

**Lösung zur**  
**§17-Klausur Flugzeugentwurf SS 02**

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Datum: 25.06.2002

Bearbeitungsdauer: 180 Minuten

**1. Klausurteil (keine Hilfsmittel - 45 min. - 24 Punkte)**

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung in deutscher Sprache:

type certificate	Musterzulassung
sweep	Pfeilung
linkage	Gelenkmechanismus
stall fence	Grenzschildzaun
tail volume	Leitwerkvolumen
all moving tail	Pendelleitwerk
take-off field length	Sicherheitsstartstrecke
center of pressure	Druckpunkt
revenue	Einnahme
landing gear bay	Fahrwerksschacht
tip stall	Überziehen der Flügelspitzen
take-off ground roll	Startrollstrecke

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung in englischer Sprache:

Bodeneffekt	ground effect
Entscheidungsgeschwindigkeit	take-off decision speed
Essenswagen	trolley
Flughandbuch	flight manual
Geschäftsreiseflugzeug	business jet
Höchstflugdauer	endurance
Nutzlast-Reichweitendiagramm	payload-range-diagram
Reiseflughöhe	cruise altitude
Schränkung	twist
Vorderholm	front spar
Wölbungsrücklage	position of maximum camber
Trudeln	spin

## 1.3) Was bedeutet "deep stall"?

"*deep stall*" kann bei T-Leitwerken auftreten. Bei hohen Anstellwinkeln kann das Höhenleitwerk in die Nachlaufströmung des Flügels geraten und abgeschattet werden. Hat der Flügel zudem noch die Tendenz, das Flugzeug bei hohen Anstellwinkeln aufnicken zu lassen (*pitch up*), so kann es zu einer Situation kommen, in der das Flugzeug nicht mehr aus dem überzogenen Flugzustand gebracht werden kann.

## 1.4) Was ist der Unterschied zwischen einem "control canard" und einem "lifting canard"?

"control canard": Der Flügel sorgt für den Auftrieb, das Entenleitwerk ist für die Steuerung zuständig.

"lifting canard": Das Entenleitwerk sorgt neben der Steuerung auch für einen Teil des zu erzeugenden Auftriebs.

1.5) Welchen Wert nimmt der Oswald-Faktor  $e$  etwa an bei Transportflugzeugen

a) in Reiseflugkonfiguration? etwa 0,85

b) bei ausgefahrenen Landeklappen? etwa 0,7

1.6) Ein Flügel hat eine Zuspitzung  $\lambda = 0$ . Die Flügelstreckung beträgt 20 und die Flügelfläche 20 m<sup>2</sup>. Berechnen Sie die Profiltiefe an der Flügelspitze!

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad c_t = \lambda \cdot c_r = 0$$

## 1.7) Unter bestimmten Flugbedingungen wird für ein Flugzeug eine Gleitzahl von 20 ermittelt bei einem Widerstandsbeiwert von 0.04. Berechnen Sie den Auftriebsbeiwert!

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad C_L = E \cdot C_D = 20 \cdot 0,04 = 0,8$$

1.8) Ein übliches Verkehrsflugzeug hat eine benetzte Fläche von 1200 m<sup>2</sup>. Wie groß ist etwa die Referenzflügelfläche des Flugzeugs?

$$\frac{S_{wet}}{S_w} \approx 6 \quad S_w \approx \frac{S_{wet}}{6} = \frac{1200 \text{ m}^2}{6} = 200 \text{ m}^2$$

## 1.9) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht eines Learjet 45. Nennen Sie 4 besondere Merkmale dieser Konfiguration und diskutieren Sie dabei die Vor- und Nachteile der Merkmale bzw. nennen Sie die aus den Merkmalen folgenden Konsequenzen für den Flugbetrieb!

