



## Lösung zur Klausur Flugmechanik mit Labor (FML) SS 2012

Datum: 09.07.2012

### 1. Klausurteil

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache! Schreiben Sie so deutlich, dass ich die korrekte Rechtschreibung beurteilen kann!

- |                     |                |
|---------------------|----------------|
| 1. Nullwiderstand   | zero lift drag |
| 2. Flügelspitze     | wing tip       |
| 3. Flügel           | wing           |
| 4. Wellenwiderstand | wave drag      |
| 5. Drehrate         | turn rate      |
| 6. Wendezeiger      | turn indicator |
| 7. Trimmklappe      | trim tab       |
| 8. Hinterkante      | trailing edge  |
| 9. Schub            | thrust         |
| 10. Zuspitzung      | taper          |
| 11. Pfeilung        | sweep          |
| 12. Knüppelkraft    | stick force    |

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache!

- |                        |                                 |
|------------------------|---------------------------------|
| 1. pull out maneuver   | Abfangmanöver                   |
| 2. flare               | Abfangmanöver                   |
| 3. lift-off speed      | Abhebegeschwindigkeit           |
| 4. downwash angle      | Abwindwinkel                    |
| 5. approach speed      | Anfluggeschwindigkeit           |
| 6. angle of attack     | Anstellwinkel                   |
| 7. equivalent airspeed | äquivalente Fluggeschwindigkeit |
| 8. acceleration        | Beschleunigung                  |
| 9. ground effect       | Bodeneffekt                     |
| 10. gust               | Böe                             |
| 11. brake              | Bremse                          |
| 12. service ceiling    | Dienstgipfelhöhe                |

## 1.3) Was versteht man unter der äquivalenten Leistung eines Turboproptriebwerks?

Das Turboproptriebwerk liefert Schub über den Propeller und über den Abgasstrahl aus der Gasturbine. Die äquivalente Leistung eines Turboproptriebwerks ist damit die Wellenleistung des Triebwerkes plus dem Schub des Abgasstrahls umgerechnet in Leistung und bezogen auf die Propellerwelle.

$$P_e = \frac{(T_P + T_J)V}{\eta_P} = \frac{T_P V}{\eta_P} + \frac{T_J V}{\eta_P} = P_S + \frac{T_J V}{\eta_P}$$

1.4) Die Leistung eines Turboproptriebwerks ändert sich mit Machzahl und Flughöhe. Eine Gleichung dazu lautet  $P/P_e = A M^m \sigma^n$ .

Welches Vorzeichen haben  $A$ ,  $m$ ,  $n$ ? Welcher Parameter ist betragsmäßig größer,  $m$  oder  $n$ ?

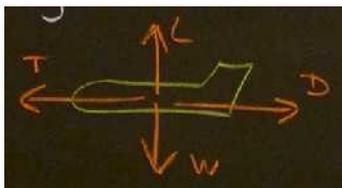
Die äquivalente Leistung eines Turboproptriebwerkes sinkt mit der Flughöhe (steigt mit der Dichte oder der relativen Dichte) und steigt mit der Machzahl.  $A$ ,  $m$  und  $n$  haben also alle positives Vorzeichen. Der Einfluss der Flughöhe ist stärker als der Einfluss der Machzahl. Es ist also  $n > m$ .

Hintergrund: Wenn keine speziellen Werte eines Triebwerkes bekannt sind, so wird in der Vorlesung empfohlen mit diesen generischen Werten zu rechnen:

$$A = 1,37$$

$$m = 0,27$$

$$n = 0,89$$

1.5) Skizzieren Sie ein Flugzeug im Reiseflug und tragen Sie die 4 wichtigsten Kräfte  $W$ ,  $L$ ,  $D$ ,  $T$  an und benennen Sie diese mit vollständiger Bezeichnung!

$T$ : thrust

$L$ : lift

$D$ : drag

$W$ : weight

1.6) Gegeben ist  $E = L/D$ . Berechnen Sie Kräfteverhältnisse im Reiseflug:  $W/L$ ,  $T/D$ ,  $T/W$ ,  $L/T$ !

$$W/L = 1, \text{ weil } W = L$$

$$T/D = 1, \text{ weil } T = D$$

$$T/W = D/L = 1/E$$

$$L/T = L/D = E$$

1.7) Der Mars hat eine Atmosphäre in der man wohl auch fliegen könnte. Wir nehmen daher (gedanklich) einmal ein kleines Flugzeug, welches für einen Flug auf der Erde entworfen wurde (Erd-Flugzeug) mit zum Mars. Wir betrachten den Reiseflug. Gegeben ist  $E = L/D$ . Auf dem Mars beträgt die Fallbeschleunigung  $g_M$  nur etwa  $1/3$  der Fallbeschleunigung auf der Erde  $g_E = g$ . Also  $g_M/g_E = 1/3$ .

