

MAI 1951

1951 - 001

1847

GESELLSCHAFT FÜR WELTRAUMFORSCHUNG  
e.V. Stuttgart

FORSCHUNGSREIHE - BERICHT NR. 8

H. Hoepfner, H. H. Koelle:

" DIE OPTIMALE AS-LASTRAKETE FÜR EINE AUSSENSTATION IM 1669 km HÖHE "

Gliederung:

1. Symbole und Bezeichnungen
2. Einleitung
3. Leistungsmäßige Auslegung
  - 3/1-Karakteristische Geschwindigkeit; 3/2-Mittlere wirksame Auspuffgeschwindigkeit; 3/3-Gesamtmassenverhältnis; 3/4-Mittlerer Zellenfaktor; 3/5-Optimale Stufenzahl; 3/6-Anzustrebende mittlere Bausahl; 3/7-Grundverhältnis in erster Näherung; 3/8-Festlegung der Nutzlast; 3/9-Zellenfaktoren der einzelnen Stufen; 3/10-Massenverhältnisse und charakteristische Geschwindigkeiten der Einzelstufen; 3/11-Korrigiertes Grundverhältnis; 3/12-Festlegung der Triebwerksleistungen; 3/13-Max. und Min. Beschleunigungen der Einzelstufen; 3/14-Flugzeiten der Einzelstufen; 3/15-erforderliche Tankvolumina; Zusammenfassung der Auslegung.
4. Konstruktive Auslegung
  - 4/1-Allgemeines; 4/2-Lastannahmen; 4/3-Lasten; 4/4-Allgemeine Forderungen; 4/5-Sicherheit; 4/6-Entwurf und Konstruktion: a. Ausgangsdaten, b. Äußere Form, c. Zelle, d. Spitze, e. Landehilfen, f. Landewerk, g. Triebwerke, h. Triebwerksträger, i. Behälter, k. Stufentrennsperre, m. Kabine, n. Bergungshilfen; 4/7-Zusammenfassung.
5. Verzeichnis der Tabellen, Diagramme und Abbildungen
6. Zusammenfassung und Schluß
7. Literaturverzeichnis

Der Bericht umfasst 16 Seiten, 4 Tabellen und 13 Abbildungen und Diagramme

1. Symbole und Bezeichnungen

A	(t)	aerodynamischer Auftrieb
a	(m/sec)	Schallgeschwindigkeit
b	(m/sec <sup>2</sup> )	Beschleunigung
b <sub>t</sub>	( " )	tangentiale Bahnbeschleunigung
b <sub>t</sub> id	( " )	ideelle tang. Bahnbeschleunigung
b	( m )	Flügelspannweite
C	(t)	Corioliskraft
c	(m/sec)	Ausströmgeschwindigkeit
c <sub>m</sub>	( " )	mittlere Ausströmgeschw.
c <sub>a</sub>		Auftriebsbeiwert
c <sub>w</sub>		Widerstandsbeiwert
D	( m )	Zellendurchmesser
d	( m )	Profildicke
F	( m <sup>2</sup> )	Flügelfläche
G	( t )	Gewicht
G <sub>n</sub>	( t )	Nettogewicht
G <sub>1</sub>	( t )	Leergewicht (bei Brennschluß)
G <sub>5</sub>	( t )	Nutzlast
G <sub>6</sub>	( t )	Treibstoffgewicht
G <sub>S</sub>	( t )	Startgewicht
g	(m/sec <sup>2</sup> )	Erdbeschleunigung ; g <sub>0</sub> = 9,81
H	( km )	Höhe über Erdoberfläche
H	( m )	Abstand des aerodyn. Druckpunktes v. hint. Trennspant
H/L	( % )	Druckpunktlage
j		Sicherheitsfaktor
L	( m )	Länge der Zelle
M <sub>x</sub> , M <sub>y</sub> , M <sub>z</sub>	( m t )	Momente um die 3 <sup>haupt</sup> Achsen
M		Grundverhältnis (= G <sub>S</sub> ges / G <sub>5</sub> der letzten Stufe)
m	( tm <sup>-1</sup> sec <sup>2</sup> )	Masse = G/g <sub>0</sub>
m	( " )	Treibstoffmasse
m <sub>red</sub>	( " )	auf die Stoßkraft-Wirkungslinie reduzierte
n		Stufenzahl <sup>(Masse)</sup>
n		Beschleunigungsvielfache = b/g <sub>0</sub>
n <sub>t</sub>		Beschl. Vielf. in Bahntangente
n <sub>t</sub> id		ideelles n <sub>t</sub>
n <sub>n</sub>		Beschl. Vielf. normal zur Bahn
P	( t )	Kraft
P	( t )	Triebwerksschub
q	( t/m <sup>2</sup> )	Staudruck = ρv <sup>2</sup> /2 · 10 <sup>-3</sup>
R	( km )	Erdradius
R <sub>1</sub>		Gesamtmassenverhältnis
r		Massenverhältnis (= Startgew. d. Einzelstufe / Summe v. Nettogew + Nutzlast)
S	( m )	Abstand des Schwerpunktes v. hint. Trennspant
S/L	( % )	Schwerpunktlage
st	( m )	tangentiale Bahnlänge
T	( t )	Trägheitskraft
t <sub>Br</sub>	( sec )	Brennzeit
t	( m )	Flügeltiefe ; t <sub>m</sub> = mittlere Flügeltiefe
u	(m/sec)	charakteristische Geschwindigkeit
v	(m/sec)	Geschwindigkeit ; v <sub>k</sub> = Kreisbahngeschw.
v <sub>t</sub>	(m/sec)	tangentiale Bahngeschwindigkeit
v <sub>L</sub>	( km/h )	Landegeschwindigkeit
v/a		Mach'sche Zahl Ma
v <sub>st</sub>	(m/sec)	Stoßgeschwindigkeit (beim Landen)
V	( m <sup>3</sup> )	Volumen
V <sub>Bh</sub>	( m <sup>3</sup> )	Behältervolumen

W	( g )	Luftwiderstand
w <sub>S</sub>	( m/sec )	Sinkgeschwindigkeit
X, Y, Z		Aggregat - Längsachse, -Quersachse, -Hochachse
I ... IV		Indizes für die Stufen
IV <sub>A</sub>		Stufe IV ohne Landewerk
IV <sub>B</sub>		Stufe IV mit Landewerk
$\alpha$	( ° )	Anstellwinkel
$\gamma$	( t/m <sup>3</sup> )	Spez. Gewicht ; $\gamma_m$ = mittleres spez. Gew.
$\delta$	( mm )	Stärke (Wandstärke, Beplankungsstärke)
$\epsilon$		Zellenfaktor (= Nettogew./Gesamtgewicht)
$\epsilon_m$		mittlerer Zellenfaktor des Gesamtaggregate
$\xi$		Bausahl (= Nettogewicht / Nutzlast)
$\xi_m$		mittlere Bausahl des Gesamtaggregate
$\theta_x, \theta_y, \theta_z$	( mtsec <sup>2</sup> )	Trägheitsmomente um die 3 Hauptachsen
$\gamma$	( ° )	Längengradwinkel
$\lambda$		Flügelstreckung = b <sup>2</sup> /F
$\rho$	( kg m <sup>-4</sup> sec <sup>2</sup> )	Luftdichte = $\gamma/\epsilon$ ; $\rho_0 = 0,125$ in Bodennähe
$\rho_0$	( km )	Bahn - Krümmungsradius
$\phi$	( ° )	Neigungswinkel der Bahntangente
$\dot{\phi}$	( °/sec )	Winkelgeschwindigkeit der Bahntangente
$\ddot{\phi}$	( °/sec <sup>2</sup> )	Winkelbeschleunigung der Bahntangente
$\omega$	( sec <sup>-1</sup> )	Winkelgeschw. der Erde

## 2. EINLEITUNG

Bis in die jungste Zeit hinein schien es noch sinnlos, ein Raumfahrzeug entwerfen oder es auf alle Einzelheiten durchkonstruieren zu wollen. Durch kuerzlich veroeffentlichte Verfahren 1) 2) wurde nun die Moeglichkeit geschaffen, fuer bestimmte Randbedingungen die guenstigste Auslegung eines Raumfahrzeuges (d.h. diejenige, die auf den geringsten Aufwand fuehrt) in erster Naehierung zu ermitteln. In folgerichtiger Weiterentwicklung dieser Untersuchungen erscheint es nun notwendig, an einem Konstruktionsbeispiel die Rand- und Konstruktionsbedingungen fuer die optimale Auslegung genauer zu ermitteln, um Erfahrungswerte fuer den Grossraketenbau zu erhalten. Diese Erfahrungswerte lassen sich aber nur bei sehr sorgfaeltiger Konstruktionsarbeit ermitteln und beduerfen dann selbstverstaendlich noch der Ueberpruefung durch die Praxis.

Die Projektgruppe der G.f.W. hat sich nun die Aufgabe gestellt, eine Last- rakete fuer das Aussenstation-Projekt durchzukonstruieren. Gleichzeitig sollen bei dieser Gelegenheit alle damit zusammenhaengenden Probleme studiert werden. In diesem Bericht sind nun die Unterlagen zusammengestellt worden, die zunaechst ausreichen, um das Gesamtprojekt auf eine solide Grundlage zu stellen und um die In- angrieffnahme von Loesungen der einzelnen Teilprobleme und Teilkonstruktionen zu ermoeglichen. Das Ziel der Untersuchung ist, diejenige konstruktive Loesung der AS-Lastrakete zu finden, die mit den heutigen technischen Hilfsmitteln verwirklicht werden kann und gleichzeitig die optimale Loesung des Problems darstellt. Die vollendete Konstruktion wird dann die Grundlage fuer eine genaue Kostenrechnung des Projektes bilden, die fuer jede eventuelle Planung unumgaenglich ist.

## 3. LEISTUNGSMAESSIGE ABLEGUNG

3/1 Die charakteristische Groesse eines Raumfahrzeuges ist diejenige Geschwin- digkeit, die dieses Fahrzeug mit Hilfe der mitgefuehrten Treibstoffe ohne Berueck- sichtigung der Verluste erreichen kann. Diese charakteristische Geschwindigkeit betraegt - wie eine Ueberschlagsrechnung ergibt - fuer die Lastrakete zu einer Aussenstation in 1669 km Hoehe ( 2 Std. Bahn) in erster Naehierung  $u = 9400$  m/sec. ( Vergl. Tabelle A )

Tabelle A: Charakteristische Geschwindigkeit fuer eine AS-Lastrakete zu einer Aussenstation in 1669 km Hoehe.

Vergleichsgeschwindigkeit fuer kinetische u. potentielle Energie	8900 m/sec
Luftwiderstandsverluste ( etwa 4%)	360 m/sec
Umlenverluste ( etwa 5,5%)	500 m/sec
Gewinn durch Erdrotation	-360 m/sec
<u>Charakteristische Geschwindigkeit</u>	<u><math>u = 9400</math> m/sec</u>

3/2 Als zweite Bedingung ist jetzt eine Vereinbarung ueber die mittlere wirksame Auspuffgeschwindigkeit des Gesamtfahrzeuges zu treffen, die von den Triebwerken der einzelnen Stufen abhaengig ist. Fuer dieses Projekt sei vorerst die Treib- stoffkombination Salpetersaeure - Hydrazin gewaehlt, die heute als eine guenstige Kombination fuer dieses Projekt betrachtet werden kann. Bei 100 ata Ofendruck wuerde sich dann fuer die erste Stufe eine mittlere wirksame Auspuffgeschwin- digkeit von etwa 2580 m/sec, fuer die zweite Stufe (ebenfalls bei 100 ata Ofendruck) eine solche von 2800 m/sec und fuer alle weiteren Stufen ( bei 50 ata Ofendruck) eine Auspuffgeschwindigkeit von 2900 m/sec ergeben. Da die Brennzeiten der einzel- nen Stufen in der Groessenordnung gleich sein werden, ist es erlaubt, zur ersten naeherungsweise Auslegung den arithmetischen Mittelwert dieser Auspuffgeschwin- digkeiten in die Rechnung einzusetzen. Dieser Mittelwert wuerde bei einer 4 stufigen Rakete  $c_m = 2795$  m/sec betragen.

3/3- Unter diesen Bedingungen ergibt sich dann aus der Raketenrundgleichung ein erforderliches Massenverhaeltnis des Gesamtfahrzeuges von  $R_{12} = 29,0$ .

3/4 - Mit diesem Wert gehen wir in die Abb.6 des GfW. FB.Nr.5 oder in die Abb.2 des GfW.FB.Nr.7 ein und bestimmen die optimalen Konstruktionsgrundwerte in erster Naehherung, wie in dem Verfahren 1) beschrieben worden ist. Wir setzen einen mittleren Zellenfaktor (Verhaeltnis von Nettogewicht zum Gesamtgewicht einer Stufe) von  $\epsilon_m = 0,15$  - ein Erfahrungswert der spaeter noch genauer bestimmt werden muss - voraus und koennen dann graphisch folgende konstruktiven Richtwerte ermitteln:

3/5 - Stufenzahl n: Als optimale Stufenzahl erhalten wir  $n = 4$ .

3/6 - Bauzahl (anzuehrender Mittelwert fuer das Verhaeltnis von Nettogewicht zu Nutzlast der Einzelstufe) :  $S_m = 0,55$ .

3/7 - Grundverhaeltnis (Verhaeltnis des Gesamtstartgewichtes zur Nutzlast der letzten Stufe) :  $M = 175$ .

Diese drei Werte geben bereits einen Ueberblick ueber den erforderlichen Aufwand pro Tonne Nutzlast und ermoeglichen die weitere Durchrechnung des Entwurfes in der Naeh des Optimums.

3/8 - Die naechste Zahl die nun einer Festlegung bedarf, ist die Nutzlast des Gesamtfahrzeuges. Wir muessen hier zunaechst folgende drei grundsuetzliche Faelle definieren:

I. Das Grundverhaeltnis wird auf die reine Nutzlast bezogen.

II. Das Grundverhaeltnis wird auf die Nutzlast und die mitgefuehrten (und nicht verbrauchten) Resttreibstoffe bezogen.

III. Das Grundverhaeltnis wird auf die Nutzlast, die mitgefuehrten (und nicht verbrauchten) Resttreibstoffe und den ausschlaechtbareren Teil der letzten Stufe bezogen.

Fuer die Auslegung des Fahrzeuges muss zunaechst der Fall I angenommen werden.

Es werden bei diesem Konstruktionsbeispiel fuer die Lastrakete eine Nutzlast von  $G_5(IV) = 35$  to und fuer die Personenrakete eine Nutzlast von  $G_5(IV) = 0,92$  to angenommen. (siehe Zusatzbemerkung S.7)

3/9 - Nach mehrmaliger Durchrechnung des Fahrzeuges ergaben sich unter Verwendung von Erfahrungswerten fuer die einzelnen Stufen folgende Zellenfaktoren fuer den Entwurf "GfW -1f-9400-IV" ( im folgenden soll der Lastraketentwurf den Index A und die Personenrakete den Index B erhalten):

$\epsilon_1 = 0,125$  ;  $\epsilon_2 = 0,14$  ;  $\epsilon_m = 0,130$  ;  $\epsilon_{FA} = 0,291$  ;  $\epsilon_{FB} = 0,438$  als Naehherungswerte.

Der Zellenfaktor der I. Stufe ist deshalb niedriger als der der II. Stufe, weil eine Stufenanordnung gewaehlt wurde, bei der die Triebwerke der II. Stufe gleichzeitig mit denen der I. Stufe ab Start in Betrieb sind. Dadurch werden in der I. Stufe vier 100 to Triebwerke gespart. Obwohl mit dieser Anordnung ein Verlust an Auspuffgeschwindigkeit verbunden ist (weil die Duesen auf einen groesseren Aussendruck ausgelegt werden muessen), ergibt die dadurch erreichte Verringerung der Zellenfaktoren nach einer Uberschlagsrechnung doch ungefaehr 9 % Gewinn an charakteristischer Geschwindigkeit (bezogen auf die erste und zweite Stufe). Auf das Gesamtfahrzeug bezogen heisst das, dass durch diese Anordnung die Luftwiderstandsverluste etwa ausgeglichen werden koennen, was noch genauer zu ueberpruefen ist. Der Zellenfaktor der letzten Stufe muss notwendigerweise hoeher sein, weil diese Stufe die Pilotenkabine und die Ausruestung aufnehmen muss. Diese Naehherungswerte fuer die Zellenfaktoren werden waehrend der Projektierung noch Aenderungen unterworfen sein.

