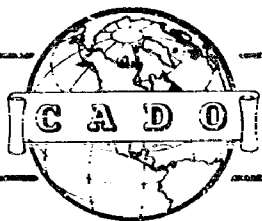


Reproduced by



CENTRAL AIR DOCUMENTS OFFICE

WRIGHT-PATTERSON AIR FORCE BASE - DAYTON OHIO

REEL-C

2487

A.T.I

52305

The
U.S. GOVERNMENT

IS ABSOLVED

FROM ANY LITIGATION WHICH MAY ENSUE FROM ANY
INFRINGEMENT ON DOMESTIC OR FOREIGN PATENT RIGHTS
WHICH MAY BE INVOLVED.

UNCLASSIFIED

Reproduced

FROM

LOW CONTRAST COPY.

ORIGINAL DOCUMENTS
MAY BE OBTAINED ON
LOAN

FROM

C A D O

Considerations on the Design of Large Transport Aircraft (Part I)

24305

(Not Known)

(None)

Azade Flugzeugwerke, GmbH, Brandenburg

(None)

(Same)

(None)

(None)

Unclass. Germany German 41 diags, graphs
Untersuchungen ueber Groestransporter I. Teil

TIB, Ministry of Supply

GDG 14/309

Preliminary design criteria for a large transport airplane are outlined. Static investigations are made of weight increase of the individual structural groups relative to increasing aircraft dimensions, percentage or weight of structural groups to total weight of aircraft, effect of stress relief on structural weight, payload varying with aircraft dimensions and effect of aspect ratio on centrally located payload, and increase of payload with constant structural weight. Investigations are also made for optimum range, range at constant lift coefficient, speed, and performance. Structural and performance data are given for four different variations of the large transport.

LIMITED. Copies obtainable from CADC by U.S. Military Organizations only. (2)

Airplane Design and Description (10)

Airplanes - Preliminary design

Preliminary Design (1)

(08401.3); Airplanes, Transport - Design (08729.3)

AIR DOCUMENTS DIVISION T-2
RECEIVED
1957

15-67



DEPARTMENT OF DEFENSE
DIRECTORATE FOR FREEDOM OF INFORMATION AND SECURITY REVIEW
1155 DEFENSE PENTAGON
WASHINGTON, DC 20301-1155

17 FEB 1998
Ref: 98-F-0709/L

Mr. Michael Ravnitzky
612 Lincoln Avenue, #301
St. Paul, MN 55102

Dear Mr. Ravnitzky:

In response to your Freedom of Information Act request of January 13, 1998, for a copy of document ATI 52305, *Considerations on the Design of Large Transport Aircraft*, the Defense Technical Information Center forwarded the document to this Directorate for review, release determination, and direct response to you.

The document has been reviewed and determined to contain no classified information. A copy of the document is provided for your use. No fees are assessed in this instance

Sincerely,

A. H. Passarella
Director

Enclosure:
As stated

cc:
Defense Technical Information Center

2 Feb 2000

Per telecon with Mrs. Curry, DoD-Freedom of Information and Security Review office, their intent was to make this report Publically Available. Anytime they release a report to the general public, e.g; Mr. Ravnitzky, they are clearing the report for Public release.

A E Ham
DTC-OCQ

G.D.C. 14/2091

14/2091

TI No. 52305

UNCLASSIFIED

Jack
1681

0470815

NAD 22200

1/10/10

10-10-10

CONSIDERATIONS ON THE DESIGN
OF LARGE TRANSPORT AIRCRAFT

Part I

Arado Flugzeugwerke, Brandenburg
(undated)

Translated by J.M. Hamilton

Analysis of the Design of a Large
Transport Aircraft

Part I

- a. Static Analysis.
 1. Increase in the individual weight groups with increasing aircraft dimensions.
 2. Percentages of individual weight groups to total weight.
 3. Influences of stress relief on structural weight.
 4. Variation in payload with aircraft dimensions and influence of aspect ratio on centrally added load.
 5. Increase of payload with constant structural weight by load distribution over the span.
- b. Range and Endurance.
 1. Optimum ranges.
 2. Ranges for constant C_n value.
 3. Ranges for constant speed.
 4. Ranges with constant output.
 5. Comparison of characteristic Relationships.
 6. Ranges of the alternative Design "E".
- c. Preliminary Projects
 1. Analysis of variants.
 2. Analysis of an aircraft with thickened widening cargo space.
 3. Analysis of an aircraft with supplementary cargo space.

a. Static Analysis.

The tasks for which an aircraft is intended, determine its dimensions, stressing, and, consequently, structural weight and all-up weight. The component weights of a structural group are essentially of two kinds (a and β):

- a) Weights determined by the stressing
- β) Weights determined by design form.

In the development of a known structural type, the changes in weight can be sufficiently well estimated by comparison, and analysis according to a and β .

For the re-design of an aircraft of hitherto unknown order of magnitude, estimation of weights by comparison is excluded, and it is only possible to determine the weights absolutely, by calculating the weight components of the first kind, and assuming values for weight components of the second kind. Alternatively, the weights of the structural groups of an aircraft are developed as a whole, in ratios determined from similar enlargement of an existing aircraft.

- 1. Increase of the individual weight groups with increasing aircraft dimensions.

Applying weight determination by absolute values, the weights of structural groups of a series of aircraft in the order of magnitude of 16-120 tons, can be determined on the following assumptions:

Area loading: $G/F = 250 \text{ kg/m}^2$
 Power loading: $G/N = 5.8 \text{ kg/hp.}$
 Wing aspect ratio: $\lambda = 7.5$
 Stress classification: H_3
 Construction: Standard single-fuselage type with tail unit on fuselage.

For the standard take-off weight, the following power plants are assumed, on the condition of constant power loading, in multiples of 2, 4 or 6:-

BMW 801	combat performance	-	1370 hp.
BMW 6002	" "		1950 "
DB 613	" "		3400 "

(with exhaust turbo-blower).

The standard take-off weights will then be within the limits of 16 -120 tons.

The application of this method of calculation and the percentage composition of the component weights by kinds a and β having been checked on a known prototype aircraft of 16 tons, the component weights of the individual structural groups, with approximately the same equipment, the equipped weights, and as the difference with respect to the standard take-off weight, the payload weight, are obtained (see Table Blatt 5).

Remarks on the individual group weights:

Power plant: The power plant weight does not include the fuel tanks, the weight of which can vary according to the intended service of the aircraft, i.e. the percentage of fuel weight in the payload.

Fuselage: The structural weight of the fuselage only varies between about 1.8 and 2.5 times the aircraft weight of 16 to 120 tons; i.e. does not increase proportionally to the power dimensions. Fuselage weights are considerably affected by presence of a bicycle undercarriage.

/Wing

Wing Unit: The wing group weight corresponds to a standard twin-spar construction with Fowler flaps. The stress-relief power-plant components is embodied in the individual items, the relief by tank and fuel system elements in the wing unit, being disregarded as unknown.

Tail Unit: Standard tail unit on fuselage.

Wing control surfaces: ailerons with Fowler flaps.

Undercarriage: Tricycle with nose-wheel.

2. Percentages of individual weight groups to total weight.

The percentages of the individual weight groups plotted against the total weight, within the range of 16-35 tons, show an initial reduction in the equipped weight percentage, due to the decreasing percentage of the power-plant weight; subsequently, however, the percentage of pay-load to total weight, steadily decreases (See Table, Blatt 8).

The increasing percentage of the structural groups, the weight of which is in part determined by the static stressing, may be explained as follows:-

For constant area loading, the total weight increases with the square of the linear magnification, while the percentage weights of the α - kind increase with the third power, since the corresponding external loads increase as the second power, following the similarity laws of the theory of strength, and neglecting the influence of the weight of the structural group itself. If the design-controlled weights (the β -kind) are assumed also to vary as the third power, the ratio of group weights to total weight - i.e. their percentages, must increase directly as the linear dimensions.

The influence of the structural weights on stressing and the increase of the design-controlled weights, operate in modification of the above relationship.

3. Influence of stress-relief on structural weight.

A more detailed investigation of these questions appears necessary as a parallel to the itemized weight calculation, to determine the effect of stress-relief modification of the wing aspect ratio under otherwise like conditions, and finally, as an answer to the problem of the absolute maximum pay load and limiting aircraft dimensions.

The relationship of the structural group weights to scale enlargement of the aircraft under the conditions stated (see above), can be stated for the wing unit weight as follows:-

Generally,

$$G_{Tr} = K^\mu \cdot G_{Tro}$$

where G_{Tro} is the weight of the original wing unit; when for the coefficient of linear magnification k , the exponent $\mu = 3$ (see Table, Blatt 10).

Allowing for the structural weight and the weights of control surfaces and controls similarly affecting the distribution of the aerodynamic load, the exponent μ becomes dependent on k , and follows the curve "a₀".

For simpler analysis of the influence of item weights (e.g. power plant) on stress distribution, these are plotted to the same value, but with a distribution over the span corresponding to that of the aerodynamic load. This approximation is better applicable to large aircraft with the power plant distributed over the wing span, than small aircraft with the power plant concentrated near the wing roots. If stress relief by the power plant is included, $\mu(k)$ develops according to curve "b₀". In actual fact,

/therefore

therefore, with increasing value of k , μ changes from "a" to "b".

For the initial condition

$$G_0 = 16 \text{ tons}$$

$$b_0 = 22 \text{ metres}$$

the airframe weights with the different stress-relieving factors have been plotted against the linear magnification factor k , on the assumption of $G/F = 250 \text{ kg/m}^2$, $G/N = 5.8 \text{ kg/hp}$. and $\lambda = 7.5$, in the table "Blatt 12".

The function $\mu(k)$ for the airframe, determined from the similarity consideration, agrees well with the value obtained from the itemized determination of structural group weigh described in paras. 1 and 2.

For the remaining structural groups, the development of $\mu(k)$ has not been performed; the relationship is obtained by plotting the structural group weights determined according to paras. 1 and 2 against k and finding the exponent μ from the following equation:-

$$G_{\text{Baugr}} = G_{0\text{Baugr}} \cdot k^\mu$$

With the known value of the function $\mu(k)$ for the structural groups entering into the equipped weight, a regular analysis of the effect of varying the weights for a scale enlargement is possible without itemized determination of the structural group weights - in particular for the determination of the order of magnitude of the useful load for an aircraft of any given size, and the influence of a change in the wing aspect ratio on airframe weight and thus on the payload; since the variation of the aspect ratio is effected, merely to maintain the area loading for the same wing area and weight, and the excess weight of the wing unit, therefore, directly affects the pay load.

4. Variation in payload with aircraft dimensions and influence of aspect ratio on centrally-added load.

For the scale magnification up to 8 x the original linear dimensions of a prototype aircraft of $G_0 = 16 \text{ t.}$, $b_0 = 22 \text{ m.}$, with the same area and power loading, but wing aspect ratio varying between $\lambda = 7.5$ and $\lambda = 12.5$, the exponents μ may be considered as constant in the mean (if the calculation of $\mu(k)$ for the wing unit).

The values of the exponent μ for the different structural groups will be as follows:-

	μ
Power plant (excl. fuel tanks)	1.80
Fuselage	2.50
Wing Unit	2.75
Tail Unit	2.90
	2.45
	1.15
	0.00

importance in this connection.

/The

The equations:-

$$G_{Zuldg} = G_{Start} = \text{Rüstgewicht}$$

or

$$G_{Zuldg} = G_0 \cdot k^2 - E \left[\frac{G_{Baugr}}{k} \cdot k^4 \right]$$

furnish the values of the payload against k and thus against the take-off weight, for different aspect ratios.

The payload reaches a maximum, and thus forms a limit for the aircraft dimensions, under the assumptions made and according to the wing aspect ratio, at a take-off weight of 200-300 tons, corresponding to aspect ratios of $\lambda = 12.5$ to 7.5 (see Table "Blatt 15").

"Blatt 15" shows the percentage of payload to take-off weight; within the range of the maximum, it amounts to about 20% of the take-off weight.

5. Increase in payload for equal structural weight, by load distribution over the span.

The considerations applied hitherto, to the effect of increasing aircraft dimensions on structural weight and attainable payload, were valid for centrally-applied loads.

If it becomes possible to distribute the payload more suitably, e.g. by distributing the fuel weight over the span, the payload can be considerably increased by only a slight increase in the structural weights.

A simple mathematical calculation shows that the design of a dual-purpose aircraft is possible, if the payload consisting principally of fuel, is distributed over the wing span, the tanks being taken into use successively from inboard outwards.

Let the alternative payload composition be adapted for the following two purposes:

Service	Take-off Weight Tons	Structural Weight Tons	Total Payload Tons	Cargo Tons	Fuel Tons
1 Transport	93	55	38	20	17
2 Long-range bombing	130	55	75	5	69

Comparison of stressing in the two cases:

The load factors are calculated for equal speed in either case, for the flying weights from take-off to landing with tanks empty: for the pull-out according to Stress group H₃, and for gust loading (see Table "Blatt 19").

The curves of ruling transverse forces and bending moments of the wing unit for both purposes, show for alternative 2, compared with alternative 1, higher bending stresses in flight at the supporting sections; and higher bending and transverse stresses at take-off and landing shock, with $e = 2$ for a take-off weight of 130 tons. The peak in the region of the attachment of the wing to the fuselage (see Tables "Blatt 21" and "Blatt 22").

The increase in weight is only an insignificant increase

The same results are arrived at for the other unspecified structural groups.

Summarizing, it may be said, that no unfavourable effect on the performance will result from adaptation of a transport aircraft for long-range bombing, owing to the consequent weight increment.

b. Analysis of Range and Endurance.

1. Optimum range as a function of

$$\left[c_{wp} + c_{wr} \right], \text{ and } b^2/F.$$

Notation.

- R = Range (km)
- v = Speed (m/sec.)
- t = Time (sec.)
- T = Endurance (hrs.)
- G = Weight (kg)
- G_{st} = take-off weight (kg)
- G_L = landing weight (kg)
- G₀ = $\frac{G_{st} + G_L}{2}$ (kg)
- N = Output (hp)
- F = Area (m²)
- F_{ws} = Drag area (profile and residual) (m²)
- F_{wi} = Induced drag area (m²)
- C_{wr} = Coefficient of residual drag
- C_{wp} = Coefficient of profile drag
- C_{wi} = Coefficient of induced drag
- ρ = Air density (kg.sec.²/m⁴)
- β = Unit fuel consumption (kg/hr/hr)
- b = Wing span (m)
- η = Propeller efficiency
- Y = Fuel density.
- E = Solidity ($F_B/t_m \cdot d_m$)

- F_B = fuel tank cross-sectional area.
- t_m = mean wing chord.
- d_m = mean wing thickness.

The relationships:

- (1) dR = v.dt
- (2) -dG = 75 Nβ.dt

lead to an optimum ratio dR/dG, on condition that:

$$(3) F_{ws} - F_{wi} = \frac{c_a^2}{x} \cdot \left(\frac{F}{b} \right)^2$$

i.e. the c_a-value must remain constant during flight. The speed of flight as a function of the instantaneous weight, is then:

$$(4) v = \frac{1}{\sqrt{\rho}} \cdot \sqrt{\frac{1}{x} \cdot \frac{F}{b^2}}$$

Integrating this relation, we obtain the optimum range as:

The curves in charts "25" and "26" show the ranges plotted against the ratio C_L/C_{St} with the parameters c_{wp} and c_{wr} for the aspect ratios 7.5; 8; 10; 12.

Chart "27" shows the percentage increase in optimum range as a function of the aspect ratio b^2/F .

Corresponding to the instantaneous speed v , the required instantaneous performance N is a function of the weight:

$$(6) \quad N = \frac{2}{75\eta} \cdot \frac{F_{ws}^{\frac{1}{4}}}{(\beta/2)^{\frac{1}{4}} \cdot \pi^{\frac{1}{4}}} \cdot \left(\frac{G}{b}\right)^{3/8}$$

The total flying endurance is then:

$$(7) \quad T = \frac{75\eta \cdot \pi^{\frac{1}{4}} (\beta/2)^{\frac{1}{4}} (b^2/F)^{\frac{1}{4}} \cdot b}{\beta (c_{wo} + c_{wp})^{\frac{1}{4}}} + \frac{1 - \sqrt{\frac{C_L}{C_{St}}}}{\sqrt{C_L}}$$

If the whole fuel supply is to be accommodated in the wings, and E is the mean solidity ratio of the available fuel tank cross-sectional area to the circumscribing rectangle of the profile, $d_m \cdot t_m$ while γ is the specific gravity of the fuel; then, the least possible wing area is a function of the range:

$$(8) \quad F_{min} \geq \frac{b^2}{E} \left[\frac{C_{St}/F}{d_m/t_m \cdot s \cdot \gamma} \right]^2 \cdot \left[1 - \frac{2\beta \sqrt{c_{wr} + c_{wp}}}{75\eta \cdot \pi^{\frac{1}{4}} \cdot \sqrt{b^2/F}} \right]^2$$

2. Ranges for constant c_a - value

The calculated optimum range will in practice not be attained owing to the continuous effect of the engine governor. Over any considerable period of time, the aircraft will probably fly, either with constant throttle, or with constant speed.

In order, however, to render determination of the range independent of the optimum value, it can be assumed that the distance in flight is covered with some arbitrary, constant c_a -value. The ratio between the selected and the optimum c_a -value may be denoted by α :

$$(9) \quad \alpha = \frac{c_a}{c_{a,opt}}$$

This factor α , is represented in terms of speed, range, output and endurance, as follows;

$$v = \frac{1}{\sqrt{\alpha}} \cdot v_{ca,opt}$$

$$R = 2 \cdot \frac{G}{1 + \alpha^2} \cdot R_{ca,opt}$$

$$N = \frac{1}{2} \cdot \frac{1 + \alpha^2}{\alpha^{3/2}} \cdot N_{ca,opt}$$

$$T = 2 \cdot \frac{\alpha^{3/2}}{1 + \alpha^2} \cdot T_{ca,opt}$$

Chart 28 shows the curves of these values against α . It will be seen, that a considerable improvement in speed and endurance is possible with only slight increase in the range.

Comparative calculations show good agreement between the ranges at constant speed, and the ranges at constant c_d , if the c_d -value used in the calculation, is such that for G_D the value of γ approximates to a constant speed, and the weight of fuel is small in relation to the take-off weight.

3. Ranges for constant speed

For any given, constant speed, the range can be determined as follows:-

The requisite engine output is composed of:-

1. Power to overcome F_{ws} drag, which is independent of the weight, i.e. constant over the whole flying distance:

$$(1) 75 \eta N_{F_{ws}} = \rho/2 \cdot v^3 \cdot F_{ws}$$

2. Power to overcome induced drag, F_{wi} , which depends on the weight, and therefore varies over the flying distance:-

$$(2) 75 \eta N_{F_{wi}} = \rho/2 \cdot v^3 \cdot F_{wi} = \frac{G/b^2}{\rho/2 \cdot \pi \cdot v}$$

From the change of weight with time:

$$(3) -dG = \beta \cdot N \cdot dt$$

We get, putting $N = N_{F_{ws}} + N_{F_{wi}}$:

$$(4) T = \frac{\eta}{\beta} \cdot \int_{G_L}^{G_{st}} \frac{dG}{\rho/2 \cdot v^3 \cdot F_{ws} + \frac{(G/b)^2}{\rho/2 \cdot \pi \cdot v}}$$

$$(5) R = v \cdot T$$

$$(6) R = \frac{477 \cdot \eta \cdot b}{\beta \sqrt{F_{ws}}} \operatorname{arctan} \frac{\frac{G_{st} - G_L}{\rho/2 \cdot v^2 \cdot b \cdot \sqrt{\pi \cdot F_{ws}}}}{1 + \frac{G_{st} \cdot G_L}{[\rho/2 \cdot v^2 \cdot b \cdot \sqrt{\pi \cdot F_{ws}}]^2}}$$

Since the term

$$\frac{G_{st} - G_L}{\rho/2 \cdot v^2 \cdot b \cdot \sqrt{\pi \cdot F_{ws}}}$$

$$1 + \frac{G_{st} \cdot G_L}{[\rho/2 \cdot v^2 \cdot b \cdot \sqrt{\pi \cdot F_{ws}}]^2}$$

is in practice small compared with unity, we can put: $\text{arc. tan } x = x$, hence,

$$(7) R = \frac{27C_0 \eta}{\beta \cdot F_{WS} \cdot \rho/2 \cdot v^2} \cdot \frac{G_{st} - G_L}{1 + \frac{G_{st} \cdot G_L}{[\rho/2 \cdot v^2 \cdot b \cdot \sqrt{\pi \cdot F_{WS}}]^2}}$$

This equation enables the range to be calculated for any value of v ; but care must be taken that the available engine power is not exceeded.

4. Ranges with constant output.

From the relationship:

$$(1) \quad dt = - \frac{dG}{\beta N}$$

and putting

$$(2) \quad dr = v \cdot dt$$

$$(3) \quad dr = - \frac{dG}{\beta N} \cdot v$$

we get:

$$(4) \quad R = \frac{1}{\beta \cdot N} \int_{G_L}^{G_{st}} v \cdot dG$$

From the power equation:

$$(5) \quad 75 \cdot \eta \cdot N = \frac{\rho}{2} \cdot v^3 \cdot F_{WS} + \frac{(G/b)^2}{\pi \rho/2 \cdot \pi \cdot v}$$

we get

$$(6) \quad v^3 = \frac{75 \eta \cdot N}{\rho/2 \cdot F_{WS}} - \frac{(G/b)^2}{(\rho/2)^2 \cdot F_{WS} \cdot v}$$

and

$$(7) \quad \frac{75 \eta \cdot N}{\rho/2 \cdot F_{WS}} = v_0^3$$

Since, in practice the second term on the right-hand side is small by comparison with the first, it is possible to substitute v_0 for v in the second term.

Consequently

(B)

For small values of x , we can put

$$\sqrt[3]{1-x} \sim 1 - \frac{x}{3}$$

hence, the velocity is represented by:

$$(9) \quad v = v_0 \left[1 - \frac{G/b^2}{3\pi (\rho/2)^2 F_{WB} v_0} \right]^{1/4}$$

and the range:-

$$R = 3.6 \frac{(G_{st} - G_L) v_0}{\beta N} \left[1 - \frac{G_{st}^2 + G_{st} \cdot G_L + G_L^2}{9\pi (\rho/2)^2 F_{WB} \cdot b^2 \cdot v_0 \cdot 4} \right]$$

The ranges calculated by this equation, are shown in the Table, "Blatt 34".

5. Comparison of Characteristic Relationships.
(See Table "Blatt 33").

6. Ranges of the Alternative Design "g"

(See Table "Blatt 34").

o. Preliminary Projects

.. Analysis of variants.

