

## Lösung zur §17-Klausur Flugzeugentwurf WS 01/02

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Datum: 25.01.2002

Bearbeitungsdauer: 180 Minuten

### 1. Klausurteil (keine Hilfsmittel - 50 min. - 27 Punkte)

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung in deutscher Sprache:

position of maximum thickness	Dickenrücklage
tail aft aircraft	Drachenflugzeug
incidence angle	Einstellwinkel
take-off decision speed	Entscheidungsgeschwindigkeit
matching chart	Entwurfsdiagramm
forward swept wing	Flügel, vorwärts gepfeilt
wing section	Flügelschnitt
revenue passenger-kilometers	Fluggastkilometer, bezahlte
joined wing aircraft	Flugzeug mit verbundenen Flügeln
gross weight	Gesamtgewicht
Kruger flap	Krüger-Klappe
dihedral	V-Form

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung in englischer Sprache:

Abhebegeschwindigkeit	lift-off speed,
Auftriebsgradient	lift curve slope
Ausrüstung	equipment
Bruchlastfaktor	ultimate load factor
Druck	pressure
Freifläche	clearway
Garderobe	wardrobe
Grenzschicht	boundary layer
Nasenradius	leading edge radius
Ruheraum für die Mannschaft	crew rest facility
Scharnier	hinge
Überschallverkehrsflugzeug	supersonic civil transport

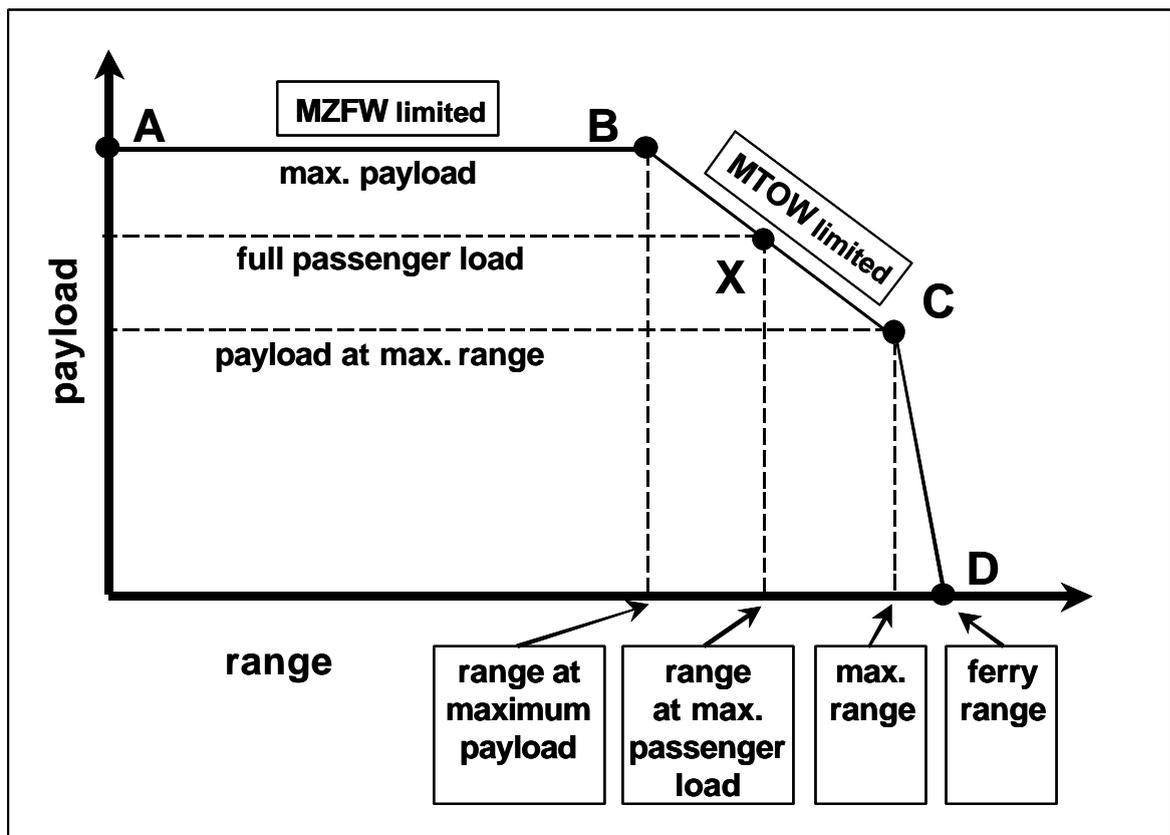
- 1.3) Ein Kurz- und Mittelstreckenflugzeug hat 200 Sitzplätze. Der Nutzladefaktor während eines bestimmten Fluges betrage 0,5. Das Flugzeug nimmt auf diesem Flug eine Tonne Fracht mit. Schätzen Sie die Nutzlast ab unter Beachtung üblicher Parameter.