3/10 - Da nun das Massenverhaeltnis ( Verhaeltnis des Startgewichtes einer Rakete zum Nettogewicht plus Nutzlast ) direkt von der Bauzahl und dem Zellenfaktor abhaengig ist ( siehe FB. Nr. 7 ,S.11 ) , kann man dieses - und da die Auspuffgeschwindigkeiten der einzelnen Stufen ebenfalls festliegen - auch die charakteristischen Geschwindigkeiten der einzelnen Stufen ermitteln. Hierbei ist nun die Bauzahl in der Naeh des Optimalwertes der jeweiligen Stufe so zu variieren, dass das Produkt der Einzelmassenverhaeltnisse mit dem erforderlichen Gesamtmassenverhaeltnis identisch ist. <sup>mit 126 cm Fall</sup> ~~identisch~~ muss auch die Summe der einzelnen charakteristischen Geschwindigkeiten mit der verlangten charakteristischen Geschwindigkeit des Gesamtfahrzeuges uebereinstimmen.

Damit sind dann die folgenden Konstruktionsgrundwerte des Fahrzeuges bekannt:

- 1.) Charakteristische Geschwindigkeit u des Gesamtfahrzeuges
- 2.) Die Auspuffgeschwindigkeit der einzelnen Stufen c und die des Ges. Fahrzeuges

\*) Die Anwendung dieses Konstruktionsvorschlages auch bei diesem Projekt wurde von Ing. Schoenenberger, Eßlingen empfohlen.

- 3.) Das erforderliche Gesamtmassenverhaeltnis  $R_1$
  - 4.) Der mittlere Zellenfaktor des Gesamtfahrzeuges  $\epsilon_m$
  - 5.) Die Stufenzahl  $n$
  - 6.) Die mittlere Bauzahl des Gesamtfahrzeuges  $\xi_m$
  - 7.) Das Grundverhaeltnis  $M$
  - 8.) Nutzlast  $G_5(IV)$
  - 9.) Die Zellenfaktoren der einzelnen Stufen  $\epsilon(I \dots IV)$
  - 10.) Die Massenverhaeltnisse und Bauzahlen der einzelnen Stufen  $\gamma(I \dots IV); \xi(I \dots IV)$ .
- Nun koennen wir leicht mit Hilfe der vorgegebenen Nutzlast und der einzelnen Massenverhaeltnisse die Gewichte der einzelnen Stufen berechnen (siehe Tabelle 2).
- 3/11 - Wie aus der Tabelle entnommen werden kann, erhalten wir bei der Lastrakete mit einer Nutzlast von 3,5 to ein Startgewicht von 871 to, also ein Grundverhaeltnis von  $M = 246$  fuer das Gesamtfahrzeug, wenn wir den Fall I zugrundelegen.

3/12 - Um nun das Fahrzeug weiter durchrechnen zu koennen, muessen wir jetzt eine Annahme ueber die Triebwerksleistung machen. Untersuchungen haben ergeben, dass die guenstigste Beschleunigung bei Raketen zwischen den Werten 1,8 und 2,3 g absolut liegt und von der Bahnform und der Gestaltung des Fahrzeuges abhaengig ist. In Annaeherung an diese Ergebnisse werden zunaechst folgende Schubleistungen fuer die einzelnen Stufen gewaehlt:

$P(I) = 1400$  to plus 400 to der II. Stufe ;  $P(II) = 400$  to ;  $P(III) = 100$  to ;  
 $P(IV) = 5$  to.

Es ist dabei zu beruecksichtigen, dass die Flichkraftentlastung bei der II., III. und IV. Stufe bereits einen nicht mehr zu vernachlaessigbaren Betrag annimmt, deren eine Komponente die Erdbeschleunigung bereits wesentlich vermindert, sodass kleinere absolute Beschleunigungen, also auch kleinere Schubleistungen ausreichen.

3/13 - Durch Festlegung der Schubleistungen und der einzelnen Gewichte der Stufen, als auch deren Massenverhaeltnisse, sind auch die maximalen und minimalen Beschleunigungen des Fahrzeuges festgelegt. Diese Grundwerte sind fuer die statische Berechnung der Konstruktion (siehe Kap. 4) erforderlich.

-( zu 3/8) - Da jetzt die Startgewichte, die Massenverhaeltnisse und die Zellenfaktoren der einzelnen Stufen festliegen, ist auch das Nettogewicht der einzelnen Stufen bei der gewaehlten Auslegung gegeben. In diesen Nettogewichten sind folgende Teilgewichte enthalten: Oefen, Pumpen, Behaelter, Rohrleitungen, Triebwerkstraeger, diese ergeben in der Summe das Triebwerksgewicht; -Laengsgurte, Spante, Haut, Trennsparnte und Spitze deren Summe das Zellengewicht ergibt; -ferner das Gewicht der staendigen Zuladung bestehend aus Reservetreibstoffen und Landehilfen, wenn eine Bergung der Stufen in Betracht gezogen wird, und schliesslich bei der letzten Stufe die Gewichte fuer die Kabine, Besatzung und Ausruestung. Ist die letzte Stufe als Rueckkehrfahrzeug vorgesehen (Personenrakete), so kommt noch das Gewicht fuer das Flug- und Landewerk hinzu. (s. Tab. 2)

3/14 - Die ~~Reise~~<sup>Brenn-</sup>zeiten der einzelnen Stufen lassen sich aus dem sekundlichen Treibstoffverbrauch und dem Treibstoffvorrat berechnen; die erforderlichen Tankvolumina 3/15 - mit Hilfe des spezifischen Gewichtes der Treibstoffe, das fuer die gewaehlte Kombination im Mittel 1,29 to/m<sup>3</sup> betraegt. Die Volumina der einzelnen Treibstoffkomponenten verhalten sich in diesem Falle gerade wie 1 : 1.

#### Zusammenfassung der Auslegung.

Mit den Konstruktionsgrundwerten, die angegeben wurden unter: 3/1 - 3/2 - 3/5 - 3/8 - 3/9 - 3/10 - 3/11 - 3/12 - 3/13 - 3/14 und 3/15 ist jetzt die optimale Auslegung der AS-Lastrakete in erster Naeherung festgelegt und es ist nun die Aufgabe des Konstrukteurs und Statikers, den vorliegenden Entwurf mit den hier gegebenen Werten und Unterlagen durcharbeiten und zu ueberpruefen, ob die errechneten Gewichte eingehalten werden koennen. Da es nicht erwartet werden kann, dass die zunaechst ueberschlagsmassige Auslegung gleich den richtigen Verhaeltnissen gerecht wird, muss dann mit den verbesserten Werten eine zweite Auslegung durchgerechnet werden, die im Rahmen der Gesamtprojektierung wieder eine bessere Loesung darstellt. Nach mehrmaligem Durchrechnen mit staendig verbesserten Naeherungswerten und unter allmaechlicher Einbeziehung aller Vernachlaessigungen, wird auf diese Weise eine staendige

Annäherung an die optimale Auslegung erreicht werden. Die Lösung kann etwa dann als befriedigend angesehen werden, wenn bezüglich des Grundverhältnisses keine grosseren Änderungen als etwa 1% erwartet werden können.

Zusatzbemerkung:

Es wurde bei der Auslegung darauf verzichtet, alle Rechenschritte und die dazugehörigen Tabellen anzuführen, weil der Umfang dann der Arbeit dann zu groß geworden wäre. Die ersten Auslegungen (Typenbezeichnungen la-; lb-; lc-; ld-; le-9400/IV) der optimalen Lasttrakte wurde eine Nutzlast von ursprünglich 5 t zugrunde gelegt. Die weitere Durchrechnung des Problems zeigte dann, dass ein mittlerer Zellenfactor von  $\epsilon_z = 0,15$  (wie unter 3/4 angegeben) der auf ein Grundverhältnis von etwa  $M = 179$  führte, nicht aufrecht erhalten werden kann, wenn man sich von der sicheren Seite der optimalen Lösung nähern will. Es wurde daraufhin das ursprünglich fuer 5 t Nutzlast erhaltene Gesamtstartgewicht beibehalten und die reine Nutzlast auf 3,5 t ( bei der Lasttrakte ) reduziert. Damit erhöhte sich dann das Grundverhältnis auf  $M = 249$  fuer den Fall I, bezogen auf die reine Nutzlast. Geht man jedoch einen Schritt weiter und verwendet Bauteile der letzten Stufe der Lasttrakte als Bauteile der Aussenstation ( wie dies im G.f.-Forschungsbericht Nr. 9 : H.N. Koelle "Der Einfluss der konstruktiven Gestaltung der Aussenstation auf die Gesamtkosten des Projektes" - Mai 1951 ) vorgeschlagen wurde, so lässt es sich leicht zeigen, dass im Fall III, bei dem das Grundverhältnis auf das bei der Aussenstation wirklich verwendbare Gewicht bezogen wird, das Grundverhältnis des vorliegenden Lasttraketen-Entwurfes auf etwa  $M = 180$  reduziert werden kann. Es ist jedoch darauf zu achten, dass dieses eine Schlussfolgerung nach erfolgter Auslegung und Konstruktion ist. Der Auslegung selber ist in jedem Falle die reine Nutzlast (  $G_5$  ) zugrunde zu legen.

Die Auslegungsdaten der optimalen AS-Lasttrakte ( 1f-9400/IV ) sind in der Tabelle 1 nochmals uebersichtlich zusammengestellt.

## 4. KONSTRUKTIVE AUSLEGUNG

### 4/1 - Allgemeines

Das Flugzeug konnte vom ersten Versuch an (Lilienthal 1891) in weniger als 50 Jahren zu einem unentbehrlichen öffentlichen Verkehrsmittel entwickelt werden. An die Sicherheit von Luftfahrzeugen wurden daher im Laufe dieser Entwicklung immer höhere Anforderungen gestellt. Während dabei die Anforderungen technischer Art zwangsläufig mit der Weiterentwicklung stiegen, sank in gleichem Masse - infolge vieler schlechter Erfahrungen - das Vertrauen in die Zuverlässigkeit der bedienenden Menschen. So umfassen heute die an einem Luftfahrzeug anzusetzenden Belastungsfälle sämtliche Flugbereiche technischer Höchstleistung und zugleich nahezu sämtliche Bereiche menschlicher Unzulänglichkeiten. Waren derartige Sicherheitsforderungen bis zur Narrensicherheit - schon von vornherein an ein Luftfahrzeug gestellt worden, so wäre naturgemäss nie eine Luftfahrt entstanden.

Das gleiche gilt in noch höherem Masse fuer die Entwicklung von Raumfahrzeugen. Denn die Forderung nach geringem Ruestgewicht ( Zelle plus Triebwerk plus feste Ausruestung ) geht bei Luftfahrzeugen von dem Wunsche nach moeglichst hoher spezifischer Leistungsfahigkeit aus. Fuer die Entwicklung von Raumfahrzeugen aber ist die Forderung nach geringst moeglichem Zellen-Nettogewicht - neben den Leistungs-forderungen an Treibstoffe und Triebwerke - die Grundbedingung zur Moeglichkeit einer technischen Verwirklichung der Raumfahrt ueberhaupt. ( siehe Lit. 1.u.2. ).

Heute verfuegt die Luftfahrttechnik ueber genuegend abgerundete Ergebnisse und Erfahrungen aus Luftfahrtforschung und aus praktischer Luftfahrt, um beliebige Projekte ohne grosseren Entwicklungsaufwand optimal verwirklichen zu koennen. Die Probleme der Raumfahrt sind zwar zum Teil (Aufstiegsbahn und Landevorgang innerhalb der Atmosphaere) in der Luftfahrttechnik bereits grundsatzlich geloest; sie unterscheiden sich aber von jenen vor allem darin, dass sie gerade fuer den unteren Bereich der Aufstiegsbahn, der den relativ gressten Aufwand erfordert, die aerodynamischen Einflussgrossen nicht ausnutzen, sondern vorteilhaft umgehen und so schnell wie moeglich hinter sich lassen muessen. Lediglich der aerodynamische Landevorgang, der die Auslegung der letzten Stufe des Raumfahrzeuges mitbestimmt, ist durch die Erfahrungen der Luftfahrttechnik zum gressten Teil gedeckt.

Darueberhinaus sind aber heute bereits alle reinen Raumfahrtprobleme, deren Loesungen weder in der Luftfahrtforschung noch in der Aussenballistik aufgezeigt werden, durch die "Raumfahrtforschung" selbst soweit und sicher geklaert, dass sie den Beginn der "Raumfahrttechnik" ,d.h. den ersten praktischen Versuch, heute schon herausfordern.

Der vorliegende Entwurf mit konstruktiver Auslegung einer Lastrakete zur Aussenstation will den ersten Schritt ueber die Schwelle von der Raumfahrtforschung zur Raumfahrttechnik wagen.

### 4/2 - Lastannahmen

Man kann den gesamten Bereich aller moeglichen Belastungen fuer Raumfahrzeuge in 4 Hauptbelastungsbereiche unterteilen:

1. Standlast
2. Antriebsbahn innerhalb der Atmosphaere (Aufstiegsbahn)
3. Antriebsbahn im freien Raum (Vortriebsbahn und Abbremsbahn)
4. Landebahn und Aufsetzvorgang innerhalb der Atmosphaere.

Die Lastzustaende betreffen saemtliche Bauteile und Einbauten, die an der Durchleitung der Kraefte bis zur Herstellung des aeusseren und inneren Gleichgewichtes beteiligt werden. Dabei sind jeweils die dem Zustand unguenstigsten Zusammenwirkens von Beladungszustand und von aeusseren und Beschleunigungskraeften sich ergebenden Belastungen in ihrem Angriffspunkt bzw. mit ihrer Verteilung und in Grosse und Richtung anzusetzen.

### 4/3 - Lasten:

Zu 1. Gewicht, Windbelastung, Montagebelastungen .

Zu 2. Gewicht  $G = (G_0 - P_{g, \frac{1}{2}} / c) [R / (R + H)]^2$  in Richtung zum Erdmittelpunkt ,  
 Aerodynamischer Auftrieb  $A = c_a q F$  , darin  $q = \rho v^2 / 2$  und  $\rho = 0,001225$   
 in Richtung zur Absolutbahntangente und in deren Ebene durch den Erdmittelpunkt;



Luftwiderstand  $W = \frac{c_w}{c_a} A$  in Richtung der Absolutbahntangente;  
 Triebwerkschub  $P = \frac{c_p}{c_a} m \cdot c \cdot \frac{t_{gr}}{c}$  in Richtung der Aggregatachse;  
 Trägheitskraft  $-T = \bar{G} + \bar{A} + \bar{W} + \bar{P} =$  Vektorsumme von gleicher Größe  
 und entgegengesetzter Richtung wie die Resultierende aller übrigen Kräfte, und mit den Komponenten  $m \cdot dv/dt$  tangential und  $m \cdot v^2 / \rho$  normal zur Bahn.

Bei Berücksichtigung der Führungskräfte der mit der Erde (erdfest) rotierenden Atmosphäre kommt noch die

Corioliskraft  $C = 2 (\bar{\omega} \bar{v}) (G_c / c_a - P t_{gr} / c)$  hinzu, sofern die Bahn nicht in der Äquatorebene liegt, erwirkt die Corioliskraft einen räumlichen Verlauf der Bahn.

zu 3. Es entfallen hier gegenüber 2. die aerodynamischen Kräfte  $A$  und  $W$  und die Corioliskraft  $C$  (reine Trägheitsbahn). Es bleiben noch:

Gewicht  $G$ ;

Triebwerkschub  $P$ ;

Trägheitskraft  $T$  mit den Komponenten  $m \cdot dv/dt$  und  $m \cdot v^2 / \rho$

Bei Berücksichtigung außerirdischer Schwerfelder ist anstelle des Gewichtes  $G$  (nach 2.) die entsprechende resultierende Massenkraft zu setzen.

zu 2. und 3. Die Einflußgrößen der irdischen Luftdichte ( $A, W, C$ ) des Belastungsbereiches 2. gelten in vollem Umfang nur bis zu einer Höhe von  $H \leq 40$  km, und sie entfallen im Belastungsbereich 3. vollständig erst von einer Höhe  $H \geq 100$  km an. In dem Übergangsbereich zwischen  $H = 40$  km und  $H = 100$  km ist zwischen den Verhältnissen der beiden Bereiche zu vermitteln.

zu 4. Die Landebahn wird qualitativ durch die gleichen Kräfte wie die Aufstiegsbahn (2.) bestimmt:

Gewicht  $G$ ;

Auftrieb  $A$ ;

Widerstand  $W$ ;

Triebwerkschub  $P$  ( $P = 0$  oder allenfalls gering bei Bahnkorrekturen);

Corioliskraft  $C$ ;

Trägheitskraft  $T$ .

