

3. Jan 84

Reaktionshöhen

| $\frac{F}{g}$ | v km/sec | t_1 sec | h_1 km | t_2 | h_2 |
|---------------|---------------|--------------|-------------|-------|-------|
| 3 | 1.86 | 46.8 | 26.4 | 185 | 120 |
| 5 | 1.57 | 28.1 | 17.4 | 180 | 129 |
| 7 | 1.59 | 20.1 | 14.1 | 175 | 132 |
| 9 | 1.64 | 15.6 | 11.3 | 172 | 131 |

Brennstoff = 1.27
Rest

Druckbelastung 0.565 kg/cm²

F = Beakleunigung, v = Fallgeschwindigkeit am Ende des Motors
 t_1 mit h_1 Steighöhe des Raketen, t_2 Zeit für Fallzeit mit dem Motor
 h_2 Gesamthöhe t_2 Gesamtfliegszeit.

Bei zu grosser Beakleunigung wird der Luftwiderstand zu gross,
 bei zu kleiner dem Einfluss der Erdbeschleunigung.

3. 1. 44.

Tabelle 7

| Kraftstoff | | Chemische Formel | Gewichtsmäßiger Bestandteil, % | | Dichtigkeit in flüssigem Zustand | Temperatur in Graden | | Wärmeleistg v. 1 kg des Gemische Kal |
|-----------------------|--------------------|---------------------------------|--------------------------------|----------------|----------------------------------|----------------------|--------------|--------------------------------------|
| | | | an Kohlenstoff | an Wasserstoff | | Siedepunkt | Schmelzpunkt | |
| Be- grenz- te | Methan | CH ₄ | 66,7 | 33,3 | 0,415 | -161,4 | -184 | 2250 |
| | Pentan | C ₅ H ₁₂ | 88,33 | 16,67 | 0,621 | 28,0 | -131,5 | 2280 |
| | Oktan | C ₈ H ₁₈ | 84,2 | 15,8 | 0,707 | - | - | 2280 |
| | Dekan | C ₁₀ H ₂₂ | 84,5 | 15,5 | 0,747 | 174 | -32,0 | 2270 |
| | Paraffin | C ₂₀ H ₄ | 85,1 | 41,9 | 0,778 | 205 | 38 | 2280 |
| Unbe- grenz- te | Äthylen | C ₂ H ₄ | 85,7 | 14,3 | 0,566 | -103,8 | -169,4 | 2400 |
| | Daketylen | C ₁₀ H ₂₀ | 85,7 | 14,3 | 0,763 | 160 | - | 2230 |
| | Azetylen | C ₂ H ₂ | 92,3 | 7,7 | 0,451 | 83,6 | -85 | 2750 |
| Aroma- tische | Benzol | C ₆ H ₆ | 92,3 | 7,7 | 0,878 | 79,6 | 5,5 | 2300 |
| | Toluol | C ₇ H ₈ | 91,3 | 8,7 | 0,866 | 110,5 | -95,1 | 2280 |
| | Xylol | C ₈ H ₁₀ | 90,6 | 9,4 | 0,879 | 144 | -27 | 2280 |
| | Naphtalin | C ₁₀ H ₈ | 93,8 | 8,2 | 1,145 | 217,9 | 80,1 | 2260 |
| Sprite | Methyl- alkohol | CH ₄ O | 37,5 | 12,5 | 0,792 | 64,5 | -97,8 | 1825 |
| | Äthyl- alkohol | C ₂ H ₆ O | 52,2 | 13,0 | 0,789 | 78,5 | -117,3 | 2030 |

Tabelle 7

| Kraftstoff | | Chemische Formel | Gewichtsmäßiger Bestandteil. % | | Dichtigkeit in flüssigem Zustand | Temperatur in Graden | | Wärmeleistung r. l. kg des Gemischtes Kal |
|---------------|-----------------|--------------------------------|--------------------------------|----------------|----------------------------------|----------------------|--------------|---|
| | | | an Kohlenstoff | an Wasserstoff | | Siedepunkt | Schmelzpunkt | |
| Begrenz- te | Methan | CH_4 | 66,7 | 33,3 | 0,415 | -161,4 | -184 | 2250 |
| | Pentan | C_5H_{12} | 88,33 | 16,67 | 0,621 | 28,0 | -131,6 | 2280 |
| | Oktan | C_8H_{18} | 84,2 | 15,8 | 0,707 | - | - | 2280 |
| | Dekan | $\text{C}_{10}\text{H}_{22}$ | 84,5 | 15,5 | 0,747 | 174 | -32,0 | 2270 |
| | Paraffin | $\text{C}_{20}\text{H}_{44}$ | 85,1 | 41,9 | 0,778 | 205 | 38 | 2250 |
| Unbegrenz- te | Ethylen | C_2H_4 | 85,7 | 14,3 | 0,566 | -103,8 | -169,4 | 2400 |
| | Daketylen | $\text{C}_{10}\text{H}_{20}$ | 85,7 | 14,3 | 0,763 | 160 | - | 2230 |
| | Azetylen | C_2H_2 | 92,3 | 7,7 | 0,451 | 83,6 | -85 | 2750 |
| Aroma- tische | Benzol | C_6H_6 | 92,3 | 7,7 | 0,878 | 79,6 | 5,5 | 2500 |
| | Toluol | C_7H_8 | 91,3 | 8,7 | 0,866 | 110,5 | -95,1 | 2280 |
| | Xylol | C_8H_{10} | 90,6 | 9,4 | 0,879 | 144 | -27 | 2285 |
| | Naphtalin | C_{10}H_8 | 93,8 | 8,2 | 1,145 | 217,8 | 80,1 | 2260 |
| Sprite | Methyl- alkohol | CH_4O | 57,5 | 12,5 | 0,792 | 64,5 | -97,8 | 1825 |
| | Ethyl- alkohol | $\text{C}_2\text{H}_6\text{O}$ | 52,2 | 13,0 | 0,789 | 78,5 | -117,3 | 2030 |

3.1.44

Tabelle 6

| Oxydationsmittel | Spezifisches Gewicht des Gemisches mit Toluol | Gewichtsmäßiger Bestandteil, % | | Wärmeleistung des Gemisches Kal/kg | Umfang der Verbrennungsprodukte bei gleichbleibendem Druck | Temperatur der idealen Verbrennung bei gleichbleibendem Druck | Geschwindigkeit des Ausströmens m/sek |
|----------------------------------|---|--------------------------------|------------------|---------------------------------------|--|---|---------------------------------------|
| | | an Oxydationsmittel | an Betriebsstoff | | | | |
| Salpetersäure | 1,35 | 83,1 | 16,9 | 1460 | 747 | 3520 | 2470 |
| Wasserstoff-Superoxyd | 1,32 | 87,0 | 13,0 | 1600 | 922 | 3070 | 2580 |
| Tetranitromethan | 1,47 | 86,5 | 13,5 | 1710 | 660 | 4600 | 2670 |
| Stickstoff-(Salpeter?) Teträoxyd | 1,31 | 81,8 | 18,2 | 1720 | 686 | 4420 | 2680 |
| Sauerstoff | 1,06 | 75,8 | 24,2 | 2280 | 650 | 5200 | 3100 |
| Ozon | 1,25 | 75,8 | 24,2 | 2820 | 650 | 6000 | 8430 |

3.1.44

Tabelle 6

| Oxydationsmittel | Spezifisches Gewicht des Gemisches mit Toluol | Gewichtsmäßiger Bestandteil, % | | Wärmeleistung des Gemisches Kal/kg | Umfang der Verbrennungsprodukte bei gleichbleibendem Druck | Temperatur der idealen Verbrennung bei gleichbleibendem Druck | Geschwindigkeit des Ausstromen m/sek |
|-------------------------------------|---|--------------------------------|------------------|---------------------------------------|--|---|---|
| | | an Oxydationsmittel | an Betriebsstoff | | | | |
| Salpetersäure | 1,35 | 83,1 | 16,9 | 1460 | 747 | 3520 | 2470 |
| Wasserstoff-Superoxyd | 1,32 | 87,0 | 13,0 | 1600 | 922 | 3070 | 2580 |
| Tetranitromethan | 1,47 | 86,5 | 13,5 | 1710 | 660 | 4600 | 2670 |
| Stickstoff-(Salpeter?) Tetraoxyd | 1,31 | 81,8 | 18,2 | 1720 | 686 | 4420 | 2680 |
| Sauerstoff | 1,06 | 75,8 | 24,2 | 2280 | 650 | 5200 | 3100 |
| Ozon | 1,25 | 75,8 | 24,2 | 2820 | 650 | 6000 | 3430 |

