



## Lösung zur Klausur Flugmechanik mit Labor (FML) WS 13/14

Datum: 24.01.2014

### 1. Klausurteil

(keine Hilfsmittel - 60 Minuten - 28 Punkte)

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache! Schreiben Sie so deutlich, dass ich die korrekte Rechtschreibung beurteilen kann! (3 Punkte)

|                                 |                    |
|---------------------------------|--------------------|
| 1. Lastvielfaches               | load factor        |
| 2. Leitwerksvolumen             | tail volume        |
| 3. loses Ruder                  | stick free         |
| 4. negative V-Form              | anhedral           |
| 5. Neutralpunkt (des Flugzeugs) | neutral point      |
| 6. Neutralpunkt *               | aerodynamic center |
| 7. Nullwiderstand               | zero-lift drag     |
| 8. Nurflügler                   | flying wing        |
| 9. Nutzlast                     | payload            |
| 10. Oberflächenwiderstand       | skin friction drag |
| 11. Profiltiefe                 | chord line         |
| 12. Profiltiefe                 | chord              |

\* des Profils, des Flügels oder der Flügel-Rumpfkombination

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache! (3 Punkte)

|                                   |   |
|-----------------------------------|---|
| 1. longitudinal dynamic stability | dynamische Stabilität der Längsbewegung |
| 2. mean aerodynamic chord         | mittlere aerodynamische Flügeltiefe     |
| 3. mean sea level                 | Meeresspiegel                           |
| 4. operating empty mass           | Betriebsleermasse                       |
| 5. performance                    | Leistungsvermögen / Leistung            |
| 6. piston                         | Kolben                                  |
| 7. pressure height                | Druckhöhe                               |
| 8. pull out maneuver              | Abfangmanöver (allgemein)               |
| 9. range                          | Reichweite                              |
| 10. rate of climb                 | Steigrate                               |
| 11. reverse thrust                | Schubumkehr                             |
| 12. rudder                        | Seitenruder                             |

**Hinweise:**

- Zu den Multiple-Choice-Aufgaben kann jede Antwort richtig sein oder auch gar keine. Eine beliebige Kombination ist möglich!
- **Markieren Sie die richtigen Aussagen hier im Aufgabenblatt.**
- Geben Sie alle Aufgabenzettel ab!
- Wenn nicht anders angegeben gibt jede Aufgabe einen Punkt.

1.3) Es geht um den Zusammenhang zwischen der geometrischen Höhe ( $h$ ) und der geopotentielle Höhe ( $H$ ).  $r_e$  is der Radius der Erde. Welche Gleichung(en) ist (sind) richtig?

A  $H = \frac{1}{g_0} \int_0^h g(h) ds$

B  $H = \int_0^h \frac{r_e^2}{(r_e + h)^2} ds$

C  $H = \frac{r_e h}{r_e + h}$

- 1.4)  A „Im Winter sind die Berge Höher.“  
 B Die Druckhöhe steigt mit steigender Temperatur.  
 C Die Kabinenhöhe sinkt, wenn ein Fenster heraus fällt.

- 1.5) A QNH: Bezug Flugplatz      QFE: Bezug MSL      FL: Bezug 1013 hPa  
 B QNH: Bezug Flugplatz      QFE: Bezug 1013 hPa      FL: Bezug MSL  
 C QNH: Bezug MSL      QFE: Bezug Flugplatz      FL: Bezug 1013 hPa  
 D QNH: Bezug MSL      QFE: Bezug 1013 hPa      FL: Bezug Flugplatz  
 E QNH: Bezug 1013 hPa      QFE: Bezug Flugplatz      FL: Bezug MSL  
 F QNH: Bezug 1013 hPa      QFE: Bezug MSL      FL: Bezug Flugplatz

Richtig ist **C**

1.6) Welche Instrumentenanordnung ist üblich?

- A    1 3 5      B    1 3 6      C    1 3 6      D    1 3 2  
       2 4 6            2 4 5            5 4 2            5 4 6

Dabei ist:

- 1.) Fahrtmesser
- 2.) Variometer
- 3.) Künstlicher Horizont
- 4.) Kurskreisel
- 5.) Kurvenkoordinator
- 6.) Höhenmesser

Richtig ist **C**

1.7) Welche Umrechnungsreihenfolge(n) ist(sind) korrekt?

- A IAS => EAS => CAS => TS => GS
- B IAS => CAS => EAS => TS => GS
- C  $V_I \Rightarrow V_C \Rightarrow V_E \Rightarrow V \Rightarrow V_G$
- D  $V_I \Rightarrow V_E \Rightarrow V_C \Rightarrow V \Rightarrow V_G$

1.8) Welche Gleichung(en) ist(sind) richtig?

A  $V = \frac{V_E}{\sqrt{\sigma}}$       B  $V_E = \frac{V}{\sqrt{\sigma}}$       C  $V_E \sqrt{\sigma} = V$

Richtig ist **A**

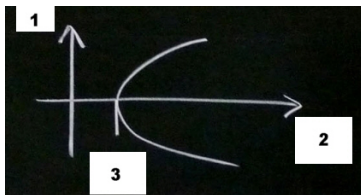
1.9) Ein Flügel hat eine ungepfeilte Vorderkante und ein Zuspitzung  $\lambda = 0,5$ . Die 25%-Linie ist ...

