Kr_1} - v_{Kr_2}$$

Dieser Wert gilt somit sowohl für das Isotoptriebwerk als auch für das elektrische.

Tab. 1
Isotoptriebwerk

Δv [$\frac{m}{s}$]		1000	2500	5000	7500	10 000	15 000	20 000
w_{is} [$\frac{m}{s}$]	$m_A = 2000 \text{ kg}$				7848			
$m_{N_{is}}$ [kg]		1702	1360	915	592	356	62	-
t_{is} [d]	$m_A = 1600 \text{ kg}$	22,13	50,46	87,22	113,89	133,43	157,78	-
$m_{N_{is}}$ [kg]		1356	1082	727	468	279	43	-
t_{is} [d]	$m_A = 2400 \text{ kg}$	17,68	40,37	69,72	91,11	106,76	126,20	-
$m_{N_{is}}$ [kg]		2049	1638	1104	717	434	80	-
t_{is} [d]		26,57	60,55	104,63	136,66	160,09	189,35	-

Δv [$\frac{m}{s}$]		1000	2500	5000	7500	10 000	15 000	20 000
	$m_A = 2000 \text{ kg}$							
		$I_{sp_{el}} = 2170 \frac{kp \cdot s}{kg}$						
$m_{N_{el}}$ [kg]		608	478	281	106	-	-	-
t_{el} [d]		23,11	55,76	105,24	149,20	-	-	-
		$I_{sp_{el}} = 5000 \frac{kp \cdot s}{kg}$						
$m_{N_{el}}$ [kg]		660	601	506	417	331	173	31
t_{el} [d]		40,32	99,81	195,59	285,32	372,02	531,32	674,47
		$I_{sp_{el}} = 10000 \frac{kp \cdot s}{kg}$						
$m_{N_{el}}$ [kg]		680	650	601	553	506	416	331
t_{el} [d]		71,38	178,45	353,32	524,63	692,37	1013,57	1316,92
		$I_{sp_{el}} = 15000 \frac{kp \cdot s}{kg}$						
$m_{N_{el}}$ [kg]		686	666	633	601	567	506	446
t_{el} [d]		112,44	273,08	538,13	795,16	1068,25	1558,20	2040,10

Tab. 2
Fortsetzung

Δv $\left[\frac{m}{s}\right]$		1000	2500	5000	7500	10 000	15 000	20 000
	$m_A = 1600 \text{ kg}$							
	$I_{sp_{el}} = 2170 \frac{kp \cdot s}{kg}$							
$m_{N_{el}}$ [kg]		227	123	-	-	-	-	-
t_{el} [d]		18,33	44,45	-	-	-	-	-
	$I_{sp_{el}} = 5000 \frac{kp \cdot s}{kg}$							
$m_{N_{el}}$ [kg]		268	220	145	73	5	-	-
t_{el} [d]		32,27	80,68	156,32	228,94	297,51	-	-
	$I_{sp_{el}} = 10000 \frac{kp \cdot s}{kg}$							
$m_{N_{el}}$ [kg]		284	260	220	182	145	73	5
t_{el} [d]		57,10	142,75	285,51	421,13	553,17	810,13	1052,81
	$I_{sp_{el}} = 15000 \frac{kp \cdot s}{kg}$							
$m_{N_{el}}$ [kg]		289	273	247	220	195	145	97
t_{el} [d]		88,33	216,81	425,59	642,40	843,14	1244,64	1630,08

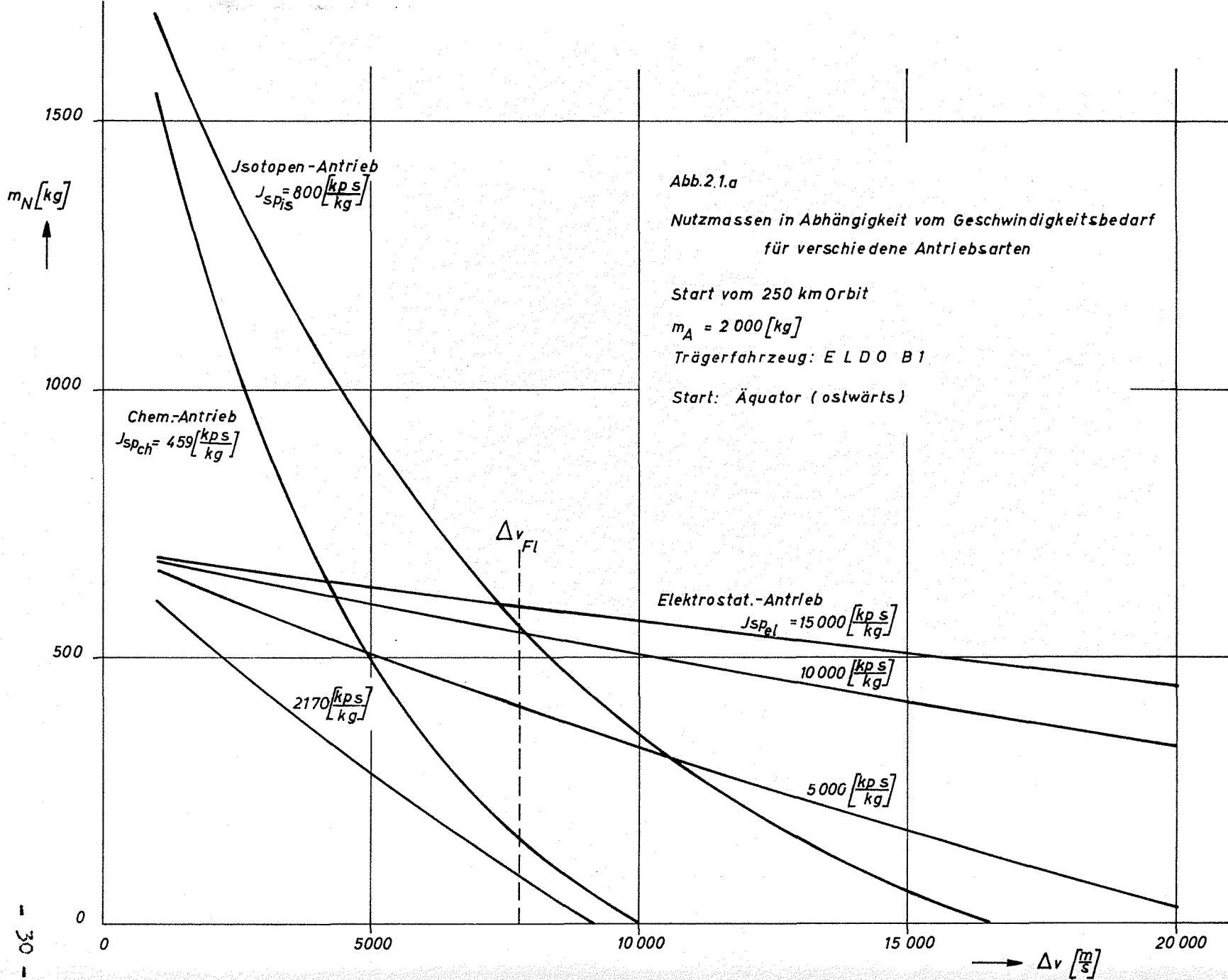
Tab. 2
Fortsetzung

Δv $\left[\frac{m}{s}\right]$		1000	2500	5000	7500	10 000	15 000	20 000
	$m_A = 2400 \text{ kg}$							
	$I_{sp_{el}} = 2170 \frac{kp \cdot s}{kg}$							
$m_{N_{el}}$ [kg]		990	834	598	388	200	-	-
t_{el} [d]		27,63	66,81	126,08	176,31	226,04	-	-
	$I_{sp_{el}} = 5000 \frac{kp \cdot s}{kg}$							
$m_{N_{el}}$ [kg]		1052	981	867	760	658	468	297
t_{el} [d]		48,41	120,01	234,99	342,90	445,77	637,39	809,85
	$I_{sp_{el}} = 10000 \frac{kp \cdot s}{kg}$							
$m_{N_{el}}$ [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
	$I_{sp_{el}} = 15000 \frac{kp \cdot s}{kg}$							
$m_{N_{el}}$ [kg]		1084	1060	1020	981	942	867	795
t_{el} [d]		128,48	321,20	642,40	955,56	1268,73	1870,98	2449,13