The following four variants were analysed to obtain an idea of the order of magnitude of the variations:-

Variants	A	B	C	D
Aspect ratio	7.5	7.5	12.0	12.0
Power plant	4 x DB 613	6 x DB 613	4 x DB 613	6 x DB 613
Power plant	17000	25500	17000	25000
Airframe	30000	37500	34000	42500
Structural weight	47000	63000	51000	68000
Equipment	3000	3000	3000	3000
Equipped weight	50000	66000	54000	71000
Area, F (m ²)	300	392	300	392
Wing span, b (m)	47.3	54	60	68.5
Take-off, at 0.8g	14800	21000	14000	21000
Nozzle, at 5.1g	12400	18600	12400	18600
Nozzle, at 5.1g	10700	16050	10700	16050

Project Requirements: 20000 kg. centrally applied load over 3500 km.

Crew	400	400	400	400
Ammunition	600	600	600	600
Fuel	16000	20000	13000	16500
Lubricant	1000	1500	1000	1500
Cargo (centrally carried)	20000	20000	20000	20000
Pay Load	38000	42500	35000	39000
All-up weight	88000	108500	89000	110000
G/F (take-off)	293	277	297	280
G/N (take-off)	6.28	5.15	6.36	5.23
Optimum range (km)	3430	3520	3500	3500
at $v_{st} - v_L$ km/h	400-363	392-352	357-330	350-324
at $N_{st} - N_L$ hp.	9800-7300	11800-8600	7000-5500	8350-6600
Range	3260	3300	3040	2980
at v_m km/h	450	450	450	450
at N_m hp.	10600	13300	9450	11800
v_{max} at G_{st} and 6 km.	497	527	508	542

Project requiring: 5000 kg. centrally applied load over 15000 km. range

Crew	400	400	400	400
Ammunition	600	600	600	600
Fuel (decentralized)	79500	101500	61000	78500
Cargo	5000	5000	5000	5000
Pay Load	85500	107500	67000	84500
All-up weight	136500	175000	122000	157000
G/F (take-off)	452	477	406	400
G/N (take-off)	9.7	8.35	6.73	7.5
Optimum range	14900	14950	14900	14900
at $v_{st} - v_L$ km/h	500-322	496-324	418-395	418-295
at $N_{st} - N_L$ hp.	19000-5100	23800-6520	11200-3950	14200-5040
$N_{D,max}$	10700 ^{x)}	16050 [*]	10700 ^{xx)}	16050

x) impracticable
xx) short-term possibility

These figures show that the long-range alternative requires an aspect of at least 12, under the given conditions, the required engine power after take-off, being 11200 hp.

Fig. 27 shows the percentage increase in range with variation of b^2/F , for an aspect ratio of 7.5.

2. Analysis of design with increased riding cargo space

Design for a transport aircraft with increased riding cargo space as a portion of the wing section. The required wing unit were determined by the increased riding cargo space. The values of b^2/F and $N_{D,max}$ are given in the following table.

Following data:

Power plant	4 x DB 613		
Area	360 m ²		
Span	63 m		
Aspect ratio b ² /F	11		
Fws	7-5 m ²		
Power plant	17000 kg		
Airframe	35000 "		
Structural weight	52000 kg		
Equipment	3000 kg		
Equipped weight	55000 kg.	55000 kg.	
Crew	400 kg.	400 kg.	
Ammunition	600 kg	600 kg	
Fuel	17000 kg	69000 kg	
Cargo	20000 kg	5000 kg	
Pay Load	38000 kg	75000 kg	
Take-off weight	93000 kg	130000 kg	
area loading, G/F	258	361 kg/m ²	
Power landing G/N	6.65	9.3 kg/hr	
Range "R" in km.	4000	3500	15200 km.
a: v _{st} - v _L	340-308	443-400	402-276 km/h
a: N _{st} - N _L	7200-5350	10750-7920	12000-3860 hp
v _{max} for G = 83500 kg.	at 6 km. 485 km/h.		

With jet thrust boosters built in the wings, partially lowered during combat, an increase in speed is possible.

	4 x Junkers	4 x DB	6 x Junkers	6 x DB
100% performance	548	574	578	616 km/h
Emergency performance	567	-	605	- "
Additional fuel per hour.				
100% performance	2960	2540	4440	3800 kg
Emergency performance	5420	-	8150	-

3. Analysis of an Aircraft design with supplementary cargo space.

Appendix 4L illustrates an alternative design with supplementary cargo space. As already mentioned, this design is less favourable in F_{ws} value and weight, than Design "E" in the transport aircraft variant. The layout of the cargo space, however, is probably simpler. As a long-range bomber without cargo space, it is aerodynamically somewhat cleaner than Design "E". A just appreciation of the pros and cons of the two arrangements is, however, only possible by a detailed analysis, which was outside the scope of the present work.

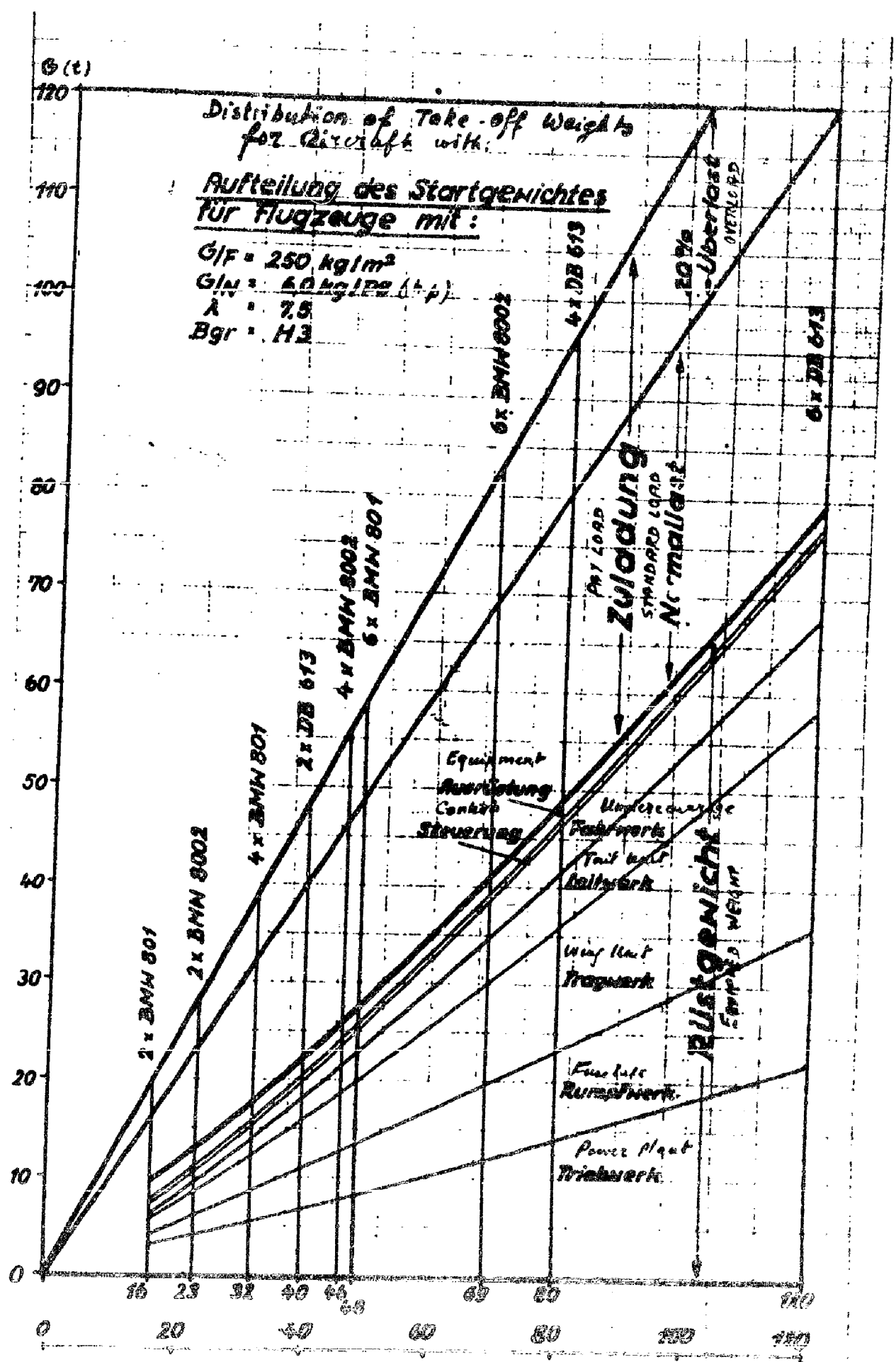
To conclude, it may be said that the combination of a transport aircraft for large, centrally-carried loads over distances of average length, with a long-range bomber layout is quite practicable.

G(t)

Distribution of Take-off Weights
for Aircraft with:

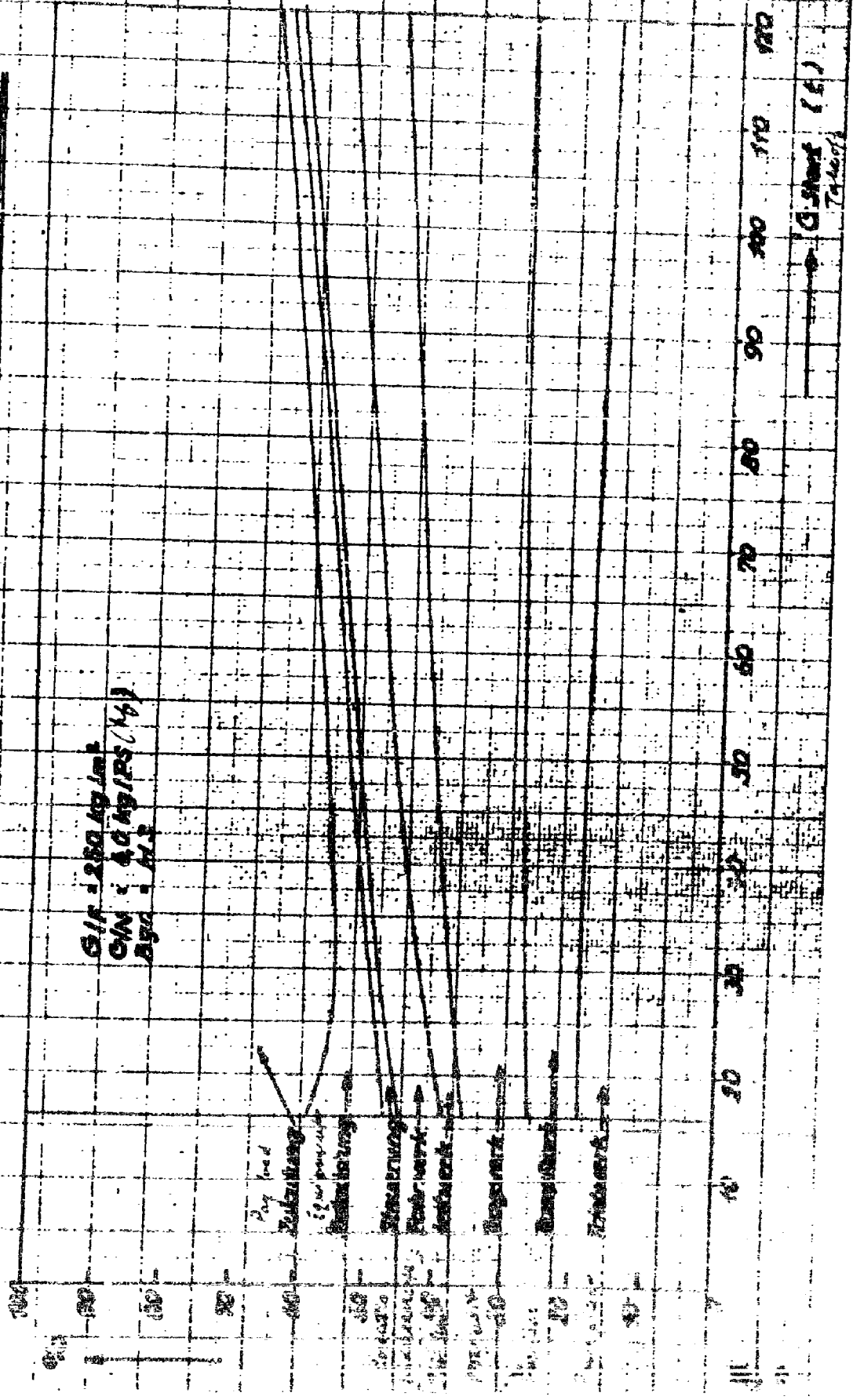
Aufteilung des Startgewichtes
für Flugzeuge mit:

G/F = 250 kg/m²
 G/N = 60 kg/HP (h.p.)
 A = 7.5
 Bgr = M3



Distribution of Total D/P Weight in Percentages
Aufteilung des Startgewichtes in %-Anteil der Baugruppen.

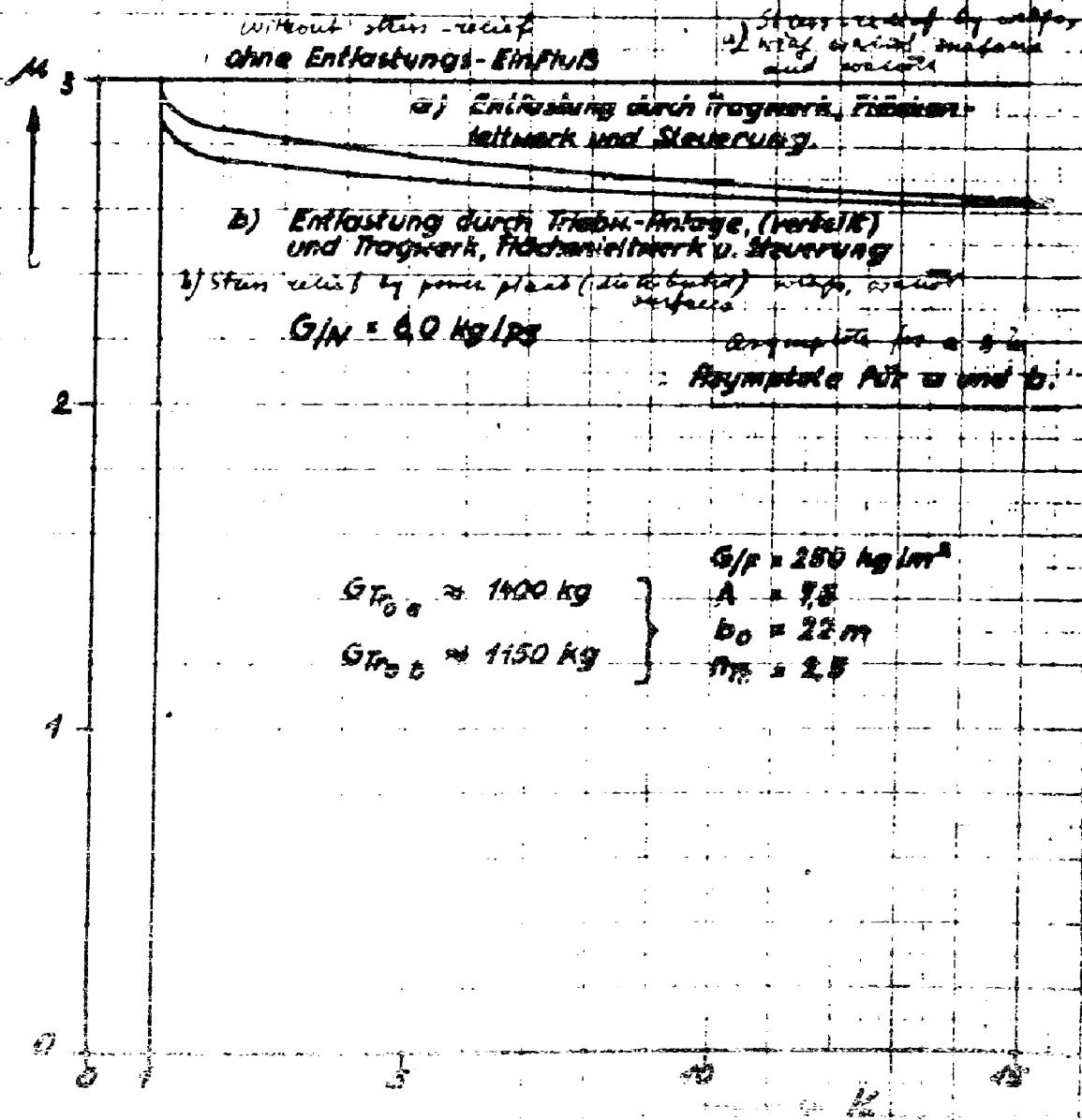
G/N = 250 kg/m³
 GW = 40 kg/PS (kg)
 D/P = 1.11



Relationship of the exponent n to
the linear magnification factor K

Potenz n abhängig vom linearen
Vergrößerungsfaktor K .