- a) Berechnen Sie die Kräfteverhältnisse  $L_M/D_M$ ,  $W_M/L_M$ ,  $T_M/D_M$  für den Flug des Erd-Flugzeugs auf dem Mars!

$L_M / D_M = E$  Das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand ist (bei erster Betrachtung) nur abhängig von der Aerodynamik und nicht von der Erdbeschleunigung, die ein bestimmtes Gewicht hervorruft und damit einen bestimmten Auftrieb verlangt.

$W_M / L_M = 1$  Siehe Aufgabe 1.5

$T_M / D_M = 1$  Siehe Aufgabe 1.5

- b) Berechnen Sie die Kräfteverhältnisse  $W_M/W_E$ ,  $L_M/L_E$ ,  $D_M/D_E$ ,  $T_M/T_E$  am Erd-Flugzeug für einen Vergleich zwischen einem Flug auf dem Mars (M) und auf der Erde (E)!

$$W_M / W_E = g_M / g_E = 1/3$$

$$L_M / L_E = g_M / g_E = 1/3$$

$$D_M / D_E = g_M / g_E = 1/3 \quad , \text{ weil } D = L/E$$

$$T_M / T_E = g_M / g_E = 1/3 \quad , \text{ weil } T = D$$

- c) Jetzt wird ein Flugzeug speziell für die Bedingungen auf dem Mars ausgelegt (Mars-Flugzeug). Wir überspringen die Detailüberlegungen. Auf jeden Fall hat das Mars-Flugzeug eine Startmasse von nur 1/3 der Startmasse des Erd-Flugzeugs:  $m_M = 1/3 m_E$ .

Berechnen Sie die Kräfteverhältnisse  $W_M/W_E$ ,  $L_M/L_E$ ,  $D_M/D_E$ ,  $T_M/T_E$ . Also Kraft am Mars-Flugzeug beim Flug auf dem Mars geteilt durch Kraft am Erd-Flugzeug beim Flug auf der Erde!

$$W_M / W_E = 1/9$$

$$L_M / L_E = 1/9$$

$$D_M / D_E = 1/9$$

$$T_M / T_E = 1/9$$

dies folgt aus b) und  $m_M = 1/3 m_E$

Für 1.7) gilt: Begründen Sie (wo notwendig) Ihre Rechnung kurz!

- 1.8) Welche Fluggeschwindigkeit ist geringer, die für minimalen Schub oder die für minimale Leistung? Begründen Sie!

Die Fluggeschwindigkeit für minimale Leistung ist geringer als die Fluggeschwindigkeit für minimalen Schub.

$$V_{mP} < V_{mD} \text{ , weil } P = T \cdot V = D \cdot V$$

für  $V_{mP}$  muss sowohl  $D$  als auch  $V$  einen geringen Wert aufweisen.

- 1.9) Wie lautet die Gleichung für die Summe der Kräfte in Flugrichtung im beschleunigten Horizontalflug!

$$T - D = m \cdot a = m \cdot \frac{dV}{dt}$$

- 1.10) Ein Pilot startet und muss im Abflug einen Berg überfliegen. Welche Fluggeschwindigkeit muss er/sie wählen, die Fluggeschwindigkeit für maximalen Steigwinkel oder die Fluggeschwindigkeit für maximale Steiggeschwindigkeit? Begründen Sie!

Vom Abhebepunkt bis zur Bergspitze kann eine Linie gezogen werden, die einen bestimmten Winkel mit der Horizontalen bildet. Wichtig ist also den maximalen Steigwinkel zu erreichen. Dies wird bei der Fluggeschwindigkeit für maximalen Steigwinkel erreicht.

- 1.11) Beim Flug eines Papierflugzeugs wird ein Bahnwinkel von  $45^\circ$  (abwärts) gemessen. Welche Gleitzahl hat das Papierflugzeug?