$$L = L_v + L_{\text{verlust}}$$

$$L_v \cdot v_0 = \frac{q}{g} (v_1 - v_0) v_0$$

$$L_{\text{verlust}} = \frac{q}{2g} (v_1 - v_0)^2$$

$$\frac{q}{2g} \left[\frac{(v_1 - v_0)^2}{2} + 2(v_1 - v_0) v_0 \right]$$

$$\frac{q}{2g} (v_1 - v_0) [(v_1 + v_0) + 2v_0]$$

$$\frac{q}{2g} (v_1 - v_0) (v_1 + 3v_0)$$

$$\frac{q}{2g} \frac{(v_1 - v_0) (v_1 + 3v_0)}{(v_1 - v_0) (v_1 + v_0)}$$

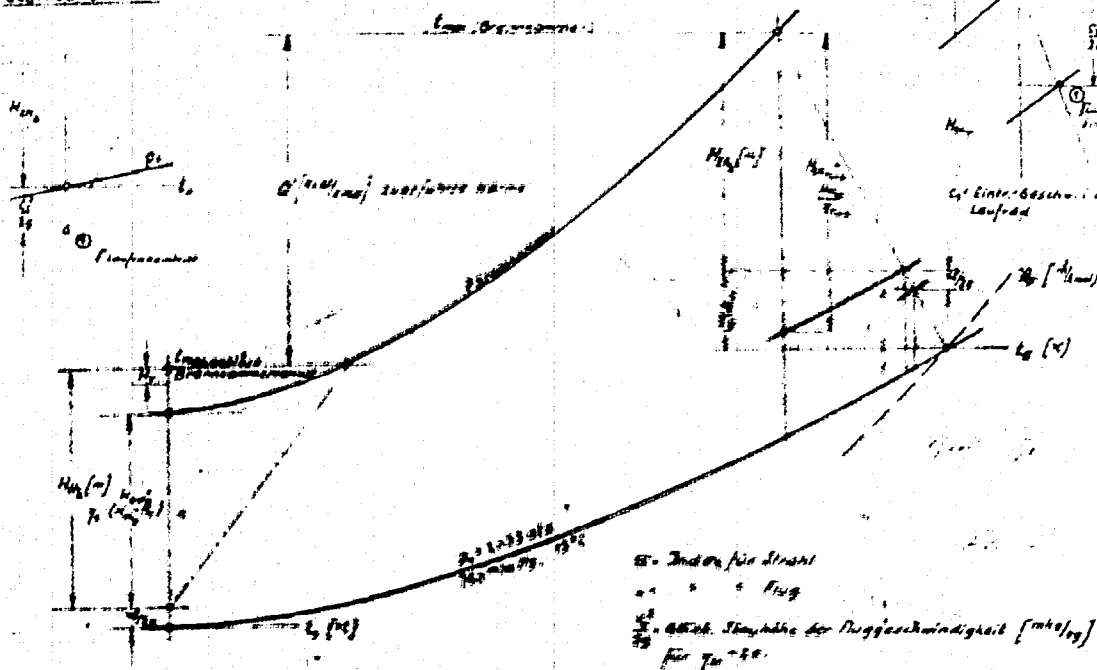
$$\frac{L_v}{L_{\text{verlust}}}$$

$$\frac{L_v}{L}$$

Kreisprozeß

im T - S -Diagramm für Luft u. Verbrennungsgase

Gegläse-Eintritt



Luftdurchsatz:

$$G \cdot F_a \cdot p_1 \cdot v_1 \quad [kg/sec], \quad L_0 [m^3] \text{ Strohfache}; \quad p_1 = \frac{28.36}{24} = \frac{p_2}{R_1 \cdot T_1} \quad [kg/m^3]$$

Schub:

$$S = \frac{G}{g} (v_2 - v_1) \quad [kg]$$

Strahlleistung:

$$L_0 = \frac{G}{g} \left(\frac{v_2^2 - v_1^2}{2} \right) \quad [mkg/sec] \quad \text{Kartesisleistung } L = S \cdot v_2 \quad [mkg/sec]$$

Brennstoffverbrauch:

$$b = \frac{a \cdot a \cdot 20^3}{s \cdot H_u} \quad [kg/kg_{Luft}] \quad B = b \cdot 3,6 \cdot S \quad [kg/h]$$

$$b = \frac{a \cdot a \cdot 20^3}{L_0 \cdot T_1^2} \quad [kg/kg_{Luft}]$$

Stoffverbrauchsgrad

$$\eta_m = \frac{2 \cdot v_2}{v_1 + v_2}$$

Inhauender Wirkungsgrad

$$\eta_{in} = \frac{\text{Luftleistung}}{\text{Luftleistung}} = \frac{v_2^2 - v_1^2}{2 \cdot v_1^2} \quad \eta_g = 0.7 = 0.75$$

Gesamtwirkungsgrad

$$\eta_{ges} = \eta_m \cdot \eta_g$$

$$\eta = \frac{G}{M} \cdot \frac{a}{28.96} \quad [kg/sec]$$

$$\eta = \frac{F}{M} \cdot \frac{v}{28.96} \quad [m^2/sec]$$

$$\eta = \frac{M}{F} \cdot \frac{28.36}{N} \quad [kg/m^2]$$

Spezifisches Gewicht im Strom für $p_0 = 1.033 \text{ at}$

| L_0 | ρ $[kg/m^3]$ |
|-------|-------------------|
| 100 | 0.524 |
| 150 | 0.487 |
| 200 | 0.456 |
| 250 | 0.428 |
| 300 | 0.402 |
| 350 | 0.382 |

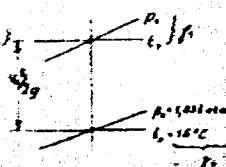
$b = \frac{a}{g} \cdot \frac{v_1^2}{T_1^2} \quad [kg/kg]$
 735.5 $[kg/kg]$ $\eta_m = 0.75$
 $M = 1 \text{ mol } [kg] = 28.36 \text{ kg}$
 $427 \text{ mkg} = 1000 \text{ kg}$

$$H_u = 10^4 \text{ kcal/kg für Benzol}$$

Für $p_2 = 1.033 \text{ at}$ $T_2 = 15^\circ C$ ist $p_2 = 1.226 \text{ kg/m}^3$
 was für den Zustand $p_2 = 2, 3, 4, 1, 2$, ein Gewicht $G_2 = 2.226 \text{ kg}$ zu Gewichte G_1 liegt, so muß bei $v_2 = 0$ das S im Prozess der spez. Gewichte verändert werden um den Volumenbruchteil (Geschw. Dreiecke) konstant zu halten Durchmesser L_0 ändern (regeln).

$$G_2 = G_1 \cdot \frac{p_1}{p_2} \quad [kg]$$

| L_0 | ρ | G_1 $[kg]$ | G_2 $[kg]$ |
|-------|--------|--------------|--------------|
| 0 | 35 | 1.226 | 1.226 |
| 100 | 36 | 1.100 | 1.226 |
| 200 | 38 | 1.020 | 1.226 |
| 250 | 40 | 1.000 | 1.226 |
| 300 | 42 | 1.000 | 1.226 |



$$L = L_v + L_{\text{verlust}}$$

$$L_v = \int v_0 = \frac{g}{2} (v_1 - v_0) v_0$$

$$\frac{L_v}{L}$$

$$\frac{L_v}{L}$$

$$L_{\text{verlust}} = \frac{g}{2g} (v_1 - v_0)^2$$

$$\frac{g}{2g} \left[\frac{(v_1 - v_0)^2}{2} + 2(v_1 - v_0) v_0 \right]$$

$$\frac{g}{2g} (v_1 - v_0) [v_1 + v_0] + 2v_0$$

$$\frac{g}{2g} (v_1 - v_0) [v_1 + v_0]$$

$$\frac{g}{2g} \frac{2 \cdot (v_1 - v_0) v_0}{(v_1 - v_0) (v_1 + v_0)}$$

$$\frac{2v_0}{v_1 + v_0}$$

$$v_s^2 - (v_s - v_0)^2$$

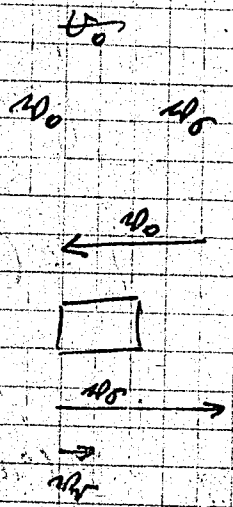
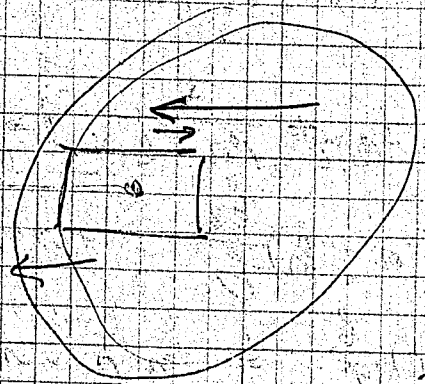
$$\frac{g}{2s} \cdot \frac{v_s^2}{v_0} = \frac{g}{2s} \cdot (v_s^2 - v_0^2 + 2v_s v_0)$$

$$s_0 = \frac{g}{2s}$$

Mem

$$\frac{g}{2s} = 2v_s v_0 - v_0^2$$

$$\frac{g}{2s} \cdot v_0 (2v_s - v_0)$$



$$v_s = v_0 + v_0$$

805/1

$$\text{Strahlleistung: } \frac{g}{2g} (v_s - v_0)^2$$

Thermischer Wirkungsgrad:

$$\frac{\text{Strahlleistung} + \text{Vertriebsleistung}}{\text{Brennstoffverbrauch}}$$

$$\begin{aligned} L &= L_s + L_v = \frac{g}{2g} (v_s - v_0)^2 + N' v_0 \\ &= \frac{g}{2g} (v_s - v_0)^2 + \frac{g}{g} (v_s - v_0) v_0 \end{aligned}$$

$$\eta_{\text{therm}} = \frac{L}{g E Q} = \frac{g \cdot (v_s - v_0)^2 + g (v_s - v_0) v_0}{g \cdot 2g E Q} \quad | \quad 2 \cdot g E = 8365$$

$$= \frac{(v_s - v_0)^2 + 2v_0 (v_s - v_0)}{2g E Q}$$

$$= \frac{(v_s - v_0)(v_s - v_0 + 2v_0)}{2g E Q} = \frac{v_s^2 - v_0^2}{2g E Q}$$

