



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf WS 03/04

Datum: 30.01.2004

1. Klausurteil

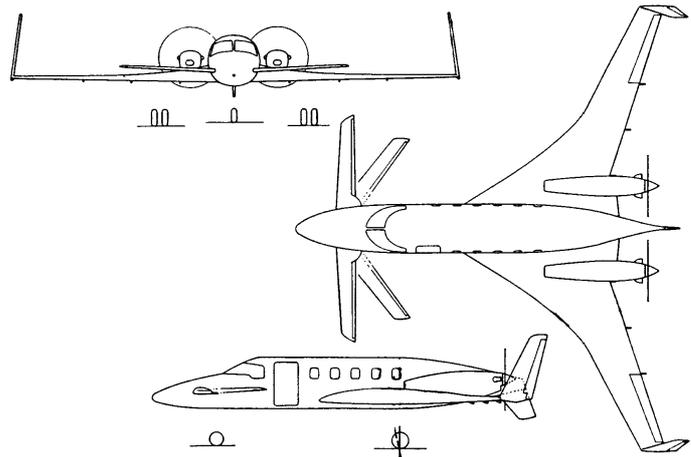
1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

- | | | |
|-----|---------------------------------|------------------------------|
| 1. | take-off ground roll | Startrollstrecke |
| 2. | take-off distance | Startstrecke |
| 3. | take-off path | Startflugbahn |
| 4. | climb gradient | Steiggradient |
| 5. | control force | Steuerkraft |
| 6. | stopway | Stoppbahn |
| 7. | jet transport | Strahlverkehrsflugzeug |
| 8. | aspect ratio | Streckung |
| 9. | low wing aircraft | Tiefdecker |
| 10. | trimmable horizontal stabilizer | trimmbare Höhenflosse |
| 11. | super velocity | Übergeschwindigkeit |
| 12. | tip stall | Überziehen der Flügelspitzen |

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache. Schreiben Sie deutlich, denn falsche oder unleserliche Schreibweise ergibt Punktabzug!

- | | | |
|-----|----------------------------|-----------------------------|
| 1. | Sicherheitsstartstrecke | take-off field length |
| 2. | verfügbare Startstrecke | take-off distance available |
| 3. | Steigwinkel | climb angle |
| 4. | Sturzflugeschwindigkeit | dive speed |
| 5. | T-Leitwerk | T-tail |
| 6. | Toilette | lavatory |
| 7. | Triebwerksausfall | engine failure |
| 8. | Triebwerksgondel | nacelle |
| 9. | Trudeln | spin |
| 10. | Überführungsreichweite | ferry range |
| 11. | Überschallverkehrsflugzeug | supersonic civil transport |
| 12. | Überziehggeschwindigkeit | stall speed |

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Beech Starship. Nennen Sie 4 besondere Merkmale dieser Konfiguration und diskutieren Sie kurz die Vor- und Nachteile der Merkmale bzw. nennen Sie die aus den Merkmalen folgenden Konsequenzen für den Flugbetrieb!



Beispielantwort:

- a) **Entenflugzeug**
 Vorteil: Potenzial geringen Widerstand zu erreichen.
 Nachteil: Schwerpunkt muss in engen Grenzen liegen.
- b) **variable Pfeilung des Canard**
 Vorteil: Maximaler Auftrieb des Canard ist einstellbar.
 Nachteil: Komplizierte Mechanik, höheres Gewicht.
- c) **Druckpropeller**
 Vorteil: In dieser Anordnung sehr kleiner Hebelarm der beiden Triebwerke, damit geringes Giermoment bei einem Triebwerksausfall.
 Nachteil: Propeller erhalten Anströmung, die bereits durch verschiedene Bauteile des Flugzeugs beeinflusst wurde, daher geringerer Wirkungsgrad.
- d) **Seitenleitwerke an den Flügelspitzen angeordnet**
 Vorteil: Kombination aus Wingtips und Seitenleitwerk daher insgesamt geringere benetzte Fläche und damit geringerer Widerstand.
 Nachteil: Flügel benötigt hohen Pfeilwinkel, damit die Seitenleitwerke einen ausreichenden Hebelarm haben. Dadurch kann der Pfeilwinkel möglicherweise nicht optimal gewählt werden.