Hintergrund:

$$\sin \gamma = \frac{T}{W} - \frac{D}{W} = -\frac{D}{L} \cdot \cos \gamma$$

$$\frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \tan \gamma = -\frac{1}{E}$$

oder:

$S_v$  : Höhe gesunken  
 $S_h$  : Strecke horizontal zurück gelegt

Damit ist also  $E = -\frac{1}{\tan \gamma} = 1$  . Die Gleitzahl ist 1.

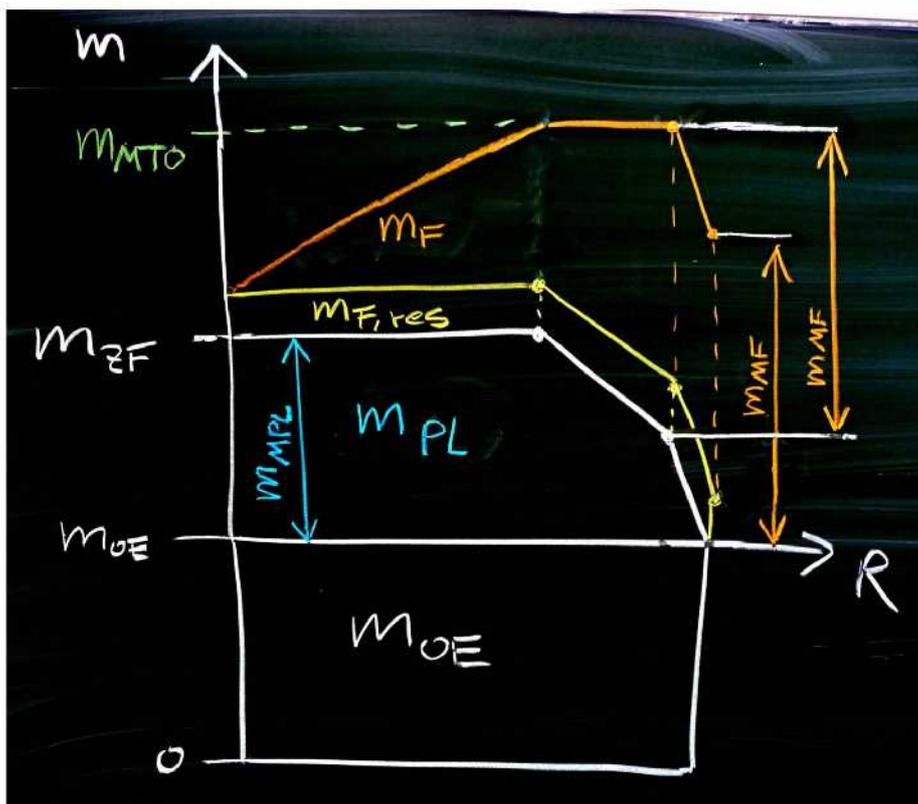
1.12) Wenn es um die Berechnung der Reichweite geht werden drei "flight schedules" unterschieden. Wodurch unterscheiden sich diese?

Flugbedingungen flight schedules  
 Abhängig von den Annahmen bei der Integration von  $t$  und  $R$  können drei "Flight Schedules" unterschieden werden:

Schedule 1 :	$H = \text{const}$ ,	$c_L = \text{const}$	$(V \neq \text{const})$
Schedule 2 :	$V = \text{const}$ ,	$c_L = \text{const}$	$(H \neq \text{const})$ <b>BREGUET</b>
Schedule 3 :	$H = \text{const}$ ,	$V = \text{const}$	$(c_L \neq \text{const})$