Formeln für Raketenantrieb

27.12.43

$$R = \frac{g}{g} \cdot u \quad | \quad R = P = \text{Schub} \quad g = 9.81$$

$$g = 98 \text{ m/s}^2 \quad u = \text{Ausströmgeschw. m/s}$$

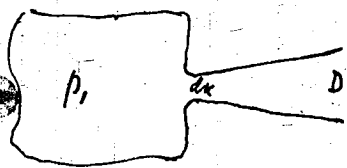
$$R = \frac{g}{g} \cdot u + F_2 (p_2 - p_0)$$

Wenn p_2 größer als der Außen-
druck p_0 ist. F_2 Austrittsquerchnitt.

$$u = 91.53 \sqrt{H_{\text{Rup}}}, \quad u = 3000 - 4500 \text{ m/s}$$

$$R = C F \left(\frac{D}{d_k} \right) f_k P_1$$

P_1 = Druck im Verbrennungsraum.
 f_k = kritischer Querschnitt des Düsen
 $F \left(\frac{D}{d_k} \right)$ Formfaktor der vom Querschnitts-
 verhältnis abhängt
 C = Brennstofffaktor.



| $\frac{D}{d_k}$ | $F \left(\frac{D}{d_k} \right)$ |
|-----------------|----------------------------------|
| 1 | 0.553 |
| 1.5 | 0.665 |
| 2 | 0.715 |
| 2.5 | 0.748 |

| $\frac{D}{d_k}$ | $F \left(\frac{D}{d_k} \right)$ |
|-----------------|----------------------------------|
| 3 | 0.778 |
| 4 | 0.800 |
| 5 | 0.820 |
| 6 | 0.835 |

Das heißt ohne Laval drückt man nur 55% des Drucks aus, mit Laval drückt man praktisch bis auf 80%

Raketen gesch wie die Luft.

$$\frac{dR}{dt} = u \frac{dm}{dt} \left(1 + \frac{w}{P} \right)$$

v = Raketen geschw. u = Strahlgeschw. w = Brennstoffgeschw. P = Rakete ohne B .

$$v = v_0 \ln \left(1 + \frac{\text{Brennstoffgewicht}}{\text{Raketengew. ohne Brennstoff}} \right)$$

Jeht wie die Luft ohne Endausströmung und hilft bei Bräutig!

| $\frac{w}{P}$ | v | $\frac{v}{u}$ | $\frac{w}{P}$ | v | $\frac{v}{u}$ |
|---------------|------|---------------|---------------|------|---------------|
| 0.1 | 285 | 0.095 | 1 | 2079 | 0.693 |
| 0.2 | 546 | 0.182 | 2 | 3294 | 1.098 |
| 0.3 | 786 | 0.262 | 3 | 4158 | 1.386 |
| 0.4 | 1008 | 0.336 | 4 | 4827 | 1.609 |
| 0.5 | 1215 | 0.405 | 5 | 5376 | 1.792 |

u = konstant
 = 3000 m/s

Thermischer Wirkungsgrad (Umwandlung des Heizwertes in kinetische Energie)

$g \cdot H_{\text{Rup}} \cdot E$ Heizwertenergie E = mechanisches Wärmeäquivalent

$\frac{g u^2}{2g}$ kinetische Strahlenergie

808

$$\eta = \frac{g u^2}{g \cdot 2g \cdot H_{\text{Rup}} \cdot E} = \frac{u^2}{2g \cdot H_{\text{Rup}} \cdot E} = \frac{g R^2}{2E g^2 \cdot H_{\text{Rup}}} = \frac{R^2}{87 g^2 \cdot H_{\text{Rup}}}$$

$u = \frac{gR}{g}$
 $E = 427$
 $2g \cdot E = 8365$

S = Vortriebskraft des Schraubens.

A = Auftrieb

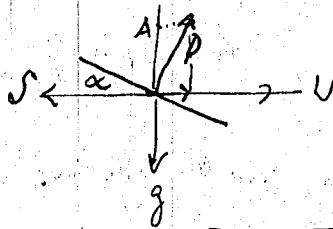
f = Gewicht

W = Widerstand der Tragfläche in horizontaler Richtung

P = Widerstandskraft senkrecht zur Fläche.

$$P = \Psi_{90^\circ} \frac{\rho}{g} F v^2 = \Psi_\alpha \frac{\rho}{g} F v^2, \quad \Psi_\alpha = \Psi_{90^\circ} \cdot 2 \sin \alpha$$

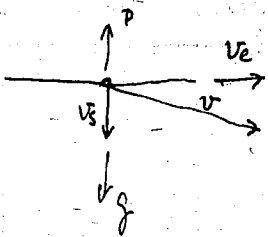
α = Anstellwinkel



○ Leichtesther Hebebedingung:

$$P = \Psi_{90^\circ} \frac{\rho}{g} F v_s^2 = g, \quad v_s = \sqrt{\frac{g \cdot g}{\Psi F \gamma}} \quad \left(\gamma = \text{Luftdichte} \right)$$

gleitfall einer ebenen Fläche



$$g = P = \Psi_{90^\circ} \cdot 2 \sin \alpha \frac{\rho}{g} F v^2, \quad \sin \alpha = \frac{v_s}{v}$$

$$g = \Psi_{90^\circ} \frac{\rho}{g} F \cdot v_s' \cdot v, \quad \underline{v_s^2 = v_s' \cdot v}$$

○ $N' = W + W' = W''$

W' = Rumpfwiderstand

$A = g$

W = mittlicher Widerstand

$$W = P \sin \alpha = \Psi_\alpha \frac{\rho}{g} F v^2 \sin \alpha$$

$$W' = \Psi_{90^\circ} \frac{\rho}{g} F' v^2$$

F' = senkrechte Fläche die den gleichen Widerstand wie der Rumpf hat.

$$A = P \cos \alpha = \Psi_\alpha \frac{\rho}{g} F v_a^2 \cos \alpha$$

$$\Psi_\alpha \cos \alpha \cdot v_a^2 = \text{const}$$

hier Funktion hat ein Minimum, eine kleinste Geschwindigkeit kann also nicht unterschritten werden.

$$W = A \tan \alpha = g \tan \alpha$$

$$A = \Psi_\alpha \frac{\rho}{g} F v^2 \cos \alpha = \Psi_{90^\circ} \frac{\rho}{g} F v^2 \cdot 2 \frac{\sin \alpha \cdot \cos \alpha}{\tan \alpha} = g, \quad \tan \alpha = \frac{g}{2 \Psi_{90^\circ} \frac{\rho}{g} F v^2}$$

$$W = \frac{g^2}{2 \Psi_{90^\circ} \frac{\rho}{g} F v^2}$$

$$W' = \Psi_{90^\circ} \frac{\rho}{g} F' v^2$$

$$S = \frac{q^2}{\frac{1}{2} \rho \frac{\gamma}{g} F v^2} + \frac{\psi}{90^\circ} \frac{\gamma}{g} F' v^2$$

$$= \frac{A}{v^2} + B v^2 \quad \text{durch Differenzieren ergibt sich für } v \text{ ein}$$

$$\sqrt{AB} = \sqrt{AB} \quad \text{also } W = W'$$

Das ist die Flug bei kleinster Kräfteaufwand und auch bei kleinstem Brennstoffverbrauch.

$$W = A \cdot 0.05 = q \cdot 0.05 \quad (\text{Pohl})$$

$$S \approx 600 \text{ kg}, \quad W = 300 \text{ kg}, \quad W' = 300 \text{ kg}, \quad q = 300 \cdot 20 = 60$$

Folgende Daten untersuchen:

- 1) Gewicht von Flügeln
- 2) Motorstärke
- 3) Anstellwinkel
- 4) Verhältnis von W zu W' bei ausgemachten schnellen Maschinen.
- 5) Veränderung des Anstellwinkels während des Fluges?
- 6) Verhältnis $\frac{A}{q} \frac{W}{A}$
- 7) W' bzw. F' Werte
- 8) Form der Tragfläche, Flächenbelastung
- 9) Leistungsbelastung Leist.
- 10) Wirkungsgrad der Motoren.