Die beim Aufsätzen von der Federung aufzunehmende Arbeit ist

$A = 1/2 m_{red} \cdot v^2$  ist  $\lambda$ , wobei  $v_{gt} = 0,8$  bis  $0,9 v_g$  gesetzt werden kann;

$v_g$  = Sinkgeschwindigkeit = vertikale Geschwindigkeitskomponente beim anbaudynamischen Gleitflug in Bodennähe mit  $c_a = c_a$  Landung und  $\lambda = 0 = c_a \cdot P \cdot 8/2 v^2 / 2$ ;  $\rho_0 = 0,125$

$m_{red}$  = die auf die Stoßkraft-Tirann, sinis reduzierte Gesamtmasse.

Die Größe der Stoßkraft beim Aufsätzen ergibt sich aus dem Federungsdiagramm der Landevorrichtungen (Lu, red und Spora), wobei ein vertretbarer Betrag der elastischen Verformung der anschließenden Zellenbauteile mit zur Arbeitseffektivität herangezogen werden kann. Die Richtung der Stoßkraft ist die Richtung der Resultierenden aus vertikaler Stoßwirkung und horizontaler Bremswirkung.

#### 4/1 - Allgemeine Forderungen

Stationäre Bahnstabilität mit den Steuermomenten  $M_x = \frac{M_x}{Y} + M_z$

Dynamische Bahnstabilität mit den Dämpfungsmomenten  $M_y = \frac{M_y}{Y} + \frac{M_z}{Z}$

Die anzusetzenden Steuer- und Dämpfungsmomente sind weitgehendst von der Usicht der Besetzung abhängig, und von deren Vertikalität, die vorgegebene Bahn laufend mit nur geringen Korrekturen einzuhalten.

Wärmeaustausch - Gleichgewicht bei Temperaturen, deren Maxima und Minima die Materialfestigkeit nicht unter den zulässigen Wert abändern.

Ausreichende Festigkeit bei Belastung durch Manö-, Fall- und Beschleunigungskräfte.

Ausreichende Sicherheit gegenüber aerodyn. angefachten und nachher angereichten Schwingungen

#### 4/2 - Sicherheit

Sicherheit  $\lambda = \frac{\text{min. Bruchfestigkeit}}{\text{max. Beanspruchung}}$  der Zelle mit sämtlichen Tragkonstruktionen,

oder auch

$$j = \frac{\text{Bruchlast}}{\text{"sichere" Last}} \quad ; \text{"sichere" Last} = \text{max. auftretende Last.}$$

Was ueber den Grenzwert  $j = 1,0$  hinausgeht, soll - stillschweigend - den Unsicherheitsgrad der Lastermittlung und der statischen und Festigkeitsberechnungen abdecken. Grundsuetzlich aber ist die Raumfahrtforschung heute in der Lage, saemtliche Beanspruchungsgruessen exakt zu erfassen. Die jeweils erreichte Genauigkeit und damit also der Sicherheitsfaktor  $j$  sind lediglich abhaengig von dem Arbeitsaufwand, der an diese Ermittlungen verwendet wird.

Wir muessen uns aber zwangslaefig - wie schon erwahnt - zur Ermoeglichung der Raumfahrt ueberhaupt, mit allen schwer ins Gewicht fallenden Bauteilen so eingehend befassen, dass sie mit einer Sicherheit von etwa  $j = 1,2 - 1,3$  vertreten werden koennen. Die "Stabilitaetgrenzen" (z.B. bei Knickbeanspruchung) sind hierbei als Bruchgrenzen einzusetzen.

Im Uebrigen muessen die Sicherheitswerte des Unsicherheitsgrad der Last- und Festigkeitsermittlungen angeglichen werden; keinesfalls aber wird  $j = 1,5 - 1,6$  ueberschritten werden duerfen. Damit ist zugleich der Aufwand der Entwicklungsarbeit vorgezeichnet.

#### 4/6 - Entwurf und Konstruktion

##### 4/6a - Ausgangsdaten

Ausgehend von fruheren z.T. veroeffentlichten Untersuchungen ( ueber Leistungen, Flugmechanik, Triebwerke, Gewichtsfaktoren) und aufbauend auf den praktischen Erfahrungen vor allem durch die Entwicklung und Erprobung von A-4 koennten die erforderlichen und angensahert optimalen Bedingungen fuer die vorliegende AS-Lastrakete zusammengestellt werden (siehe Kap. 3, Tabelle 3).

##### 4/6b - Aeusserer Form

Der Umriss der Lastrakete ergibt sich zwangslaefig aus dem Treibstoffvolumen, den Triebwerksgruessen mit Pumpen und deren Einbaukonstruktionen, sowie aus der Unterbringung der Kabine und der weiteren Nutzlast in der obersten Stufe (IV). Dabei ist zugleich ein geeignetes Schlankeitsverhaeltnis der gesamten Lastrakete mit Ruecksicht auf die aerodynamischen Einflussgruessen der unteren Aufstiegsbahn zu beachten. Ausserhalb der Lufthuelle koennten die einzelnen Bauelemente der Lastrakete auch zu beliebig anderen Gesamtformen und ohne aeussere Verkleidung zusammengebaut werden. Das betrifft jedoch die von einer Aussenstation ausgehende Raumfahrt und gilt nicht fuer solche Gerate, die in eine Gashuelle eintauchen. Fuer Bahnen durch die Atmosphaere ist auf die aerodynamischen Belange Ruecksicht zu nehmen. (Siehe Diagramm Abb. 13 u. Abb. 6)

Gegenueber den ersten Entwuerfen, deren einzelne Stufen jeweils nur eigene Triebwerke besaessen, wurden hier die Triebwerke der Stufe II soweit hinausgelegt, dass sie zugleich auch fuer die Stufe I verwendet werden koennen. Das brachte eine Verbesserung des Zellenfaktors der Stufe I (vergl. 3/9). Die gleiche Anordnung auch fuer weitere Stufen durchzufuehren, bringt infolge der hierfuer ungeeigneten Abstufung der Triebwerksleistungen keine weitere Verbesserung. Die Stufen I, II und III haben lediglich die Triebwerke mit Pumpen, Rohrleitungen und Steuerventilen und den Treibstoff in geeigneten Behaeltern zu tragen. Die Stufe IV benoetigt wegen der dann schon geringen Geschwindigkeitsverluste durch die Schwerkraft nur noch schwache Triebwerke und kleine Behaelter. Die Haupteinbauten sind die Kabine und die Nutzlasten zum Bau der Aussenstation. Die zur Rueckkehr zur Erde vorgesehenen Lastraketen erhalten ausserdem noch Fluegel und Leitwerke und Landevorrichtungen.

##### 4/6c - Zelle

Die Zelle bildet den zweitgrossten Anteil am Nettogewicht (nach dem Triebwerk), sodass hier bei der Konstruktion, Lastermittlung, Statik und Festigkeitsberechnung auf unbedingt klare Verhaeltnisse zu achten ist, die so exakt zu beherrschen sind, dass Sicherheitszahlen von  $j = 1,2 - 1,3$  vertretbar werden. Die einfachste und zugleich leichteste Zelle ist eine Schalenkonstruktion mit Laengsgurten, Querspannten und einer duennen Beplankung. Dabei sind saemtliche aeusseren und inneren

Kräfte auf kürzestem Wege in die Zelle einzuleiten und ohne Umwege miteinander ins Gleichgewicht zu bringen. Die Gurte übernehmen die X-Komponenten (Längskräfte) der Zellenbelastung (örtliche Anschlußkräfte und Längskräfte aus Gesamtbiegemoment); die Beplankung leitet die y- und z-Komponenten (Querkkräfte) und den Schubfluß aus dem Drehmoment  $M_x$  durch. Die Spante übernehmen die Einleitung der Querkkräfte und der Drehmomente und a.T. der Anschlußlängskräfte und bestimmen gemäß ihren gegenseitigen Anständen den örtlichen Verlauf der Längskräfte aus dem Biegemoment.

Es ist darauf zu achten, daß die Längsgurte der Zelle keinesfalls - etwa durch exzentrische Anschlußkräfte - zu ihren Längskräften noch zusätzliche Feldbiegemomente erhalten. Da die Beplankung nicht schubtauf gehalten werden kann, haben Gurte und Spante infolge elastischer Verformung der Beplankungsfelder ohnehin kleinere Rahmensegmente aufzunehmen.

Als Material wird hochfester (ca.  $100 \text{ kg/mm}^2$ ) und zugleich wärmefester sowie kaltfester Stahl verwendet. Für Längsgurte und Spante werden - abweichend von bisher üblichen Schalenkonstruktionen - einfache handelsübliche Rohre verschiedener Dimensionen und für die Beplankung Stahlbleche verschiedener Dicke verwendet. Die Gurtrohre können zur Erhöhung der Baulgrenze schwache innere Spante oder Längsriemen erhalten (siehe Abbildung 3.).

Die durchlaufenden Gurte werden mit den Spanten - nach außen bündig - verschweißt. Die Beplankung wird auf Gurte und Spante punktgeschweißt. Es gehört zwar einige Erfahrung dazu, die Festigkeit der Punktschweißung zu gewährleisten, aber es wurden sowohl an A-4 wie auch in vielen Flugzeugwerken ähnliche Punktschweißungen einwandfrei durchgeführt. Die innere Elektrode braucht auch nicht in das Gurt- oder Spantrohr hineingeführt zu werden, sondern kann bei geeigneter Stromregulierung am Umfang des Rohres angedrückt werden (System und Dimensionen siehe Abbildung 3.).

#### 4/6d - Spitze

Die Spitze bildet lediglich den aerodynamischen Abschluss der Zelle oberhalb der Kabine. Ihre Belastung aus Eigengewicht und ev. kleineren Einbauten ist gering. Sie trägt aber den relativ größten Teil der tangentialen Luftkraft (Luftwiderstand). Damit erfährt sie zugleich die größte Erwärmung. Die kurze Zeit höherer Mach'scher Zahlen während des Aufstiegs innerhalb der Lufthülle läßt erwarten, daß die Zellentemperaturen - auch die der Spitze - so niedrig gehalten werden können, daß sie die Festigkeit der Zelle nicht beeinträchtigen. (Siehe Diagramm der Flugbahnwerte Abb. 15). Das Gleichgewicht zwischen Wärmeaufnahme und -Abgabe (Ableitung und Abstrahlung) kann durch eine geeignete strahlende Außenhaut, ev. auch noch durch eine stark strahlende feuerfeste Schutzschicht im Bereich der Spitze bei niedrigen Wandtemperaturen erreicht werden. Die Verhältnisse sind an Hand der Flugbahnwerte noch genauer zu untersuchen. Die Geschwindigkeiten der Flugbahn des Abstiegs bis zur Landung können weitgehendst auf die Wärmeaustauschbedingungen abgestimmt werden.

#### 4/6e - Landehilfen

Jede 4. oder 5. Lastrakete muß als IV. Stufe eine solche mit Landehilfen (Flügel, Leitwerke und Fahrwerk oder Kufen) erhalten, um die Besatzungen der vorher gestarteten Lastraketen von der Außenstation wieder zur Erde zurückbringen zu können. Die Flügelgröße und -Form und die der Höhen- und Querruder und des Seitenleitwerks ergeben sich für die Forderung einer Landegeschwindigkeit  $v \leq 200 \text{ km/h}$  und zugleich ausreichender Stabilität aus dem Gewicht, der Schwerpunktlage und den Trägheitsmomenten der Stufe IV, sowie aus  $c_x$ ,  $c_w$  und der Druckpunktlage des verwendeten Profils und der Gesamtselle (siehe Tabelle 4 und Abbildung 12). Für die Forderungen eines kleinen  $c_x$  im kompressiblen Bereich der Aufstiegsbahn und eines großen  $c_w$  im inkompressiblen Bereich des Landevorganges ergibt sich ein asymmetr. bikonvexes Profil mit 5 % max. Dicke (in 50 % Flügeltiefe) mit abgerundeter Nase. Dabei wird für den Aufstieg vor der Nase eine scharfkantig vorgesogene Verkleidung angebracht. Das Profil ist noch genauer zu untersuchen. (Vorläufige Werte  $c_x$ ,  $c_w$ ,  $H/L$  siehe Abb. 10, 11, 12). Ein Einstellwinkel der Flügel gegen den Zellenrumpf ist nicht erforderlich und zwecks Vermeidung von Luft-Querkräften während des unteren Aufstieges auch zu vermeiden. Eine V-Stellung von etwa  $4^\circ$  ist zweckmäßig. Die Außenflügel + Leitwerke können beim Aufstieg auch abgekuppelt und zerlegt im Inneren der Zelle mitgenommen werden.

#### 4/6f - Landewerk

Es besteht zweckmäßigerweise aus einem Bugrad und einer Spornkufe, beides ausschwenkbar. (Siehe Abbildung 2.).

4/6g - Triebwerke

Einwandfrei erprobt sind bisher Triebwerke bis zu einer effektiven Schubkraft von  $P = 25 - 28 t$  (A-4). Damit sind die Triebwerksforderungen der Stufen III und IV abgedeckt. Fuer die Stufen I und II werden Triebwerke mit  $P = 100 t$  benoetigt. Fuer derartige Triebwerke wurden bereits seit 1937 von Dr. Saenger und Dr. Bredt (Lit 9.) Untersuchungen und Versuche angestellt. Auch sind Triebwerke dieser Grosseordnung nach dem Kriege der Gegenstand umfangreicher Untersuchungen und Versuche gewesen, so dass gehofft werden kann, dass zumindest nach einiger weiterer Entwicklungszeit derartige Oefen bis zur Betriebsreife durchentwickelt werden koennen. Von dieser Seite sind fuer das ganze Projekt die gressten Schwierigkeiten zu erwarten. Es besteht aber berechnete Hoffnung, dass auch diese Ueberwunden werden koennen. (~~Die zugehoerigen Treibstoffpumpen, - in zwei parallele Durchlaeufe unterteilte Turbopumpen mit einer Foerderleistung je Ofen der I Stufe von  $N_p = 580 m^3/sk$  bei 150 atme Betriebsdruck sind nach den Erfahrungen mit A-4 Pumpen als erreichbar anzunehmen.~~)

Die zugehoerigen Treibstoffpumpen, - in zwei parallele Durchlaeufe unterteilte Turbopumpen mit einer Foerderleistung je Ofen der I Stufe von  $N_p = 580 m^3/sk$  bei 150 atme Betriebsdruck sind nach den Erfahrungen mit A-4 Pumpen als erreichbar anzunehmen.

Bei der Konstruktion der Triebwerke und Pumpen ist - ausser auf einwandfreie Funktion - ganz besonders auf moeglichst geringes Gewicht zu achten, da das Triebwerk den gressten Netto-Gewichtsanteil bildet.

4/6h - Triebwerkstraeger

Die Triebwerke werden in Fachwerktraegern aus Stahlroehren galagert, die quer durch die Zelle verlaufen und so verteilt sind, dass sie die gesamte Triebwerksschubkraft weitgehendst gleichmassig auf alle 32 Laengagurte der Zelle ueberleiten ( Siehe Abb. 3 ). - Die Triebwerkstraeger werden mit den Laengagurten der Zelle verschweisst. In Stufe I werden die im Bereich der Triebwerkstraeger liegenden Anschlussfelder der Zelle durch Diagonalstreben ausgesteift, da nur an jedem 2. Zellenlaengagurt ein Triebwerkstraeger anschliesst und die nicht Schubsteife Feldbeplankung keine Ueberleitung aufnimmt. Bei den Zellen der oberen Stufen ist diese Aussteifung nicht erforderlich, da die eigenen Triebwerksschubkraefte dort nicht massgebend werden.