- 1.4) Nennen Sie 5 Parameter, die Anforderungen an ein ziviles Transportflugzeug darstellen!

Nutzlast, Reichweite, Landestrecke, Startstrecke, Steigrate im 2. Segment, Steigrate beim Durchstarten

- 1.5) Beschreiben Sie kurz die Aufgabe des Flugzeugentwurfs. Gehen Sie dabei ein auf die Begriffe „Anforderung“, „Randbedingung“ und „Entwurfsziel“.

Die Aufgabe des Flugzeugentwurfs besteht darin, die Entwurfsparameter so zu bestimmen, dass 1. die Anforderungen und Randbedingungen erfüllt sind (dann haben wir einen zulässigen Entwurf) und darüber hinaus 2. die Entwurfsziele bestmöglich erfüllt werden (dann haben wir einen optimalen Entwurf).

- 1.6) Beschreiben Sie kurz das Vorgehen der Höhenleitwerksdimensionierung (gemäß Vorlesung) nach Steuerbarkeit und Stabilität mit Hilfe des "V-Diagramms"!

Das V-Diagramm ist ein Diagramm in dem aufgetragen werden: Die auf die Flügelfläche bezogene Höhenleitwerksfläche (S_H / S_W) über der Größe $(x_{CG} - x_{AC}) / c_{MAC}$ das ist der dimensionslose Abstand zwischen dem Neutralpunkt der Flügel-Rumpf-Kombination und dem Schwerpunkt des Flugzeugs. In dieses Diagramm wird die vorderste und die hinterste Schwerpunktlage eingezeichnet. Die vorderste Schwerpunktlage ergibt sich aus einer Betrachtung zur Steuerbarkeit und die hinterste Schwerpunktlage ergibt sich aus einer Betrachtung der Stabilität. Es entstehen zwei Linien in der Form eines V. Die Strecke zwischen den Linien ist ein Maß für die erlaubte Schwerpunktwanderung. Ist diese aus Anforderungen bekannt, dann folgt die erforderliche Größe des Höhenleitwerks.

- 1.7) Ein Trapezflügel hat eine Flügelvorderkante mit einem Pfeilwinkel von 30° . Der Pfeilwinkel der Hinterkante beträgt 0° . Die Halbspannweite $b/2 = 10$ m und die Zuspitzung $\lambda = 0,2$. Berechnen Sie:
- die Profiltiefe an der Flügelwurzel,
 - die Profiltiefe an der Flügelspitze,
 - die Flügelfläche,
 - die Streckung.

Lösung: Siehe unten

- 1.8) a) Nennen Sie die BREGUETSche Reichweitengleichung für einen Jet!
 b) Zeigen Sie mit Hilfe einfacher Umformungen, wie man aus dieser Gleichung auf die Gleitzahl des Flugzeuges schließen kann, wenn die maximale Abflugmasse, die Betriebsleermasse und die Nutzlast gegeben sind und die dazu passende theoretische Reichweite (d.h. die Reichweite ohne Berücksichtigung von irgendwelchen Reserven)! Welche anderen Parameter benötigen Sie jetzt noch für Ihre Rechnung?

Lösung: Siehe unten

- 1.9) Was versteht man unter "kritischer Machzahl"?

Die kritische Machzahl ist die Flugmachzahl, bei der sich (bei langsam zunehmender Flugeschwindigkeit) erstmals am Flugzeug lokal eine Strömungsmachzahl größer als eins ($M > 1$) ausbildet.

- 1.10) Welchen Wert nimmt der Wellenwiderstandsbeiwert an bei Erreichen der Machzahl des Widerstandsanstieges (drag divergence Mach number) M_{DD} ?