Tab. 3

Chemisches Triebwerk H₂/O₂

Δv [g]		1000	2500	5000	7500	10 000	15 000	20 000
w_{ch} [g/g]	$m_A = 2000$ kg				4 500			
$m_{N_{ch}}$ [kg]	$m_A = 2000$ kg	1555	1046	497	183	3	-	-
$m_{N_{ch}}$ [kg]	$m_A = 1600$ kg	1244	836	397	146	3	-	-
$m_{N_{ch}}$ [kg]	$m_A = 2400$ kg	1867	1255	597	220	3	-	-



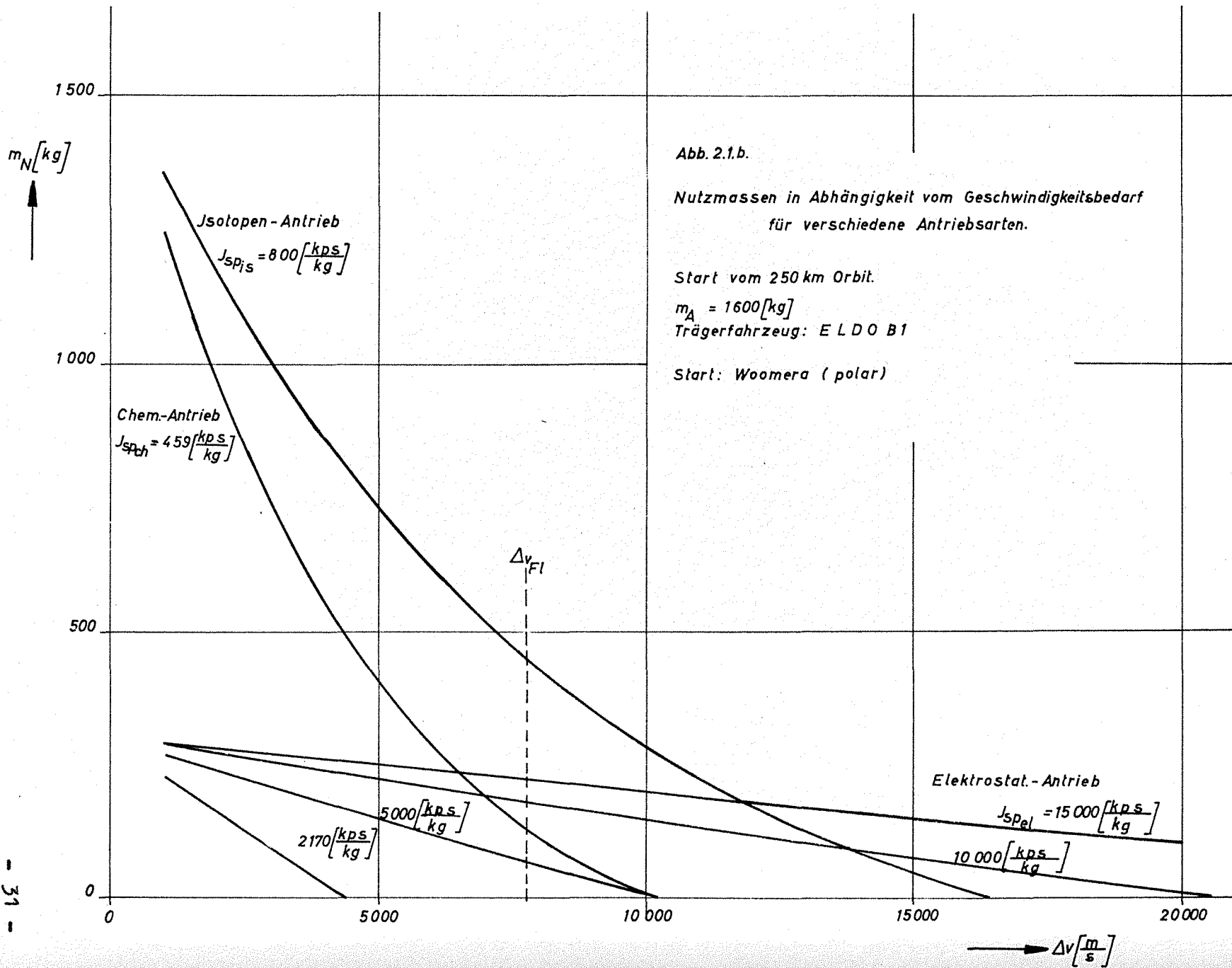


Abb. 2.1.b.

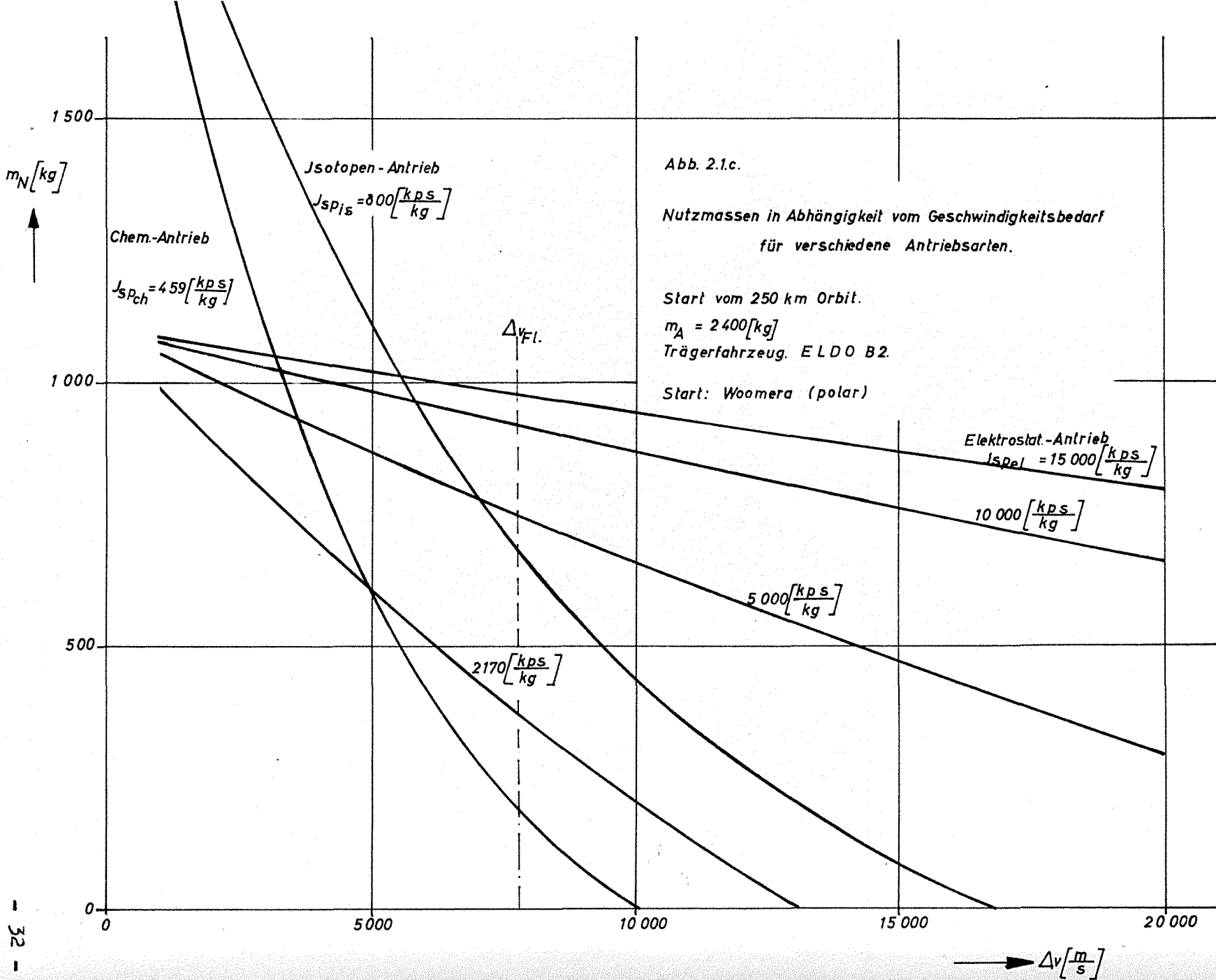
Nutzmassen in Abhängigkeit vom Geschwindigkeitsbedarf für verschiedene Antriebsarten.