4/6i - Behaelter

Es liegt der Gedanke nahe, die Beplankung der Zelle zugleich als Behaelterwand zu verwenden. Das bringt jedoch viele praktische technische Schwierigkeiten mit sich, vor allem bezueglich der Dichtigkeit bei elastischer Verformung der Zelle unter den Belastungen der Flugbahn. Ferner ist es vorteilhaft, zwischen Behaelterwand und Zellen-Aussenhaut eine Waermeisolierung einzulegen. - Der Entwurf verwendet duennwandige, innen mit radial verlaufenden Spanten und Tragwerken ausgesteifte und unterteilte Behaelter. Sie nehmen den ganzen Querschnitt der Zelle ein bis auf einen zylindrischen Durchlass, der sie zugleich selbst versteift. Sie koennen mit ihrer Wandung unmittelbar an die Laengagurte der Zelle punktgeschweisst oder auch mit ihren oberen Tragwerken auf den Laengagurten galagert werden. Zwischen Behaelterwand und Zellenbeplankung koennen Isolierstoffe eingelegt werden.

4/6k - Stufen-Trennpante

Die Trennung der Stufen voneinander muss ohne Umwege und ohne verwickelten Mechanismus, der zudem schwer ins Gewicht fallen wuerde, unbedingt zuverlaessig geschehen. Im vorliegenden Entwurf liegen die verstaerkten Endspante der einzelnen Stufen in einem Zentrierring des unteren Spantes aufeinander und sind innen durch ausgesteifte Klammern miteinander gekuppelt. Die Klammern uebernehmen die Durchleitung der Laengkraefte und der Zentrierring leitet die Querkraefte ueber. Zum trennen der Stufen voneinander werden die Klammern geoeffnet oder nach innen abgezogen und fallen nach unten ab. Sie koennen auch mit den Laengespanten der unteren Stufe verschweisst sein. Das Oeffnen der Klammern kann durch Seilzug von Hand geschehen oder kann auch mittels geeigneter Uebertragung durch den ploetlichen Druckabfall in den Brennkammern bei Brennschluss ausgelost werden. Die Funktion kann ohne gresseren Aufwand erprobt werden. (Konstruktionsvorschlaege s. Abb. 4 )

4/6m - Kabine

Die Kabine ist festigkeits- und gewichtsmassig am vorteilhaftesten eine duennwandige Kugel, die mit Kreisspanten versteift ist. Sie muss fuer 2 bis 3 Personen fuer den Aufstieg eingerichtet sein und bei Personensfahrzeugen etwa 8 bis 10 Personen fuer den Abstieg zur Erde aufnehmen koennen. Sie muss ferner doppel-

wändig mit einer dazwischen eingelegten Isolierschicht gegen Wärmeaustausch und gegen kosmische Strahlung ausgestattet sein. Außerdem sind mehrere Ausblickluken und mindestens eine Klimaschleuse für den Ein- und Ausstieg in freien Raum erforderlich. - Mit 4 m Außendurchmesser und 3 m inn. Inner-Durchmesser werden die Raumforderungen der Kabine erfüllt. Je nach der Eignung der Isolierschicht kann der Innendurchmesser bis auf ca. 3,8 m erhöht werden. Als Material wird Stahlblech ( $\delta_{\text{innen}} = 1,5 \text{ mm}$ ;  $\delta_{\text{außen}} = 0,5 \text{ mm}$ ) verwendet, das in einzelnen Feldern dicht verschweißt wird. Die Spalte werden mit der Haut verputzt. - Die Kabine wird mittels Stützbalken, deren Momente durch die Kabinenspanne aufgenommen werden, biegungsfrei auf den Zellenlängsgurten verlagert und nach unten durch ein Seil mit Spannschloß verankert (siehe Abbildung 5).

#### 4/6n - Bergungshilfen

Aus Gründen der Wirtschaftlichkeit muß angestrebt werden, die übergebrachten, zur Erde zurückfallenden Zellen, so wenig wie möglich beschädigt zu bergen, um sie für weitere Lastraketen wiederholt verwenden zu können. Das betrifft vor allem die umfangreichen Stufen I und II. Ihr Fall zur Erde (bzw. auf das Wasser) ist deshalb bis auf max. 10 m/sk abzubremsen. Das geschieht am einfachsten durch eine entsprechende Anzahl von Fenderfallschirmen, wie sie auch für die Bergung von A-4 Versuchskörpern vorgesehen waren. Die Fallschirme wurden zweckmäßig oben auf die Behälter gelegt und mit den Längsgurten der Halle verankert.

#### 4/7 - Zusammenfassung

Die hier unvollständigen Hauptpunkte der konstruktiven Auslegung wollen eine Arbeitsgrundlage für die schrittweise Annäherung an die optimale Auslegung der A-4-Lastrakete geben. Lastermittlung, Statik und Festigkeitsrechnung sind - selbst bei entwerfermäßigem Vorgehen - so umfangreich, daß in beiliegenden Tabellen, Diagrammen und Skizzen nur die Ergebnisse mitgeteilt werden und zwar als Arbeitswerte für erweiterte Auslegungen. Über das Vorgehen in einzelnen kann innerhalb der Arbeitsgruppen nach Bedarf berichtet werden.

5. Verzeichnis der Tabellen, Diagramme und Abbildungen.

- Tabelle 1. Anlegungsdaten der optimalen Lastrakete;  
" 2. Konstruktionsrichte der opt. Lastrakete;  
" 3. Daten der optimalen Lastrakete;  
" 4. Daten der optimalen Lastrakete - Stufe IV mit Landwerk.
- Abb. 1. Darstellung der Lastrakete (Gesamtansicht);  
" 2. System des Zellenaufbaues;  
" 3. Dimensionen des Zellensystems;  
" 4. Vorschlag zur Stufenbremsung;  
" 5. Vorschlag zum Aufbau der Kabine;  
" 6. Kräfte der Aufstiegsbahn;  
" 7. Verlauf der Aufstiegsbahn;  
" 8. Abhängigkeit der Gewichte, Schwerpunktlagen und Trägheitsmomente von der Brennzeit;  
" 9. Abhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte des Zellenkörpers von der Mach'schen Zahl  $v/a$  ;  
" 10. Abhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte des Flügels von der Mach'schen Zahl  $v/a$  ;  
" 11. Abhängigkeit der Druckpunktlagen des Zellenkörpers und Flügels von der Mach'schen Zahl  $v/a$  ;  
" 12. Aerodynamische Werte der Stufe IV mit Landwerk für  $v/a = 0,15$  (Landung) ;  
" 13. Bahn-Bestimmungsgrößen (Aufstiegsbahn) der optimalen Lastrakete.

## Auslegungsdaten der optimalen Lastrakete

Stufe	IV <sub>B</sub>	IV <sub>A</sub>	III	II	I	
Auspuffgeschw. $c$ (m/s)	2900		2900	2800	2580	$c_m = 2795$ m/s
Zellenfaktor $\epsilon = \frac{G_n}{G_s}$	0,438	0,291	0,130	0,140	0,125	$\epsilon_m = \frac{0,258}{0,173}$
Bauzahl $\xi = \frac{G_n}{G_s}$	8,75	1,57	0,47	0,50	0,47	$H = 8,3275$
Massenverh. $\Gamma = \frac{G_s}{G_n + G_s}$	2,02		2,44	2,36	2,53	$(R_m = 29,4)$
Char. Geschw. $U$ (m/s)	2010		2600	2410	2380	$\Sigma U = 9400$ m/s
Nutzlast $G_5$ (t)	0,92	3,5	18,4	66,1	234	
Nettogew. $G_n$ (t)	8,08	5,5	8,65	33,0	110	
Treibstoffg. $G_6$ (t)	9,4		39,05	134,9	527	$\gamma_m = 1,29$
Startgew. $G_s$ (t)	18,4		66,1	234	871	
Gewählter Schub $P$ (t)	5		100	400	1800	$P_T = 1400 + 400$
Beschl. Vielf. $n_{max}$	0,56		3,7	4,0	5,25	$= bt \text{ id. } / g_0$
Beschl. Vielf. $n_{min}$	0,27		1,52	1,7	2,07	"
Triebwerk-Gew. $G_{Tr}$ (t)	0,9		5,52	22,58	77,5	
Zellen-Gew. $G_z$ (t)	3,5		2,33	4,92	9,5	einschl. Kabine
Landewerk-Gew. $G_L$ (t)	2,58			2,0	10,0	I u. II - Berg. helfen
Res. Treibst.-Gew. $G_{RT}$ (t)	0,9		0,8	3,5	13,0	
Besatzung-Gew. $G_p$ (t)	0,2					
Tank-Volumen $V_{Bh}$ (m <sup>3</sup> )	7,3		30,3	104,0	408	
Res. Tank vol. $V_{RBh}$ (m <sup>3</sup> )	0,7		0,62	2,71	10,05	

Tab. 1

# Konstr. Gewichte der opt. Lastrakete

Stufe	IV <sub>B</sub>	IV <sub>A</sub>	III <sub>2</sub>	II	I	
Längsgurte (t)	0,2	0,15	0,35	0,9	3,5	
Spante	0,7	0,15	0,13	0,22	1,05	
Bepankung	1,0	0,9	1,35	3	5	
Trennspante		0,2	0,5	0,8	1,5	
Spitze	2,0	0,4	2,0	5	11	
Zelle	1,8	1,8	2,33	4,92	9,5	
Flügel+Leitw.	1,6					
Fl.-Anschl., Spante, Diff.	0,58					
Steuerung	0,1					
Rollwerk	0,32					
Landewerk	2,58			3,20	10,0	(Bergungshilfen)
Ofen	} 0,3		} 3,5	12,5	} 44	
Pumpen	} 0,1		} 0,8	2,6	} 42	
Behälter			0,5	2,5	7	7,0 Treibstoff
			1,4	5	16	
Rohrltg.+St.Ventile	} 0,4		0,2	0,6	2	
Triebw. Träger	0,1		0,12	1,88	6,5	
Triebwerk	0,9	0,9	5,52	22,58	77,5	
Kabine+Ausrüstg.	1,9	1,7				
Res. Treibstoff	0,9	0,9	0,8	2,5	8,0	
Besatzung	0,2	0,2			13,0	
Nettogewicht G <sub>n</sub>	8,08	5,5	8,65	32,5	102,0	Σ G <sub>n</sub> = <sup>160</sup> / <sub>157</sub> t
	8,5	5,783	8,80	32,0		

Tab. 2



## Daten der opt. Lastrakete

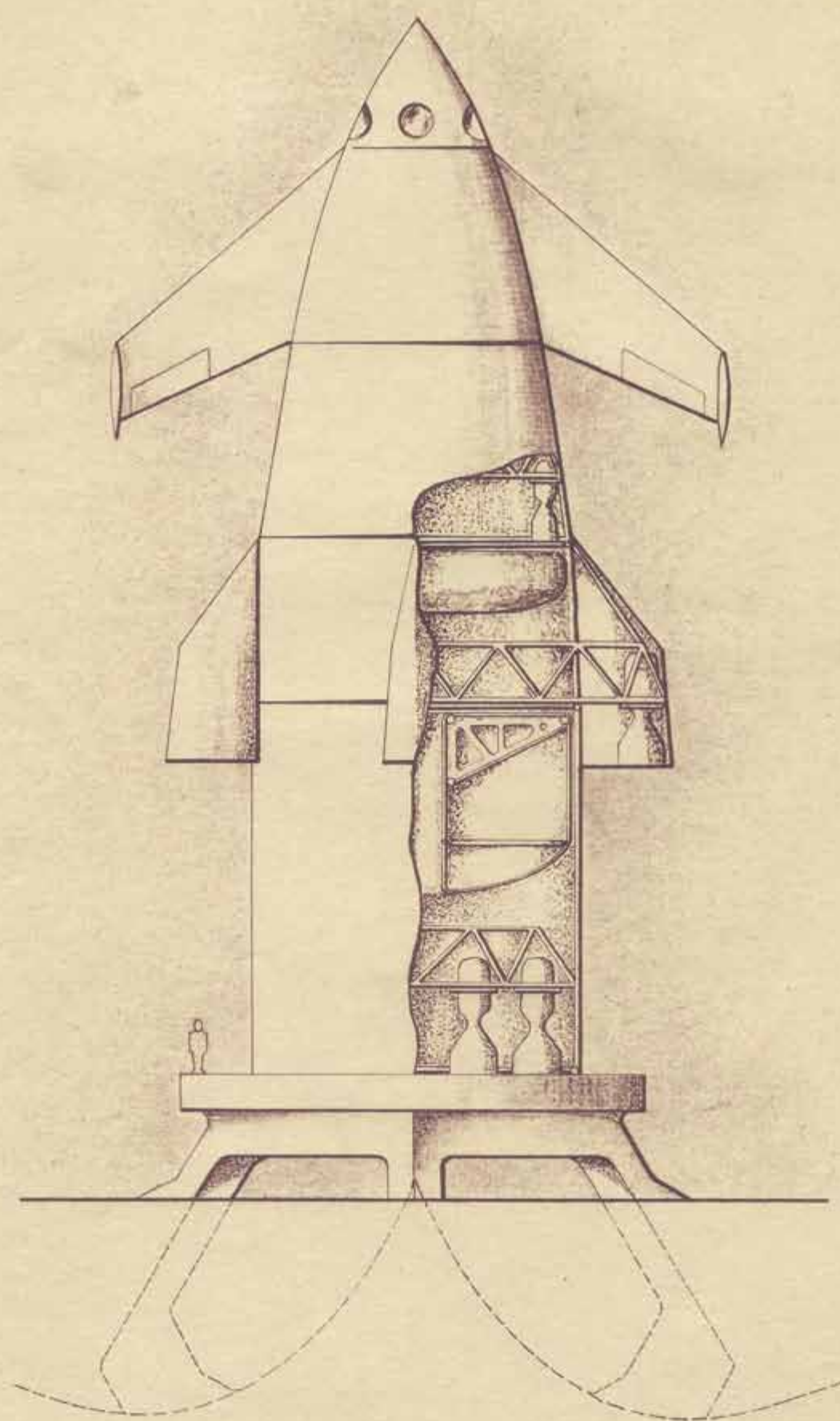
Stufe	IV <sup>*</sup> <sub>A</sub>	III	II	I	
Gesamtlänge L (m)	10,5	17	22,5	35	
Durchmesser D <sub>max</sub> (m)	8,5	10,5	11	11	
Schlankeitsverh. L/D	1,24	1,62	205	3,18	
Proj. Fläche F <sub>x</sub> (m <sup>2</sup> )	5,7	8,7	$\frac{95}{115}$	$\frac{95}{115}$	ohne Ausleger II mit Ausleger II
" " F <sub>y,z</sub> (m <sup>2</sup> )	60	120	215	350	mit "
Flächenschwerpkt. S <sub>E/L</sub>	0,41	0,41	0,36	0,43	
Oberfläche O <sub>z</sub> (m <sup>2</sup> )	190	385	$\frac{570}{760}$	$\frac{1000}{1400}$	ohne Ausleger II mit "
Rauminhalt V <sub>z</sub> (m <sup>3</sup> )	300	760	$\frac{1260}{1550}$	$\frac{2450}{2800}$	ohne " mit "
Leergewicht G <sub>netto</sub> (t)	5,5	8,65	33	110	Zelle + Ausrüstung
Nutzlastgew. G <sub>5</sub> (t)	3,5	18,4	66,1	234	
Gew. bei Br. Schl. G <sub>1</sub> (t)	9,0	27,05	99,1	344	
Treibstoffgew. G <sub>6</sub> (t)	9,4	39,05	134,9	527	
Startgewicht G <sub>s</sub> (t)	18,4	66,1	234	871	
Gew. Schw.pkt. S <sub>E/L</sub> start	0,27	0,36	0,26	0,31	
" " Br. Schluß	0,28	0,43	0,37	0,40	
Trägk. Moment St. $\Theta_x$ (mts <sup>2</sup> )	7,4	38	275	910	
" " " $\Theta_{y,z}$ (mts <sup>2</sup> )	8,3	46	405	2690	
" " Br. S. $\Theta_x$ (mts <sup>2</sup> )	3,0	14	110	420	
" " " $\Theta_{y,z}$ (mts <sup>2</sup> )	7,6	36	280	2040	
Schubkraft P (t)	5	100	400	1800	P <sub>I</sub> = 14000+400
Ausströmgeschw. C (m/s)	2900	2900	2800	2580	
Brennzeit t <sub>Br.</sub> (sec)	555	116	96	77	Σt = 844 sec
" t <sub>Br./t<sub>ges.</sub></sub> (%)	65,7	13,8	11,4	9,1	
Pump. Förderl. stg. L <sub>P</sub> (l/s)	132	270	1100	5300	
Pump. Leistung N <sub>p</sub> (PS)	2650	5400	22000	105000	N <sub>eff</sub> bei p <sub>p</sub> = 150at
Bahngeschw. V <sub>max</sub> (m/s)	8000	5800	3200	1150	V <sub>abs.</sub> f. Äquat. Start West-Ost
Treibstoffverbr. B' (kg/s)	16,9	338	1400	6850	
" " B'' (g/kg s)	3,4	3,4	3,5	3,8	