- A ungepfeilt
- B rückwärts gepfeilt
- C vorwärts gepfeilt

1.10) Angenommen, es würde ein Flugzeug gebaut werden mit (durch den Piloten) während des Fluges veränderbaren Einstellwinkel (incidence angle) des Flügels (zum Rumpf). Der Rumpf trage nicht zum Gesamtauftrieb bei. Wenn jetzt ein Pilot dieses Flugzeug im Horizontalflug hält und gleichzeitig den Einstellwinkel vergrößert, dann würde ...

- A der Anstellwinkel größer werden
- B der Auftrieb zu nehmen
- C das Flugzeug die Nase nach unten nehmen
- D das Flugzeug die Nase nach oben nehmen
- E die Lage des Flugzeugs im Raum unverändert bleiben

1.11) Beschriften Sie die Polare an den drei Stellen:



- 1:  $C_L$  oder  $C_A$
- 2:  $C_D$  oder  $C_W$
- 3:  $C_{D0}$  oder  $C_{W0}$

1.12) Wie startet man (mit einem kleineren Flugzeug) sicherer, wenn in beiden Fällen (A oder B) die Startstrecke gleich lang ist?

- A Bergauf gegen den Wind
- B Bergab mit dem Wind
- C Es gibt keinen Unterschied, A und B sind gleich sicher

1.13) Wie erreicht man beim Landen die kürzeste Landstrecke (mit einem kleineren Flugzeug)?

- A steil anfliegen
- B anfliegen mit der normalen Anfluggeschwindigkeit ( $V_{APP} = 1,3 V_S$ )
- C anfliegen mit leicht erhöhter Anfluggeschwindigkeit  $V_{APP} = 1,3 V_S + 5 \text{ kt}$
- D nicht (oder sehr wenig) abfangen und mit einem kräftigen Stoss aufsetzen
- E möglichst weich aufsetzen (durch ausgeprägten Abfangbogen)
- F nach dem Aufsetzen sofort stark bremsen – schon bevor das Bugrad aufgesetzt wurde

1.14) Wie viele Bedingungen müssen erfüllt sein, damit ein Flugzeug bezüglich der Längsbewegung statisch stabil fliegt? *Geben Sie die ganze Zahl hier an:*

2

1.15) Welchen Steiggradienten muss ein Flugzeug mit 2 Triebwerken nach dem Start mindestens erreichen, wenn bereits ein Triebwerk ausgefallen ist (Fahrwerk bereits eingefahren)? *Geben Sie den Prozentwert hier an:*

2,4 %

1.16) Welche Möglichkeiten bestehen eine statische Stabilität der Längsbewegung für Nurflügelflugzeuge (flying wings) zu erreichen?

- A Den Schwerpunkt hinter den Neutralpunkt legen.
- B Den Schwerpunkt vor den Neutralpunkt legen.
- C Anwendung eines S-Schlagprofils.
- D Klappen an der Flügelhinterkante nach oben ausschlagen.
- E Einen Pfeilflügel vorsehen und gleichzeitig eine Flügelverwindung, die außen weniger Auftrieb liefert.

### Fragen zur Vortragsreihe

1.17) Ein Entwicklungsbetrieb ist zugelassen nach EASA Part .. 21 .. /J, ein Herstellbetrieb nach EASA Part .. 21 .. / G und ein Instandhaltungsbetrieb nach EASA Part .. 145 .. . *Bitte ergänzen Sie die drei Zahlen oben!*

1.18) „Sänger“ ist ein .. 2 .. -stufiges Raumtransportsystem.  
*Bitte ergänzen Sie die Zahl oben!*

1.19) Beim Flug über ausgestreckte Hochgebirge sind diese Notsituationen kritisch (und hinreichend wahrscheinlich, so dass eine Betrachtung erforderlich ist):

- A Ausfall eines oder mehrerer Triebwerke.
- B Ausfall der Kabinendruckanlage.
- C Ausfall der APU.
- D Ausfall aller chemischen Sauerstoffgeneratoren.

- 1.20) Der übliche Sauerstoffvorrat in chemischen Sauerstoffgeneratoren ist ausreichend, um im Notfall die innerasiatischen Hochgebirge mit einer Kabinenhöhe von deutlich über 10000 ft zu überfliegen.
- A ja, richtig
  - B nein, falsch
  - C keine Ahnung, weiß ich nicht
- 1.21) Der kürzeste Weg zwischen zwei Punkten auf der Erde ist der ... **Großkreis**  
*Bitte ergänzen Sie das fehlende Wort oben!*
- 1.22) Der schnellste Weg zwischen zwei Punkten auf der Erde ist der ... **minimum time track**  
*Bitte ergänzen Sie das fehlende Wort oben!*
- 1.23) Voraussetzung zum regelmäßigen Befliegen der innerasiatischen Hochgebirge waren ...
- A Etablierung angemessener bordseitiger Notverfahren
  - B Etablieren der Nachrichten- und Meldesysteme für Flugsicherung und Flugwetterdienst
  - C Schaffung einer bodenseitigen Infrastruktur
- 1.24) Unter "drift down" versteht man ...
- A einen Continuous Decent Approach (CDA)
  - B einen Sinkflug auf die Flughöhe, die mit einem ausgefallenen Triebwerk (OEI) noch zu erreichen ist
  - C einen Anflug auf den Ausweichflugplatz, wenn alle Triebwerke ausgefallen sind

