

Fahrzeugtechnik

Theoretische Arbeit



Flugzeugentwurf Am Beispiel einer Cessna Citation X

Verfasser: Ralph Schnabel
Abgabetermin: 04.04.2002

Kurzreferat

Flugzeugentwurf am Beispiel einer Cessna Citation X

Anhand des Nachentwurfs eines bestehenden Strahlflugzeuges, in diesem Fall ein Business-Jet Cessna Citation X, soll eine Methode des Flugzeugentwurfs durchgeführt werden.

Dieses sollte als eine begleitende Übung zur Vorlesung Flugzeugentwurf von Prof. Scholz angesehen werden. Dazu liefern Daten des Flugzeuges wie z.B. Startstrecke, Reichweite, Flügelstreckung sowie die Zulassungsvorschriften nach JAR/FAR 25 die Anforderungen.

Mit diesen werden eine Vordimensionierung, die Auslegung des Rumpfes, des Flügels, der Leitwerke und des Fahrwerkes und die Bestimmung von Flugzeugmasse, Schwerpunktes, Widerstandspolare und Betriebskosten vorgenommen.

Als Ergebnis kann mit den ermittelten Daten (Abmessungen) eine 3 Seiteneinsicht des entwerfenden Flugzeuges erstellt werden, welche nahe am Originalflugzeug sich befinden soll. Im Großen und Ganzen ist das auch gelungen, doch leider musste die Flügelsektion weiter nach hinten am Rumpf ausgelegt werden. Dadurch wurde auch das Hauptfahrwerk nach hinten verschoben, doch trotzdem konnten die Originalreifen und Spurweite gewählt werden.

Insgesamt liegt das nachentwurfende Flugzeug sehr nahe am Original. Erschwert wurde dieser Entwurf durch die Tatsache, dass es unterschiedliche Daten über Flugzeug gab (selber Herausgeber [*Janes*] hatte verschiedene Angaben). Manchmal gab es überhaupt keine Daten, sodass manche Daten aus der vorliegende Dreiseitenansicht herausgenommen werden musste.

Inhalt

1	Einleitung.....	4
2	Dimensionierung.....	5
2.1	Landestrecke.....	5
2.2	Startstrecke.....	6
2.3	Steigrate im 2. Segment.....	7
2.4	Steigrate beim Durchstarten.....	8
2.5	Reiseflug.....	9
2.6	Entwurfsdiagramm.....	11
2.7	Maximale Startmasse m_{MTO}	14
2.8	Flügelfläche und Startschub.....	15
3	Rumpfauslegung.....	16
3.1	Anforderung.....	16
3.2	Rumpfquerschnitt.....	16
3.3	Kabinenauslegung.....	16
3.4	Notausgänge.....	19
4	Flügel und Hochauftriebshilfen.....	20
4.1	Bereits festgelegte Parameter.....	20
4.2	Pfeilung.....	20
4.3	Zuspitzung.....	20
4.4	Relative Profildicke.....	22
4.5	Schränkung.....	24
4.6	V-Form.....	24
4.7	Einstellwinkel.....	24
4.8	Tankvolumen.....	24
4.9	Hochauftriebssysteme.....	24
5	Leitwerksauslegung I.....	31
5.1	Höhenleitwerk (HLW).....	31
5.2	Seitenleitwerk (SLW).....	32
6	Masse und Schwerpunkt.....	34
6.1	Massenprognose und –aufteilung Class I (Raymer).....	35
6.2	Schwerpunktsberechnung.....	38
7	Leitwerksauslegung II.....	41
7.1	Höhenleitwerk (HLW).....	41
7.1.1	Auslegung nach Steuerbarkeit.....	41
7.1.2	Auslegung nach Stabilitätsforderung.....	43
7.2	Seitenleitwerk (SLW).....	44
8	Bestimmung der Polare.....	47
8.1	Rumpf.....	50
8.2	Flügel.....	51
8.3	Höhenleitwerk.....	52
8.4	Seitenleitwerk.....	53
8.5	Triebwerksgondeln.....	54
8.6	Gesamtwiderstand.....	54
9	Fahrwerk.....	55
9.1	Anzahl und Anordnung der Fahrwerksbeine und –räder.....	56
9.2	Positionierung.....	56
9.2.1	Lage des Hauptfahrwerks auf der Längsachse.....	56

9.2.2	Bugfahrwerk.....	56
9.2.3	Laterale Position des Hauptfahrwerks.....	56
9.3	Reifenauswahl.....	57
9.4	LCN-Wert.....	57
10	Direkte Betriebskosten (Direct Operating Costs, DOC).....	58
10.1	Allgemeines.....	58
10.2	Abschreibung.....	58
10.3	Zinsen.....	60
10.4	Versicherung.....	60
10.5	Kraftstoffkosten.....	61
10.6	Wartungskosten.....	62
10.7	Personalkosten.....	65
10.8	Gebühren.....	66
10.9	Gesamtdarstellung.....	67
11	Dreiseitenansicht.....	69
	Abkürzungen.....	70
	Literaturverzeichnis.....	74

1 Einleitung

Das Ziel dieser Arbeit ist der Nachentwurf eines bereits bestehenden Flugzeuges – in diesem Falle eine Cessna Citation X – welches ein Business- Jet mit 8 Passagieren ist. Die Besonderheit an diesem Flugzeug ist es, dass es ein Langstreckenflugzeuges ist, welches aber in der Lage ist eine Reiseflugmachzahl von 0.9 zu erreichen, ohne das Schüttellungen oder Ähnliches auftreten.

Der Entwurf erfolgt zum größten Teil nach der der in der Vorlesung „Flugzeugentwurf“ von Prof. Scholz vorgestellten und im dazugehörigen Skript behandelten Methode, die auf verschiedenen Quellen basiert.

Als Anforderung werden dabei – neben Forderungen aus den entsprechenden Vorschriften – die tatsächlichen Leistungen der Cessna in den Breichen Landestrecke, Startstrecke, Reichweite und Reiseflugmachzahl verwendet.

Durch diese Vorgaben sind die grundsätzlichen Konfiguration und das zu verwendende Antriebssystem weitestgehend festgelegt: Das Flugzeug wird in der konventionellen „Drachenbauweise“ als freitragender Tiefdecker mit rückwärts gefeiltten Flügeln konzipiert, der Antrieb erfolgt durch zwei am Rumpf installierten ZTL-Triebwerke (turbofan).

Mit den Eingangsparametern wird zunächst eine erste Dimensionierung nach einer Methode von *Loftin* vorgenommen, deren Ergebnisse die Basis für den detaillierteren Entwurf in den folgenden Kapiteln bilden und dabei u.U. noch modifiziert werden. Ebenso kann im späteren Verlauf des Entwurfs der Durchlauf von Iterationsschleifen nötig werden, d.h. die Ergebnisse vorangegangener Kapitel werden anhand des jeweils aktuellen Standes überprüft und – falls erforderlich – angepasst. Gewissermaßen als Ergebnis steht am Ende eine Dreiseitenansicht des Flugzeugs, die die so ermittelten Entwurfsparameter enthält.

Die verwendeten Quellen sind im Text an der jeweiligen Stelle durch den kursiv gedruckten *Autorennamen* gekennzeichnet; diese verweisen auf das Literaturverzeichnis. Wo Verweise auf Abbildungen, Tabellen oder Gleichungen ohne Nennung eines Autorennamens erfolgen, ist das oben erwähnte Vorlesungsskript der Ursprung. Diese sollte als die den Entwurf maßgeblich bestimmende Quelle nicht in jedem Einzelfall genannt werden; es ist aber ebenfalls im Literaturverzeichnis aufgeführt (s.dort Eintrag „Scholz“).

2 Dimensionierung

Die Dimensionierung erfolgt im Wesentlichen nach der Methode von Loftin, wie in Vorlesungsskript Flugzeugentwurf dargestellt. Praktisch sollte sie anhand einer vorbereiteten Excel-Tabelle durchgeführt werden, welches leider durch Versionsunterschieden nicht funktionierte. Trotzdem konnte man sich die Tabelle zu nutzen machen und im Wesentlichen enthält diese Tabelle die Ausführungen dieses Kapitels.

2.1 Landestrecke:

Aus der Vorgabe der Sicherheitslandestrecke nach JAR 25.125, sowie des max. Auftriebsbeiwertes ergibt sich ein Maximalwert für die Flächenbelastung. Bei einem Business-Jet ist für die Dimensionierung sehr entscheidend die Landestrecke, sowie die Startstrecke. Somit wird erstmal die Landestrecke mit der möglichen Anfluggeschwindigkeit ausgerechnet.

$$V_{app} = k_{app} \cdot \sqrt{S_{LFL}} \quad \text{mit} \quad k_{app} = 1.70 \sqrt{\frac{\text{m}}{\text{s}^2}}$$

$$V_{app} = 178.32 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

$$\rightarrow S_{LFL} = 849 \text{ m}$$

Dichteverhältnis bei der Landung: $\sigma = 1$ (angenommen)

$$k_l = 0.107 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Dadurch wird auch für die spätere Flügelauslegung die bestimmende Größe (Auftriebsgradient bei der Landung) bestimmt.

maximaler Auftriebsbeiwert, Landung:

$$C_{l,\max,L} \text{ aus } \frac{m_{MI}}{S_w} = \frac{r \cdot V_{S,L}^2}{2 \cdot g} \cdot C_{l,\max,L} \text{ mit } m_{MI} = 14425 \text{ kg} \quad g = 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$S_w = 48 \text{ m}^2 \quad V_{S,L}^2 = \left(156 \frac{\text{km}}{\text{h}}\right)^2$$

$$\rightarrow C_{L,\max,L} = 2.56 \quad (\text{nach ROSKAM I } C_{L,\max,L} = 1.6 - 2.6)$$

Für die Flächenbelastung muss noch das Verhältnis von maximaler Landemasse zum max. Startgewicht bestimmt werden. Zur Hilfe wird hier das Bild 5.6 genommen.

nach Bild 5.6 $\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0.88$

Man kann diesen Wert auch rechnerisch durch die Angaben aus dem Janes vergleichen und man erhält ca. den selben Wert.

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = \frac{14425 \text{ kg}}{16194 \text{ kg}} = 0.8907$$

Airplane Type	Minimum	Average	Maximum
1. Homebuilts	0.96	1.0	1.0
2. Single Engine Propeller Driven	0.95	0.997	1.0
3. Twin Engine Propeller Driven	0.88	0.99	1.0
4. Agricultural	0.7	0.94	1.0
5. Business Jets	0.69	0.88	0.96
6. Regional TBP	0.92	0.98	1.0
7. Transport Jets	0.65	0.84	1.0
8. Military Trainers	0.87	0.99	1.1
9. Fighters (jets) (tbp's)	0.78 0.57	insufficient data	1.0 1.0
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports (jets) (tbp's)	0.68 0.77	0.76 0.84	0.83 1.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes (land) (water)	0.79 0.98	insufficient data	0.95 1.0
12. Supersonic Cruise Airplanes	0.63	0.75	0.88

Bild 5.6: Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse m_{ML} / m_{MTO} . Statistische Werte für verschiedene Flugzeugkategorien nach [ROSKAM I]

Somit kann aus folgender Gleichung das Gewichts-Flächenverhältnis bestimmt werden. Weil dieses ein Nachedentwurf sein soll, habe ich den errechneten Wert für die folgende Gleichung gewählt.

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} \leq \frac{k_l \cdot s \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL}}{\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}} = \frac{0.107 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 1 \cdot 2.56 \cdot 849 \text{ m}}{0.8907} = 261.1 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

2.2 Startstrecke:

Mit den Anforderungen für die Sicherheitsstartstrecke, sowie dem max. Audtriebsbeiwertes mit „ausgefahrenen“ Klappen in Startstellung, ergibt sich ein Minimalwert für das Schub-Gewichtsverhältnis in Abhängigkeit von der Flächenbelastung.

Wie vorher schon beschrieben, ist es bei dieser Art von Flugzeugen mit Entscheidend für den späteren Erfolg der Maschine, dass diese Flugzeuge kurze Start- und Landestrecken haben, damit sie auch mal auf Privatflughäfen landen können.

Deswegen habe ich wiederum die im Janes angegebene Startstrecke genommen.

$s = 1$ (gewählt)

$C_{L,max,TO} = 0.8 \cdot C_{L,max,L} = 2.048$

$k_{TO} = 2.43 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}}$

$$\frac{T_O}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot s \cdot C_{L,max,TO}} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_w}$$

mit $S_{TOFL} = 1051 \text{ m}$

$$= \frac{2.43 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}}}{1051 \text{m} \cdot 1 \cdot 2.048} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_w}$$

$$= 0.001129 \frac{\text{m}^2}{\text{kg}} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_w}$$

2.3 Steigrate im 2. Segment:

Aus der vorgeschriebenen Steigrate im sog. 2. Segment folgt ein Minimum des Schub-Gewichtsverhältnisses.

Nach JAR 25.121 (b) muss ein zweimotoriges Flugzeug im 2. Segment, d.h. nach dem Einziehen des Fahrwerks, trotz eines ausgefallenen Triebwerks einen Steiggradienten von 2.4% [$\sin(\mathbf{g}) = 0.024$] erfüllen können. Dafür wird ein Schubgewichtsverhältnis (mit beiden Triebwerken) nach einem Nährungsverfahren benötigt:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin(\mathbf{g}) \right) \quad \text{mit } n_E = 2$$

Dabei ist n_E die Anzahl der vorhandenen Triebwerke.

Um die Gleitzahl $E = L/D$ auszurechnen benötigt man noch folgende Werte:

$$A = \frac{b^2}{S} \quad \text{mit } b = 19.38\text{m} \text{ und } S = 48\text{m}^2$$

$$\rightarrow A = \frac{(19.38\text{m})^2}{48\text{m}^2} = 7.82$$

Die Streckung des Flügels wird hier zuerst vorgegeben, welche dann im späteren Kapitel genauer bestimmt oder aufgeteilt wird.

$$C_L = \frac{C_{L,\max,TO}}{1.44} = \frac{2.048}{1.44} = 1.42$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} \quad \text{mit } \Delta C_{D,gear} = 0 \quad (\text{schon eingefahren})$$

$$\Delta C_{D,slat} = 0$$

$$\Delta C_{D,flap} = 0.015$$

$$\Delta C_{D,0} = 0.02$$

$$\rightarrow C_{D,P} = 0.035$$

Somit erhält man folgende Gleitzahl.

$$L/D = \frac{C_L}{C_{D,p} + \frac{C_L^2}{\rho \cdot A \cdot e}} = \frac{1.42}{0.035 + \frac{(1.42)^2}{\rho \cdot 7.82 \cdot 0.7}} = 9.327 \quad \text{mit } e = 0.7$$

Daraus ergibt sich dann nun auch folgendes Schub-Gewichtsverhältnis im 2. Segment:

$$\begin{aligned} \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} &\geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin(\mathbf{g}) \right) && \text{mit } n_E = 2, \quad \sin(\mathbf{g}) = 0.024 \\ &\geq \left(\frac{2}{2-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{9.327} + 0.024 \right) = 0.262 \end{aligned}$$

2.4 Steigrate beim Durchstarten:

Der in JAR 25.121 (d) geforderte Steiggradient $[\sin(\mathbf{g}) = 0.021]$ von 2.1% für ein zweimotoriges Flugzeug bei einem ausgefallenen Triebwerk führt wieder zu einem Minimalwert für das Schubgewichtsverhältnis:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin(\mathbf{g}) \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

Wiederum wird die Gleitzahl benötigt, welche durch den Auftriebgradienten und Widerstandsgradienten bestimmt wird.

$$C_L = \frac{C_{L,\max,L}}{1.69} = \frac{2.048}{1.69} = 1.212$$

Bei dem Widerstandsgradienten muss nun berücksichtigt werden, dass erstens sich das Fahrwerk im ausgefahrenem Zustand befindet und zweitens dass sich die Klappen in Landekonfiguration befinden.

$$C_{D,p} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} = 0.045$$

$$\begin{aligned} \text{mit } C_{D,0} &= 0.02, \quad \Delta C_{D,flap} = 0.01 \\ \Delta C_{D,gear} &= 0.015 \end{aligned}$$

$$L/D = \frac{C_L}{C_{D,p} + \frac{C_L^2}{\rho \cdot A \cdot e}} = \frac{1.212}{0.045 + \frac{(1.212)^2}{\rho \cdot 7.82 \cdot 0.7}} = 9.293$$

Daraus ergibt sich dann nun auch folgendes Schub-Gewichtsverhältnis beim Durchstarten.

$$\begin{aligned} \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} &\geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin(g) \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \\ &= \left(\frac{2}{2-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{9.293} + 0.021 \right) \cdot \frac{14425kg}{16194kg} \\ &= 0.2291 \end{aligned}$$

2.5 Reiseflug:

Die Reisefluganalyse liefert bei gegebener Flächenbelastung ein minimal notwendiges Schubgewichtsverhältnis, das notwendig ist, um die gewünschte Reiseflugmachzahl zu erreichen.

Flächenbelastung und Schubgewichtsverhältnis werden zunächst getrennt als Funktion der Flughöhe berechnet, der Zusammenhang dann über diese hergestellt.

Schubgewichtsverhältnis:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{cr}/T_{TO}) \cdot (L/D)}$$

Es wird angenommen, dass der Reiseflug bei maximaler Gleitzahl durchgeführt wird und

dadurch auch $\left(\frac{L}{D} \right)_{cr} = \left(\frac{L}{D} \right)_{max}$ ist.

Das für die Gleitzahl nötige Verhältnis von benetzter Flügelfläche und Flügelfläche erhält man näherungsweise aus Bild 5.10:

$$\begin{aligned} \frac{S_{wet}}{S_w} &\approx 5.5 \\ \left(\frac{L}{D} \right)_{max} &\approx 7.5 \cdot \frac{A}{S_{wet}/S_w} + 8 \\ \rightarrow \left(\frac{L}{D} \right)_{max} &= 7.5 \cdot \frac{7.82}{5.5} + 8 = 18.66 \end{aligned}$$

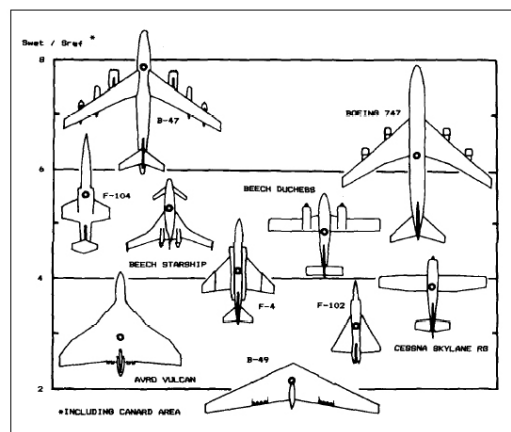


Bild 5.10:
Flugzeugformen
und ihre relative
benetzte
Oberfläche
 S_{wet} / S_w [RAYMER
89]

$$C_{L,md} = \frac{p \cdot A \cdot e}{2 \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{\max}} = \frac{p \cdot 7.82 \cdot 0.85}{2 \cdot (18.66)} = 0.5595$$

mit $e = 0,85$

$$\frac{V}{V_{md}} = 1.7 \quad (\text{gewählt})$$

$$\frac{C_L}{C_{L,md}} = \frac{1}{\left(\frac{V}{V_{md}}\right)^2} = \frac{1}{(1.7)^2} = 0.346$$

$$C_L = \frac{C_{L,md}}{\left(\frac{V}{V_{md}}\right)^2} = \frac{0.5595}{(1.7)^2} = 0.1936$$

$$\frac{L}{D} = \frac{2 \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{\max}}{\left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right)} = \frac{2 \cdot 18.66}{\frac{1}{0.346} + 0.346} = 11.53$$

Reiseflugmachzahl $M = 0.705$

Nebenstromverhältnis $BPR = 5$

Formeln für Entwurfsdiagramm (Tabelle)

$$\frac{T_{cr}}{T_{TO}} = (0.0013 \cdot BPR - 0.0397) \frac{1}{km} \cdot h_{cr} - 0.0248 \cdot BPR + 0.7125$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot M^2 \cdot g}{g \cdot 2} \cdot p(h) \quad \text{mit } g = 1.4, \quad g = 9.81 \frac{m}{s^2}$$