*Es gibt viele Möglichkeiten diese Frage zu beantworten. Hier wird eine Möglichkeit gezeigt.*

Tiefdecker

Vorteil: o ermöglicht hier einen durchgehenden Kabinenquerschnitt ohne Einschnitte durch den Flügelmittelkasten, Hauptfahrwerk kann am Flügel angebracht werden bei kurzen Hauptfahrwerksbeinen

Nachteil: o bei dem kurzem Fahrwerk: Notwendigkeit der Heckanordnung der Triebwerke

T-Leitwerk

Vorteil: o ermöglicht Heckanordnung der Triebwerke, Höhenleitwerk besser angeströmt, Höhenleitwerk ist Endscheibe für Seitenleitwerk

Nachteil: o Seitenleitwerk schwerer, Gefahr: *deep stall*

Große Winglets

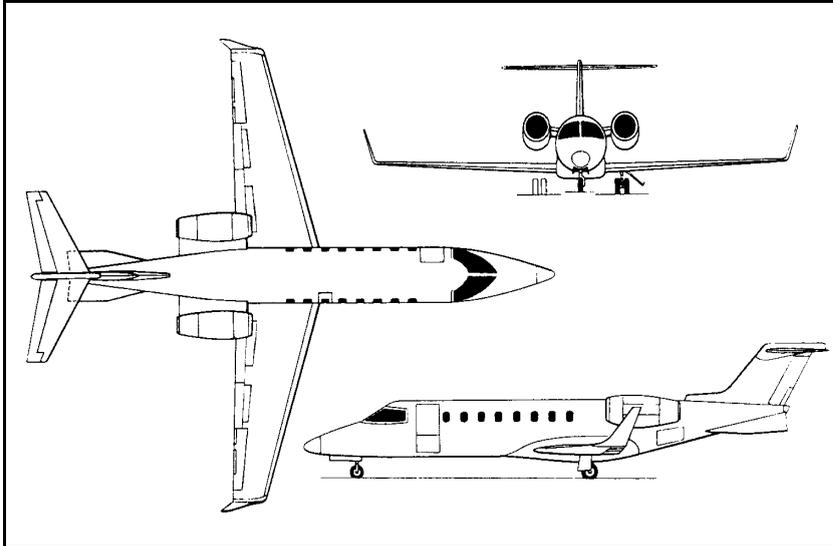
Vorteil: o verringerter induzierter Widerstand, ansprechende Optik

Nachteil: o höhere Fertigungskosten und höheres Gewicht

Ventral Fin

Eigenschaften:

Verbesserung der Richtungsstabilität



- 1.10) Ein vierstrahliges Flugzeug hat eine maximale Startmasse von 100000 kg. Das Schub-Gewichtsverhältnis beträgt 0,2. Berechnen Sie aus den Angaben (grob) den Startschub pro Triebwerk!

$$W = m \cdot g = 100000 \text{ kg} \cdot 10 \text{ N/kg} = 1000000 \text{ N} \quad T/W = 0,2 \quad T = 0,2 \cdot W = 200 \text{ kN}$$

$$\text{Pro Triebwerk: } T_e = 50 \text{ kN}$$

- 1.11) Der *mission segment mass fraction*,  $M_{ff}$  beträgt 0,8. Berechnen Sie den Kraftstoffmassenanteil!

$$m_F / m_{MTO} = 1 - M_{ff} = 0,2$$

- 1.12) Wie verändern (vergrößert, verkleinert, bleibt gleich) sich bei Flugzeugen mit **vorwärts** gepfeilten Flügeln

- maximaler Auftriebsbeiwert, sinkt
- Masse des Flügels, steigt
- Neigung zum Aufnicken des Flugzeugs im überzogenen Flugzustand, steigt
- statische Stabilität um die Längsachse sinkt

mit **zunehmendem** Pfeilwinkel ?

- 1.13) Nennen Sie einen typischen Wert für den schubspezifischen Kraftstoffverbrauch eines modernen Strahlverkehrsflugzeugs im Reiseflug!

$$16 \text{ mg/N/s}$$

- 1.14) a) Welchen prozentualen Anteil hat die Betriebsleermasse etwa an der Startmasse bei Verkehrsflugzeugen?

etwa 50%

b) Wie verändert sich dieses Verhältnis, wenn (sonst ähnliche) Flugzeuge mit unterschiedlicher Auslegungsreichweite betrachtet werden?

es sinkt mit steigender Auslegungsreichweite

c) Wie verändert sich dieses Verhältnis, wenn (sonst ähnliche) Flugzeuge mit einer unterschiedlichen Anzahl von Triebwerken betrachtet werden? Die Triebwerke seien in den hierin betrachteten Fällen unter dem Flügel angeordnet.

es sinkt mit steigender Anzahl der Triebwerke

1.15) Wie viel Prozent beträgt die jährliche Abschreibung in den Fällen a) und b)? Welche Abschreibungsvariante sollte man auswählen, wenn man an geringen DOC interessiert ist (Begründung)?

a) 20% Restwert, Abschreibung über 8 Jahre.

b) 10% Restwert, Abschreibung über 10 Jahre.