\* Stufe IV<sub>A</sub> ohne Landewerk

# Daten d. opt. Lastrakete - Stufe IV<sub>B</sub> m. Landew.

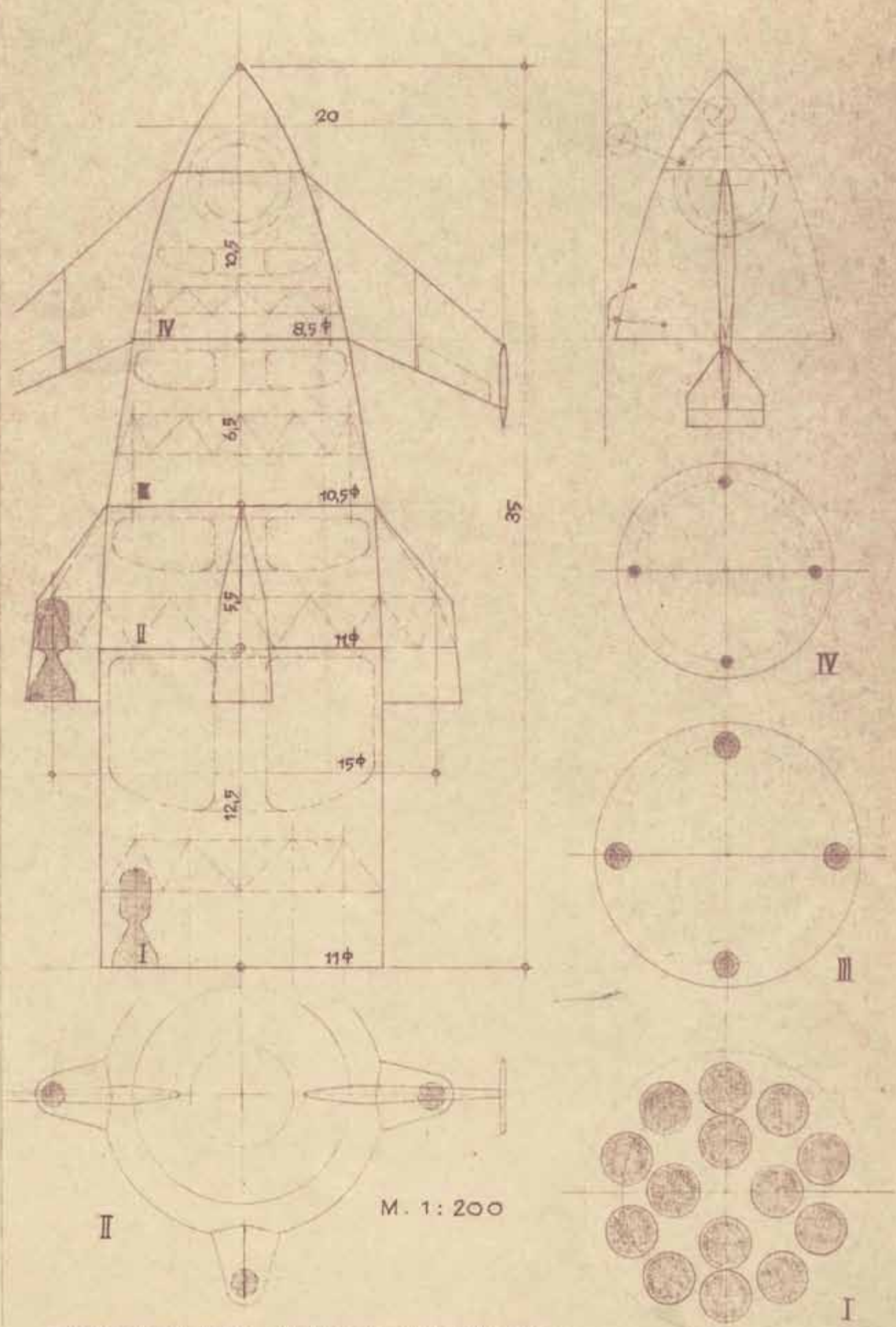
Flügelfläche	$F$	$m^2$	50	ohne Rumpfteil
Spannweite	$b$	$m$	20	
Flügelstreckung	$\lambda$		8	
Mittlere Flügeltiefe	$t_m$	$m$	4	ohne Rumpfteil
V-Stellung		°	$\sim 4^\circ$	Unterkante
Pfeilstellung		°	$40^\circ$	Vorderkante
Profilform			bikonvex	
Profildicke	$d_{max}/t$		0,05	Mittelwert
Abst. d. max. Dicke	$a/t$		0,5	
Flügelverwindung		°	$\sim +1^\circ \text{ } \sim -2^\circ$	innen- außen
Gleitverhältnis $(c_a/c_w)_{max}$			3,3	Fl. ohne Landehilfen } $\frac{y}{a} = 0,15$ " mit " }
" "			6,6	
Höhenruder-Fläche		$m^2$	4,4	= 2 Querruder Fl.
Seitenflossen-Fläche		$m^2$	9,0	gesamt
Seitenruder-Fläche		$m^2$	3,6	gesamt
Landegewicht	$G_L$	$kg$	9000	
Flächenbelastung	$G_L/F$	$kg/m^2$	180	
Anstellwinkel b. Landen	$\alpha_L$	°	$\sim 5^\circ$	
Auftriebsbeiwert b. Land.	$C_{aL}$		1,0	Flügel m. Landehilfen
Landegeschw.	$V_L$	$km/h$	195	
Sinkgeschw.	$W_S$	$m/s$	6,8	= $W_S \text{ min}$
Arbeitsaufnahme b. Landen	$A_L$	$mt$	17	$V_{St.} = 0,9 W_S$