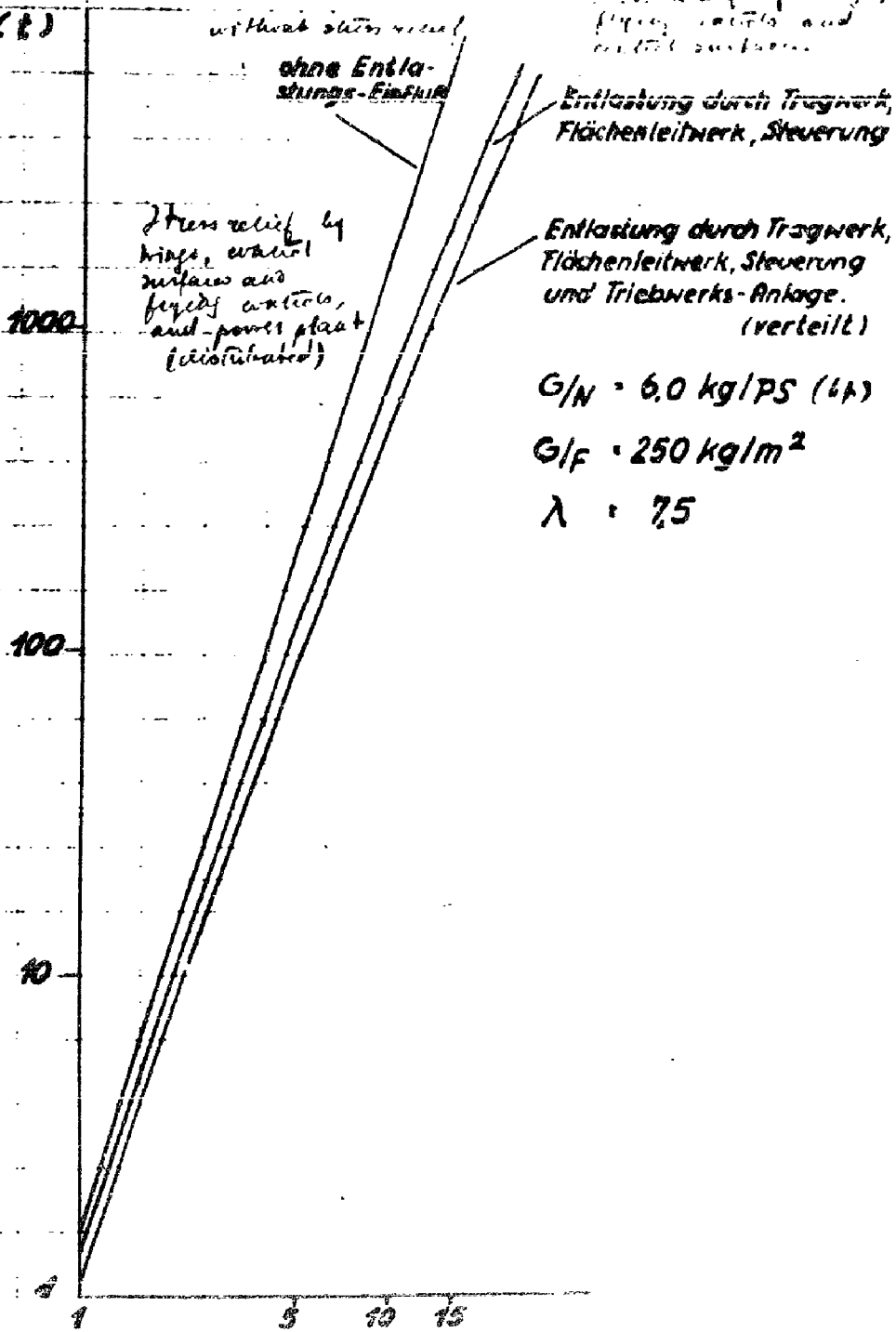
$$G_{Tn} = K^n \cdot G_{T0}$$



Wing Weights in relation to
linear magnification factor K

Tragwerk - Gewichte über dem linearen Vergrößerungsfaktor K

$G_T (t)$



$G/N = 6.0 \text{ kg/PS (6A)}$

$G/F = 250 \text{ kg/m}^2$

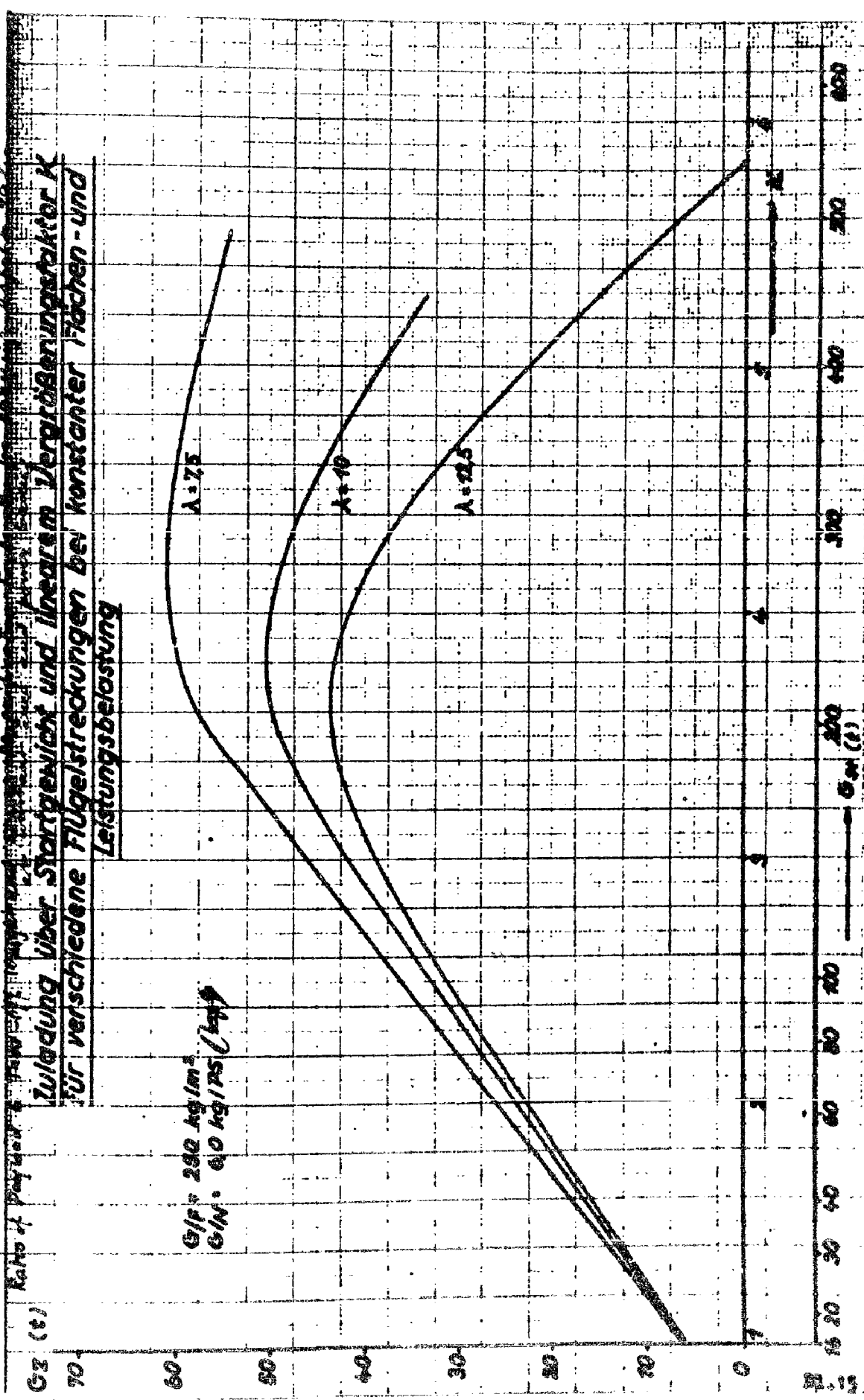
$\lambda = 7.5$

Reagenzflugzeug: $G_0 = 76 t$
Prototyp Aircof $D_0 = 22 m$

linearer Vergrößerungsfaktor K
linear magnification factor

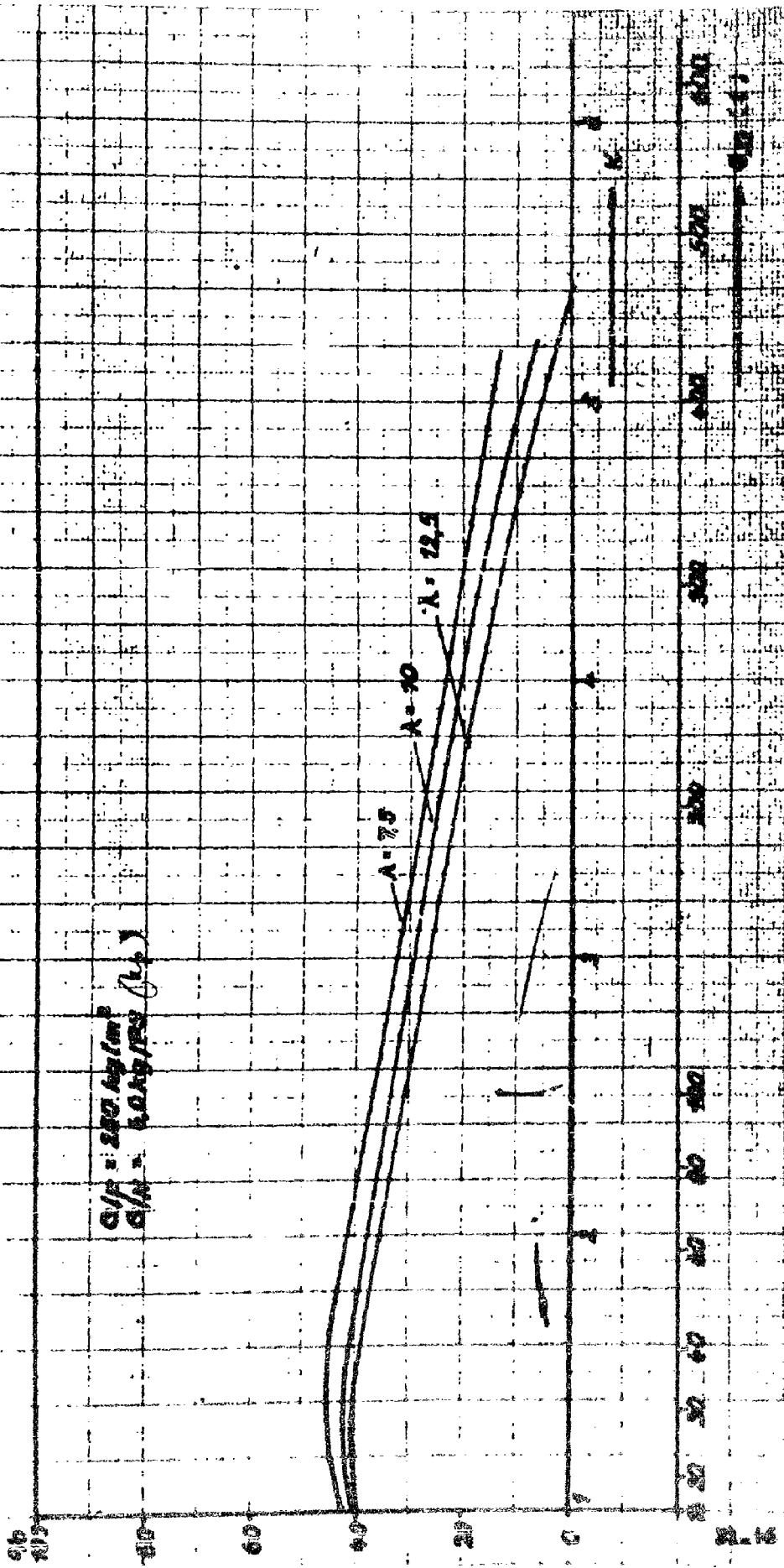
Zuladung über Startgewicht und linearem Vergrößerungsfaktor λ
für verschiedene Flügelstreckungen bei konstanter Flächen- und
Leistungsbelastung

$G/F = 290 \text{ kg/m}^2$
 $G/W = 60 \text{ kg/175 (km/h)}$



**Anteil der Zuladung am Startgewicht
für verschiedene Flügelausdehnungen.**

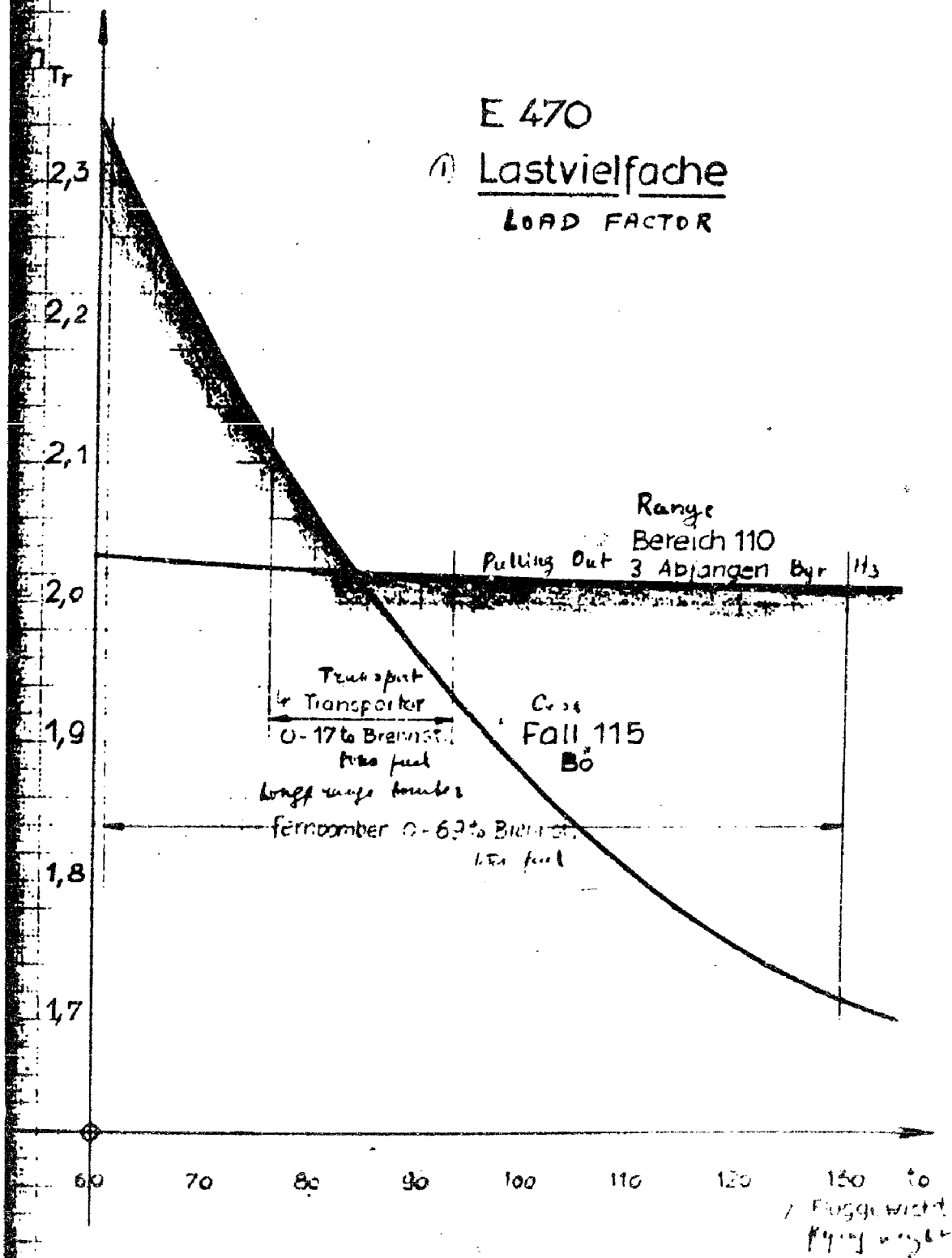
Ratio of Pay Load to
Take-off Weight
for Varying Aspect Ratio



E 470

① Lastvielfache

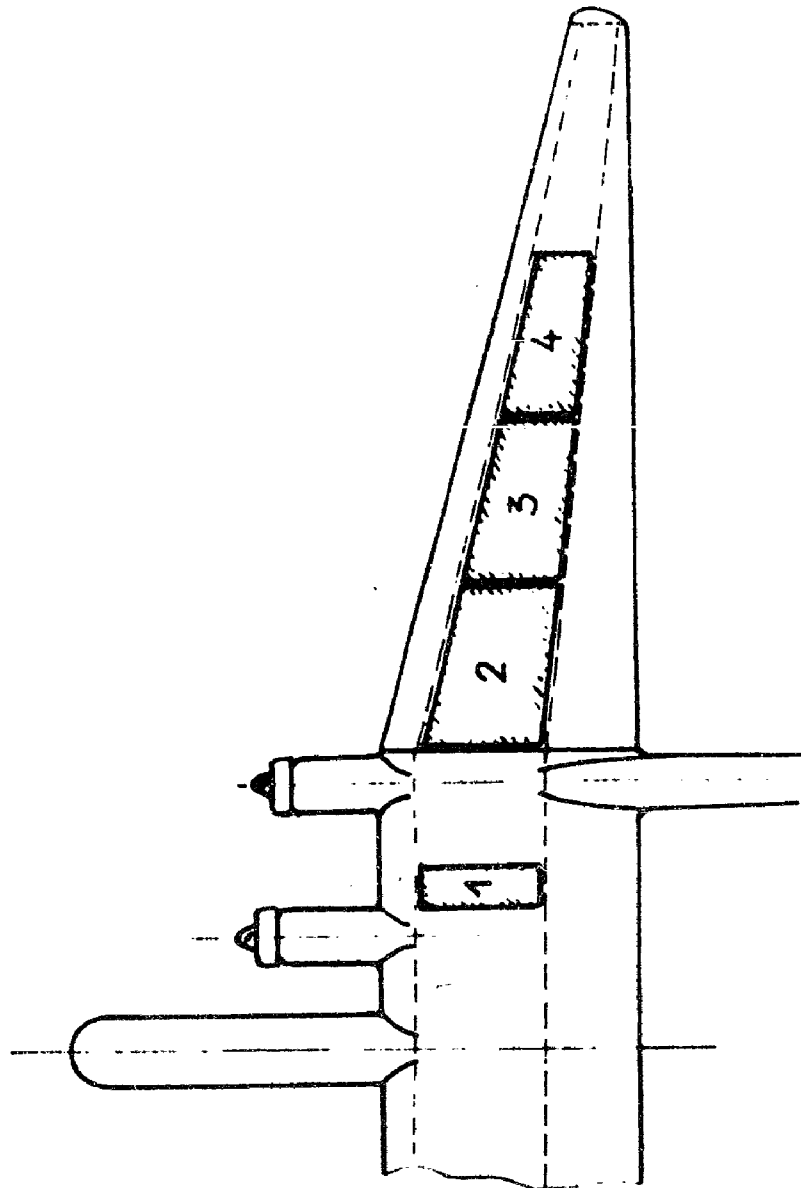
LOAD FACTOR



$$n_{Tr} = f(G)$$

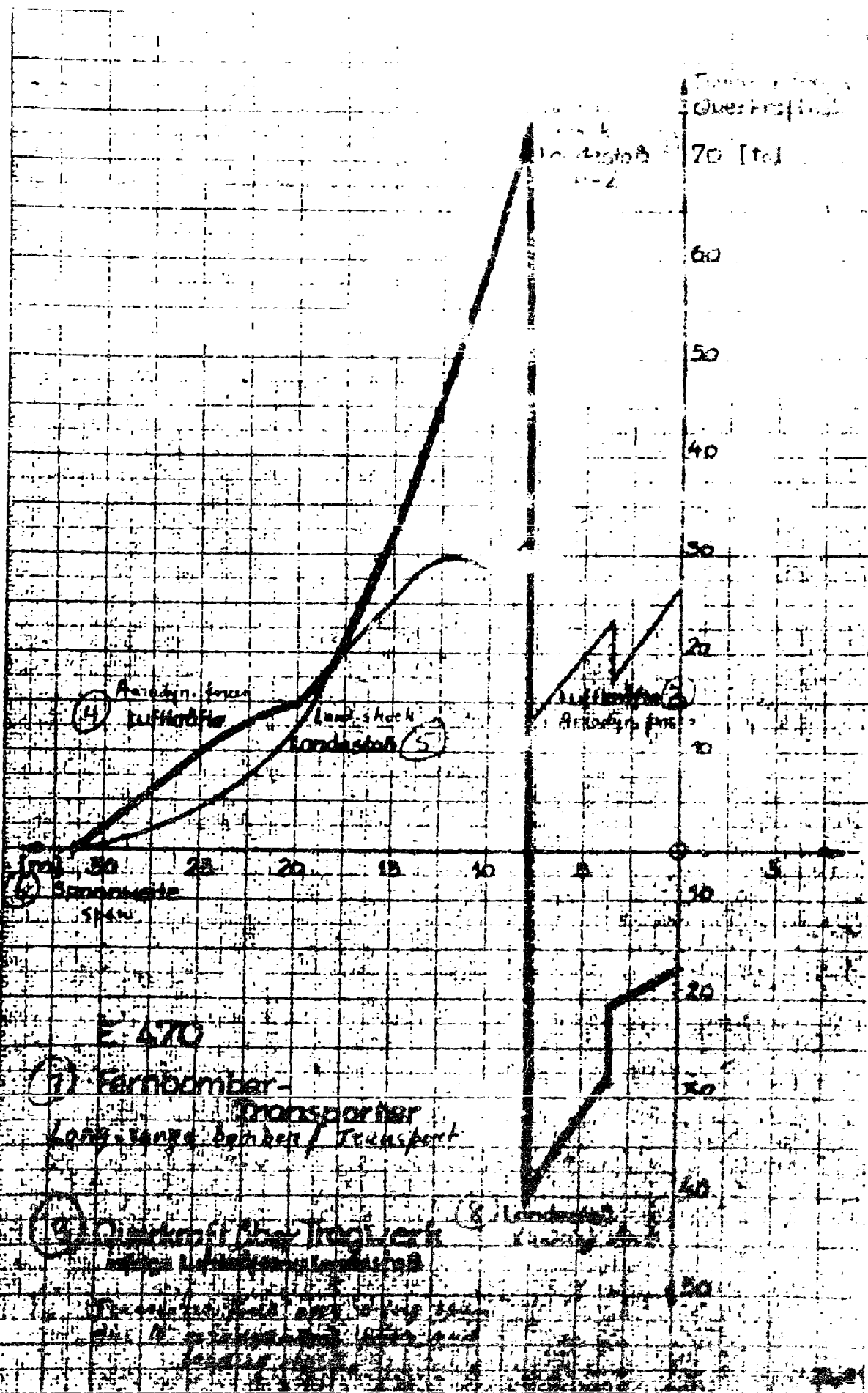
ARADO

Fuel Distribution
Brennstoffverteilung E-470



Long Range Bomber
Fernbomber 130 to
M 1:200
(scale)

Überprüfung
70 [tel]



Moment (Moment)

[mtol]

500

450

400

350

300

250

200

150

100

50

Landing shock

Landestöß $\epsilon = 2$

(3) E 470
Fernbomber -
Transporter
Long-range Bomber / Transport

Land. shock
Landestöß

(5) aerod. forces
Luftkräfte

2 4 6 8 10 12 14 16 18 20 22 24 26 28 30 [m]

Spannweite
Span

7 Momentenlinien über Tragwerk
infolge Luftkräften u. Landestöß

Curve of Moments over Wing
due to aerodynamic forces and
Landing shock

$b/f = 7.5$

$F_{p, 1000}$
 $F_{p, 1000}$
 $F_{p, 1000}$
 $F_{p, 1000}$
 $F_{p, 1000}$
 $F_{p, 1000}$
 $F_{p, 1000}$

c/f_0

$b/f = 6$

$F_{p, 1000}$

c/f_0

$b/f = 10$

$F_{p, 1000}$

c/f_0

Optimum Ranges

Optimal Reactions

$N = 0.517$
 (h/f)

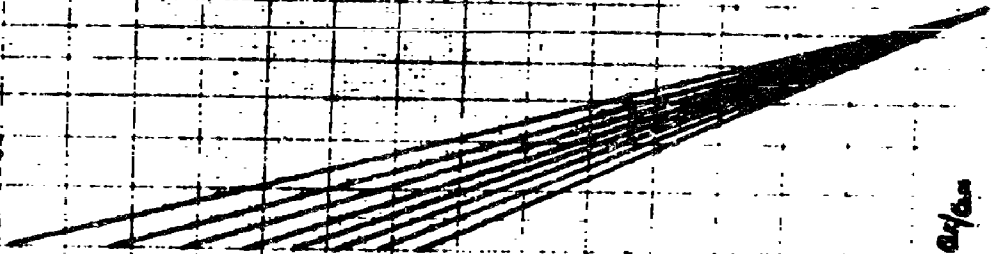
$b/f = 42$

$F_{\lambda} = 0.010$

$b/f = 14$

$F_{\lambda} = 0.010$

- $F_{\lambda} = 0.010$
- 0.005
- 0.002
- 0.001
- 0.0005
- 0.00025
- 0.000125
- 0.0000625



0.0000625

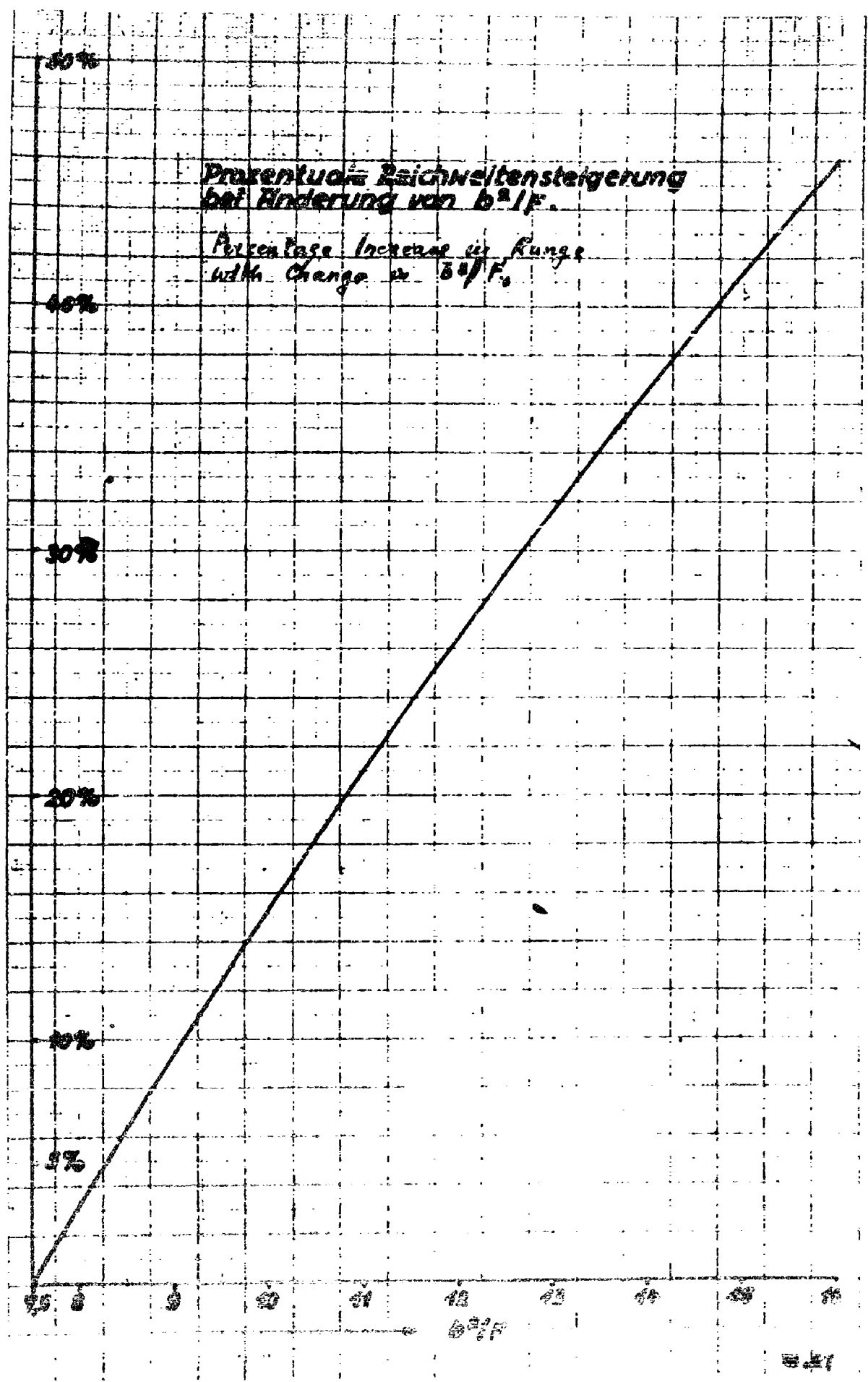
0.010

①
 Optimum Ranges
 Optimal Resolution
 $R = 0.42 \lambda / (b/f) \approx 7 \mu m$
 (47)

45.000 Standard

Prozentuale Reichweitensteigerung
bei Änderung von b^2/F .