1.) a) 10%

b) 9%

2.) Die Abschreibung ist ein DOC-Bestandteil. Bei geringerer prozentualer Abschreibung sind dadurch auch die DOC geringer. Also Abschreibungsvariante b) wählen!

## 2. Klausurteil

$$\underline{2.1)} \quad a) \quad K_{APP} = \frac{V_{APP}}{\sqrt{S_{LFL}}} = \frac{62.2 \frac{m}{s}}{\sqrt{844 \text{ m}}} = 2.14 \sqrt{\frac{m}{s^2}}$$

$$b) \quad m_{ML} \cdot g = \frac{1}{2} \rho V_{S,L}^2 \cdot C_{L,max,L} \cdot S_W$$

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = \frac{\rho \cdot V_{S,L}^2}{2g} \cdot C_{L,max,L}$$

$$V_{S,L} = V_{APP}/1.3 \quad \rho = \rho_0 \cdot G$$

$$= \frac{K_{APP}}{1.3} \cdot \sqrt{S_{LFL}} \quad \text{eingesetzt:}$$

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = \frac{\rho_0 \cdot G \cdot K_{APP}^2 \cdot S_{LFL}}{2g \cdot 1.3^2} \cdot C_{L,max,L}$$

Diese Gleichung hat bereits die Form

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = k_L \cdot G \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL}$$

Wenn  $k_L$  definiert wird zu

$$k_L = \frac{\rho_0 \cdot K_{APP}^2}{2 \cdot g \cdot 1.69}$$

$$c) \quad k_L = \frac{1.225 \text{ kg} \cdot 2.14^2 \frac{m}{s^2}}{m^3 \cdot s^2 \cdot 2 \cdot 9.81 \frac{m}{s} \cdot 1.69} = 0.169 \frac{\text{kg}}{m^3}$$

2.2 | a)  $V_{s,L} = 93 \text{ kt} = 47,84 \text{ m/s}$

$$C_{L,max,L} = \frac{2 \cdot m_{ML} \cdot g}{\rho_0 \cdot V_{s,L}^2 \cdot S_w}$$

$$= \frac{2 \cdot 6940 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{s}^{-2}}{\text{s}^2 \cdot 1,225 \text{ kg} \cdot 47,84^2 \text{ m}^2 \cdot 24,57 \text{ m}^2}$$

$$= 1,98$$

b)  $\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_{D,p} + \frac{C_L^2}{\pi A e}}$

2. Seg

Durchstarten

$$C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L}$$

$$= 1,581$$

$$C_{L,TO} = C_{L,max,TO} / 1,2^2$$

$$= 1,10$$

$$C_{L,L} = C_{L,max,L} / 1,3^2$$

$$= 1,17$$

Loftin:

$$C_{D,p} = 0,02$$

$$C_{D,p} = 0,04$$

$$L/D = 11,45$$

$$L/D = 9,27$$

c)  $C_{D0} = \frac{\pi A e}{4 \cdot (L/D)_{max}^2} = 0,015$

$$C_{L,m} = \sqrt{C_{D0} \cdot \pi A e} = 0,54$$

$$V/V_m = 1,08$$

$$\frac{C_L}{C_{L,m}} = \frac{1}{(V/V_m)^2} = 0,857$$

$$\frac{L}{D} = \frac{2}{\frac{1}{C_L/C_{L,m}} + C_L/C_{L,m}} = 17,69$$

$$C_L = 0,462$$

d) • Landestrecke

$$\frac{w_{ML}}{S_w} = k_L \cdot G \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{IFL} = 282.4 \text{ kg/m}^2$$

$$\frac{w_{ML}}{w_{MTO}} = \frac{6940}{7031} = 0,987$$

$$\frac{w_{MTO}}{S_w} = \frac{w_{ML}}{S_w} \cdot \frac{w_{MTO}}{w_{ML}} = 286.1 \text{ kg/m}^2$$