Tab. 4



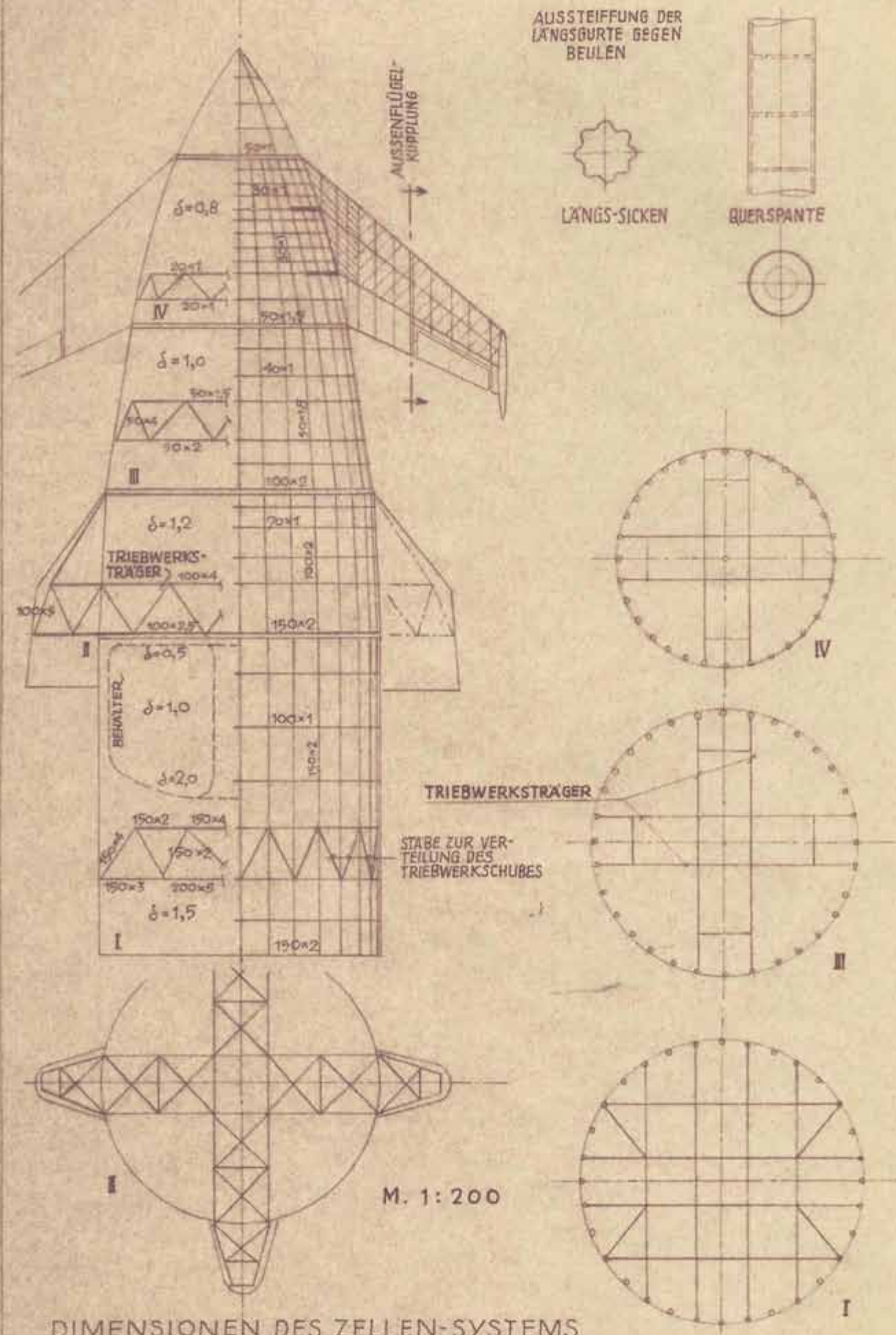
LAST-RAKETE  
GFW-1f-94oo-IV

Abb.1



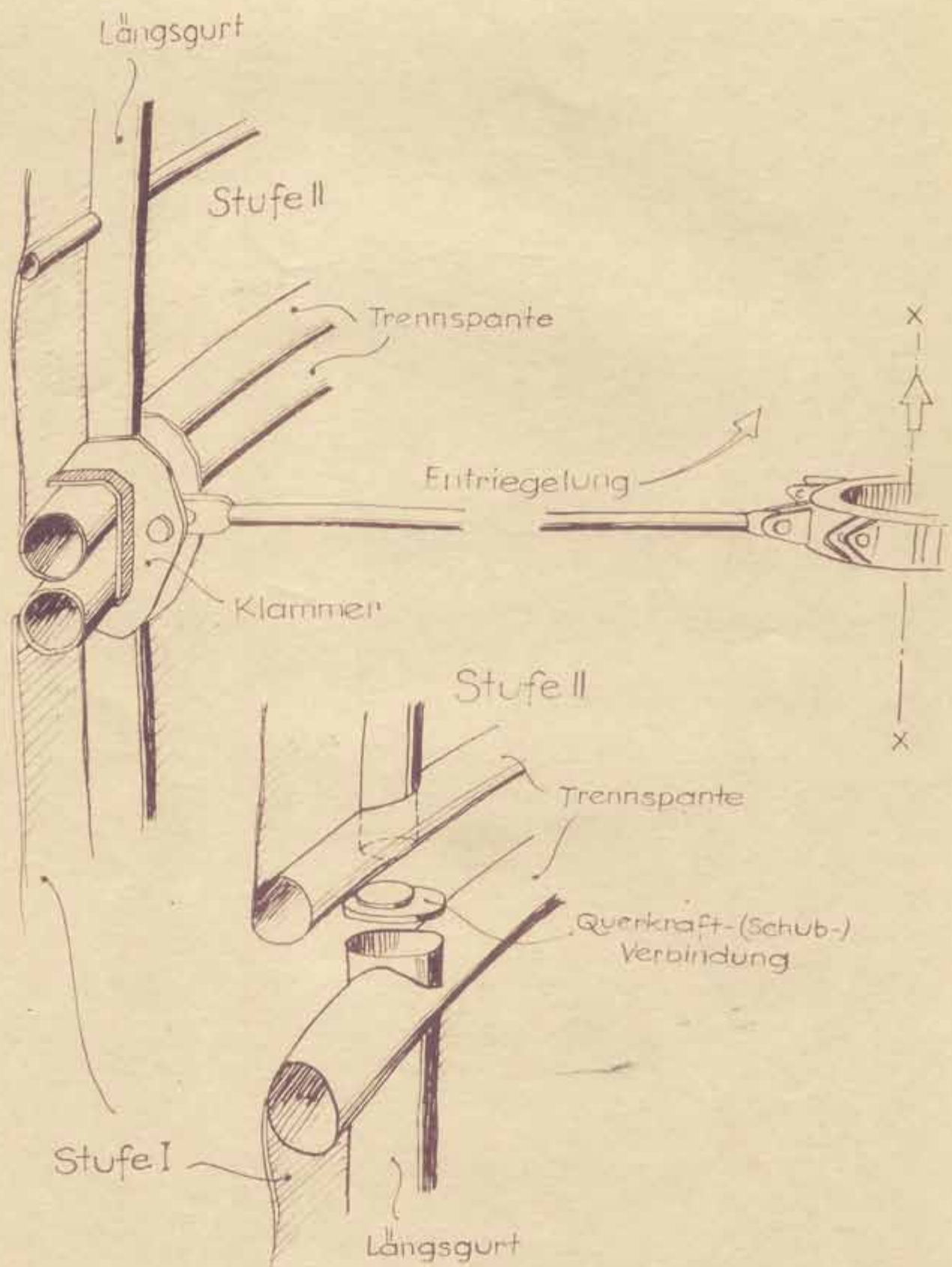
SYSTEM DES ZELLENAUFBAUES

Abb. 2



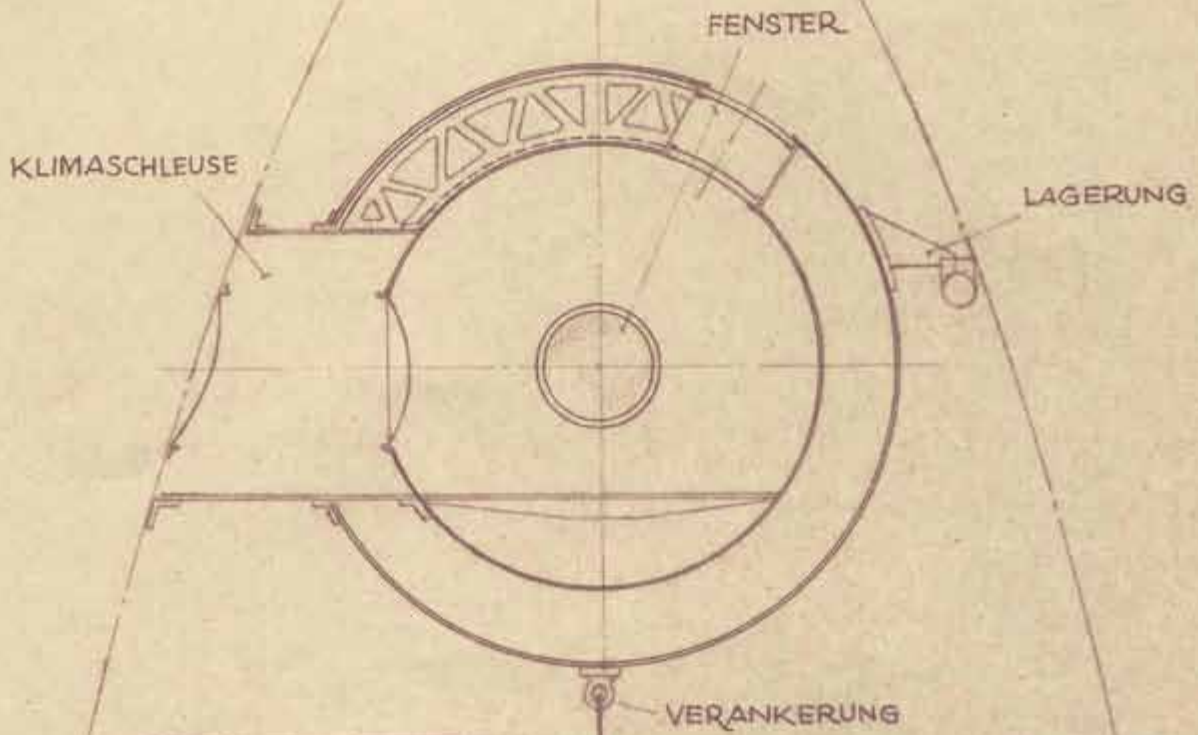
DIMENSIONEN DES ZELLEN-SYSTEMS

Abb.3



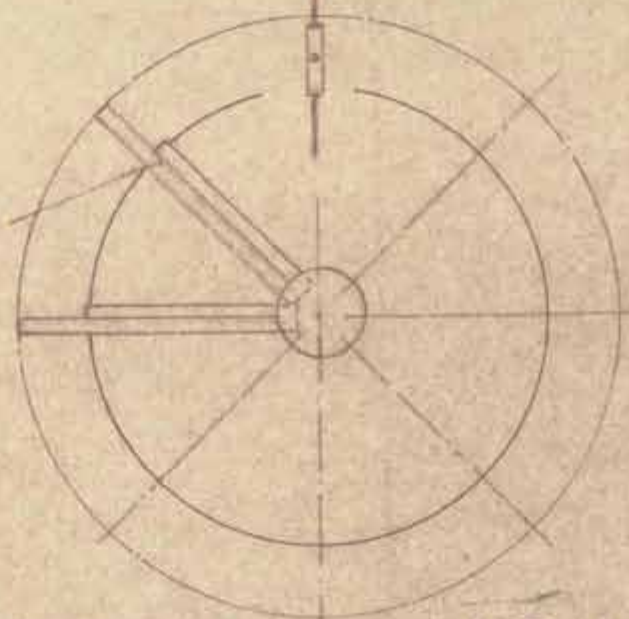
Vorschlag zur Stufentrennung

Abb. 4

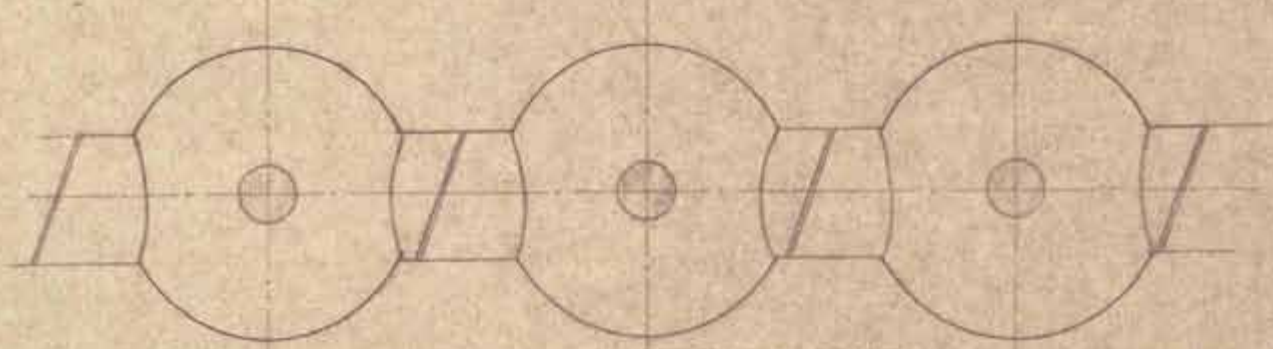


M 1:50

Z-SPANTE



# VORSCHLAG KABINE

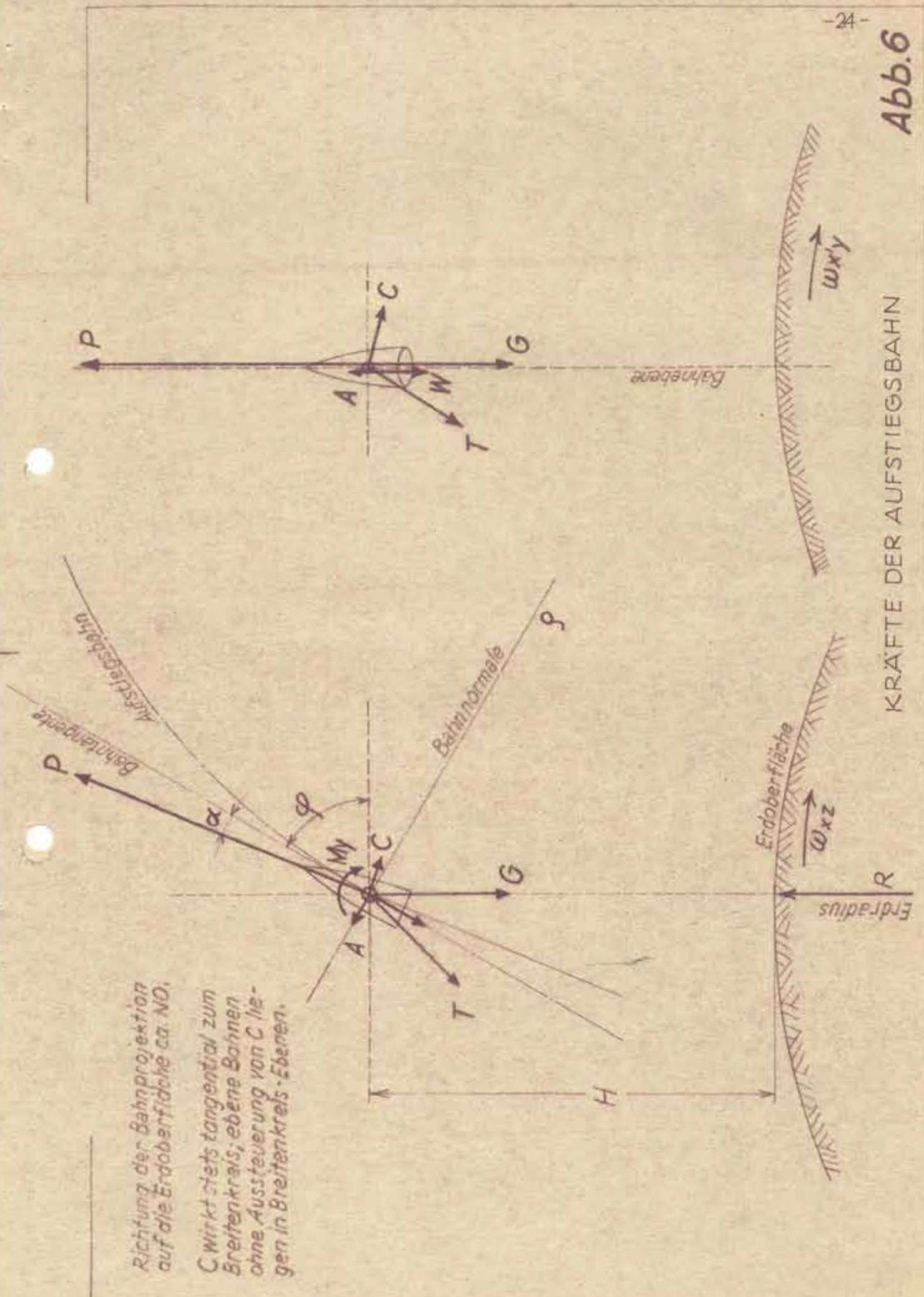


KUPPELN MEHRERER KABINEN  
ZUR AUSSENSTATION

Abb.5

Abb. 6

KRÄFTE DER AUFSTIEGSBAHN



Richtung der Bahnprojektion auf die Erdoberfläche ca. NO.  
 C wirkt stets tangential zum Breitenkreis; ebene Bahnen ohne Aussteuerung von C liegen in Breitenkreis-Ebenen.



# Verlauf der Aufstiegsbahn (rel. Bahn)

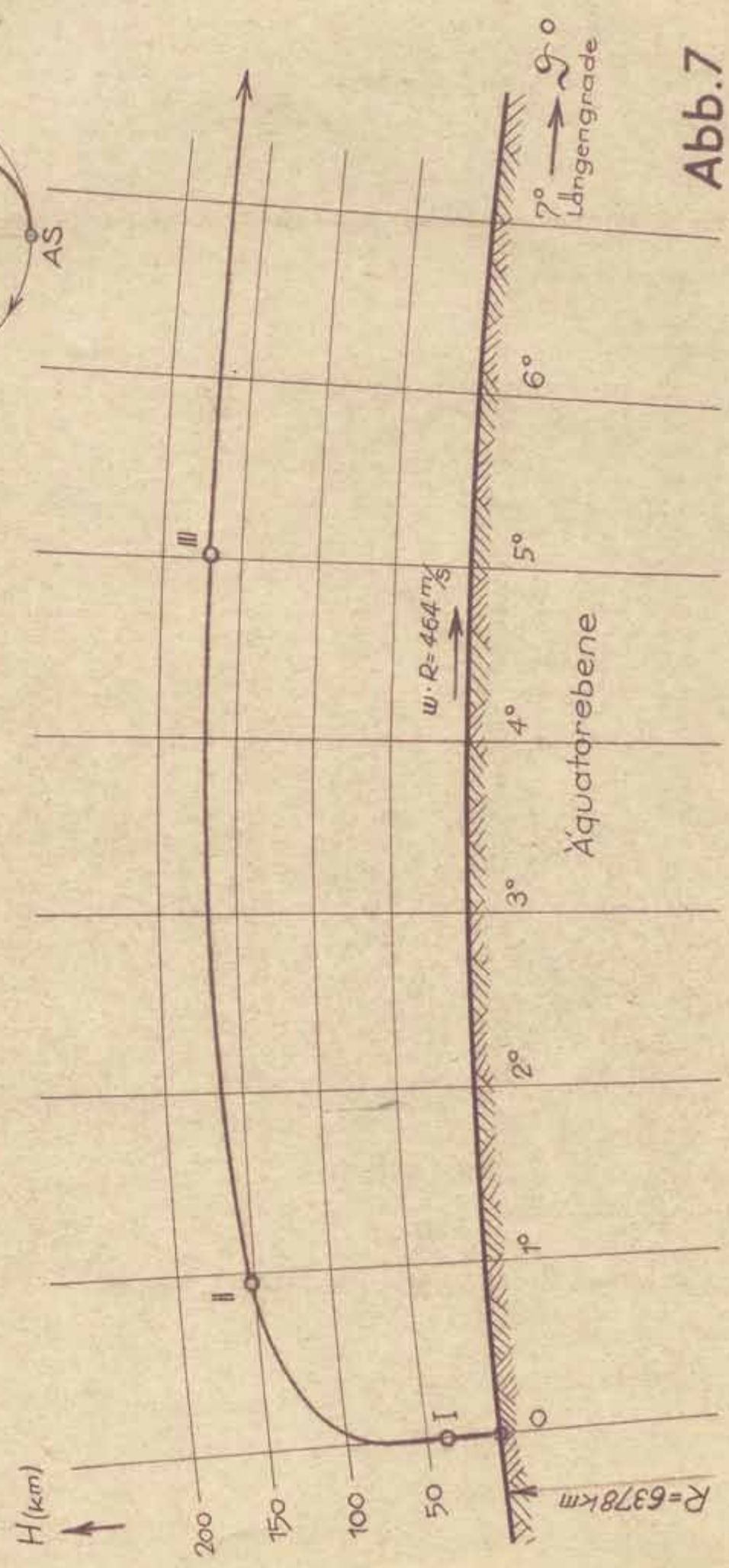
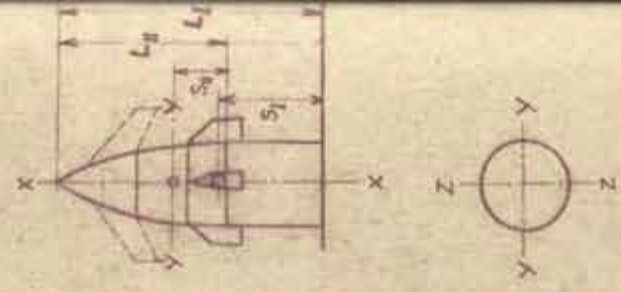
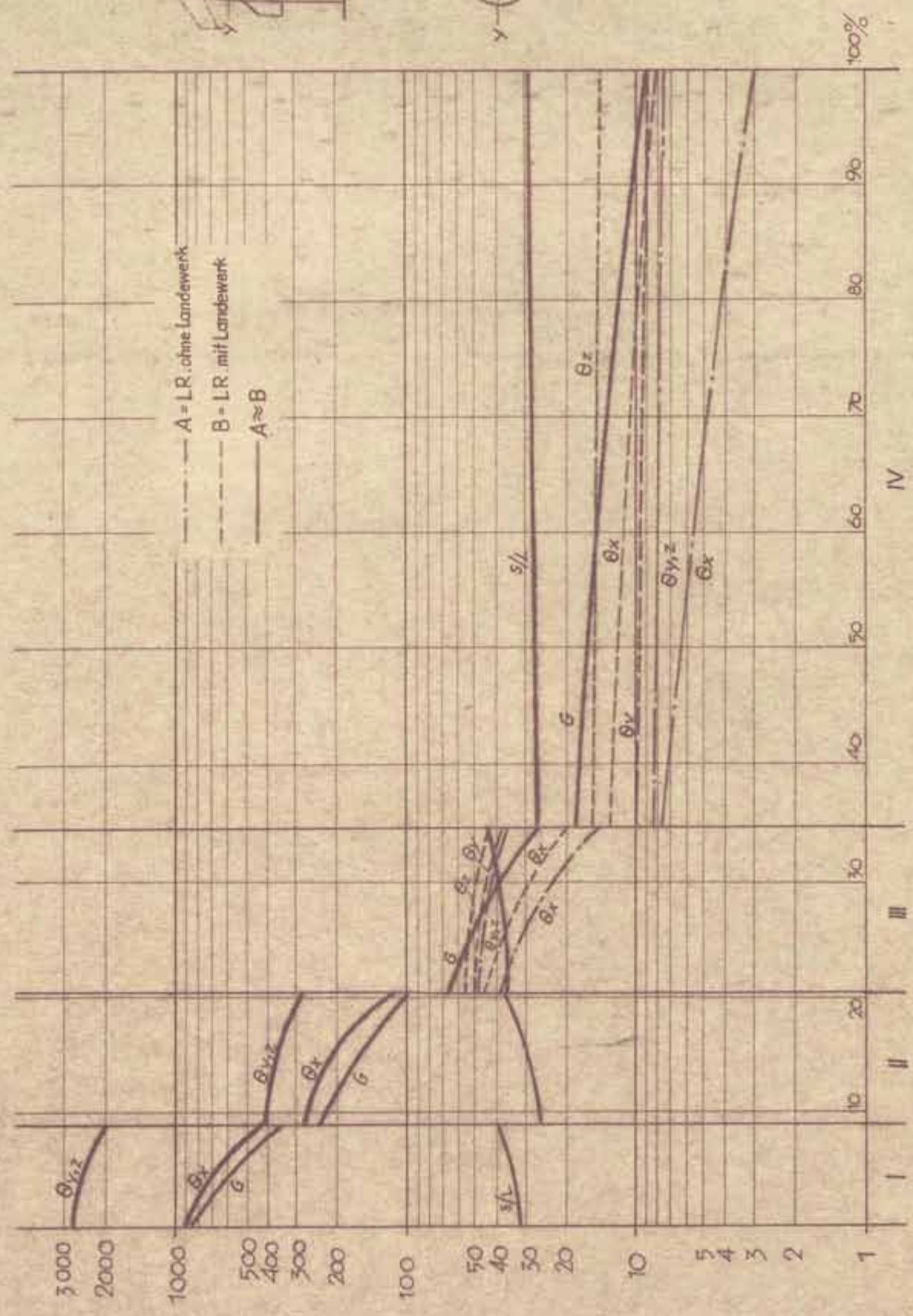


