Seminar für Luft- und Raumfahrttechnik
Technische Universität Braunschweig
Wintersemester 1985/86

Vortrag Nr. 19

DIE ENDLAGERUNG RADIOAKTIVER ABFÄLLE IM WELTRAUM

von

Michael Khan

gehalten am 28.1.1986

Institut für Raumflug- und Reaktortechnik

1986

INHALTSVERZEICHNIS

Kapitel Seite

1.) Einleitung.....1

2.) Physikalische Grundlagen
2.1.) Radioaktivität und Abschirmberechnungen.....3
2.2.) Spaltprodukte.....5

3.1.) Abschirmtechnischer Aspekt der Entsorgung im All....7
3.1.1.) Auslegung eines Abschirmbehälters.....8
3.2.) Raumfahrttechnischer Aspekt der Entsorgung im All...9
3.2.1.) Die Ziolkowski-Gleichung..... 9
3.2.2.) Der Geschwindigkeitsbedarf beim Hohmannübergang.....10
3.3.) Darstellung möglicher Endlagerkonzepte.....12

4.) Vorstellung zweier Gesamtkonzepte
4.1.) Lagerung auf einer niedrigen Erdbahn.....14
4.2.) Alternativkonzept.....15

5.) Folgerungen.....18

1.) Einleitung

In der Bundesrepublik Deutschland sind Kernkraftwerke in den letzten Jahren zu einem der wichtigsten Lieferanten elektrischer Energie geworden. Betrug im Jahr 1970 der Beitrag der Kernenergie zur Gesamtstromproduktion nur 3.7%, so waren es im März 1985 schon 33%, die von 20 Kraftwerksblöcken einer elektrischen Nettoleistung von insgesamt 17000 MW produziert wurden. Die in der Bundesrepublik nuklear erzeugte Energie belief sich 1983 auf 65895 GWh. Gerade in den letzten Jahren wurde der Ausbau der Kernenergie mit besonderem Nachdruck vorangetrieben, der Trend wird sich in diesem Jahrzehnt noch fortsetzen, so daß in den neunziger Jahren mit einem Kernkraftanteil an der Stromerzeugung von 50 % zu rechnen sein wird.

Abb. 1 zeigt einen großen Druckwasserreaktor von der Bauart, die beispielsweise in Brokdorf Verwendung findet. Ein solches Kraftwerk enthält 120 t Brennstoff, von dem pro Jahr rund ein Drittel, also 40 t gewechselt werden. Bei einen Spaltproduktanteil im abgebrannten Brennstoff von ca. 3.5% entspricht dies einer Spaltproduktmasse von etwa 1400 kg, die zu entsorgen ist. Die übrigen Bestandteile des Brennstoffes, zum größten Teil Uran und Plutonium, können wiederverwendet werden, die hochaktiven Spaltprodukte müssen so entsorgt werden, daß sie keine Gefahr für die Umwelt mehr darstellen. Im Folgenden wird nur auf die Entsorgung der Spaltprodukte, nicht auf die der übrigen, meist nur schwach- oder mittelaktiven Abfälle eingegangen.

Es werden verschiedene Endlagerkonzepte erwogen. Möglich sind terrestrische Lösungen wie die Lagerung in Salzstöcken (Gorleben, Asse) oder Granitformationen (Schweiz), oder die Versenkung im Meer, die in den fünfziger Jahren z.B. in den USA praktiziert, dann aber wieder aufgegeben und seit neuestem, z.B. von Großbritannien, zur Diskussion gestellt wird.

Ferner ist es denkbar, diese Abfälle, die über Tausende von Jahren noch eine Gefahr darstellen, im Weltall endzulagern. Hierbei bieten sich verschiedene Möglichkeiten an, die in Abb. 2 skizziert sind

- Die Lagerung auf einem anderen Himmelskörper, wie dem Mond, der Sonne oder einem Planeten,
- Die Lagerung auf einer Bahn um die Sonne oder einen anderen Himmelskörper, evt. auch der Einschuß in eine Bahn, auf der das Sonnensystem verlassen wird,
- Die Lagerung auf einer Bahn um die Erde.

Auf die Vor- und Nachteile der verschiedenen Konzepte soll in diesem Vortrag eingegangen werden.

2.) Physikalische Grundlagen

2.1.) Radioaktivität und Abschirmberechnungen

Instabile Atomkerne geben ihre Überschußenergie als Radioaktivität, zumeist in Form von α-, β oder γ-Strahlung ab.
α- und β-Strahlung sind Korpuskularstrahlungen. Dabei entsprechen α-Teilchen Heliumkernen, sie enthalten zwei Protonen und zwei Neutronen. β-Teilchen sind Elektronen. Wegen ihrer relativen Größe sind Strahlungen dieser Art leicht abzuschirmen, es genügen dazu schon Materialschichten geringer Dicke.
Als Nebenprodukt eines α- oder β-Zerfalls wird meist aber auch γ-Strahlung frei. Diese ist keine Teilchen-, sondern wie das Licht eine elektromagnetische Strahlung.
γ-Strahlung besitzt eine hohe Durchdringungsfähigkeit für Materie und ist deshalb im Gegensatz zur α- oder β-Strahlung nur mit großen Materialdicken abzuschirmen. Daher wird im Folgenden die α- und β-Strahlung nicht mehr betrachtet. γ-Strahlung besitzt wie jede elektromagnetische Strahlung auch Teilchencharakter, die "Teilchen" werden als Photonen oder Quanten bezeichnet.
Die Grundlagen der Abschirmberechnung werden im Folgenden erläutert. Abb. 3 zeigt schematisch einen zylindrischen Behälter, der radioaktive Stoffe, z.B. Spaltprodukte enthält. Diese emittieren einen Strom von α-, und β- Teilchen und Photonen, der durch eine Ummantelung des Behälters geschwächt werden soll. Eine sehr wichtige Strahlungsgröße ist die Dosis, die die in einem Massenelement dm aufgenommene Strahlungsenergie dE angibt:

$$D = \frac{dE}{dm} \qquad (1)$$

Abb. 4 zeigt die Intensität der γ-Strahlung als Funktion der von

den Photonen in einer Materialschicht zurückzulegenden Strecke. Die Intensität folgt einer Exponentialfunktion der Form $e^{-\mu * x}$. Der Schwächungskoeffizient μ ist ein Stoffwert, der vom durchlaufenen Medium und von der Energie der Photonen abhängig ist. Abb. 4b zeigt die Schwächungskoeffizienten von Uran, Blei und Beton im Energiebereich von 0.1 MeV bis 10.0 MeV. Deutlich wird, daß schwere Stoffe eine sehr viel bessere Abschirmwirkung zeigen als leichte.

Bild 5a stellt den Idealfall einer isotropen Punktquelle dar, die von mehreren Materialschichten abgeschirmt ist. Die Dosisleistung am Aufnehmerstandort P berechnet sich zu:

$$\dot{D} = \frac{A*E}{4\pi r^2} * \prod_i e^{-\mu_i * l_i} * B * \mu_a/\varrho \; (* q) \qquad (2)$$

mit:

$\dot{D}$: Dosisleistung (bzw. Äquivalentdosisleistung)
A : Aktivität
E : Photonenenergie
r : Entfernung von der Quelle zum Absorber
μ_i : linearer Schwächungskoeffizient im Material i
l_i : Weglänge in der Schicht i
B : Dosisaufbaufaktor
μ_a/ϱ : Massenabsorptionskoeffizient
q : relative biologische Wirksamkeit

Der Dosisaufbaufaktor B berücksichtigt den Einfluß der Streustrahlung.

Der Massenabsorptionskoeffizient, ein energie- und materialabhängiger Wert, gibt den Prozentsatz der Strahlungsleistung an, der von dem Stoff, für den die Dosis berechnet werden soll, absorbiert wird. Dieser Stoff ist in den meisten Anwendungsfällen menschliches Gewebe. Der dimensionslose Faktor q normiert die Dosis auf die Schädigung durch γ-Strahlung. Hierdurch werden die

unterschiedlichen biologischen Wirkungen der verschiedenen Strahlungsarten berücksichtigt. Das Ergebnis, die Äquivalentdosis, kann als Maß für die biologische Schädigung herangezogen werden. Sie trägt die Einheit Sv (Sievert, 1 Sv = 1 J/kg). In Abb. 3 sind der erhaltenen Ganzkörperdosis die zu erwartenden somatischen Krankheitsbilder gegenübergestellt.
Für den Idealfall einer isotropen Punktquelle kann so die Dosis an einem beliebigen Ort exakt errechnet werden. Dies ist bei komplexeren Geometrien, wie z.B. dem in Abb. 3 gezeigten Behälter nicht mehr möglich. Hier muß auf Näherungsverfahren zurückgegriffen werden. Ein solches Verfahren ist die Point-Kernel-Methode, die auf der Annahme beruht, daß eine Volumenquelle als Vielzahl isotroper Punktquellen beschrieben werden kann. In Abb. 5b ist ein in finite Quellelemente aufgeteilter Behälter dargestellt. Jedes Element wird durch eine isotrope Punktquelle idealisiert. Ein Rechenprogramm berechnet die von jedem Element am Punkt P erzeugte Dosisleistung, die Summation über alle Elemente ergibt die Gesamtdosisleistung. Die Dosisleistung ergibt, integiert über die Expositionsdauer die Dosis D. Vergleiche mit Messungen haben gezeigt, daß die Point-Kernel-Methode eine gute Näherung darstellt.

2.2.) Spaltprodukte

In einem Fissionskernkraftwerk wird die bei der Spaltung schwerer Kerne freiwerdende Energie, die sich auf rund 200 MeV pro Spaltung beläuft, zur Dampferzeugung genutzt. Als Brennstoff dient in den heute verwendeten Leichtwassereaktoren das Uranisotop $^{235}_{92}U$, aber auch Plutoniumisotope wie $^{239}_{94}Pu$, die erst durch Neutroneneinfangprozesse im Brennelement selbst entstehen.
Weil viele Spaltprodukte starke Neutronenabsorber sind, würde die im Reaktor stattfindende Kettenreaktion bei zu hohem Spaltproduktanteil im Brennstoff zum Stillstand kommen. Daher werden die Brennelemente gewechselt, wenn der Anteil der Spaltprodukte ungefähr 3.5 % beträgt.

Da der Brennstoff noch zu einem hohen Prozentsatz Uran und Plutonium enthält, ist es sinnvoll, ihn aufzuarbeiten, um die Spaltstoffe von den wertlosen Spaltprodukten zu trennen, die ersteren wiederzuverwenden und nur die letzteren zu entsorgen.
Während Uran und Plutonium α-Strahler niedriger Aktivität und somit relativ leicht abzuschirmen sind, sind viele Spaltprodukte ebenfalls instabile Isotope, die jedoch auch harte Gammastrahlung emittieren. In Abb. 6 sind die wichtigsten Spaltprodukte mit ihren Halbwertszeiten und ihren Anteilen zur Gesamtaktivität aufgelistet.
In Abb. 7 ist die Zahl der pro Sekunde von allen in 1 t abgebrannten Brennstoffes enthaltenen Spaltprodukte emittierten Photonen, über deren Quantenenergie aufgetragen. Dem Diagramm ist zu entnehmen, daß hauptsächlich Photonenenergien um 1.0 MeV zu erwarten sind, Photonen mit mehr als 2.0 MeV sind sehr selten. Abb. 8 zeigt die emittierte Photonenenergie in MeV/s der in 1 t abgebranntem Brennstoff enthaltenen Isotope über der Zeit. Der Kern eines heutigen Druckwasserreaktors einer Leistung von 1300 MWe umfaßt ca. 120 t Brennstoff. Man sieht, daß die Spaltprodukte noch über sehr große Zeiträume hinweg eine beträchtliche Energie freisetzen, was den gewaltigen Aufwand der raumfahrttechnischen Entsorgung rechtfertigen würde.