$$c_a = 0.15 - 0.2$$

$$A = c_a \cdot F \cdot \frac{\gamma}{2g} v^2 = c_a \cdot F \cdot q \quad | \quad q = \frac{\gamma}{2g} v^2 = \text{Standardwert}$$

$$W = c_w \cdot F \cdot \frac{\gamma}{2g} v^2 = c_w \cdot F \cdot q$$

$$\frac{c_w}{c_a} = \tan \beta = \varepsilon = \frac{W}{A} = \text{Leitzahl Maßstab für die Aus-}$$

üstung der Tragfläche

$$W' = c' F' \frac{\gamma}{2g} v^2 = c' \frac{F'}{F} \frac{\gamma}{2g} F v^2, \quad c' \frac{F'}{F} = c_w'$$

$$W' = c_w' F q, \quad S = W + W' = W'' = (c_w + c_w') F q = c_w'' F q$$

$$\frac{W + W'}{A} = \frac{W''}{A} = \frac{S}{A} = \frac{c_w''}{c_a} = \tan \beta = \varepsilon$$

| | Ar 80 | Ar 81 | USA | Fin 53K | Y12.P1. F2P6 |
|----------------------------|------------------------------|------------------------------|----------------------------------|----------|----------------------|
| | Arado Tiefdecker Jäger | Arado-Lanolf Doppeldecker | Langley Kabinen Tiefdecker | | Katapult- flieger |
| Motor | 610 PS | 610 PS | 2x 650 PS | 310 PS | 600 PS |
| Spannweite | 11.80 m | 11.20 m | 10.50 m | 15.94 | 17.80 m |
| Länge | 10.27 m | 11.65 m | 6.15 m | 8.20 | 11.10 m |
| Höhe | 2.65 m | 3.57 m | 8.1 m | 3.5 | 3.90 m |
| Fläche | 21 m ² | 35.60 m ² | | 29.76 | 44.00 m ² |
| Leertgewicht | 1645 kg | 1925 kg | 640 kg | | |
| Zuladung | 420 kg | 1145 kg | 1030 kg | | |
| gesamt p.w. | 2100 kg | 3070 kg | | 1500 kg | 3400 kg |
| Flächenbe- lastung | 100 kg/m ² | 86.50 kg/m ² | | | |
| Lei. trupp- Oberlastung | 3.45 kg/PS | 5.03 kg/PS | | | |
| Heizleistung 0-6000 m | 9.5 Min | 0-7000 11 Min | | | |
| Stütz höhe | 10000 m | 7700 | 4500 m | 6900 m | 4700 m |
| V. max Boden | 380 km/h | 300 km/h | 228 km/h | | 224 km/h |
| 4000 m Höhe | 425 km/h | 345 km/h | | | |
| Landegeschw. | 96 km/h | 97 | 94 km/h | 100 km/h | 115 km/h |
| Planum | 1 | 2 | | | |
| Endgeschw. | | 600 kg/h | | | |

Arado Lancaster
4 Motoren. 41.
4x 1300 PS
7 Planum
450 kg/h

USA Boeing
B17-C
4x 1200 PS
31.6 m
20.2 m
4.7 m
14100 kg
21500 kg
522 km/h
11186 m
130 m²

Göteborg Wright
Jäger 21-B
1000 PS
10.7 m
7.92 m
2.62 m
16.2 m²
2 kg/PS
126 kg/m²
505 km/h
454 km/h
129 km/h
10420 m
1000 PS

wenden!

Schub bei A 80.

610 PS, $v = 360 \text{ km/h} = 100 \text{ m/sec}$

$610 \text{ PS} = \frac{610 \cdot 2.65 \cdot 10^{13} \text{ erg}}{3600 \text{ sec}} = 4.5 \cdot 10^{12} \text{ erg/sec}$ Leistung

die Leistung ist Schub \times Fortwärtsgeschwindigkeit

$4.5 \cdot 10^{12} \text{ erg/sec} = \text{Schub} \times 100 \text{ cm/sec}$

$\frac{4.5 \cdot 10^{12}}{1.3000 \cdot 10^4} = 3.46 \cdot 10^8 = \text{Schub} = \text{gr} \cdot g$

$\frac{3.46 \cdot 10^8}{0.981 \cdot 10^3} = 3.5 \cdot 10^5 \text{ gr} = 350 \text{ kg}$

Umrechnungsfaktor bei $v = 250 \text{ m/sec}$

$1000 \text{ PS} = \frac{1000 \cdot 2.65 \cdot 10^{13} \text{ erg}}{3600 \text{ sec}}$

$\frac{1000 \cdot 2.65 \cdot 10^{13} \text{ erg}}{3600 \text{ sec} \cdot 25000 \text{ cm/sec} \cdot 0.981 \cdot 10^3} = \frac{2.65 \cdot 10^{16}}{0.36 \cdot 2.5 \cdot 0.981 \cdot 10^{10}} = 2.98 \cdot 10^5 \text{ gr}$

= 298 kg

Leistung bei TL Fajr

Schub = 600 kg bei 250 m/sec angenommen. (zu Unvollständigkeit ist dieser Wert im Stand gemessen!)

$\frac{600}{298} \cdot 1000 = \sim 2000 \text{ PS}$

die Leistung ist nun $\frac{2000}{610} = 3.28$ mal so groß. Bei gleicher

Zahl steigt Fortwärtsgeschwindigkeit nun $\sqrt{3.28} = 1.81$

Erhält $\frac{250}{130} = 1.92$

In der Verbesserung drückt sich der Fortschritt des Fluges aus.

Widerstandswerte des A 80.

v_{max} am Boden 360 km/h, v_{opt} bei 300 km/h = 100 m/sec.

Leistung 610 PS, Schub: $\frac{350 \cdot 130}{100} = 455 \text{ kg} = W'' = W + W'$

$W = W' = 210 \text{ kg} = c_w \cdot F \cdot q$

$q = \frac{\rho}{2} v^2$ oder $\rho = 1.23 \text{ kg/m}^3$

$W = c_w \cdot 21 \cdot 660$

$q = \frac{1.23}{18.6} \cdot 117 \cdot 10^4 = 6.6 \cdot 10^2 = 660$

$c_w = \frac{210}{21 \cdot 660} = 0.015$

$F = 21 \text{ m}^2$

$c_a \sim 1.15$ bis 0.2

$c_{a_{\text{max}}} \sim 1 - 1.2$ 812

31.8.43.

10 l Reaktionsraum 1500 kg Subst. = 6000 Ps
 bei 300 m/sec (1000 km/sec) 5.4 gr Substanz/stoff/sec/kg Subst.
 = 5.4 · 1.5 kg/sec = ~~800~~ kg/sec = 480 kg/Min

Hypogel 2 Verfahren Reaktion mit 50% Nitrocellulose und
 50% Hydrazinhydrat peroxid mit Kaliumbifluorid
 als Katalysator.

T Stoff Bedarf und Erzeugung.

| | 2 bis Halbjahr 43 | 1tes 44 | 2tes 44 | 1tes 45 |
|------------------|-------------------|----------------|----------|---------|
| Heer | 500 Note ab Des | 500 Note | 500 Note | |
| Witt | 1000 " | 2000 " | 3330 " | |
| Marine | 500 " | 470 " | 920 " | |
| | 2000 | 2970 | 4450 | |
| <u>Erzeugung</u> | | | | |
| Nürnberg | 260 Note | 260 | 260 | 260 |
| Lauterberg | 1100 " | 1100 | 1100 | 1100 |
| Rhein spritz I | | 650 | 650 | 650 |
| Rhein spritz II | | | | 650 |
| Heidelberg | | | 2000 | 2000 |
| Waldenitz | | | | 2000 |
| | 1360 " | 1360 2100 | 4100 | 6660 |

zusätzlich

Leistung und Brennstoffverbrauch beim R. Fägers.

$$1500 \text{ kg Schüb bei } 1000 \text{ km/h} = 300 \text{ m/sec}$$

$$1500 \cdot 300 \cdot 10^5 \cdot 0.981 \cdot 10^3 = 4.5 \cdot 10^{13} \text{ erg/sec}$$

$$= \cancel{4.5 \cdot 3.6 \cdot 10^{16} \text{ erg/h}}$$

$$1 \text{ PS} = 7.4 \cdot 10^9 \text{ erg/sec}$$

$$\frac{4.5 \cdot 10^{13}}{7.4 \cdot 10^9} = 6000 \text{ PS}$$

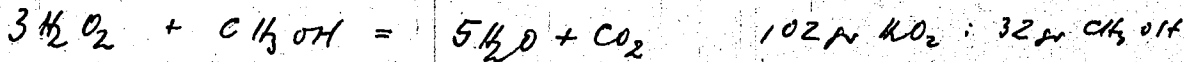
5.4 gr Brennstoff / kg Schüb sec

$$5.4 \cdot 1500 \cdot 3600 = 29.2 \cdot 10^3 \text{ kg/h}$$

$$\frac{29.2 \cdot 10^6}{6 \cdot 10^3} = 49 \cdot 10^3 = \frac{4900 \text{ gr}}{\text{PS h}}$$

Das ist etwa der 10-fache Brennstoffverbrauch des T. Lo. Triebwerkes
und der 20-fache Verbrauch eines normalen Fägers. 14.12.43.