• Startstrecke

$$a = \frac{T_{TO} / (w_{MTO} \cdot g)}{w_{MTO} / S_w} = \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot G \cdot C_{L,max,TO}} = 0,0016543$$

$$\frac{T_{TO}}{w_{MTO} \cdot g} (300 \text{ kg/m}^2) = 0.496 \quad (\text{zum Zeichnen})$$

• 2. Segment

$$n_e = 2 \quad \sin \gamma = 0.024$$

$$\frac{T_{TO}}{w_{MTO} \cdot g} = \frac{n_e}{n_e - 1} \cdot \left( \frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) = 0,223$$

• Durchstarten

$$\sin \gamma = 0.021$$

$$\frac{T_{TO}}{w_{MTO} \cdot g} = \frac{n_e}{n_e - 1} \cdot \left( \frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{w_{ML}}{w_{MTO}} = 0,254$$

• Reiseflug

$$\frac{T_{TO}}{w_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{T_{CR}/T_p \cdot L/D}$$

$$\frac{w_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma_e}{2} \cdot p(h)$$

noch d)

$h$	$T_{CR}/T_{TO}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$	$p(h)$	$\frac{m_{MTO}}{S_w}$
in km	-	-	Pa	in $kg/m^2$
14	0,1362	0,415	14091	305
15	0,1006	0,562	12035	261

- Entwurfspunkt bei:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = 286 \text{ kg/m}^2 \parallel\parallel$$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.48 \parallel\parallel$$

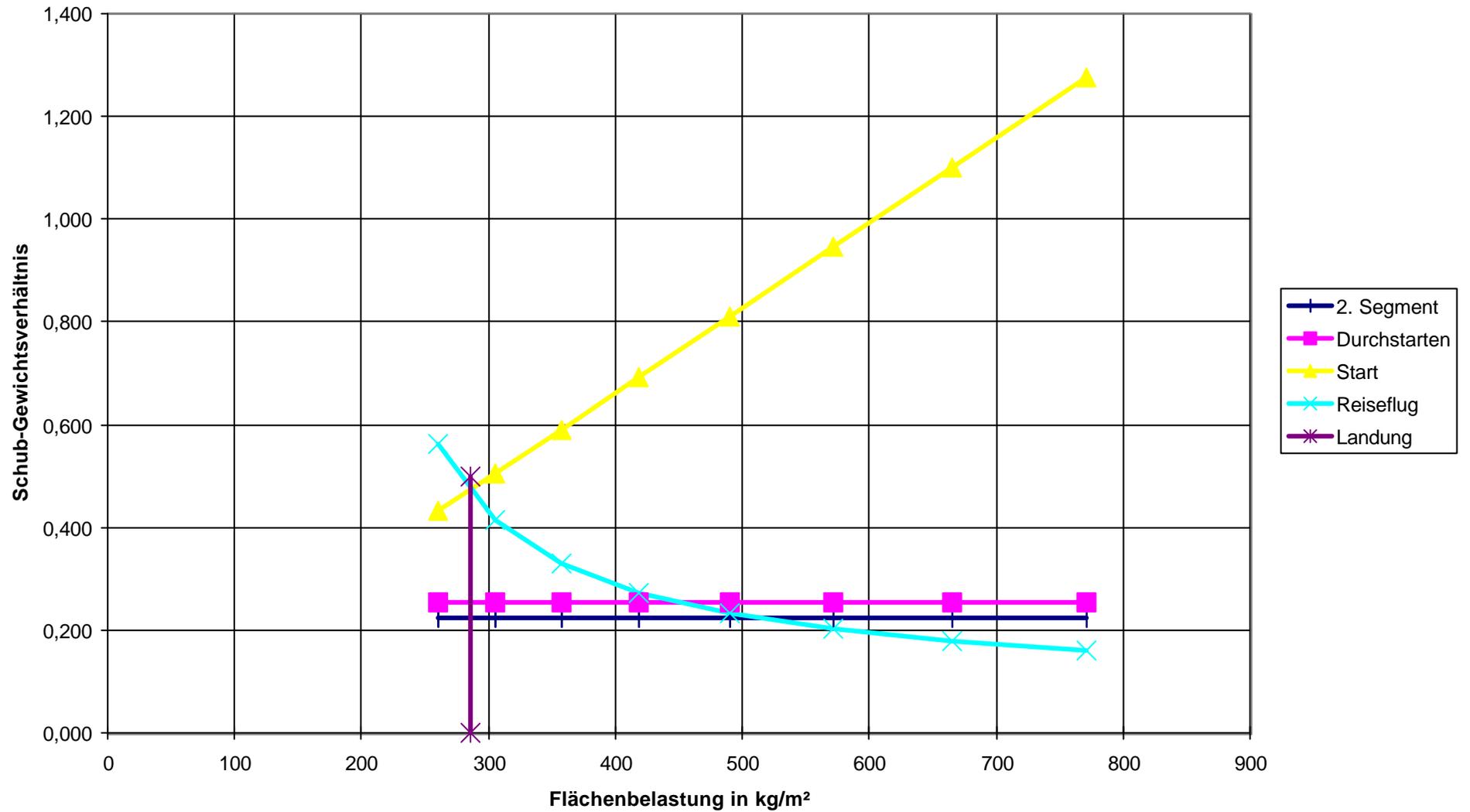
Entwurfsdiagramm  
auf nächster  
Seite ▽