Percentage Increase in Range
with Change in b^2/F .



Ratio of airspeed, range, output and endurance
 $\frac{c_{0, opt}}{c_0}$

Verhältnis von Geschwindigkeit, Reichweite, Leistung, und Flugdauer in Abhängigkeit von $c_0/c_{0, opt}$.

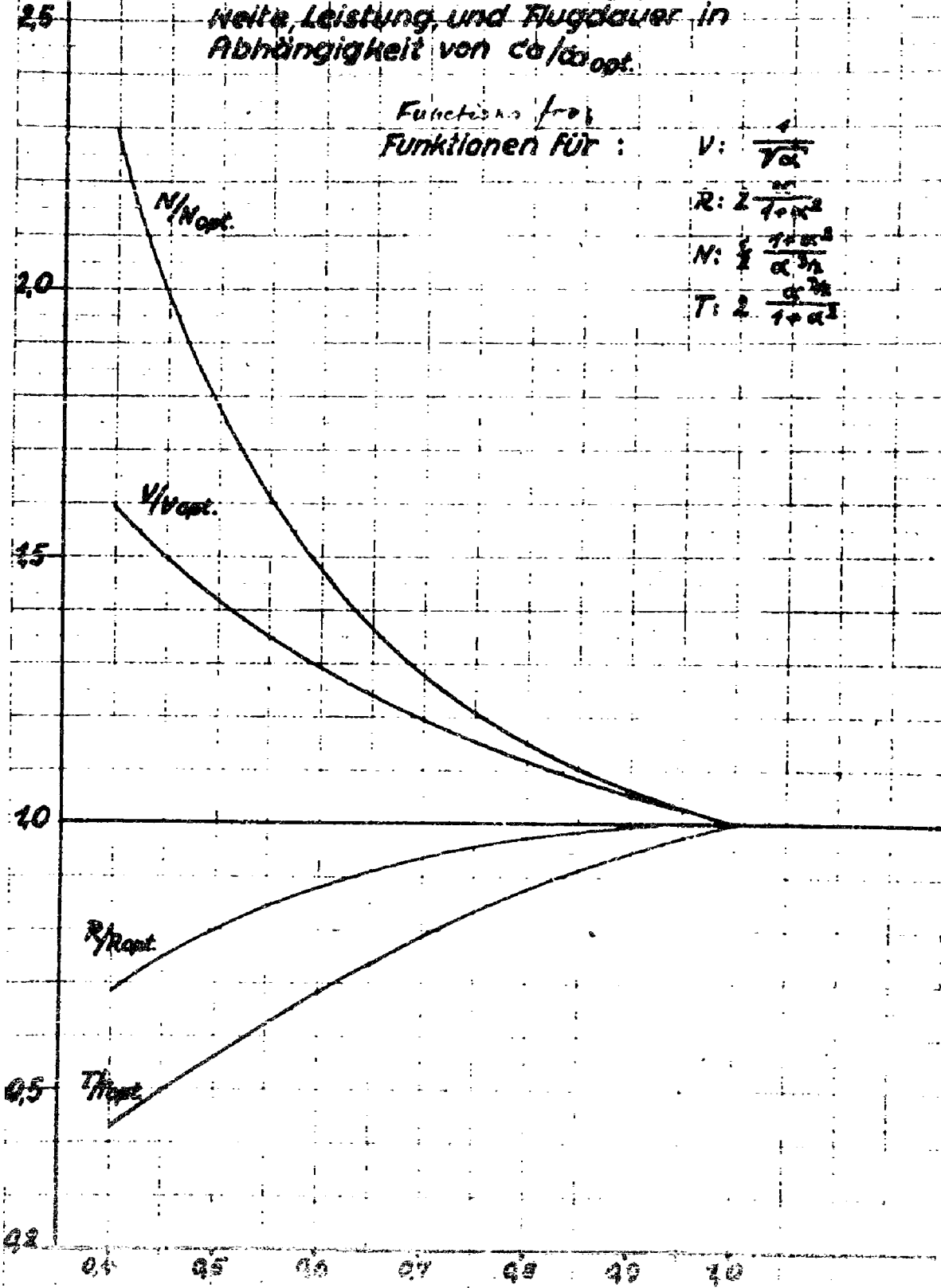
Funktionen für:

$$V: \frac{1}{\sqrt{\alpha}}$$

$$R: 2 \frac{1 + \alpha^2}{1 + \alpha}$$

$$N: \frac{1 + \alpha^2}{\alpha^{3/2}}$$

$$T: 2 \frac{\alpha^{3/2}}{1 + \alpha^2}$$



$$\alpha = \frac{c_0}{c_{0, opt}}$$

ARADO

Summary of Equations

3. Zusammenstellung der Beziehungen

	$\frac{G_0}{G_0} = \frac{\text{Konst.}}{C_{0, opt}}$	$\frac{N}{N} = \frac{\text{Konst.}}{N_{bevor}}$	$\frac{R}{R} = \frac{\text{Konst.}}{R}$
R [km]	$R = -239 \frac{2}{\beta} \sqrt{\frac{F_0}{C_{opt} \cdot G_0}} \cdot G_m \frac{G_0}{G_{01}}$	$R = \frac{280 \cdot 2}{\beta \cdot F_0} \cdot \frac{G_{01} - G_0}{G_0 \cdot G_0} \cdot 1 + \frac{G_0 \cdot G_0}{(G_0 \cdot b) \cdot (F_0 \cdot G_0)}$	$R = 36 \frac{(G_0 - G_0)}{\beta \cdot N} \sqrt{1 - \frac{G_0 \cdot G_0 \cdot G_0 \cdot G_0}{9 \cdot (F_0 \cdot G_0 \cdot G_0 \cdot G_0)}} \cdot \sqrt{\frac{F_0 \cdot G_0}{G_0 \cdot G_0}}$
T [km]	$T = \frac{75 \cdot 2}{\beta \cdot (C_{opt} \cdot G_0)} \cdot \frac{1 - \sqrt{G_0}}{b} \cdot \sqrt{G_0}$	$T = \frac{75 \cdot 2}{\beta \cdot F_0} \cdot \frac{G_{01} - G_0}{G_0 \cdot G_0} \cdot 1 + \frac{G_0 \cdot G_0}{(G_0 \cdot b) \cdot (F_0 \cdot G_0)}$	$T = \frac{G_{01} - G_0}{\beta \cdot N}$
v_{30} [km/s]	$v_{30} = 36 \sqrt{\frac{G_0}{F} \cdot \frac{2}{\beta} \cdot \frac{1}{C_{opt}}}$	—	$v_{30} = 36 \cdot v_0 \sqrt{1 - \frac{G_0 \cdot G_0}{381 \cdot (G_0 \cdot G_0 \cdot F_0 \cdot G_0)}} \cdot \sqrt{F_0 \cdot G_0}$
v_0 [km/s]	$v_0 = 36 \sqrt{\frac{G_0}{F} \cdot \frac{2}{\beta} \cdot \frac{1}{C_{opt}}}$	—	$v_0 = 36 \cdot v_0 \sqrt{1 - \frac{G_0 \cdot G_0}{381 \cdot (G_0 \cdot G_0 \cdot F_0 \cdot G_0)}} \cdot \sqrt{F_0 \cdot G_0}$
$C_{0, opt}$	—	$C_{0, opt} = \frac{G_m}{F} \cdot \frac{2}{\beta} \cdot \frac{1}{G_0}$	$C_{0, opt} = \frac{G_m}{F} \cdot \frac{2}{\beta} \cdot \frac{1}{G_0}$
$C_{0, 0}$	—	$C_{0, 0} = \frac{G_0}{F} \cdot \frac{2}{\beta} \cdot \frac{1}{G_0}$	$C_{0, 0} = \frac{G_0}{F} \cdot \frac{2}{\beta} \cdot \frac{1}{G_0}$
$N_{0, 0}$ [PS]	$N_{0, 0} = \frac{2}{75 \cdot 2} \cdot \frac{F_{0, 0}}{(F_0 \cdot G_0 \cdot G_0)} \cdot \left(\frac{G_{01}}{G_0}\right)^2$	$N_{0, 0} = \frac{2}{75 \cdot 2} \cdot \frac{F_{0, 0}}{(F_0 \cdot G_0 \cdot G_0)} \cdot \left(\frac{G_{01}}{G_0}\right)^2$	—
$N_{0, 1}$ [PS]	$N_{0, 1} = \frac{2}{75 \cdot 2} \cdot \frac{F_{0, 1}}{(F_0 \cdot G_0 \cdot G_0)} \cdot \left(\frac{G_0}{G_0}\right)^2$	$N_{0, 1} = \frac{2}{75 \cdot 2} \cdot \frac{F_{0, 1}}{(F_0 \cdot G_0 \cdot G_0)} \cdot \left(\frac{G_0}{G_0}\right)^2$	—

Es muß eingesetzt werden $\beta = 0.000001$ [PS/m]; b in [m]; N in [PS]; $F_{0, 0}$ in [m²]; F in [m²]
 Put. $\left\{ \begin{array}{l} G \text{ in [kg]} : 8 \text{ in } \left[\frac{kg \cdot m}{s^2} \right] \cdot \frac{1}{m} \cdot \left[\frac{m^2}{s^2} \right] \end{array} \right.$

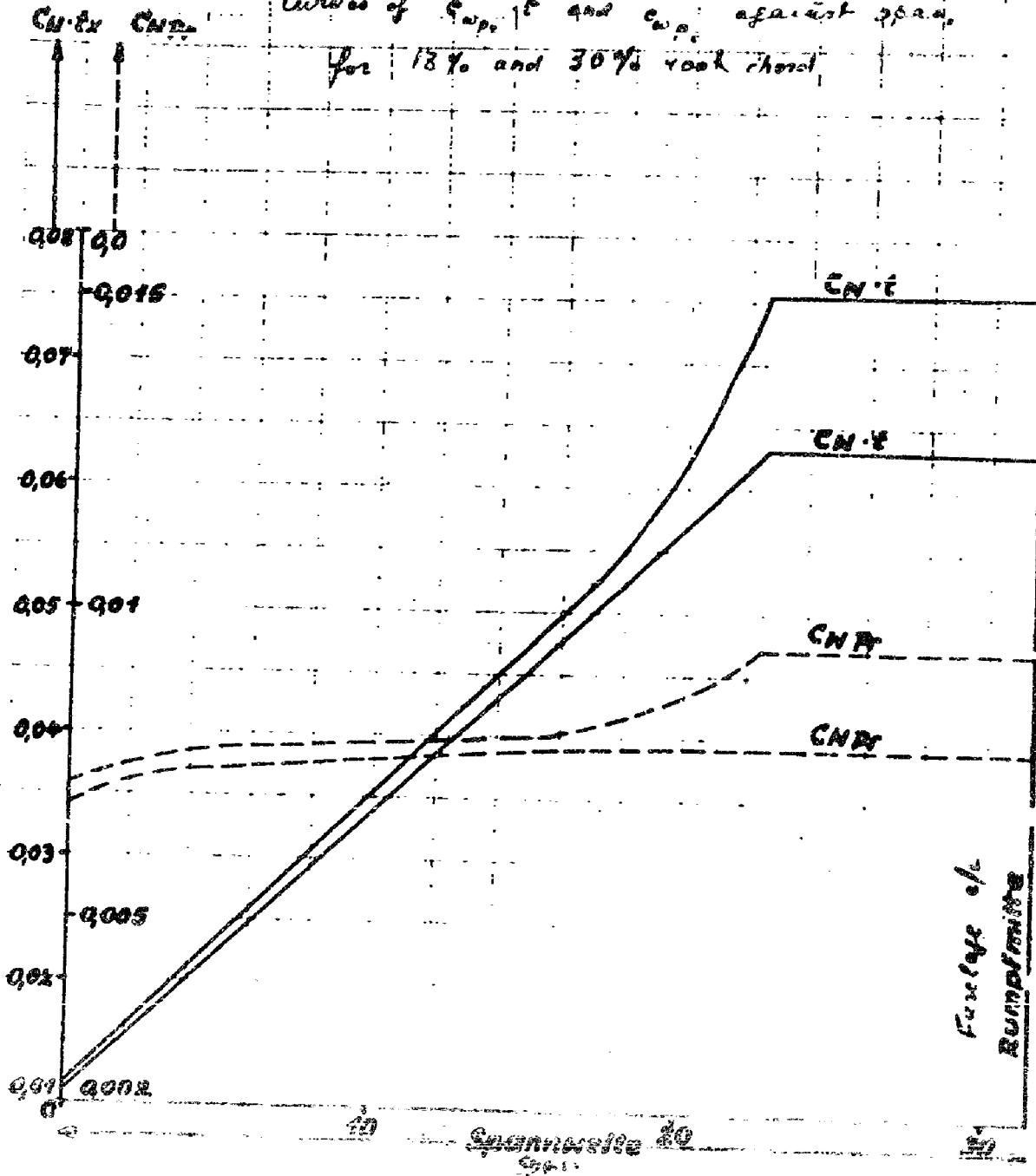
ARADO		Rangin für Specimen Design E			
		6. Reichweiten des Ausführungsbeispiels. E			
	$c_a = \frac{\text{konst.}}{0.85 \text{ opt.}} = 0.85$	$v = \frac{\text{konst.}}{0.360 \text{ km/h}} = 360 \text{ km/h}$		$H = \frac{\text{konst.}}{11000 \text{ FS}} = 11000 \text{ FS}$	
		93 to	130 to	93 to	130 to
c_a	93 to	130 to	93 to	130 to	130 to
c_a	76 to	61 to	76 to	76 to	61 to
c_a	4000	15200	3960	15000	13200
c_a	12,2	44,6	11	42,6	28,6
c_a	340	402	360	360	306
c_a	306	275			474
c_a	0,85	0,85	0,744	1,84	1,48
c_a			0,608	0,408	0,29
c_a	7200	12000	7700	11000	11000
c_a	5350	3860	6540	5740	

$$Z = 0.002 \frac{M}{FS \cdot b}, \quad b = 61 \text{ m}, \quad \rho = 0.008 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}, \quad \sigma = 7.5 \text{ m}^2, \quad \tau = 3100 \text{ m}^2, \quad \eta = 0.8$$

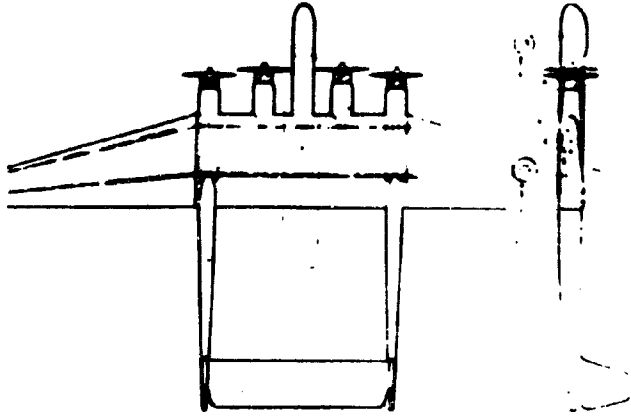
E 470

① $c_{wp,t}$ und c_{wp} - Verlauf über die Spannweite bei 18% und 30% Wurzelliefe.

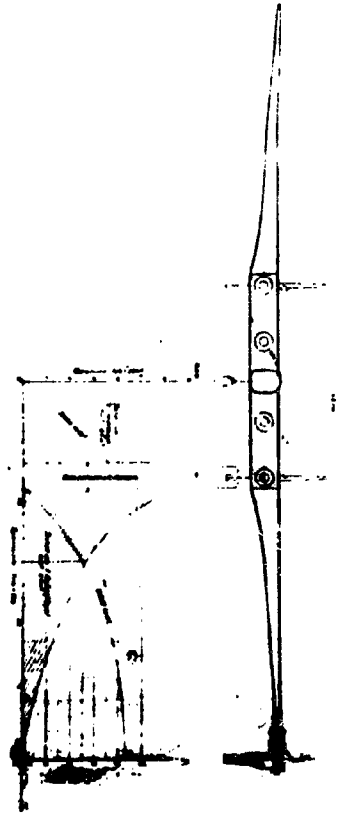
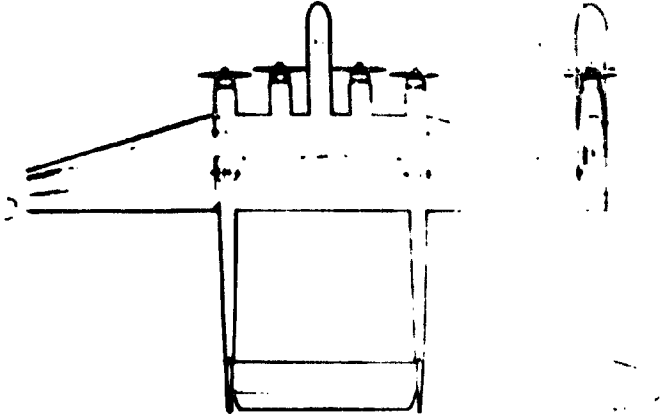
Curves of $c_{wp,t}$ and c_{wp} against span, for 18% and 30% root chord.



19° 30'



20° 30'



HR/VNe/15-1-42

52305

Untersuchungen über Großtransporter

I. Teil



Arado Flugzeugwerke G. m. b. H.
Brandenburg (Havel)

Arado 400



**Arado Flugzeugwerke G. m. b. H.
Werk Brandenburg (Havel)**

Alt. Document's Division, T-2
AMS, Wright Field
Acquisition No.
R 71 F

Untersuchung über Entwicklung eines Großtransporters.

Teil I.

a. Statische Untersuchungen:	3-22
1. Gewichtsanstieg der einzelnen Baugruppen mit der Flugzeuggröße.	4-6
2. Prozentualer Gewichtsanteil der einzelnen Baugruppen am Gesamtgewicht.	7-8
3. Einfluß von Entlastungen auf das Baugewicht.	9-12
4. Änderung der Zuladung mit der Flugzeuggröße und Einfluß des Seitenverhältnisses bei zentraler Zuladung.	13-16
5. Vergrößerung der Zuladung bei gleichem Baugewicht durch Lastverteilung über die Spannweite.	17-22
b. Reichweitenuntersuchung:	22-34
1. Optimale Reichweiten.	23-28
2. Reichweiten bei konstantem c_a -Wert	28-29
3. Reichweiten bei konstanter Geschwindigkeit.	29-31
4. Reichweiten bei konstanter Leistung.	31-33
5. Zusammenstellung der Beziehungen.	33
6. Reichweiten des Ausführungsbeispiels. K.	34
c. Vorentwürfe:	35
1. Variationsuntersuchungen zwischen 4 Anlagen	35-36
2. Untersuchung eines Flugzeugs mit im Mittelstück verdichteter Fläche zwecks Ausnutzung als Lastenraum.	36-39
3. Untersuchung eines Flugzeugs mit zusätzlichem Lastenraum.	40-41

10

Die in einem Flugzeug zu bewerkstelligenden Aufgaben be-
stimmten die äußeren Abmessungen, die Beanspruchung und
damit Baugesicht und Gesamtgewicht. Die einzelnen Bau-
teilmomente einer Baugruppe setzen sich im wesentlichen
aus zwei Arten ($\alpha + \beta$) von Gewichten verschiedener Her-
kunft zusammen.

- α) Gewichte, die durch die Beanspruchung bestimmt sind.
- β) Gewichte, die sich aus der Notwendigkeit, zu gestalten
ergeben.

Bei der Weiterentwicklung eines bekanntem Bauusters könn-
nen die Gewichtsveränderungen durch Vergleichen und unter
Beachtung der Zusammensetzung nach α und β mit hinrei-
chender Genauigkeit festgestellt werden.

Für die Neukonstruktion eines Flugzeuges in bisher nicht
bekannter Größenordnung fällt eine vergleichende Gewichte-
ermittlung fort, und es bleibt nur der Weg der absoluten Ge-
wichtsbestimmung durch Berechnung der Gewichte nach der
ersten Art und der Schätzung der Gewichte nach der zweiten
Art - oder die Baugruppen-Gewichte eines Flugzeuges werden
in ihrer Gesamtheit nach einer bei ähnlicher Vergrößerung
eines Flugzeuges vorliegender Gewichtsähnlichkeit entwickelt.

1. Wichtige Auslegung von Dimensionen Bauartformen
(12. 2. 1944) (12. 2. 1944)

Auf dem Wege der absoluten Gewichtsbestimmung werden die Baugruppungsgewichte einer Reihe von Flugzeugen in der Grö-
ßenerklärung von 10 - 120 t unter folgenden Voraussetzungen
ermittelt:

Flächenbelastung: $G/F = 250 \text{ kg/m}^2$

Leistungsbelastung: $G/N = 5,0 \text{ kg/PS}$

Flügelstreckung: $\Lambda = 7,0$

Beanspruchungsgruppe: M_3

Bauweise: normale Einrumpf-Bauweise
mit Rumpfleitwerk

Für die Normalstartgewichte werden unter Beachtung
der konstanten Leistungsbelastung die Triebwerke:

BMW 601 N_{Kampf} = 1570 PS

BMW 602 " = 1950 PS

DB 613 " = 3400 PS (mit Abgaslader)

in 2-, 4-, 6-facher Anordnung anzuordnen.

Die Normal-Startgewichte liegen damit in dem Bereich
von 10 - 120 t.