3.1.) Abschirmtechnischer Aspekt der Entsorgung im All

Der abschirmtechnische Aspekt der Entsorgung im All betrifft den Behälter, in dem die zu entsorgenden Spaltprodukte befördert werden. An einen solchen Behälter müssen einige Forderungen gestellt werden, die sich z.T. erheblich von den Anforderungen bei terrestrischer Entsorgung unterscheiden:

1.) Hohe Abfallzuladung

Für die terrestrische Entsorgung werden hochaktive Abfälle, die in flüssiger Form die WAA verlassen, in eine Matrix aus Borosilikatglas eingeschmolzen. Diese Art der Verfestigung läßt allerdings nur Spaltproduktanteile von ca. 15% zu. Vom Oak Ridge National Laboratory (ORNL) wurde daher der Einsatz einer metallischen Matrix namens CERMET (CERamic Materials uniformly dispersed within a METallic phase) auf Eisen/Nickel/Kupferbasis vorgeschlagen, die Spaltproduktzuladungen von 50%-60% gestatten soll /9/.

2.) Geringes Gewicht

Wie schon gezeigt, hängt die Abschirmwirkung über eine Exponentialfunktion von der Dicke des abschirmenden Materials ab. Jedoch ist es bei der raumfahrttechnischen Entsorgung wichtig, die Masse des Abschirmbehälters gering zu halten. Es ist somit nicht möglich, als Abschirmung einen relativ billigen leichten Werkstoff wie Beton vorzusehen und die schlechtere Abschirmwirkung durch erhöhte Wandstärken zu kompensieren. Die besten Ergebnisse lassen sich mit einem schweren Werkstoff wie Uran erreichen, da trotz des hohen spezifischen Gewichtes die weitaus bessere Abschirmwirkung dieses Elementes eine geringere Behältermasse als bei Einsatz eines leichteren Werkstoffes wie Eisen oder Blei gestattet.

Weitere Anforderungen an einen Transportbehälter sind ausreichende mechanische Festigkeit, um die Beschleunigungsvorgänge unbeschadet zu überstehen sowie eine hohe thermochemische Stabilität.

3.1.1.) Auslegung eines Abschirmbehälters

Mit einem numerischen Point-Kernel-Programm wurden das in der Abb. 9 gezeigte Kennfeld berechnet. Dargestellt ist dort die Gesamtmasse eines zylindrischen Abschirmbehälters als Funktion der Spaltproduktmasse. Parameter ist die maximal zulässige Dosisleistung in einem Meter Abstand von der Behälteroberfläche. Den Rechnungen lagen folgende Annahmen zugrunde:

1.)Die Quelle des Behälters bestehe aus einer metallischen Matrix, der zu 55 % Spaltprodukte beigemischt sind. Quellhöhe und -durchmesser sind gleich.

2.)Das Energiespektrum und die Aktivitäten entsprachen denen der Spaltprodukte eines DWR, unter der Annahme, daß der Abbrand 36000 MWd/tSM betrug und die Brennelemente 20 Jahre nach der Entnahme zwischengelagert worden waren.

3.) Die Abschirmung bestand aus Uran.

Anhand dieses Diagramms kann bei vorgegebener Dosisleistung ein Behälter dimensioniert werden.

3.2.) Raumfahrttechnischer Aspekt der Entsorgung im All

In diesem Abschnitt werden verschiedene Möglichkeiten der Lagerung, ihre Vor- und Nachteile und der damit verbundene Energieaufwand dargestellt.

.2.1.) Die Ziolkowski-Gleichung

Das Verhältnis von Brennschlußmasse zu Startmasse ist durch die Ziolkowski-Gleichung gegeben, die aus dem Kräftegleichgewicht zwischen Beschleunigungskraft des Flugkörpers und Triebwerksschub folgt:

$$\frac{m_B}{m_0} = e^{-\Delta v/w} \qquad (4)$$

Hierbei ist:

m_B : Brennschlußmasse
m_0 : Masse vor Zünden des Triebwerkes
Δv : Geschwindigkeitsbedarf
w : Ausströmgeschwindigkeit des Raketentriebwerkes

Ist vor der Schubgabe die Rakete vollgetankt und nach Brennschluß sämtlicher Treibstoff verbraucht, so gilt:

$$m_0 = m_S + m_N + m_T \qquad (5)$$

$$m_B = m_S + m_N \qquad (6)$$

mit:

m_S : Strukturmasse
m_N : Nutzmasse
m_T : Treibstoffmasse

Nach Einsetzen dieser Beziehungen in die Ziolkowskigleichung kann die Nutzmasse als Funktion von Δv und w ausgedrückt werden:

$$m_N = -m_S + m_T * (e^{-\Delta v/W} / (1 - e^{-\Delta v/W}) \qquad (7)$$

Mit dieser Gleichung kann bei vorgegebenem Geschwindigkeitsbedarf für eine gewählte Trägerrakete die mögliche Masse des Abfallbehälters berechnet werden.
Eine hohe Nutzmasse hängt von folgenden Randbedingungen ab:
- Die Strukturmasse muß klein sein, was z.B. durch verstärkten Einsatz von Faserverbundwerkstoffen zu erreichen ist.
- Die Ausströmgeschwindigkeit muß hoch sein. Dies läßt sich durch Verwendung eines hochenergetischen Treibstoffes, wie z.B. Wasserstoff-Sauerstoff erzielen.
- Der Geschwindigkeitsbedarf muß niedrig sein. Dazu muß eine günstige Endbahn gewählt werden.

3.2.2.) Der Geschwindigkeitsbedarf beim Hohmannübergang auf eine Bahn um die Erde

Im Folgenden wird davon ausgegangen, daß der Behälter von einem Trägersystem wie dem Space-Shuttle auf eine niedrige Erdbahn gebracht und von dort aus mit einer weiteren Raketenstufe in die Endbahn befördert wird. Beide Bahnen sollen annähernd kreisförmig sein. Der Geschwindigkeitsbedarf für das Erreichen der niedrigen Bahn liegt, je nach Flugkörper, bei rund 9.5 km/s.
Für den Übergang von der niedrigen zur hohen Erdbahn wird ein Hohmannübergang gewählt, da dieser der Transfer mit dem geringsten Geschwindigkeitsbedarf ist. Die Transferbahn beim Hohmannübergang ist eine Halbellipse (s. Abb.10). Die Ellipse tangiert im erdnächsten Punkt, dem Perigäum, die niedrige Erdbahn, im erdfernsten, dem Apogäum, die Endbahn. Zum Bahnübergang sind zwei Schubimpulse erforderlich: der erste, um die niedrige Kreisbahn zu verlassen und auf die Hohmannellipse einzutreten, der zweite, um diese zu verlassen und eine kreisförmige Endbahn zu erreichen. In Abb. 11 ist der Gesamtgeschwindigkeitsbedarf Δv für den Hohmannübergang zusammen mit der Lebensdauer eines Flugkörpers auf der Endbahn über der Höhe der Endbahn aufgetragen. Die Höhe der Anfangsbahn lag bei 280 km. Als Transferstufe wurde hier eine

Rakete vom Typ H 8 gewählt, die auch als dritte Stufe des europäischen Trägersystems ARIANE Verwendung findet. Mit Δv kann aus Gl.(7) die Nutzmasse, in diesem Fall also die Masse des Abfallbehälters, ermittelt werden.

Aus dem Diagramm geht hervor, daß die Lebensdauer auf einer Erdbahn, die bei niedrigen Bahnhöhen hauptsächlich durch Bremsung in der Restatmosphäre begrenzt wird, sehr stark mit der Bahnhöhe zunimmt. In einer Höhe von nur 2000 km ist schon mit einer Lebensdauer von fast 100000 Jahren zu rechnen. In dieser Zeit werden Spaltprodukte schon zum größten Teil zu stabilen Isotopen zerfallen sein.

3.3.) Darstellung möglicher Endlagerkonzepte

Es sind viele Möglichkeiten zur raumfahrttechnischen Entsorgung nuklearer Abfälle denkbar. Abb. 2 zeigt eine schematische Darstellung einiger Konzepte:

1.)Lagerung auf einem anderen Himmelskörper

Das Konzept der Lagerung auf einem anderen Himmelskörper sieht vor, daß Behälter mit radioaktivem Abfall auf dem Mond, der Sonne oder einem Planeten gezielt zum Absturz gebracht werden. Der Vorteil einer solchen Lösung ist ihre Endgültigkeit. Es ergeben sich keine Probleme mit der Stabilität der Endbahn. Nachteilig ist jedoch die mögliche Kontamination der Oberfläche des Himmelskörpers, die einer späteren Kolonisierung im Wege steht. Soll eine weiche Landung erfolgen, so ergeben sich durch die dann erforderlichen komplizierten Manöver weitere Nachteile.

2.)Verlassen des Sonnensystems

Auch dieses Konzept bietet eine endgültige Lösung. Von Nachteil ist hier der hohe Geschwindigkeitsbedarf von ca. 18 km/s, der aber durch ein z.B. von den Raumsonden Voyager her bekanntes Swingby-Manöver an einem der großen Planeten Jupiter und Saturn verringert werden kann.

3.)Lagerung auf einer Bahn um die Sonne

Die Lagerung von nuklearen Abfällen auf einer solaren Bahn in großer Entfernung von den Bahnen anderer Himmelskörper bietet zwar nicht soviel Sicherheit wie die zuvor beschriebenen Konzepte, doch lassen sich Bahnen außerordentlicher Stabilität finden. Der Geschwindigkeitsbedarf ist geringer als bei der Entfernung des Abfalls aus dem Sonnensystem, zudem sind die Behälter erreichbar, wenn sie einmal, aus welchen Gründen auch immer, wieder benötigt werden sollten.

4.)Lagerung auf einer Bahn um die Erde

Diese Lösung weist den geringsten Geschwindigkeitsbedarf auf. Die

Sicherheit einer Erdbahn ist zwar nicht so hoch wie die der anderen Konzepte, aber bei großen Bahnradien immer noch sehr groß.
Die Behälter können entweder einzeln auf ihre Endbahn geschossen oder in einem großen Depot gelagert werden. Der Vorteil des Depots liegt in der leichteren Kontrollierbarkeit und Rückholbarkeit der Abfallbehälter, der Nachteil liegt darin, daß das Depot selbst, daß ja eine Raumstation darstellt, ein Lage- und Bahnkorrektursystem benötigt. Auch sind zur Deponierung der Abfallbehälter Manöver nötig, die evt. den Einsatz eines bemannten oder ferngesteuerten Raumschleppers erfordern.

4.) Vorstellung zweier Gesamtkonzepte

4.1.) Lagerung auf einer niedrigen Erdbahn

Im Folgenden wird ein Konzept vorgestellt, das am Institut für Raumflugtechnik der T.U. München entwickelt und /1/ entnommen wurde.

Zugrundegelegt wurden folgende Daten:

Die Masse eines Abschirmbehälters betrage 11.6 t, davon entfallen auf Matrix und Spaltprodukte je 5.4 t und auf die Abschirmung 0.8 t. Dieser Behälter soll von einer zweistufigen wiederverwendbaren Rakete in eine 200 km-Bahn verbracht und von dort aus mit einer Endstufe in seine 1000 km hohe Endbahn geschossen werden. Die gesamte, aus einer Optimierungsrechnung folgende Nutzlast des Trägers in die 200 km-Bahn beträgt 48.64 t, darin enthalten sind der Behälter, die Endstufe, ein 23.2 t schwerer Erdlander, der im Falle eines Fehlstartes eine Rettung des Behälters gewährleisten soll, und eine Kühlanlage zur Abfuhr der im Behälter erzeugten Wärme. Kühlanlage und Erdlander kehren nach Abschluß der Mission zur Erde zurück. Abb.12 zeigt die schematische Darstellung eines solchen Erdlanders.