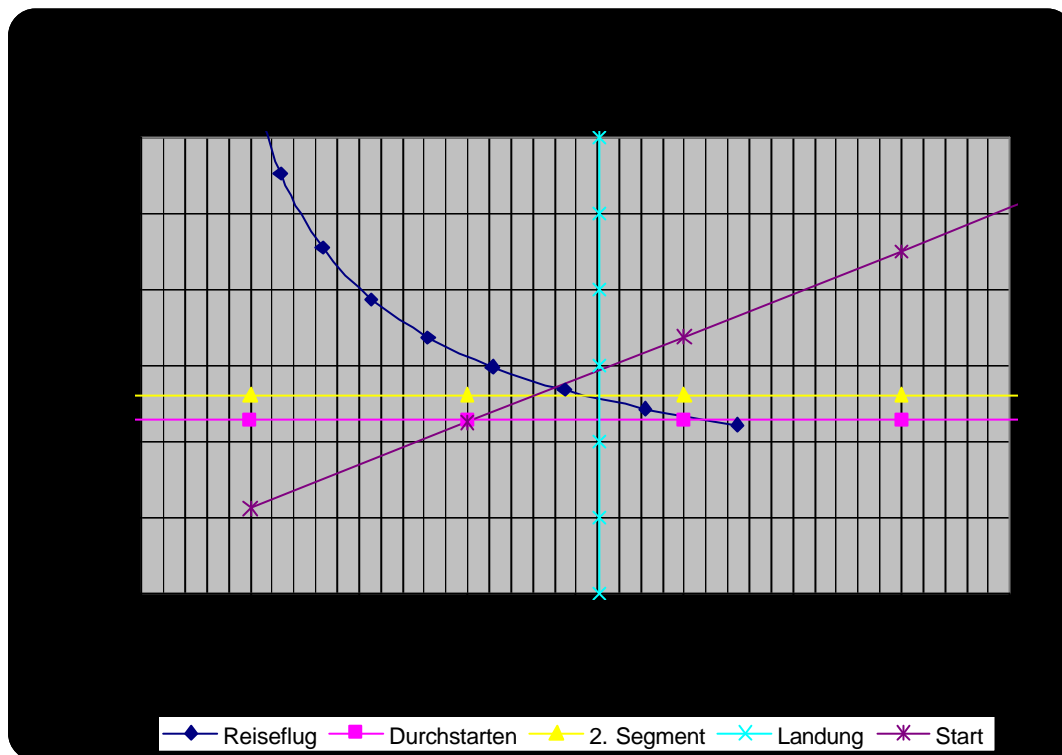
Die daraus nun berechneten Werte für das Schubgewichtsverhältnis in Abhängigkeit von der Höhe sind in der folgenden Tabelle zu entnehmen:

Berechnung der Flugleistungsanforderungen im Reiseflug

hcr	p(hcr) in N/m ²	mmtow/Sw in kg/m ²	Tcr/Tto	Tto/(mmtow *g)
6	47217	324,20	0,3893	0,2228
7	41105	282,23	0,3561	0,2436
8	35651	244,78	0,3229	0,2686
9	30800	211,48	0,2897	0,2994
10	26500	181,95	0,2565	0,3381
11	22700	155,86	0,2233	0,3884
12	19399	133,20	0,1901	0,4562
13	16579	113,83	0,1569	0,5528
14	14170	97,29	0,1237	0,7011

Die für die einzelnen Flugphasen ermittelten Grenzwerte für $\frac{m_{MTO}}{S_w}$ und $\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$ lassen sich nun in ein Entwurfsdiagramm einzeichnen

2.6 Entwurfsdiagramm:



Der Auslegungspunkt für das Flugzeug soll nun so ausgelegt werden, dass bei einem möglichst geringen Schubgewichtsverhältnis eine möglichst hohe Flächenbelastung zugelassen wird. Dabei besitzt die Auswahl des niedrigsten möglichen Schubgewichtsverhältnisses Priorität. Mit diesen Forderungen ergibt sich aus dem Entwurfsdiagramm der Entwurfspunkt mit den Koordinaten:

$$\text{Flächenbelastung:} \quad \frac{m_{MTO}}{S_w} = 241 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

$$\text{Schubgewichtsverhältnis:} \quad \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.272$$

Durch diese Angaben können nun wichtige Parameter ausgerechnet werden. Da dieses ein Business-Jet ist, ist es nun wünschenswert zu wissen, welche Flughöhe dieses Flugzeug fliegen kann (darf), um auch die beliebten Flugstrasse der Großflugzeuge nutzen zukönnen.

Nötig für die Reiseflughöhe ist das Verhältnis Reiseschub zu Startschub, welches auch die späteren Reisefluggosten (Treibstoffverbrauch) andeutet.

$$T_{cr}/T_{TO} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot (L/D)} = \frac{1}{0.272 \cdot 11.53} = 0.3189$$

Daraus kann nun die Reiseflughöhe h_{cr} aus folgenden Gleichung errechnet werden:

$$h_{cr} = \frac{T_{cr}/T_{TO} + 0.0248 \cdot 5 - 0.7125}{0.0013 \cdot BPR - 0.0397} \text{ km} = \frac{0.3189 + 0.0248 \cdot 5 - 0.7125}{0.0013 \cdot 5 - 0.0397} \text{ km} = 8.12 \text{ km}$$

Um die Reisefluggeschwindigkeit errechnen zu können, muss zuerst die Parameter Temperatur und Schallgeschwindigkeit in Reiseflughöhe bestimmt werden.

Temperatur in Reiseflughöhe T:

$$h_{cr} \leq 11 \text{ km} \quad T_0 = 288.15 \text{ K} \quad T = T_0 + \frac{dT}{dh} \cdot h_{cr} \quad \text{mit} \quad \frac{dT}{dh} = -6.5 \frac{\text{K}}{\text{km}}$$

$$\rightarrow T = 288.15 \text{ K} - 6.5 \frac{\text{K}}{\text{km}} \cdot 8.15 \text{ km} = 235.37 \text{ K}$$

Schallgeschwindigkeit a in Reiseflughöhe:

$$a = a_0 \cdot \sqrt{T/T_0} = 340.294 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot \sqrt{235.37/288.15} = 307.553 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\text{mit } a_0 = 340.294 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Reisefluggeschwindigkeit V :

$$V = M \cdot a = 0.705 \cdot 307.553 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 216.825 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 780.57 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Für das spätere Bestimmen der maximalen Startmasse, ist es erforderlich den Reichweitenfaktor B_s nach Breguet zu bestimmen. Im Weiteren werden noch die Massenverhältnisse der verschiedenen Flugphasen bestimmt.

$$B_s = \frac{L/D \cdot V}{SFC_T \cdot g} \quad \text{mit } L/D = 11.53 \quad \text{und} \quad SFC_T = 16 \cdot 10^6 \frac{\text{kg}}{(\text{Ns})}$$

$$= \frac{11.53 \cdot 216.825 \frac{m}{s}}{16 \cdot 10^6 \frac{kg}{(Ns)} \cdot 9.81 \frac{m}{s^2}} = 15927.6 km$$

$$M_{ff,cr} = e^{\frac{-s}{B_s}} = e^{\frac{-6525.4}{15927.6}} = 0.663855$$

Erforderliche Flugzeit im Warteflug:

Domestic reserves: $t = 2700s$

Zeitfaktor: B_t

$$B_t = \frac{B_s}{V} = \frac{15927.6 km}{780.57 \frac{km}{h}} = 73512s \quad (\approx 1225.2 \text{ min})$$

$$M_{ff,LOI} = e^{\frac{-t}{B_t}} = e^{\frac{-2700s}{73512s}} = 0.9639$$

Mass fuel fraction M_{ff}

$$M_{ff} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,LOI} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L} = 0.6213$$

mit $M_{ff,TO} = 0.995$, $M_{ff,CLB} = 0.998$, $M_{ff,DES} = 0.990$ und $M_{ff,L} = 0.992$

Kraftstoffanteil:

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff} = 1 - 0.6213 = 0.3787$$

Betriebsleermassenanteil m_{OE}/m_{MTO} :

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0.23 + 1.04 \cdot \frac{T_{TO}}{m_{MTO}} = 0.5129$$

$$\text{mit } \frac{T_{TO}}{m_{MTO}} = 0.272$$

Für einen Business-Jet ist es nicht entscheidend, wie viele Personen das Flugzeug befördern kann, sondern andere Parameter wie z.B. Geschwindigkeit, Startstrecke und Landstrecke. Trotzdem ist es für die maximale Startmasse bestimmend, da je höher die Nutzlast auch ist, die Startmasse steigen wird. Dadurch wird auch die Triebwerksparameter bestimmt.

Nutzlast m_{pl} :

$$n_{seat} = 8 \quad \text{und} \quad m_{cargo} = 320kg$$

$$m_{pl} = \frac{m_{pax}}{n_{pax}} \cdot n_{seat} + \frac{m_{Baggage}}{n_{pax}} \cdot n_{seat} + m_{cargo} \quad \text{mit} \quad \frac{m_{pax}}{n_{pax}} = 79.4kg, \quad \frac{m_{Baggage}}{n_{pax}} = 18.1kg$$

$$\rightarrow m_{pl} = 79.4kg \cdot 8 + 18.1kg \cdot 8 + 320kg = 1100kg$$

2.7 Maximale Startmasse m_{MTO} und andere Entwurfparameter:

$$m_{MTO} = \frac{m_{pl}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = \frac{1100kg}{1 - 0.3787 - 0.5129} = 10147.6kg$$

Schub (alle Triebwerke):

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) = 10147.6kg \cdot 9.81 \frac{m}{s^2} \cdot 0.272 = 27077N$$

Schub (ein Triebwerk):

$$n_E = 2$$

$$\frac{T_{TO}}{n_E} = \frac{27077N}{2} = 13538.5N$$

Maximale erforderliche Kraftstoffmasse $m_{F,max}$:

$$M_{ff,ES} = 0.990, \quad M_{ff,T} = 0.995$$

$$m_{F,max} = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff,ES} \cdot M_{ff,T} \cdot M_{ff}) = 10147.6kg \cdot (1 - 0.990 \cdot 0.995 \cdot 0.6213) = 3937.15kg$$

Maximale erforderliches Tankvolumen $V_{F,\max}$:

$$V_{F,\max} = \frac{m_{F,\max}}{r} = \frac{3937 \cdot 15 \text{ kg}}{800 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = 4.92 \text{ m}^3$$

2.8 Flügelfläche:

Bei dem Original ergibt sich eine erforderliche Flügelfläche von 48 m^2 . Das Problem hier ist es, dass zwar das Flächengewichtsverhältnis mit dem Original übereinstimmt, aber die maximale Startmasse sich unterscheiden. Deswegen kommt auch nur folgender Wert heraus:

$$S_w = \frac{m_{MTO}}{\left(\frac{m_{MTO}}{S_w} \right)} = \frac{10147.6 \text{ kg}}{241 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}} = 42.11 \text{ m}^2$$

3 Rumpfauslegung

3.1 Anforderungen:

Die Cessna Citation X soll in der Lage sein, 10 Passagiere in luxuriöse Bestuhlung (nahe der First-Class) plus Gepäck transportieren und versorgen zu können. Ein zusätzliches Frachtvolumen bzw. Frachtquerschnitt ist nicht vorgegeben.

3.2 Rumpfquerschnitt:

Gewählt wird ein fertigungstechnisch günstiger und für die Aufnahme einer Druckkabine geeigneter Kreisquerschnitt, konstant über die Länge.

Als Schlankheitsgrad wird $l_f/d_f = 8.39$ gewählt, weil dieses der Original-Schlankheitsgrad des Flugzeuges entspricht. Dieser Wert liegt auch im für Business-Jets üblichen Werten von 7 - 9.5.

Dadurch ergibt sich normalerweise, mit der Passagieranzahl und dem Schlankheitsgrad, nach *Marckwardt* Bild 6.1 die Anzahl der Sitze pro Reihe. Da es sich aber ein Business-Jet handelt und dieses Bild keine vernünftigen Angaben zu einem Flugzeug dieser Größe macht, nimmt man die Überschlagsformel für durchschnittliche Schlankheitsgrade.

Sitze pro Reihe:

$$n_{SA} = 0.45 \cdot \sqrt{pax} \quad \text{mit } pax = 8$$

$$\rightarrow n_{SA} = 0.45 \cdot \sqrt{8} = 1.27$$

Man könnte jetzt natürlich diesen Wert aufrunden auf $n_{SA} = 2$, es würde aber wiederum in diesem Fall keinen Sinn machen. Man erfährt aber aus diesem Wert, dass die Passagiere später viel Komfort haben werden, oder auch, dass man auch andere Typen von Sitzen nutzen kann, wie z.B. Sofas.

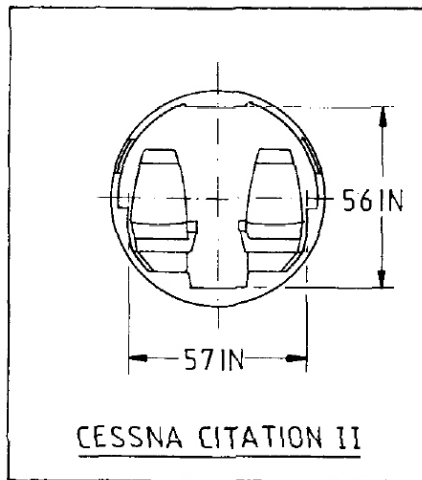
Nach den Vorschriften der JAR (hier JAR 25.817) benötigt dieses Flugzeug 1 Gang, da die Sitze pro Reihe geringer als 6 ist.

$$\rightarrow 1 \text{ Gang, da } n_{SA} \leq 6$$

3.2 Kabinenauslegung:

10 Sitze bei 1.27 Sitzen pro Reihe erfordern 7 Sitzreihen. Es wird aber meistens eine individuelle Einrichtung nach Käuferwunsch angefertigt, sodass man die Kabinenlänge vorgibt. Dadurch wird jedem Käufer eine individuelle Inneneinrichtung möglich gemacht, sodass ich die Kabinenlänge gemäß dem Vorbild auf 8.64 m festgelegt habe.

Eine Möglichkeit könnte folgender Querschnitt sein.



Die Innenausstattung ist hier auch nur Beispielsweise gezeigt.

Heutige Komfortansprüche enthalten Bild 6.4 Bild 6.5 und Tabelle 6.1.

		SR	MR		LR		
		Kurzstrecke	Mittelstrecke		Langstrecke		
		SR ≤ 3000 nm	3000 nm < MR < 5500 nm		LR ≥ 5500 nm		
		YC	FC	YC	FC	BC	YC
Sitze	Sitze in %	100	8 - 10	90 - 92	5 - 7	18 - 20	73 - 77
	Sitzabstand [inch]	32	40	32	60	38	32
	Sitzlehnenneigung [inch]	5	7.5	5	15	7	5
	Sitzbreite (2er Bank)	40	48	40	53	50	40
Kabinenpersonal pro Pax		1 / 45	1 / 8	1 / 35	1 / 8	1 / 20	1 / 35
Toiletten pro Pax		1 / 60	1 / 14	1 / 45	1 / 14	1 / 25	1 / 45
Galley / Trolleys [Tablets / Pax]		1.7	9	2.3	9	7	2.7
Mantelstauraum [inch / Pax]		Nein	1.5	Nein	1.5	1.5	Nein

Bild 6.5: Definition der Kabinenstandards [SCHMITT 98]

Entsprechen den Kabinenstandards nach Schmitt Bild 6.5 ist bei Langstreckenflugzeugen in der Firstclass pro 14 Passagieren eine Toilette vorgesehen.

Anzahl der erforderlichen Toiletten : 1

Die somit 1 Toilette hat eine Bodenfläche nach *Marckwardt* von $S_{Toilets} = 1.2m^2$.

Hinzu kommt eine Bodenfläche der erforderlichen Küche, welche nach folgender Formel berechnet wird:

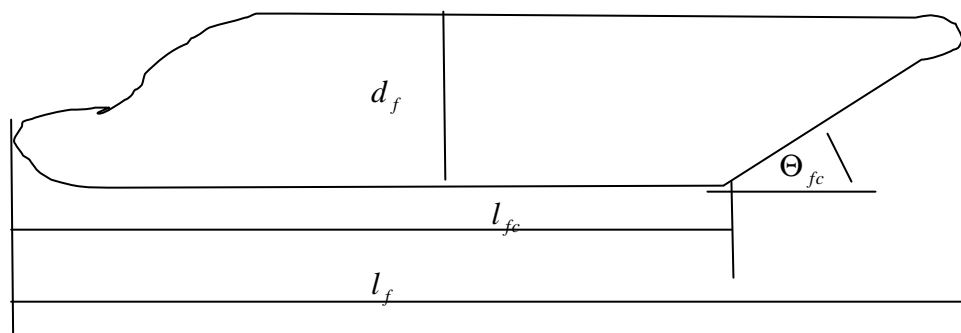
$$S_{Galley} = k_{Galley} \cdot \frac{n_{pax}}{1000} + \frac{1}{2}m^2 = 0.756m^2 \quad \text{mit} \quad k_{Galley} = 32m^2 \quad (\text{Nordatlantik})$$

Da es sich um ein Langstreckenflugzeug handelt, sind die Küchen auch größer. Bei diesem Typ von Flugzeug ist es aber nicht nötig Personal für die Kabine mitzunehmen. Es ist reiner Luxus, wenn man jemanden dafür extra mitnimmt, da dadurch auch ein Sitzplatz für das Personal reserviert werden muss. Es gibt keinen Extraplatz, wie bei Großflugzeugen. Deswegen wird normalerweise bei solchen Flugzeugtypen auch kein Kabinenpersonal mitgenommen.

Platz für eine Garderobe wird trotzdem benötigt, welche folgendermaßen bestimmt wird:

$$S_{wardrobe} = 0.03m^2 \cdot \left(1 - 3 \cdot \frac{n_{Aisle}}{n_{pax}} \right) \cdot n_{pax} = 0.15m^2 \quad \text{mit } n_{Aisle} = 1$$

Mit den obigen Daten sieht der Rumpf folgendermaßen aus:



$$l_F = l_{cabin} + 1.6 \cdot d_F + 4m = 15.61m \quad \text{mit } d_F = 1.86m$$

$$l_F / d_F = 7 - 9.5$$

$$l_{fc} / d_F = 2.5 - 5$$

$$\Theta_{fc} (\text{deg}) = 6 - 11$$

$$\Delta d = d_{F,0} - d_{F,I} = 0.084m + 0.045 \cdot d_{F,I}$$

Als Tabelle erstmal einmal zusammengefasst:

Sitze in %	8-10	Kabinenpersonal pro Pax	1/8
Abstand [inch]	40	Toiletten pro Pax	1/14
Sitzlehnenneigung	7.5 deg	Galley/Trolleys	9
Sitzbreite [2er Bank]	48	Mantelstauraum	1.5

1 inch = 2.54 cm

Folgende Daten sind für die Rumpfauslegung noch nötig:

$$V_{\text{Baggage}} = \frac{m_{\text{Baggage}}}{r_{\text{Baggage}}} = \frac{108.8 \text{ kg}}{170 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = 0.64 \text{ m}^3 \quad \text{mit } r_{\text{Baggage}} = 170 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$V_{\text{cargo}} = \frac{m_{\text{cargo}}}{r_{\text{cargo}}} = \frac{594 \text{ kg}}{160 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = 3.71 \text{ m}^3 \quad \text{mit } r_{\text{cargo}} = 160 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$V_{\text{overhead-stowage}} = 0$, da vorgesehen ist

$$l_{\text{cabin}} = k_{\text{cabin}} \cdot \frac{n_{\text{pax}}}{n_{\text{SA}}} = 1.1 \cdot \frac{8}{1.27} = 8.64 \text{ m}$$

$$\rightarrow k_{\text{cabin}} = 1.37$$

3.4 Notausgänge:

Nach JAR 28.807 sind für Flugzeuge dieser Art nur 1 Notausgang nach Typ IV vorgeschrieben, da die Passagieranzahl lediglich $pax = 8$ beträgt

4 Flügel und Hochauftriebshilfen

4.1 Bereits festgelegte Parameter:

Aus den Anforderungen bzw. der Dimensionierung sind bereits bekannt:

$$S_w = 47.01m^2$$
$$A_w = \frac{b^2}{S_w} = \frac{(19.38m)^2}{47.01m^2} = 7.99 \quad \text{mit } b = 19.38m$$

4.2 Pfeilung:

Die Flügelpfeilung dient v.a. dazu, die kritische Machzahl zu erhöhen, d.h. den Bereich des Widerstandsanstieges zu höheren Flugmachzahlen zu verschieben. Damit ist die gewünschte Reiseflugmachzahl maßgeblich für die Wahl der Flügelpfeilung.

Für eine Flugmachzahl von $Ma_{\max} = 0.9$ ist die geeignete Pfeilung der Flügelvorderkante entsprechend der Umrechnungsgleichung:

$$\tan j_{25} = \tan j_{LE} - [(1 - I)/(A \cdot (1 + I))] = 39.96^\circ$$

für eine zunächst angenommene Zuspitzung von $I = 0.194$ (auch etwas größere oder kleiner werte für die Zuspitzung bewirken keine großen Änderungen).

4.3 Zuspitzung:

Die Rückwärtspfeilung sorgt dafür, dass ein größerer Anteil des Auftriebes an der Flügelspitze erzeugt wird. Um die gewünschte annähernde elliptische Auftriebsverteilung zurück zu erhalten, muss die Zuspitzung des Flügel verkleinert – der Flügel also spitzer – werden. Da die Cessna die hohe Reiseflugmachzahl von 0.9 erreichen soll, wird die Tragfläche als Doppeltrapezflügel ausgelegt.