Start vom 250 km Orbit.

$m_A = 1600$ [kg]

Trägerfahrzeug: ELDO B1

Start: Woomera (polar)



Man kann also in diesem Fall aus der Lage der Kurven zueinander Rückschlüsse auf das Verhalten der Nutzlasten ziehen, und zwar liefert das Isotopentriebwerk für kleine Kreisbahndifferenzen die größere Nutzlast, wogegen bei großen Unterschieden der elektrische Antrieb überlegen ist.

2.2.2 Spezielle Missionen

I. Übergang auf die 24-h-Bahn

Ein spezieller Fall für den Übergang von Orbit zu Orbit ist das Spiralen vom erdnahen Umlauf auf die 24-h-Bahn.

Unter der Voraussetzung eines Fluges mit konstantem tangentialen Schub und der vereinfachenden Annahme, daß die Geschwindigkeit des Körpers in jedem Punkt gleich der Kreisbahngeschwindigkeit in diesem Punkt ist, wurde diese Mission eingehend betrachtet [3] [4].

Für den Übergang mit Hilfe des chemischen Triebwerks wurde ein Hohmann-Transfer angenommen.

Die Rechnung, die für die ELDO-B 1 und dem Start Äquator ostwärts durchgeführt wurde, ergab folgende Werte für Reisezeit, Geschwindigkeitsbedarf und Nutzlast:

a) Isotopenantrieb

$I_{sp_{is}}$ $\left[\frac{kp\ s}{kg} \right]$	800
$t_{24_{is}}$ [d]	83
$v_{24_{is}}$ $\left[\frac{km}{s} \right]$	4,69
$m_{N_{24_{is}}}$ [kg]	962

b) Elektrostatischer Antrieb

$I_{sp_{el}} \left[\frac{kp \cdot s}{kg} \right]$	2170	5000	10 000	15 000
$t_{24_{el}} [d]$	99,36	184,0	333,3	504,3
$v_{24_{el}} \left[\frac{km}{s} \right]$	————— 4,69 —————			
$m_{N_{24_{el}}} [kg]$	305	518	606	635

c) Chemischer Antrieb

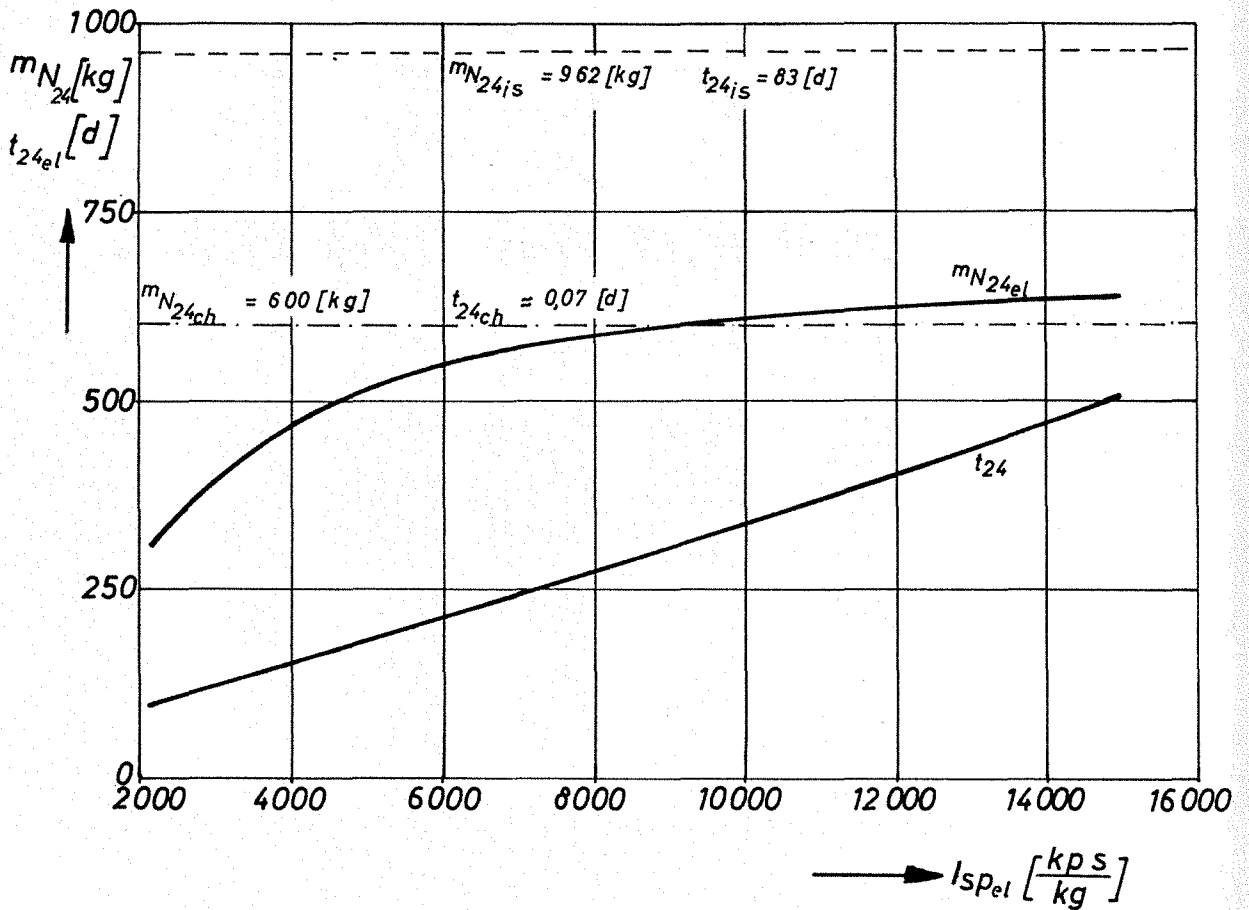
$I_{sp_{ch}} \left[\frac{kp \cdot s}{kg} \right]$	459
$t_{24_{ch}} [h]$	1,68
$v_{24_{ch}} \left[\frac{km}{s} \right]$	4,40
$m_{N_{24_{ch}}} [kg]$	600

In Abb. 2.2 wurden die Nutzmassen und Flugzeiten eines elektrischen Antriebes als Funktion des spez. Impulses dargestellt. Zum besseren Vergleich sind auch die Werte des Isotopenantriebes und des chemischen Triebwerks eingezeichnet worden, wobei zu beachten ist, daß sie in keinem Zusammenhang zur Abszisse stehen.