Per Definition: 0,002

- 1.11) Wie wird nach alter Auslegungsphilosophie von Boeing die Machzahl des Widerstandsanstieges (drag divergence Mach number) M_{DD} gewählt?

$M_{DD} = M_{CR}$ mit M_{CR} : Reiseflugmachzahl

- 1.12) Nach einfachen Geometrieüberlegungen müsste die effektive Machzahl die ein Pfeilflügel "sieht" zu berechnen sein mit $M_{eff} = M \cdot \cos \varphi$. Die Praxis zeigt jedoch, dass der Pfeileffekt nicht so stark ist, wie nach einfachen Geometrieüberlegungen zu erwarten wäre. Welche modifizierte Formel wird daher stattdessen genutzt?

$$M_{eff} = M \cdot \sqrt{\cos \varphi}$$

- 1.13) Nach TORENBEEK kann eine optimale Zuspitzung $\lambda_{opt} = 0,45 e^{-0,036 \varphi_{25}}$ berechnet werden (mit dem Pfeilwinkel der 25%-Linie in Grad). Was bedeutet in diesem Zusammenhang optimale Zuspitzung?

Die mit der Gleichung berechnete Zuspitzung ist die Zuspitzung, die eine elliptische Auftriebsverteilung annähert und damit nur geringen induzierten Widerstand verursacht.

- 1.14) Was versteht man unter der Geschwindigkeit V_1 ?

V_1 ist die Entscheidungsgeschwindigkeit beim Start. Falls beim Start (Zulassungsbasis des Flugzeugs: JAR/FAR 25) ein Triebwerk ausfällt, so muss der Pilot den Start abbrechen falls das Triebwerk vor dem Erreichen von V_1 ausfällt. Der Pilot muss den Start fortsetzen, falls das Triebwerk nach V_1 ausfällt.

- 1.15) Ein Ersatzteil kostet 1000 US\$. Welchen Preis erwarten Sie 10 Jahre später, wenn die Inflationsrate 5% beträgt?

Der Preis nach 10 Jahren beträgt dann (rechnerisch): $1000 \text{ US\$} \cdot 1,05^{10} = 1628,89 \text{ US\$}$

- 1.16) Viele DOC-Methoden beinhalten auch die Kosten durch diverse Gebühren. Um welche Art von Gebühren kann es sich dabei handeln?

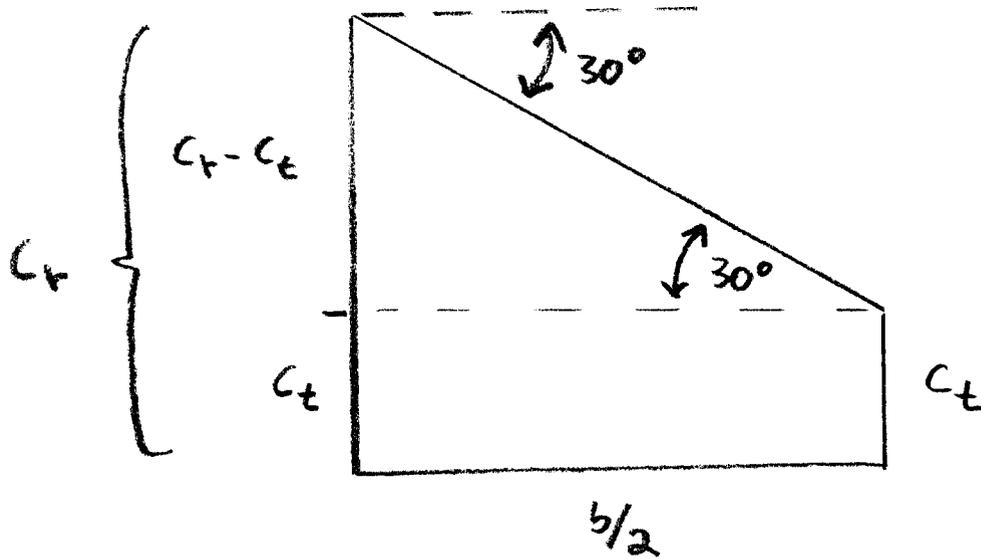
Landengebühren, Gebühren der Flugsicherung, Abfertigungsgebühren am Flughafen