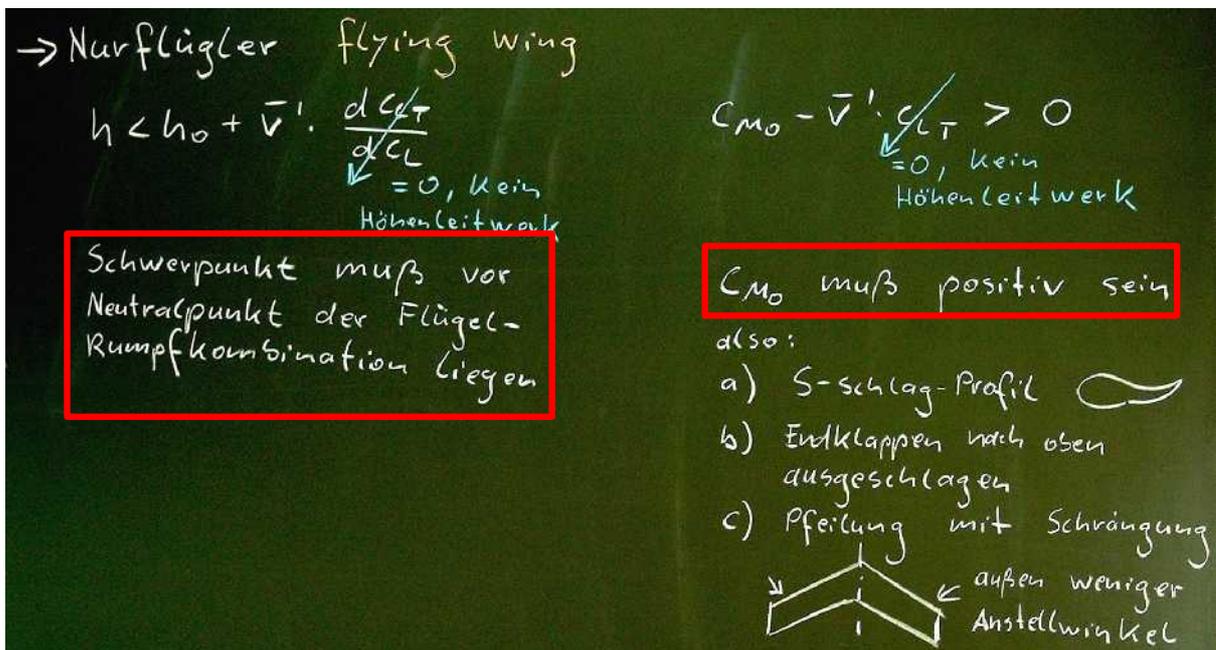
1.13) Zeichnen Sie das erweiterte Nutzlast-Reichweitendiagramm!

**Das erweiterte Nutzlast-Reichweiten-Diagramm**  
 (extended payload range diagram)



- $m_F$  Kraftstoffmasse
- $m_{MF}$  maximale Kraftstoffmasse (voller Tank)
- $m_{F,res}$  Reservekraftstoffmasse

1.14) Welche zwei Bedingungen (bezüglich Schwerpunktlage und Nickmomentenbeiwert) muss ein Nurflügler erfüllen, damit ein statisch stabiler Flug der Längsbewegung möglich wird?



**Fragen zum Vorlesungsteil "Flugbetrieb"**

1.15)  $SR = -RF \ln(1 - m_F / m_0)$

Benennen Sie den qualitativen Einfluss der Wahl des Ausweichflughafens auf die spezifische Reichweite eines Fluges anhand der gezeigten Formel und begründen Sie Ihre Aussage!

Ein weiter entfernter Ausweichflughafen erfordert eine größere Menge "alternate fuel", die in der Formel durch ein größeres  $m_0$  in Erscheinung tritt. Dadurch nimmt der Wert der Spezifischen Reichweite (SR) ab. Der "alternate fuel" muss zum Zielflugplatz (destination) getragen werden!

**Fragen zur Vortragsreihe**

1.16) Which kind of aero engines can be used without bigger problems in air which is contaminated by ash?

Piston engines can be used.

1.17) What is the advantage of a variable pitch propeller compared to the fixed pitch propeller?

The variable pitch propeller can maintain its maximum efficiency over a wider range of advance ratios (flight speeds and propeller rpm).

1.18) Welche vier verschiedenen Arten der Zulassung kann ein gemäß EASA Part 21 Subpart J zugelassener Entwicklungsbetrieb bei der EASA beantragen?