Deswegen wird für dieses Flugzeug ein Doppeltrapezflügel mit folgenden Daten festgelegt. Zuspitzungen:

$$I_i = \frac{c_k}{c_r} = 0.556 \quad (\text{festgelegt}) \quad (1.1)$$

$$I_o = \frac{c_t}{c_k} = 0.35 \quad (\text{festgelegt}) \quad (1.2)$$

$$I = \frac{c_t}{c_r} = 0.194 \quad (\text{festgelegt})$$

$$h_k = \frac{y_k}{b/2} = \frac{3.42m}{19.38m/2} = 0.353$$

Um die Flügeltiefen am Rumpf, am Knick und am Flügelende zu bestimmen, braucht man zuerst die Flügeltiefe am Rumpf, welche durch folgende Formel bestimmt wird:

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{2 \cdot b}{c_r \cdot [(1-I) \cdot h_k + I_i + I]} = \frac{2 \cdot 19.38m}{c_r \cdot [(1-0.104) \cdot 0.353 + 0.556 + 0.194]}$$

$$\rightarrow c_r = 4.6892m$$

Daraus ergeben sich die restliche Tiefen:

$$\rightarrow \text{aus (1.1)} \quad c_k = 0.556 \cdot c_r = 2.60m$$

$$\rightarrow \text{aus (1.2)} \quad c_i = 0.35 \cdot c_k = 0.9124m$$

Für die späteren Rechnungen noch benötigten Einzelflächen des Flügel werden folgendermaßen berechnet:

$$S = \frac{b}{2} \cdot c_r \cdot (1 + I)$$

$$S_o = \frac{b_k}{2} \cdot c_r \cdot (1 + I) \quad \text{mit} \quad \frac{b_k}{2} = \frac{b}{2} - y_k = \frac{19.38m}{2} - 3.42m = 6.27m$$

$$\rightarrow S_o = 6.27m \cdot 2.60m \cdot (1 + 0.35) = 22.01m^2$$

$$S_i = y_k \cdot c_r \cdot (1 + I_i)$$

$$\rightarrow S_i = 3.42m \cdot 4.6892m \cdot (1 + 0.556) = 24.95m^2$$

Um die mittlere Aerodynamische Flügeltiefe zu bestimmen, braucht man noch die aerodynamischen Flügeltiefen des Innen und Außenflügels.

Brechnet werden sie durch die folgenden Formeln:

$$c_{MAC} = \frac{c_{MAC,i} \cdot S_i + c_{MAC,o} \cdot S_o}{S}$$

$$c_{MAC,i} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \frac{1 + I_i + I_i^2}{1 + I_i} = \frac{2}{3} \cdot 4.6892m \cdot \frac{1 + 0.556 + 0.556^2}{1 + 0.556} = 3.747m$$

$$c_{MAC,o} = \frac{2}{3} \cdot c_k \cdot \frac{1 + I_o + I_o^2}{1 + I_o} = \frac{2}{3} \cdot 2.60m \cdot \frac{1 + 0.35 + 0.35^2}{1 + 0.35} = 1.891m$$

Zusammengesetzt aus diesen beiden aerodynamischen Flügeltiefen ergibt sich die gesamte aerodynamische Flügeltiefe. Der folgende Wert liegt fast genau am Original.

$$\rightarrow c_{MAC} = \frac{c_{MAC,i} \cdot S_i + c_{MAC,o} \cdot S_o}{S} = \frac{3.747m \cdot 24.95m^2 + 1.891m \cdot 22.01m^2}{46.96m^2} = 2.8771m$$

Berechnung des Rumpfabstandes zu c_{MAC} muss noch bestimmt werden:

$$y_{MAC} = \left(\frac{\left(\frac{1 - c_{MAC}}{c_r} \right)}{1 - I} \right) \cdot \frac{b}{2} = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot I}{1 + I} \right) \cdot \frac{b}{2} \quad (\text{Formel für einfachen Trapezflügel})$$

$$y_{MAC,i} = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot \frac{c_k}{c_r}}{1 + \frac{c_k}{c_r}} \right) \cdot y_k = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot 0.556}{1 + 0.556} \right) \cdot 3.42m = 1.547m$$

$$y_{MAC,o} = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot \frac{c_l}{c_k}}{1 + \frac{c_l}{c_k}} \right) \cdot b_k = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot 0.35}{1 + 0.35} \right) \cdot 6.27m = 2.63m$$

$$y_{MAC} = \frac{y_{MAC,i} \cdot S_i + (y_k + y_{MAC,o}) \cdot S_o}{S_o + S_i}$$

$$\rightarrow y_{MAC} = \frac{1.547m \cdot 24.95m^2 + (3.42m + 2.63m) \cdot 22.01m^2}{22.01m^2 + 24.95m^2} = 3.657m$$

4.4 Flügeldicke:

Ziel ist es, die Profildicke so groß wie möglich zu wählen, um einen leichteren Flügel bauen zu können und das Tankvolumen zu vergrößern. Sie wird jedoch nach oben begrenzt durch

die Machzahl des Widerstandsanstieges: Der Wellenwiderstand durch lokale Überschallströmung auf der Flügeloberseite Überschallströmung auf der Flügeloberseite soll einen Wert von 0.0015 nicht überschreiten. Daraus ergibt sich, dass die Machzahl des Widerstandsanstieges um ca. 0.02 über der Reiseflugmachzahl liegen muss:

$$Ma_{DD} = Ma + 0.02 = 0.9 + 0.02 = 0.92$$

Durch die Flügelpfeilung reduziert sich die effektive Anströmgeschwindigkeit (und damit die Anströmmachzahl) auf

$$Ma_{DD,eff} = Ma_{DD} \cdot \sqrt{\cos j_{25}} = 0.822$$

Nach Gleichung 7.33 soll nun mit $k_m = 1.2$ (neue superkritische Profile) die benötigte Profildicke bestimmt werden:

$$\left(\frac{t}{c}\right) = 0.3 \cdot \cos(j_{25}) \cdot \left\{ \left[1 - \left(\frac{5 + Ma_{DD,eff}^2}{5 + (k_m + 0.25 \cdot C_l)^2} \right)^{3.5} \right] \cdot \frac{\sqrt{1 + Ma_{DD,eff}^2}}{Ma_{DD,eff}^2} \right\}^{2/3}$$

Da sich die Machzahl der Flügelauslegung von der Machzahl der Dimensionierung unterscheidet, muss man den Auftriebsgradienten Neubestimmen.

$$\frac{1}{2} \cdot \mathbf{r} \cdot Ma_{Dimensionierung}^2 \cdot a \cdot S \cdot C_{l,Dimensionierung} = \frac{1}{2} \cdot \mathbf{r} \cdot Ma_{Auslegung}^2 \cdot a \cdot S \cdot C_{l,Auslegung}$$

$$\begin{aligned} \rightarrow C_{l,Auslegung} &= \frac{Ma_{Dimensionierung}^2}{Ma_{Auslegung}^2} \cdot C_{l,Dimensionierung} \\ &= \frac{0.705}{0.9} \cdot 0.5378 \end{aligned}$$

$$\rightarrow C_{l,Auslegung} = 0.325336$$

Daraus ergibt sich nun rechnerisch folgende Profildicke:

$$\begin{aligned} \left(\frac{t}{c}\right) &= 0.3 \cdot \cos(37^\circ) \cdot \left\{ \left[1 - \left(\frac{5 + 0.92^2}{5 + (1.2 + 0.25 \cdot 0.325336)^2} \right)^{3.5} \right] \cdot \frac{\sqrt{1 + 0.92^2}}{0.92^2} \right\}^{2/3} \\ &= 0.1159 \end{aligned}$$

Aus dem Profilkatalog wird nun durch die gerechneten Parameter folgendes Profil gewählt:

$$\text{NACA } 65_1 - 212 \quad (\text{nach Profilkatalog } \rightarrow \left(\frac{t}{c}\right) = 0.12 \text{ und } c_l = 0.3)$$

4.5 Schränkung:

Da keine Daten über eine Schränkung der Cessna vorlagen und man auch keine Schränkung auf der 3 Seitenansicht erkennen kann, habe ich die Schränkung $e_t = 0$ gewählt.

4.6 V-Form:

Gleiches Problem wie bei Schränkung, deswegen auch keine V-Form gewählt.

4.7 Einstellwinkel:

Der Einstellwinkel soll so gewählt werden, dass die Kabine im Reiseflug waagrecht liegt. Das gewählte NACA 65₁-212-Profil erreicht den benötigten Auftriebsgradienten für den Geradeausflug nach folgender Formel:

$$i_w = \frac{C_{l,cr}}{C_{l,a}} + a_{0,w} = \frac{6.589}{5.074} + -1.5^\circ = -0.2014$$

Den vorhanden Auftriebsgradienten wurde durch folgende Formel bestimmt.

$$a_0 = -1.5^\circ$$

$$a = 0^\circ \rightarrow c_l = 0.1 \quad \rightarrow C_l = \frac{dc_l}{da} = \frac{1.02 - 0.1}{8^\circ} = 6.589$$

$$a = 8^\circ \rightarrow c_l = 1.02$$

Wird nun der Flügel in diesem Winkel von -0.2014 zum Rumpf „voreingestellt“, befindet sich der Rumpf während des Reiseflugs in waagerechter Position.

4.8 Tankvolumen:

Nach Torenbeek kann mit den oben festgelegten Flügelparameter das Volumen der Tanks im Flügel abgeschätzt werden:

$$V_{Tank} = 0.54 \cdot S_w^{1.5} \cdot \left(\frac{t}{c}\right) \cdot \frac{1}{\sqrt{A}} \cdot \frac{1 + I \cdot \sqrt{t} + I^2 \cdot t}{(1 + I)^2} = 6.68782m^3 \quad \text{mit } t = 1$$

Nach Dimensionierung wird ein Tankvolumen von $V_{Tank} = 6.33m^3$ benötigt, somit scheint der Flügel aus Tankkriteriumsansicht groß genug zu sein.

4.9 Hochauftriebssysteme:

Für die Hochauftriebssysteme muss folgendes Kriterium erfüllt werden:

$$0.95 \cdot \Delta c_{L,max,f} + \Delta c_{L,max,s} \geq c_{L,max} - c_{L,max, clean}$$

Zuerst wird die Klappenart bestimmt, wobei ich mich für die Fowler-Klappe entschieden habe.

Folgende Parameter müssen dafür bestimmt werden:

Gegeben waren bisher:

$$c_{mac} = 2.8771m \quad t/c = 0.12 \text{ (aus Profil)} \rightarrow \text{max camber at. 40\% chord}$$

$$y_{mac} = 3.657m \quad Re = \frac{\rho_0 \cdot V_{app} \cdot c_{mac}}{\mu_0} = 9 \cdot 10^6$$

Dickenrücklage: 20%

$$c_{L,max, clean} = (c_{L,max, base}) + \Delta_1 c_{L,max} + \Delta_2 c_{L,max} + \Delta_3 c_{L,max}$$

$$\Delta_3 c_{L,max} = 0, \text{ weil } Re = 9 \cdot 10^6$$

aus Tabelle 8.1 ($c_{L,max, base}$):

$$NACA 65 \rightarrow 19.3 \cdot \left(\frac{t}{c}\right) = 2.316 = \Delta y$$

Tabelle 8.1: Δy -Parameter für bekannte NACA - Profile ermittelt nach DATCOM 1978 (2.2.1-8)

Profiltyp	Δy
NACA 4 digit	$26.0 \cdot (t/c)$
NACA 5 digit	$26.0 \cdot (t/c)$
NACA 63 series	$22.0 \cdot (t/c)$
NACA 64 series	$21.3 \cdot (t/c)$
NACA 65 series	$19.3 \cdot (t/c)$
NACA 66 series	$18.3 \cdot (t/c)$

aus Bild 8.7

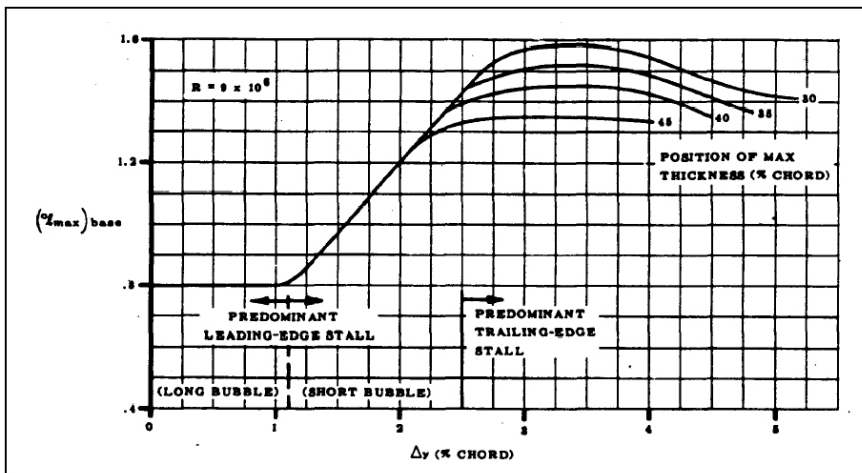


Bild 8.7: Maximaler Auftriebsbeiwert eines symmetrischen Profils bei einer Reynoldszahl von $9 \cdot 10^6$ als Funktion von Δy und der Dickenrücklage (DATCOM 1978)

wird ($c_{L,max, base}$) = 1.35 bestimmt.

Zusätzlich braucht man noch $\Delta_1 c_{L,max}$ aus Bild 8.8c, wobei man camber 6% chord gewählt wurde.

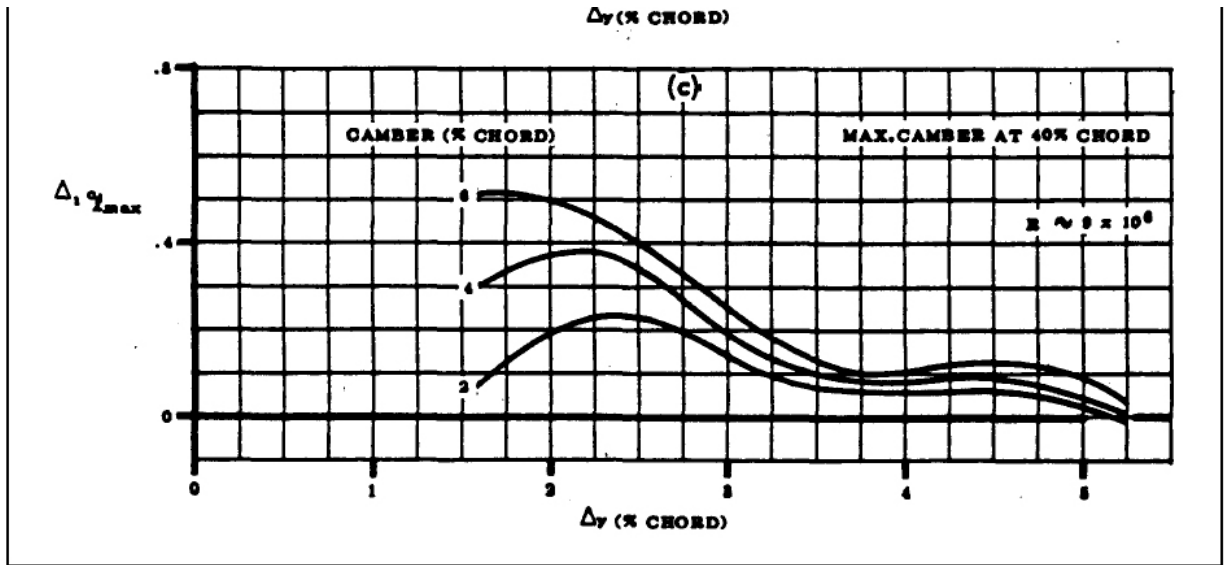


Bild 8.8: Korrekturterm $\Delta_1 c_{L,max}$ zur Berechnung des maximalen Auftriebsbeiwertes eines Profils nach **DATCOM 1978**. Berücksichtigung der Profilwölbung und der Wölbungsrücklage.

Daraus folgt $\Delta_1 c_{L,max} = 0.45$

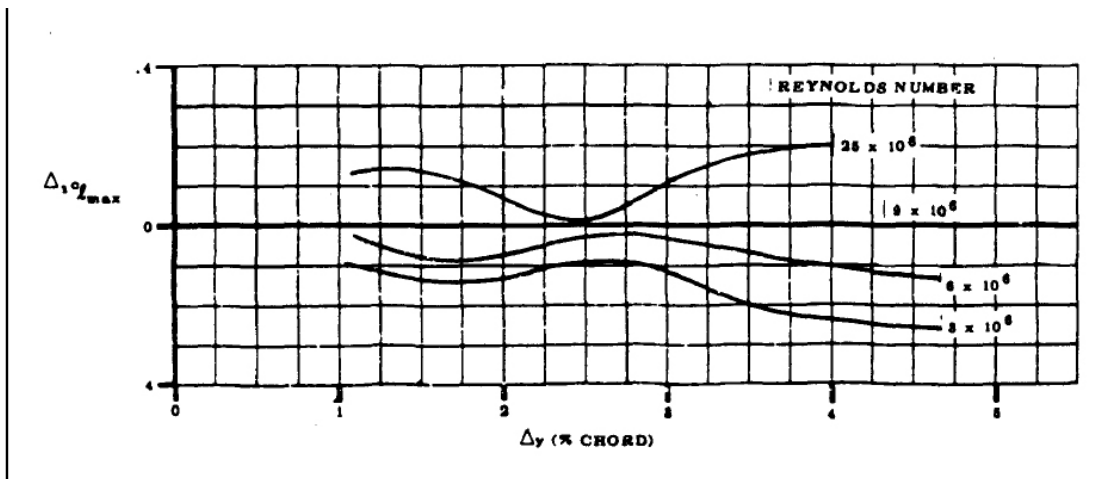


Bild 8.9: Korrekturterme zur Berechnung des maximalen Auftriebsbeiwertes eines Profils nach **DATCOM 1978**.

Oben: Fortsetzung von Bild 8.8

Mitte: $\Delta_2 c_{L,max}$: Korrektur zur Berücksichtigung der Dickenrücklage

Unten: $\Delta_3 c_{L,max}$: Korrektur zur Berücksichtigung der Reynoldszahl.

$\Delta_2 c_{L,max}$ wird aus Bild 8.9 bestimmt.