Abb.7



Gewicht  $G(t)$ , Schwerpunktlage  $s/l$  (%), Trägheitsmomente  $\theta_{x,y,z}$  ( $mts^2$ ) über Brennzeit  $t_{Br}$  (%)

Abb. 8

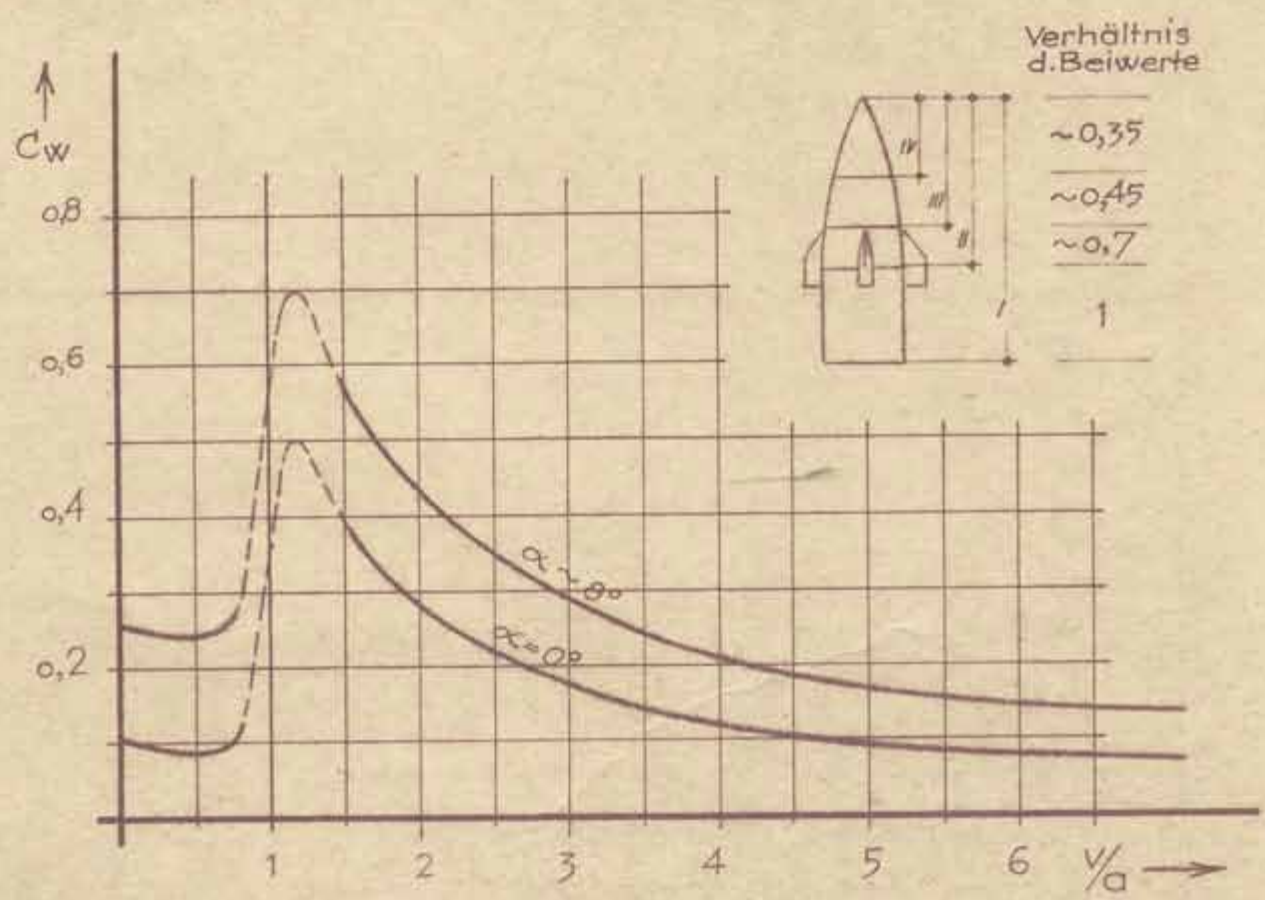
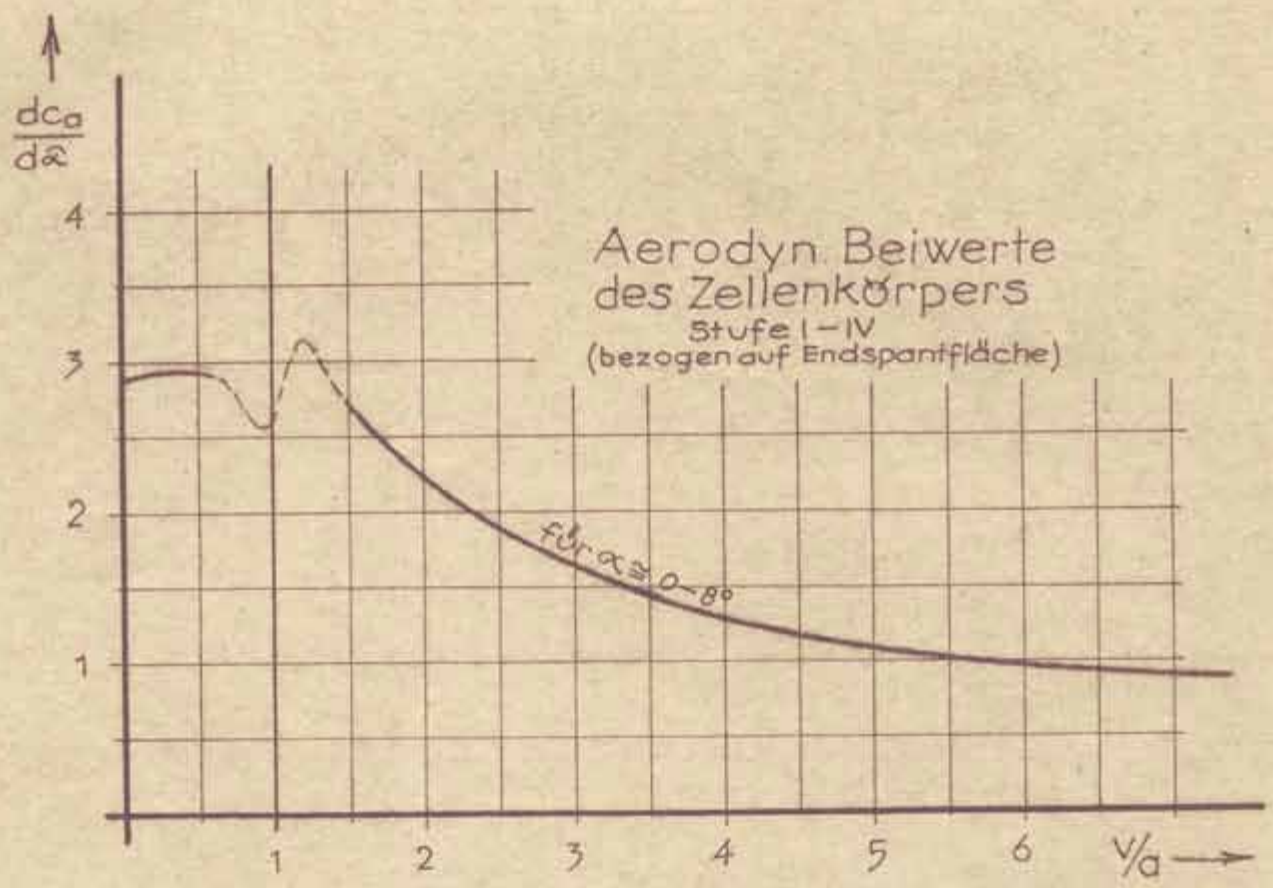