## 2. Klausurteil (mit Hilfsmitteln - 120 Minuten - 34 Punkte)

### Aufgabe 2.1 (3 Punkte)

Ein Fluggast hat für einen Langstreckenflug ein Barometer und ein Thermometer mit in die Kabine gebracht. Er misst während des Fluges einen Luftdruck von 670 hPa bei einer Temperatur von 27 °C. Welchen Wert hat die Kabinenhöhe? Besteht Grund zur Sorge? Was würden Sie machen?

- Die Kabinenhöhe ist eine Druckhöhe. Siehe: Lecture Notes Aircraft Systems, ATA 21: „Cabin altitude: The standard altitude at which atmospheric pressure is equal to the cabin pressure.“ Zu einem Luftdruck von 670 hPa gehört nach ISA-Tabelle eine Druckhöhe/Kabinenhöhe von **11000 ft**.
- Lecture Notes: Aircraft Systems, ATA 21: „Under normal conditions the cabin altitude in pressurized cabins must not be more than 8000 ft.“ Lecture Notes: Aircraft Systems - A Description of the Airbus A321: „CAB ALT WARNING above 10000 ft“. Daher: **Ja, es besteht Grund zur Sorge**.
- Ich würde **die Flugbesatzung auf den Umstand aufmerksam machen!**

### Aufgabe 2.2 (3 Punkte)

Ein Pilot fliegt seinen Anflug mit  $V_{APP} = 1,3 V_S$ . Bei welchem Hängewinkel im koordinierten Kurvenflug würde es zum Strömungsabriss kommen?

$$\frac{V_{S1}}{V_{S2}} = \sqrt{\frac{\cos \phi_2}{\cos \phi_1}} \quad \text{Gleichung aus der Vorlesung}$$

- $V_{S2} = V_{APP} \hat{=} \phi_2 = 0^\circ$
- $V_{S1} < V_{APP}$  wenn  $V_{APP} = 1,3 V_S = 1,3 V_{S1}$   
dann ist  $V_{S1} = V_{APP}/1,3$   
 $V_{S1} \hat{=} \phi_1 = 0^\circ$

$$\left(\frac{V_{S1}}{V_{S2}}\right)^2 \cdot \cos \phi_1 = \cos \phi_2$$

$$\phi_2 = \arccos \left[ \left(\frac{1}{1,3}\right)^2 \cdot 1 \right] = \underline{\underline{53,7^\circ}}$$

Ein Flugzeug im normalen Landeanflug überzieht bei etwa 54°

**Aufgabe 2.3** (7 Punkte)

Im Anhang finden Sie einen Vorschlag: „Übergeordneter Wirkungsgrad von Flugzeugen“.

- a) Sind Fehler in der Berechnung enthalten? Falls „ja“, so zeigen Sie diese bitte auf!

**Nein**, es sind keine Fehler in der Berechnung vorhanden.

- b) Nennen Sie den in der Vorlesung angegebenen typischen spezifischen Kraftstoffverbrauch von Jets:  $c = \text{SFC} = \text{SFCT} = c_T$  !

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

- c) Berechnen Sie die Machzahl (in der Stratosphäre) die zu einem Wirkungsgrad von genau 1 führt! (Gemäß Wirkungsgraddefinition im Anhang und dem Wert aus b).

In b) ist der spezifische Kraftstoffverbrauch für den Jet gegeben. Dazu lautet die Wirkungsgraddefinition:

$$\eta = \frac{V}{c_T H} \Rightarrow V = \eta c_T H = 1 \cdot 16 \cdot 10^{-6} \text{ kg / (Ns)} \cdot 42.5 \cdot 10^6 \text{ Nm/kg} = 680 \text{ m/s}$$