Totstoff 80% wird im stöchiometrischen Verhältnis mit Methanol gemischt
auf 1 Teil Methanol 1 Teil Hydrasinhydrat + Kaliumcyanid.



Auf 32 gr $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ kommen:

| | |
|--------|------------------------|
| 102 gr | H_2O_2 |
| 25 gr | H_2O |
| 32 gr | Hydrasinhydrat |

$$\frac{160}{32} = 6 \text{ fache Gewichtsmenge } \approx 160 \text{ gr}$$

ist zu transportieren.

Tankvolumen 1.5 - 2 t Triebstoffverbrauch 30t/h

Theoretischer Wert ist 4.8 gr / Schüb sec. Bei Holz ist der Verbrauch 4.8
besser.

Problem liegt bei ihm in der Nähe der Schallgeschwindigkeit.

1.) Feststoff beim Schwingen wird elastisch stellen:

Stab: Länge l , Querschnitt q .

Kraft bei Stauchung um Δx

$$K = \frac{1}{\alpha} \frac{\Delta x \cdot q}{l} \quad \alpha = \text{Kompressibilität}$$

bei Stauchung Δx erfolgt in der Zeit Δt durch die Kraft K

$$K \cdot \Delta t = \frac{1}{\alpha} \frac{\Delta x \cdot q}{l} \Delta t$$

bei elastischer Störung verformt in der Zeit Δt die Stablänge $l = c \Delta t$ also

$$K \cdot \Delta t = \frac{\Delta x \cdot q}{\alpha \cdot c}$$

die Kraft K stellt den Hebelarm l eines Impuls

$$m \cdot u = \underbrace{l \cdot g \cdot g}_{m} \frac{\Delta x}{\Delta t} = c \cdot g \cdot g \cdot \Delta x$$

$$\frac{\Delta x \cdot g}{\alpha \cdot c} = c \cdot g \cdot g \cdot \Delta x, \quad c = \frac{1}{\sqrt{\alpha \cdot g}}$$

$p \cdot v^n = \text{konst}$

$$\alpha = \frac{1}{n \cdot p}$$

$$c = \sqrt{n \frac{p}{g}}$$

$$d = \frac{dl}{l} \frac{1}{dp}$$

$$= \frac{dv}{v} \frac{1}{dp}$$

$$\frac{dv}{dp} = -\frac{1}{n \cdot p}$$

2.) Widerstände unvoll bewegte Körper

Bei kleinen Machzahlen ($\frac{v}{c}$) wird

die Luft nicht komprimiert, die verhält

sich wie ein inkompressibles Flüssigkeit

die Reibungswiderstände sind die Behinderung der Luftverdrängung

In der Nähe der Schallgeschwindigkeit muss Kompressibilität

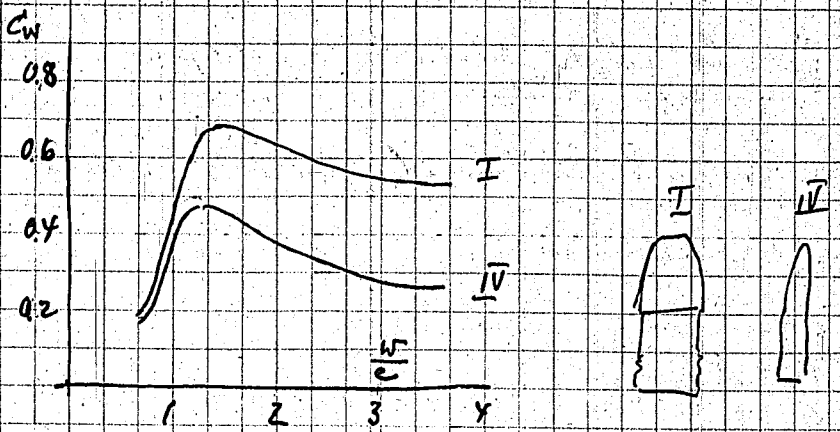
berücksichtigt werden, die Luft wird ausgedehnt, Energie

verbrauch steigt stark an, Kompressibilität ist in der Luft

wichtiger! Bei noch höheren Geschwindigkeiten ist Luft

ausgeföhrt, nicht so stark, da Luft nach hinten durch

abströmtes Vakuum befreit mit 815 m/s werden!



$$W = C_w \frac{\rho \cdot v^2 \cdot F}{2} \quad C_w = \text{Widerstandsbeiwert}$$

3.) geschwindigkeit beim Austritt aus Düse

M = Masse die aus der Düse strömt

$$M = t \cdot \rho \cdot F \cdot v$$

$$i = \frac{M}{t} = \text{Stromstärke}$$

Für ein gegebenes Stromstärke gibt es bestimmte Querschnitt $\frac{F}{i} = \frac{1}{\rho v}$. Bei inkompressiblen Flüssigkeiten nimmt F mit steigendem v ab, geschwindigkeit muss größer je enger der Querschnitt. Ob halt der Schallgeschwindigkeit ist das unproblematisch, da infolge des statischen Einflusses der kompressibilität ρ stark abnimmt als v zu nimmt. Für höhere geschwindigkeit gibt es größerer Querschnitt Leval diese. Ob noch mehr Düse kann man sich auf Schallgeschwindigkeit konzentrieren. Dabei fällt der Druck auf 0.52 des ursprünglichen Wertes. Die bekannte Formel für Berechnung der geschwindigkeit aus dem Druckverhältnis ..

$$v = \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_1 - p_2)}$$

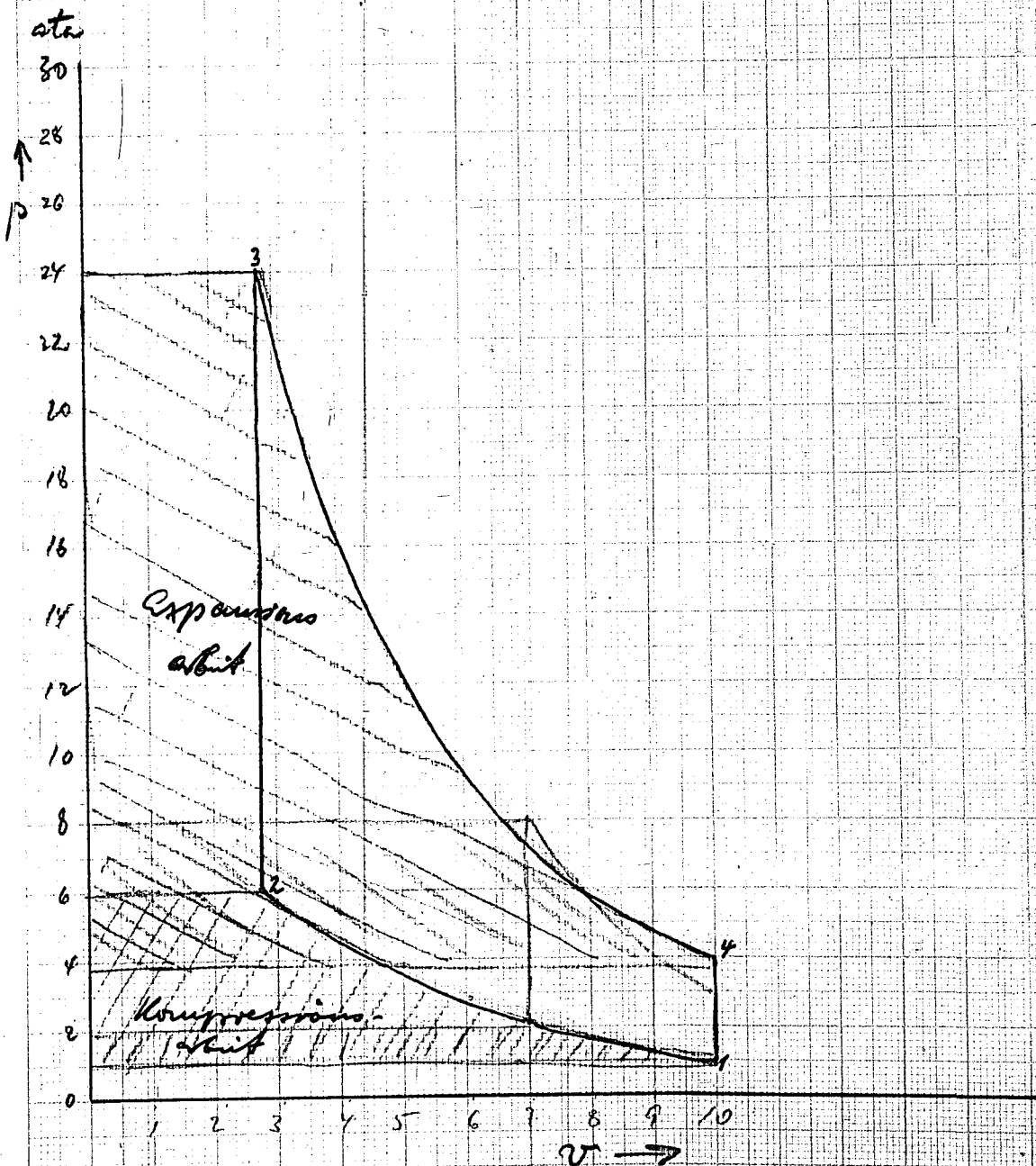
Adiabats $p v^{\kappa} = \text{konst}$ $\kappa = \frac{c_p}{c_v} = 1.4$