Daraus folgt $\Delta_2 c_{L,max} = 0.13$

$$\rightarrow c_{L,max, clean} = 1.35 + 0.45 + 0.13 = 1.93$$

mit $\Delta C_{L,max} = -0.11$ aus Bild 8.11 interpoliert

Aus Bild 8.10 mit $\Delta y = 2.316$ und $j_{LE} = 40^\circ$

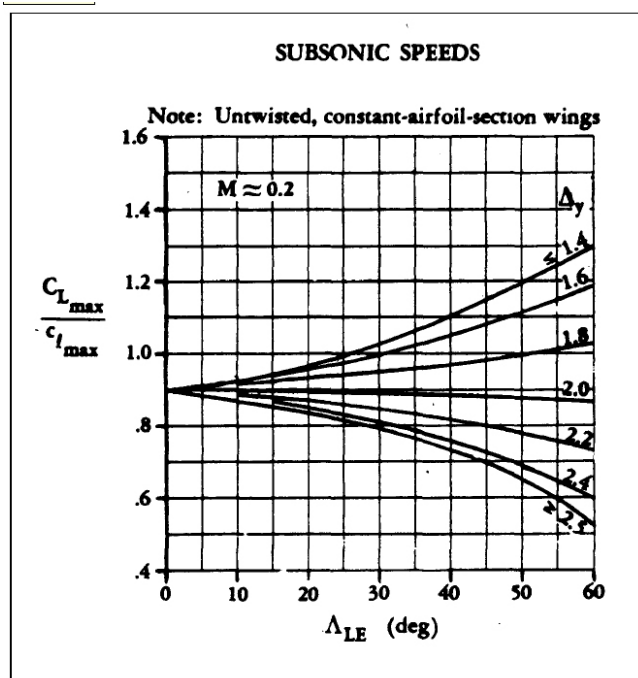


Bild 8.10:
Maximalauftrieb von
Trapezflügeln mit
hoher Streckung in
Unterschallströmung.
 Λ_{LE} steht hier für
den Pfeilwinkel der
Vorderkante φ_{LE}
(DATCOM 1978)

$$\rightarrow \left(\frac{C_{L,max}}{c_{l,max}} \right) = 0.82$$

$$\rightarrow C_{L,max, clean} = \left(\frac{C_{L,max}}{c_{l,max}} \right) \cdot c_{L,max, clean} + \Delta C_{L,max} = 1.47$$

Zunahme C_L durch Flaps (Hinterkante):

Flapangle = 40° (gewählt)

$$\Delta c_{L,max, f} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot (\Delta c_{L,max})_{base} \quad \text{mit } (\Delta c_{L,max})_{base} = 1.3 \text{ (aus Bild 8.12 \{NACA 2 Slot\})}$$

Bei den folgenden Beiwerten k wurden die Maximalwerte gewählt, weil sonst die Erfüllung des Entwurfskriteriums für die Hochauftriebshilfen nicht erreicht worden wären. Deswegen habe ich auch zu den folgenden k -Werten auch keine Bilder eingefügt. Normalerweise sollten diese Beiwerte nicht maximal gewählt werden, weil es meistens Nachfolgerversionen oder verlängerte Versionen geben wird, und somit müsste man eine kostspielige Neukonstruktion im Flügelbereich tätigen. Mit diesem Mangel soll aber unser Flugzeug auskommen müssen und deswegen wird es hier nicht berücksichtigt.

aus Bild 8.13

$k_1 = 1$, weil Flap-chord 25%

aus Bild 8.14

$k_2 = 1 \rightarrow$ Fowler-Klappe mit Flapangle 40°

aus Bild 8.15 mit $\frac{\text{Actual Flapangle } (40^\circ)}{\text{Reference Flapangle } (40^\circ)} = 1$

$k_3 = 1$

$$\rightarrow \Delta c_{L,\max,f} = 1.3$$

Doch der Auftriebsgradient C_L kann auch durch Slats (Vorderkante) erhöht werden. Dadurch kann man kleinere Flügel bauen und trotzdem noch den erforderlichen Auftrieb zum Starten und Landen erreichen. Hier gilt wiederum, dass man eigentlich nicht viel zu den Werten sagen kann, weil man sie nur aus den Diagrammen entnehmen muss.

$$\Delta c_{L,\max,s} = c_{L,d,\max} \cdot h_{\max} \cdot h_d \cdot d_f \cdot \frac{c'}{c} \quad \text{mit } \frac{c'}{c} = 0.075 \text{ (gewählt)}$$

aus Bild 8.16

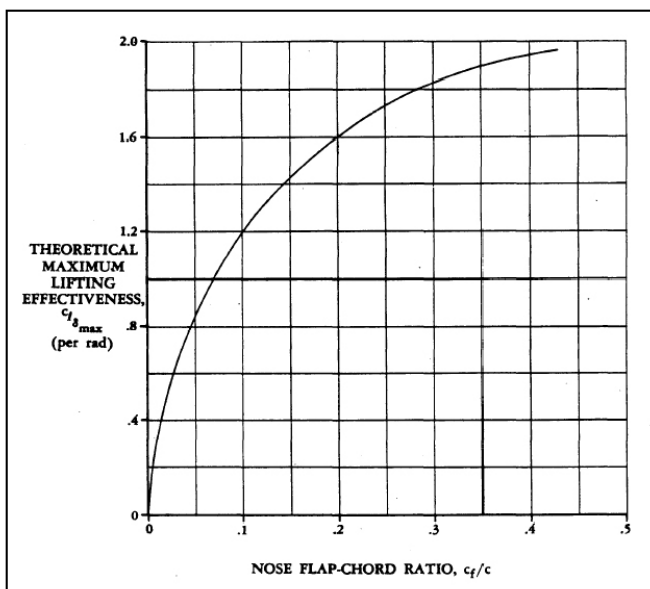
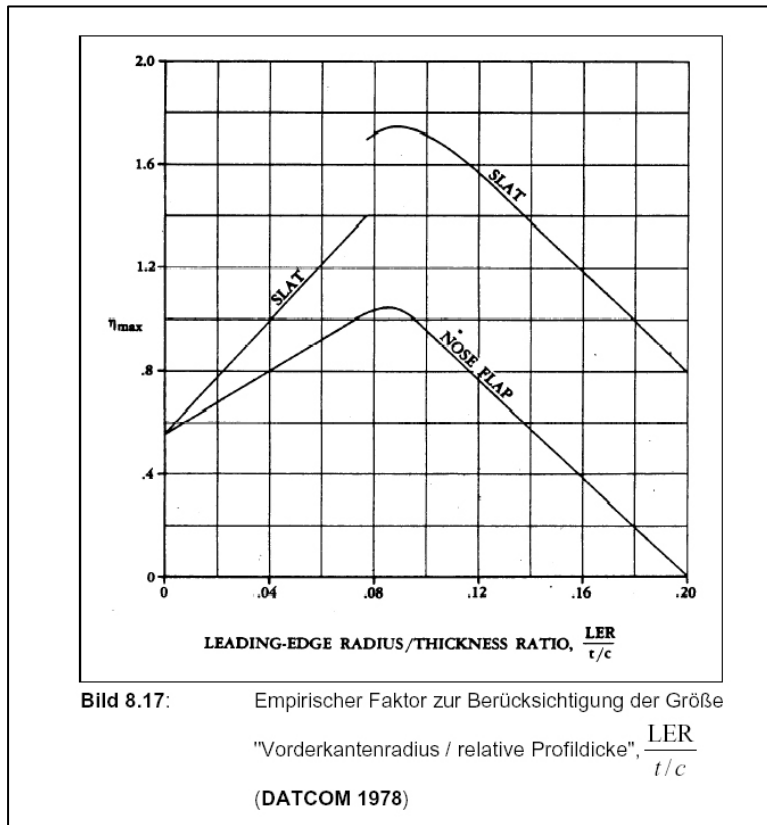


Bild 8.16: Theoretisch maximale Klappenwirksamkeit (DATCOM 1978)

$$c_{L,d,\max} = 1.3$$

aus Bild 8.17 mit $\frac{LER}{t/c} = 0.1$ (gewählt)



$$h_{\max} = 1.7 \text{ (Slot)}$$

aus Bild 8.18 mit $d_f = 25^\circ$ (gewählt)

$$h_d = 0.75$$

$$\rightarrow \Delta C_{L, \max, S} = 0.054$$

Auftriebsbeiwert eines Flügels mit Hochauftriebshilfen:

$$\Delta C_{L, \max, f} = \Delta C_{L, \max, f} \cdot \frac{S_{w, f}}{S_w} \cdot k_\Lambda \quad \text{mit } k_\Lambda = 0.80 \text{ aus Bild 8.20 (gerechnet: 0.8017)}$$

aus Janes Bild:

$$\frac{S_{w, f}}{S_w} = 0.85 \text{ (gewählt)}$$

$$\rightarrow \Delta C_{L,\max,f} = 0.68$$

$$\Delta C_{L,\max,S} = \Delta c_{L,\max,S} \cdot \frac{S_{w,S}}{S_w} \cdot \cos(j_{H.L.}) \text{ mit } j_{H.L.} = 40.5^\circ$$

aus Janes Bild:

$$\frac{S_{w,S}}{S_w} = 0.95 \text{ (gewählt)}$$

$$\rightarrow \Delta C_{L,\max,S} = 0.039$$

$$\rightarrow C_{L,\max} = C_{L,\max, \text{clean}} + \Delta C_{L,\max,f} + \Delta C_{L,\max,S} = 2.13$$

Entwurf von Hochauftriebssystemen:

$$c_{L,\max} = \frac{1.1 \cdot (c_{L,\max,TO} + c_{L,\max,L})}{2} = \frac{1.1 \cdot (2.048 + 2.56)}{2} = 2.53$$

$$0.95 \cdot \Delta c_{L,\max,f} + \Delta c_{L,\max,S} \geq c_{L,\max} - c_{L,\max, \text{clean}}$$

$$\rightarrow 0.95 \cdot 1.3 + 0.039 = 1.27 \geq 1.06$$

Somit wurde das Entwurfskriterium erfüllt und die gewählten Klappen mit dessen vorgegeben Ausschlägen sind auch für dieses Flugzeug zulässig. Doch wie schon gesagt, ist diese Auslegung nicht für Nachfolgerversionen oder verlängerte Versionen geeignet, weil sich eben die Werte am Maximum befinden und somit keinen Spielraum mehr haben.

5 Leitwerksauslegung I

Die Auslegung erfolgt wegen der beabsichtigten Anbringung der Triebwerke am Rumpheck als T-Leitwerk.

5.1 Höhenleitwerk (HLW):

Das HLW wird mit einer trimmbaren Höhenflosse (trimmable horizontal stabilizer , THS) Ausgestattet, u.a. um einen weiteren Schwerpunksbereich zuzulassen.

- **Streckung**

Die Streckung soll etwa bei der Hälfte der des Flügels liegen.
Gängige Werte liegen zwischen 3.2 und 6.3
Hier wird folgender Wert gewählt:

$$A_H = \frac{b^2}{S} = 5.71$$

- **Zuspitzung**

Die Zuspitzung wird im Vergleich mit den üblichen Werten anderer strahltriebener Verkehrsflugzeuge auf 0.4 festgelegt.

$$\Gamma_h = -4^\circ \text{ bis } +9^\circ, \text{ gewählt } : \Gamma_h = 0^\circ$$

- **Pfeilung**

Die Werte können folgendermaßen sein.

$$j_{25} = 0^\circ - 35^\circ$$

Die Pfeilung der HLW-Vorderkante soll etwa 5° über der des Flügel liegen, da durch die dann höhere kritische Machzahl das HLW bei hohen Geschwindigkeiten (Verdichtungsstöße treten später auf als am Flügel) und Anstellwinkeln (Überziehen am HLW später) wirksam bleibt.

$$j_{25} = j_{25_F} + 5^\circ = 42^\circ$$

- **relative Dicke**

Die relative Dicke des HLW sollte ca. 10% unter der des Außenflügels liegen. Damit wird eine höhere kritische Machzahl erreicht, was einen Verlust der Wirksamkeit durch Verdichtungsstöße verhindert.

$$\left(\frac{t}{c}\right)_H \approx \left(\frac{t}{c}\right)_{Wingtip} \cdot 0.9 = 11.59\% \cdot 0.9 = 10.43\%$$

- **Einstellwinkel und V-Form**

V-Form und Einstellwinkel können beide auf 0° gesetzt werden. Ein V-Winkel sollte das HLW aus dem Triebwerksstrahl heraushalten; dieser Fall ist bei einem T-Leitwerk und Hecktriebwerken unkritisch. Ein (fester) Einstellwinkel ist nicht notwendig, da das HLW als THS ausgeführt wird, d.h. der Einstellwinkel ist – je nach Schwerpunktslage – variabel.

- **Fläche**

Die benötigte HLW-Fläche wird mittels des sog. Leitwerksvolumenbeiwerts abgeschätzt:

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_w \cdot c_{mac}} \quad \text{mit} \quad l_H \text{ und } l_v \text{ 45\% - 50\% der Rumpflänge (17.8 m)}$$

$$\text{gewählt: } l_H = l_v = 8.455 \text{ m}$$

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_w \cdot c_{mac}} = 0.778 \quad \text{mit } c_{mac} = 2.8771 \text{ m}$$

Man erhält dadurch die Flügelfläche von

$$S_H = 11.15 \text{ m}^2 \text{ .}$$

5.2 Seitenleitwerk (SLW):

- **Streckung**

Die Streckung des SLW bei T-Anordnung liegt üblicherweise unter der bei konventioneller Anordnung. Sie bewegt sich im Bereich zwischen 0.7 1.2 (*Raymer*).

Gewählt wurde folgender Wert, weil ich nahe am Original bleiben wollte.

$$A_v = \frac{2 \cdot b}{c_r \cdot (1 + I)} = 0.832$$

- **Zuspitzung**

Ein SLW bei T-Anordnung ist im Gegensatz zur konventionellen Ausführung wenig bis gar nicht zugespitzt, da die Seitenflosse das Gewicht des HLW zu tragen hat.

$$I_v = \frac{c_t}{c_r} = 0.713 \quad \text{mit } c_r = 4.0 \text{ und } c_t = 2.85 \text{ (aus Janes Bild)}$$

- **Pfeilung**

Die Pfeilung des SLW liegt für Fluggeschwindigkeiten bei denen Kompressibilitätseffekte auftreten zwischen 35° und 55° . Die Machzahl des Widerstandsanstieges soll beim SLW um ca. 0.05 über der des Flügels liegen. Bei einer Pfeilung von $j_{25^\circ} = 47^\circ$ wäre das dann

$$M_{DD,eff} = M_{DD} \cdot \sqrt{\cos j_{25^\circ}} = 0.760$$

- **Fläche**

Die benötigte SLW-Fläche wird wiederum mittels des sog. Leitwerksvolumenbeiwerts abgeschätzt:

$$C_V = \frac{S_V \cdot l_v}{S_w \cdot b} = 0.107 \quad \text{mit } b = 19.38 \text{ m (Flügelspannweite)}$$

Man erhält dadurch die Flügelfläche von

$$S_V = 10.31 \text{ m}^2 .$$

6 Masse und Schwerpunkt

6.1 Massenprognose und -aufteilung Class I (Raymer)

Für diese Massenprognose wird das Flugzeug in die Gruppen Flügel, Rumpf, Seitenleitwerk, Höhenleitwerk, Haupt- und Bugfahrwerk, Triebwerke sowie Systeme aufgeteilt. Bei den ersten vier dieser Gruppen wird der Bezugsparameter „umströmte Fläche“ mit einem empirischen Faktor multipliziert und die erhaltenen Massen addiert. Die Flächen sind aus den vorangegangenen Entwurfsschritten bekannt. Für die Fahrwerke und Systeme wird ein fester Anteil an der beabsichtigten maximalen Startmasse angenommen. Die Masse des nicht installierten Triebwerks ist bekannt und wird mit einem Faktor für Anbauteile versehen.

Somit sind die folgenden Gruppen aufgliedert:

- **Flügelmasse:**

$$b_s = \frac{b}{\cos(j_{50})} \text{ mit } \tan(j_{50}) = 0.70485$$

$$b = 19.38 \text{ m}$$

$$b_s = \frac{19.38 \text{ m}}{\cos(0.61397)} = 23.71 \text{ m}$$

$$n_{\text{lim}} = 2.1 + \frac{24000}{2.205 \cdot m_{MTO} [\text{kg}] + 10000} \text{ mit } m_{MTO} = 10147.6 \text{ kg}$$

$$= 2.84$$

$$n_{\text{ult}} = 1.5 \cdot n_{\text{lim}} = 1.5 \cdot 2.84 = 4.26$$

Folgende Formel musste gewählt werden, weil die maximale Startmasse über 5700 kg liegt.

$$\frac{m_W}{m_{MF}} = 6.67 \cdot 10^3 \cdot b_s^{0.75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{\text{ref}}}{b_s}}\right) \cdot n_{\text{ult}}^{0.55} \cdot \left(\frac{b_s / t_r}{m_{MZF} / S_w}\right)^{0.33}, \text{ da freitragender Flügel } \frac{b_s}{t_r} = 40$$

$$\text{mit } b_{\text{ref}} = 1.905 \text{ m, } m_{MZF} = 10795 \text{ kg und } S_w = 42.11 \text{ m}^2$$

$$= 0.1169$$

$$\rightarrow m_w = 1262.03 \text{ kg}$$

▪ **Rumpfmasse:**

Aus Rumpfdimensionierung wurden schon folgende Parameter bestimmt.

$$w_f = 1.86 \text{ und } h_F = 1.89$$

$$a = 295.07 \frac{\text{m}}{\text{s}} \text{ aus Dimensionierung}$$

$$M_D = M_c + 0.07 = 0.775 \text{ mit } M_c = 0.705$$

$$V_D = M_D \cdot a = 0.775 \cdot 295.07 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 228.68 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$l_H = 8.455 \text{ m aus Hochauftriebshilfen}$$

Somit erhält man die Rumpfmasse nach folgender Formel:

$$m_F = 0.23 \cdot \sqrt{V_D \cdot \frac{l_H}{w_F + h_F}} \cdot S_{F,wet}^{1.2} \text{ mit } S_{F,wet} = \frac{P}{4} \cdot d^2 \cdot l = 49.174 \text{ m}^2$$

$$\rightarrow m_F = 560.75 \text{ kg}$$

▪ **Höhenleitwerksmasse:**

Aus dem Kapitel Leitwerke I unter Höhenleitwerk sind wiederum benötigte Daten errechnet und hier nochmals zur besseren Übersicht aufgelistet worden:

$$A = 5.71 \text{ und } j_{25} = 42^\circ$$

$$S_H = 11.15 \text{ m}^2$$

$$\tan(j_{50}) = \tan(j_{25}) + \frac{4}{A} \cdot \left[\frac{50 - 25}{100} \cdot \frac{1 - I_{opt}}{1 + I_{opt}} \right] \text{ mit } I_{opt} = 0.45 \cdot e^{(-0.036j_{25})} = 0.43828$$

$$= 0.802$$

$$\rightarrow j_{50_H} = 0.6759$$

Somit erhält man die Masse des Höhenleitwerkes nach folgender Formel:

$$m_H = k_H \cdot S_H \cdot \left(62 \cdot \frac{S_H^{0.2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos(j_{50,H})}} - 2.5 \right) \text{ mit } k_H = 1.1 \text{ (da Höhenleitwerk trimmbar)}$$

$$\rightarrow m_H = 288.24 \text{ kg}$$

▪ **Seitenleitwerksmasse:**

Auch hier gilt es wiederum nochmals zur besseren Übersicht folgende Daten aus dem Kapitel Leitwerke I unter dem Abschnitt Seitenleitwerk aufzulisten.

$$A = 0.832 \text{ und } j_{25} = 47^\circ$$

$$S_V = 10.31 \text{ m}^2$$

$$b_V = 2.86$$

$$\tan(j_{50}) = \tan(j_{25}) + \frac{4}{A} \cdot \left[\frac{50-25}{100} \cdot \frac{1-I_{opt}}{1+I_{opt}} \right] \quad \text{mit } I_{opt} = 0.45 \cdot e^{(-0.036j_{25})} = 0.4369$$

$$= 1.54338$$

$$\rightarrow j_{50V} = 0.99588$$

$$k_V = 1 + 0.15 \cdot \frac{S_H \cdot z_H}{S_V \cdot b_V} \quad \text{mit } z_H = 2.42 \text{ m (aus Janes Bild)}$$

$$\rightarrow k_V = 1.137$$

Nach der folgenden Formel wird nun die Masse des Seitenleitwerks bestimmt:

$$m_V = k_V \cdot S_V \cdot \left(62 \cdot \frac{S_V^{0.2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos(j_{50,V})}} - 2.5 \right)$$

$$\rightarrow m_V = 330.1 \text{ kg}$$

▪ **Fahrwerksmasse:**

Bei der Fahrwerksmasse ist erstmal erforderlich aus der Tabelle 10.3 folgende Werte zu entnehmen, um zum einen die Masse des Bugfahrwerks und des Hauptfahrwerks einzeln zu bestimmen.

- Masse des Bugfahrwerks

$$m_{LG,N} = k_{LG} \cdot (A_{LG} \cdot B_{LG} \cdot m_{MTO}^{\frac{3}{4}})$$

Tabelle 10.3: Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmasse [TORENBEEK 88]

airplane type	gear type	gear component	A_{LG}	B_{LG}	C_{LG}	D_{LG}
jet trainers and business jets	retractable gear	main gear	15.0	0.033	0.0210	-
		nose gear	5.4	0.049	-	-
other civil types	fixed gear	main gear	9.1	0.082	0.0190	-
		nose gear	11.3	-	0.0024	-
		tail gear	4.1	-	0.0024	-
	retractable gear	main gear	18.1	0.131	0.0190	$2.23 \cdot 10^{-5}$
		nose gear	9.1	0.082	-	$2.97 \cdot 10^{-6}$
		tail gear	2.3	-	0.0031	-

aus Tabelle: 10.3 für Business Jets (*Torenbeek 88*):

$k_{LG} = 1$, weil es ein Tiefdecker ist

$$A_{LG} = 5.4$$

$$B_{LG} = 0.049$$

$$m_{MTO} = 10147.6 \text{ kg (aus Dimensionierung)}$$

$$\rightarrow m_{LG,N} = 54.94 \text{ kg}$$

○ Masse des Hauptfahrwerks

$$m_{LG,M} = k_{LG} \cdot (A_{LG} \cdot B_{LG} \cdot m_{MTO}^{\frac{3}{4}} + C_{LG} \cdot m_{MTO} + D_{LG} \cdot m_{MTO}^{\frac{3}{4}})$$

mit $k_{LG} = 1$, weil es ein Tiefdecker ist

$$A_{LG} = 15.0$$

$$B_{LG} = 0.033$$

$$C_{LG} = 0.0210$$

$$m_{MTO} = 10147.6 \text{ kg (aus Dimensionierung)}$$

$$\rightarrow m_{LG,M} = 261.46 \text{ kg}$$

▪ Masse der Triebwerksgondel (Turbofan):

$$\rightarrow m_N = \frac{0.065 \cdot T_{TO}}{g} \text{ mit } T_{TO} = 27077 \text{ N (Dimensionierung) und } g = 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

▪ Masse der installierten Triebwerke:

$$m_{E,inst} = k_E \cdot k_{thr} \cdot n_E \cdot m_{MTO}^{\frac{3}{4}} \quad \text{mit } k_{thr} = 1.18 \text{ (Triebwerke mit Schubumkehr)}$$

$$k_E = 1.15 \text{ (Triebwerke mit Gondeln (Strahlflugzeug))}$$

$$n_E = 2 \text{ (Anzahl der Triebwerke)}$$

$$\rightarrow m_{E,inst} = 1946.21 \text{ kg}$$

▪ Masse der Systeme:

$$m_{Sys} = k_{Equip} \cdot m_{MTO} + 0.768 \cdot k_{j/c} \cdot m_{MTO}^{\frac{2}{3}}$$

mit $k_{Equip} = 0.08$ (Langstrecken Transportflugzeug)

$$k_{j/c} = 0.88 \text{ (Flugzeug mit primärer Flugsteuerung)}$$

$$\rightarrow m_{\text{Sys}} = 1128.58 \text{ kg}$$

6.2 Schwerpunktsberechnung

Für die Schwerpunktsberechnung wird das Flugzeug aufgeteilt in die zwei Hauptgruppen Rumpf (Leitwerke, Rumpf, Triebwerke & Gondeln, Systeme, Bugfahrwerk) sowie Flügel (Flügel, Hauptfahrwerk). Für beide Gruppen werden dann die Masse und der jeweilige Schwerpunkt ermittelt und die Flügelgruppe dann so verschoben, dass der Gesamtschwerpunkt bei etwa $25\% \text{ MAC}$ zu liegen kommt. Dabei wird die Lage der Triebwerke, TW-Gondeln und Fahrwerke, die rechnerisch noch nicht festgelegt werden konnten, nach Daten existierender Flugzeuge angenommen. Als Nullpunkt wird die Rumpfnase gewählt, die Schwerpunkte der Flügelgruppe beziehen sich auf die Profilvorderkante an der Stelle der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe (LEMAC).

$$X_{CG} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}$$

Rumpf: $x_f = 8.19 \text{ m}$
 $m_f = 560.75 \text{ kg}$

Flügel: $x_w = 10.545 \text{ m}$
 $m_w = 1245.03 \text{ kg}$

Seitenleitwerk: $x_v = 17.53 \text{ m}$
 $m_v = 330.1 \text{ kg}$

Höhenleitwerk: $x_H = 19.95 \text{ m}$
 $m_H = 228.24 \text{ kg}$

Bugfahrwerk: $x_{LG,N} = 1.85 \text{ m}$
 $m_{LG,N} = 60.49 \text{ kg}$

Hauptfahrwerk: $x_{LG,M} = 10.69 \text{ m}$
 $m_{LG,M} = 297.59 \text{ kg}$

Systeme: $x_{\text{Sys}} = 0.4 \cdot 19.81 \text{ m}$
 $m_{\text{Sys}} = 1283.29 \text{ kg}$

Triebwerke: $x_E = 13.25 \text{ m}$
 $m_E = 1946.21 \text{ kg}$

Triebwerksgondel: $x_N = 13.25 \text{ m}$

$$m_N = 179.41 \text{ kg}$$

$$\rightarrow X_{CG} = 10.61 \text{ m}$$

Zur Bestimmung der Schwerpunkte der einzelnen Komponente wurden die Abbildung auf Seite 40 genutzt.