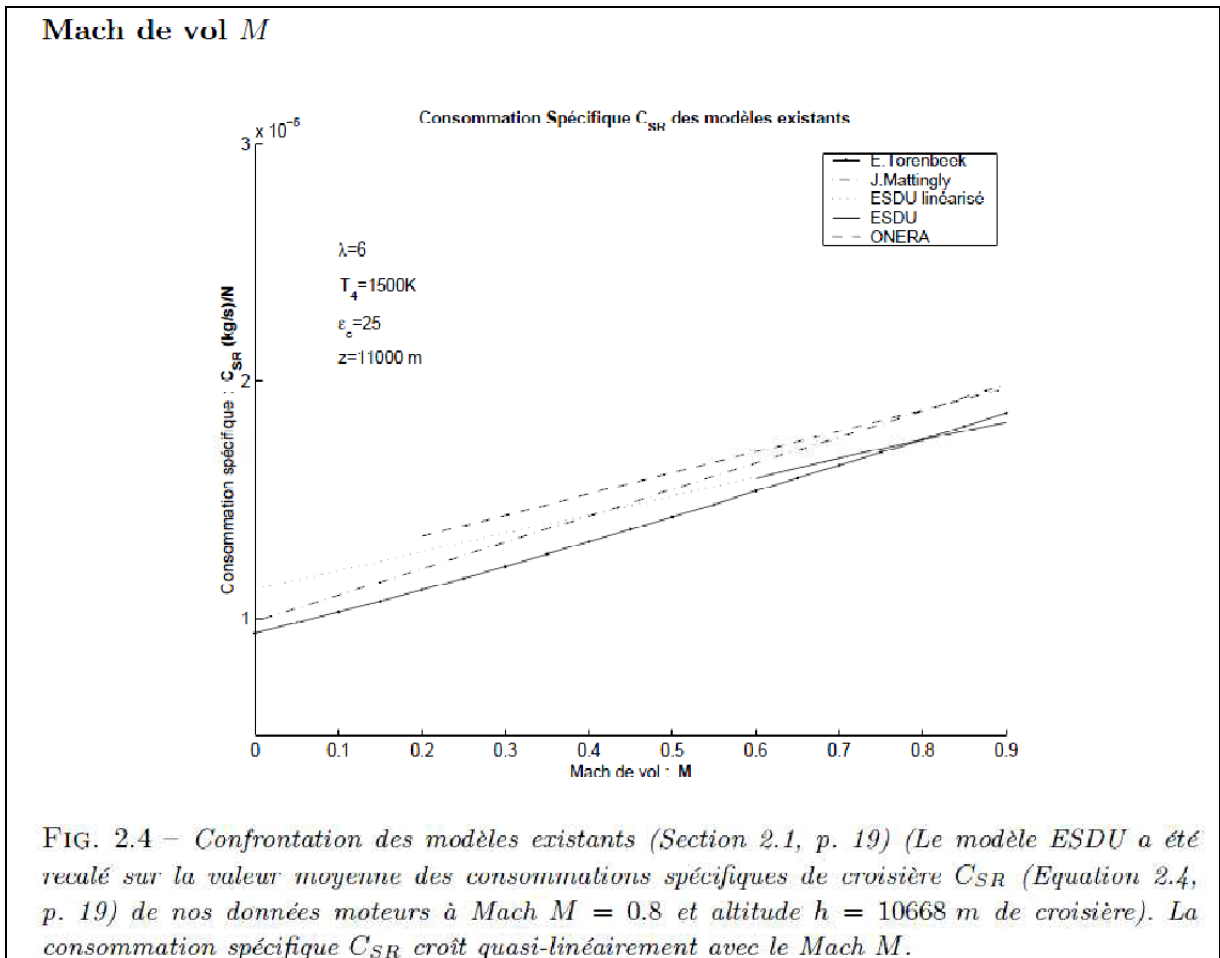
Schallgeschwindigkeit in der Stratosphäre: 295 m/s. Dort wird der Wirkungsgrad 1 **bei**  $M = 680/295 = 2,3$ .

- d) Sind auch Wirkungsgrade über 1 für den Jet möglich? Begründung und Kommentar (mit Bezug auf a)!

- **Ja**, es wären Wirkungsgrade über 1 für den Jet möglich („*Wirkungsgradparadoxon des Jet*“),
- **wenn** die **Fluggeschwindigkeit bei konstantem SFC** einen Wert von **680 m/s übersteigt**,
- jedoch ist **SFC** nicht konstant, sondern **steigt mit der Fluggeschwindigkeit** an. Siehe dazu das Bild auf der nächsten Seite aus:

ROUX, Élodie: Modèles Moteur : Réacteurs double flux civils et réacteurs militaires à faible taux de dilution avec PC. In : Thèse : Pour une Approche Analytique de la Dynamique du Vol, SupAéro, Toulouse, 2002. - URL: <http://www.elodieroux.com/ReportFiles/ModelesMoteurVersionPublique.pdf> (2013-02-13)

Wie wir sehen steigt der spezifische Kraftstoffverbrauch SFC mit der Machzahl an.



- e) Nennen Sie den in der Vorlesung angegebenen spezifischer Kraftstoffverbrauch für Turboprops:  $c' = \text{SFCP} = c_p$  !

$$c' = 0,075 \text{ mg/W/s}$$

- f) Berechnen Sie den Wirkungsgrad für Props! (Gemäß Wirkungsgraddefinition im Anhang und dem Wert aus e).

$$\eta = \frac{1}{c_p H} = 1 / (0,075 \cdot 10^{-6} \text{ kg} / (\text{Nm/s} \cdot \text{s}) \cdot 42.5 \cdot 10^6 \text{ Nm/kg}) = 0,314$$

- g) Wie unterscheidet sich der Wirkungsgrad nach f) vom Propellerwirkungsgrad?

Der Propellerwirkungsgrad liegt bei etwa 0,8 es ist der Vortriebswirkungsgrad. Der Wirkungsgrad nach f) beinhaltet sowohl den Vortriebswirkungsgrad also auch den thermischen Wirkungsgrad!