Isotherm $\frac{T \cdot v}{p} = \text{konst.}$

Wirkungsgrad des Ollomotors als Funktion der Verdichtung.

| | p | T _{th} | v |
|---|-------|-----------------|------|
| 1 | 1 ata | 300° | 10 |
| 2 | 6 | 500° | 2.75 |
| 3 | 24 | 2000° | 2.75 |
| 4 | 3.95 | 1200° | 10 |

Prinzip der Linienführung ist nicht auf 6 sondern nur 2 ata verdichtet. In Kompressionsarbeit ist dadurch kleiner geworden, die Expansionsarbeit hat aber auch mehr abgenommen.



$$(T_3 - T_2) \bar{c}_1 = Q_1 \quad = \text{Verbrennungswärme.}$$

$$(T_4 - T_1) \bar{c}_2 = Q_2$$

$$\text{Arbeit } A = Q_1 - Q_2, \quad \eta = \frac{A}{Q_1} = 1 - \frac{Q_2}{Q_1}$$

$$\eta = 1 - \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2} = 1 - \frac{\frac{T_4}{T_1} - 1}{\frac{T_3}{T_2} - 1}$$

$$\bar{c}_1 = \bar{c}_2$$

da $v_2 = v_3$ und $v_1 = v_4$

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{p_4}{p_3}, \quad \frac{T_1}{T_2} = \frac{T_4}{T_3}$$

$$p_1 v_1^\kappa = p_2 v_2^\kappa$$

$$p_3 v_3^\kappa = p_4 v_4^\kappa$$

$$\eta = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \left(\frac{v_2}{v_1}\right)^{\kappa-1} = 1 - \varepsilon^{1-\kappa}$$

$$\varepsilon = \frac{v_1}{v_2}$$

Adiabate $p v^{\kappa} = \text{konst}$ $\kappa = \frac{c_p}{c_v} = 1.4$
 Isochor $\frac{T v}{p} = \text{konst}$

Otto motor 1) Kompression von 1 ata auf 6 ata Adiabatisch
 T von $300^{\circ} \rightarrow 550^{\circ}$

2) Verbrennung T von $550^{\circ} \rightarrow 2200^{\circ}$, p von 6 ata \rightarrow 24 ata

(3) Expansion p von 24 ata \rightarrow 1 ata

Zylinder volumen vor der Kompression betrage 10. Wie gross ist es nach der Kompression.

$$p_1 v_1^{\kappa} = p_2 v_2^{\kappa} \quad 1 \cdot 10^{1.4} = 6 \cdot x^{1.4}$$

$$x^{1.4} = \frac{1}{6} \cdot 10^{1.4} = \frac{25.2}{6} = 4.18 \quad x^{1.4} = 4.18$$

$$x = \sqrt[1.4]{4.18} \quad 4.18 = 10^{0.62} \quad \sqrt[1.4]{4.18} = 10^{\frac{0.62}{1.4}} = 10^{0.44} = 2.75$$

$v = 2.75$

3) Die Expansion soll von 2.75 wieder auf 10 arbeits äquivalent erfolgen. Mit dem Totdruck werden die zwei äquivalent, da der Zylinder zu Ende ist. Wie gross ist der Druck und die Temperatur am Ende der Expansion.

$$p_3 v_3^{\kappa} = p_4 v_4^{\kappa} \quad 24 \cdot 2.75^{1.4} = x \cdot 10^{1.4}$$

$$x = 24 \cdot \frac{2.75^{1.4}}{10^{1.4}} = 24 \cdot 0.275^{1.4}$$

$$0.275 = \frac{1}{3.64} = \frac{1}{10^{0.56}} = 10^{-0.56}$$

$$0.275^{1.4} = 10^{-0.56 \cdot 1.4} = 10^{-0.785} = \frac{1}{10^{0.785}} = \frac{1}{6.1} = 0.164$$

$p_4 = 24 \cdot 0.164 = 3.95 \text{ ata}$

Wie gross ist T_2 ?

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{\kappa-1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 6^{0.28} \quad 6 = 10^{0.778}$$

$$6^{0.28} = 10^{0.778 \cdot 0.28} = 10^{0.22} = 1.66 \quad 300^{\circ} \cdot 1.66 = 500^{\circ}$$

Wie gross ist T_4 ?

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 6^{0.28} \cdot 1.66 \quad \frac{2000}{1.66} = 1200^{\circ}$$

Zusammenhang zwischen Leistung
und Schwerkraft.

Wenn ein Gewicht der Masse m zu halten, ist eine Kraft erforderlich $K = m \cdot g$. Wird irgend ein Massen eine bestimmte Impulsänderung erteilt, so wird ihr eine kinetische Energie zugeführt von $\frac{1}{2} m v^2$. Dies ist die geleistete Arbeit. Soll ein 1 kg in der Sekunde gehoben werden, so kann 1 kg Masse mit der Erdbeschleunigung beschleunigt werden. Es kann eine kleinere Masse auch stärker beschleunigt werden, der entsprechende g .

1 g = Kraft von 981 dyn .

3 L. werden 2 g mit 490 Einheiten beschleunigt
zu einer relativen 2 g mit v von 490 cm/sec

Leistung = $2 \cdot \frac{1}{2} \cdot 490^2 = 2 \cdot \frac{1}{2} \cdot 2.4 \cdot 10^5 \text{ erg/sec} = 2.4 \cdot 10^5 \text{ erg/sec}$

Womit ein 1 g mit 981 Einheiten beschleunigt $1 \cdot \frac{1}{2} \cdot 981^2 = \frac{9.6 \cdot 10^4 \text{ erg/sec}}$

Die aufzuwendende Leistung hängt also davon ab welche
Masse beschleunigt wird.

Es soll jetzt die auf das Gewicht von unten wirkende Kraft so groß sein, dass es mit 1 cm/sec steigt.

Hebeleistung $P \cdot v = 981 \cdot 100 = 9.8 \cdot 10^4 \text{ erg/sec}$

Beschleunigt sollen wieder 2 g werden.

$P_{\text{eff}} = m \cdot v_r / t$ $981 = 2 \cdot v_r / t$, $\frac{v_r}{t} = 490$

Leistungsverlust $\frac{1}{2} \cdot 2 \cdot 490^2 = 2.4 \cdot 10^5 \text{ erg}$

Wirkungsgrad $\frac{9.8 \cdot 10^4}{(9.8 + 2.4) \cdot 10^4} = \frac{9.8}{33.8} = 29\%$

$\eta = \frac{1}{1 + \frac{2.4}{9.8}} = \frac{1}{1 + \frac{2}{100}} = \frac{1}{1 + 2.45} = \frac{1}{3.45} = 29\%$

Massenstrom im Hand.

Schub 600 kg, $v_s - v_r = 2000$ m, dann ist m'

$$P = m' \cdot v_g$$

$$\frac{600.000 \cdot 981}{200.000} = \frac{gr}{sec} = 3 \cdot 981 = 2950 \text{ gr/sec} = 10.6 \text{ t/h}$$

Medium Luft von 600° , $\gamma = 0.4$, also $\frac{10.6}{0.4} = 26500 \text{ m}^3/\text{h}$
 $= \frac{78.000.000 \text{ cc/sec}}{200.000 \text{ cm}^3/\text{sec}} = 39 \text{ cm}^2 \sim 6.1 \text{ cm } \varnothing$ für die
 Austrittsöffnung.

Es sei angenommen, dass das Triebwerk im Flug den gleichen
 Wirkungsgrad hat. Das stimmt nicht ganz, da im Flug die
 Aufladung besser ist.

Blut bei 250 m/sec?

$$P = m' (v_s - v) = m' (2000 - 250) = m' \cdot 1750 = \underline{\underline{525 \text{ kg}}}$$

Wirkungsgrad beim Propeller.