Nachdem nun der Gesamtschwerpunkt der erstgewählten Konfiguration bestimmt worden ist, ist es nun Notwendig den Flugzeugschwerpunkt durch Flügelverschiebung, wie oben beschrieben, zu verändern.

Verschiebung des Flugzeugschwerpunktes (durch Flügelverschiebung):

Rumpfgruppe: Höhenleitwerk, Seitenleitwerk, Rumpf, Systeme und Hecktriebwerke

$$X_{CG_{Rumpf}} = \frac{8.19 \cdot 560.75 + 17.53 \cdot 3.30 + 19.95 \cdot 288.24 + 0.4 \cdot 17.81 \cdot 1283.29 + 13.25 \cdot (1946.21 + 149.41)}{4557.99}$$

$$\rightarrow X_{CG,Rumpf} = 11.72 \text{ m}$$

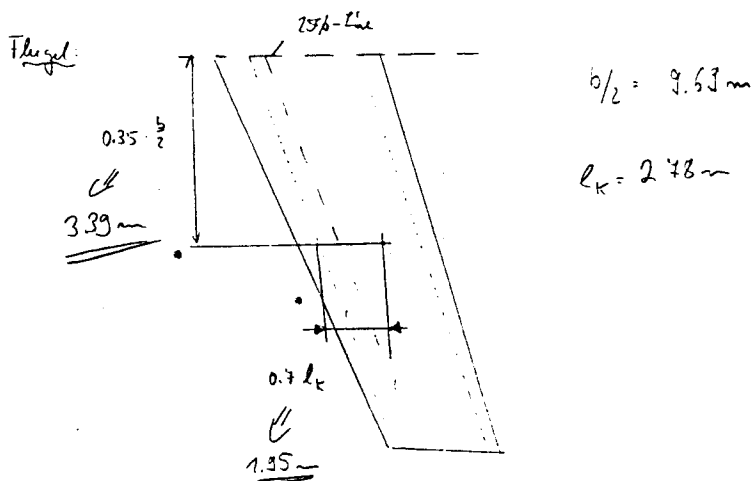
Aus Formel 10.24

$$X_{LEMAC} = X_{FG} - X_{CG,LEMAC} + \frac{m_{WG}}{m_{FG}} \cdot (X_{WG,LEMAC} + X_{CG,LEMAC}) \text{ mit } X_{CG,LEMAC} = 0.25 \cdot C_{mac}$$

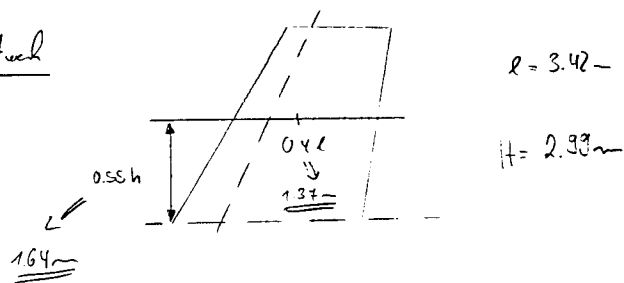
mit $X_{FG} = 11.72 \text{ m}$ und $X_{WG,LEMAC} = 1.425 \text{ m}$

$$\rightarrow X_{LEMAC} = 11.25 \text{ m}$$

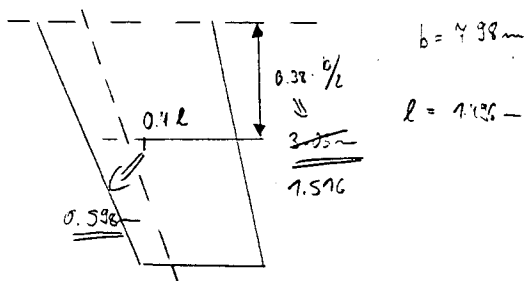
Schwerpunktberechnung (S201)



Seitenlastwahl bei T-Lastwahl

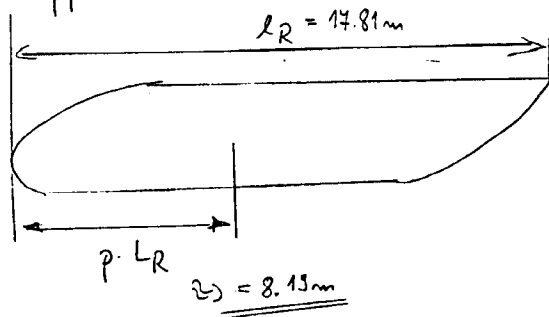


Höhenlastwahl:



$$p = \frac{0.45 - 0.47}{0.46}$$

Reimpf



7 Leitwerksauslegung II

7.1 Höhenleitwerk (HLW):

Die Auslegungen auf Steuerbarkeit und Stabilität liefern je eine Geradengleichung mit der Variablen x_{CG-AC} (Abstand AC zum Schwerpunkt bezogen auf MAC). Diese lassen sich in ein gemeinsames Diagramm eintragen; abhängig von erforderlichen Schwerpunktbereich kann dann die HLW-Fläche ermittelt werden.

7.1.1 Auslegung nach Steuerbarkeit

Der dimensionierende Fall ist der Flugzustand „Durchstarten“ bei maximaler Klappenstellung. Die HLW-Fläche nach Steuerbarkeitsforderung ist gegeben durch eine Geradengleichung der Form:

$$\frac{S_H}{S_W} = \frac{C_{L,W}}{C_{L,H} \cdot h_H \cdot \frac{l_H}{c_{mac}}} \cdot x_{CG-AC} + \frac{C_{M,W} + C_{M,E}}{C_{L,H} \cdot h_H \cdot \frac{l_H}{c_{mac}}}$$

Demnach müssen dann auch folgende Parameter ausgerechnet werden.

Wichtig ist natürlich der Hebelarm des Höhenleitwerks, welcher maßgeblich bei der Größe des HLW ist.

$$l_H = x_{AC,HLW} - x_{LEMAC} - x_{AC,LEMAC}$$

$$C_{M,E} = \frac{-T \cdot z_E}{q \cdot S_W \cdot c_{mac}} = \frac{-27077 \text{ N} \cdot 1.425 \text{ m}}{1502.8 \text{ Pa} \cdot 42.11 \text{ m}^2 \cdot 2.8771 \text{ m}} = -0.2119$$

$$\text{weil } q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{app}^2 = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot \left(178.32 \frac{\text{km}}{\text{h}}\right)^2 = 1502.8 \text{ Pa}$$

$$z_E = 1.425 \text{ m (aus Janes Bild)}$$

$$C_{M,W} = \left[c_{M,0,flaped} \cdot \frac{A \cdot \cos^2(\mathbf{j}_{25})}{A + 2 \cdot \cos(\mathbf{j}_{25})} + \left(\frac{\Delta c_{M,0}}{\mathbf{e}_t} \right) \cdot \mathbf{e}_t \right] \cdot \frac{(c_{M,0})_M}{(c_{M,0})_{M=0}} = 0.14097$$

weil $\mathbf{e}_t = 0$ (in der Flügelauflage so festgelegt)

$$\frac{(c_{M,0})_M}{(c_{M,0})_{M=0}} = 1.2 \quad \text{aus Bild 11.15 bei } M_{cr} = 0.705$$

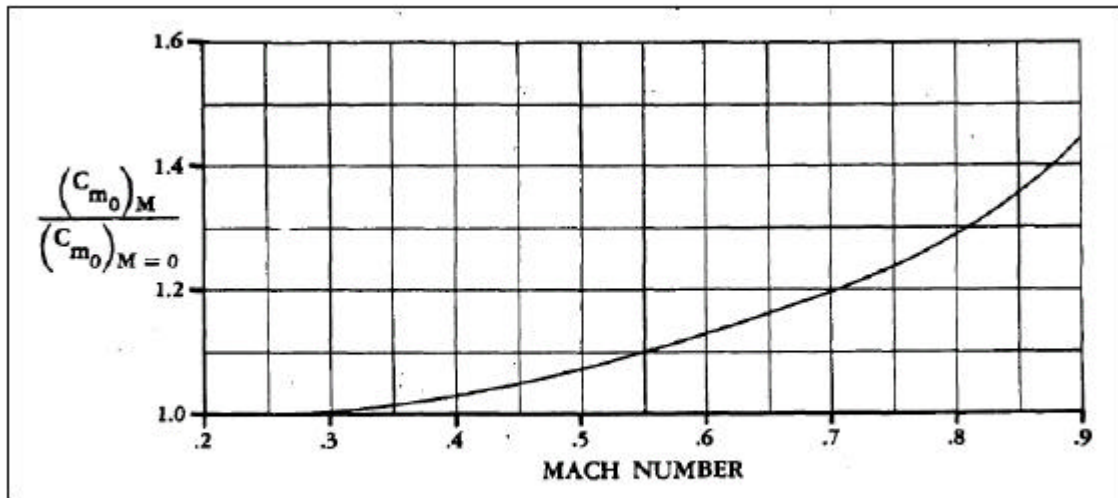


Bild 11.15: Machzahlkorrektur zur Berechnung des Nickmomentenbeiwertes bezüglich des Neutralpunktes des Flügels [DATCOM 78]

$$j_{25} = 37^\circ$$

$$c_{M,0,flaped} = c_{M,0} + \Delta c_M \quad \text{mit} \quad \Delta c_M = c_{L,F} \cdot \left(\frac{x_{AC}}{c_{mac}} - \frac{x_{CP}}{c_{mac}} \cdot \frac{c'}{c} \right) = 0.2821$$

$$= 0.2221$$

$$\text{mit } \frac{c'}{c} = 0.075 \quad \text{war festgelegt worden}$$

$$\frac{x_{CP}}{c_{mac}} = 0.44$$

weil $c_{M,0} = -0.06$ (Annahme)

$\Delta c_{L,F} = 1.3$ aus Kapitel Hochauftri ebshilfen

$$l_H = x_{AC,HLW} - x_{LEMAC} - x_{AC,LEMAC} \quad \text{mit} \quad x_{AC,HLW} = 19.95 \text{ m}, \quad x_{LEMAC} = 11.25 \text{ m} \quad \text{und} \quad x_{AC,LEMAC} = 0.25 \cdot c_{mac}$$

$$\rightarrow l_H = 7.981 \text{ m}$$

$$C_{L,W} = 1.212 \quad (\text{Kapitel Durchstart en})$$

$$C_{L,H} = -0.6 \quad (\text{gewählt nach Scholz}) \quad \text{und} \quad h_H = 0.9$$

Als erstes Ergebnis (Gleichung) bekommt man nun folgendes:

$$\rightarrow \frac{S_H}{S_W} = -0.8091 \cdot \overline{x_{CG-AC}} + 0.047352$$

7.1.2 Auslegung nach Stabilitätsforderung

In diesem Fall hat die Geradengleichung die Form

$$\frac{S_H}{S_W} = \frac{C_{L,a,w}}{C_{L,a,H} \cdot h_H \cdot \left(1 - \frac{\partial e}{\partial a}\right) \cdot \frac{l_H}{c_{mac}}} \cdot \overline{x_{CG-AC}}$$

mit den folgenden Parameter wird die Gleichung bestimmt:

$$\frac{S_H}{S_W} = \frac{C_{L,a,w}}{C_{L,a,H} \cdot h_H \cdot \left(1 - \frac{\partial e}{\partial a}\right) \cdot \frac{l_H}{c_{mac}}} \cdot \overline{x_{CG-AC}} \quad \text{mit } C_{L,a,w} = 5.074 \text{ (aus Flügelauslegung)}$$

Zusätzlich mit:

$$C_{L,a,H} = \frac{2 \cdot p \cdot A}{2 + \sqrt{A^2 \cdot (1 + \tan^2 j_{50} - M^2) + 4}} = 3.785$$

$$\text{weil } \tan j_{50} = \tan j_{25} + \frac{4}{A} \cdot \left[\frac{25}{100} \cdot \frac{1 - I_{opt}}{1 + I_{opt}} \right] = 1.044$$

$$\text{mit } j_{25} = 42^\circ$$

$$I_{opt} = 0.45 \cdot e^{(-0.036j_{25})} = 0.09921$$

$$\frac{\partial e}{\partial a} = 4.44 \cdot [k_A \cdot k_I \cdot k_H \cdot \sqrt{\cos j_{25}}]^{1.19} \cdot \frac{(C_{L,a})_M}{(C_{L,a})_{M=0}} = 0.09676$$

$$\text{weil } k_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1+A} = 0.0599$$

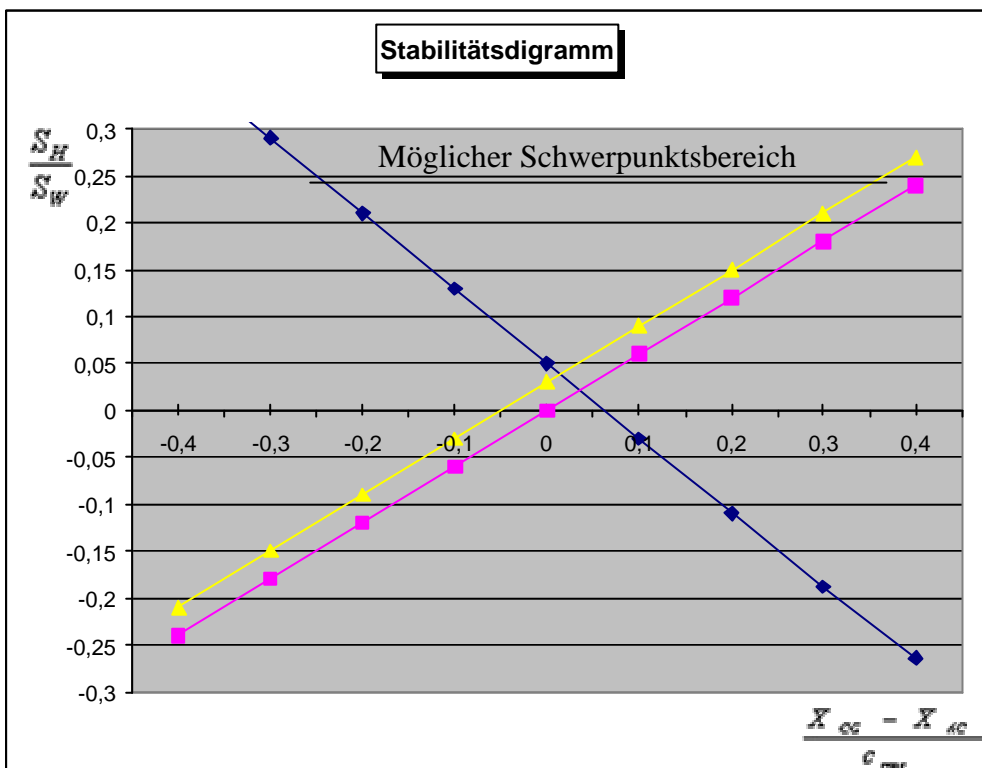
$$k_I = \frac{10 - 3 \cdot I}{7} = 1.25714 \quad , \quad k_H = \frac{1 - \left| \frac{z_H}{b} \right|}{\sqrt[3]{\frac{2 \cdot l_H}{b}}} = 0.4389$$

$$\text{mit } (C_{L,a})_{M=0} = \frac{2 \cdot p \cdot A}{2 + \sqrt{A^2 + (1 + \tan^2 j_{50}) + 4}} = 2.5169$$

$$\rightarrow \frac{S_H}{S_W} = 0.5945 \cdot \overline{x_{CG-AC}}$$

7.1.3 Zusammenführung

Die beiden Geradengleichungen können nun in ein gemeinsames Diagramm eingetragen werden. Dabei ist zu berücksichtigen, dass die hintere Schwerpunktslage einen „Sicherabstand“ zur natürlichen Stabilitätsgrenze wie oben errechnet einhalten muss. Dieses Maß der statischen Längsstabilität liegt bei Strahlflugzeugen nach *Roskam* bei 0.05 MAC. Dieser Wert wird nach Raymer noch um 2% MAC verringert, bedingt durch die Vernachlässigung mehrerer das Nickmoment beeinflussender Triebwerkseffekte zu Beginn der Rechnung. Die zulässige Schwerpunktsbereiche befinden sich nun zwischen den Geraden aus der Steuerbarkeits- (blau) und der Stabilitätsforderung (gelb) abzüglich Stabilitätsmaß (rosa). Zwischen diese Geraden kann nun der erforderliche Schwerpunktsbereich gemäß Beladediagramm so eingepasst werden, dass sich eine möglichst geringe Leitwerksfläche ergibt.