- 1.17) Die Anzahl der Flugstunden, die ein Flugzeug im Jahr erreicht – die Flugzeugnutzung – hängt ganz wesentlich von der Flugzeit der einzelnen Flüge ab. Wie verhält sich generell die Flugzeugnutzung mit steigender Flugzeit? Welche Besonderheit ist dabei bei extremen Langstreckenflugzeugen zu beobachten?

Die Flugzeugnutzung wird beschrieben durch die Anzahl der Flugstunden, die das Flugzeug in einem Jahr absolviert – oder anders ausgedrückt durch den prozentualen Anteil, den das Flugzeug sich in der Luft befindet.

- a) Dieser Wert steigt im Prinzip mit steigender Flugzeit.
 b) Wenn es jedoch um extreme Langstreckenflüge geht (mehr als 8 Stunden Flugzeit), dann kann die Flugzeugnutzung wieder sinken, weil dann pro Tag nicht mehr ein Hin- und Rückflug möglich ist und das Flugzeug somit möglicherweise nicht optimal eingesetzt werden kann.

Aufgabe 1.7



$$\tan 30^\circ = \frac{c_r - c_t}{b/2}$$

$$c_r - c_t = \frac{b}{2} \cdot \tan 30^\circ \\ = 5.77 \text{ m}$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = \frac{c_t}{(c_r - c_t) + c_t}$$

$$\lambda(c_r - c_t) + \lambda \cdot c_t = c_t$$

$$\lambda(c_r - c_t) = c_t(1 - \lambda)$$

$$c_t = (c_r - c_t) \cdot \frac{\lambda}{1 - \lambda} = \underline{\underline{1.44 \text{ m}}}$$

$$c_r = \frac{c_t}{\lambda} = \underline{\underline{7.21 \text{ m}}}$$

$$\frac{S}{2} = \frac{c_r + c_t}{2} \cdot \frac{b}{2} = 43.25 \text{ m}^2 \quad S = 86.5 \text{ m}^2$$

$$A = \frac{b^2}{5} = \underline{\underline{4.62}}$$

Aufgabe 1.8

$$a) \quad R = \frac{E \cdot v}{c \cdot g} \ln \frac{m_1}{m_2}$$

$$b) \quad E = \frac{R \cdot c \cdot g}{v \cdot \ln \frac{m_1}{m_2}}$$

mit $m_1 = m_{MTO}$

max. Abflugmasse

$$m_2 = m_{OE} + m_{PL}$$

Betriebsleermasse
+ Nutzlast

Weiterhin gegeben sein müssen:

R : Reichweite

c : schusspez. kraftstoffverbrauch

v : Fluggeschw.

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

Aufgabe 1.15

neuer Preis: $1000 \text{ US\$} \cdot 1.05^{10} = 1628,89 \text{ US\$}$

2. Klausurteil

Aufgabe 2.1

Es soll ein dreistrahliges Langstreckenpassagierflugzeug dimensioniert werden.
Folgende **Forderungen** werden **an das Flugzeug** gestellt: ...