Nachdem die Methode dieser Gewichtsbestimmung und
die prozentuale Zusammensetzung der Bauteilgewichte
nach den Arten α und β an einem bekannten Ausgangs-
flugzeug von 10 t geprüft werden, ergaben sich die
Gewichte der einzelnen Baugruppen, bei einer annähernd
unveränderter Anordnung der Bauteile, die in der
Vorgabe des Normal-Startgewichts enthalten sind, für
(12. 2. 1944)

Verteilung des Startgewichtes
für Flugzeuge mit:

$G/F = 250 \text{ kg/m}^2$
 $G/N = 6,0 \text{ kg/PS}$
 $A = 7,5$
 $Bgr = H3$

110

100

90

80

70

60

50

40

30

20

10

2 x BMW 801

2 x BMW 8002

4 x BMW 801

1 x DB 613

4 x BMW 8002
6 x BMW 801

6 x BMW 802

4 x DB 613

6 x DB 613

Ausrüstung
Steuerung

Fahrwerk

Leitwerk

Tragwerk

Rumpfwerk

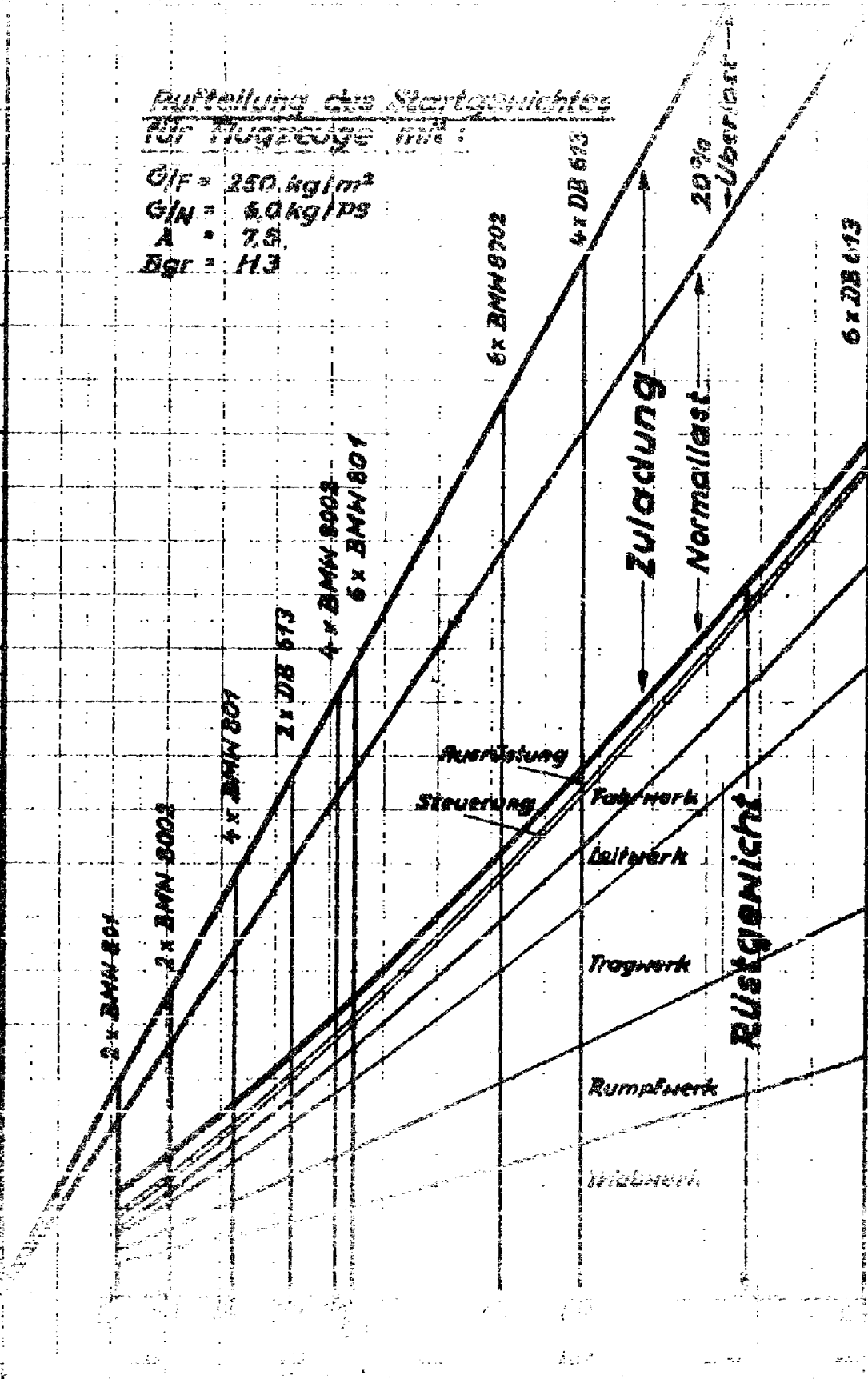
Wahlwerk

Rüstgewicht

Zuladung

Normallast

20%
Überlast



Bemerkungen zu den einzelnen Baugruppengewichten:

- Triebwerk:** Das Triebwerkgewicht enthält nicht die Behälter-Anlage, die je nach Verwendung des Flugzeuges d.h. je nach Anteil des Brennstoff-Gewichts an der Beladung gewichtlich verschieden sein kann.
- Rumpfwerk:** Die Bauhöhe des Rumpfes ist in dem Bereich von 16 - 120 t nur von etwa 1,8 m bis 2 m verändert; sie wurde nicht wie die übrigen Abmessungen ähnlich vergrößert. Die Rumpfgewichte sind in hohem Maße durch die Bugrad-Anordnung bedingt.
- Tragwerk:** Das Tragwerks-Gewicht entspricht einer normalen zweiholmigen Bauweise für Fowler-Anordnung. Die Entlastungen durch die Triebwerke sind in einzelnen enthalten, während die nicht bekannte Entlastung durch Behälter- und Brennstoff-Anordnung im Tragwerk unbeachtet blieb.
- Leitwerk:** Normales Rumpfleitwerk.
Flächenleitwerk: Querruder mit Fowler.
- Fahrwerk:** Bugrad-Anordnung.

2. Prozentuale Verteilung der einzelnen Baugruppen am Gesamtgewicht.

Die Auftragung der prozentualen Anteile der Baugruppengewichte am Gesamtgewicht zeigt zunächst im Bereich von 16 - 35 t wegen des Abnehmens des Prozentanteils der Ausrüstung ein Absinken des Klutgewichtsanteils; dann nimmt aber der prozentuale Anteil der Zuladung am Gesamtgewicht stetig ab. (S. Blatt 8)

Die Zunahme der Prozentanteile der in ihrem Gewicht s.T. durch statische Beanspruchung bestimmten Baugruppen findet eine einfache Erklärung in folgender Überlegung:

Bei konstanter Flächenbelastung wächst das Gesamtgewicht mit dem Quadrat der linearen Vergrößerung, während die Gewichtsanteile nach Art α der Baugruppen bei den hier quadratisch zunehmenden äußeren Lasten ohne Berücksichtigung eines Einflusses durch das Baugruppengewicht selbst nach dem Ähnlichkeitsgesetz der Festigkeitslehre mit der dritten Potenz steigen. Denkt man sich die konstruktiv bedingten Gewichte (Art β) ebenfalls mit der dritten Potenz verändert, so würde das Verhältnis der Baugruppengewichte zum Gesamtgewicht - also der prozentuale Anteil - mit der linearen Vergrößerung zunehmen müssen.

Der Einfluß des Eigengewichts auf die Beanspruchung und das Anwachsen der konstruktiv bedingten Gewichte verändern die eben festgestellte Gesetzmäßigkeit.

3. Einfluß von Entlastungen auf das Baugewicht.

Eine eingehendere Beantwortung dieser Fragen erscheint als Parallele zur punktwweisen Gewichtsrechnung, zur Klärung des Einflusses von Entlastungen und Veränderungen der Flügelstreckung bei sonst gleichbleibenden Voraussetzungen und schließlich zur Frage nach einem absoluten Maximum der Beladung und damit nach einer Grenze der Flugzeuggröße geboten.

Ein Gesetz für die Änderung der Baugruppengewichte bei ähnlicher Vergrößerung des Flugzeuges unter den gegebenen Voraussetzungen (s. Blatt 4) wird für das Tragwerkgewicht ermittelt.

In der allgemeinen Form:

$$G_{Tr} = K^{\mu} \cdot G_{Tr_0}$$

mit dem Ausgangs-Tragwerkgewicht G_{Tr_0} ,

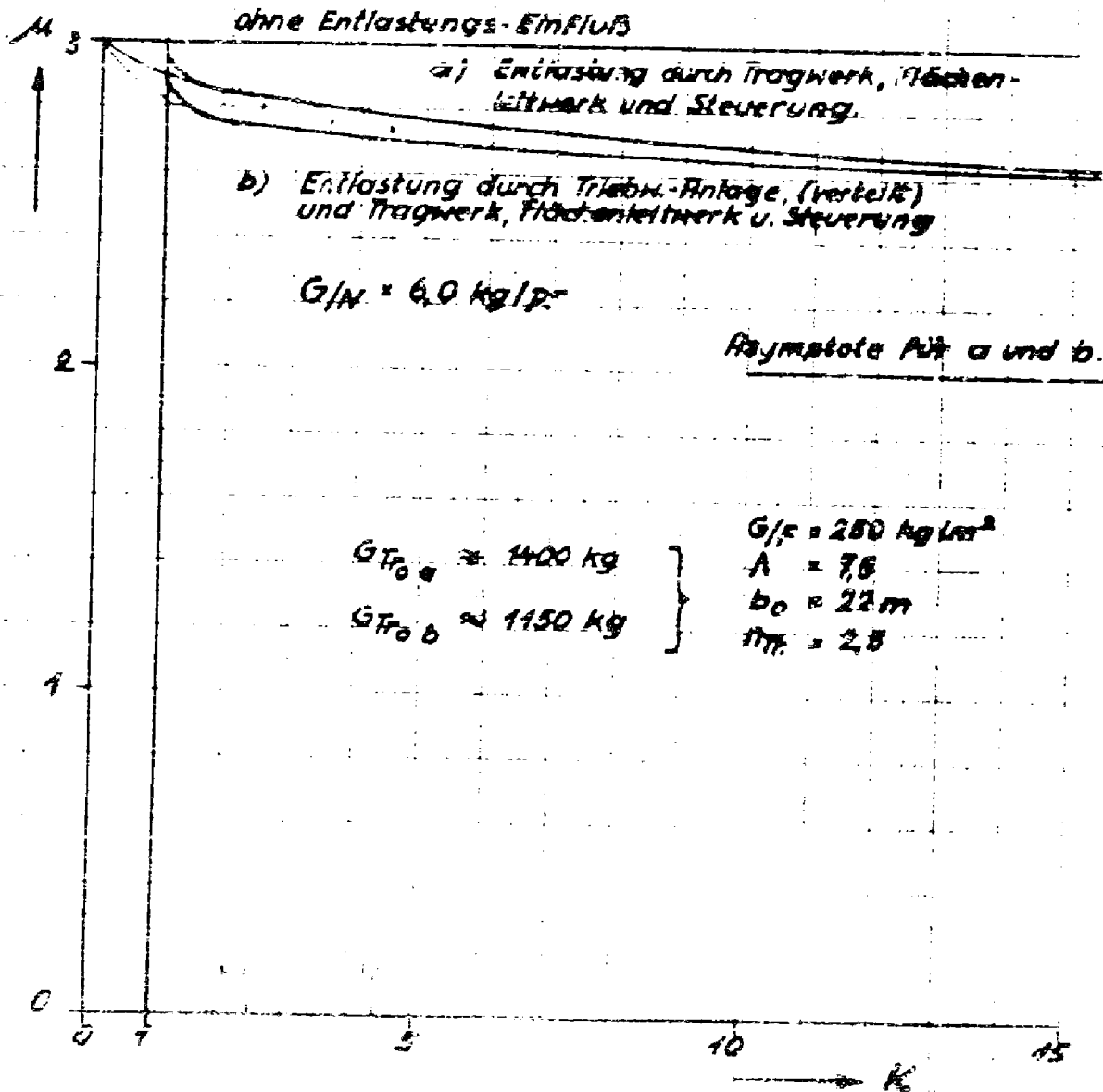
und mit dem linearen Vergrößerungsfaktor K wäre bei den vorhergesagten Einschränkungen die Potenz $\mu = 3$ (s. Blatt 10).

Mit Berücksichtigung der Entlastung vom Eigengewicht und der ebenfalls in der Verteilung der Luftlast ähnlich zusammengesetzten Gewichte von Flächbleitwerk und Steuerung wird die Potenz μ von K abhängig und verläuft nach Kurve „a“.

Für einfachere Erfassung der Entlastung durch Einzelgewichte (z.B. Triebwerkeanlagen) werden sie in gleicher Größe aber als der Luftlast ähnliche verteilte Belastung angesetzt. Bei Großflugzeugen mit über Spannweite verteilten Triebwerkeanlagen ist die Vereinfachung mehr berechtigt als bei Kleinflugzeugen mit wenigen im Mittelpunkt des Flügelstreckungsbereiches angeordneten Triebwerkeanlagen.

Potenz μ abhängig vom linearen Vergrößerungsfaktor K .

$$G_{Tr} = K^\mu \cdot G_{Tr0}$$



Mit Einschluß der Triebwerksentlastung verläuft $\mu(k)$ nach Kurve „b“. In Wirklichkeit geht also μ mit wachsendem k von „a“ nach „b“ über.

Für einen Ausgangszustand: $G_0 = 16 \text{ t}$
 $b_0 = 22 \text{ m}$

sind die Tragwerksgewichte mit den verschiedenen Entlastungseinflüssen für die gegebenen Voraussetzungen $G/P = 250 \text{ kg/m}^2$
 $G/H = 5,8 \text{ kg/PS}$ und $\lambda = 7,5$ über den linearen Vergrößerungsfaktor k aufgetragen (s. Blatt 12).

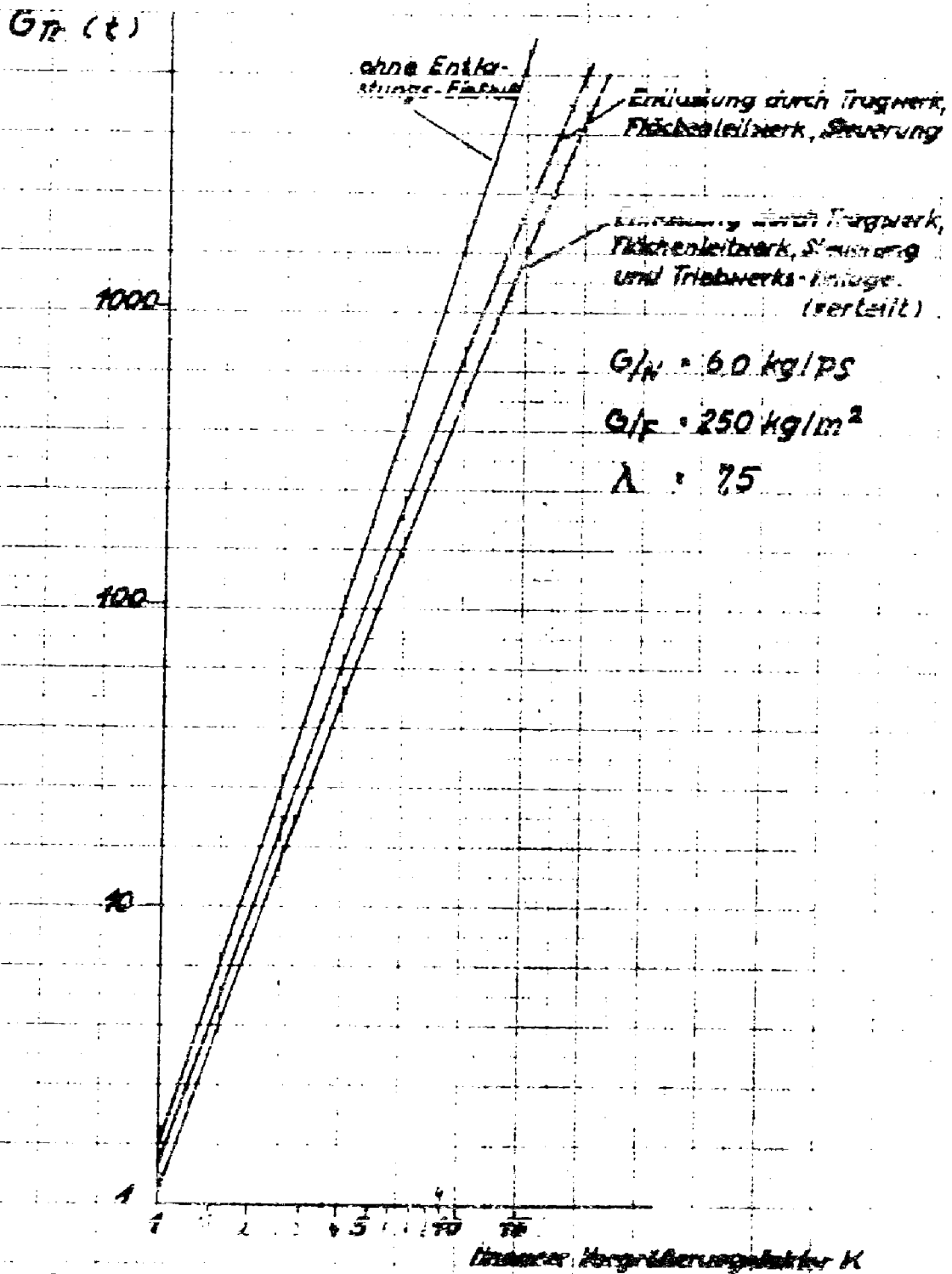
Die für das Tragwerk nach dem Ähnlichkeitsgesetz ermittelte Funktion $\mu(k)$ stimmt gut mit der aus der in 1 und 2 dargelegten punktwweisen Bestimmung von Baugruppengewichten sich ergebenden Funktion $\mu(k)$ überein.

Für die übrigen Baugruppen ist die Aufstellung des Gesetzes $\mu(k)$ nicht durchgeführt; die Abhängigkeit ergibt sich aus der Auftragung der nach 1 und 2 ermittelten Baugruppengewichte über (k) und Feststellung der Potenz μ nach:

$$G_{\text{Baugr.}} = G_{0 \text{ Baugr.}} \cdot k^{\mu}$$

Die Kenntnis der Funktion $\mu(k)$ für die ein Rüstgewicht bildenden Baugruppen ermöglicht nun, ohne auf eine punktwweise Ermittlung von Gewichten angewiesen zu sein, bei ähnlicher Vergrößerung eines Ausgangsflugzeugs eine gesetzmäßige Herstellung von Gewichtänderungen - insbesondere die Ermittlung der Größenordnung der Zuladung für eine beliebige Flugzeuggröße und den Einfluß der Veränderung der Flügelstreckung auf das Tragwerksgewicht und damit auf die Zuladung, da die Flügelstreckungsänderung zur Erhaltung der Flächenbelastung bei gleicher Fläche und gleichem Gewicht vorgenommen wird; und somit das Mehrgewicht im Tragwerk auf Kosten der Zuladung geht.

Tragwerk - Gewicht über dem linearen Vergrößerungsfaktor K



Ausgangsflugzeug: $G_0 = 16 \text{ t}$
 $h_0 = 22 \text{ m}$

4. Änderung der Zuladung mit der Flugzeuggröße
und Einfluß des Seitenverhältnisses bei
ähnlicher Zuladung.

Für die ähnliche Vergrößerung eines Ausgangs-Flugzeugs von $G_0 = 16 \text{ t}$, $b_0 = 22 \text{ m}$ bei gleicher Flächen- und Leistungsbelastung aber einer im Bereich von $\lambda = 7,5$ bis $\lambda = 12,5$ veränderten Flügelstreckung bis etwa zum 5-fachen der linearen Abmessungen können die Potenzen μ im Mittel als konstant angesehen werden. (Vergleiche $\mu(K)$ für das Tragwerk)

Es ergeben sich für die Baugruppen folgende Potenzen von μ :

	μ
Triebwerk (ohne Bohleranlage)	1,80
Rumpfwerk	2,50
Tragwerk	2,75
Leitwerk	2,90
Fahrwerk	2,45
Steuerung	1,15
Ausrüstung	0,80

Der Einfluß von λ auf μ ist für diese Betrachtung von untergeordneter Bedeutung.

Aus der Gleichung:

$$G_{\text{Zuldg.}} = G_{\text{Start}} - G_{\text{Nutzgewicht}}$$

oder

$$G_{\text{Zuldg.}} = G_0 \cdot K^\lambda - \sum [G_{\text{Baugrupp.}} \cdot K^{\mu}]$$

ergibt sich die Zuladung über K und damit über den Startgewicht für verschiedene Flügelstreckungen.

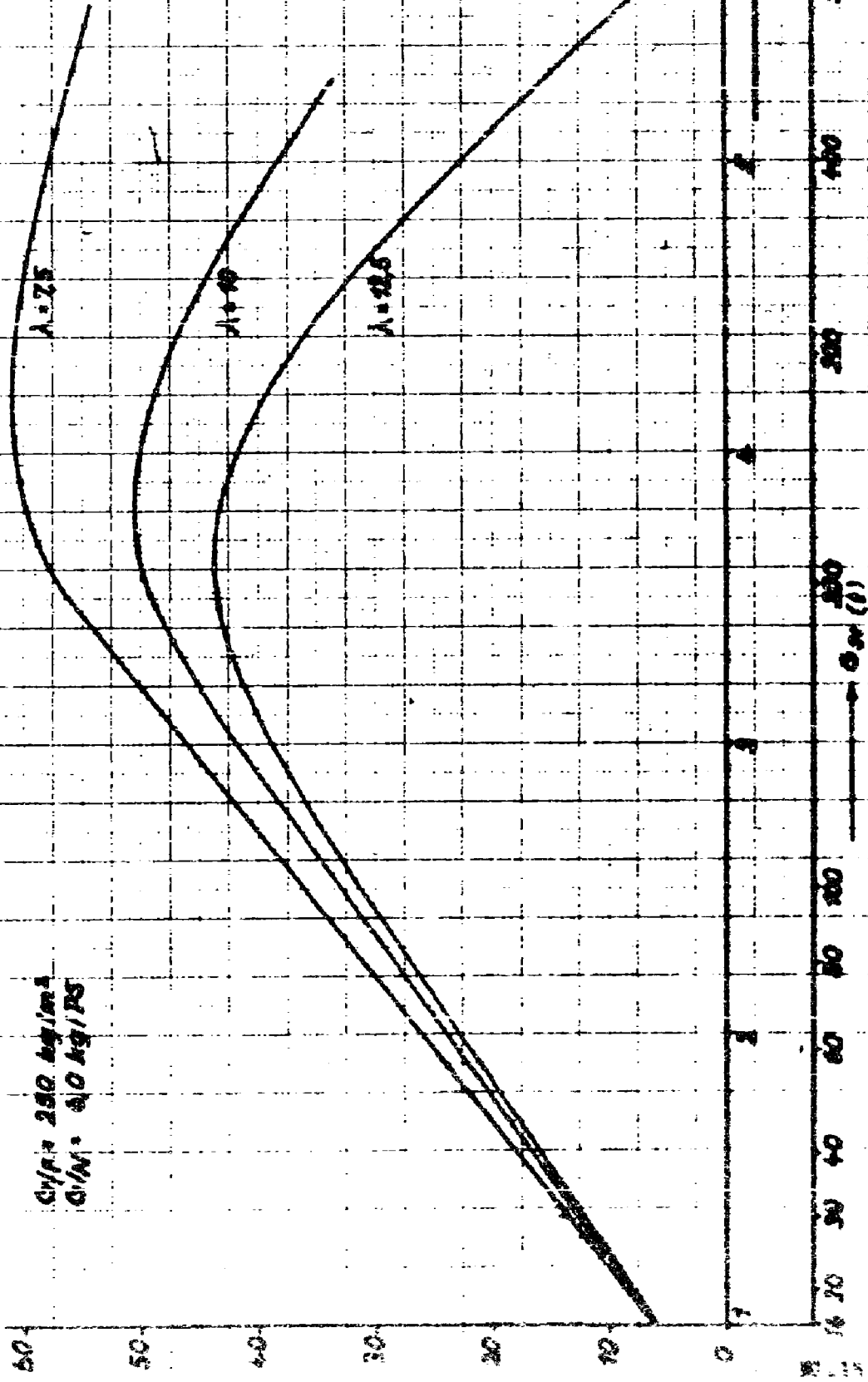
Die Belastung erreicht ein Maximum und begrenzt damit die Fluggeschwindigkeit bei den gegebenen Voraussetzungen je nach Flügelstreckung im Bereich $\lambda = 12,5 - 7,5$ auf eine Größenordnung von $200 - 300 \%$ Startgewicht (s. Blatt 15).