Aus dieser Darstellung ist zu ersehen, daß das Isotopentriebwerk im Vergleich zu den beiden anderen Systemen die größere Nutzmasse liefert. Das chemische Triebwerk, das gegenüber dem Isotopenantrieb ca. 360 kg weniger Nutzlast liefert, ist bei kleinen $I_{sp_{el}}$ dem elektrischen Antrieb überlegen. Oberhalb $I_{sp_{el}} \sim 9500 \frac{kp \cdot s}{kg}$ liegt es dagegen ungünstiger, allerdings ist der Gewinn an Nutzlast, der durch das elektrische Triebwerk erreicht wird, gering.

Abb. 2. 2

Nutzmassen $m_{N_{24}}$ und Flugzeit t_{24}
für den Übergang auf die 24-h-Bahn.



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

II. Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit

Mit den bereits in I. genannten Annahmen ist auch die Berechnung des Spiralens bis auf Fluchtgeschwindigkeit näherungsweise möglich. Der Geschwindigkeitsbedarf des chemischen Antriebs ergab sich aus der allgemein bekannten Beziehung für die Fluchtgeschwindigkeit.

a) Isotopenantrieb

Die Werte des Isotopenantriebs ergeben sich auf diese Weise zu:

	$I_{sp_{is}} \left[\frac{kp \cdot s}{kg} \right]$	800
	$v_{es} \left[\frac{km}{s} \right]$	7,75
$m_A = 2000 \text{ kg}$	$t_{es_{is}} [d]$	116,3
	$m_{N_{es_{is}}} [kg]$	560
$m_A = 1600 \text{ kg}$	$t_{es_{is}} [d]$	93,0
	$m_{N_{es_{is}}} [kg]$	445
$m_A = 2400 \text{ kg}$	$t_{es_{is}} [d]$	139,5
	$m_{N_{es_{is}}} [kg]$	685

b) Elektrostatischer Antrieb

		$I_{sp_{el}} \left[\frac{kp \cdot s}{kg} \right]$	2 170	5 000	10 000	15 000
		$v_{es} \left[\frac{km}{s} \right]$	7,75			
$m_A = 2000 \text{ kg}$	$t_{es_{el}} \text{ [d]}$		153,2	294,9	541,7	824,3
	$m_{N_{es_{el}}} \text{ [kg]}$		88	407	548	595
$m_A = 1600 \text{ kg}$	$t_{es_{el}} \text{ [d]}$		122,6	235,9	433,5	658,9
	$m_{N_{es_{el}}} \text{ [kg]}$		-	65	179	217
$m_A = 2400 \text{ kg}$	$t_{es_{el}} \text{ [d]}$		183,8	353,9	650,0	988,4
	$m_{N_{es_{el}}} \text{ [kg]}$		370	748	919	977

c) Chemischer Antrieb

		$I_{sp_{ch}} \left[\frac{kp \cdot s}{kg} \right]$	459
		$v_{es_{ch}} \left[\frac{km}{s} \right]$	3,6
$m_A = 2000 \text{ kg}$	$m_{N_{es_{ch}}} \text{ [kg]}$		760
$m_A = 1600 \text{ kg}$	$m_{N_{es_{ch}}} \text{ [kg]}$		618
$m_A = 2400 \text{ kg}$	$m_{N_{es_{ch}}} \text{ [kg]}$		930

Abb. 2.3.a.
 Nutzmassen $m_{N_{es}}$ und Flugzeit t_{es} bis zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit
 $m_A = 2000$ [kg]

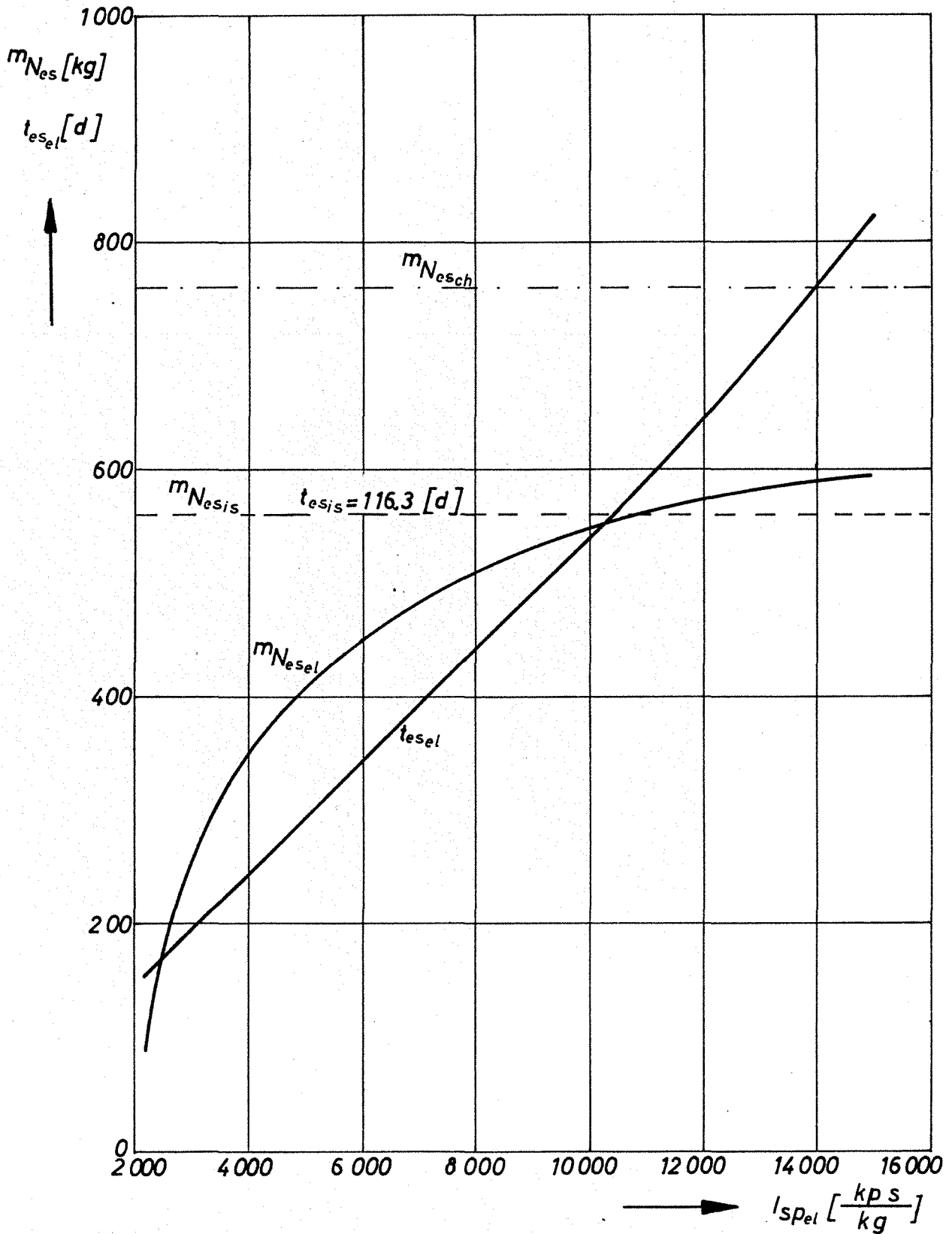


Abb. 2.3.b.