7.2 Seitenleitwerk (SLW)

Das SLW wird hier nur nach der Steuerbarkeitsforderung ausgelegt. Der dimensionierende Fall ist dann der Ausfall eines Triebwerkes (TW) beim Start; das zum ausgefallenen TW symmetrische erzeugt ein Giermoment das vom Widerstand des ausgefallenen TW noch um N_D vergrößert wird. Dieses gesamte Giermoment muss nun durch den Auftrieb am SLW mit ausgeschlagenem Ruder ausgeglichen werden. Daraus ergibt sich aus folgender Gleichung die SLW-Fläche:

$$S_V = \frac{N_E + N_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{MC}^2 \cdot d_F \cdot \left[\frac{C_{L,d}}{(C_{L,d})_{theory}} \right] \cdot (C_{L,d})_{theory} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot l_V}$$

Die Giermomente werden folgendermaßen berechnet:

$$N_E = T_{TO} \cdot y_E = 46301.7 \text{ Nm}$$

weil $T_{TO} = 27077 \text{ N}$ (aus Dimensionierung)
 $y_E = 1.71 \text{ m}$ (aus Janes)

$$N_D = 0.15 \cdot N_E = 6945.25 \text{ Nm} \text{ (Faktor : 0.15, weil Jet mit niedrigem Nebenstromverhältnis)}$$

$$V_{MC} = 1.2 \cdot V_{S,TO} = \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot m_{MTO} \cdot 1}{\rho \cdot S_W \cdot C_{L,LOF}}} = 46.68 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

weil $m_{MTO} = 11735.23 \text{ kg}$ (Nach Massenprognose)
 $C_{L,LOF} = 2.048$ (aus Dimensionierung)
 $S_W = 42.11 \text{ m}^2$

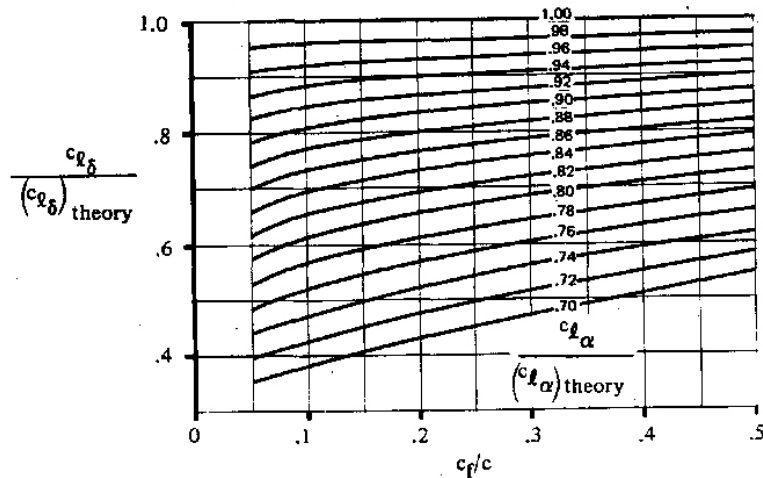
Bild E.2 :

$$\left[\frac{C_{L,d}}{(C_{L,d})_{theory}} \right] \text{ aus Bild E.2}$$

$$\frac{C_F}{c} = 0.15 \text{ (gewählt)}$$

$$\frac{t}{c} = 0.10 \text{ (aus Leitwerke I)}$$

$$\rightarrow \frac{C_{L,d}}{(C_{L,d})_{theory}} = 0.68$$

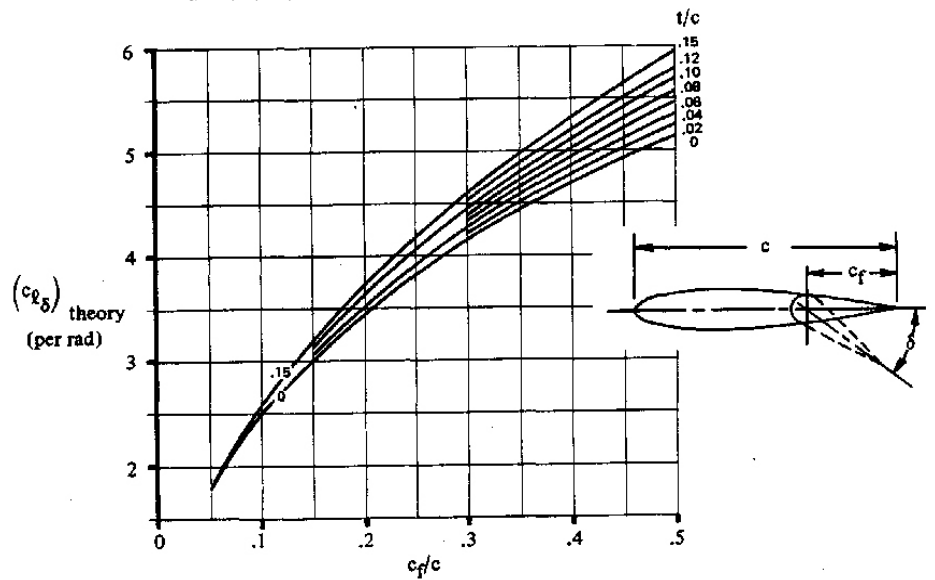


EMPIRICAL CORRECTION FOR LIFT EFFECTIVENESS OF PLAIN TRAILING-EDGE FLAPS

Bild E.2.1 :

$$(C_{L,d})_{theory} \text{ aus Bild E.2.1}$$

$$\rightarrow (C_{L,d})_{theory} = 3.2$$



Zusätzlich mit:

$$l_V = x_{AC,SLW} - x_{LEMAC} - x_{AC,LEMAC} = 5.631$$

weil $x_{AC,SLW} = 17.60$ m (aus Janes)

$$x_{LEMAC} = 11.25 \text{ m}$$

$$x_{AC,LEMAC} = 0.719 \text{ m}$$

$$K_\Lambda = (1 - 0.08 \cdot \cos^2 j_{25}) \cdot \cos^{\frac{3}{4}} j_{25} = 0.7226$$

$$\text{mit } j_{25} = 47^\circ$$

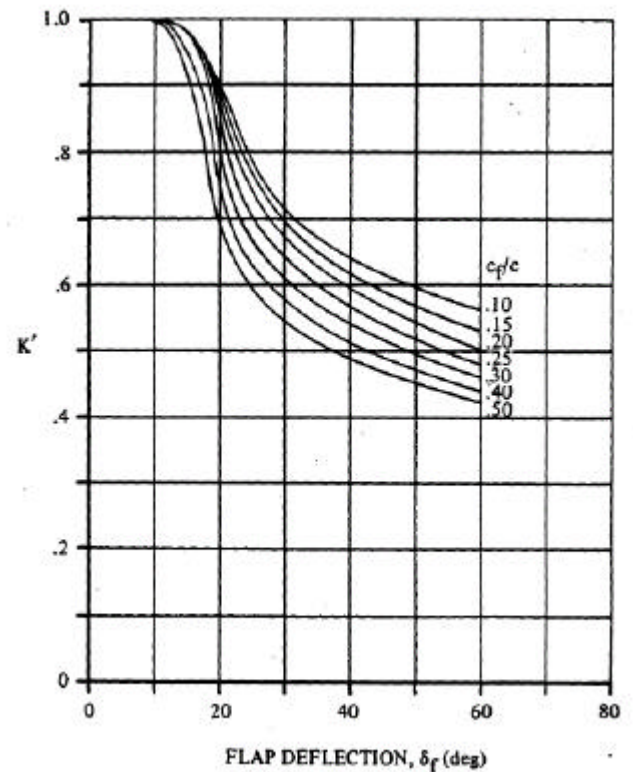
K' aus Bild E.1

$$\rightarrow K' = 0.78$$

$$d_F \leq 25^\circ \quad (\text{gewählt } : d_F = 25^\circ)$$

$$\rightarrow S_V = \frac{N_E + N_D}{\frac{1}{2} \cdot r \cdot V_{MC}^2 \cdot d_F \cdot \left[\frac{C_{L,d}}{(C_{L,d})_{theory}} \right] \cdot (C_{L,d})_{theory} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot l_V} = 11.25 \text{ m}^2$$

Bild E.1



8 Bestimmung der Polare

Für die Profile mit kleiner Wölbung gilt näherungsweise eine Polare der Form

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\rho \cdot A \cdot e}$$

die genauso genommen nur auf ungewölbte Profile angewendet werden darf. Der Nullwiderstand wird als Summer der Nullwiderstände der Komponenten Flügel, Rumpf, Leitwerke, Triebwerksgondeln, sonstige Komponenten sowie Leckagen berechnet.

Für die beiden letzteren werden Pauschalwerte angenommen. Die übrigen Widerstände berechnen sich nach folgender Gleichung:

$$C_{D0,C} = C_{f,c} \cdot FF_C \cdot Q_C \cdot \frac{S_{wet,C}}{S_{ref}}$$

Darin ist $C_{f,c}$ der jeweilige Beiwert des Reibungswiderstandes, FF_C ein Faktor, der den Formwiderstand berücksichtigt, Q_C ein Faktor für den Interferenzwiderstand bezogen auf den Rumpf und $\frac{S_{wet,C}}{S_{ref}}$ das Verhältnis aus umströmter Fläche der Komponente und Referenzfläche.

Widerstandsberechnung:

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,flap} + \Delta C_{D,Stat} + \Delta C_{D,gear} + \Delta C_{D,wave} + \frac{C_L^2}{\rho \cdot A \cdot e}$$

mit $C_{D,flap} + \Delta C_{D,Stat} + \Delta C_{D,gear} = 0$, weil Widerstand für den Reiseflug entscheidend ist

Zusätzlich mit:

$$C_{D,0} = C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S_w} \quad \text{mit } S_w = 42.11 \text{ m}^2$$

$$C_{fe} = 0.0030 \quad \text{aus Tabelle 13.2}$$

Tabelle 13.2 Erfahrungswerte des äquivalenten Oberflächenwiderstands (equivalent skin friction drag)
 C_{fe} Raymer 1992

aircraft type	$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$	C_{fe} -subsonic
Bomber and civil transport		0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)		0.0035
Air Force fighter		0.0035
Navy fighter		0.0040
Clean supersonic cruise aircraft		0.0025
Light aircraft – single engine		0.0055
Light aircraft – twin engine		0.0045
Prop seaplane		0.0065
Jet seaplane		0.0040

$$S_{wet} = S_{wet,f} + S_{wet,w} + S_{wet,H} + S_{wet,V} + n_E \cdot S_{wet,N} + n_E \cdot S_{wet,pylons}$$

$$\text{mit } S_{\text{wet},w} = 2 \cdot S_{\text{exp}} \cdot \left(1 + 0.25 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)_r \cdot \frac{1+t \cdot I}{1+I} \right), \text{ wobei } t = \frac{\left(\frac{t}{c} \right)_r}{\left(\frac{t}{c} \right)_t} = 1$$

$$S_{\text{exp}} = 33.01 \text{ m}^2 \text{ (aus Janes Bild)}$$

$$I = 0.194$$

$$\left(\frac{t}{c} \right)_r = 0.12 \text{ (aus Profil gegeben)}$$

$$\rightarrow S_{\text{wet},w} = 68 \text{ m}^2$$

$$I_F = \frac{l_F}{d_F} = \frac{15.61}{1.86} = 8.39 \geq 4.5$$

$$S_{\text{wet},f} = p \cdot d_f \cdot l_f \cdot \left(1 - \frac{2}{I_F} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(1 + \frac{1}{I_F^2} \right) \text{ Formel 13.8 (Torenbeck 1988)}$$

$$\rightarrow S_{\text{wet},f} = 77.15 \text{ m}^2$$

$$S_{\text{wet},N} = S_{\text{wet},\text{fancowl}} + S_{\text{wet},\text{gasgn}} + S_{\text{wet},\text{plug}} = 18.19 \text{ m}^2$$

$$\text{weil } S_{\text{wet},\text{fancowl}} = l_n \cdot D_n \cdot \left[2 + 0.35 \cdot \frac{l_1}{l_n} + 0.8 \cdot \frac{l_1 \cdot D_{hl}}{l_n \cdot D_n} + 1.15 \cdot \left(1 + \frac{l_1}{l_n} \right) \cdot \frac{D_{ef}}{D_n} \right]$$

$$l_n = 4.70 \text{ m (aus Janes Bild)}$$

$$l_1 = 1.14 \text{ m}$$

$$D_n = 1.425 \text{ m}$$

$$D_{hl} = 0.798 \text{ m}$$

$$D_{ef} = 0.855 \text{ m}$$

mit

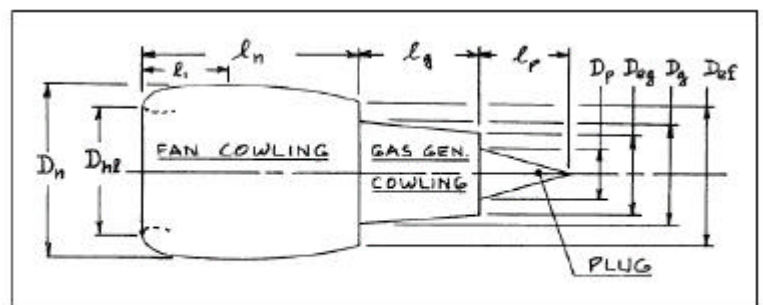


Bild 13.3 Geometrie der Triebwerksgondel zur Berechnung der benetzten Oberfläche. l_1 erstreckt sich bis zum maximalen Durchmesser der Gondel Roskam II

$$S_{\text{wet},\text{gasgn}} + S_{\text{wet},\text{plug}} = 0, \text{ da nicht vorhanden}$$

$$n_E = 2 \text{ (2 Triebwerke vorhanden)}$$

$$S_{\text{wet},\text{pylons}} = 4.06 \text{ m}^2$$

$$S_{wet,H} = 2 \cdot S_{exp} \cdot \left(1 + 0.25 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_r \cdot 1\right) \quad \text{mit } \left(\frac{t}{c}\right)_r = 0.10 \text{ (aus Leitwerksauslegung II)}$$

$$S_{exp} = 10.52 \text{ m}^2$$

$$\rightarrow S_{wet,H} = 21.57 \text{ m}^2$$

$$S_{wet,V} = 2 \cdot S_{exp} \cdot \left(1 + 0.25 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_r \cdot 1\right) \quad \text{mit } \left(\frac{t}{c}\right)_r = 0.10 \text{ (aus Leitwerksauslegung II)}$$

$$S_{exp} = S_V - 0.67 \text{ m}^2 = 10.58 \text{ m}^2$$

$$\rightarrow S_{wet,H} = 21.69 \text{ m}^2$$

$$\Delta C_{D,wave} = a \cdot \left(\frac{M}{M_{crit}} - 1\right)^b$$

nach Tabelle 13.5

interpoliert: $M_{crit} = 0.625$
 $a = 0.125$
 $b = 3.985$

Tabelle 13.5 Parameter zur Berechnung des Wellenwiderstands

Flugzeug	M_{DD}	M_{crit}	a	b
C-130H	0.64	0.48	0.0198	2.17
C-5A	0.79	0.55	0.1002	4.77
B727	0.88	0.70	0.1498	3.20
F-106	0.99	0.90	0.8250	2.61

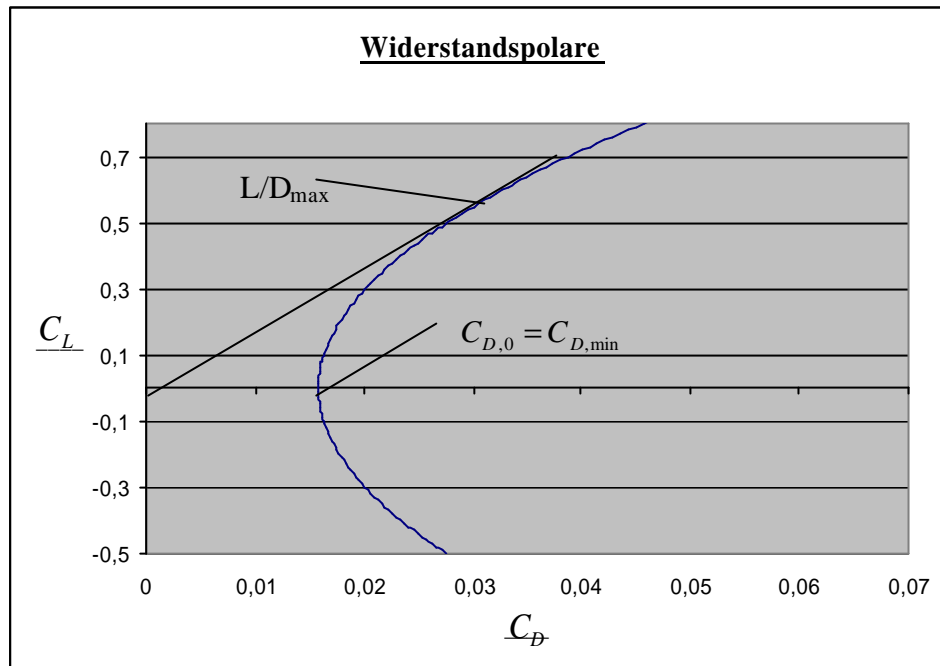
$$\rightarrow \Delta C_{D,wave} = a \cdot \left(\frac{M}{M_{crit}} - 1\right)^b = 3.5 \cdot 10^{-5}$$

$$\rightarrow C_{D,0} = 0.0030 \cdot \frac{221.8 \text{ m}^2}{42.11 \text{ m}^2} = 0.015801$$

$$\frac{C_L^2}{\rho \cdot A \cdot e} \quad \text{mit } A = 7.99 \text{ und } e = 0.85$$

Polare:

$$\rightarrow C_D = 0.015801 + \frac{C_L^2}{21.34}$$



$C_{D,0}$ aus Einzelwiderständen der Komponenten:

$$C_{D,0} = C_{f,c} \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot \frac{S_{wet,c}}{S_{ref}}$$

8.1 Rumpf

Die Strömung um den Rumpf ist turbulent.

$$Re = \frac{v \cdot l_f}{\nu} = 2.256 \cdot 10^8 \quad , \text{ weil } \quad v = 216.825 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (\text{aus Dimensionierung})$$

$$\nu = 15 \cdot 10^{-6} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}$$

$$l_f = 15.61 \text{ m}$$

Da $M < 0.9$ ist:

$$Re_{cut-off} = 38.21 \cdot \left(\frac{l}{k} \right)^{1.053}$$

mit $k = 0.00635 \text{ mm}$ aus Tabelle 13.3

Tabelle 13.3 Oberflächenrauigkeit DATCOM 1978 (4.1.5.1-A)

Art der Oberfläche	k [mm]
aerodynamisch glatt	0,00000
Blech, poliert	0,00013
Blech, unbehandelt	0,00406
Farbe, glatt	0,00635
Farbe, Tarnanstrich	0,01016

$$\rightarrow \text{Re}_{\text{cut-off}} = 2.0489 \cdot 10^8$$

$$C_{f,\text{turbulent}} = \frac{0.455}{(\log \text{Re}_{\text{cutoff}})^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} = 0.001844$$

$$FF_F = 1 + \frac{60}{(l_F/d_F)^3} + \frac{(l_F/d_F)}{400} = 1.2248$$

Aus Tabelle 13.4

Tabelle 13.4 Interferenzfaktor Q

Interferenzfaktor bezogen auf ...	Eigenschaft	Interferenzfaktor Q
Triebwerksgondel	Triebwerke direkt an Flügel oder Rumpf	1.5
	Triebwerksabstand zu Flügel bzw. Rumpf ist <i>kleiner</i> als Triebwerksdurchmesser d_N	1.3
	Triebwerksabstand zu Flügel bzw. Rumpf ist <i>größer</i> als Triebwerksdurchmesser d_N	1.0
Flügel	Flügellage ist hoch, mittel oder tief <i>mit</i> Flügel-Rumpf-Übergangsverkleidung	1.0
	Flügellage ist tief <i>ohne</i> Flügel-Rumpf-Übergangsverkleidung	1.10 ... 1.40
Rumpf	-	1.0
Höhen- oder Seitenleitwerk	übliche Leitwerksausführungen	1.04
	H-Leitwerk	1.08
V-Leitwerk	V-Leitwerk	1.03

$$\rightarrow Q_F = 1$$

$$\rightarrow C_{D0,F} = 0.001844 \cdot 1.2248 \cdot 1 \cdot \frac{77.15 \text{ m}^2}{42.11 \text{ m}^2} = 0.003792$$

8.2 Flügel

Der vordere Teil des Flügel (etwa 10%) ist laminar, danach wird die Strömung turbulent.

$$\text{Re} = \frac{v \cdot c_{\text{mac}}}{n} = \frac{216.825 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 2.8771 \text{ m}}{10 \cdot 10^{-6} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}} = 0.4159 \cdot 10^8$$

$$S_{wet,w} = 68 \text{ m}^2$$

$$S_{ref} = 42.11 \text{ m}^2$$

$$C_{f,lam} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} = 2.06 \cdot 10^{-4}$$

$$Re_{cut-off} = 38.21 \cdot \left(\frac{C_{mac}}{k} \right)^{1.053} = 3.4525 \cdot 10^7$$

$$C_{f,turbulent} = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} = 2.372 \cdot 10^{-3}$$

$$\rightarrow C_f = 0.1 \cdot C_{f,lam} + 0.9 \cdot C_{f,turb} = 2.156 \cdot 10^{-3}$$

$$FF_w = \left[1 + \frac{0.6}{x_t} \cdot \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \left[1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos j_m)^{0.28} \right]$$

$$\text{mit } x_t = 0.35 \cdot c_{mac} = 1.007 \text{ m} \quad j_{25} = j_m = 37^\circ$$

$$\rightarrow FF_w = 1.29048$$

$$Q = 1$$

$$\rightarrow C_{D0,w} = 0.004493$$

8.3 Höhenleitwerk

Das Höhenruder ist die Strömung rein turbulent, auch wenn man zuerst denken mag, dass die Strömung durch das T-Leitwerk laminar am Höhenruder anliegt.

$$Re = \frac{v \cdot c_{mac,H}}{n} \quad \text{mit } c_{mac,H} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \frac{1+I+I^2}{1+I_H} = 1.5879 \text{ m}$$

$$\rightarrow Re = 2.2953 \cdot 10^7$$

$$S_{wet,H} = 21.57 \text{ m}^2$$

$$S_{ref} = 42.11 \text{ m}^2$$

$$\text{Re}_{\text{cut-off}} = 38.21 \cdot \left(\frac{c_{\text{mac}}}{k} \right)^{1.053} = 1.8464 \cdot 10^7$$

$$C_{f,H} = \frac{0.455}{\log(\text{Re}_{\text{cut-off}})^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} = 2.608 \cdot 10^{-3}$$

$$FF_H = \left[1 + \frac{0.6}{0.35 \cdot c_{\text{mac}}} \cdot \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot [1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos j_{25})^{0.28}]$$

mit $c_{\text{mac}} = 1.5875 \text{ m}$, $j_{25} = 42^\circ$ und $\left(\frac{t}{c} \right) = 0.10$

$$\rightarrow FF_H = 1.2945$$

$$\rightarrow C_{D0,H} = 0.001798$$

8.4 Seitenleitwerk

Beim Seitenleitwerk liegt ohne große Überraschung wieder reine turbulente Strömung vor.