Lösung: siehe nächste Seiten

Aufgabe 2.2

Lösung: siehe nächste Seiten

Aufgabe 2.3

Lösung: siehe nächste Seiten

Aufgabe 2.4

Lösung: siehe nächste Seiten

Aufgabe 2.5

Lösung: siehe nächste Seiten

Dimensionierung

Anfluggeschwindigkeit

kapp	1,7 (m/s²)**0.5
LFL	1768 m
Vapp	71,5 m/s
kt / m/s	1,944
Vapp	139 kt

Hinweis: Einzugeben sind die **fett** gedruckten Zahlen

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}}$$

L1011:
143 kt

Landestrecke

kL	0,107 kg/m³
CL,max,L	2,65
MLW / MTOW	0,79
mMTO / SW	635 kg/m²

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

$$m_{MTO} / S_W = \frac{m_{ML} / S_W}{m_{ML} / m_{MTO}}$$

Startstrecke

KTO	2,34 m³/kg
CL,max,TO	2,2
TOFL	3292 m
a	0,0003231

CL,max,TO =

0,8 * CL,max,L =

2,12

CL = 1,3

CL = 1,5

CL = 1,7

ΔCD

0,01

0,02

0,03

gear: missed approach

0,015 JAR: $\Delta CD=0$;

0,02 FAR: $\Delta CD=0,015$

L1011:
2,27

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}}$$

gear

CD,0

=>

CD,P

2. Segment

A	6,97
nE	3
CD,P	0,040
L/D,TO	7,946
sin gamma	0,027
T,TO / mMTO*g	0,229

CL,TO = 1,53

CL,max,TO / 1,2²

n	sin gamma
2	0,024
3	0,027
4	0,030

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right)$$

Missed Approach

CD,P	0,060
L/D,L	7,114
sin gamma	0,024
MLW/MTOW	0,79
T,TO / mMTO*g	0,19501

CL,L = 1,57

CL,max,L / 1,3²

n	sin gamma
2	0,021
3	0,024
4	0,027

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

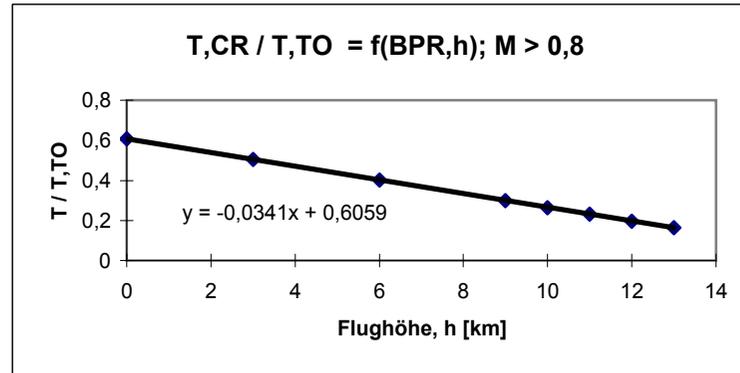
Dimensionierung, Reiseflug und Entwurfsdiagramm

L1011:

BPR

4,3

h	T_{CR} / T_{TO}
0	0,60586
3	0,50353
6	0,4012
9	0,29887
10	0,26476
11	0,23065
12	0,19654
13	0,16243



Parameter	Eingabe
(L/D) _{max}	15
A	6,97
CD0	0,021
pi	3,1415926
e (Oswald)	0,85
C _{L,m}	0,62
M	0,83

Parameter	Eingabe
V/V _m	1,3 Jet, Theorie 1,31607401
C _L /C _{L,m}	0,592
C _L	0,367
L/D	13,148

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

$$L / D = (L / D)_{max} \cdot \frac{2}{\left(\frac{C_L}{C_{L,m}}\right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,m}}\right)}$$

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

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

Konstante	
γ	1,4
g	9,81 m/s ²
p ₀	101325 Pa
e (Euler)	2,71828183

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_0) \cdot (L / D)_{max}}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h)$$

Flughöhe	Reiseflug			2. Segment			Durchstarten Start			Reiseflug		Landung
	h [km]	h [ft]	T_{CR} / T_{TO}	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	p(h) [Pa]	m_{MTO} / S_W [kg/m ²]	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$					
0	0	0,60586	0,126	101325	1829	0,229	0,195	0,59	0,13			
1	3281	0,57175	0,133	89873	1622	0,229	0,195	0,52	0,13			
2	6562	0,53764	0,141	79493	1435	0,229	0,195	0,46	0,14			