**Aufgabe 2.4** (8 Punkte)

Berechnen Sie den Oswaldfaktor gemäß:

NITA, Mihaela; SCHOLZ, Dieter: Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters. In: *Publikationen zum DLRK 2012* (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 10. - 12. September 2012). - URN: urn:nbn:de:101:1-201212176728. DocumentID: 281424. Download: http://OPerA.ProfScholz.de (Nutzen Sie die Präsentationsunterlagen zum Vortrag!)

Gegeben: Jet; Spannweite: 36 m; Rumpfdurchmesser: 4,18 m; Machzahl: 0,76; Pfeilwinkel des Flügels: 30°; Zuspitzung: 0,2; Streckung: 10.

$C_{D0}$  ist nicht bekannt. Daher kann nur die **Methode 1** angewandt werden.

**Method 1:  $e_{theo}$  for swept Wings**

**Shifting Hörner's curve to a minimum as given by NASA**

- The difference in the minimum between Hörner and NASA:

$$\Delta\lambda = -0.357 + 0.45 \cdot e^{-0.0375 \cdot \varphi_{25}} = -0,211$$

- Calculating the theoretical Oswald Factor from Hörner's now shifted curve:

$$e_{theo} = \frac{1}{1 + f(\lambda - \Delta\lambda) \cdot A} = 0,981 \quad \text{Hörner's equation now applied as:}$$

$$f(\lambda - \Delta\lambda) = 0.0524(\lambda - \Delta\lambda)^4 - 0.15(\lambda - \Delta\lambda)^3 + 0.1659(\lambda - \Delta\lambda)^2 - 0.0706(\lambda - \Delta\lambda) + 0.0119 = 0,00199$$

Zur Berechnung von  $\Delta\lambda$  ist  $\varphi_{25}$  in Grad (deg) einzusetzen.

**Method 1: Oswald Factor e without Input of  $C_{D0}$**

$$e = e_{theo} \cdot k_{e,F} \cdot k_{e,D_0} \cdot k_{e,M} = 0,704 \approx 0,7$$

| Aircraft category | $d_F/b$ | $k_{e,F}$ | $k_{e,D_0}$ |
|-------------------|---------|-----------|-------------|
| All               | 0.114   | 0.974     | -           |
| Jet               | 0.116   | 0.973     | 0.873       |
| Business Jet      | 0.120   | 0.971     | 0.864       |
| Turboprop         | 0.102   | 0.979     | 0.804       |
| General Aviation  | 0.119   | 0.971     | 0.804       |

$e_{theo}$  see next pages

$$k_{e,F} = 1 - 2 \left( \frac{d_F}{b} \right)^2 = 0,973$$

$$k_{e,M} = a_e \left( \frac{M}{M_{comp}} - 1 \right)^{b_e} + c_e = 0,845$$

$a_e < 0; \quad c_e = 1$

$$\begin{aligned} a_e &= -0.00152 \\ b_e &= 10.82 \\ c_e &= 1 \\ M_{comp} &= 0.3 \end{aligned}$$

**Aufgabe 2.5** (4 Punkte)

Ein Flugzeug hat eine Flügelfläche von 120 m<sup>2</sup>, eine Höhenleitwerksfläche von 30 m<sup>2</sup>, eine mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC) von 4 m und einen Höhenleitwerkshebelarm (zwischen den jeweiligen Neutralpunkten gemessen) von 20 m. Wenn sich (z.B. durch eine Änderung des Anstellwinkels des Flugzeugs) der Auftriebsbeiwert des Flugzeugs um einen bestimmten Wert ändert, dann ändert sich der Auftriebsbeiwert am Höhenleitwerk nur um die Hälfte dieses Wertes ( $dC_{LT}/dC_L = 0,5$ ). Mit Bezug auf MAC und den Neutralpunkt der Flügelrumpfkombination: Wie weit darf der Schwerpunkt des Flugzeugs maximal nach hinten verschoben werden?

Stabilitätsreserve  $K_N$  static margin

Def.:  $K_N = h_N - h$

$K_N = h_0 - h + \bar{v}' \cdot \frac{dC_{LT}}{dC_L}$

$K_N = - \frac{dC_{mCG}}{dC_L}$

$K_N < 0 \Rightarrow$  instabil  
 $K_N = 0 \Rightarrow$  indifferent (neutral)  
 $K_N > 0 \Rightarrow$  stabil

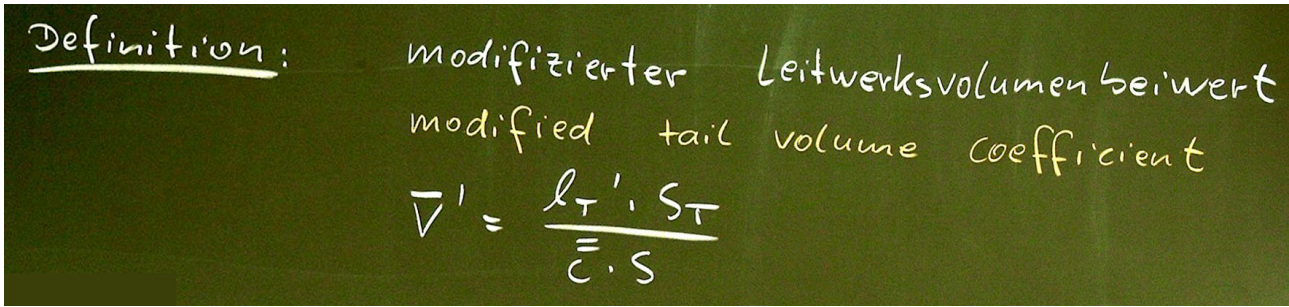
$\Rightarrow h < h_N \Rightarrow$  Schwerpunkt liegt vor Neutralpunkt

Aus dem Bild oben rechts wird deutlich, dass der Schwerpunkt (CG) nach hinten maximal auf den Neutralpunkt (NP) verschoben werden darf.