$$\text{Re} = \frac{v \cdot c_{\text{mac},v}}{n} = 4.9985 \cdot 10^7 \quad \text{mit } c_{\text{mac},v} = 3.458 \text{ m}$$

$$\text{Re}_{\text{cut-off}} = 38.21 \cdot \left(\frac{c_{\text{mac}}}{k} \right)^{1.053} = 4.1902 \cdot 10^7$$

$$C_{f,v} = \frac{0.455}{\log(\text{Re}_{\text{cut-off}})^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} = 2.305 \cdot 10^{-3}$$

nach Tabelle: 13.4

$$Q_v = 1.04$$

$$FF_v = \left[1 + \frac{0.6}{0.55 \cdot c_{\text{mac}}} \cdot \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot [1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos j_{25})^{0.28}] = 1.2211$$

$$S_{\text{wet},v} = 10.58 \text{ m}^2$$

$$\rightarrow C_{D0,H} = 7.35 \cdot 10^{-4}$$

8.5 Triebwerksgondeln

$$Re = \frac{v \cdot l_n}{\nu} = 6.794 \cdot 10^7, \text{ da } l_n = 4.70 \text{ m}$$

$$Re_{cut-off} = 38.21 \cdot \left(\frac{l_n}{k}\right)^{1.053} = 5.789 \cdot 10^7$$

$$S_{wet,w} = 18.19 \text{ m}^2$$

$$C_{f,n} = 2.199 \cdot 10^{-3}$$

nach Tabelle: 13.4

$$Q_N = 1.3$$

$$FF_N = 1 + \frac{0.35}{\left(\frac{l_F}{d_F}\right)} = 1 + \frac{0.35}{\left(\frac{15.61}{1.86}\right)} = 1.0417$$

$$\rightarrow C_{D0,W} = 1.286 \cdot 10^{-3}$$

Zusammenfassung:

Zusammenfassend ergibt sich nun folgende Polare, welche sich nur geringfügig von der überschlagsmässig berechneten Polare unterscheidet.

$$C_{D,0} = 0.012104 + \frac{C_L^2}{21.34}$$

9 Fahrwerksauslegung

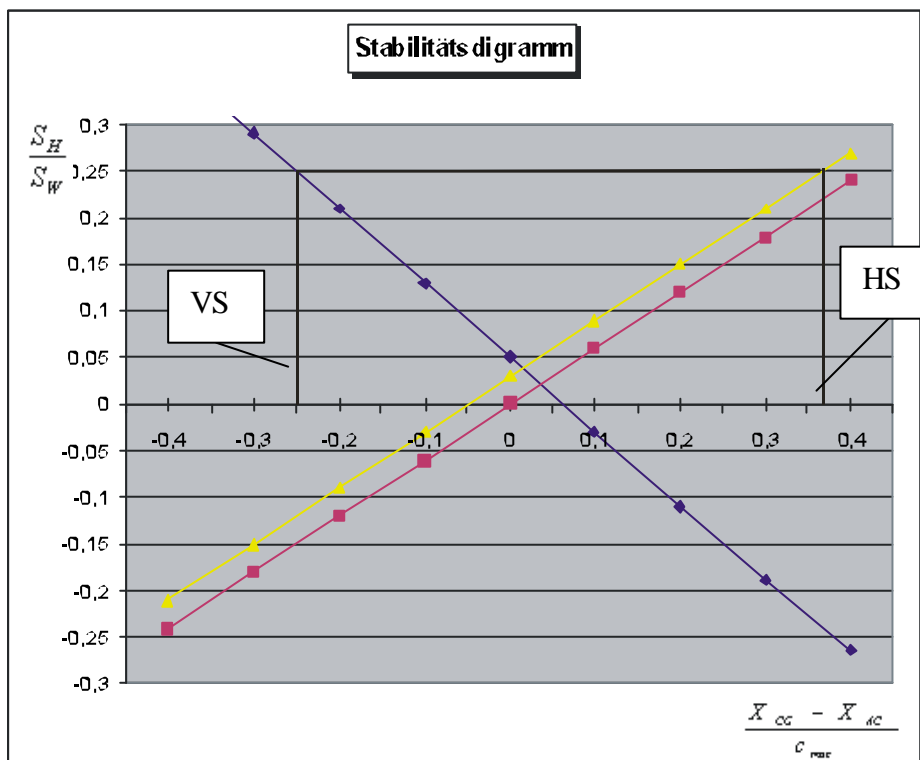
Folgende Daten wurden schon in den vorigen Kapitel durchgerechnet und sind zu besserer Übersicht nochmals aufgeführt.

Abstand LEMAC von der Rumpfnase: $LEMAC = 11.25 \text{ m}^2$

Abstand MAC von der Rumpfmittle: $H = \frac{(b/2 \cdot (c_r - c_{mac}))}{(c_r - c_t)}$ mit $c_t = 0.9124 \text{ m}$

$$\rightarrow H = 4.649 \text{ m}$$

Das im Kapitel Leitwerke II gewonnene Stabilitätsdiagramm liefert nun den vorderen und hinteren Schwerpunkt-



→ VS bei $-0.25 \cdot c_{mac}$

→ HS bei $+0.37 \cdot c_{mac}$

$$x_{CG,aft} = x_{LEMAC} + 0.25 \cdot c_{mac} + HS = 11.25 \text{ m} + 0.25 \cdot 2.8771 \text{ m} + 0.37 \cdot 2.8771 \text{ m} = 13.03 \text{ m}$$

$$x_{CG,fwd} = x_{LEMAC} + c_{mac} \cdot (0.25 + VS) = 11.25 \text{ m} + 2.8771 \text{ m} \cdot (0.25 - 0.25) = 11.25 \text{ m}$$

Die Z-Lage des Gesamtschwerpunktes muss aber trotzdem durch folgende Formel bestimmt werden:

$$Z_{CG} = \frac{\sum m_i \cdot z_i}{\sum m_i} = \frac{z_{HLW} \cdot m_{HLW} + z_{SLW} \cdot m_{SLW} + z_W \cdot m_W + z_{Triebwerke} \cdot m_{Triebwerke} + z_{Systeme} \cdot m_{Systeme} + z_{Rumpf} \cdot m_{Rumpf}}{m_{ges}}$$

$$\rightarrow Z_{CG} = \frac{14509 \text{ kg} \cdot \text{m}}{5773.03 \text{ kg}} = 2.51 \text{ m}$$

Z_{CG} von der Rumpfoberkante (aus Janes Bild) :

$$\rightarrow Z_{CG} = 0.65 \text{ m}$$

Die Hauptfahrwerksposition soll am hinteren Steg des Flügel liegen, damit eine gute Krafteinleitung in den Rumpf (Flügel) besteht. Dadurch wird auch die Position bei $x_{MLG} = 13.30 \text{ m}$ festgelegt. Dadurch sollte nach Möglichkeit auch alle Kriterien erfüllt werden z.B. Tipp-over-criterion, damit keine teuren Bauten oder Änderung der Tragflächenposition erfolgen muss.

$$M = x_{MLG} - x_{CG, aft} = 13.3 \text{ m} - 13.03 \text{ m} = 0.97 \text{ m}$$

$$(F - L) = x_{MLG} - x_{CG, fwd} = 13.3 \text{ m} - 11.25 \text{ m} = 2.05 \text{ m}$$

Da das Bugfahrwerk 8% des Gewichtes tragen soll, ergibt sich der Radstand nun folgendermaßen

$$F = \left(\frac{M}{0.08} \right) = \left(\frac{0.97 \text{ m}}{0.08} \right) = 12.13 \text{ m}$$

Der Einbauort des Bugfahrwerks wird nun durch die einfache Formel bestimmt.

$$X = x_{MLG} - F = 13.3 \text{ m} - 12.13 \text{ m} = 1.17 \text{ m}$$

Die Spurweite: $sw = 3.56 \text{ m}$ wurde so festgelegt, weil das Originalflugzeug auch dieselbe Spurweite aufweist.

Radstand: $F = 12.13 \text{ m}$

Nun kann auch ermittelt werden, ob das Tip-over criterion erfüllt wird. Folgende Gleichungen sind relevant.

$$\alpha = \arctan\left(\frac{sw/2}{F}\right) = 0.145704$$

$$h = F - D = \left(12.13 \text{ m} - (x_{CD, aft} - x_{CG, fwd})\right) \cdot \sin \alpha = 1.5027 \text{ m}$$

$$\gamma = \arctan\left(\frac{sw/2}{h}\right) = 49.88^\circ \leq 55^\circ$$

Somit wird das Kriterium erfüllt und es bedarf keine neuen Anordnung des Flügels oder ähnlichem.

Folgend wird nun eine Reifenwahl durchgeführt, welche wiederum sich um die Originalreifen handeln.

$m_{MTO} = 11735.23 \text{ kg}$, welches 25871 lb entspricht

Nach Tabelle 9.1

Hauptfahrwerk: 26.0x6.6 R14
Bugfahrwerk: 14.5x5.5 R6

Nach Tabelle 2.4

Reifendruck ca. 60 psi (da $m_{MTO} = 25871 \text{ lb}$)
(Reifendruck gilt für alle Reifen)

LCN-Wert:

$$L_{MLG,max} = \frac{m_{MTO} \cdot (\text{Radstand} - (x_{MLG} - x_{CG,aft}))}{(2 \cdot \text{Radsatnd})} = 5736.9 \text{ kg} = 12647.7 \text{ lb}$$

Reifenkontaktfläche:

$$A_c = \frac{\text{tireload}}{\text{tirepressure}} = \frac{12647.7 \text{ lb}}{60 \frac{\text{lb}}{\text{in}^2}} = 95.61 \text{ in}^2$$

Reductionfactor mit $L = 45 \text{ in}$ und $S_T = 24 \text{ in}$:

$$\rightarrow RF = 1.15$$

$$\rightarrow ESWL = \frac{12647.7 \text{ lb}}{1.15} = 10998 \text{ lb}$$

$$\rightarrow LCN = 10$$

10 Direct Operating Costs

10.1 Allgemeines

Es gibt verschieden Arten der Kostenberechnungen für ein Flugzeugmuster. Die Art ist abhängig aus welcher Sicht diese gemacht wird. Jeder setzt seine Schwerpunkte woanders, so das diese Arten sehr vielseitig sind. Im Flugzeugbau haben die DOC-Methoden (Direct Operating Costs) die größte Verbreitung gefunden, deswegen sie auch in diesem Bericht nur auf diese Art eingegangen wird. Mit dieser Methode werden die direkten Betriebskosten eines Flugzeuges aus den Einzelkosten der unten genannten Bereiche berechnet.

- Abschreibung C_{DEP}
- Zinsen C_{INT}
- Versicherung C_{INS}
- Kraftstoff C_F
- Wartung C_M
- Besatzung C_C
- Gebühren C_{FEE}

Die DOC sind dann die Summe dieser Einzelkostenelemente.

10.2 Berechnung der DOC-Kostenelemente

10.2.1 Abschreibung

Die Abschreibung C_{DEP} ist die Verteilung der Wertminderung eines Gegenstandes auf die Nutzungsdauer n_{DEP} . C_{DEP} errechnet sich aus dem Kaufpreis P_{total} , dem Wiederverkaufspreis $P_{residual}$ und der Nutzungsdauer n_{DEP} .

$$C_{DEP} = \frac{P_{total}}{n_{DEP}} \cdot \left(1 - \frac{P_{residual}}{P_{total}}\right)$$

P_{total} wiederum setzt sich zusammen aus dem Auslieferungspreis und dem Preis der Ersatzteile.

$P_{delivery}$ lässt sich nur über eine Abschätzmethode berechnen.

$$P_{delivery} = \frac{P_{delivery}}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO}$$

Parameter:

$$\frac{P_{delivery}}{m_{MTO}} = 350 \frac{\$}{\text{kg}} \quad (\text{für Langstreckenflugzeuge})$$
$$m_{MTO} = 11735.23 \text{ kg}$$

Daraus ergibt sich:

$$P_{delivery} = 4.107 \text{ Mio } \$$$

Der Preis für Ersatzteile errechnet sich aus einem Anteil am Preis der Triebwerke sowie aus einem Anteil am Preis der Zelle.

Wenn keine Herstellerangaben vorliegen, berechnet sich der Triebwerkspreis nach **Jenkinson 1999b** aus

$$P_E = 293 \text{ US\$} \cdot \left(\frac{T_{TO}}{N} \right)^{0.81}$$

Mit dem Startschub eines Triebwerks von 257706 N ergibt sich ein Triebwerkspreis von:

$$P_E = 1.188 \text{ Mio } \$$$

Der Zellenpreis ist der Gesamtpreis abzüglich des Preises der Triebwerke (2 Engines).

$$P_{AF} = P_{delivery} - n_E \cdot P_E$$

$$P_{AF} = 1.731 \text{ Mio } \$$$

Der Ersatzteilpreis ergibt sich jetzt aus diesen Ergebnissen und weiteren Faktoren.

$$P_S = k_{S,AF} \cdot P_{AF} + k_{S,E} \cdot n_E \cdot P_E$$

Parameter:

$$k_{S,AF} = 0.10 \quad (\text{AI 1989})$$
$$k_{S,E} = 0.31 \quad (\text{AI 1989})$$

Daraus folgt:

$$P_S = 0.866 \text{ Mio } \$$$

Der Gesamtpreis ergibt sich somit zu:

$$P_{Total} = P_{delivery} + P_S$$

$$P_{Total} = 4.107 \text{ Mio } \$ + 0.886 \text{ Mio } \$$$

$$P_{Total} = 4.993 \text{ Mio } \$$$

Gemäß AI 1989 beträgt die Abschreibzeit $n_{DEP} = 16$ Jahre.

Das Verhältnis von $P_{residual}/P_{total}$ beträgt 0,1 so das sich die Gesamtabschreibung C_{DEP} ergibt zu:

$$C_{DEP} = \frac{P_{Total} \cdot \left(1 - \frac{P_{residual}}{P_{Total}}\right)}{n_{DEP}} = 231019 \$ \text{ pro Jahr}$$

10.2.2 Zinsen

Die an den Investor zu zahlenden Zinsen C_{INT} betragen pro Jahr

$$C_{INT} = p_{av} \cdot P_{total}$$

Mit $p_{av} = 0.0534$ (AI 1989) betragen die jährlich zu zahlenden Zinsen:

$$C_{INT} = 266626 \text{ US\$}$$

Versicherung

Vereinfacht werden die Versicherungskosten C_{INS} eines Flugzeuges als Prozentsatz k_{INS} vom Flugzeugpreis berechnet.

Mit $k_{INS} = 0,005$ (AI 1989) betragen die Versicherungskosten:

$$C_{ins} = k_{ins} \cdot P_{delivery}$$

$$C_{ins} = 20535 \text{ US\$/Jahr}$$

Um die weiteren Berechnungen durchführen zu können muss die Flugzeugnutzung bestimmt werden.

Berechnung der Flugzeugnutzung

Die jährliche Flugzeugnutzung $U_{a,f}$ mit der Anzahl der Flüge pro Jahr $n_{t,a}$ und den Flugstunden t_f abgeschätzt werden.

$$U_{a,f} = n_{t,a} \cdot t_f$$

Wobei

$$U_{a,f} = t_f \cdot \frac{k_{U1}}{t_f + k_{U2}}$$

ist.

Aus AEA 1989b entnehmen wir die Faktoren:

$$k_{U1} = 4800$$

$$k_{U2} = 0.42$$

$$t_f = 11 \text{ h}$$

Daraus folgt:

$$U_{a,f} = 4823,47$$

Mit der folgenden Formel kann nun $n_{t,a}$ bestimmt werden.

$$n_{t,a} = \frac{U_{a,f}}{t_f} = 420,32$$

10.2.4 Kraftstoffkosten

Die Kraftstoffkosten C_F lassen sich berechnen aus:

$$C_F = n_{t,a} \cdot P_F \cdot m_F$$

Der Treibstoffpreis P_F wird mit 0.2922 US\$ pro kg Kerosin veranschlagt (Lufthansa, Mai 2000).

Die Masse des Kraftstoffes wird nach Breguet, wie in **Kapitel 2.1** (Massenabschätzung) beschrieben, errechnet.

Für diese Berechnung kommt aber nur der Kraftstoff, der wirklich verfliegen wurde zum tragen. der Sicherheitskraftstoff wird also vernachlässigt und bei der Mission Fuel Fraction nicht berücksichtigt. Alle anderen angegebenen Verhältnisse stammen aus der Massenabschätzung.

Es ergibt sich die neue Mission Fuel Fraction M_{ff} zu

$$M_{ff} = \frac{m_9}{m_8} \cdot \frac{m_8}{m_7} \cdot \frac{m_6}{m_5} \cdot \frac{m_5}{m_4} \cdot \frac{m_4}{m_3} \cdot \frac{m_3}{m_2} \cdot \frac{m_2}{m_1} \quad [\text{Roskam}]$$

$$M_{ff} = 0.6213$$

$$(1 - M_{ff}) = \frac{m_F}{m_{MTO}} = 0.3787$$

Daraus folgt:

$$m_F = m_{MTO} \cdot 0.3787 = 4444.13 \text{ kg}$$

Die jährlichen Kraftstoffkosten C_F betragen somit:

$$C_F = 545401 \text{ US\$}$$

10.2.5 Wartungskosten

Die Wartungskosten setzen sich aus Personal- $C_{m,L}$ und Materialkosten $C_{M,M}$ zusammen. Die Abschätzung der Wartungsstunden und der Materialkosten werden für einzelne Teile des Flugzeugs berechnet und dann zusammen addiert.

$$C_M = ((t_{M,AF,f} + t_{M,E,f}) \cdot L_M + C_{M,M,AF,f} + C_{M,M,E,f}) \cdot t_f \cdot n_{t,a}$$

Hierbei ist

$t_{M,AF,f}$	Wartungszeit der Zelle pro Flugstunde
$t_{M,E,f}$	Wartungszeit der Triebwerke pro Flugstunde
L_M	Stundensatz bezogen auf die Wartungsstunde
$C_{M,M,AF,f}$	Materialkosten der Zelle pro Flugstunde
$C_{M,M,E,f}$	Materialkosten der Triebwerke pro Flugstunde
t_f	Stunden pro Flug
$n_{t,a}$	Anzahl der Flüge pro Jahr

Die Kosten werden also in Kosten für das Triebwerk und in Kosten für die Zelle aufgeteilt.