Von den 200 Sitzplätzen sind bei einem Nutzladefaktor von 0,5 nur 100 besetzt. Bei Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen kann eine Masse von 93 kg pro Passagier mit Gepäck angesetzt werden. Zusätzlich werden 1000 kg Fracht mitgenommen:

$$100 \cdot 93 \text{ kg} + 1000 \text{ kg} = 10300 \text{ kg}$$

- 1.4) Ergänzen Sie die Beschriftung im Diagramm!

Nach Skript:



- 1.5) Nennen Sie 4 Verordnungen, die Details zum Luftverkehrsgesetz regeln!

LuftBO, LuftPersV, LuftGerPrüfV, LuftVO, LuftVZO

- 1.6) Ein Flugzeug kann zugelassen werden, wenn folgende Dinge vorhanden sind:

- JAR - 25 (im Flugzeug hinterlegt)
- Lufttüchtigkeitszeugnis
- "Statement of Conformity"
- Lärmzeugnis
- versicherter Halter

(Jede Aussage bitte korrekt als richtig  oder falsch  kennzeichnen!)

- 1.7) Gezeigt ist rechts die Dreiseitenansicht einer Avro RJ85. Nennen Sie 4 besondere Merkmale dieser Konfiguration, und diskutieren Sie stichwortartig die Vor- und Nachteile der Merkmale bzw. nennen Sie die aus den Merkmalen folgenden Konsequenzen für den Flugbetrieb.

*Eine sehr individuelle Beantwortung der Frage ist hier möglich. Eine mögliche Antwort wäre:*

Merkmal: 4 Triebwerke

Größere Sicherheit gegen den Verlust aller Triebwerke, aber höherer Wartungsaufwand. Die Anforderungen an das Steigvermögen bei Triebwerksausfall im 2. Segment sind im Vergleich zu Flugzeugen mit weniger Triebwerken unter Beachtung des Leistungsvermögens geringer, daher könnte das Flugzeug ein geringeres Schub-Gewichtsverhältnis aufweisen.

Merkmal: Hochdecker

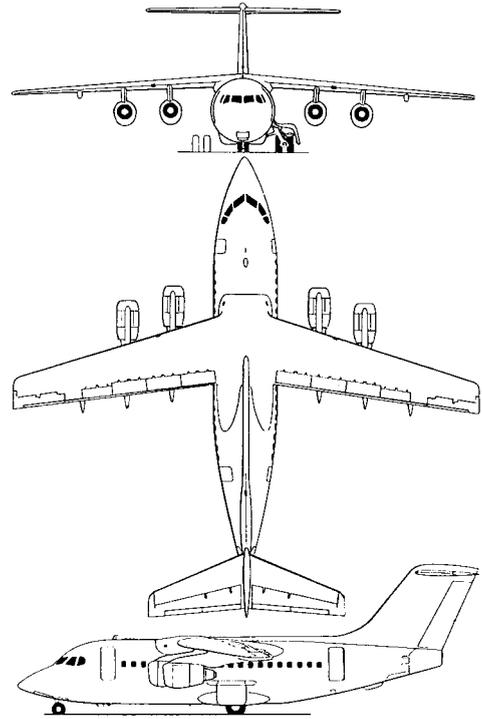
Rumpf kann dicht über dem Boden liegen, trotzdem ist die Freigängigkeit der Triebwerke gewährleistet. Gute Belademöglichkeit (insbesondere als Frachter). Kurzes Fahrwerk am Rumpf. Triebwerke können hier einen großen Abstand vom Flügel haben, d.h. geringe Interferenz. Im Zusammenhang mit einer Flügelpfeilung wird eine negative V-Form benötigt, um genügende Manövrierefähigkeit sicherzustellen.

Merkmal: Bremsklappen am Heck

Kürzere Landestrecke, höherer Aufwand durch Installation und Wartung der Bremsklappen.

Merkmal: kurzer gedrungener Rumpf

Geräumiger Rumpfquerschnitt, Möglichkeit das Flugzeug zu strecken. Kurzer Leitwerkshebelarm, dadurch großes Seitenleitwerk erforderlich.



- 1.8) Was versteht man unter einem *oblique flying wing aircraft*?

Es handelt sich um einen Nurflügler, der schräg durch die Luft fliegt und dadurch einen Pfeilwinkel erhält. Die eine Flügelhälfte ist dabei vorwärts, die andere rückwärts gepfeilt.