Bei der Frage „wie weit nach hinten“ soll auf den Neutralpunkt der Flügelrumpfkombination (AC) Bezug genommen werden. Es wird also nach der Strecke von AC bis NP gefragt. Diese Strecke ist  $h_N - h_0$ . Dieser Bezug ist auch notwendig, weil der Schwerpunkt CG nicht gegeben ist. Es soll weiterhin auf MAC Bezug genommen werden. Das bedeutet, dass eine mit MAC dimensionslos gemachte Angabe ausreicht. Das Vorgehen der Vorlesung ist ohnehin so, dass nur mit dimensionslosen Darstellungen gearbeitet wird - dimensionslos bezüglich MAC.

$h_N = h_0 + \bar{v}' \cdot \frac{dC_{LT}}{dC_L}$

$\uparrow$  Neutralpunkt der Flügel-Rumpf-Kombination aerodynamic center (wb)  
 $\uparrow$  Neutralpunkt des Flugzeugs neutral point



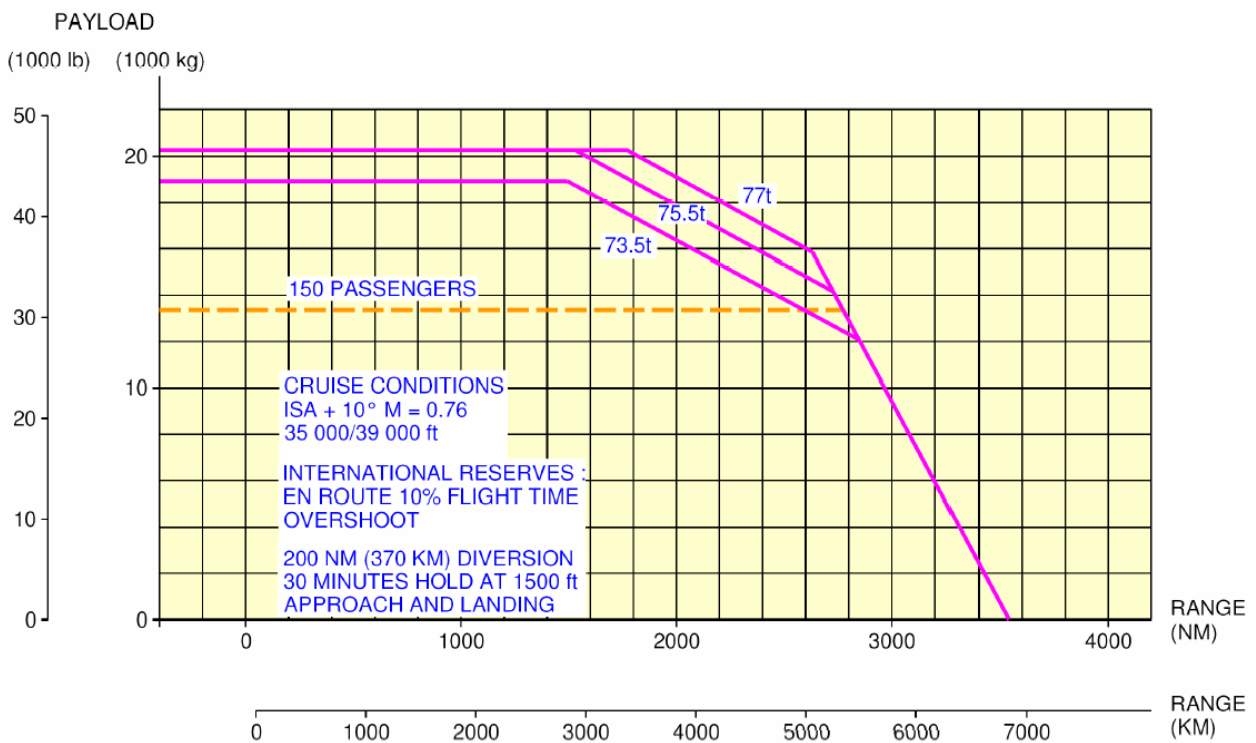
$$\bar{V}' = \frac{l_T' \cdot S_T}{c_{MAC} \cdot S} = \frac{20 \cdot 30}{4 \cdot 120} = 1,25 \qquad h_N - h_0 = \bar{V}' \cdot \frac{dC_{LT}}{dC_L} = 1,25 \cdot 0,5 = 0,625$$

Antwort:

Ausgehend vom Neutralpunkt der Flügelrumpfkombination (AC wing body) darf der Schwerpunktes maximal um 0,625·MAC nach hinten verschoben werden.