Reiseflug

3	9843	0,50353	0,151	70105	1265	0,229	0,195	0,41	0,15
4	13124	0,46942	0,162	61636	1112	0,229	0,195	0,36	0,16
5	16405	0,43531	0,175	54015	975	0,229	0,195	0,31	0,17
6	19686	0,4012	0,190	47176	851	0,229	0,195	0,28	0,19
7	22967	0,36709	0,207	41056	741	0,229	0,195	0,24	0,21
8	26248	0,33298	0,228	35595	642	0,229	0,195	0,21	0,23
9	29529	0,29887	0,254	30737	555	0,229	0,195	0,18	0,25
10	32810	0,26476	0,287	26431	477	0,229	0,195	0,15	0,29
11	36091	0,23065	0,330	<u>22627</u>	408	0,229	0,195	0,13	0,33
12	39372	0,19654	0,387	19316	349	0,229	0,195	0,11	0,39
13	42653	0,16243	0,468	16498	298	0,229	0,195	0,10	0,47
					635				
					635				

0
0,5

Hinweis: 1m = 3,281 ft TCRoverTTO Gl.(5.27) Gl. (5.32/5.33) Gl. (5.34) 0,0003231 Wiederholung

m/S	635 kg/m ²	<<<< Entwurfspunkt	
T/(m*g)	0,229	<<<< Entwurfspunkt	
(TCR/TTO) _{CR}	0,332		L1011:
h _{CR}	8025 m	26329 ft	33000 ft
Ttroposphäre	236 K	Tstratosphäre	216,65 K
T	236		
a	308 m/s		
V _{CR}	256 m/s	497 kt	483 kt
R	6398660 m		3455 NM design range
to alternate	370400 m		
s _{domestic}	6769060 m	S _{international}	7088993 m
	↓	←	
s _{CR}	7088993 m		
SFC _{CR}	1,65E-05 kg/N/s	FAR Part 121	t _{loiter}
B _s	20765564 m	domestic	2700 s
Mff _{CR}	0,711	inter.	1800 s
	←		
t _{loiter}	1800 s		

Reiseflug

SFC_loiter **1,65E-05** kg/N/s
 B_t 81228 s
 Mff_loiter 0,978

		Phase		Mff_phase	
		transport jet	business jet		
Mff_engine	1,000	engine start	0,990		0,990
Mff_taxi	1,000	taxi	0,990		0,995
Mff_TO	0,995	take-off	0,995		0,995
Mff_CLB	0,998	climb	0,998		0,998
Mff_DES	0,990	descent	0,990		0,990
Mff_CLB	0,998	climb	0,998		0,998
Mff_DES	0,990	descent	0,990		0,990
Mff_L	0,992	landing	0,992		0,992

Mff 0,670
 mF/mMTO 0,3301

mOE/mMTO 0,529
 mPL **28880** kg

nach L1011-Daten

L1011:
 0,529
 28880 kg

design payload

mMTO 205031 kg
 S_w 323 m²
 T_TO 460600 N
 T_TO 154 kN
 mML 161974 kg
 mF 67690 kg
 mML/mMTO 0,790
 mOE 108461 kg

(alle Triebwerke zusammen)
 (pro Triebwerk)

211374 kg
 321,5 m²
 187 kN
 166922 kg
 70699 kg
 0,790
 111795 kg

design fuel load

mMTO/Sw

657 kg/m²

für 33000 ft Flughöhe:

T_TO 583293 N
 T_TO 194 kN

(alle Triebwerke zusammen)
 (pro Triebwerk)