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

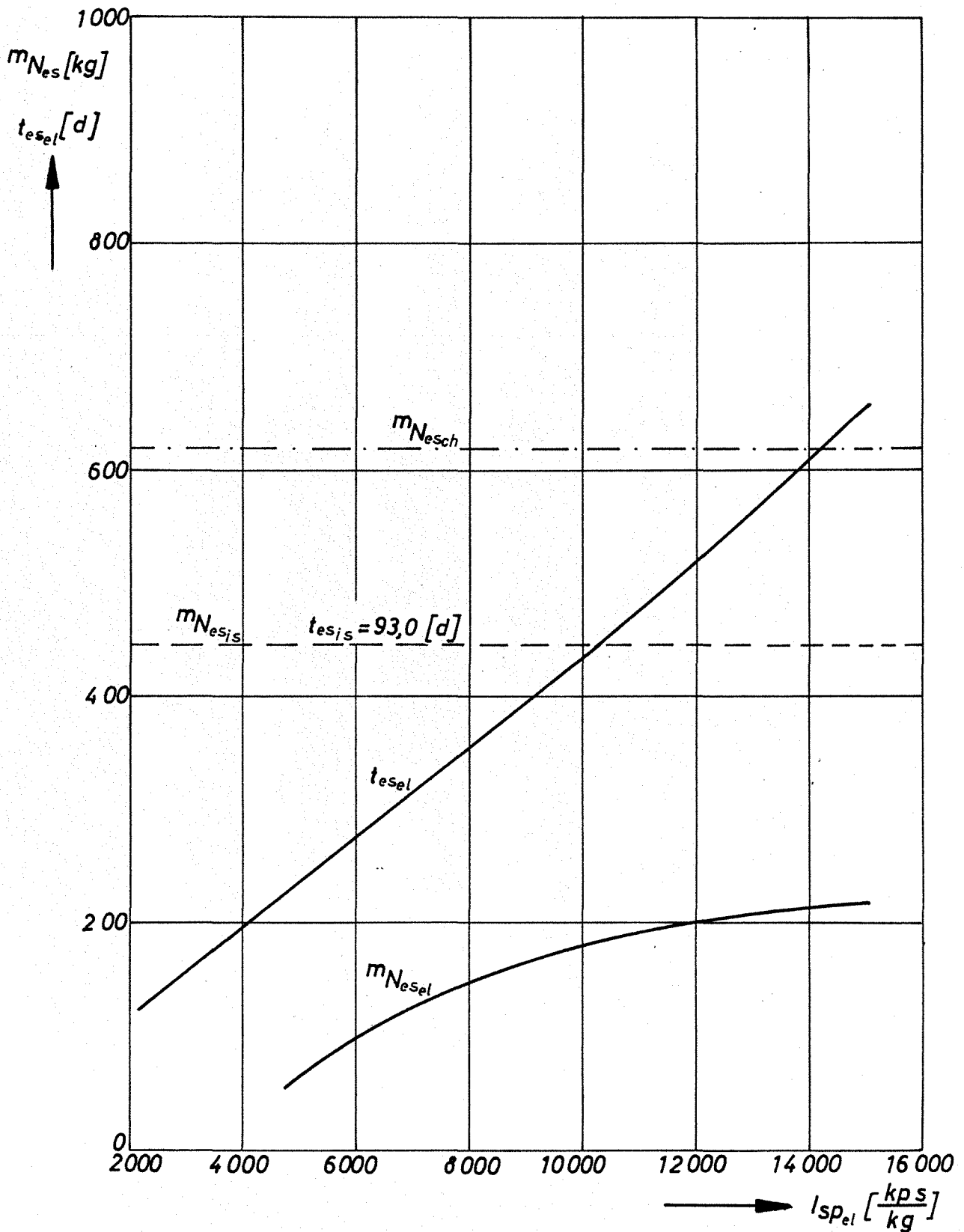


Abb. 2.3. c.
 Nutzmassen m_{Nes} und Flugzeit t_{es} bis zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit $m_A = 2400 [kg]$

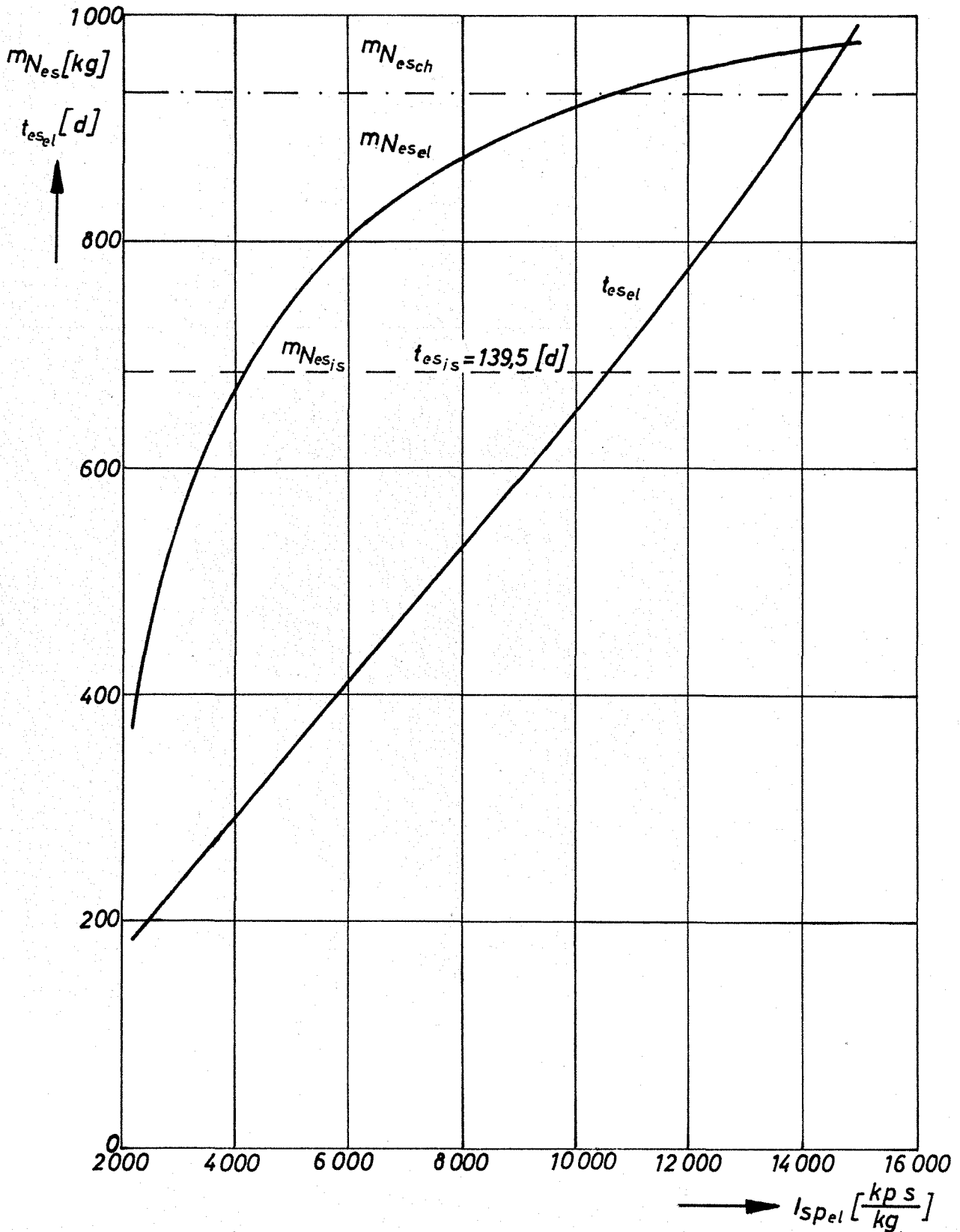
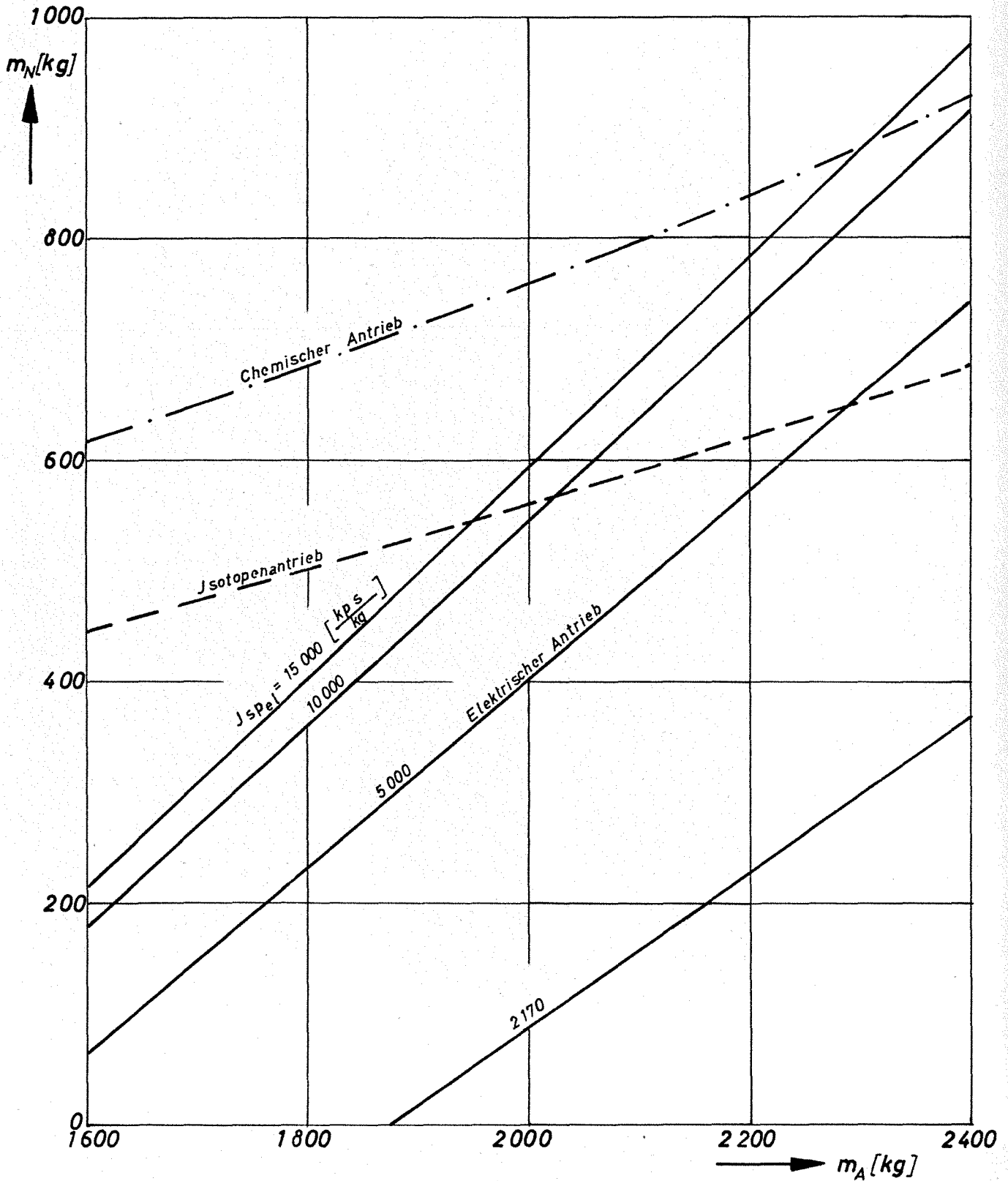