Blatt 16 zeigt den Prozentanteil der Belastung über dem Startgewicht; er beträgt im Bereich des Maximums etwa 20% des Startgewichts.

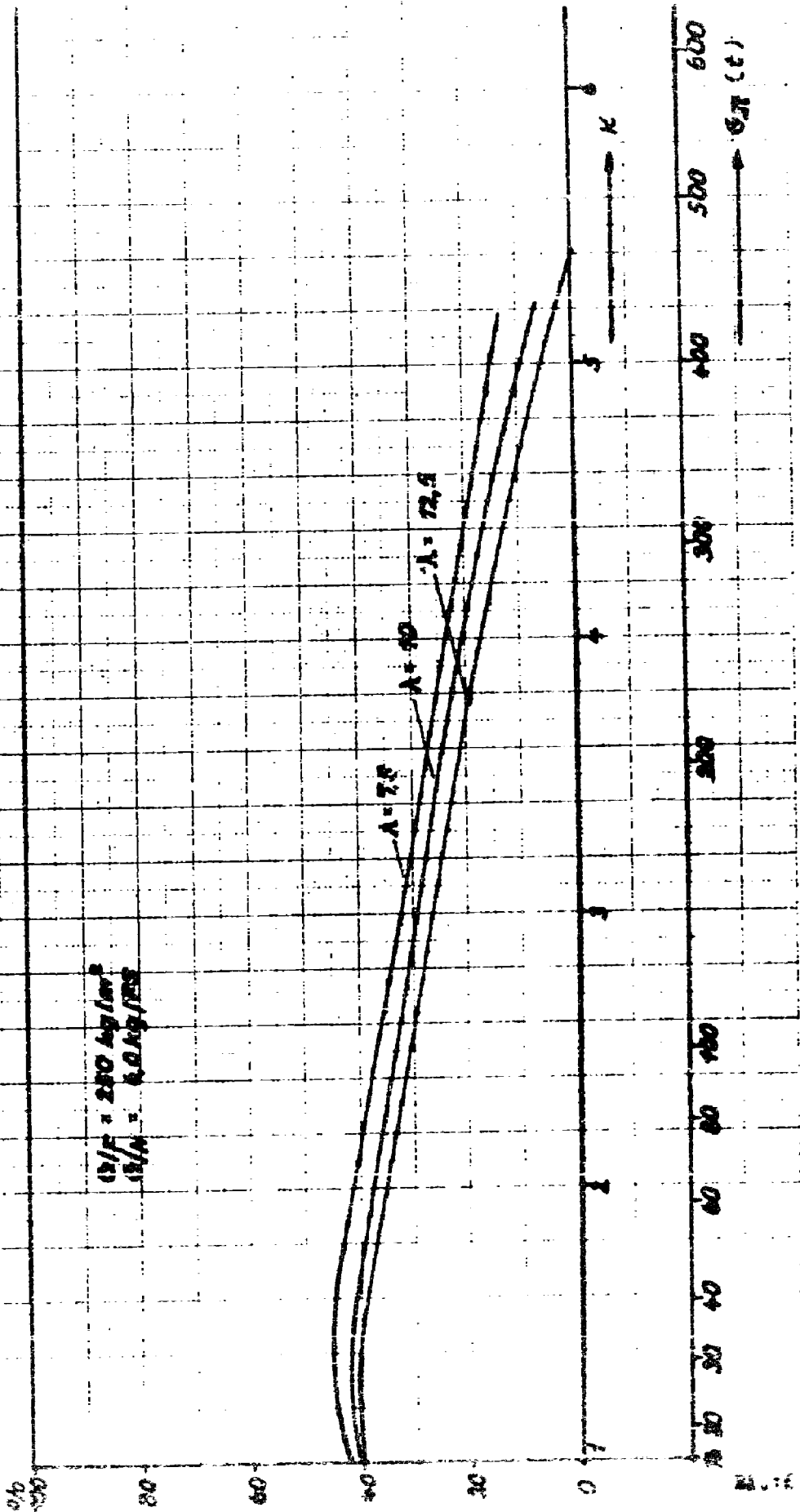
Zuladung über Startgewicht und linearem Vergrößerungsfaktor K
Für verschiedene Flügelstreckungen bei konstanter Flächen- und
Leistungsbelastung

G_z (t)

$G_w/P = 250 \text{ kg/m}^2$
 $G_w/M = 40 \text{ kg/PS}$



**Anteil der Zuladung am Startgewicht
für verschiedene Flugesstrecken.**



5. Vergrößerung der Zuladung bei gleichem Baugewicht durch Lastverteilung über die Spannweite.

Die bisherigen Erörterungen über die Änderung von Baugewichten bei Flugzeug-Vergrößerung und über die zulässige Zuladung galten für zentral angeordnete Lasten.

Bei der Möglichkeit einer günstigeren Verteilung der Zuladung, z.B. des Kraftstoffanteils über Spannweite kann die Zuladung bei nur geringen Erhöhungen des Baugewichts erheblich größer sein.

Einige rechnerische Untersuchungen zeigen, daß die Vereinigung von 2 Verwendungszwecken in einem Flugzeug möglich ist, wenn die zur Hauptsache aus Kraftstoff bestehende Zuladung über Spannweite verteilt wird und beim Ausfliegen der Behälter die Reihenfolge von innen nach außen eingehalten wird.

Die beiden verschiedenen Zuladungen entsprechen folgenden Verwendungszwecken:

	Verwendung	Startgew.	Baugewicht	ges. Zul.	Nutzlast	Kraftstoff
		t	t	t	t	t
1	Transporter	93	55	38	20	17
2	Perambler	130	55	75	5	69

Vergleich der Beanspruchungen in beiden Verwendungszwecken. Die Lastverläufe ergeben sich bei gleicher Geschwindigkeit in beiden Verwendungszwecken für den Bereich der Fluggewichte

von Start bis zur Landung bei voll ausgeflogenen Kraftstoff nach dem Aefangfall in Bgr. H₃ und dem Bfenfall (s. Bl. 19)

Die Auftragung der maßgeblichen Querkräfte und Biegemomente des Tragerwerks für beide Verwendungszwecke zeigen für Verwendungszweck 2 gegenüber 1 in der Biegung aus Flügelfällen eine erhöhte Beanspruchung im Außenbereich des Tragerwerks und in Biegung und Querkraft aus einem Fahrvertrieb mit $\alpha = 2$ beim Startgewicht von 130 t eine ~~erhöhte~~ ^{erhöhte} Beanspruchung im Bereich der Lagerung des Fahrwerks am Tragerwerk. (s. Bl. 21, 22)

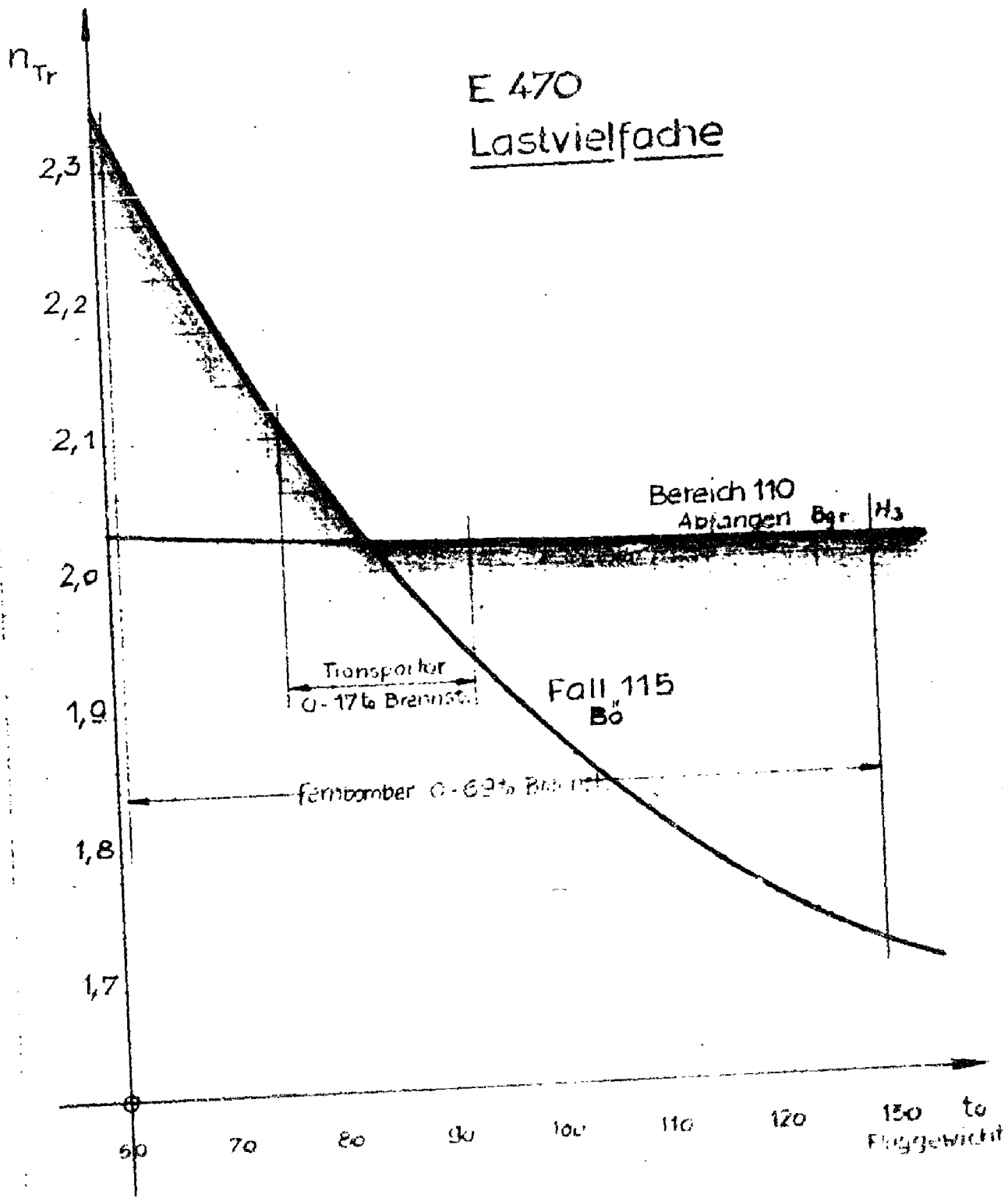
Der zusätzliche Verwendungszweck 2 fordert gegenüber 1 im Tragerwerk nur unwesentliches Mehrgewicht.

Ähnliche Ergebnisse ergeben sich für die nicht näher kategorisierten übrigen Fluggruppen.

Abschließend kann festgestellt werden, daß eine Beschränkung der Leistungen des Transportes bei Verwendung als Feuerbomber infolge eines dem erforderlichen höheren Startgewichts aus Gewichtsgründen nicht vorhanden ist.

E 470

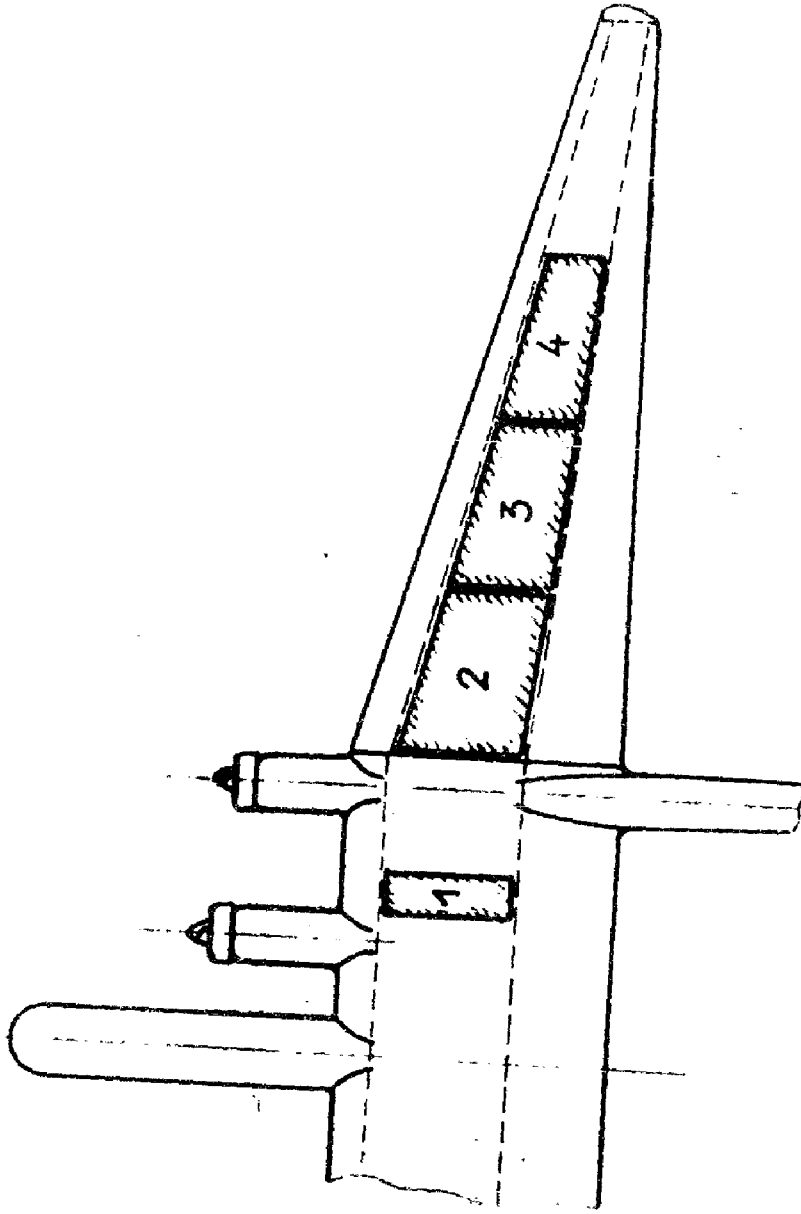
Lastvielfache



$n_{Tr} = f(t_0)$

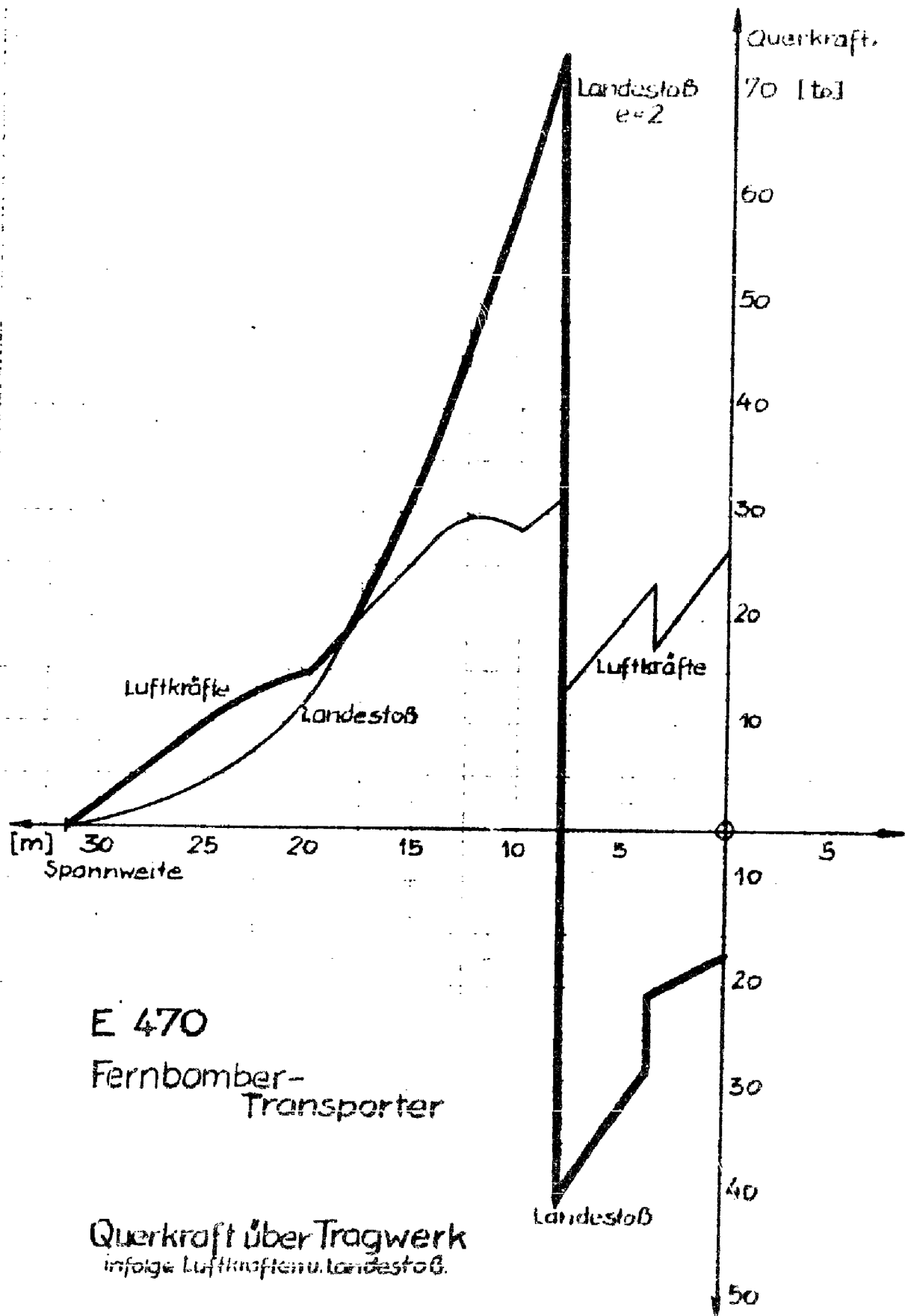
ARADO

Brennstoffverteilung E-470



Fernbomber 130 to
M 1:200

Bearbeiter:



Moment

[mtb]

500

450

400

350

300

250

200

150

100

50

Landestof
 $e=2$

E 470

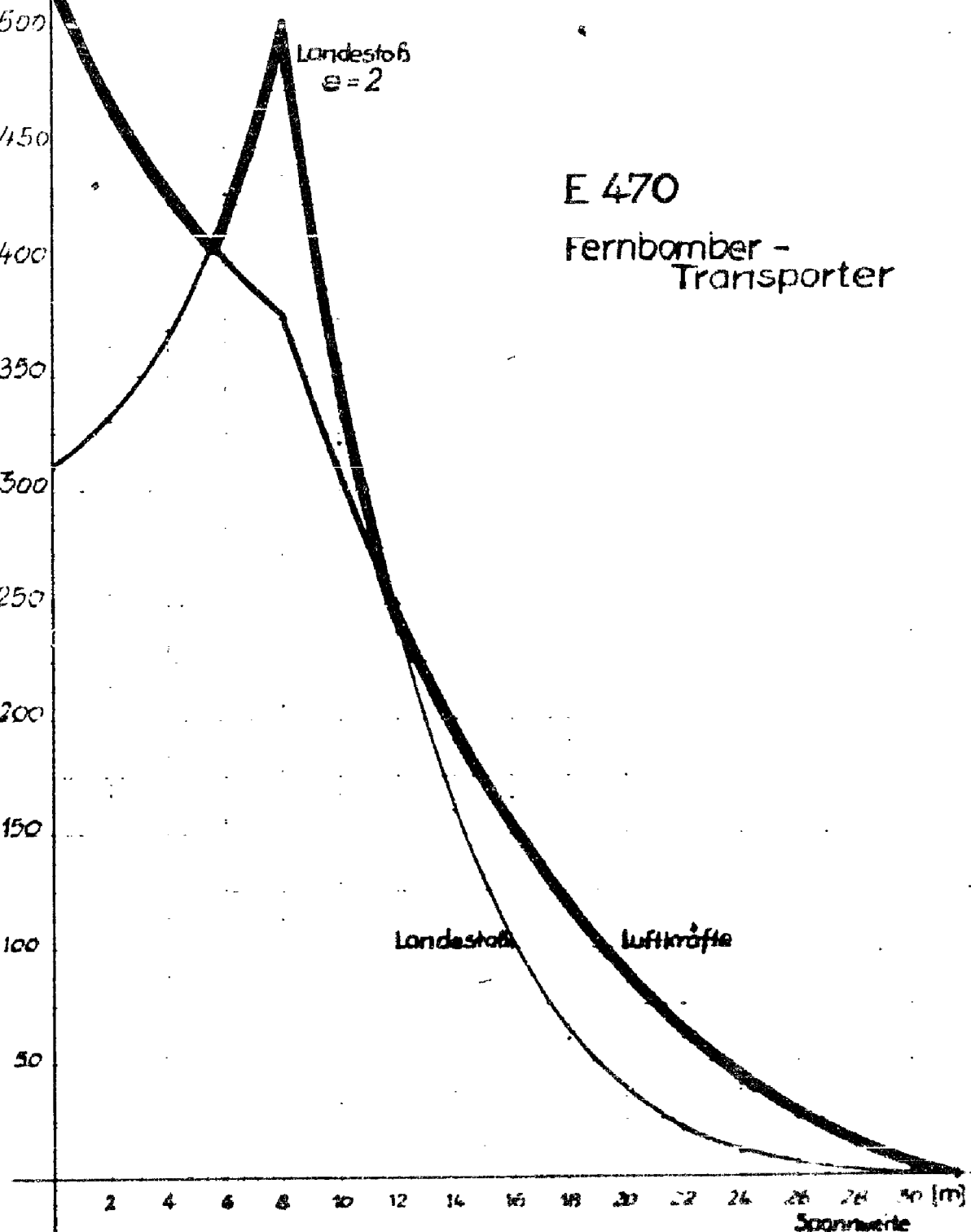
Fernbomber -
Transporter

Landestof

Luftkräfte

2 4 6 8 10 12 14 16 18 20 22 24 26 28 30 [m]
Spannweite

Momentenlinien über Tragwerk
infolge Luftkräften u. Landestof



b. Reichweitenuntersuchungen.