In der 1000 km-Bahn soll der Behälter in einer lage- und bahnstabilisierten Deponie endgelagert werden. Die Startkosten werden mit 3.06 Mio.$, nach aktuellem Kurs etwa 7.65Mio. DM/Start angegeben. Dies mag angesichts der heute üblichen Kosten von z.B. 125 Mio.$ beim Space-Shuttle niedrig gegriffen erscheinen, ist aber vielleicht bei Massenproduktion erreichbar. Die Rakete soll so ausgelegt sein, daß sie ca 100 Starts durchführen kann.

Da die Kosten auf den Stromverbraucher umgelegt werden müssen, ist noch festzustellen, wieviel Strom pro kg Spaltproduktmasse erzeugt werden kann. Dazu wird vorausgesetzt, daß die Spaltprodukte einem Leichtwasserreaktor entstammen und der Abbrand 36000 MWd/tSM betrage. Dieser Wert ist heute erreichbar. Mit 1 t Schwermetall werden somit 36000 MWd oder $8.648*10^8$ kWh thermische Energie gewonnen. Da der Wirkungsgrad eines LWR bei ca. 35 % liegt, entspricht dies einer elektrischen Energie von $3.024*10^8$ kWh. Der Spaltproduktanteil abgebrannter Brennelemente

beträgt ca. 3.6%, eine Tonne abgebrannten Brennstoffs enthält 36 kg Spaltprodukte. Somit entsprechen die 5400 kg Spaltprodukte einer Brennstoffmasse von 150 t, aus der $45.36*10^9$ kWh Strom erzeugt wurden. Werden die Startkosten auf die elektrische Leistung bezogen, so ergeben sich 0.007 cent/kWh, ein ausgesprochen günstiger Wert. Nicht enthalten sind hierin die Zusatzkosten für Bodentransport usw. In der Untersuchung werden als Gesamtkosten 0.016 cent/kWh genannt.

Zu kritisieren ist an diesem Konzept vor allem die Dimensionierung des Behälters, für den lediglich eine Abschirmmasse von 800 kg vorgesehen ist, was bei Verwendung einer Cermet-Matrix und einer Uranabschirmung einer Abschirmdicke von nur 0.72 cm entspricht. Abb. 14 zeigt die berechnete Dosisleistung in Sv/h über der Entfernung vom Behälter. An seiner Oberfläche wären 381.2 Sv/h und in 1 m Entfernung 169 Sv/h, das $1.69*10^6$-fache des für terrestrische Behälter zulässigen Wertes, zu messen. In 10 m Entfernung läge die Dosisrate noch bei 2.60 Sv/h. Es sei an dieser Stelle nochmals auf Abb. 3 verwiesen, aus der hervorgeht, daß ein Mensch durch die in 1 m Entfernung nach nur 90 s aufgenommene Dosis von 4 Sv bereits schwer strahlenkrank werden, wahrscheinlich sogar sterben würde. Um höhere Sicherheit beim Transport oder im Falle eines Unfalles zu gewährleisten, müßten wesentlich dickere Abschirmungen verwendet werden, was auf Kosten der Spaltproduktmasse und damit der Wirtschaftlichkeit geht.

4.2.) Alternativkonzept

Im eben vorgestellten Konzept wurden Trägersysteme vorausgesetzt, die erst noch zu entwickeln sind und deren Kosten nur geschätzt werden können. Außerdem wurden beim Abschirmbehälter sehr niedrige Materialdicken angesetzt. Daher wird an dieser Stelle zum Vergleich eine Kostenrechnung durchgeführt, die auf verfügbaren Trägersystemen basiert.

Auch hier soll die Endlagerung auf einer Erdbahn erfolgen. Der Behälter wird dabei zunächst zusammen mit einer Endstufe für den Hohmannübergang in der Ladebucht des Space-Shuttle in ca. 280 km Höhe gebracht werden. Das Space-Shuttle kann in diese Höhe eine

Nutzmasse von 29.5 t befördern. So groß darf die Masse der Endstufe mit dem Abfallbehälter und den Zusatzsystemen höchstens sein.
Als Endstufe wird eine Rakete vom Typ H-8 gewählt, die auch als dritte Stufe der ARIANE Verwendung findet. Diese verfügt über ein hochenergetisches Wasserstoff-Sauerstofftriebwerk mit einer Ausströmgeschwindigkeit von 4.4 km/s. Die Masse der H-8 beträgt 9642 kg, wovon auf die Struktur 1406 kg und auf den Treibstoff 8238 kg entfallen, somit verbleiben für die Nutzladung noch fast 20 t. Zur Abfuhr der beim radioaktiven Zerfall anfallenden Wärme muß eine Kühlvorrichtung vorgesehen werden, zudem ist für den Fall eines Fehlstartes die Mitnahme eines Notlanders erforderlich. Werden die Massen dieser beiden Vorrichtungen mit rund 7.5 t veranschlagt, so ergibt sich als maximale Behältermasse ein Wert von etwa 12200 kg. Ferner wird als zulässige Dosisleistung in 1 m Abstand vom Behälter 0.01 Sv/h vorgegeben.
Mit den angesetzten Werten für die Dosisleistung und die Behältermasse kann aus dem Diagramm 9 die mitführbare Spaltproduktmasse von 3000 kg abgelesen werden. Die Dicke der Abschirmung beträgt beim gewählten Behälter 7.92 cm für die Deckel bzw. 7.22 cm für die Wand. Die anfallende thermische Energie liegt, wie eine überschlägige Berechnung zeigte, in der Größenordnung von 60 kW.
Damit in Gl.(7) m_N genau der Behältermasse entspricht, muß eine Bahnhöhe von 6200 km gewählt werden. Das erforderliche Δv beträgt dann 2.06 km/s. Auf dieser Bahn ist nach Abb. 11 mit einer praktisch unbegrenzten Lebensdauer zu rechnen.
Im vorigen Abschnitt wurde bereits hergeleitet, wie die pro kg Spaltprodukt erzeugbare elektrische Leistung abgeschätzt werden kann. Dann entsprechen den pro Flug entsorgbaren 3000 kg Spaltprodukten $2.52*10^{10}$ kWh(e), die Entsorgungskosten belaufen sich bei Startkosten von 125 Mio.$ auf 0.5 cent/kWh oder 1.25 Pf./kWh. Hinzu kommen noch die Kosten für die H-8-Endstufe. Die Startfrequenz betrüge bei der Entsorgung sämtlicher z.Zt. in der Bundesrepublik anfallender Spaltprodukte 3-4 pro Jahr.
Zum Vergleich sind hier noch Massen aufgelistet, die unter

veränderten Randbedingungen ermittelt wurden:

- Wird zur Abschirmung Blei statt Uran eingesetzt, so muß der Behälter, um die geforderten Maximaldosiswerte einzuhalten, eine Deckeldicke von 14.4 cm und eine Wanddicke von 13.2 cm aufweisen, die Gesamtmasse betrüge 13458 kg. Blei ermöglicht trotz seiner geringeren spezifischen Masse von 11.2 g/cm^3 gegenüber 18.7 g/cm^3 keine Gewichtsreduzierung.
- Für Behälter, die zur terrestrischen Entsorgung eingesetzt werden sollen, gelten scharfe Strahlenschutzbestimmungen. Es ist jedoch nicht sinnvoll, diese auch auf die raumfahrttechnische Entsorgung zu übertragen: Für terrestrische Abschirmbehälter gilt in 1 m Entfernung von ihrer Oberfläche der Dosishöchstwert von 0.1 mSv/h. Die Behälter in diesem Konzept wurden dagegen auf das Hundertfache, 10 mSv/h, ausgelegt. Zur Erreichung des schärferen Grenzwertes müßten die Abschirmdicken von Wand und Deckel 11.4 cm bzw. 12.1 cm betragen, der Gesamtbehälter wöge dann 16450 kg. Es sind über 4 t zusätzlich an Abschirmmasse erforderlich, um die schärfere Vorschrift einhalten zu können. Dies treibt die Kosten stark in die Höhe. Sinnvoller ist es, höhere Dosiswerte zuzulassen und dafür die Transportwege der Behälter weitgehend zu automatisieren.

Die zulässige Dosisrate liegt mit 10 mSv/h sicher an der oberen Grenze, wobei insbesondere die Strahlenbelastung der Shuttle-Besatzung zu beachten ist. Jedoch wird, aufgrund der Größe des Raumtransporters, die Entfernung zwischen Besatzungsmitgliedern und Abschirmbehälter mindestens 5-7 m betragen. In diesem Abstand liegt jedoch die zu messende Dosisleistung bei nur noch 0.4 bis 0.7 mSv/h. Die Struktur des Shuttle und der Erdlander wirken zusätzlich als Abschirmung, so daß die radiologische Belastung der Mannschaft gering bleibt. Bei einer pessimistischen Annahme von 1.0 mSv/h würde es 50 h dauern, bis ein Astronaut die für beruflich strahlenexponierte Personen laut Strahlenschutzverordnung maximal erlaubte Jahresdosis von 50 mSv aufgenommen hat. Die Missionsdauer dürfte jedoch inklusive Countdown 5 h nicht überschreiten.

5.) Folgerungen

Es wurde in diesem Vortrag verschiedene Konzepte beschrieben, mit denen hochaktive Abfälle raumfahrttechnisch entsorgt werden können. Die dabei entstehenden Kosten waren, sofern realistische Grundannahmen getroffen wurden, erheblich, wobei zu bedenken ist, daß die Kosten für Bau und Instandhaltung der Startanlagen sowie den Transport der Behälter und die kostspieligen Behältermaterialien selbst nicht betrachtet werden konnten. Diese werden den finanziellen Aufwand noch weiter in die Höhe treiben.
Näher betrachtet wurden nur Konzepte, die von einer Lagerung auf Erdbahnen ausgingen, da diese bei großen Bahnradien Lebensdauern aufweisen, die eine der terrestrischen Entsorgung ebenbürtige Sicherheit gewährleisten. Zur Erreichung von Endbahnen außerhalb des Erdschwerefeldes ist wesentlich größerer Aufwand nötig, der Zuwachs an Sicherheit ist jedoch gar nicht erforderlich.
Der kritische Punkt bei raumfahrttechnischen Entsorgungskonzepten ist nicht die Endbahn, sondern der Start des Trägersystems. Es gibt Unfälle, gegen die keine Vorsorge getroffen werden kann, wie z.B. eine Explosion des Trägers auf der Startrampe oder, beim Shuttle, ein Versagen eines Boosters kurz nach dem Start. Dies würde in der Zerstörung des Behälters und einer sehr hohen Aktivitätsfreisetzung resultieren.
Ferner existieren in den meisten Gegenden, in denen Kernkraftwerke betrieben werden, keine geeigneten Startplätze. Die Behälter müßten verschifft werden, wodurch sich weitere Risikofaktoren ergeben.
Aus diesen Gründen hat sich zumindest die Bundesrepublik Deutschland entschlossen, von Plänen dieser Art Abstand zu nehmen. Vom Standpunkt der Sicherheit, auch über große Zeiträume hinweg, und auch von der Kostenseite aus gesehen, erscheint die terrestrische Endlagerung in der nahen Zukunft aussichtsreicher.