Überprüfung von mML/mMTO

Rres 690333 m
Mff,RES 0,967
Mff,res 0,935
mF,res 13374 kg

mMPL 33355 kg

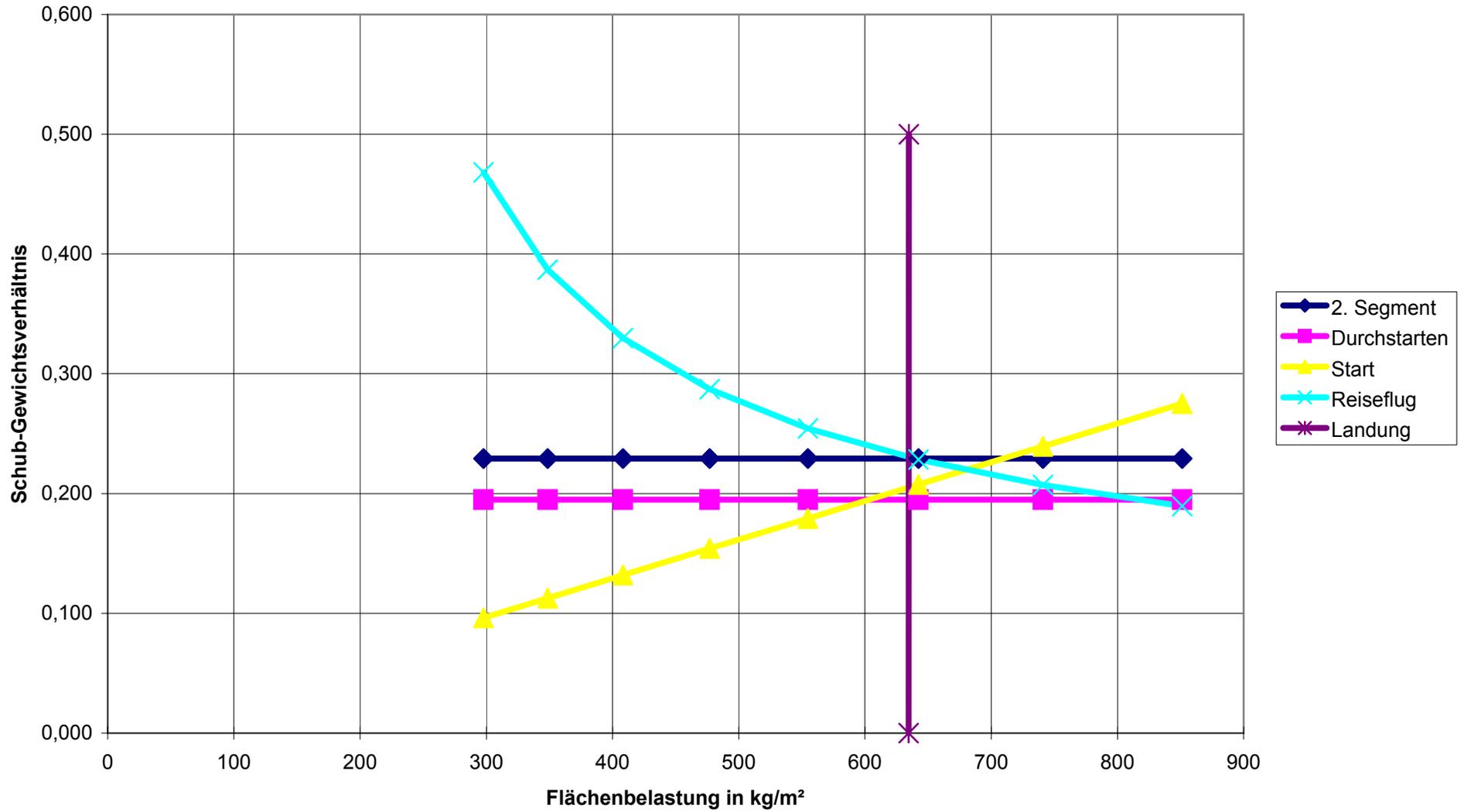
mMZF 141816 kg

mML >= mMZF + mF,res

161974 >= 155191

o.k.