$$e) \quad T_{TO} = \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot m_{MTO} \cdot g = 33,1 \text{ kN} \parallel\parallel$$

$$h_{CR} = 14518 \text{ m} \parallel\parallel$$

(z.B. interpoliert  
aus Tabelle)

# Entwurfsdiagramm



2.3

a) Konstante Geschwindigkeit und  
konstanter Auftriebsbeiwert  $\Rightarrow$  Breguet

$$B_s = \frac{L/D \cdot V}{SFC \cdot g} = \frac{19 \cdot 236 \text{ m} \cdot \text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}}{8 \cdot 16 \cdot 10^{-6} \text{ kg} \cdot 9.81 \text{ N}} = 28.57 \cdot 10^6 \text{ m}$$

$$S = 1650 \text{ NM} = 3055800 \text{ m}$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - e^{-\frac{S}{B_s}} = 0.1014$$

$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}}$$
$$= \frac{20000 \text{ kg}}{1 - 0.1014 - 0.59} = 64809 \text{ kg}$$

$$m_F = \frac{m_F}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} = 6572 \text{ kg}$$

b)  $S = 3034 \text{ NM} = 5618968 \text{ m}$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 0.1785$$

$$m_{MTO} = 64806 \text{ kg}$$

Dies ist praktisch identisch zum  
Ergebnis in a) und müßte sich auch so  
verhalten, wenn korrekte Zahlen aus der  
Praxis genommen werden und die  
Rechnungsausätze hinreichend genau sind.

$$m_F = 11571 \text{ kg}$$

c) Das Tankvolumen muß die größere der beiden Kraftstoffmassen aufnehmen:

$$m_F = 11571 \text{ kg}$$

$$V_F = \frac{m_F}{\rho} = \frac{11571 \text{ kg} \cdot \text{m}^3}{810 \text{ kg}} = 14,29 \text{ m}^3$$

d) Überführung des Flugzeugs  $\Rightarrow$   
 $m_{PL} = 0$

$$m_{TO} \neq m_{MTO}$$

$$m_{TO} = m_{OE} + m_F ; \quad m_F : \text{voller Tank}$$

$$m_{OE} = \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} = 0,59 \cdot 64809 \text{ kg}$$