LITERATURVERZEICHNIS

/1/ Ruppe, H.O. — Die grenzenlose Dimension Bd. 1 u. 2., Econ Verlag, Düsseldorf 1982

/2/ Kliefoth, D.; Bünemann, W. — Vom Atomkern zum Kernkraftwerk Thiemig Verlag München 1980

/3/ Oldekop, W. — Raumflugtechnik I Umdruck zur Vorlesung Institut für Raumflug- und Reaktortechnik, T.U. Braunschweig 1983

/4/ Oldekop, W. — Einführung in die Kernreaktor- und Kernkraftwerkstechnik, Bd. 1 u. 2 Thiemig Verlag, München 1975

/5/ Fischer, U.; Wiese, H.W. — Verbesserte konsistente Berechnung des nuklearen Inventars abgebrannter DWR-Brennstoffe auf der Basis von Zellabbrandverfahren mit KORIGEN KfK-Bericht 3014, Jan. 1983

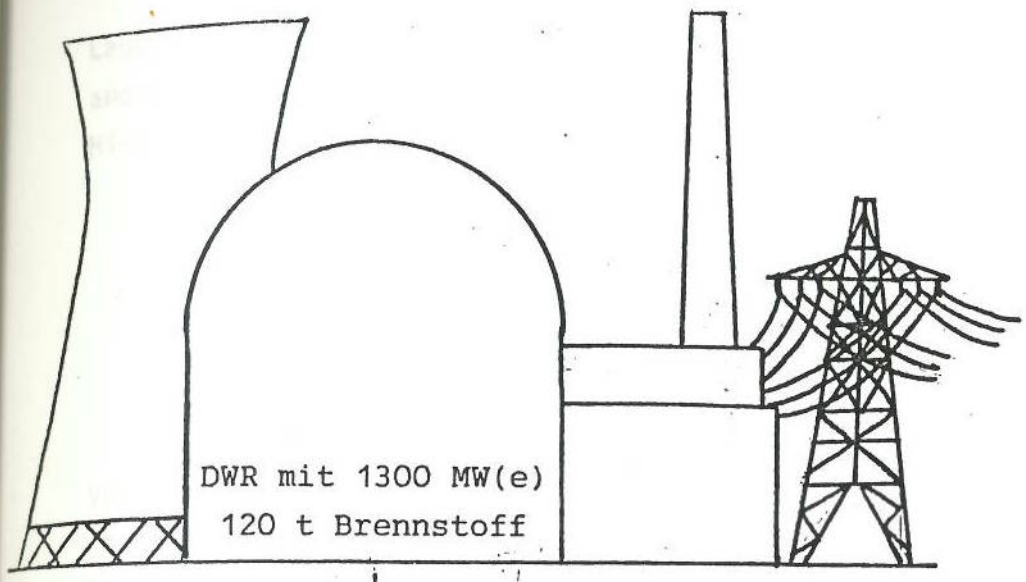
/6/ Hayn, D.; Ruppe, H.O., Schmucker, R.H. — Atommüll-Lagerung im Weltraum - Die endgültige Lösung für billige und sichere Entsorgung Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, T.U. München 1980

/7/ Axmann, J.; Khan, M.
Methodenentwicklung zur Erfassung von gebindespezifischen Ortsdosisleistungen bei beladenen Plateauwagen
Arbeitsbericht
Institut für Raumflug- und Reaktortechnik,
T.U. Braunschweig 1985

/8/ Khan, M.
Ermittlung einer Rechenvorschrift zur Bestimmung der Ortsdosisleistung eines Einzelbehälters aus gemessenen Gesamtdosiswerten eines Endlagergebindes
Studienarbeit K8520
Institut für Raumflug- und Reaktortechnik,
T.U. Braunschweig 1985

/9/ Priest, C.C.; Nixon, R.F.; Rice, E.E.
Space Disposal of Nuclear Wastes
Astronautics and Aeronautics
4/1980

/10/ Herrmann, A.G.
Radioaktive Abfälle
Problem und Verantwortung
Springer Verlag, Berlin 1983



↓

pro Jahr entladen: 40 t Brennstoff

↓

Wiederaufarbeitung

↓

hochaktive Spaltproduktmasse: rd. 1400 kg/a

zusätzlich größere Mengen schwach- und mittelaktiver Abfälle

Hochaktiver nuklearer Abfall

terrestrische Entsorgung (außerhalb der Biosphäre)

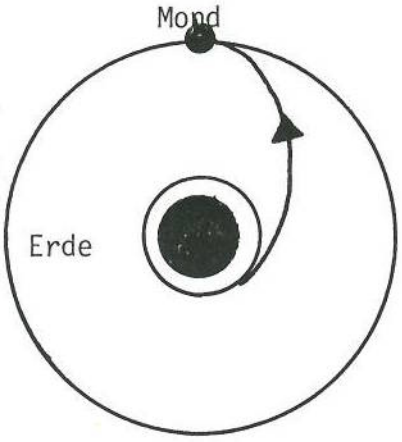
- Lagerung in geologischen Formationen:
  1. Salzstöcke
  2. Granitformationen
- Versenkung im Meer

extraterrestrische Entsorgung

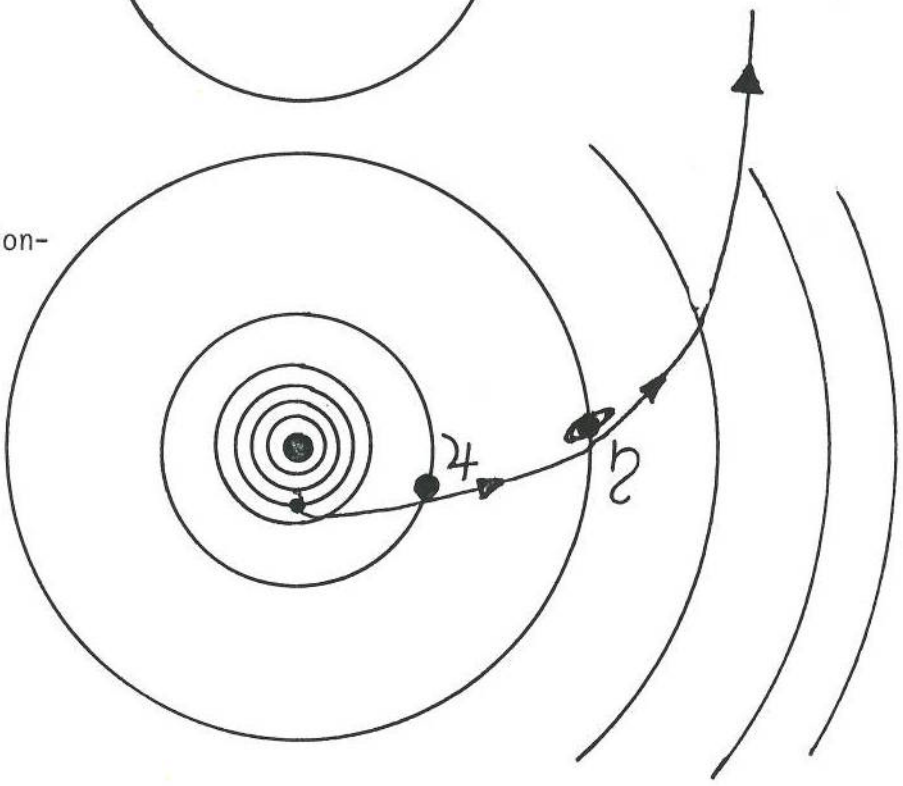
- raumfahrttechnische Entsorgung

Abb. 1: Die hochaktiven Abfälle eines großen Druckwasserreaktors und die Möglichkeiten ihrer Endlagerung

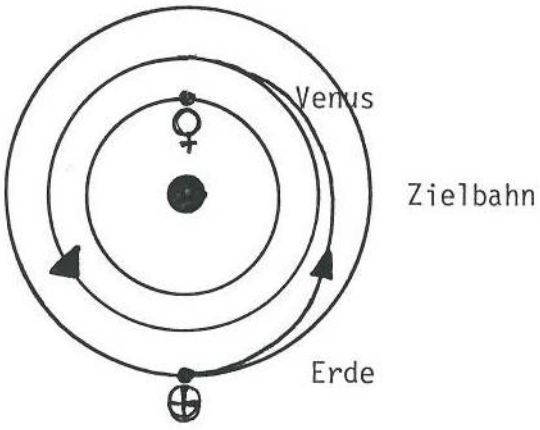
Lagerung auf einem anderen Himmelskörper Hier: Mond



Verlassen des Sonnensystems mit Swingby an Jupiter und Saturn



Lagerung auf einer solaren Bahn



Lagerung auf einer Erdbahn

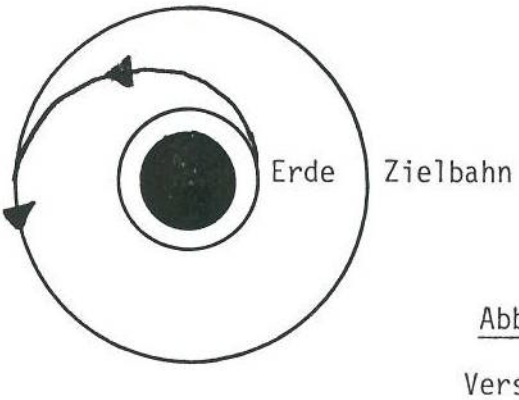
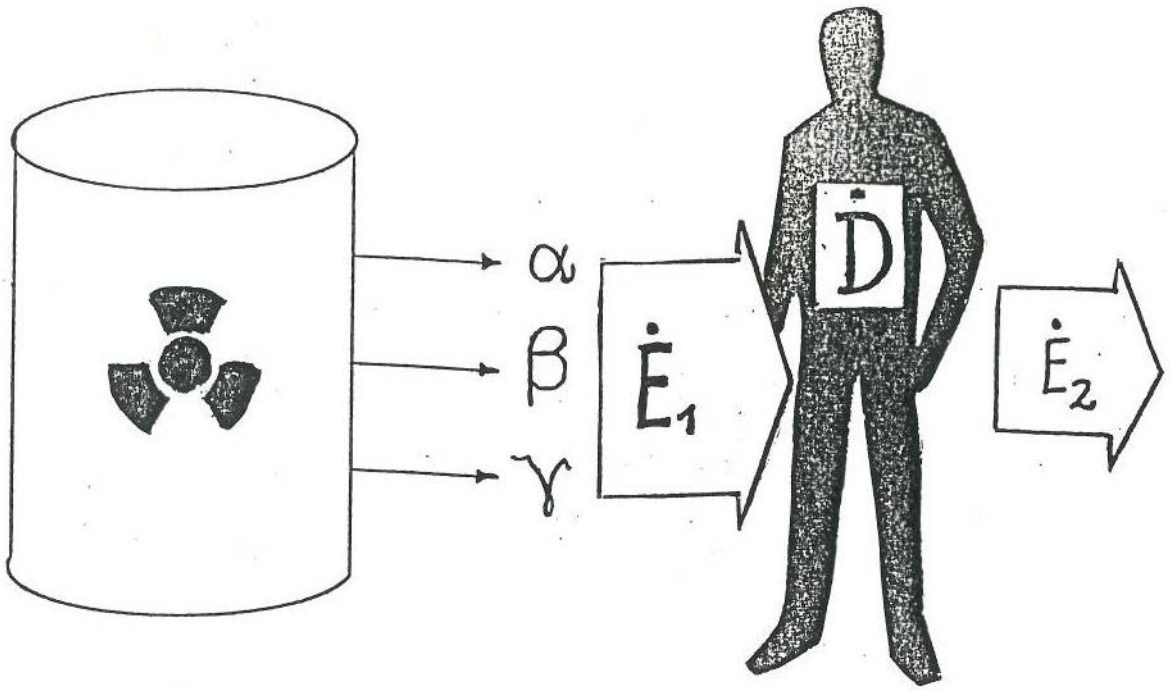


Abb. 2:

Verschiedene Möglichkeiten der Endlagerung im Weltraum



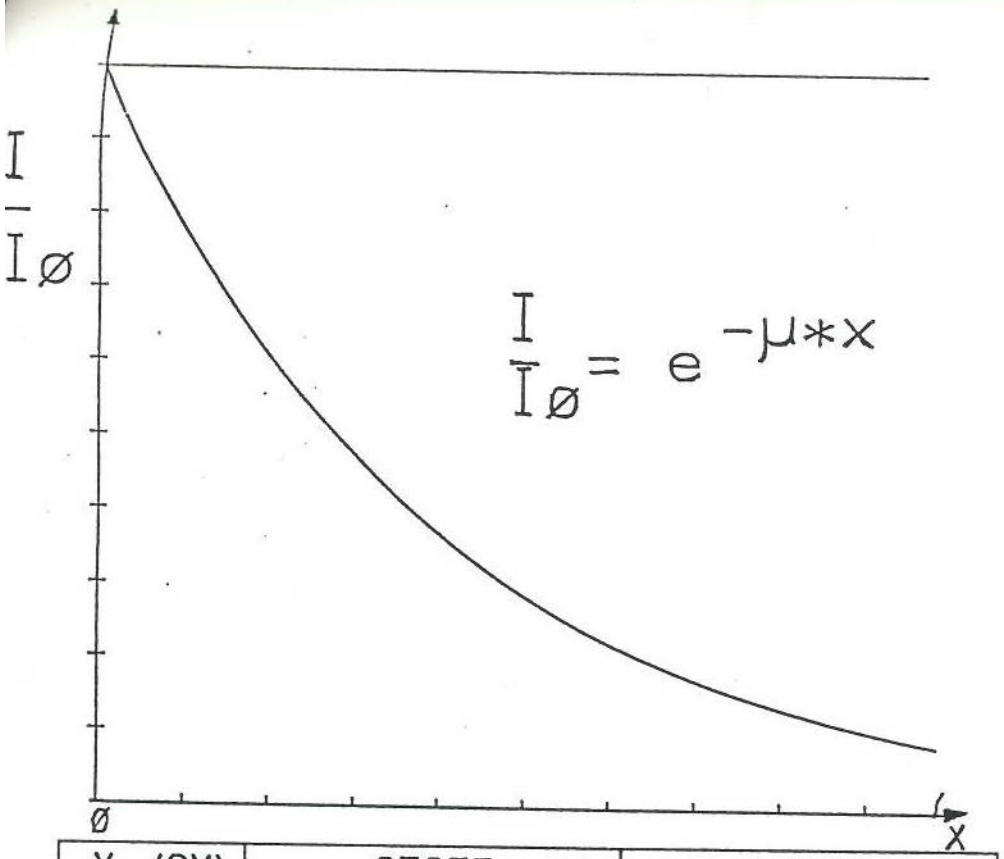
$$\dot{D} = \frac{dE}{dm*dt}$$

$$D = \int \dot{D}\, dt$$

DOSIS SV	DOSIS REM	BIOLOGISCHE WIRKUNG
0.25	25	NACHWEISGRENZE, LEICHTE BLUTBILDAENDERUNGEN
1	100	LEICHTE STRAHLENKRANKHEIT, EINZELNE TODESFAELLE
4	400	SCHWERE STRAHLENKRANKHEIT, 50% MORTALITAET
6	600	SCHWERE STRAHLENKRANKHEIT, KAUM UEBERLEBENDE

ZUSAETZLICH: KREBSRISIKO UND GENETISCHE SCHAEDEN

Abb.3 : Die Strahlungsdosis



X (CM)	STOFF	I/IØ
1.0	BETON	0.864
	BLEI	0.462
	URAN	0.243
10.0	BETON	0.231
	BLEI	$4.4*10^{-4}$
	URAN	$7.1*10^{-7}$

Energie 1 MeV

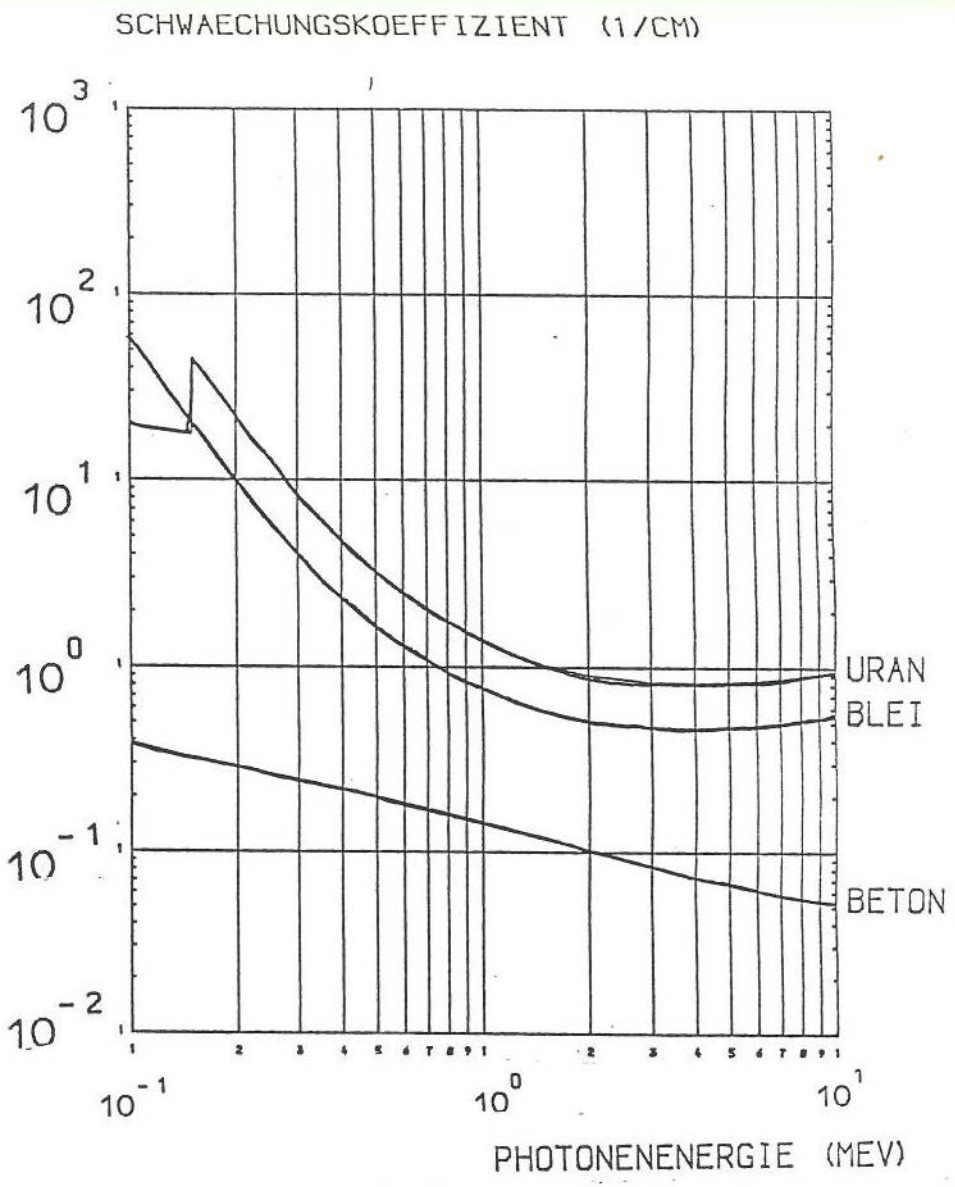
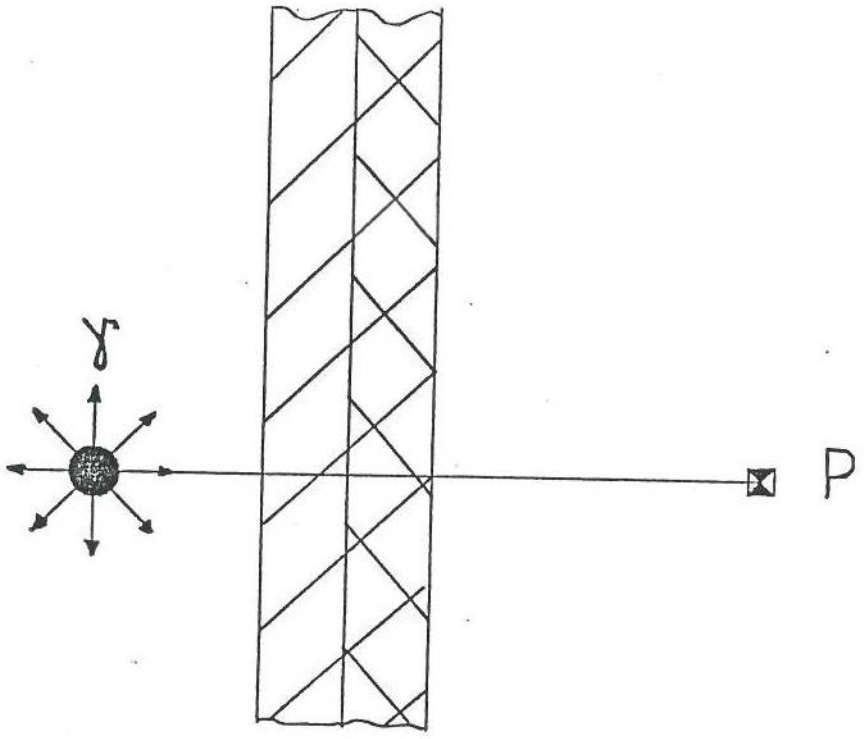


Abb. 4 : Die Schwächung der Gammastrahlungsintensität in Materie



DOSISLEISTUNG:

$$(2) \qquad \dot{D} = \frac{A*E}{4\pi r^2} * \prod_i e^{-\mu_i * l_i} * B * \mu_a/\varrho \; (* q)$$

$$\text{Dosisleistung} = \frac{\text{Aktivität} * \text{Energie}}{4 * \pi * \text{Abstand}^2}$$

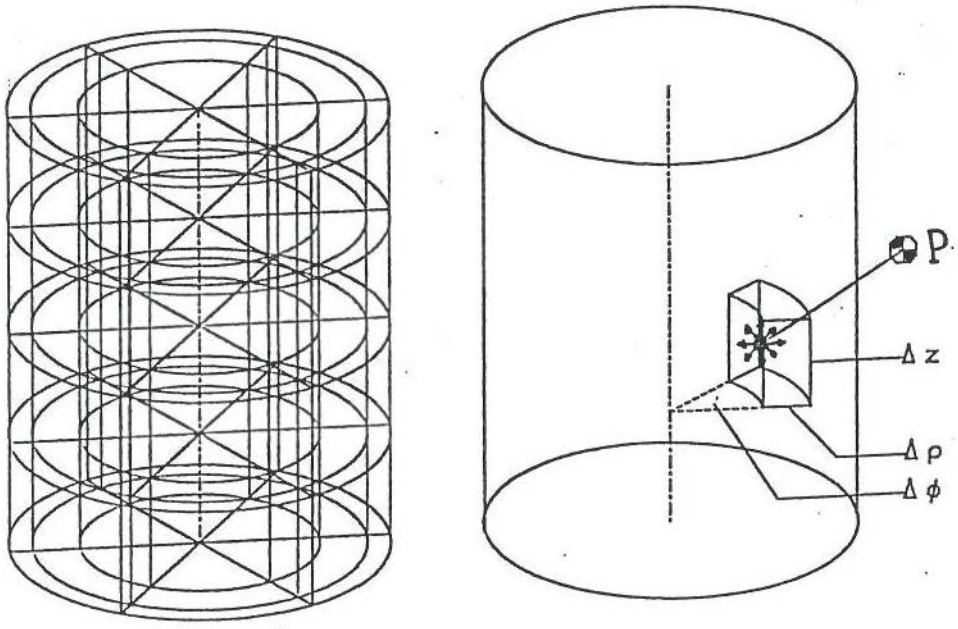
* Schwächung

* Dosisaufbaufaktor

* Massenabsorptionskoeffizient (für menschl. Gewebe)

(* relative biologische Wirksamkeit)