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{v_r}{v}} = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{2000}{250}} = \frac{1}{1 + \frac{2000}{500}} = 20\%$$

Leistung $P \cdot v = 525.000 \cdot 981 \cdot 250.00 = 13 \cdot 10^{12} \frac{\text{erg}}{\text{sec}}$

Kraftstoffverbrauch: $1 \text{ WE} = 4.18 \cdot 10^{10} \text{ erg}$

$$\frac{13 \cdot 10^{12}}{4.18 \cdot 10^{10}} = 310 \text{ WE/sec} = 3.1 \cdot 3.6 \cdot 10^5 = 1.1 \cdot 10^6 \text{ WE/h}$$

für reine Vortriebsleistung. $\frac{1.1 \cdot 10^6}{\eta_{\text{Vtrieb}} \cdot \eta_{\text{therm}}} = \frac{1.1 \cdot 10^6}{0.2 \cdot 0.25} = 22.2 \cdot 10^6$

$$22.2 \cdot 10^6 \text{ WE/h} = 22.2 \cdot 10^2 \text{ kg Benzin/h} = \underline{\underline{2.2 \text{ t Benzin/h}}}$$

1 PS h = $2.65 \cdot 10^{13} \text{ erg}$. $\text{Energie/h} = 13 \cdot 10^{12} \cdot 3.6 \cdot 10^3 = 4.65 \cdot 10^{16} \frac{\text{erg}}{\text{h}}$

$$\frac{4.65 \cdot 10^{16}}{2.55 \cdot 10^{13}} = 1.8 \cdot 10^3 = 1800 \text{ PS}$$

821

Kraftstoffverbrauch = $\frac{2200}{1800} = 1250 \text{ gr/PS h}$

bei angegebenen Werten wegen bei 500 gr/PS h, woraus folgt, dass
 η_{Vtrieb} bei den angewendeten Triebwerken wesentlich besser sein
 müssen, \sim bei 50%, also v_s bei 500 m/sec liegen müssen!

ist bei der Leistung des Propellersystems der Wirkungsgrad nicht
 der Wirkungsgrad des Motors, sondern der Wirkungsgrad des Systems?

Leistung $P = m \cdot v = \text{Klasse} \times \text{Beschleunigung}$

$= m' (c - w)$ $c = \text{Bahngeschwindigkeit}$
 $w = \text{Luftstrahlgeschwindigkeit}$
 $m' = \text{kg Luft/sec}$

$P = m' v_r (kg)$

P und m' lassen sich messen, daraus ergibt sich v_r
 - daraus ergibt sich $\frac{1}{2} m v_r^2$ als Leistung.

Diese Leistung ergibt sich andererseits aus dem thermischen Wirkungsgrad des Triebwerkes: $\frac{1}{2} m v_r^2 = A = \frac{T_1 - T_2}{T_1}$

Wieviel von dieser Leistung in wirksamen Schub beim Fliegen
 als tragen werden kann, hängt vom polnischen Wirkungsgrad
 ab:

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{v_r^2}{v^2}}$$

Abbildung:

Reibungskraft = $K_1 = \text{Schubkraft}$.

$K_1 = P = m v_r / t$

Verwertete Leistung: $W_1 = P \cdot v$

Nicht als ausgetragene Energie/Zeit $\frac{1}{2} m v_r^2 / t = \frac{1}{2} P \cdot v_r$

$W_2 = \frac{1}{2} P \cdot v_r$

$$\eta = \frac{W_1}{W_1 + W_2} = \frac{P \cdot v}{P \cdot v + \frac{1}{2} P \cdot v_r} = \frac{v}{v + \frac{1}{2} v_r} = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{v_r^2}{v^2}}$$

Schub
 600kg
 500
 400
 300
 200
 100

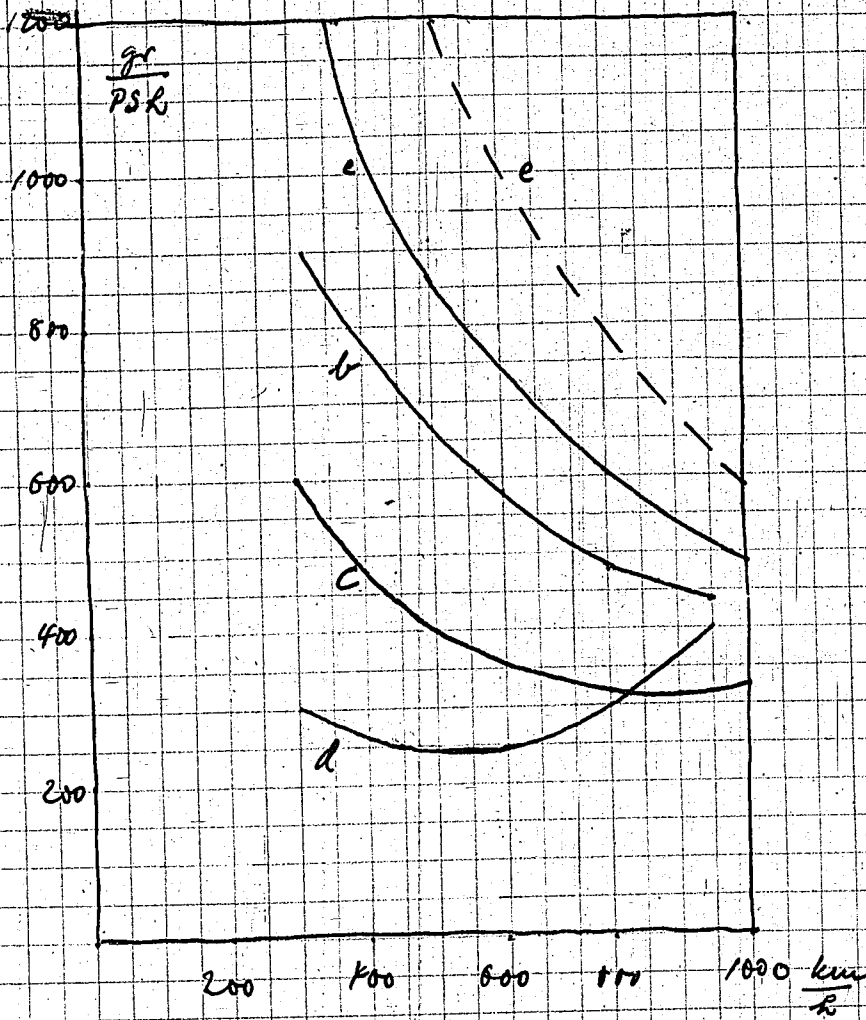
50 100 150 200 250 300 v

7. 11. 93.

1) Die Leistung nimmt mit der 3ten Potenz der Drehwindigkeit
zu. ferner. Die Wirkleistung steigt mit dem Quadrat
von v , da die Überwindung von Reibung mitmassen
berücksichtigt werden müssen. Bei doppeltem v muss also
für den gleichen Weg 4fache Arbeit geleistet werden. Der Weg wird
aber in der halben Zeit zurückgelegt, so dass in der gleichen Zeit
8fache Arbeit zu leisten ist.

2) Die Leistung ist Kraft \times Drehwindigkeit. Erhöht man
bei einem Flügelschlag bei gleichem Motor den Widerstand
z. B. durch Einbau von Stirnflächen auf den doppelten
Betrag so fliegt der Flügelschlag langsamer. Da der Motor
aber das gleiche leisten soll, muss die Schubkraft um 20 mit zu-
nehmen, wie die Drehwindigkeit abnimmt. Da v prop. Leistung
Leistung = konst. v^3 , nimmt v bei k um
 $k = \text{konst} / v^2$, nimmt v mit doppeltem k um $\sqrt{2}$ ab
desgleichen nimmt k mit $\sqrt{2}$ zu. Wird k unendlich, so
wird k ebenfalls unendlich und $v = 0$.

5.11.43.



- a He TL, HeS 8
- b He ZTL HeS 10
- c He ML HeS 50

- d Normaldruck
- e Freibrenn mit demselben
Kesselschub.

Kraftstoffverbrauch

$$g_f / \text{H.P.R.} = \frac{\text{Energie}}{\text{Energie}} \cdot \text{dimensionstotes Zahl.}$$

$$g_f / \text{Schub. k} = g_f / \text{kraft. Zeit} = g_f / m \frac{\text{cm} \cdot \text{sec}}{\text{sec}^2} \\ = g_f / \text{Zugkraft}$$

Um sein dimensionsloses Zahl zu kommen, muss man durch die Schwerkraft dividieren.

1) Zusammensetzung des Wirkungsgrads.

2) Reaktionsräume und Zeiten, Verbrennungsraum.

Wichtig ist wieder mit der dritten Potenz der Zeit zu dividieren.

Es wirkt auch mit einer Kraft. Es Schub oder Fall.

$$P = m \cdot b$$

Nutzen x Beschl.

Wirkungsgraden Wirkungsgrad.

| km | ke 100 |
|------|--------|
| 300 | 0.7 |
| 400 | 0.78 |
| 500 | 0.81 |
| 600 | 0.81 |
| 700 | 0.78 |
| 800 | 0.77 |
| 900 | 0.6 |
| 1000 | 0.5 |

Brennstoffgewicht + Treibstoffgewicht

= Austrittsgewicht.

Radial und Axialturbinen?