Abb. 9

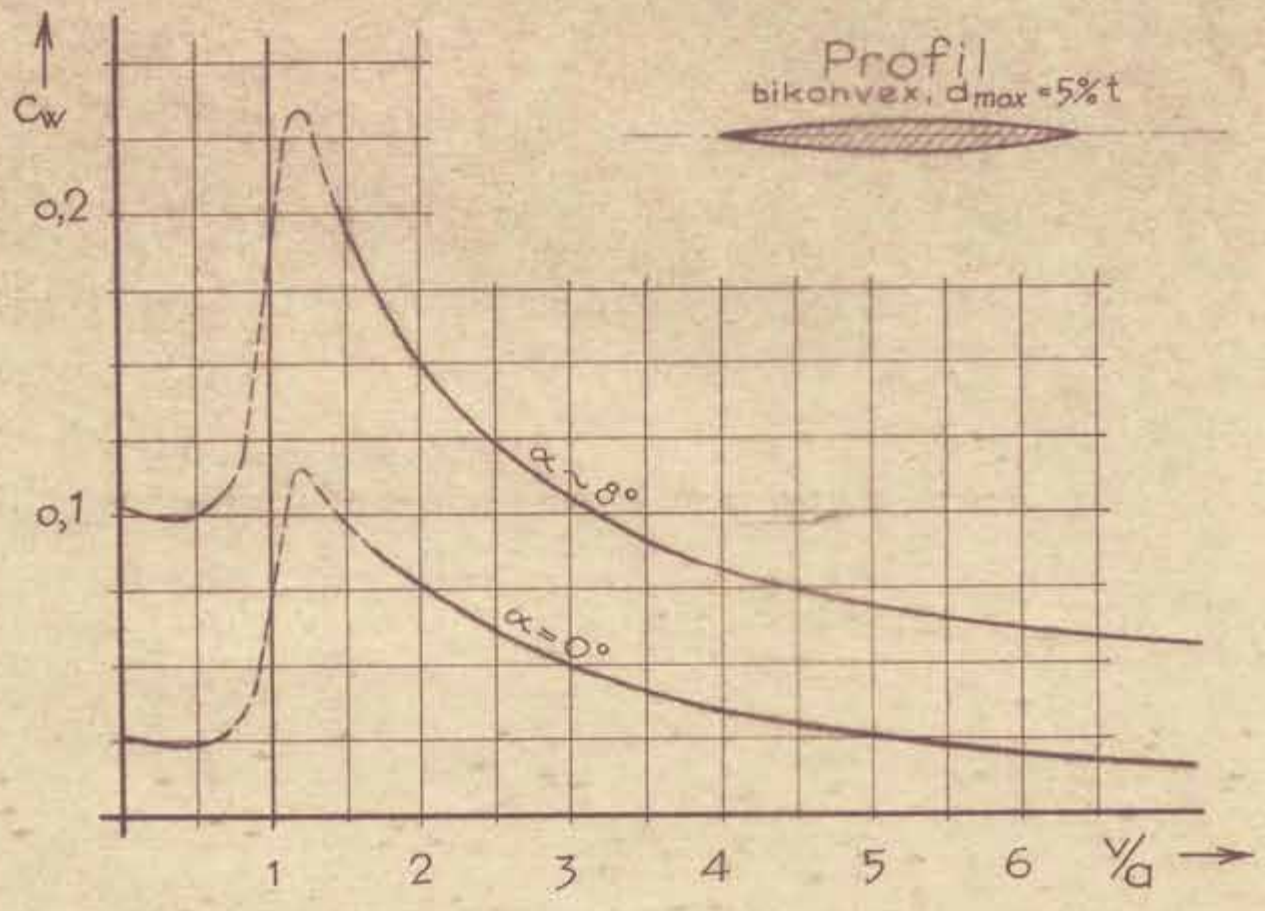
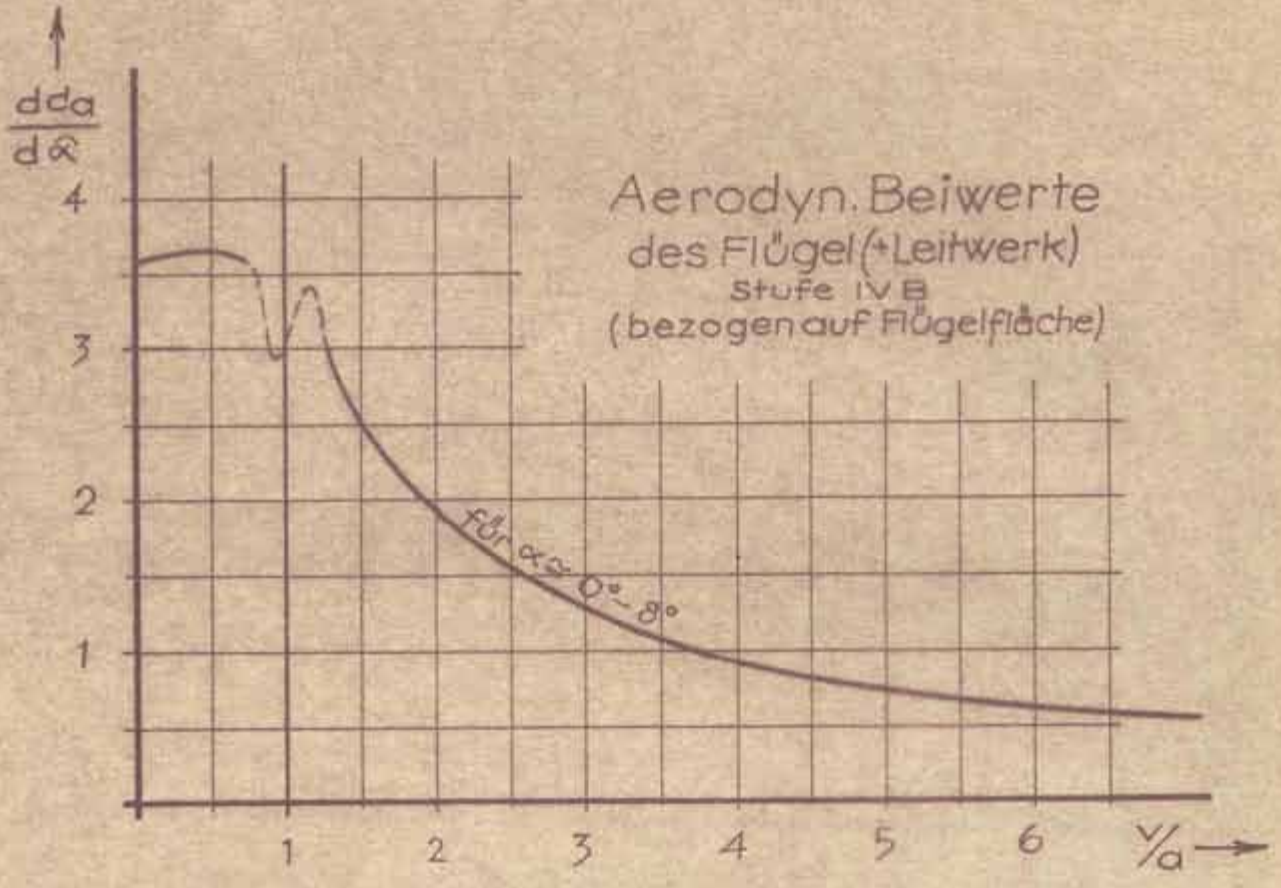
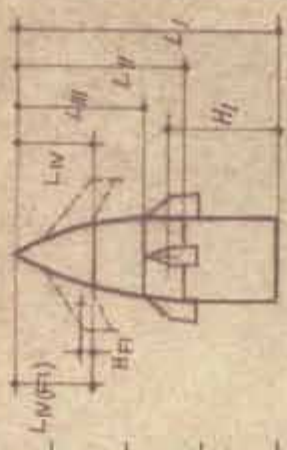
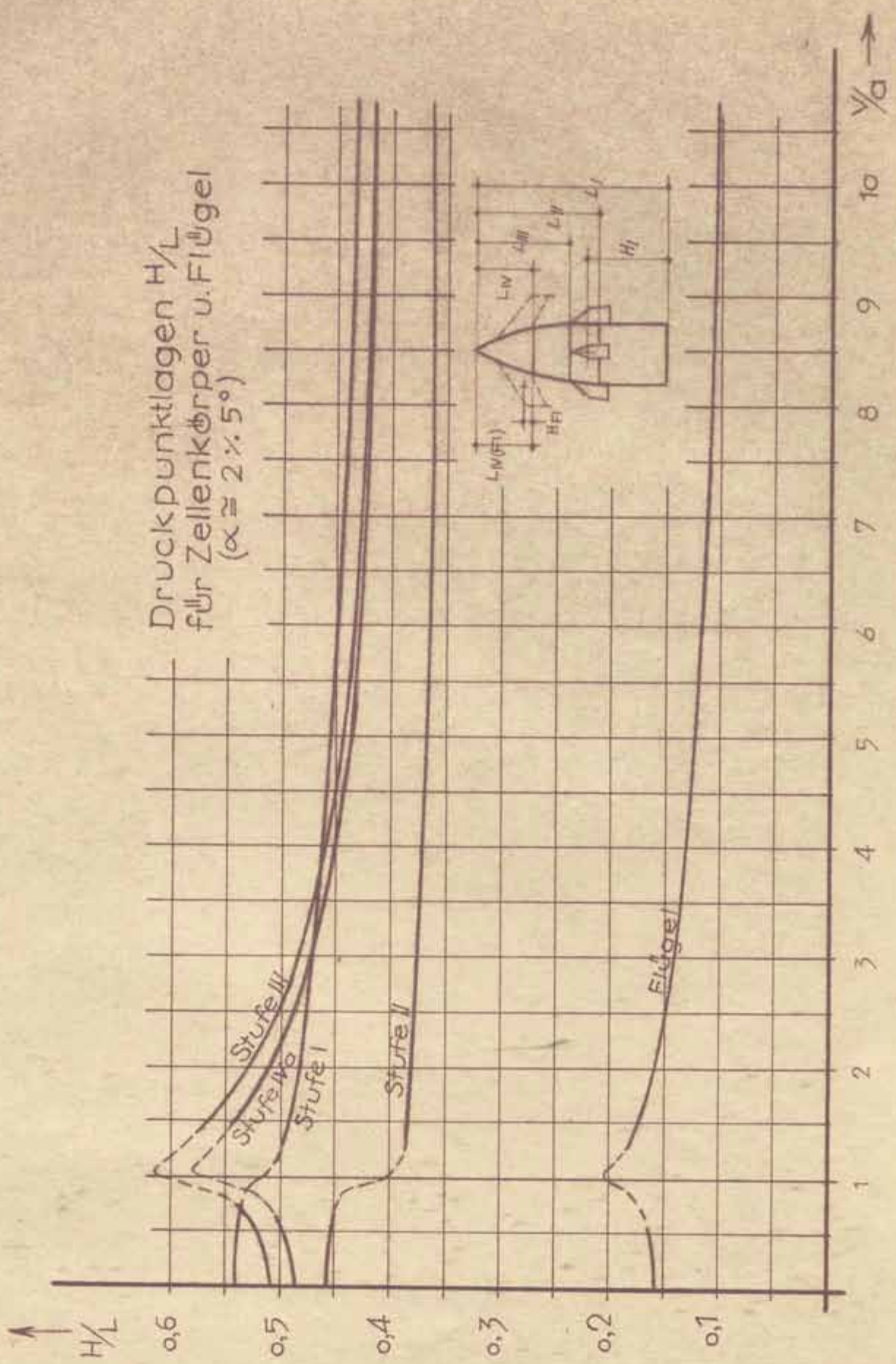
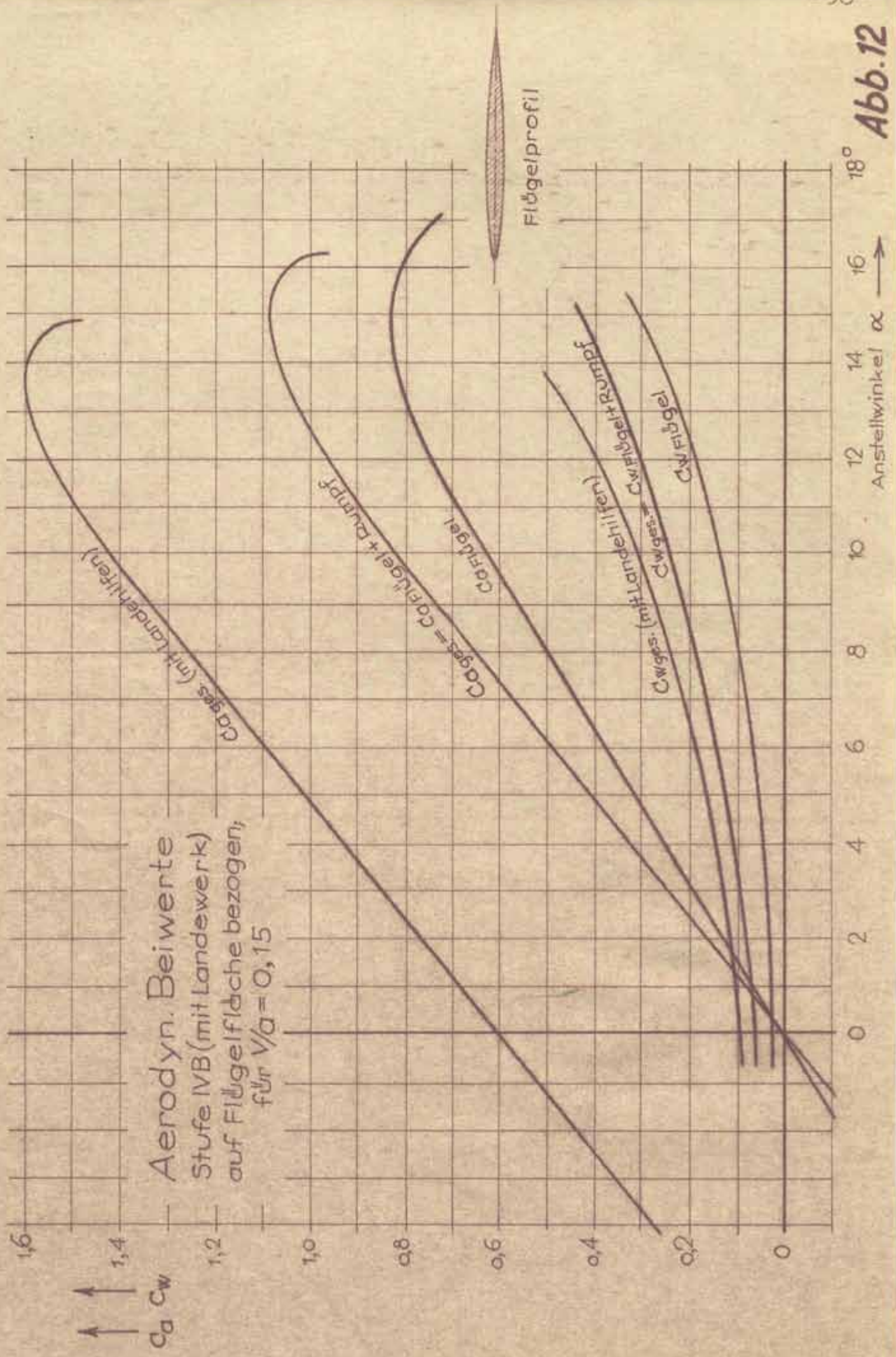
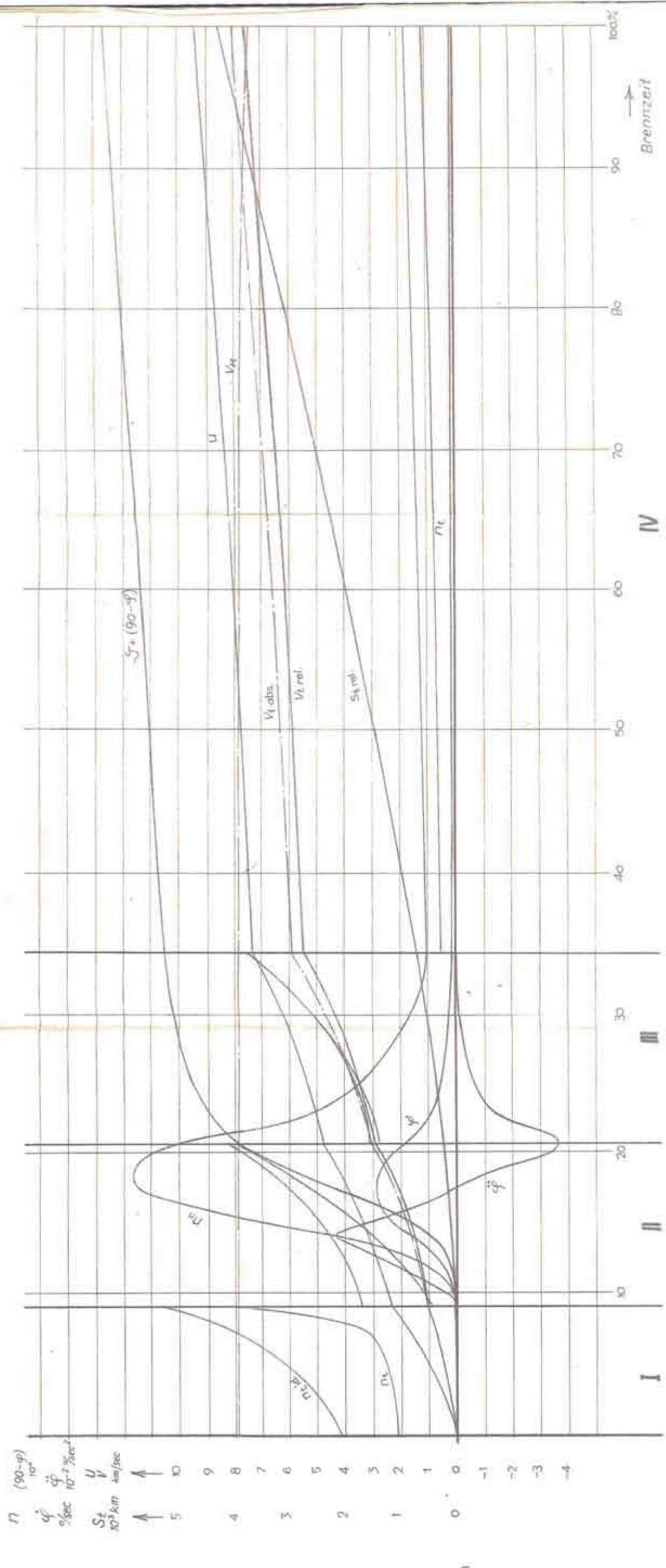


Abb. 10







Bestimmungsgrößen der Aufstiegsbahn

Abb. 13

## 6. Zusammenfassung und Schluß.

Der Zweck dieser Arbeit war es zu zeigen:

1. daß es grundsätzlich ~~unmöglich~~ bereits heute - nur unter Voraussetzung des gegenwertigen Entwicklungsstandes der Technik-moeglich und sinnvoll ist, einen detaillierten Entwurf einer Großrakete anzufertigen, obwohl dieser Entwurf wegen der Unzulaenglichkeit der Arbeitsmittel und Arbeitszeit nur unbefriedigend und auch nur eine Annäherung an die gewünschte Loesung sein kann;
2. daß der Entwurfsvorgang als solcher geschlossen dargestellt werden kann und bei staendiger Wiederholung bei laufender Verbesserung der Ausgangswerte durch schrittweises Annahern zur optimalen Loesung des Problemes fuehren kann. Die optimale Loesung kann dann als erreicht betrachtet werden, wenn die Fehlergenauigkeit  $\pm 1\%$  betraegt. Bei dem vorliegenden Entwurf duerfte die Fehlergenauigkeit und damit die Annäherung an die optimale Loesung noch etwa bei der Groessenordnung von 20 % liegen;
3. daß es moeglich ist, nicht nur eine grobe Auslegung eines Fahrzeuges durchzufuehren, sondern diese auch auszuwerten und auf einen speziellen Entwurf anzuwenden, zum Zwecke der Festlegung der genauen Abmessungen, der Bahnkraefte und der statischen Berechnung, die ihrerseits wieder auf genauere Konstruktionsgrundwerte fuehren und somit eine weitere Annäherung an die optimale Auslegung ermoeeglichen.

Es laesst sich durch die in diesem Bericht noch recht grob durchgefuehrte Rechnung bereits der Aufwand, der fuer die Durchfuehrung des Aussenstationprojektes erforderlich ist, in erster Naeherung uebersehen, so dass ebenfalls - mit Hilfe dieser Unterlagen - eine grobe Kostenrechnung des Projektes moeglich ist. Diese wiederum gestattet einen Ueberblick ueber die Kostenanteile der einzelnen Kostenstellen, so dass man dann in der Lage ist die vorhandenen Forschungsmittel und Moeglichkeiten an der richtigen Stelle anzusetzen. Durch diesen Kreislauf der Entwicklung laesst sich dann eine Annäherung an das Kostenminimum des Projektes erreichen und es bleibt dann noch zu zeigen, dass dieser finanzielle Aufwand in irgend einer Form gerechtfertigt werden kann.

Zweifellos ist es hierbei die Aufgabe des Ingenieurs durch langwierige exakte Forschungs- und Konstruktionsarbeit daran mitzuhelfen, dass das Kostenminimum des Projektes ermittelt und erreicht werden kann. Dieses aber ist ein Problem der Zeit, zu dessen Loesung die astronautischen Gesellschaften wesentlich beitragen koennen. Jeder freiwillige Arbeitsbeitrag fuer dieses Projekt bedeutet gleichzeitig eine Reduzierung der Gesamtkosten des Projektes. Diese Tatsache kann nicht genugend hervorgehoben werden.

Es bleibt nun noch die Frage offen, ob durch die Entwicklung einer Atomrakete nicht die ganze Entwicklungsarbeit fuer die Raketen auf der Basis der chemischen Treibstoffe hinfaellich werden koennte. Diese Frage kann seit kurzem - in Uebereinstimmung verschiedener Forschungsergebnisse - dahingehend beantwortet werden, dass die chemische Rakete fuer die naechsten Jahrzehnte, vielleicht auch fuer immer, der Atomrakete bezueglich des finanziellen Aufwandes ~~unueberlegen~~ beim Aussenstationprojekt eindeutig ueberlegen ist. Damit ist gewährleistet, dass die Arbeit an diesem Projekt sinnvoll ist und eine reale Grundlage hat.

Diese Tatsache moege den privaten astronautischen Gesellschaften Verpflichtung und zugleich fuer ihre Arbeit richtungweisend sein.



7. Literaturverzeichnis

1. H.H.Koelle " Verfahren zur Bestimmung der Minimalen Startgewichte und der guenstigsten Konstruktionsgrundwerte von Raumfahrzeugen", G.F.W. Forschungsbericht Nr.5 - Mai 1950;
2. H.H.Koelle " Der Beweis der Moeglichkeit der Weltumfahrt", G.F.W. Forschungsbericht Nr.7 - Nov. 1950 ;
3. E.Saenger, I. Drett "Ueber einen Raketenantrieb fuer Fernboehrer" UR 3538 -1944,
4. H.Engel, U.Boedewast, K.Hanisch "Die Aussonstition" in "Raumfahrt-Forschung"- R.Oldenbourg, Muenchen -1951
5. E.Saenger " Raketenflugtechnik ", R.Oldenbourg, Muenchen -1954
6. DVL Biershof "Bauvorschriften fuer Flugzeuge", Berlin 1936
7. Archivberichte Raumsonde -1940- 43 ( unveroeffentlicht )
8. H.H.Koelle " Der Einfluss der konstruktiven Gestaltung der Aussonstition auf die Gesamtkosten des Projektes" G.F.W. Forschungsbericht Nr.9- Mai 51

Strictly Copyright - Mai 1951  
 H. Koepfner-Cosblingen  
 H.H. Koelle-Stuttgart-Zuffenhausen

Strictly confidential  
 up to 4th of Sept.1951

*H. Koepfner*

*H.H. Koelle*