Abb.5a : Isotrope Punktquelle
mit mehreren Abschirmschichten



(3) $\dot{D} = \Sigma \dot{D}_i$

Abb.5b : Eine in finite Quellelemente aufgeteilte Punktquelle

ISOTOP	HALBWERTS-ZEIT (A)	ANTEIL AN DER GESAMTAKT.	
		NACH 7 A (%)	N. 107 A (%)
$^{90}_{38}SR$	29.12	16.9	19.95
$^{129}_{53}I$	15700000	.0000083	0.00009
$^{134}_{55}CS$	2.062	4.26	0
$^{137}_{55}CS$	30	24.24	30.5
$^{147}_{61}PM$	2.6234	6.40	0

Abb. 6:

Die wichtigsten Spaltprodukte

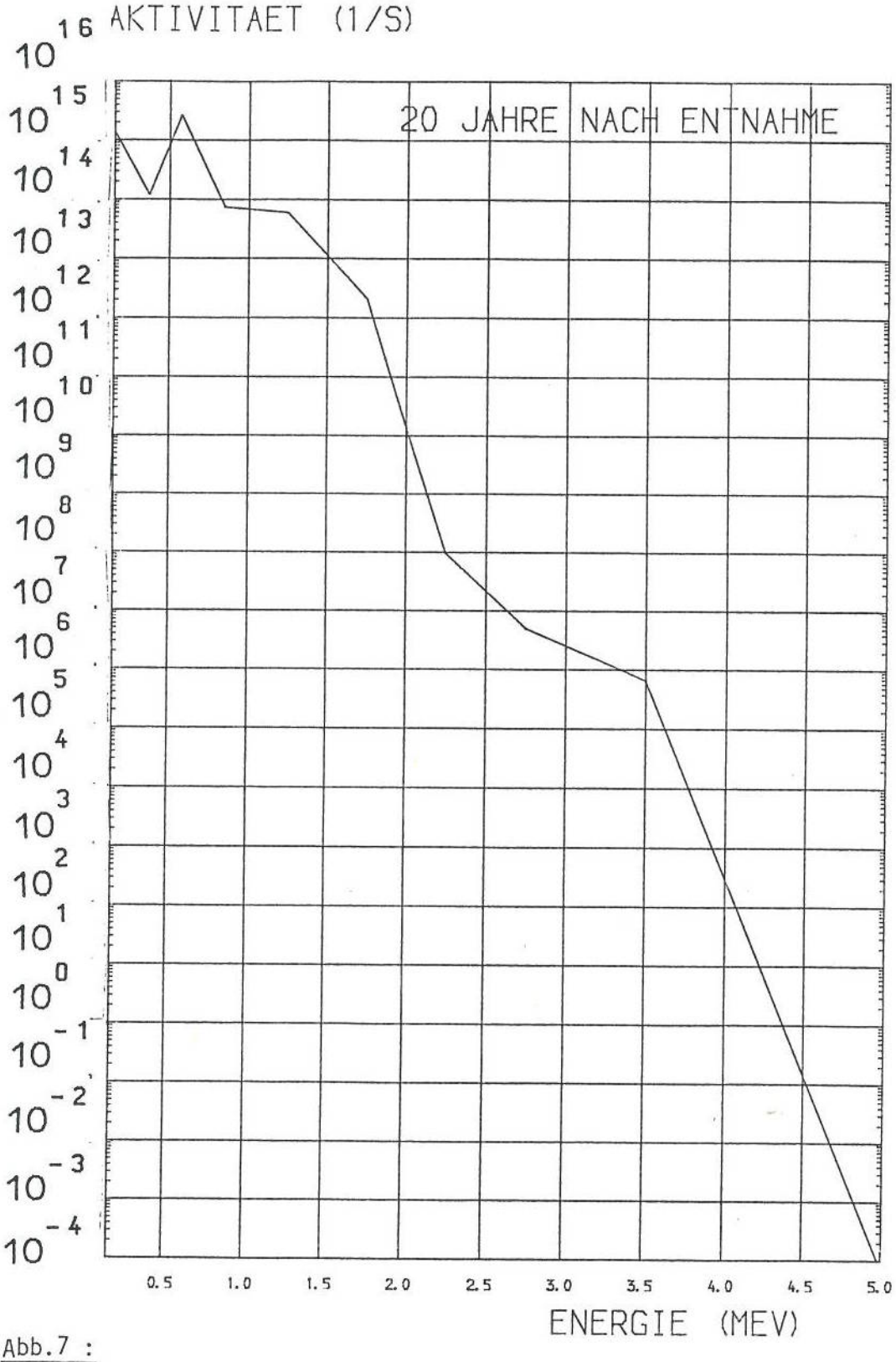


Abb.7 :

Die Zahl der von den Spaltprodukten in einer Tonne abgebrannten Brennstoffes emittierten Photonen über ihrer Energie

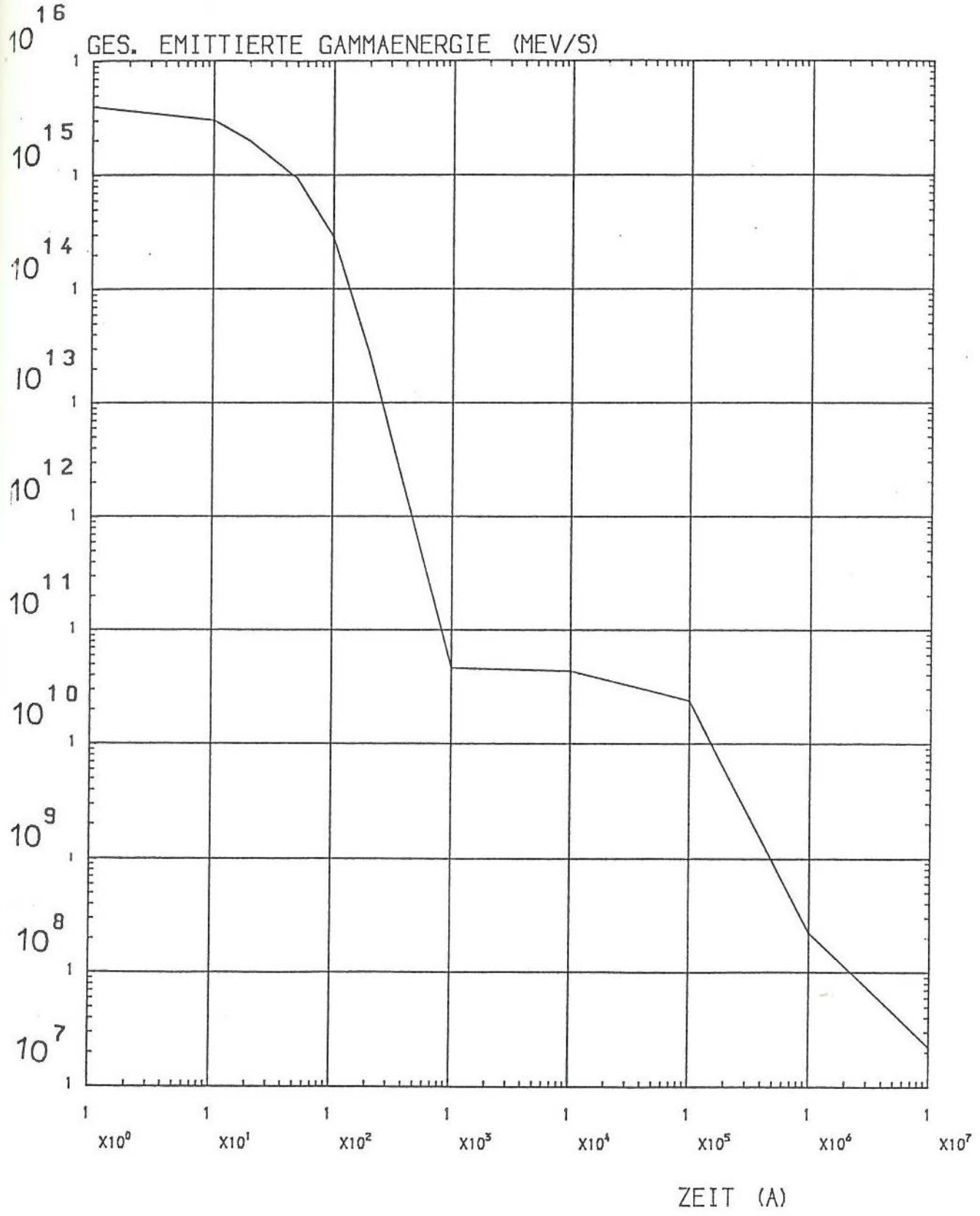


Abb. 8 :

Die von den in 1000 kg abgebrannten DWR-Brennstoffes enthaltenen Spaltprodukten emittierte Gamma-Energie als Funktion der Zeit

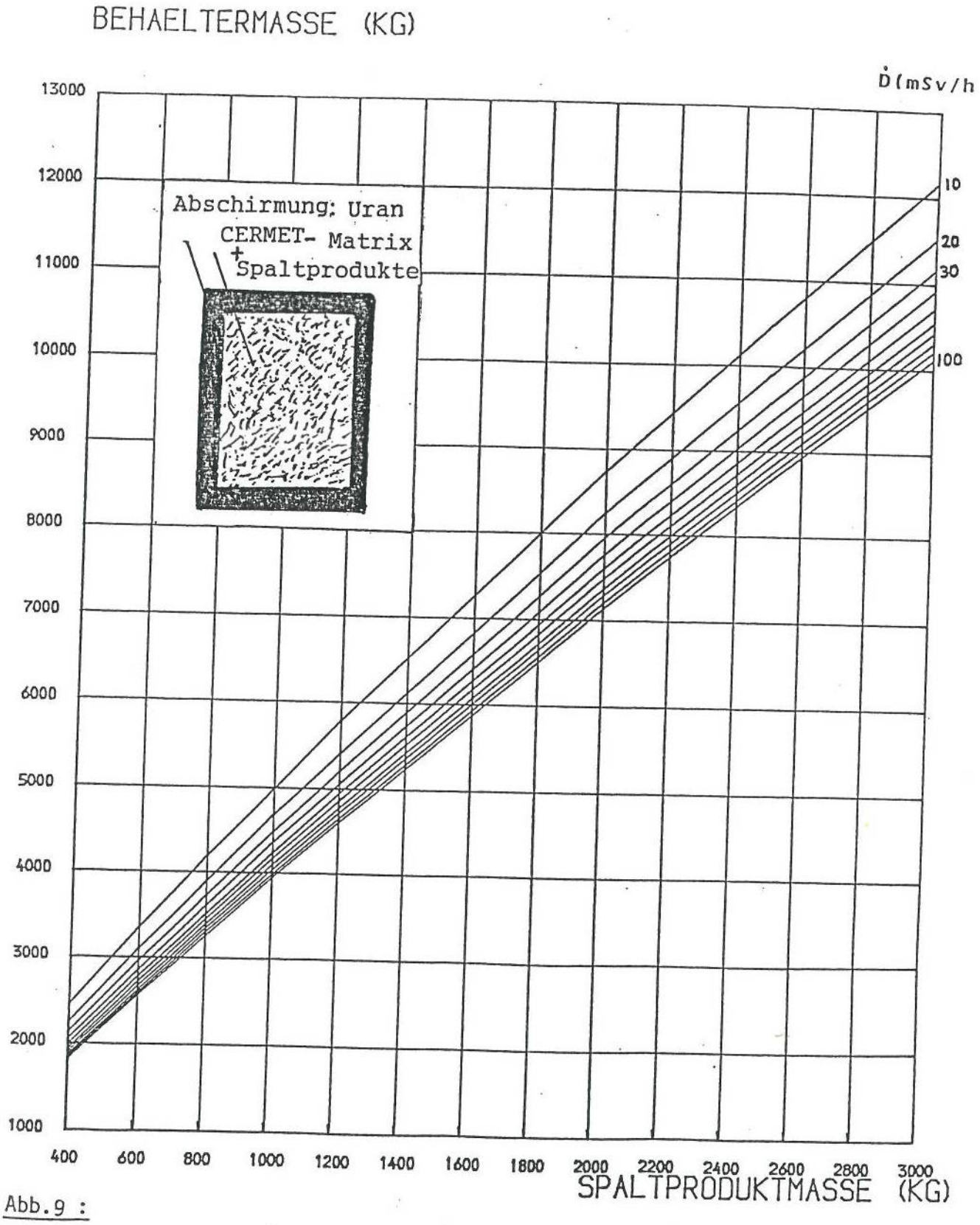


Abb.9 :

Die Gesamtmasse eines Abschirmbehälters über der Masse der darin enthaltenen Spaltprodukte, berechnet mit einem numerischen Point-Kernel-Programm Parameter ist die zuläassige Dosisleistung in 1 m Abstand von der Behälteroberfläche. Die Spaltprodukte sind in einer metallischen Matrix gebunden, die Abschirmung besteht aus Uran.