1. Optimale Reichweiten als Funktion

$$\text{von } [c_{wp} + c_{wr}] \text{ und } \frac{b^2}{F}.$$

Bezeichnungen:

R	= Reichweite	in km
v	= Geschwindigkeit	in m/sec
t	= Zeit	in sec
T	= Flugdauer	in Std.
G	= Gewicht	in kg
G _{St}	= Startgewicht	in kg
G _L	= Landegewicht	in kg
G _m	= $\frac{G_{St} + G_L}{2}$	in kg
N	= Leistung	in PS
F	= Fläche	in m ²
F _{ws}	= Widerstandsfläche (Rest + Profil)	in m ²
F _{wi}	= Induzierte Widerstandsfläche	in m ²
c _{wr}	= Beiwert des Restwiderstandes	
c _{wp}	= Beiwert des Profilwiderstandes	
c _{wi}	= Beiwert des induz. Widerstandes	
ρ	= Luftdichte	in $\frac{\text{kg. sec}^2}{\text{m}^3}$
β	= Brennstoffeinheitsverbrauch	in $\frac{\text{kg}}{\text{PS. Std.}}$
b	= Spannweite	in m
η	= Schraubenwirkungsgrad	
γ	= Spes. Gewicht des Kraftstoffes	
ε	= Völligkeitsverhältnis	



Aus den Beziehungen

$$dR = v \cdot dt \quad 1)$$

$$-dG = 75 \frac{W}{\beta} \cdot dt \quad 2)$$

ergibt sich ein Optimum des Verhältnisses

$$\frac{\Delta R}{\Delta G} \text{ unter der Bedingung, da\ss:}$$

$$F_{ws} = F_{wl} = \frac{\sigma_a^2}{\beta} \cdot \left(\frac{v}{b}\right)^2 \quad 3)$$

ist, d.h. w\u00e4hrend der Dauer des Fluges mu\u00df mit demselben σ_a -Wert geflogen werden. Daraus ergibt sich die Fluggeschwindigkeit als Funktion des Momentan-Gewichts zu

$$v = \frac{1}{\sqrt{\beta}} \sqrt{\frac{1}{F \cdot F_{ws}}} \cdot \sqrt{\frac{G}{b}} \quad 4)$$

Mit diesem Wert ergeben die Beziehungen 1) und 2) die optimale Reichweite zu

$$R = -239 \cdot \frac{2}{\beta} \cdot \frac{\sqrt{\frac{G}{b}}}{\sqrt{c_{wp} + c_{ws}}} = \ln \frac{G_0}{G_{st}} \quad 5)$$

In den Kurvenbl\u00e4ttern 25 und 26 sind die Reichweiten \u00fcber dem Verh\u00e4ltnis $\frac{G_0}{G_{st}}$ mit c_{wp} und c_{ws} als Parameter dargestellt, und zwar f\u00fcr die Seitenverh\u00e4ltnisse 7,5; 8; 10; 12.

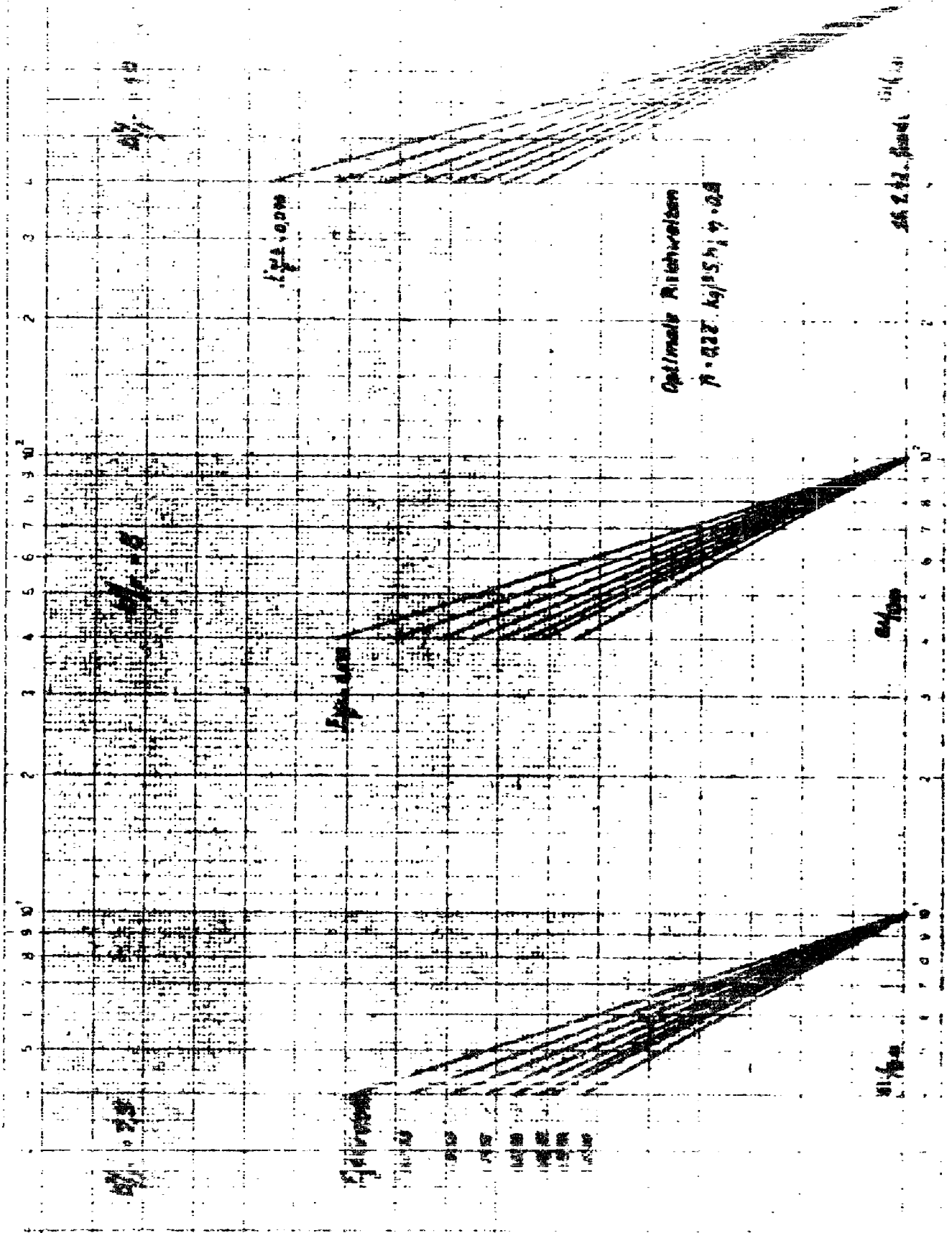
In Kurvenblatt 27 ist das prozentuale Anwachsen der optimalen Reichweite \u00fcber dem Seitenverh\u00e4ltnis β^2 aufgetragen.

Entsprechend der Momentan-Geschwindigkeit v ist auch die erforderliche Momentan-Leistung N eine Funktion des Gewichtes

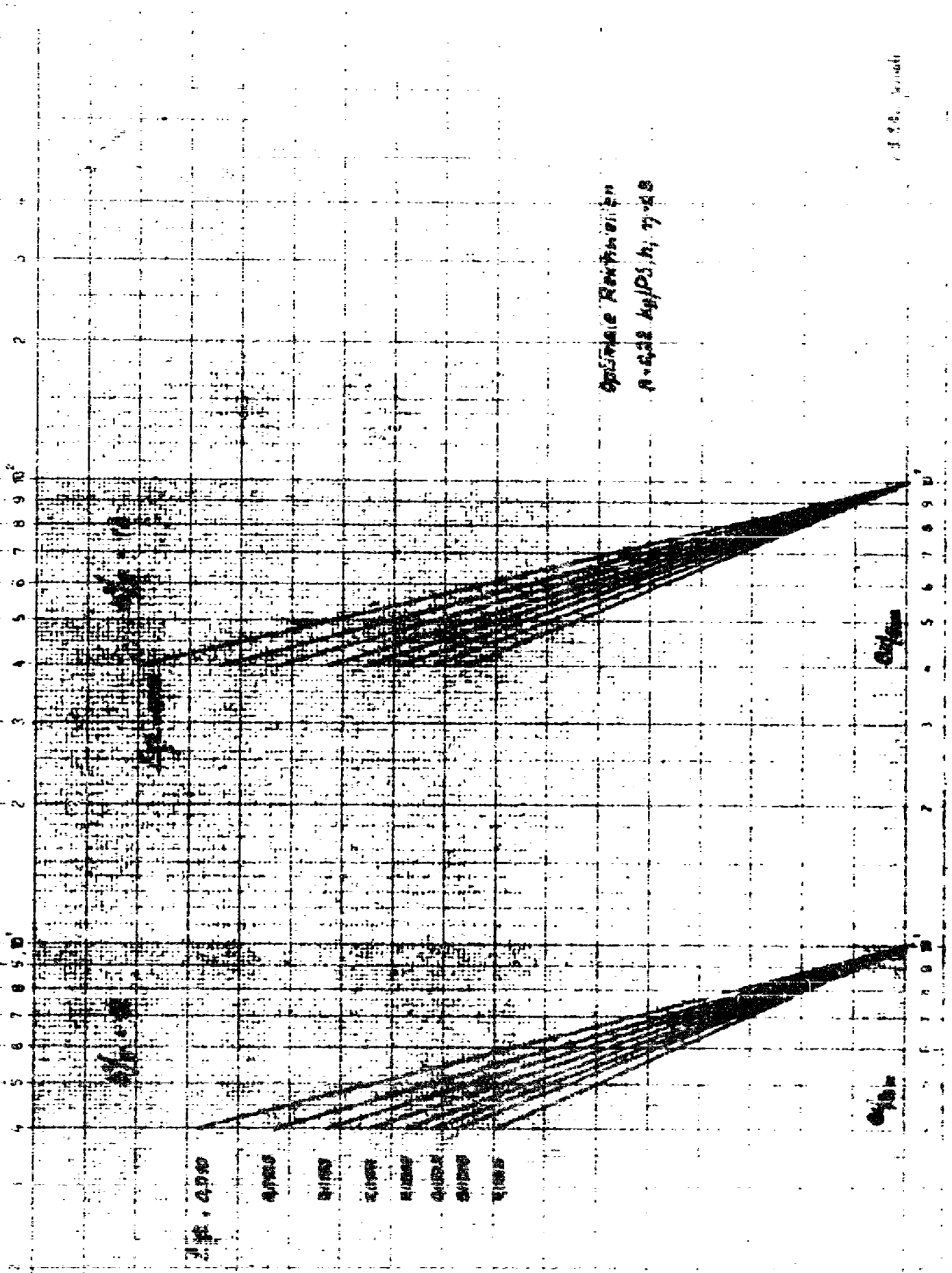
$$N = \frac{2}{75 \cdot \beta} \cdot \frac{F_{ws}^3}{\sqrt{\frac{G}{b}}} \cdot \left(\frac{G}{b}\right)^{\frac{3}{2}} \quad 6)$$

Die Gesamt-Flugdauer ergibt sich zu:

$$\tau = \frac{75 \cdot \beta \cdot \left(\frac{2}{\beta}\right)^{\frac{3}{2}} \cdot \left(\frac{b}{G}\right)^{\frac{3}{2}} \cdot b}{\beta (c_{wp} + c_{ws})^{\frac{3}{2}}} \cdot \frac{1 - \sqrt{\frac{G_{st}}{G_0}}}{\sqrt{G_0}} \quad 7)$$



Die Zeichnung zeigt die optimale Richtungen für die Aufnahme eines Objektes.



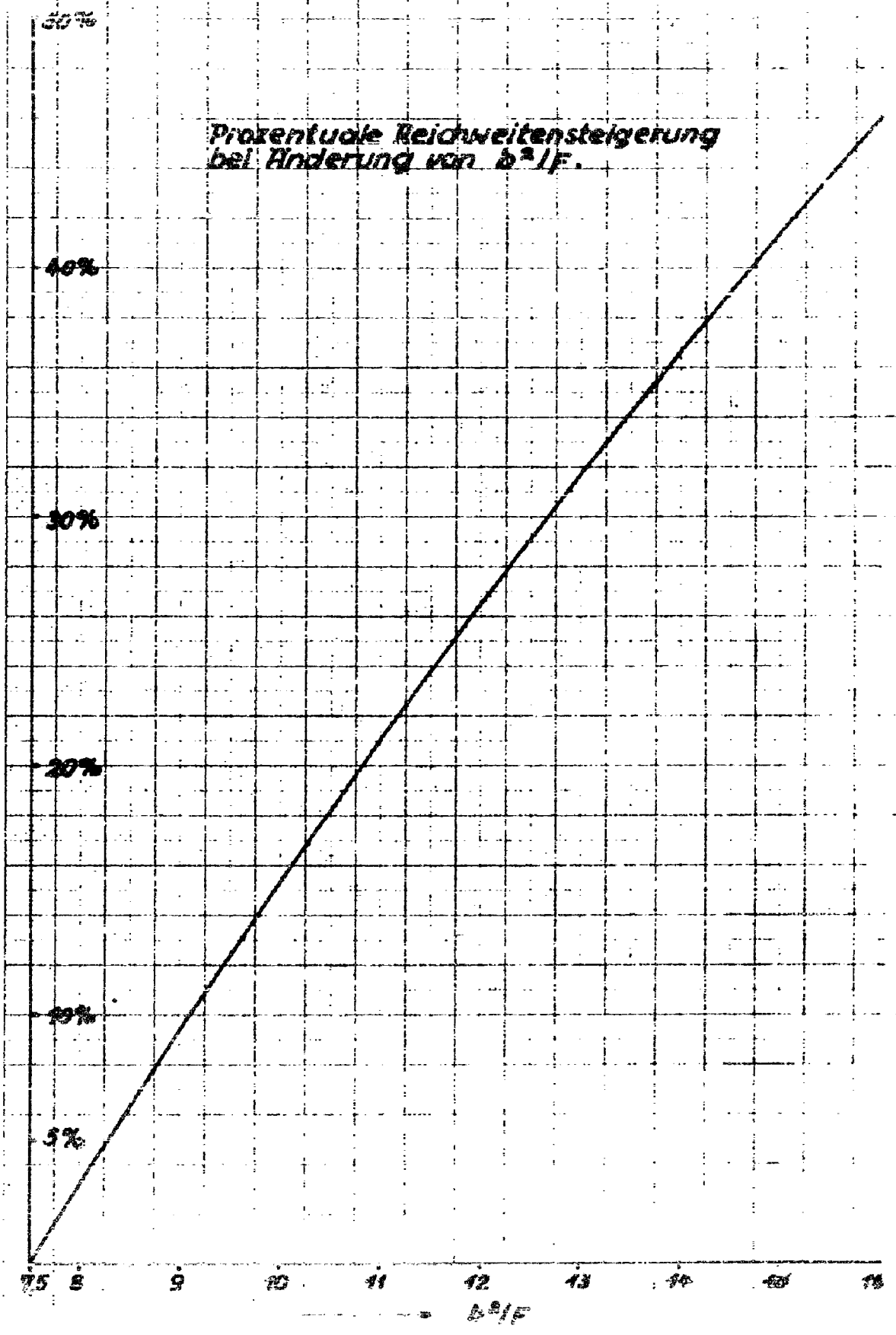
1. 0.00
 2. 0.00
 3. 0.00
 4. 0.00
 5. 0.00
 6. 0.00
 7. 0.00

Optische Rechenanlage
 A-632 Ag/PS, h, 19-28

0.10

0.10

Prozentuale Reichweitensteigerung
bei Änderung von δ^2 / F .



Soll der gesamte Brennstoff im Flügel untergebracht werden, und gibt ϵ das mittlere Verhältnis der für die Brennstoffunterbringung möglichen Querschnittsfläche zu der dem Profil umschriebenen Rechtecksfläche $d_m \cdot t_m$ an und bezeichnet γ das spezifische Gewicht des Kraftstoffes, so ist die kleinstmögliche Flugzeugfläche eine Funktion der Reichweite.

$$F_{min} \geq \frac{G_{Bz}}{F} \left[\frac{G_{Bz}}{d_m \cdot \epsilon \cdot \gamma} \right]^2 \cdot \left[1 - e^{-\frac{2g \sqrt{G_{Bz}}}{75 \cdot \gamma \sqrt{F}} R} \right]^2 \quad e)$$

2. Reichweiten bei konstantem ϵ_a -Wert.

Das Erfliegen der optimalen Reichweiten wird praktisch nicht durchgeführt werden wegen der erforderlichen dauernden Regelung der Motorleistung. Wahrscheinlich wird über einen längeren Zeitraum entweder mit konstanter Drosselung oder konstanter Geschwindigkeit geflogen werden.

Da jedoch vom Optimalwert unabhängig in der Reichweitenbestimmung zu werden, kann man voraussetzen, daß die Flugstrecke mit einem beliebigen konstanten ϵ_a -Wert durchflogen wird. Das Verhältnis des gewählten ϵ_a -wertes zum optimalen ϵ_a -wert wird mit α bezeichnet.

$$\alpha = \frac{\epsilon_a}{\epsilon_a \text{ opt.}} \quad g)$$

Dieser Wert α geht nun bei Geschwindigkeit, Reichweite, Motorleistung und Flugdauer in folgender Form ein:

v	$= \frac{1}{\alpha} \sqrt{\frac{G_{Bz}}{F}}$	$v_{opt.}$
R	$= \frac{75 \cdot \gamma \sqrt{F}}{2g} \left(1 - e^{-\alpha^2} \right)$	$R_{opt.}$
P	$= \frac{G_{Bz}}{F} \left(\frac{1}{\alpha^2} \right)$	$P_{opt.}$
t	$= \frac{G_{Bz}}{F} \left(\frac{1}{\alpha^2} \right)$	$t_{opt.}$

In Abb. 30 ist der Kurvenverlauf über d aufgetragen. Man erkennt, daß eine wesentliche Verbesserung der Geschwindigkeit und Flugzeit nur eine unbedeutende Verschlechterung der Reichweite zur Folge hat.

Vergleichsrechnungen zeigten eine gute Übereinstimmung der Reichweiten bei konstanter Geschwindigkeit mit den Reichweiten bei konstantem g_n , wenn der g_n -Wert der Rechnung zu Grunde gelegt wurde, der bei G_n ein v ergab, das der konstanten Geschwindigkeit entspricht, und wenn das Brennstoffgewicht klein ist im Verhältnis zum Startgewicht. °

3. Reichweiten bei konstanter Geschwindigkeit.

Bei vorgegebener konstanter Geschwindigkeit kann die Reichweite folgendermaßen bestimmt werden:

Die erforderliche Leistung setzt sich zusammen :

1. aus der Leistung zur Überwindung des F_{ws} -Widerstandes, die unabhängig von Gewicht ist, also über die ganze Flugstrecke konstant bleibt.

$$75 \eta N_{F_{ws}} = \frac{\rho}{2} v^3 \cdot F_{ws} \quad 1)$$

2. Aus der Leistung zur Überwindung des induzierten Widerstandes F_{wi} , die von Gewicht abhängig und daher über die Flugstrecke variabel ist.

$$75 \eta N_{F_{wi}} = \frac{\rho}{2} v^3 \cdot F_{wi} = \frac{G/b^2}{2 \pi v} \quad 2)$$

Aus der Gewichtsänderung über der Zeit:

$$- \frac{dG}{dt} = \dot{m} \quad 3)$$

$$\frac{dG}{dt} = - \dot{m} = - \frac{G}{G_n} \frac{dG_n}{dt} = - \frac{G}{G_n} \frac{dG_n}{G_n dt} = - \frac{G}{G_n^2} \frac{dG_n}{dt} \quad 4)$$

Verhältnis von Geschwindigkeit, Reichweite, Leistung und Flugdauer in Abhängigkeit von c_0/c_{0opt} .

25
20
15
10
0.5
0.2

Funktionen für :

$$V: \frac{1}{\sqrt{c_0}}$$

$$R: 2 \frac{c_0}{1-c_0}$$

$$L: \frac{c_0^2}{1-c_0}$$

$$T: 2 \frac{c_0}{1-c_0^2}$$

N_{opt}

V_{opt}

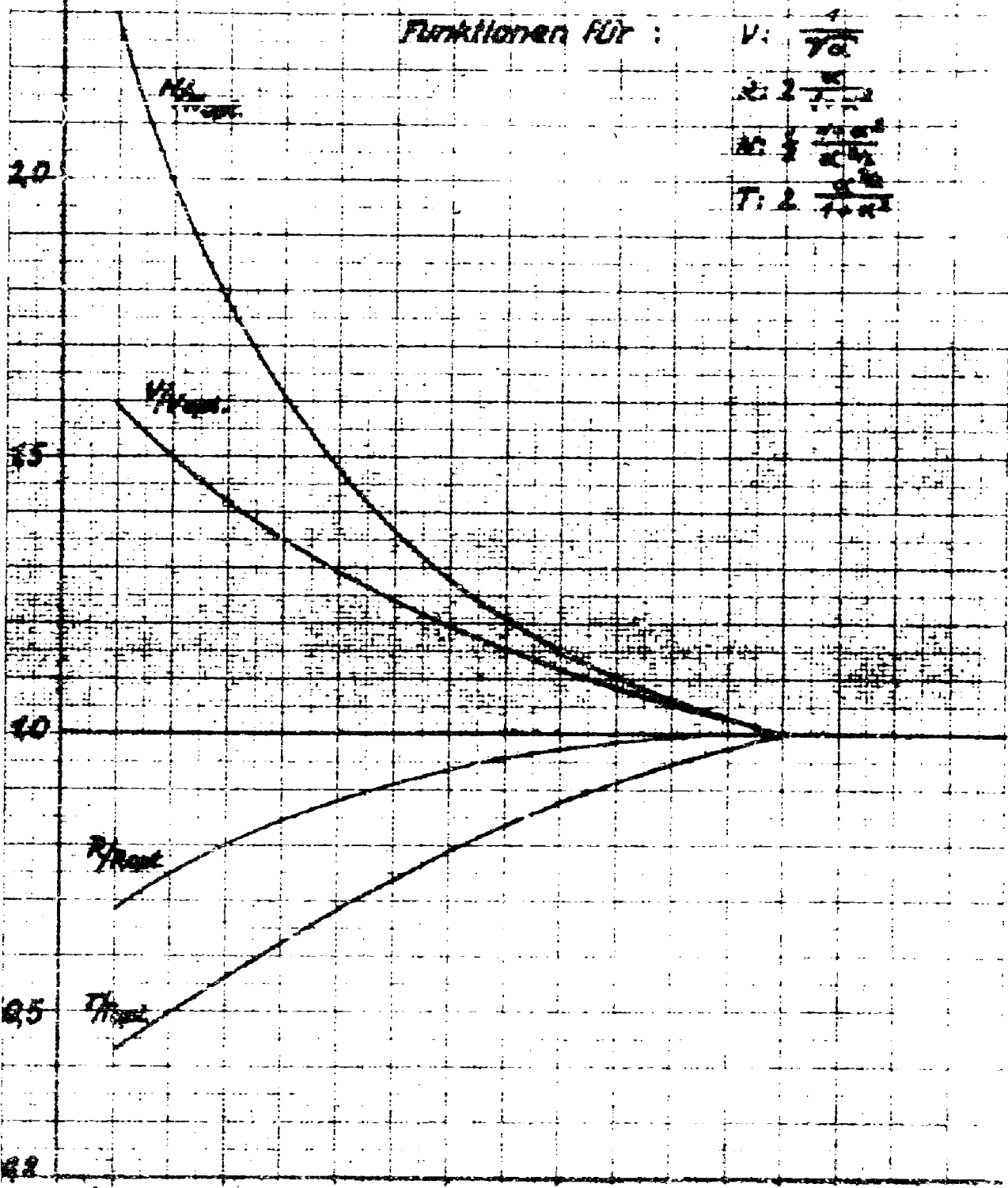
R_{opt}

T_{opt}

0.7 0.8 0.9 1.0

$$c_0 = \frac{c_{0opt}}{1.2}$$

10.10



R = v \cdot t \quad 5)

$$R = \frac{477,7 \cdot b}{\beta \cdot \sqrt{F_{ws}}} \arctg \frac{G_{11} - G_0}{\frac{1}{2} v^2 \cdot b \cdot \sqrt{F_{ws}}} \quad 6)$$

$$1 + \frac{G_0 \cdot G_1}{\left[\frac{1}{2} v^2 \cdot b \cdot \sqrt{F_{ws}} \right]^2}$$

Da der Wert $\frac{G_{11} - G_0}{\frac{1}{2} v^2 \cdot b \cdot \sqrt{F_{ws}}}$ praktisch klein gegen 1

$$1 + \frac{G_0 \cdot G_1}{\left[\frac{1}{2} v^2 \cdot b \cdot \sqrt{F_{ws}} \right]^2}$$

ist, kann $\arctg x = x$ gesetzt werden. Die Reichweite ergibt sich damit zu:

$$R = \frac{280,7}{\beta \cdot F_{ws} \cdot \frac{1}{2} v^2} \cdot \frac{G_{11} - G_0}{1 + \frac{G_0 \cdot G_1}{\left[\frac{1}{2} v^2 \cdot b \cdot \sqrt{F_{ws}} \right]^2}} \quad 7)$$

Mit Hilfe dieser Beziehung kann für ein beliebiges v die Reichweite berechnet werden. Es muß jedoch kontrolliert werden, ob die vorhandene Leistung nicht überschritten wird.