250 gr / PS L Leistung 10000 WE / kg

2500 WE

1 PS L = 0.736 kWh = 632 WE

PS L

$$\frac{632}{2500} = \underline{\underline{25\%}}$$

TL Triebwerk hebt 600 kg bei 250 km/sec Höhe 0

wirgen 700-500 kg brauchen 0.500 bis 0.550 gr / kg sec (Ohne Höhe)
ZTL hebt 600 kg bei 250 km/sec Höhe 0 wiegt 700 kg
braucht 0.4 gr / kg sec

~~500 gr = 5000 WE~~

~~600 kg sec = 9 gr $\frac{cm}{sec}$ sec $\cdot \frac{cm}{sec} = 9 gr \frac{cm^2}{sec}$~~

~~600 000 $\cdot 981 \cdot 250 000 = 15 \cdot 10^{12}$ erg~~

~~1 PS L = $26.5 \cdot 10^{12}$ erg~~

~~$\frac{15}{2.65} = \sim 0.6$ PS L~~

~~$\frac{5000}{680} \cdot \frac{380}{5000} = \underline{\underline{7.6\%}}$~~

~~$1000 \cdot 1000 \cdot 25 000 = 2.5 \cdot 10^{10}$ erg~~

~~1 PS L = $26.5 \cdot 10^{13}$ erg~~

~~1 kg sec hebt bei 250 m/sec $\sim \frac{1}{1000}$ PS L~~

Brennstoffverbrauch 500 gr / PS L

30 L Motor für Flugzeug

Buch:

Auszug aus dem Mechanik, Akustik und Wärmelehre von R.W. Pohl, Einführung in die Physik, Erster Band, Abschn. V. Hilfsbegriffe. Arbeit, Energie, Impuls.

§ 43.

Wie erzeugt man für Schiffe und für Flugzeuge die unentbehrliche Antriebskraft K_1 ? -

Bei der grundsätzlichen Wichtigkeit dieser Frage wollen wir die Antwort breit und ganz elementar geben:

In Abb. 111 bedeutet ein flacher Wagen ein "Schiff". Auf ihm sitzt als "Motor" ein Junge. Dieser wirft Steine über das "Heck" hinweg. In der Zeit t sollen Steine mit der gesamten Masse M und der Geschwindigkeit u_r das Fahrzeug verlassen. Sie führen den Impuls $M u_r$ mit sich. In der gleichen Zeit t bekommt das Fahrzeug in der u entgegengesetzten Richtung den Kraftstoss $K_1 t$. Dabei gilt nach Gl. (58) von S. 52 $K_1 t = - M u_r$ oder

$$K_1 = - \frac{M}{t} \cdot u_r. \tag{76}$$

Auf diese Gleichung führt also der Impulssatz. Was ist nun zweckmässiger: Soll man das Verhältnis M/t klein machen und u_r gross (Prinzip der Rakete) oder umgekehrt? Für kleines M/t spricht die Ladungsfrage, ein Fahrzeug kann (wie eine Rakete) nur einen beschränkten Vorrat mitnehmen. Gegen grosse Geschwindigkeiten der geschleuderten Steine aber spricht der Energieatz. Die vom Motor gelieferte Leistung verteilt sich ja auf zwei Posten:

1. die zur Aufrechterhaltung der Fahrgeschwindigkeit u verwertete Leistung

$$\dot{W}_1 = K_1 \cdot u, \tag{71}$$

2. die je Zeiteinheit nutzlos ins Meer hineingeschossene kinetische Energie der Steine, also die Leistung $\dot{W}_2 = 1/2 M u_r^2/t$ oder nach Gl. (76)

$$\dot{W}_2 = 1/2 K_1 \cdot u_r. \tag{77}$$

(Dabei haben wir ein Minuszeichen als überflüssig weggelassen. Es bedeutet nur, dass K_1 und u_r einander entgegengerichtet sind.)

¹Streng muss es statt Gewicht heissen: Gewicht minus Auftrieb.

Von der Leistung des Motors wird also nur ein Bruchteil η verwertet, nämlich

$$\eta = \frac{\dot{W}_1}{\dot{W}_1 + \dot{W}_2} = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{u_r}{u}}. \tag{78}$$

Folgerung: Zur guten Ausnutzung der Motorleistung soll die Geschwindigkeit u_r der Steine klein gegen die Fahrgeschwindigkeit u bleiben. Dann aber muß M/t , d.h. die Masse der je Zeiteinheit nach hinten beschleunigten Steine, gross werden. Wie aber ist das mit dem beschränkten Ladungsvermögen des Fahrzeuges vereinbar? Antwort: Man beschleunigt nicht (wie eine Rakete) einen als Ladung mitgeschleppten Stoff, sondern schöpft Meerwasser und schleudert das Meerwasser nach hinten. Das kann auf mannigfache Weise geschehen, z.B. mit Pumpen oder mit den bekannten Schiffspropellern.

Wir wollen jetzt unsern Standpunkt an Bord des Fahrzeuges einnehmen. Dann heisst es: Das Wasser strömt am Schiffsrumpf mit der Fahrgeschwindigkeit u vorbei. Der Propeller erfasst einen Teil des Wassers und erhöht die Geschwindigkeit um den Betrag u_1 . Von Bord aus gesehen strömt also hinter dem Heck ein Flüssigkeitsstrahl mit der Geschwindigkeit $u + u_1$. Für ein Flugzeug - wir sprechen noch immer nur von Bewegungen in waagerechter Bahn - gilt das gleiche, nur wird Luft statt Wasser geschöpft und nach hinten beschleunigt. Bisher benutzt man dafür Propeller, aber das ist eine technische Außerlichkeit. Es gibt auch naheliegende andere Möglichkeiten, Wesentlich ist nur eine nach hinten beschleunigte Luftmenge. Auch hier soll man Gl.(78) berücksichtigen, d.h. grosse Luftmengen mit einer kleinen Zusatzgeschwindigkeit u_1 versehen.

(XV)

(XX)

(XXV)

Wir wollen jetzt unsern Standpunkt an Bord des Fahrzeuges einnehmen. Dann heisst es: Das Wasser strömt an Schiffsrumpf mit der Fahrgeschwindigkeit u vorbei. Der Propeller erfasst einen Teil des Wassers und erhöht die Geschwindigkeit um den Betrag u_p . Von Bord aus gesehen strömt also hinter dem Heck ein Flüssigkeitsstrahl mit der Geschwindigkeit $u + u_p$. Für ein Flugzeug - wir sprechen noch immer nur von Bewegungen in waagerechter Bahn - gilt das gleiche, nur wird Luft statt Wasser geschöpft und nach hinten beschleunigt. Bisher benutzt man dafür Propeller, aber das ist eine technische Außerlichkeit. Es gibt auch naheliegende andere Möglichkeiten, wesentlich ist nur eine nach hinten beschleunigte Luftmenge. Auch hier soll man Gl. (78) berücksichtigen, d.h. grosse Luftmengen mit einer kleinen Zusatzgeschwindigkeit u_p versehen.

Reichsluftfahrtministerium
z. Hd. v. Herrn Dr. B e y e r

B e r l i n W 8
Leipzigerstrasse 7

MC/3n den 12. November 1943

Besuch bei BMW Spandau.

Bei dem Besuch bei BMW am 28.10.43 konnte unser Herr Obering. Penzig infolge Zugverspätung nicht teilnehmen. Bei unseren hiesigen Besprechungen über diese wichtige und für unser Arbeitsgebiet sehr interessante Entwicklung hatte sich gezeigt, daß es sehr erwünscht wäre, wenn die Leitung unseres Oppauer technischen Prüfstandes durch eigne Anschauung mit der Materie vertraut gemacht würde. Wir wären Ihnen deshalb sehr dankbar, wenn Sie den Besuch unserer Herren Prof. Dr. Wilke und Obering. Dr. Penzig vermitteln könnten. Außerdem würden wir es sehr begrüßen, wenn unser Herr Dr. Sachsse an diesem Besuch teilnehmen könnte. Dr. Sachsse ist Spezialist in Flammreaktion und hat sich insbesondere mit dem Problem der Flammgeschwindigkeit befaßt. Aus seinen Arbeiten ist ein neues sehr aussichtereiches Verfahren hervorgegangen, das in Oppau bereits technisch im Betrieb ist, und dessen Anwendung auch in Heydsbreck vorgesehen ist.

Da Herr Prof. Wilke sowieso am 18./19.11. in Berlin zu tun hat, wären wir Ihnen dankbar, wenn der Besuch an diesem Tage stattfinden könnte. In Anbetracht der Kürze der Zeit wären wir Ihnen für eine drähtliche Antwort dankbar.

Dem Rechtsunterzeichneten ist bei der Vorführung nicht ganz klar geworden, ob dabei verbleiter Treibstoff verwendet wurde. Sollte dies der Fall sein, so würden wir empfehlen, für die Zukunft aus gesundheitlichen Gründen nur mit unverbleitem Kraftstoff zu arbeiten.

Heil Hitler!

I. G. FARBENINDUSTRIE AKTIENGESELLSCHAFT

gez: Göggele . gez: Müller-Cunradi

Durchschlag an:
Herrn Prof. Dr. Wilke/Obering. Dr. Penzig
Herrn Dr. Sachsse.