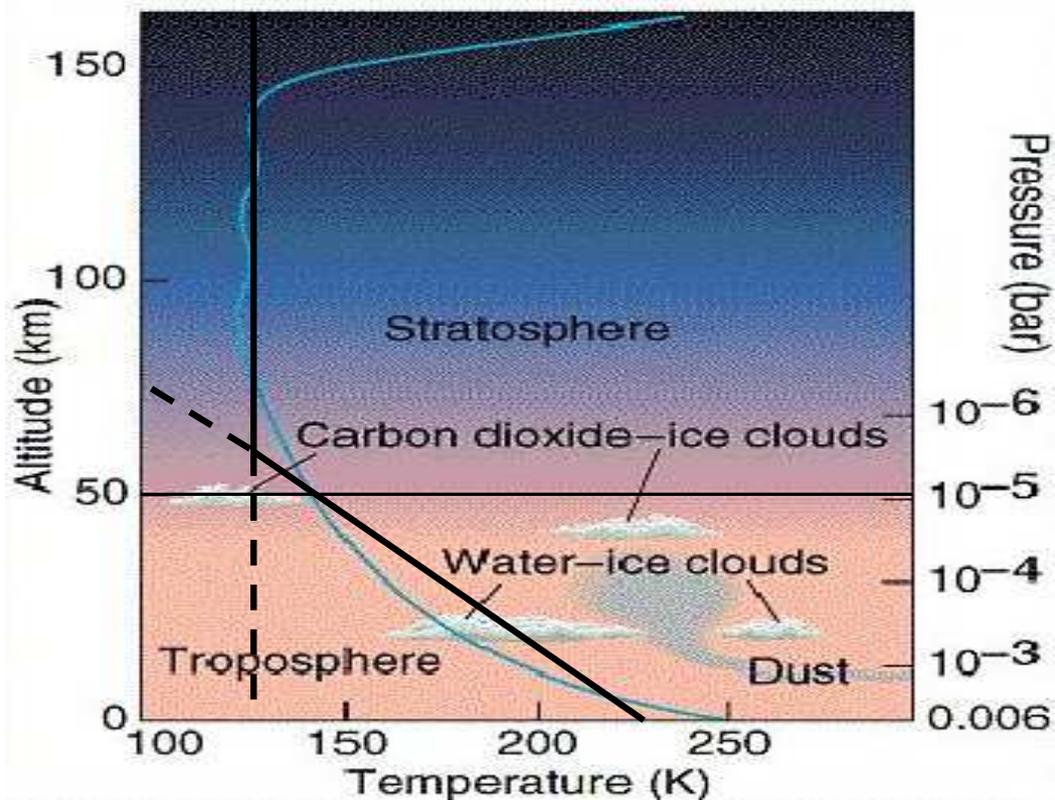
- Musterzulassung (type certificate, TC)
- Änderung der Musterzulassung
- Ergänzende Musterzulassung (supplemental type certificate, STC)
- Reparaturzulassung

Siehe dazu:

HINSCH, Martin: *Grundlagen der Musterzulassung - Vom Design-Entwurf bis zur EASA-Zulassungsurkunde*. Vortrag: HAW Hamburg, 12-05-10. - Online abgelegt unter URL: <http://hamburg.dglr.de>

# FML-Klausur SS12, 09.07.2012

## Aufgabe 2.1



Höhe [m]	Temperatur [K]	L [K/m]
0	225	
75000	100	0,001666667

T <sub>0</sub>	225 K
T <sub>T</sub>	125 K

$$T = T_0 - L \cdot H$$

$$H_{T} = - (T_T - T_0) / L \quad 60000 \text{ m}$$

$$T_T = T_0 - L \cdot H \quad 125 \text{ K}$$

g	3,69 m/s <sup>2</sup>
M	0,04334 kg/mol
R <sub>m</sub>	8,3145 J/(mol*K)
R = R <sub>m</sub> / M	191,84 J/(kg*K)

g/(RL)	11,54
g/(RL)-1	10,54

p <sub>0</sub>	600 Pa
rho <sub>0</sub> = p <sub>0</sub> / (RT <sub>0</sub> )	0,01390 kg/m <sup>3</sup>

	H [m]	p [Pa]	Lit. p [Pa]	Fig. p [Pa]
Olympus Mons	26000	50,8	30	
Hellas Planitia	-7200	1093	1155	
	50000	3		1

	H [m]	rho [kg/m <sup>3</sup> ]
Olympus Mons	26000	1,46E-03
Tropopause	60000	2,83E-05

k <sub>b</sub>	-0,000153876	
	100000	6,01E-08

**Aufgabe 2.2**

	rho_E	1,225 kg/m <sup>3</sup>
	g_E	9,81 m/s <sup>2</sup>
	$V_M/V_E = \text{WURZEL}(g/g_E \cdot \rho_E/\rho_0)$	5,76
	$S_M/S_E = 1/3 \cdot g/g_E \cdot \rho_E/\rho_0$	11,0