4. Reichweiten bei konstanter Leistung.

Aus der Beziehung:

$$dt = - \frac{dR}{\beta \cdot v} \quad 1)$$

erhält sich mit

$$dR = v \cdot dt \quad 2)$$

$$dR = - \frac{dR}{\beta \cdot v} \cdot v \quad 3)$$

die Reichweite

$$R = \frac{1}{\rho \cdot A} \int_{G_0}^{G_{max}} v \cdot dG \quad (4)$$

Aus der Leistungsgleichung:

$$75 \cdot \eta \cdot h = \frac{\rho}{8} v^3 \cdot F_{ws} + \frac{(G \cdot v)^2}{\frac{1}{2} \cdot F \cdot v} \quad (5)$$

erhält man:

$$v^3 = \frac{75 \cdot \eta \cdot h}{\frac{\rho}{8} \cdot F_{ws}} - \frac{(G \cdot v)^2}{\frac{1}{2} \cdot F \cdot v} \quad (6)$$

$$\frac{75 \cdot \eta \cdot h}{\frac{\rho}{8} \cdot F_{ws}} = v_0^3$$

7) 2761 16

Da praktisch das zweite Glied auf der rechten Seite klein ist gegenüber dem ersten Glied, kann man also für das v im zweiten Glied v_0 setzen.

daraus folgt:

$$v^3 = v_0^3 \left[1 - \frac{(G \cdot v_0)^2}{F \cdot v_0^3} \right] \quad (7)$$

Für kleine x -Werte kann gesetzt werden

$$\sqrt[3]{1-x} \approx 1 - \frac{x}{3}$$

damit ergibt sich die Geschwindigkeit:

$$v = v_0 \left[1 - \frac{(G \cdot v_0)^2}{3 \cdot F \cdot v_0^3} \right] \quad (8)$$

und die Reichweite

$$R = \frac{1}{\rho \cdot A} \int_{G_0}^{G_{max}} v \cdot dG$$

In Übersichtsformel ergibt die Reichweite nach Einsetzen von (8) in (4) die Formel (9)

	$G_a = \frac{\text{Konst.}}{C_a \cdot \text{opt}}$	$V = \frac{\text{Konst.}}{\dots}$	$N = \frac{\text{Konst.}}{N \cdot \text{Dauer}}$
R [km]	$R = 239 \frac{2}{\beta} \sqrt{\frac{H}{K_{opt} \cdot C_a}}$	$R = \frac{230 \cdot 2}{\beta \cdot \sqrt{C_a}} \cdot \frac{G_a - G_b}{1 + \frac{G_a \cdot G_b}{K_{opt} \cdot C_a}}$	$R = 36 \frac{(G_a - G_b)}{\beta \cdot A} \sqrt{1 - \frac{G_a \cdot G_b \cdot C_a}{K_{opt} \cdot C_a}}$
T [Std]	$T = \frac{2 \cdot 2 \cdot 2 \cdot \sqrt{\frac{H}{K_{opt} \cdot C_a}}}{\beta \cdot (C_{opt} \cdot C_a)^{3/2}} \sqrt{G_b}$	$T = \frac{75 \cdot 2}{\beta \cdot \sqrt{C_a}} \cdot \frac{G_a - G_b}{1 + \frac{G_a \cdot G_b}{K_{opt} \cdot C_a}}$	$T = \frac{G_a - G_b}{\beta \cdot A}$
v_{30} [km/Std]	$v_{30} = 3,6 \sqrt{\frac{G_a}{F} \cdot \frac{1}{C_{opt}}}$	---	$v_{30} = 3,6 \cdot v_0 \sqrt{1 - \frac{G_a}{3 \pi (f_{30})^2 \cdot b \cdot C_a}}$
v_0 [km/Std]	$v_0 = 3,6 \sqrt{\frac{G_a}{F} \cdot \frac{1}{C_{opt}}}$	---	$v_0 = 3,6 \cdot v_0 \sqrt{1 - \frac{G_a}{3 \pi (f_{30})^2 \cdot b \cdot C_a}}$
C_{opt}	---	$C_{opt} = \frac{G_a}{F} \cdot \frac{1}{\frac{1}{3} \cdot \frac{1}{v_0^2}}$	$C_{opt} = \frac{G_a}{F} \cdot \frac{1}{\frac{1}{3} \cdot \frac{1}{v_0^2}}$
C_{40}	---	$C_{40} = \frac{G_a}{F} \cdot \frac{1}{\frac{1}{3} \cdot \frac{1}{v_0^2}}$	$C_{40} = \frac{G_a}{F} \cdot \frac{1}{\frac{1}{3} \cdot \frac{1}{v_0^2}}$
N_{30} [PS]	$N_{30} = \frac{2}{75 \cdot 2} \cdot \frac{F_{30}^{3/2}}{(\frac{1}{3})^{3/2} \cdot \frac{1}{v_0}} \cdot \left(\frac{G_a}{b}\right)^{3/2}$	$N_{30} = \frac{2}{75 \cdot 2} \cdot \frac{F_{30}^{3/2}}{(\frac{1}{3})^{3/2} \cdot \frac{1}{v_0}} \cdot \left(\frac{G_a}{b}\right)^{3/2}$	---
N_0 [PS]	$N_0 = \frac{2}{75 \cdot 2} \cdot \frac{F_{30}^{3/2}}{(\frac{1}{3})^{3/2} \cdot \frac{1}{v_0}} \cdot \left(\frac{G_a}{b}\right)^{3/2}$	$N_0 = \frac{2}{75 \cdot 2} \cdot \frac{F_{30}^{3/2}}{(\frac{1}{3})^{3/2} \cdot \frac{1}{v_0}} \cdot \left(\frac{G_a}{b}\right)^{3/2}$	---

Es β und β eingesetzt werden: $\beta = 0 \left[\frac{kg}{cm^2} \right]$, b in [m], N in [PS], F_{30} in [m], F_{30} in [m], F in [m], G in [kg], v in $\left[\frac{km}{Std} \right]$, v_0 in $\left[\frac{km}{Std} \right]$

	$\sigma = \text{konst.}$ $c_d = c_{d \text{ opt.}} = 0,05$		$v = \text{konst.}$ $v = v_{\text{opt.}} = 360 \text{ km/h}$		$H = \text{konst.}$ $H = H_{\text{Dauer}} = 11000 \text{ PS}$	
G_{fl}	93 te	130 te	93 te	130 te	93 te	130 te
G_1	76 te	61 te	76 te	61 te	76 te	61 te
N (kar)	4000	15700	3960	15000	3330	13200
σ (1/10)	12,8	44,6	11	42,6	7	26,6
v_{opt} (km/h)	340	402	360	360	450	306
N (km/h)	308	275			465	474
σ (1/10)	0,05	0,05	0,744	1,04	0,49	1,48
σ (1/10)			0,608	0,488	0,37	0,29
P_{fl} (PS)	2200	12000	7700	11000	11000	11000
P_{fl} (PS)	2030	3860	6540	5740		

6. Reichweiten des Ausführungsbeispiels. 2

$f_{\text{fl}} = 0,22 \frac{\text{kg}}{\text{PS h}}$, $b = 63 \text{ m}$, $f = 0,060 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$
 $f_{\text{opt}} = 7,5 \text{ m}^2$, $F = 560 \text{ m}^2$, $\sigma = 0,0$

ARADO

a. Vorentwürfe.

1. Variationsuntersuchungen:

Es wurden folgende vier Ausführungen betrachtet, um einen Begriff über die Größenerkennung zu bekommen.

Leistungsmerkmale	A	B	C	D
Seitenverhältnis	7,5	7,5	12,0	12,0
Druckverhältnisse	4 x 10 ⁶ 613	6 x 10 ⁶ 613	4 x 10 ⁶ 613	6 x 10 ⁶ 613
Triebwerk	17000	25500	17000	25500
Zielerreichweite	30000	37500	34000	42500
Leertankgewicht	47000	65000	51000	68000
Leertankgewicht	3000	3000	3000	3000
Startgewicht	50000	66000	54000	71000
Fläche S_{max}	300	392	300	392
Spannweite b_{max}	17,3	21	17	21,5
Start in 0 km	14000	24000	14000	24000
Kampf in 5,1-6 km	12400	18600	12400	18600
Dauer in 5,1-6 km	10700	16300	10700	16300
Aufgabenstellung: 2000 kg zentrale Last auf 3500 km				
Benutzung	400	400	400	400
Montieren	600	600	600	600
Kraftstoff	16000	20000	13000	16500
Schmierstoff	1000	1500	1000	1500
Last (zentral)	2000	2000	2000	2000
Startgewicht	20000	22500	21000	23000
Start	295	277	297	280
Start	6,28	5,15	6,36	5,23
Optimale Reichweite km	3430	3520	3500	3500
bei $V_{\text{opt}} = V_L$ km/h	400-363	393-352	397-330	350-324
bei $V_{\text{opt}} = E_L$ P/S	9000-7300	11800-8600	7000-5500	8550-6600
Reichweite	3260	3300	3040	2980
bei V_{opt} km/h	450	450	450	450
bei K_{opt}	10600	13300	9450	11800
V_{max} mit V_{opt} in Gkm	497	527	508	542
Aufgabenstellung: 5000kg zentrale Last auf 15000 km Reichweite				
Benutzung	400	400	400	400
Montieren	600	600	600	600
Kraftstoff (dezentral)	70500	107500	61000	70500
Schmierstoff	5000	5000	5000	5000
Last	5000	5000	5000	5000
Startgewicht	85500	107500	67000	81500
Startgewicht	138000	175000	120000	147000
Start	452	447	406	400
Start	2,7	2,55	2,77	2,7
Optimale Reichweite	14000	14500	14000	14000
bei $V_{\text{opt}} = V_L$ km/h	300-372	470-322	470-372	410-395
bei $V_{\text{opt}} = E_L$	12000-8000	15000-11000	12000-10000	11000-10000

Aus den vorliegenden Daten ergibt sich, daß zur Erfüllung der Langstreckenaufgabe ein Seitenverhältnis von 12 bei den vorgesehenen Größen als untere Grenze anzusehen ist, wobei nach der Start eine Motorleistung von 11200 PS erforderlich ist.

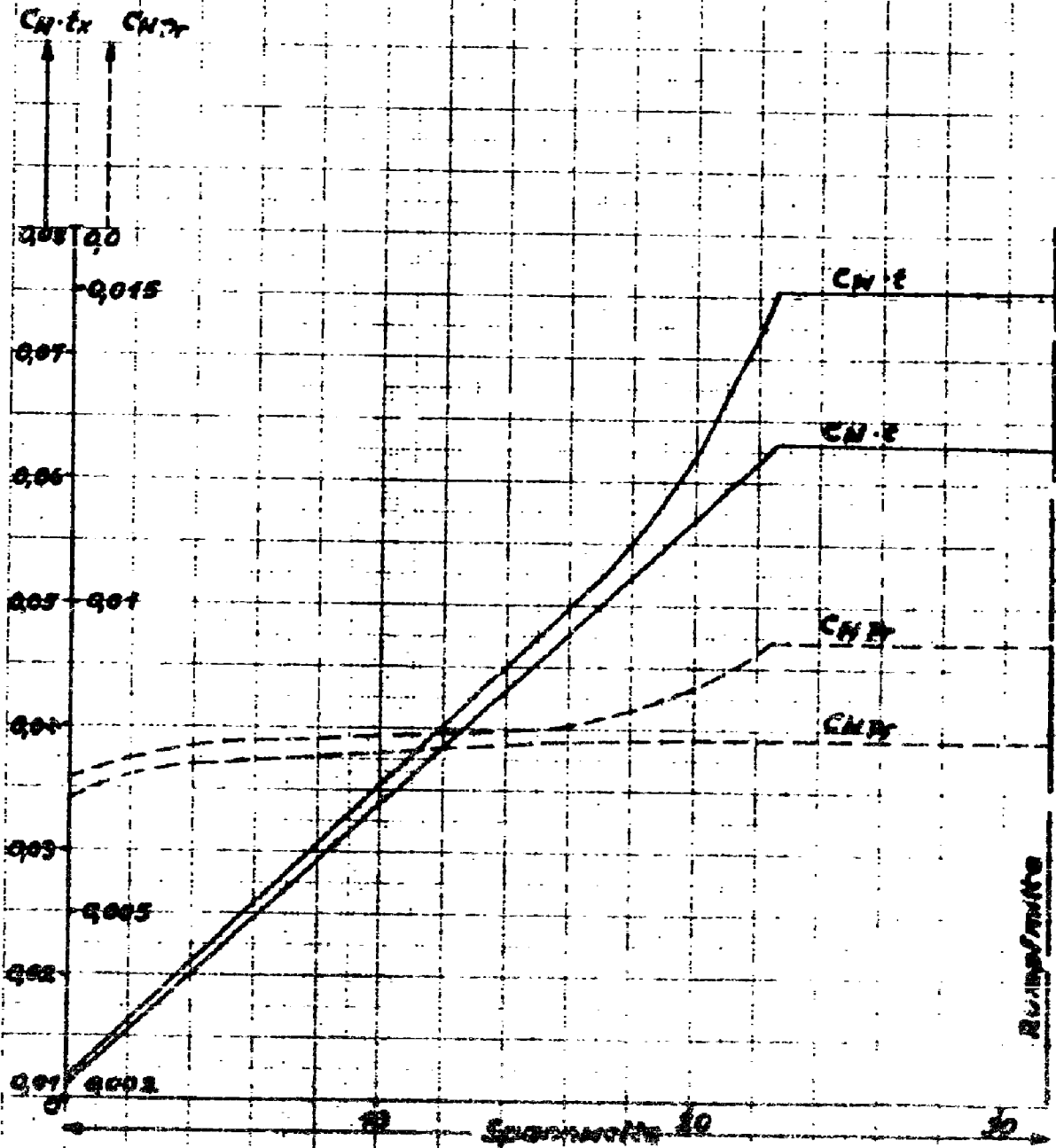
In Abb. 27 ist die prozentuale Reichweitensteigerung bei Änderung von $\frac{b^2}{F}$ - ausgehend von einem Seitenverhältnis von 7,5 - aufgetragen.

2. Untersuchung eines Flugzeugs mit im Mittelstück verdickter Fläche zwecks Ausnutzung als Lasterraum. (Ausführungsbefehl R. Anlage 33).

Nach diesen ersten Voruntersuchungen wurde ein Entwurf eines Transporters bearbeitet. Da die Ausmaße der erforderlichen Fläche schon recht beträchtlich sind, lag es nahe, den Lasterraum im Flügelmittelstück mit verdicktem Profil unterzubringen. Ein Vergleich des verdickten Profils gegenüber einem gleichwertigen Lasterraum ergibt eine F_{max} -Verbesserung von $\sim 8,5$ % und voraussichtlich einen Gewichtsverlust. In Abb. 27 ist ein Vergleich der c_{Dopt} und c_{Dmax} - Werte über der Spannweite aufgetragen.

E 470

$C_{WP} \cdot t$ und C_{WP} - Verlauf über die
Spannweite bei 18% und 30% Wurztiefe.



Bei dem Entwurf ergeben sich folgende GröÙen:

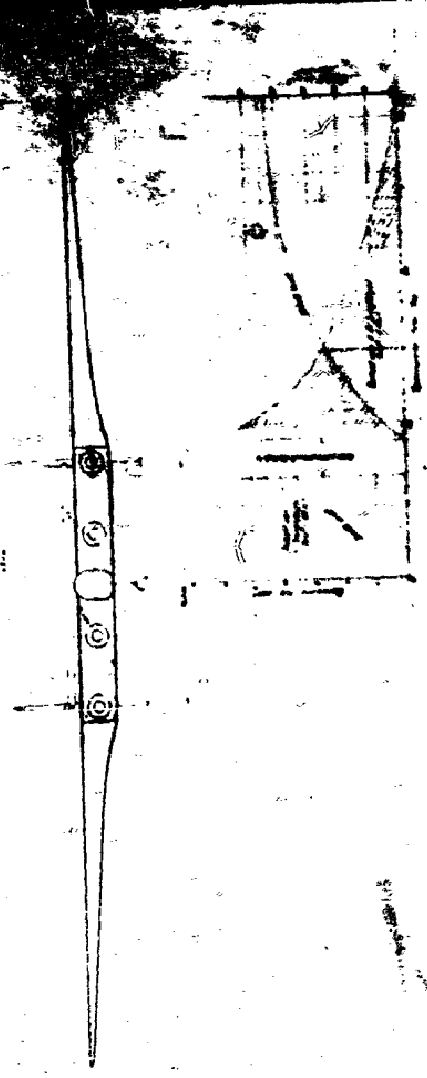
Triebwerke	4xDB 613	m^2
Fläche	360	m^2
Spanweite	63	m
Seitenverhältnis $\frac{b^2}{S}$	11	
P_{wg}	7,5	m^2
Triebwerk	17000	kg
Flugwerk	35000	kg
Zugkraft	58000	kg
Ausrüstung	3000	kg
Nutzgewicht	55000	kg
Bewehrung	400	kg
Munition	600	kg
Betriebsstoff	17000	kg
Lsg	20000	kg
Zuladung	30000	kg
Startgewicht	93000	kg
	55000	kg
	400	kg
	600	kg
	17000	kg
	20000	kg
	30000	kg
	93000	kg

Flächendbelastung $\frac{G}{F}$	258	361	kg/m^2
Leistungsbelastg. $\frac{G}{N}$	6,65	7,5	kg/PS

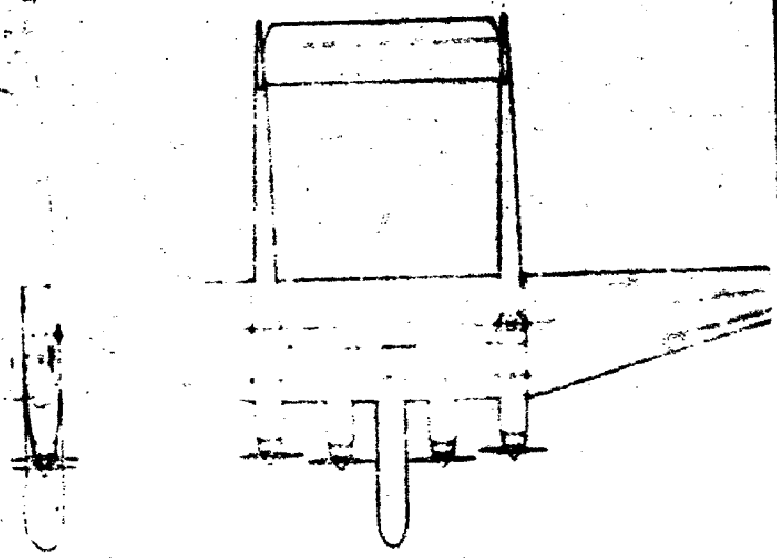
Reichweite R km	4000	3500	15200 km
bei $v_{St} = v_L$	340-300	445-400	402-276 km/h
bei $R_{St} = R_L$	7200-5350	10750-7750	12000-3000 PS
v_{max} mit $G = 83500$ kg in 6 km	485		km/h

Mit im Flügel eingebauten Zusatzstrahlgeräten, die bei Kampfhandlungen zeitweise ausgefahren werden, ist eine Geschwindigkeitssteigerung möglich.

Zusatzgeräte	4xJunkers	4xDB	6xJunkers	6xDB
100 % Leistung	548	574	570	616 km/h
Nettleistung	567	-	605	- km/h
Zusatz Brennst. pro Std.	2500	2500	3000	3000 kg
100 % Leistung	548	-	615	kg
Nettleistung	567	-	615	kg



Ausführung bei 100-11 B.



3. Untersuchung eines Flugzeugs mit zusätzlichem Lastenraum.

In Anlage 41 ist ein Gegenentwurf mit zusätzlichem Lastenraum bearbeitet worden. Wie schon oben gesagt, liegt dieser Entwurf F_{w_0} -mäßig und gewichtlich schlechter als das Ausführungsbeispiel E in der Transporterausführung. Dagegen ist die Durchbildung des Lastenraums voraussichtlich einfacher. Als Fernbomber ohne Lastenraum ist er aerodynamisch etwas besser als Ausführungsbeispiel E. Eine gerechte Abwägung der Vor- und Nachteile der beiden Anordnungen ist jedoch nur durch eine eingehende Bearbeitung möglich, was zunächst außerhalb des Rahmens der Arbeit fiel.

Abschließend kann gesagt werden, daß die Kombination von Transporter für große zentrale Lasten auf mittlere Reichweiten mit dem Langstreckenbomber durchaus möglich zu sein scheint.

Eine weitere Durcharbeitung dieser Aufgabe bleibt einer weiteren Arbeit vorbehalten.

Reproduced by



CENTRAL AIR COMMAND

REEL-C

2487

A.T.I

52305

The
U.S. GOVERNMENT

IS ABSOLVED

FROM ANY LITIGATION WHICH MAY ENSUE FROM ANY
INFRINGEMENT ON DOMESTIC OR FOREIGN PATENT RIGHTS
WHICH MAY BE INVOLVED.

UNCLASSIFIED