Abb. 2.4

Nutzmassen für Fluchtgeschwindigkeit.



Ähnlich wie unter I. sind die Nutzmassen und Antriebszeiten in Abb. 2.3a, 2.3.b, 2.3.c graphisch dargestellt. Ferner wurden in Abb. 2.4 die Nutzmassen der drei Systeme über der Startmasse aufgezeichnet.

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 $I_{sp_{el}}$ z. T. bedeutend größer. Bei großen spez. Impulsen dagegen sind sie derart, daß für kleine m_A der Unterschied größer und für mittlere bis große m_A kleiner ist. Dagegen liefert bei $m_A > 2300$ kg das elektrische Triebwerk mit großem $I_{sp_{el}}$ 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 $I_{sp_{el}} \sim 4200 \frac{kp \cdot s}{kg}$ größer als die Nutzmasse, die das elektrische Triebwerk liefern könnte. Elektrische Antriebe mit einem $I_{sp_{el}} > 4200 \frac{kp \cdot s}{kg}$ 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. $1080 \frac{kp \cdot s}{kg}$.

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

$$z. B. m_A = 2400 \text{ kg } I_{sp_{el}} = 4200 \frac{kp \cdot s}{kg}$$

(Nutzlastgleichheit)

$$\text{Reisezeit: } t_{es_{el}} \sim 305 \text{ d}$$

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 diesem Fall dürfte also wegen der Zeitbegrenzung das Isotopentriebwerk dem elektrischen an Nutzlastkapazität überlegen sein.

An dieser Stelle sei nochmals auf den Umstand hingewiesen, daß der elektrische Antrieb bereits eine Energieversorgungsanlage in Form eines Reaktors an Bord hat, wogegen beim Isotopenantrieb wie auch beim chemischen Antrieb die Masse der Energieversorgungsanlage von der Nutzlast zu kompensieren wäre und dadurch eine zusätzliche Verkleinerung der Nutzmasse auftreten würde.

2.3 Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit

Wie unter 2.1 erwähnt, wurde noch eine Betrachtung für Startmassen durchgeführt, die durch die Nutzmassen gegeben sind, die die Trägerraketen auf Fluchtgeschwindigkeit bringen können.

Wie man aus den Nutzmassen (vgl. 2.1) sofort ersieht, scheidet die Verwendung eines elektrischen Triebwerkes für einen Raumflugkörper, der sich erst nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit mit eigenem Antrieb fortbewegt, unter Benutzung der genannten Startraketen aus. Allein die Masse des Reaktors nebst Wandler, Abstrahler und Triebwerk in Höhe von 1300 kg übertrifft bei weitem die Nutzmasse der hier betrachteten Trägersysteme ELDO-B 1 und ELDO-B 2. In die Betrachtung wurde neben dem chemisch hochenergetischen noch ein Feststofftriebwerk einbezogen, und zwar mit den bereits unter 2.1 genannten Parametern.

Tab. 4
Isotopentriebwerk

$\Delta v \left[\frac{m}{s} \right]$		500	2 000	4 000	6 500
$w_{is} \left[\frac{m}{s} \right]$		7848			
	$m_A = 180 \text{ kg}$				
$m_{N_{is}} \text{ [kg]}$		136,33	100,96	61,61	25,46
$t_{is} \text{ [d]}$		1,029	3,692	6,654	9,375
	$m_A = 80 \text{ kg}$				
$m_{N_{is}} \text{ [kg]}$		43,63	27,14	8,80	-
$t_{is} \text{ [d]}$		0,4574	1,641	2,957	4,167
	$m_A = 640 \text{ kg}$				
$m_{N_{is}} \text{ [kg]}$		563,01	441,29	305,97	181,60
$t_{is} \text{ [d]}$		3,656	13,14	23,66	33,33

Tab. 5

Chemisches Triebwerk H₂/O₂

Δv $\left[\frac{m}{s}\right]$		500	2 000	4 000	6 500
w_{ch_H} $\left[\frac{m}{s}\right]$			4500		
m_N [kg]	$m_A = 180$ kg	148,38	89,11	35,29	-
m_N [kg]	$m_A = 80$ kg	62,71	33,13	0,626	-
m_N [kg]	$m_A = 640$ kg	547,88	354,97	179,80	46,14

Tab. 5
Chemisches Triebwerk (Feststoff)