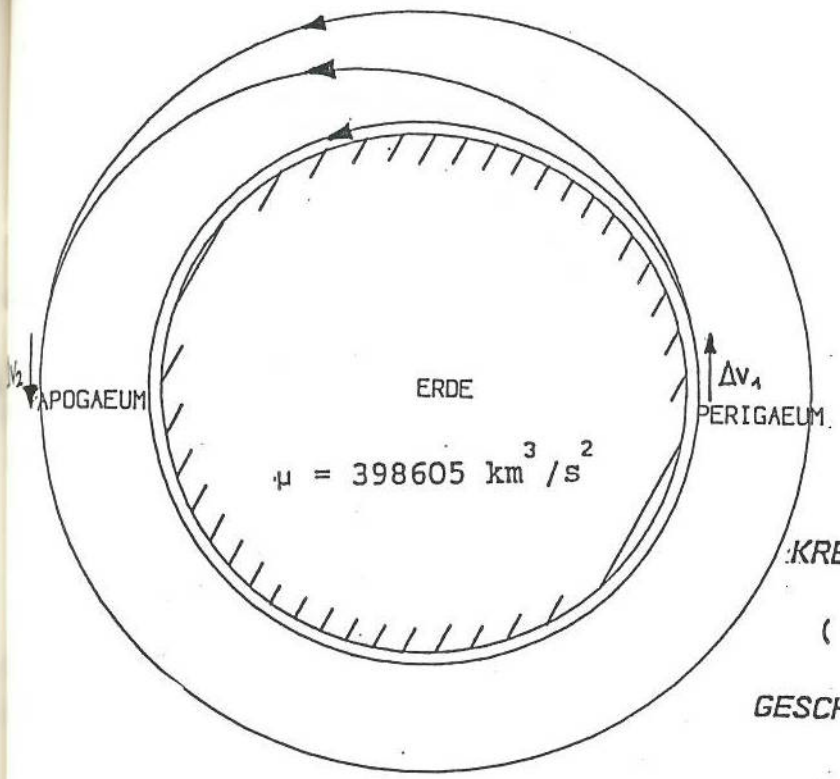


Abb.10 : Der Hohmannübergang im Erdschwerefeld

ZIOLKOWSKIGLEICHUNG:

(4) $$\frac{m_B}{m_0} = e^{-\Delta v/w}$$

(5) $$m_0 = m_S + m_N + m_T$$

(6) $$m_B = m_S + m_N$$

(7) $$m_N = -m_S + m_T * \frac{e^{-\Delta v/w}}{1 - e^{-\Delta v/w}}$$

KREISBAHNGESCHWINDIGKEIT:

(8) $$v = \sqrt{\mu / r}$$

GESCHWINDIGKEIT AUF EINER ELLIPSE:

(9) $$v = \sqrt{\mu * (2/r - 1/a)}$$

GESCHWINDIGKEITSBEDARF BEIM HOHMANNTRANSFER:

(10) $$\Delta v_1 = v_{Perig.} - v_{Kreisb., niedr.}$$
$$\Delta v_2 = v_{Kreisb., hoch} - v_{Apog.}$$

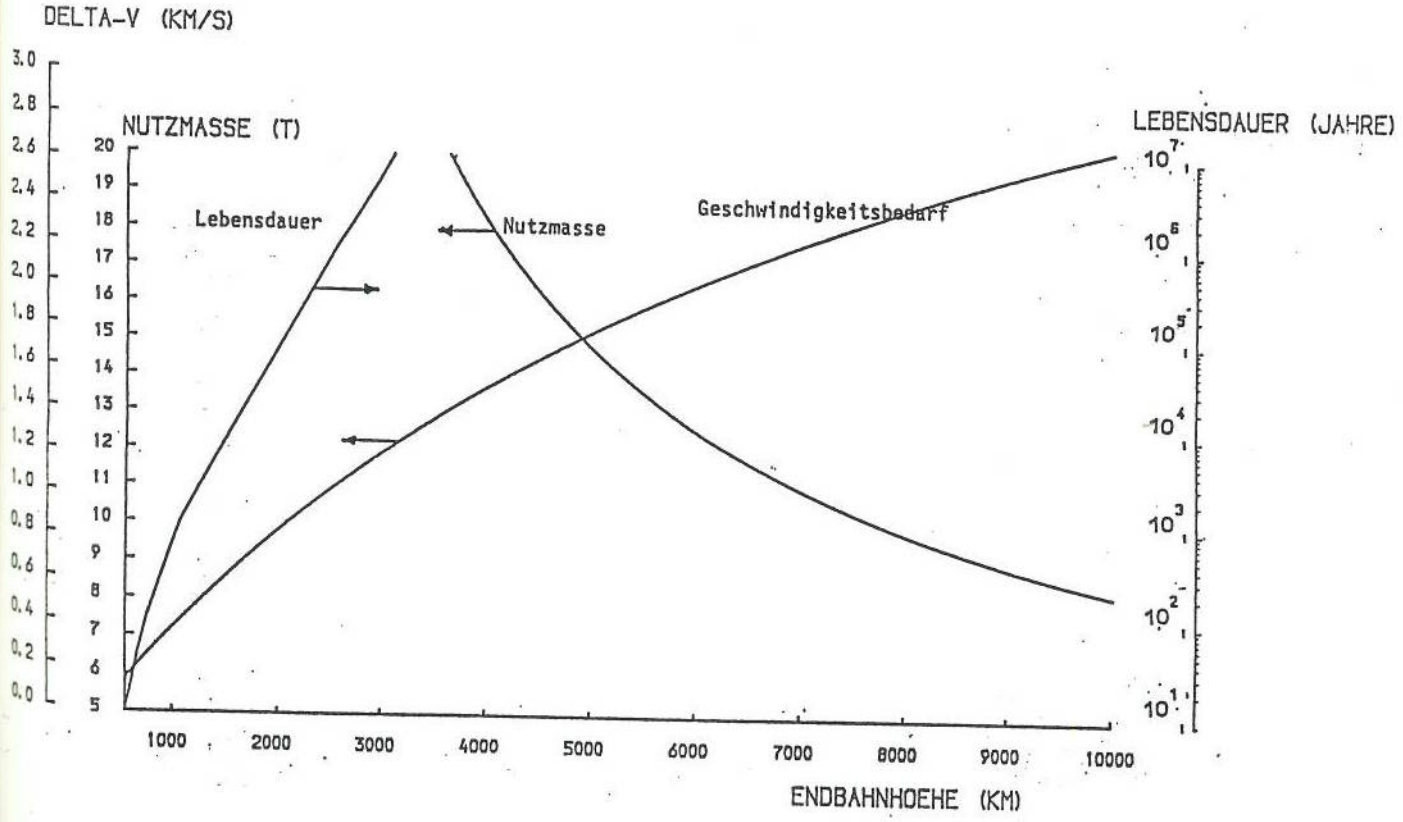


Abb.11: Der Geschwindigkeitsbedarf beim Hohmannübergang von der 280-km-Kreisbahn in eine hohe Kreisbahn, die mitführbare Nutzmasse bei Verwendung einer Endstufe vom Typ H-8 sowie die Lebensdauer auf der Endbahn, alles als Funktion der Endbahnhöhe

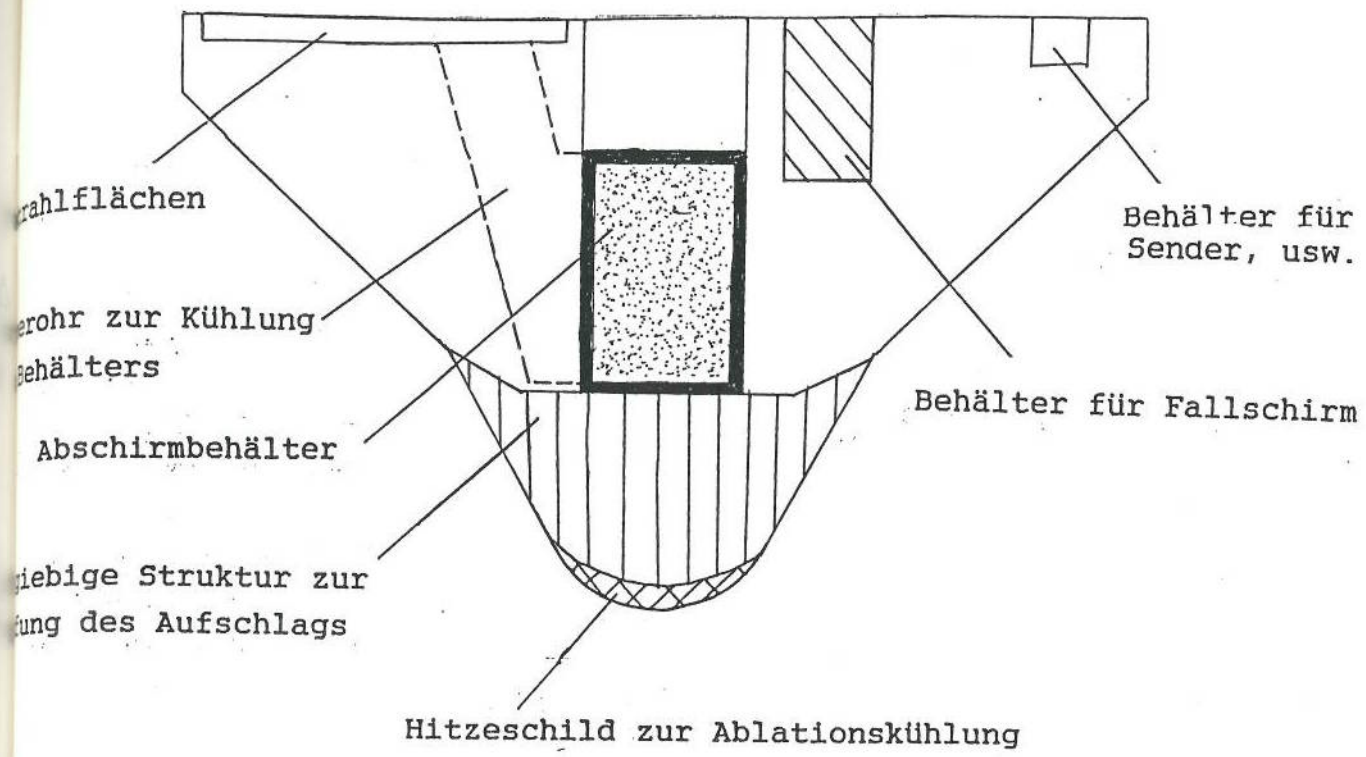


Abb. 12: Schematische Darstellung eines Notlanders (nach /1/)