$$= 38237 \text{ kg}$$

$$m_{TO} = 38237 \text{ kg} + 11571 \text{ kg} = 49808 \text{ kg}$$

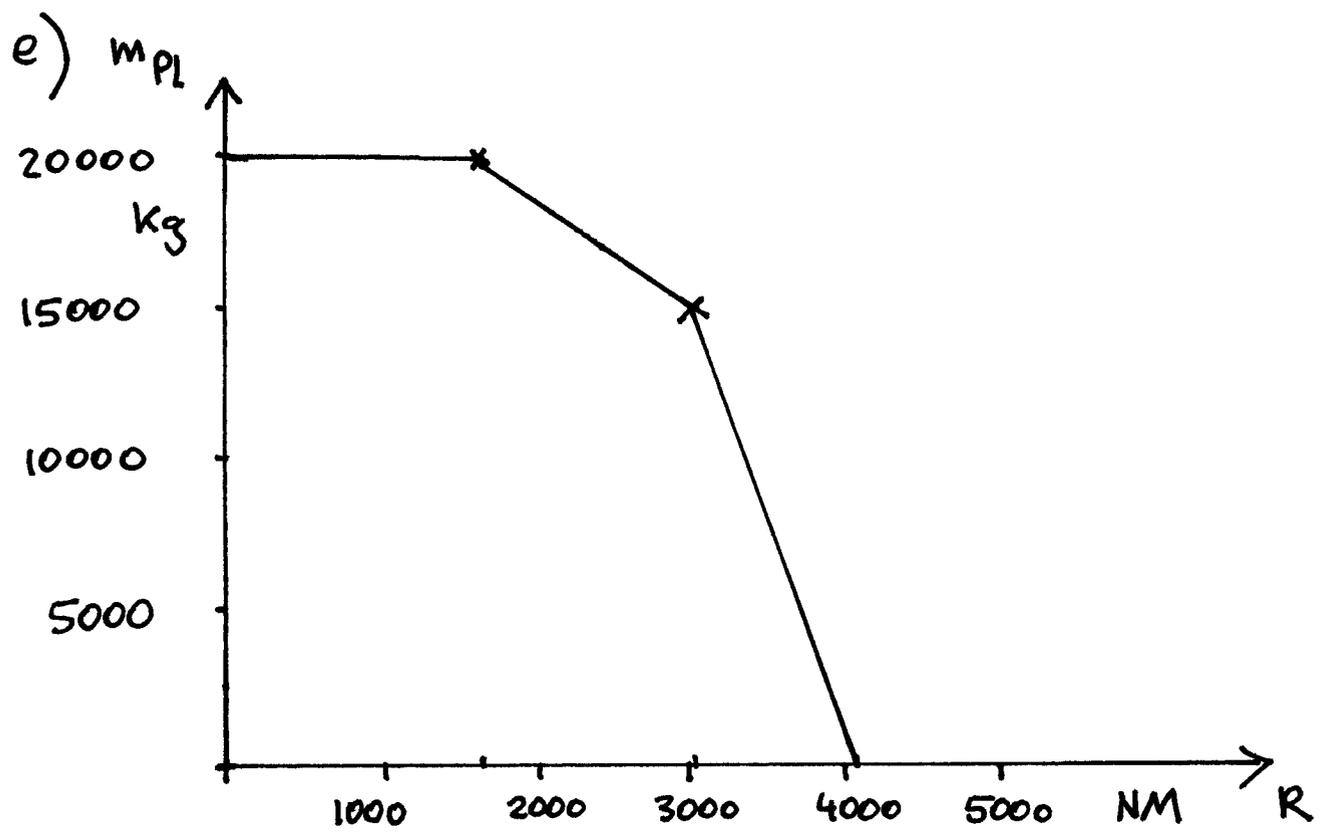
$$\text{Nach dem Flug : } m_2 = m_{OE}$$

$$\text{Vor dem Flug : } m_1 = m_{TO}$$

$$\frac{m_2}{m_1} = e^{-\frac{S}{B_S}} \quad S = -B_S \cdot \ln\left(\frac{m_{OE}}{m_{TO}}\right)$$

$$= 4078 \text{ NM}$$

Dies ist etwas mehr als die Reichweite unter 2.)



2.4]

$$h^* = 2.1 + \frac{24000}{90000 + 10000} = 2.34$$

$$2.34 < 2.5$$

$$\Rightarrow h = \underline{\underline{2.5}}$$