**Aufgabe 2.6** (5 Punkte)

Gegeben ist das Nutzlastreichweitendiagramm einer A320:



a) Berechnen Sie die spezifische Reichweite aus dem Diagramm für die 77t-Variante der A320!

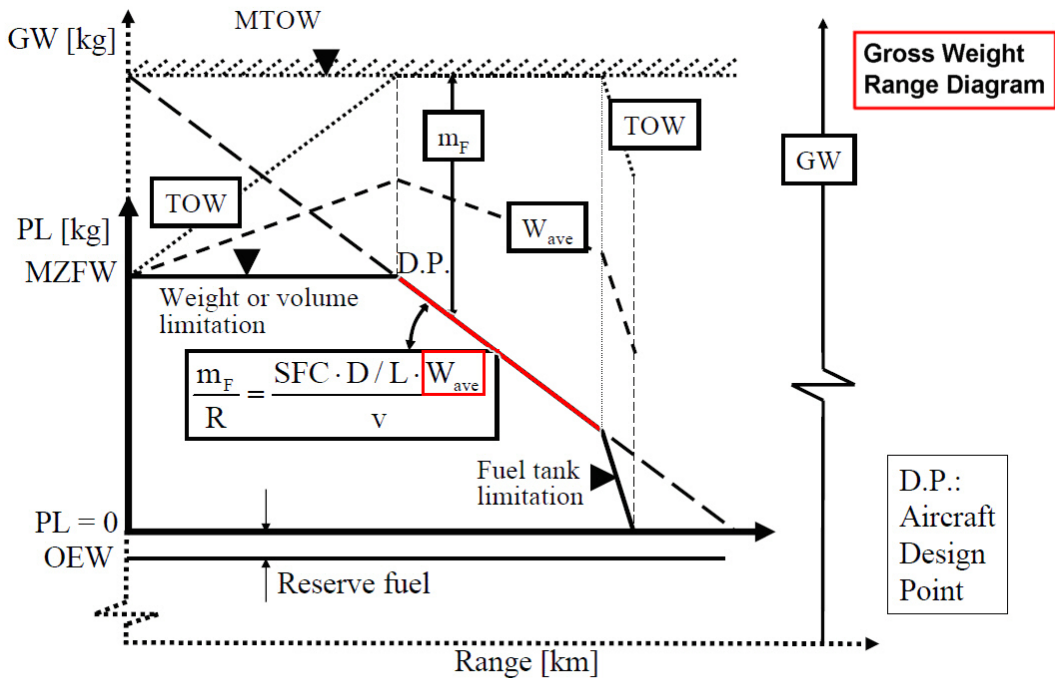
**Spezifische Reichweite**

**Specific Air Range, SAR**

$$SAR = -\frac{dR}{dm} = \frac{V}{Q}$$

Jet: 
$$SAR = -\frac{dR}{dm} = \frac{VE}{cg} \cdot \frac{1}{m}$$

Die spezifische Reichweite (SAR) ist die Steigung der Geraden, die im Bild unten rot gezeichnet ist.



14.09.2007

CEAS 2007 - Aircraft Design Workshop J. Thorbeck, TU Berlin

Page 28

$dR = 2600 \text{ NM} - 1800 \text{ NM} = 800 \text{ NM} = 1482 \text{ km}$   
 $dm = 16000 \text{ kg} - 20100 \text{ kg} = - 4100 \text{ kg}$

$SAR = - dR/dm = 0,3615 \text{ km/kg}$  dies entspricht 277 kg/(100 km)

- b) Unterstellen Sie den in der Vorlesung angegebenen typischen spezifischen Kraftstoffverbrauch von Jets (vergleiche auch mit Aufgabe 2.3-b). Nehmen Sie eine Flughöhe von 39000 ft an. Berechnen Sie näherungsweise die Gleitzahl der A320 im Reiseflug!

Für die praktische Berechnung soll die durchschnittliche Masse (ave = average) angesetzt werden. Die durchschnittliche Masse des Flugzeugs ergibt sich aus der Startmasse und der Landemasse. Die Landemasse ist die Startmasse minus dem Kraftstoffverbrauch. Wir gehen hier von der maximalen Startmasse (77 t) aus und einem Flug mit max. Nutzlast und einer Reichweite von 1800 NM = 3334 km.

Der Kraftstoffverbrauch ist  $R / SAR = 3334 / 0,3615 \text{ kg} = 9227 \text{ kg}$ .

Die Landemasse ist  $77000 \text{ kg} - 9277 \text{ kg} = 67723 \text{ kg}$ .

Die Durchschnittsmasse ist  $(77000 + 67723) / 2 \text{ kg} = 72362 \text{ kg}$ .

$$E = \frac{SAR \cdot c \cdot g \cdot m_{ave}}{V} \quad E = \frac{SAR \cdot c \cdot g \cdot m_{ave}}{M \cdot a} \quad E = \frac{361,5 \cdot 16 \cdot 10^{-6} \cdot 9,81 \cdot 72362}{0,76 \cdot 295} = 18,3$$

Die Schallgeschwindigkeit in der Stratosphäre beträgt 295 m/s.