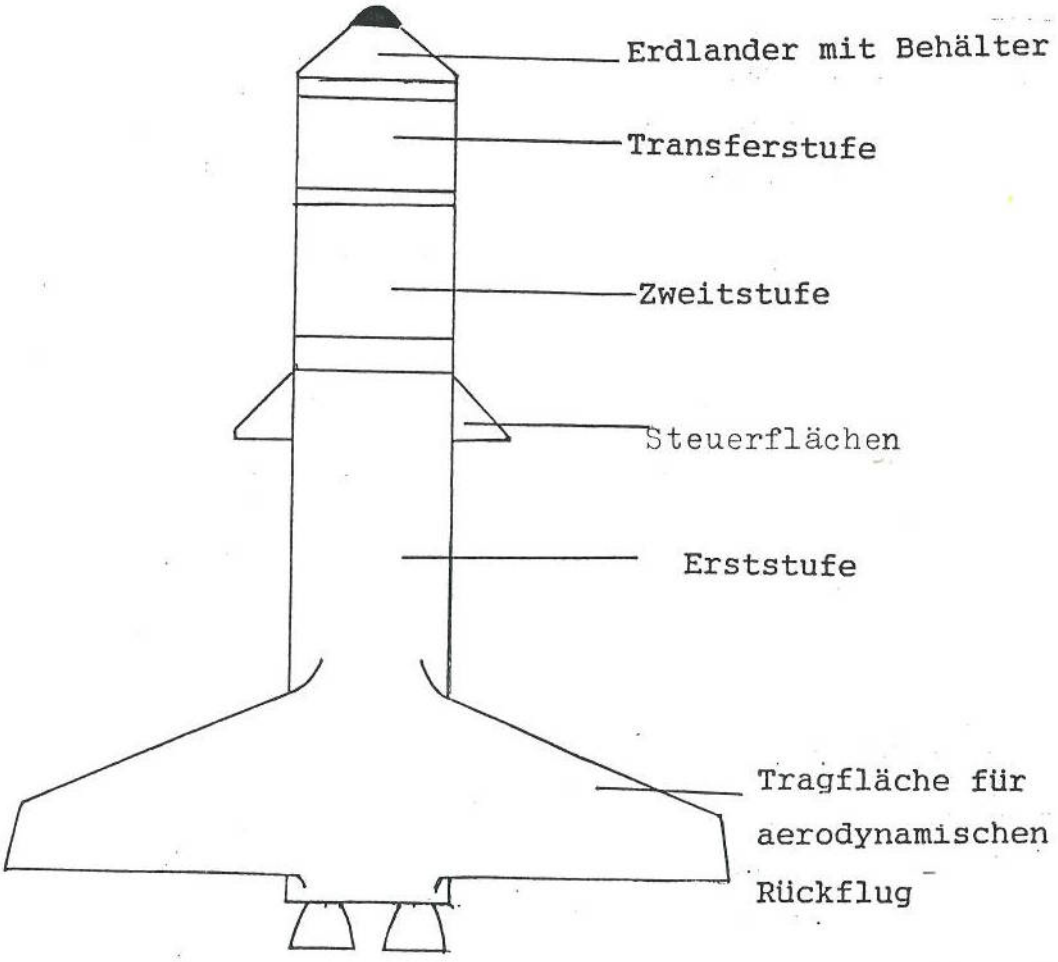


Abb. 13: Skizze eines fiktiven Großträgers zur Entsorgung radioaktiver Abfälle (nach /1/)

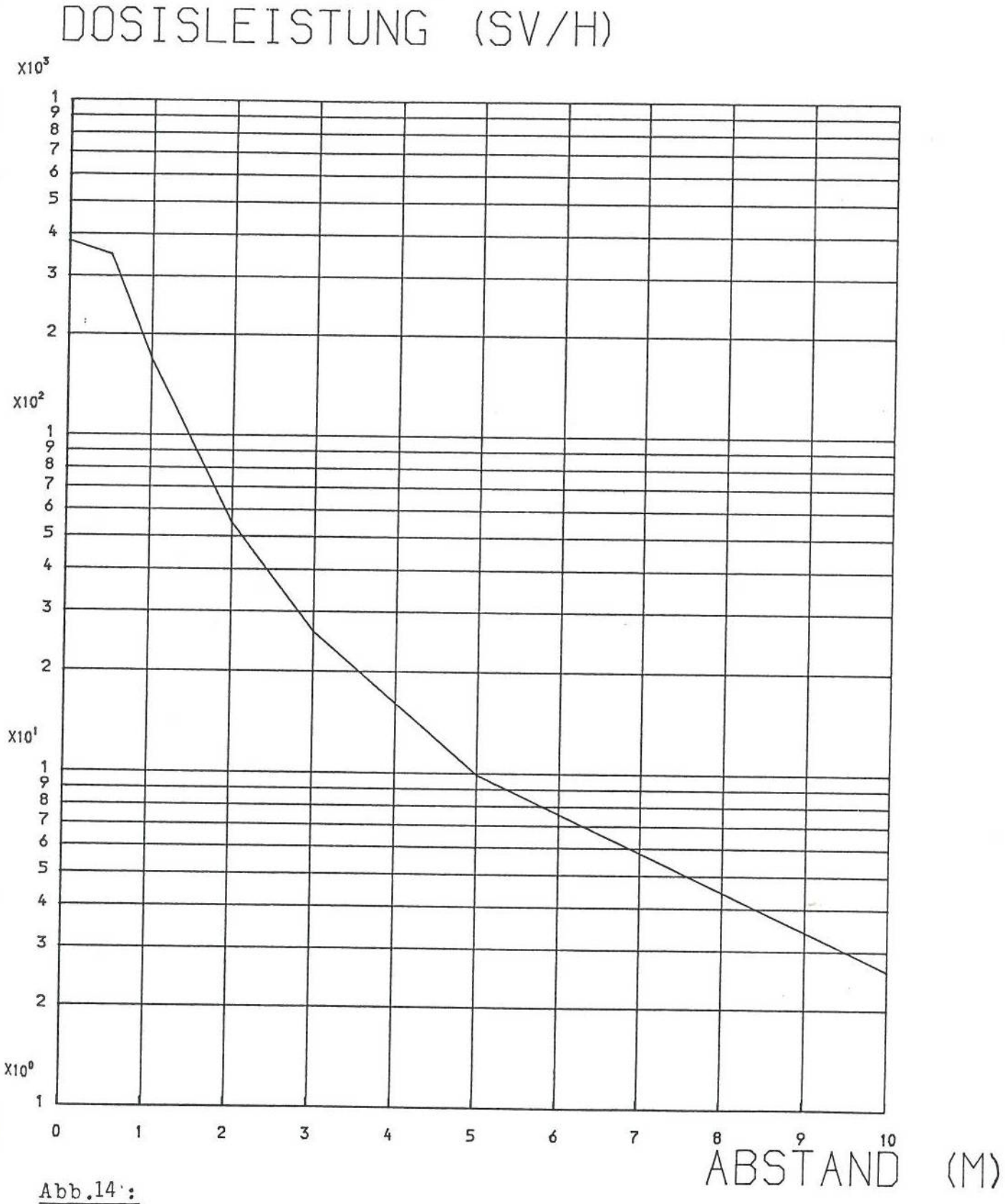
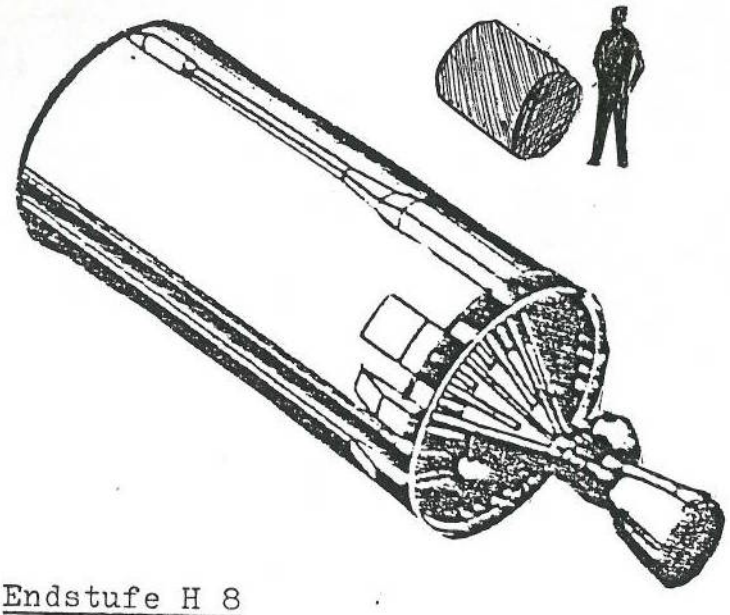


Abb.14:

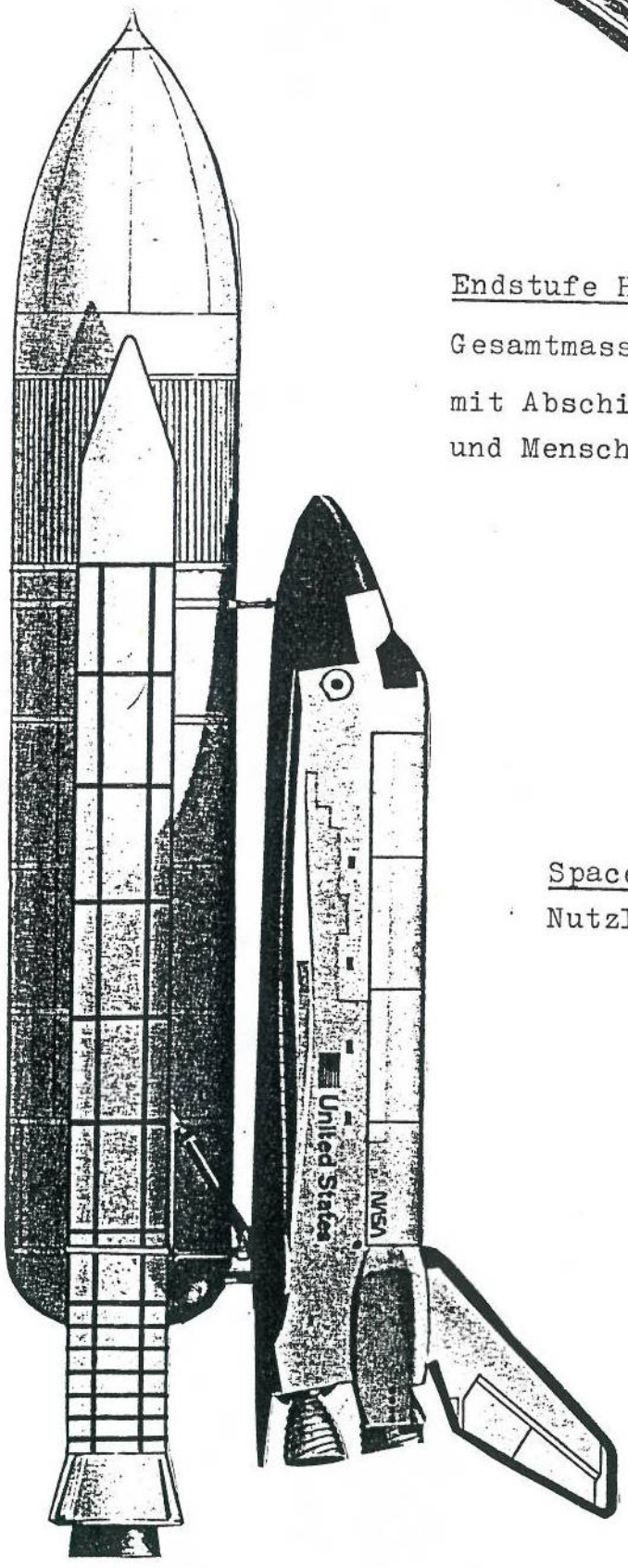
Die Dosisleistung als Funktion des Abstandes vom Behälter aus dem Endlagerkonzept der T.U. München



Endstufe H 8

Gesamtmasse 9642 kg

mit Abschirmbehälter (maßstäblich)
und Mensch als Größenvergleich



Space Shuttle

Nutzlast in 278 km Höhe: 29.5 t

Abb.15:

Das Space-Shuttle und die
Endstufe H 8