Δv $\left[\frac{m}{s}\right]$		500	2 000	4 000	6 500
w_{ch_F} $\left[\frac{m}{s}\right]$				2943	
m_N [kg]	$m_A = 180$ kg	148,22	79,68	28,82	-
m_N [kg]	$m_A = 80$ kg	65,87	35,41	12,81	-
m_N [kg]	$m_A = 640$ kg	527,03	283,32	102,45	-

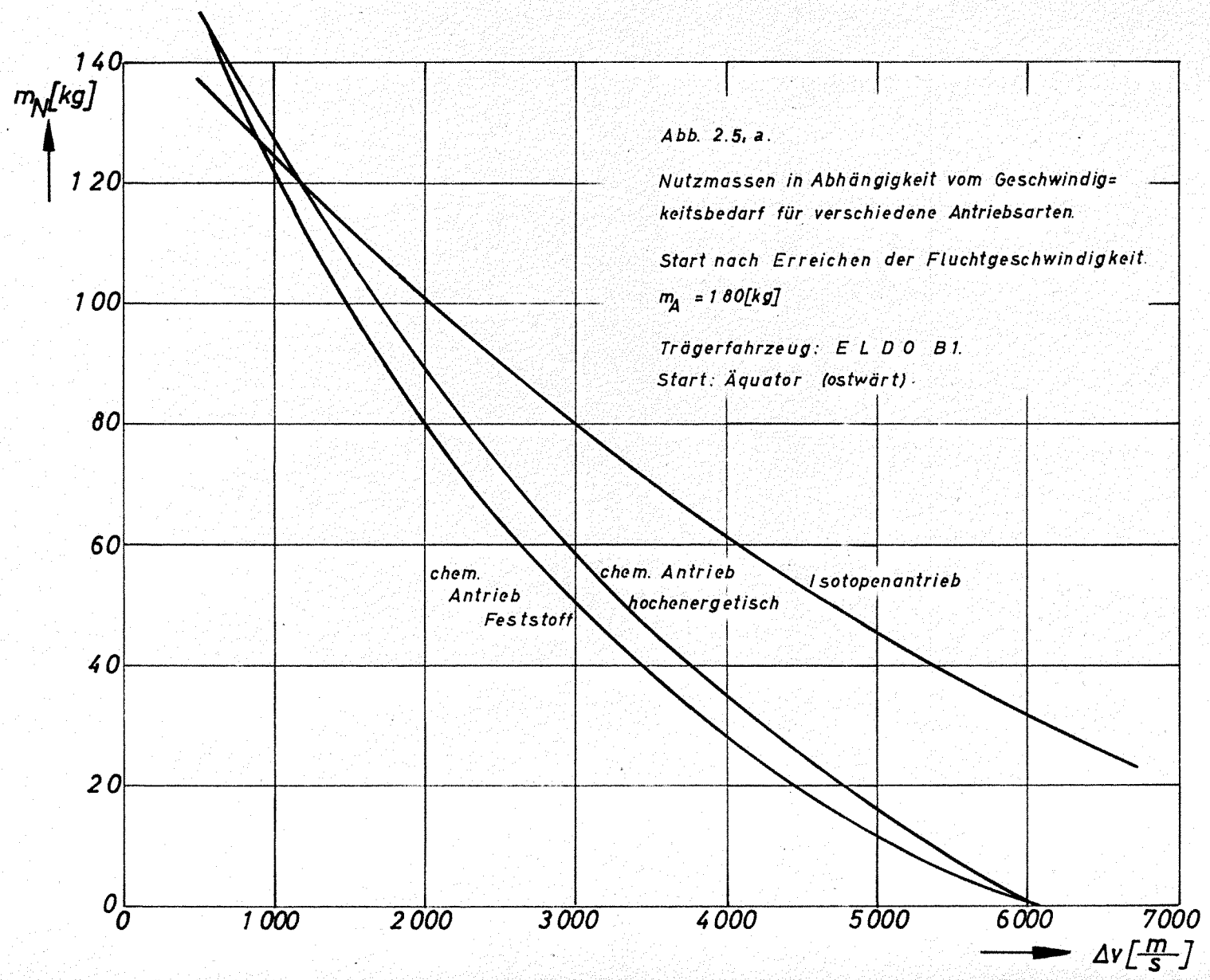


Abb. 2.5. b.

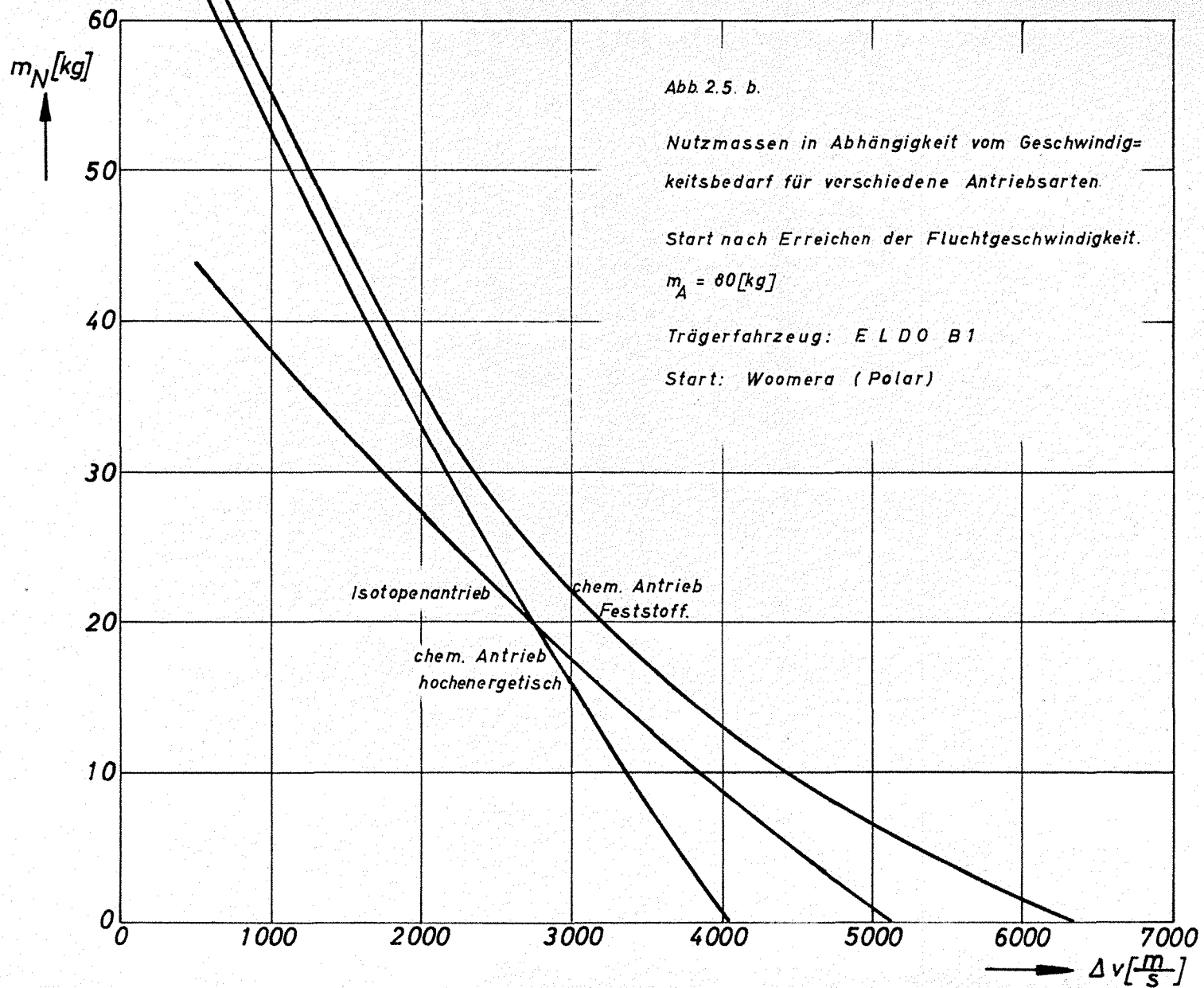
Nutzmassen in Abhängigkeit vom Geschwindigkeitsbedarf für verschiedene Antriebsarten.