Entwurfsdiagramm



Aufgabe 2.2

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$\frac{S}{2} = \frac{c_r + c_t}{2} \cdot \frac{b}{2}$$

vergleiche Aufg. 1.7

$$S = (c_r + c_t) \cdot \frac{b}{2} = \frac{b^2}{A}$$

$$c_r + c_t = \frac{2b}{A}$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

$$c_r(1 + \lambda) = \frac{2b}{A}$$

$$b = \sqrt{A \cdot S}$$

$$\begin{aligned} &| \\ &= \frac{2 \sqrt{A \cdot S}}{A} = 2 \sqrt{\frac{S}{A}} \end{aligned}$$

$$c_r = \frac{2}{1 + \lambda} \cdot \sqrt{\frac{S}{A}}$$

Aufgabe 2.3

Ausgangspunkt ist diese Gleichung nach Skript:

$$\frac{S_H}{S_W} = \frac{C_L}{C_{L,H} \cdot g_H \cdot \frac{L_H}{C_{MAC}}} \cdot x_{CGAC} + \frac{C_{M,W} + C_{M,E}}{C_{L,H} \cdot g_H \cdot \frac{L_H}{C_{MAC}}}$$

$$\frac{S_H}{S_W} = a \cdot x + b$$

Gesucht: a, b

$$v = 130 \text{ kt} = 66,88 \text{ m/s}$$

$$m \cdot g \approx L = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot C_L \cdot S$$

$$C_L = \frac{2mg}{v^2 \cdot \rho \cdot S} = \frac{2 \cdot 46300 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ N/kg} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{m}^3}{66,88^2 \text{ m}^2 \cdot 1,225 \text{ kg} \cdot 93 \text{ m}^2} = 1,783$$

$$a = \frac{1,783}{-0,5 \cdot 0,9 \cdot 14,3 / 3,88} = -1,075$$

$$C_{M,E} = \frac{-T \cdot z_E}{q \cdot S \cdot C_{MAC}} = \frac{-2,97,9 \cdot 10^3 \text{ N} \cdot 1 \text{ m} \cdot \text{m}^2}{2739,7 \text{ N} \cdot 93 \text{ m}^2 \cdot 3,88 \text{ m}} = -0,1981$$

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 = 2739,7 \text{ Pa}$$

$$b = \frac{-0,25 - 0,1981}{-0,5 \cdot 0,9 \cdot 14,3 / 3,88} = 0,27$$

Aufgabe 2.4

$$\begin{aligned} \text{a) } U_{a,f} &= t_f \cdot \frac{K_{u,1}}{t_f + K_{u,2}} = 11 \text{ h} \cdot \frac{4800}{11 + 0.42} \\ &= \underline{\underline{4623 \text{ h}}} \end{aligned}$$

$$\text{b) } U_{h,f} = \frac{U_{a,f}}{365 \cdot 24 \text{ h}} = 0,528 = \underline{\underline{52,8\%}}$$

52,8% der Zeit befindet sich das Flugzeug in der Luft.

$$\begin{aligned} \text{c) } U_{h,f} &= K_{u,A} (t_f - K_{u,B})^2 + K_{u,C} \\ &= -0,00796 \frac{1}{\text{h}^2} (11 \text{ h} - 8,124 \text{ h})^2 + 0,525 \\ &= \underline{\underline{0,459 = 45,9\%}} \end{aligned}$$

Aufgabe 2.5

$$n_{\text{ult}} = 1,5 \cdot n_{\text{lim}} = 1,5 \cdot 2,5 = 3,75$$

$$(\cos \rho_{25})^{-1} \cdot n_{\text{ult}}^{0,5} \cdot A^{0,625} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^{-0,25} = 16,77$$

Die Bedingung ist nicht erfüllt, da

$$16,77 > 16 \quad \downarrow$$

Aussage: Ein derartiger Flügel kann nur mit übermässiger Masse stabil gebaut werden.
⇒ Entwurf ändern