$C_{M,M,AF,f}, C_{M,M,E,f}, t_{M,AF,f}, t_{M,E,f}$ werden nach AEA 1989b folgendermaßen abgeschätzt :

Wartungszeit der Zelle

$$t_{M,AF,f} = \frac{1}{t_f} \cdot \left(9 \cdot 10^{-5} \frac{1}{kg} \cdot m_{AF} + 6,7 - \frac{350000kg}{m_{AF} + 75000kg} \right) \cdot (0,8 \cdot h + 0,68 \cdot t_f)$$

Parameter:

$$m_{AF} = m_{OE} - m_{E,inst} \quad (\text{Massenberechnung})$$

$$m_{AF} = 4214,79 \text{ kg}$$

$$t_f = 11 \text{ h}$$

Daraus folgt:

$$t_{M,AF,f} = 2.003 \cdot \frac{\text{h}}{\text{Stunde}}$$

Wartungskosten der Zelle:

$$C_{M,M,AF,f} = \frac{1}{t_f} \cdot \left(4,2 \cdot 10^{-6} + 2,2 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{1}{h} \cdot t_f \right) \cdot P_{AF}$$

Parameter:

$$P_{AF} = 1.188 \text{ Mio U\$}$$

Es folgt:

$$C_{M,M,AF,f} = 3,07 \frac{\$}{\text{Stunde}}$$

Wartungszeit der Triebwerke:

$$t_{M,E,f} = n_E \cdot 0,21 \cdot k_1 \cdot k_3 \cdot \left(1 + 1,02 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{1}{N} \cdot T_{TO} \right)^{0,4} \cdot \left(1 + \frac{1,3 \cdot h}{t_f} \right)$$

Parameter:

$$T_{T0} = 28.47 \text{ kN}$$

Die Faktoren k_1 und k_2 und k_3 müssen extra berechnet werden:

$$k_1 = 1.27 - 0.2 \cdot BPR^{0.2}$$

$$BPR = 5.00$$

$$k_1 = 0.994057$$

$$k_2 = 0.4 \cdot \left(\frac{OAPR}{20}\right)^{1.3} + 0.4$$

$$OAPR = 35.0$$

$$k_2 = 1.228$$

$$k_3 = 0.032 \cdot n_c + k_4$$

Es ergibt sich eine Wartungszeit für die Triebwerke von:

$$t_{M,E,f} = n_E \cdot 0,21 \cdot k_1 \cdot k_3 \cdot \left(1 + 1,02 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{1}{N} \cdot T_{T/0,E}\right)^{0,4} \cdot \left(1 + \frac{1,3 \cdot h}{t_f}\right)$$

$$C_{M,M,E,f} = n_E \cdot 2,56 \frac{\text{US\$}}{\text{h}} \cdot k_1 \cdot (k_2 + k_3) \cdot \left(1 + 1,02 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{1}{N} \cdot T_{T/0}\right)^{0,8} \cdot \left(1 + \frac{1,3 \cdot h}{t_f}\right) \cdot k_{INF}$$

In diesen Gleichungen ist:

Die Masse der Zelle

$$m_{AF} = m_{OE} - m_{E,inst}$$

($m_{E,inst}$ siehe Massenabschätzung)

Der Preis der Zelle

$$P_{AF} = P_{delivery} - n_E \cdot P_E$$

Der Startschub eines Triebwerks $T_{TO} = 28.47 \text{ kN}$

$$k_1 = 1.27 - 0.2 * BPR^{0.2}$$

$$k_2 = 0.4 * \left(\frac{OAPR}{20}\right)^{1.3} + 0.4$$

$$k_3 = 0.032 * n_c + k_4$$

für ein 2-Wellentriebwerk $k_4 = 0.57$

Mit einer bypass ratio (BPR) von 5.0 einem Druckverhältnis (OAPR) von 35.0 der Anzahl der Verdichterstufen (n_c) von 15, unserem MOE von 6191 kg, einem Stundensatz bezogen auf die Wartungsstunde von 69 US\$/h und einem Faktor $k_{inf} = 1.4292$, der den Inflationsausgleich zwischen 1989 und 2000 berücksichtigt, ergibt sich

$$C_M = ((t_{M,AF,f} + t_{M,E,f}) * L_M + C_{M,M,AF,f} + C_{M,M,E,f}) * t_f * n_{t,a} = 95151.3 \text{ US\$/Jahr.}$$

Personalkosten

Die Personalkosten C_C setzen sich zusammen aus den Kosten für die Cockpit- $C_{C,CO}$ und die Kabinenbesatzung $C_{C,CA}$.

$$C_C = C_{C,CO} + C_{C,CA}$$

Da die Besatzung nach Blockzeit t_b bezahlt wird, werden dann n Besatzungsmitglieder mit einem mittleren Stundensatz L bezahlt.

$$C_C = (n_{CO} \cdot L_{CO} + n_{CA} \cdot L_{CA}) \cdot t_b \cdot n_{t,a}$$

Parameter:

$n_{CO} = 2$	(Langstrecke \Rightarrow zwei Mann Cockpitbesatzung)
$n_{CA} = 0$	(Rumpfauslegung)
$L_{CO} = 355 \text{ \$/h}$	(AEA 1998)
$L_{CA} = 90 \text{ \$/h}$	(AEA 1998)
$n_{t,a} = 420,32$	

Die Blockzeit t_b besteht aus der Flugzeit t_f und der Zeit, die für das Rollen zur Startbahn, das Zurückschieben des Flugzeugs sowie das Warten auf Freigabe vor und nach dem Start. Sie wird nach AEA 1989b mit durchschnittlich 0,42 Stunden angegeben.

$$t_b = t_f + \Delta t$$

Die Flugzeit kann nur abgeschätzt werden.

Da es sich um ein Langstreckenflugzeug handelt, werden 11 Stunden für t_f angenommen.

Daraus folgt für die Blockzeit:

$$t_b = 11h + 0,45h$$

$$t_b = 11,45h$$

Eingesetzt in die Ausgangsgleichung ergeben sich die Personalkosten zu:

$$C_c = 3.417 \text{ Mio US\$}$$

Gebühren

Die Kosten für die Gebühren C_{EE} setzen sich zusammen aus den Landegebühren $C_{FEE,LD}$, den Flugsicherungsgebühren $C_{FEE,NAV}$ und den Abfertigungsgebühren $C_{FEE,GND}$.

$$C_{FEE} = C_{FEE,LD} + C_{FEE,NAV} + C_{FEE,GND}$$

Die Einzelkostenelemente setzen sich zusammen aus:

$$C_{FEE,LD} = k_{LD} \cdot m_{TOW} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF}$$

$$C_{FEE,NAV} = k_{NAV} \cdot R \cdot m_{TOW}^{0,5} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF}$$

$$C_{FEE,GND} = k_{GND} \cdot m_{PL} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF}$$

Parameter: AEA 1989b

$$k_{LD} = 0.0059$$

$$k_{NAV} = 0.00166$$

$$k_{GND} = 0.11$$

$$m_{MTO} = 11735.23 \text{ Kg (Masseberechnung)}$$

$$R = 15927.6 \text{ km (Vordimensionierung)}$$

$$m_{PL} = 1100 \text{ Kg (Spezifikationen)}$$

$$n_{t,a} = 420,32$$

$$k_{INF} = 1,48$$

Daraus folgt:

$$C_{FEE,LD} = 43071 \text{ US\$}$$

$$C_{FEE,NAV} = 1.78 \text{ Mio. US\$}$$

$$C_{FEE,GND} = 75270.9 \text{ Mio. US\$}$$

Es ergeben sich somit Gesamtgebühren in Höhe von:

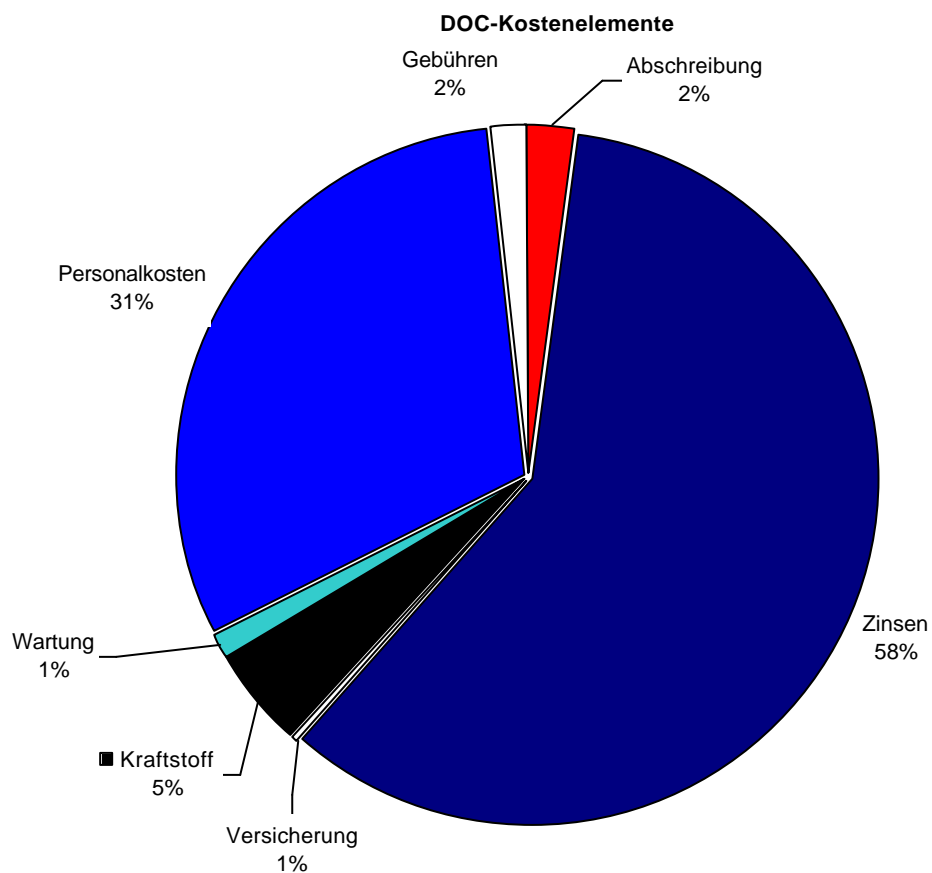
$$C_{FEE} = 1.890 \text{ Mio. US\$}$$

Darstellung der DOC-Kostenelemente

Die jährlichen Gesamtkosten können nun aufaddiert werden und ergeben sich zu

$$C_{DOC} = C_{DEP} + C_{INT} + C_{INS} + C_F + C_M + C_C + C_{FEE}$$

$C_{DOC} =$



Äquivalente Tonnen-km-Kosten

Die jährlichen Flugzeugkosten können jetzt noch auf eine bestimmte Flugmission, z.B. die Anzahl der Flüge pro Jahr (Flugmissionskosten), bezogen werden. Weiterhin kann man die Flugzeugkosten auf die pro Jahr geflogenen km (Flug-km-Kosten) und die pro Flug beförderte Nutzlast (Tonnen-Kilometer-Kosten) beziehen.

So berücksichtig man das Einnahmepotential, denn umso mehr Nutzlast man befördert desto kleiner werden die Tonnen-km-Kosten.

Da jedoch Passagiere mehr Geld einbringen als Fracht, sollte man diese unterscheiden und zur Beurteilung die äquivalenten Tonnen-km-Kosten berechnen. Die Nutzlast wird zu dieser Berechnung unterteilt in Passagierlast m_{Pax} , Gepäcklast $m_{Baggage}$, Frachtlast auf dem unteren Deck $m_{Cargo,CLD}$ und in lose Frachtlast $m_{Cargo,B}$.

$$C_{equiv,m} = \frac{C_{DOC}}{(m_{Pax} + m_{Baggage} + k_{CLD} \cdot m_{Cargo,CLD} + k_B \cdot m_{Cargo,B}) \cdot R}$$

mit den Faktoren nach DLH 1982

$$k_{CLD} = 0,8$$
$$k_B = 0,5$$

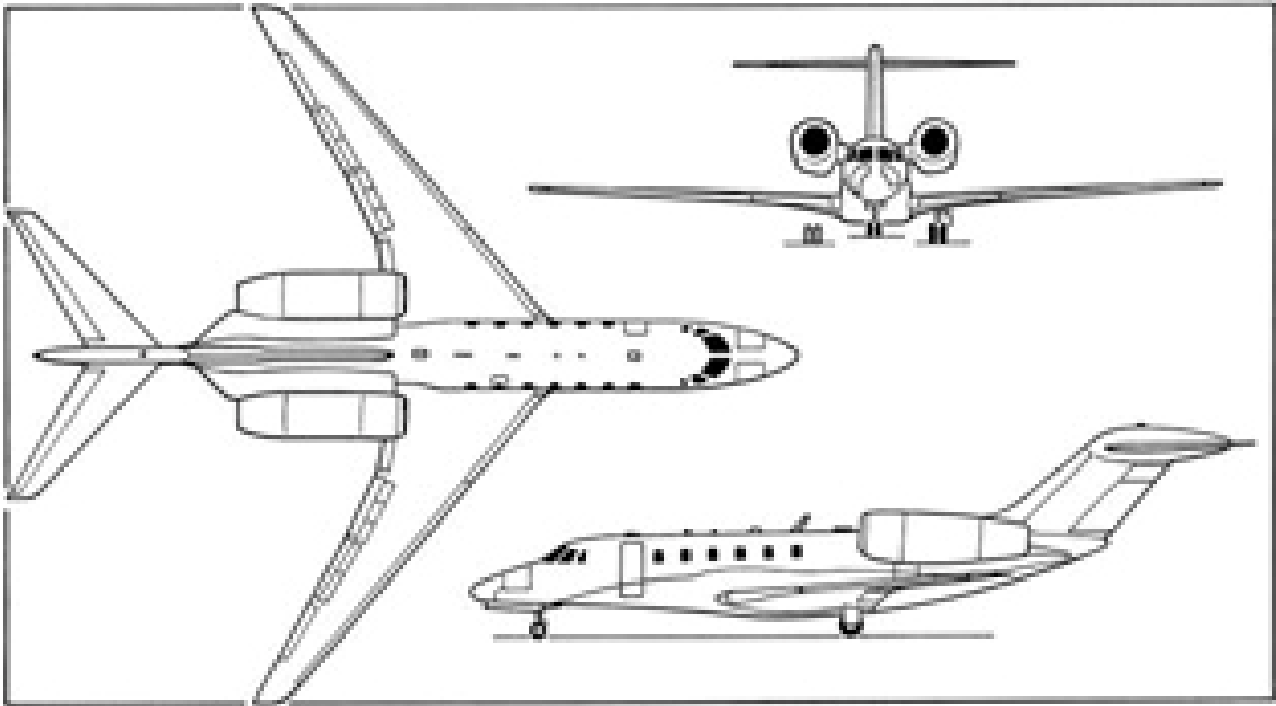
und den Werten aus der Kabinenauslegung

$$m_{Pax} = 635.2 \text{ Kg}$$
$$m_{Baggage} = 144.8 \text{ Kg}$$
$$m_{Cargo,CLD} = 0 \text{ Kg}$$
$$m_{Bulk} = 0 \text{ Kg}$$

ergibt sich ein

$$C_{equiv,m} = 0.52044 \frac{\text{US}}{\text{kg} \cdot \text{km}}$$

Cessna Citation X:



Abkürzungen

A	: Streckung
a	: Schallgeschwindigkeit
b	: Spannweite
BPR	: Nebenstromverhältnis
bw	: Spannweite abzüglich Rumpfbreite am Ort der Flügelunterbringung
c	: Profiltiefe
C_D	: Widerstandsbeiwert
c_L	: Auftriebsbeiwert (2-D)
C_L	: Auftriebsbeiwert (3-D)
$c_{L\alpha}$: Auftriebsgradient (2-D) in 1/rad
$C_{L\alpha}$: Auftriebsgradient (3-D) in 1/rad
d	: Rumpfbreite am Ort der Flügelunterbringung
E	: Gleitzahl
e	: Oswald-Faktor
g	: Erdbeschleunigung
ISA	: International standard atmosphere
i	: Einstellwinkel zur x-Achse in der x-z-Ebene
K	: Korrekturfaktor Pfeilung
k_L	: empirisch ermittelter Landefaktor
m	: Masse
Ma	: Machzahl
MAC	: Mean Aerodynamic Chord (mittlere aerodynamische Flügeltiefe)
MLW	: Maximales Landegewicht
MOE	: Gewicht ohne Nutzlast und Treibstoff
MTOW	: Maximales Startgewicht
p (h)	: Druckhöhe
S	: Fläche
s_{LFL}	: Sicherheitslandestrecke
t	: Profildicke
T	: Triebwerksschub
TOBFL	: Take off balanced field length
V	: Volumen
v	: Fluggeschwindigkeit
$\frac{x_{CG-AC}}$: relativer Abstand Schwerpunkt-Neutralpunkt in Bezug auf c_{MAC}
N	: Giermomentenbeiwert
C_H	: Leitwerksvolumenbeiwert Höhenleitwerk
C_V	: Leitwerksvolumenbeiwert Seitenleitwerk

$C_{M,\alpha}$: Nickmomentenbeiwertderivativ
C_N	: Giermomentenbeiwert
$C_{N,\beta}$: Giermomentenbeiwertderivativ
C_Y	: Seitenkraftbeiwert
$C_{Y,\beta}$: Seitenkraftbeiwertderivativ
l	: Länge/Hebelarm
q	: Staudruck
m_F	: Rumpfmasse
m_W	: Flügelmasse
b_S	: strukturelle Spannweite
t_r	: Profildicke der Flügelwurzel
S_W	: Flügelfläche
M_{MZF}	: maximale Leertankmasse
V_D	: Sturzfluggeschwindigkeit
M_D	: Sturzflugmachzahl
l_H	: Hebelarm des Höhenleitwerks
w_F	: maximale Rumpfbreite
h_F	: maximale Rumpfhöhe
$S_{F,wet}$: Fläche des Rumpfes
m_V	: Masse des Seitenleitwerks
m_C	: Canard-Wing-Masse
S_V	: Seitenleitwerksflosse
S_C	: Canard-Wing-Fläche
b_V	: Spannweite des Seitenleitwerks
z_H	: senkrechter Abstand von der Wurzel des Seitenleitwerks bis zu der Stelle wo das Höhenleitwerk am Seitenleitwerk befestigt ist
m_{LG}	: Fahrwerksmasse
$m_{LG,N}$: Masse des Bugfahrwerks
$m_{LG,M}$: Masse des Hauptfahrwerks
m_N	: Masse aller Triebwerksgondeln zusammen
T_{TO}	: Startschub aller Triebwerke zusammen
m_E	: Masse eines Triebwerkes ohne Anbauteile zur Triebwerksintegration
$m_{E,inst}$: Masse der installierten Triebwerke
n_E	: Anzahl der Triebwerke
m_{SYS}	: Masse der Systeme
l_F	: Rumpflänge
d_F	: Rumpfdurchmesser
λ_F	: Schlankheitsgrad des Rumpfes
x_i	: Abstände der Einzelschwerpunkte
m_i	: Einzelmassen
M_{ff}	: Fuel Factor

m_{MPL}	: Maximum Pay Load
m_{WG}	: Masse der Flügelgruppe
m_{FG}	: Masse der Rumpfgruppe
$x_{WG,LEMAC}$: Abstand LEMAC bis zum CG der Flügelgruppe
x_{FG}	: Abstand Nullpunkt bis CG der Rumpfgruppe
x_{LEMAC}	: Abstand Nullpunkt bis LEMAC
x_{AC}	: Abstand zum Neutralpunkt
x_{CG}	: Schwerpunkt
C.G. FG	: Schwerpunkt Rumpfgruppe
C.G. WG	: Schwerpunkt Flügelgruppe
$x_{CG,LEMAC}$: Abstand vom LE auf dem MAC des Gesamtflugzeugs bis zum CG

α	: Anstellwinkel des Flügels (Winkel zur x-Achse in der x-z-Ebene)
β	: Machzahlkorrekturterm $\sqrt{1 - Ma^2}$
Γ	: Dihedral angle (V-Winkel); Winkel zur y-Achse in der y-z-Ebene
ε	: Schränkung (Differenz der Winkel zur x-Achse in der x-z-Ebene zwischen tip und root) Abwindwinkel
η	: Dimensionslose Flügelkoordinate $\eta = (y / (bw/2))$ ab Rumpf Verhältnis der Staudrücke q_w / q
φ	: Pfeilwinkel zur y-Achse in der x-y-Ebene
K	: Isentropenexponent der Luft = 1,4
κ	: Abweichung vom theoretischen Auftriebsgradienten (ebene Platte)
λ	: Zuspitzung
ρ	: Dichte
σ	: Dichteverhältnis ρ / ρ (ISA, 0m)

Bezugsabkürzungen

app	: Landeanflug
W,Wing	: Flügel
eff	: Effektivwert
max	: Maximalwert
md	: bei minimalem Widerstand
mo	: maximum operating
kink	: Schnittebene der beiden Trapezgeometrien
tip	: Flügelspitze
root	: Flügelwurzel
Wf	: Flügel, der dem Hochauftriebssystem vor- bzw nachgelagert ist
D	: Drag
DD	: drag divergence (unerwünschter Widerstandsanstieg)
cr,cruise	: Reiseflug
fuel	: Treibstoff
0	: Nullauftrieb
clean	: ohne Hochauftriebshilfen
L,Land	: Landung ; Landegeschwindigkeit
TO	: Start ; Startgeschwindigkeit
HL	: Scharnierlinie der Slats (= 14,5 % chord)
Wet	: Benetzte Oberfläche des Flugzeugs
H	: Horizontal Tail (Höhenleitwerk)
V	: Vertical Tail (Seitenleitwerk)
E	: Engine (Triebwerk)
LE	: Leading Edge (Flügelvorderkante)

Literaturverzeichnis

Gedruckte Quellen

- Abbott** ABBOTT, I.H.; DOENHOFF, A.E.: *Theory of Wing Sections*. New York : Dover, 1959
- Currey** CURREY, N.S.: *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. AIAA Education Series. Washington D.C.: AIAA, 1988
- DATCOM** HOAK, D.E.: *USAF Stability and Control Datcom*. Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio, 1978.
- Dubs** DUBS, F.: *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung*. Basel : Birkhäuser 1987
- FAR 25** U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 25, Transport Category Airplanes*
- JAR 25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Aviation Requirements, JAR-2, Large Aeroplanes*
- Lambert** LAMBERT, M.: *Jane's all the World's Aircraft, Jahrgang 1992*. Coulsdon, Surrey: Jane's Information Group 1992
- Loftin** LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance*. NASA Reference Publication 1060, 1980
- Marckwardt** MARCKWARDT, K.: *Unterlagen zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1998
- Nicolai** NICOLAI, L.M.: *Fundamentals of Aircraft Design*. Eigenverlag, 1975
- Obert** OBERT, E.: *Aircraft Design and Aircraft Operation*. Short Course Notes, Linköping Technische Hochschule, 1997
- Raymer** RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, Washington D.C.: AIAA 1989

- Schmitt** SCHMITT, D.: *Luftfahrttechnik, Flugzeugentwurf*. Technische Universität München, Lehrstuhl für Luftfahrttechnik, Skript zur Vorlesung, 1988
- Scholz** SCHOLZ, D.: *Vorlesungsskript zur Vorlesung „Flugzeugentwurf“*. Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 1999
- Torenbeek** Torenbeek, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : Delft University Press, 1988

Internet-Quellen

- Aviation Homepage** <http://cip.physik.uni-wuerzburg.de/~pschirus/aviation>
- Jetaviation** <http://www.jetaviation.com>