**Aufgabe 2.3**

	$V_M/V_E$	5
	$S_{B,M}/S_{B,E} = g_E/g \cdot 5^2$	66,5

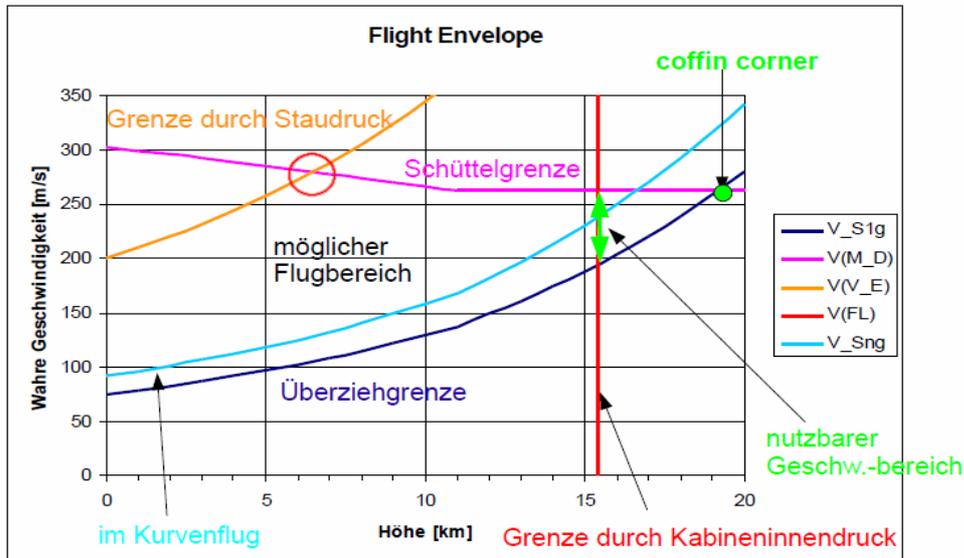
**Aufgabe 2.4**

	omega	0,0524 rad/s
	V	51,44 m/s
	g	9,81 m/s <sup>2</sup>
	phi	0,2680 rad
	phi	15,4 °
	$V_{s,1}/V_{s,2} = \text{WURZEL}(1/\text{COS}(\phi))$	1,018337864
	Erhöhung	1,83%
	Faustformel: $\phi = \text{TAS}/10 + 7$	17 °

**Aufgabe 2.5**

	T0	288,15 K
	L	6,50E-03 K/m
	VE	175 m/s
	M	0,82
	a0	340,294 m/s
	Zwischenrechnung: $x1 = VE/M/a0$	0,627147802
	Zwischenrechnung: $x2 = x1^{1,380526}$	0,83732485
	Zwischenrechnung: $x3 = 1-x2$	0,16267515
b)	$H = x3 \cdot T0/L$	7212 m
	H_T	11000 m
b)	$V_{TAS} = M \cdot a0 \cdot \text{WURZEL}(1-L/T0 \cdot H)$	255 m/s
c)	$V_{TAS} = M \cdot a0 \cdot \text{WURZEL}(1-L/T0 \cdot H_T)$	242 m/s
	delta	5,5%

a)



Der Punkt der zur größten wahren Fluggeschwindigkeit führt ist durch einen roten Kreis dargestellt.

## Aufgabe 2.3

(Herleitung)

$$S_B = -\frac{1}{2} \frac{m \cdot (v_B - v_w)^2}{T - D - \mu_B \cdot (k \cdot mg - L) - mg \sin \alpha}$$

$$S_B \approx -\frac{1}{2} \frac{m \cdot v_B^2}{\mu_B \cdot k \cdot mg}$$

$$\frac{S_M}{S_E} = \frac{\frac{1/3 m_E \cdot (5v_E)^2}{1/3 m_E \cdot g_M}}{\frac{m_E \cdot v_E^2}{m_E \cdot g_E}}$$

$$\frac{S_M}{S_E} = \frac{g_E}{g_M} \cdot 5^2$$

mit  $m_M = \frac{1}{3} m_E$

$$v_M = 5 v_E$$

## Aufgabe 2.5

(Herleitung)

$$T = T_0 - LH$$

$$G = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{4,25588}$$

$$V = \frac{V_E}{\sqrt{G}} \quad (1)$$

$$a = a_0 \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}}$$

$$V = m \cdot a \quad (2)$$

"Speed Corner" :  $(1) = (2)$

$$\frac{V_E}{\left( \frac{T_0 - LH}{T_0} \right)^{4,25588/2}} = m \cdot a_0 \left( \frac{T_0 - LH}{T_0} \right)^{1/2}$$

$$\frac{V_E}{m \cdot a_0} = \left( \frac{T_0 - L \cdot H}{T_0} \right)^{\frac{4,25588}{2} + 1/2}$$

$$\left[ 1 - \left( \frac{V_E}{m \cdot a_0} \right)^{0,3805} \right] \frac{T_0}{L} = H$$