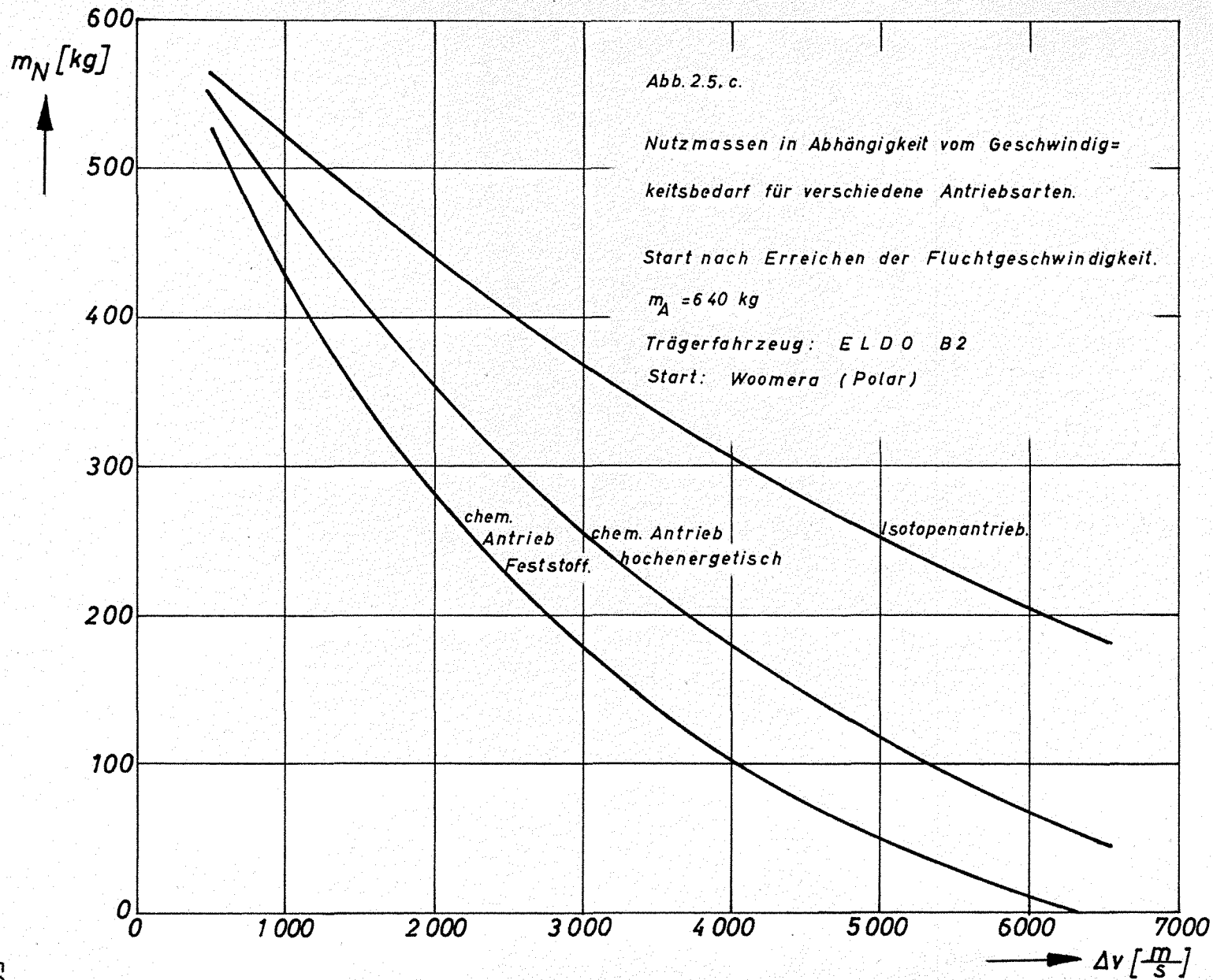
Start nach Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit.

$m_A = 80 \text{ [kg]}$

Trägerfahrzeug: E L D O B 1

Start: Woomera (Polar)





Die Rechnung ergab die folgenden, in Tabellen (Tab. 4 und 5) zusammengefaßten Werte.

Wie unter 2.2 sind in Abb. 2.5.a, 2.5.b, 2.5.c die Nutzmassen über dem Geschwindigkeitsvermögen aufgetragen. Auch hier muß erwähnt werden, daß man aus der Lage der Kurven nicht unmittelbar auf die Nutzlast bei Verwendung der einzelnen Antriebsarten für eine bestimmte Mission schließen darf, da der Geschwindigkeitsbedarf mit der Antriebsart variiert. Auch hier lassen erst genaue Bahnrechnungen eine endgültige Aussage zu.

Das gilt insbesondere für die Gegenüberstellung von Hoch- und Kleinschubsystemen.

Legt man für die chemischen Antriebe näherungsweise gleiche Geschwindigkeitsbedarfe zugrunde, so bedeutet das, daß die Lage der Kurven zueinander das Nutzlastverhalten der beiden Antriebe wiedergibt. 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 Isotoptriebwerk steht also bei kleiner Startmasse mit dem Feststofftriebwerk, bei großer mit dem hochenergetischen in Konkurrenz, wobei nun die unterschiedlichen Δv -Werte zu beachten sind, die z. Zt. leider noch nicht vorliegen.

Literatur

- [1] ELDO B Launcher Study 3,5
ELDO Future Programme Vol.2.
- [2] Nuklear-elektrischer Nutzlast-Transporter
Projektstudie, Bremen - August 1963
DFL; Brown Boveri/Krupp; ERNO
- [3] Stuhlinger, E. Ion Propulsion for Space Flight
Mc Graw-Hill Book Company 1964
- [4] Ehricke, K.A. Space Flight

Normenklatur

η	[%]	Wirkungsgrad
P	[kw]	Leistung
S	[p] [kp]	Schub
w	$\left[\frac{m}{s}\right] \left[\frac{km}{s}\right]$	Ausströmgeschwindigkeit
m	[kg]	Masse
\dot{m}	$\left[\frac{kg}{s}\right]$	Massendurchsatz
I	[kp s]	Impuls
t	[s] [d]	Zeit
v	$\left[\frac{m}{s}\right] \left[\frac{km}{s}\right]$	Geschwindigkeit
Δv	$\left[\frac{m}{s}\right] \left[\frac{km}{s}\right]$	Geschwindigkeitsbedarf
a	$\left[\frac{m}{s^2}\right] \left[\frac{km}{s^2}\right]$	Beschleunigung
r	[m] [km]	Kreisbahnradien
μ	$\left[\frac{m^3}{s^2}\right] \left[\frac{km^3}{s^2}\right]$	Gravitationskonstante
g	$\left[\frac{m}{s^2}\right] \left[\frac{km}{s^2}\right]$	Erdbeschleunigung
γ		dimensionslose Parameter
η		" "
λ		" "

Indizes

is	isotopisch
el	elektrisch
ch	chemisch
sp	spezifisch
El	elektrisch
A bzw. O	Anfangszustand
E	Endzustand
p	Stützmittel
Str	Struktur
Tr	Triebwerk
R	Reaktor
Kr	Kreisbahn
es	Flucht
24	24-h-Orbit
N	Nutzanteil