**Alternativ** hätte man auch mit dem jedem anderen Punkt auf der „roten“ Geraden rechnen können. Wenn man den unteren Punkt nehmen würde, so würde die Rechnung so aussehen:

Wir gehen wieder von der maximalen Startmasse (77 t) aus und einem Flug mit max. Nutzlast und einer Reichweite von 2600 NM = 4815 km.

Der Kraftstoffverbrauch ist  $R / SAR = 4815 / 0,3615 \text{ kg} = 13320 \text{ kg}$ .

Die Landemasse ist  $77000 \text{ kg} - 13320 \text{ kg} = 63680 \text{ kg}$ .

Die Durchschnittsmasse ist  $(77000 + 63680) / 2 \text{ kg} = 70340 \text{ kg}$ .

$$E = \frac{SAR \cdot c \cdot g \cdot m_{ave}}{V} \quad E = \frac{SAR \cdot c \cdot g \cdot m_{ave}}{M \cdot a} \quad E = \frac{361,5 \cdot 16 \cdot 10^{-6} \cdot 9,81 \cdot 70340}{0,76 \cdot 295} = 17,8$$

Einige Kandidaten haben auch die **Breguet'sche Reichweitengleichung** genutzt (obwohl wir hier einmal sehen wollen, wie weit wir mit SAR kommen). Zu beachten ist jedoch, dass die Betriebsleermasse (OEW) nicht gegeben ist und dadurch die Kraftstoffmasse aus dem Nutzlastreichweitendiagramm nicht abgelesen oder errechnet werden kann. Das Vorgehen müsste dann ähnlich ablaufen wie oben, die Berechnung schließt dann aber ab mit

$$R = \frac{V \cdot E}{c \cdot g} \ln \left( \frac{m_{MTO}}{m_L} \right) \quad E = \frac{R \cdot c \cdot g}{V \ln \left( \frac{m_{MTO}}{m_L} \right)} \quad E = \frac{3334 \cdot 10^3 \cdot 16 \cdot 10^{-6} \cdot 9,81}{0,76 \cdot 295 \ln \left( \frac{77000}{67723} \right)} = 18,2$$

**Aufgabe 2.7** (4 Punkte)

Es wird behauptet, dass man für die Umwelt etwas gewinnen kann, wenn Flugzeuge langsamer und tiefer fliegen. Diskutieren Sie dies! Gehen Sie dabei ein auf:

- den Kraftstoffverbrauch,
- CO<sub>2</sub>,
- durch Flugzeuge erzeugte Zirrenbildung,
- die Anwendung der Idee bei existierenden Flugzeugen,
- die erweiterten Möglichkeiten bei neu entworfenen Flugzeugen, die auf die neuen Einsatzbedingungen hin ausgelegt wurden.

Es muss unterschieden werden, ob sich die Frage

- a) auf die bereits **fliegende Flotte** bezieht, oder
- b) auf **neu zu entwerfende Flugzeuge**.

Zu a)

Flugzeuge sind auf eine bestimmte Flughöhe und Fluggeschwindigkeit hin ausgelegt worden. Dabei fliegen sie mit einem für sie jeweils **optimalen Auftriebsbeiwert**. Wenn Flugzeuge langsamer und gleichzeitig tiefer fliegen kann dieser optimale Auftriebsbeiwert beibehalten werden, wenn die die neue Flughöhe und Fluggeschwindigkeit richtig aufeinander abgestimmt werden. Dies folgt aus der **Auftriebsgleichung**:  $m g = L = 1/2 \rho V^2 C_L S$ . Die Dichte muss durch niedrigere Flughöhe um entsprechend so ansteigen wie  $V^2$  abnimmt. Durch das langsamere Fliegen nutzt das Flugzeug eine Polare niedrigerer Machzahl mit geringerem Widerstand. Dies ist bedingt durch den **mit abnehmender Machzahl ansteigenden Oswaldfaktor** (siehe Aufgabe 2.4). Dies bedeutet dann **geringeren Kraftstoffverbrauch**. Der **CO<sub>2</sub>-Ausstoß** ist dem Kraftstoffverbrauch proportional und **verringert sich** entsprechend. Die **Zirrenbildung** (Kondensstreifen) sind **in niedrigeren Höhen eher geringer**. Dies und die Verringerung des CO<sub>2</sub>-Ausstoßes vermindern die Erderwärmung.

Zu b)

Bei Flugzeugen, die sich noch im Entwurfsstadium befinden, gibt es noch **viele Freiheiten bei der Wahl der Parameter**. Wenn die **Flügelfläche** noch nicht festgelegt wurde, so bestehen mehr Möglichkeiten zur Wahl von Fluggeschwindigkeit und Flughöhe.

Zu beachten ist, dass die Betriebskosten (DOC) eher eine hohe Fluggeschwindigkeit fordern. Flugzeuge sind heute auf niedrige DOC hin optimiert. Durch langsames und tieferes Fliegen kann Kraftstoff gespart werden, aber nicht unbedingt Kosten.