- 1.9) Nennen Sie einen ungefähren Zahlenwert für die Gleitzahl eines viersitzigen Propellerflugzeugs!

$$L/D \approx 10$$

- 1.10) Betrachtet wird das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse. In welchem Intervall liegt dieses Verhältnis bei Verkehrsflugzeugen?

zwischen etwa 0.65 und 1.0

- 1.11) Das Schub-Gewichtsverhältnis beträgt 0,25. Die Flächenbelastung beträgt  $500 \text{ kg/m}^2$ . Die maximale Startmasse  $100000 \text{ kg}$ . Berechnen Sie (grob) die Flügelfläche und den Startschub!

$$m_{MTO} = 100000 \text{ kg}, \quad m_{MTO} / S_w = 500 \text{ kg/m}^2, \quad \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.25$$

$$T_{TO} = \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot m_{MTO} \cdot g = 0.25 \cdot 1000000 \text{ N} = 250000 \text{ N}$$

$$S_w = \frac{m_{MTO}}{m_{MTO} / S_w} = 100000 \text{ kg} / 500 \text{ kg/m}^2 = 200 \text{ m}^2$$

- 1.12) Ein für Unterschallgeschwindigkeiten ausgelegtes Testflugzeug wurde in großer Flughöhe im steilen Sinkflug auf vergleichsweise hohe Machzahlen beschleunigt. Das Flugzeug konnte bei der hohen Machzahl nicht "abgefangen" und in eine horizontale Flugbahn zurück gebracht werden, weil bei diesem Abfangmanöver die Schüttelgrenze (buffet boundary) überschritten wurde. Ein "Abfangen" und damit der Übergang in den Horizontalflug gelang erst bei Erreichen einer erheblich niedrigeren Flughöhe. Erklären Sie das Flugverhalten.

Beim Abfangen wird gegenüber dem Horizontalflug ein erhöhter Auftriebsbeiwert erforderlich. Dies erfordert wiederum einen verstärkten Unterdruck und somit größere Übergeschwindigkeiten über dem Flügel, was in diesem Beispiel bis zum Schütteln führt. In niedrigeren Flughöhen ist die Schallgeschwindigkeit größer und damit die Machzahl des Flugzeugs (bei gleicher Geschwindigkeit) geringer. Mit einem jetzt größeren Abstand zur Schüttelgrenze wird es möglich, den zum Abfangen erforderlichen Auftriebsbeiwert aufzubauen.

- 1.13) Warum wird durch ein Ausfahren einer Fowler-Klappe der Auftriebsgradient (scheinbar) vergrößert?

Durch das Ausfahren der Fowler-Klappe wird der Auftrieb

$$L = 1/2 \rho V^2 \cdot C_{L\alpha} \cdot \alpha \cdot S_w$$

vergrößert. ( $\alpha$  ist hier bezogen auf die Anströmrichtung, die  $L = 0$  ergibt). Dies geschieht unter anderem durch eine Vergrößerung der Flügelfläche. Der Auftrieb wird jedoch definitionsgemäß immer auf die gleiche (Referenz-)Flügelfläche bezogen. Bei gleichem Anstellwinkel und auch sonst gleichen Parametern kann dann die Auftriebszunahme (scheinbar) nur die Folge eines höheren Auftriebsgradienten sein.

- 1.14) Der maximale Auftriebsbeiwert eines ungepfeilten Flügels betrage 2,8. Welcher maximale Auftriebsbeiwert ist zu erwarten, wenn der Pfeilwinkel auf  $60^\circ$  geändert wird?

$$C_{L,\max}(60^\circ) \approx C_{L,\max}(0^\circ) \cdot \cos 60^\circ = 2.8 \cdot 0.5 = 1.4$$

- 1.15) Gemäß der Handbuchmethode DATCOM hängt der Nullwiderstandsbeiwert einer Flugzeugkomponente ab von:

- ⊗ dem Verhältnis aus benetzter Fläche der Komponente und Referenzflügelfläche
- ⊗ dem Formfaktor
- ⊗ dem Interferenzfaktor
- ⊗ dem Reibungswiderstandsbeiwert

(Jede Aussage bitte korrekt als richtig ⊗ oder falsch O kennzeichnen!)

1.16) Der Reibungswiderstandsbeiwert bei turbulenter Strömung ...

- ... steigt mit der Reynoldszahl  
 ... ist abhängig von der Oberflächenrauigkeit  
 ... ist unabhängig von der Machzahl  
 (Jede Aussage bitte korrekt als richtig ⊗ oder falsch O kennzeichnen!)

1.17) Die Grundlagen der Flugzeugbewertung unterscheiden sich nicht von den Grundlagen anderer wirtschaftlicher Betrachtungen. Daher können Sie auch herausfinden welcher Teil der Aussage von Herrn Miegel (siehe unten) falsch ist!

Auszug aus einem Interview  
mit Meinhard Miegel,  
Leiter des Bonner Instituts  
für Wirtschaft und Gesellschaft  
  
(Die Welt, vom 7. 12. 2001)



Die Aussage "Je länger die Spardauer, desto höher die Renditen" ist falsch. Mit langer Spardauer steigen zwar die Zinsen. Bei konstantem Zinssatz (und gleichbleibendem Kurs des Papiers) ist die Rendite aber konstant.

## 2. Klausurteil (mit Hilfsmitteln - 130 min. - 55 Punkte)

### Aufgabe 2.1 (27 Punkte)

Aus gegebenen Daten (siehe Klausur) ...

- a) Zeichnen Sie das Entwurfsdiagramm! Zeichnen Sie den Entwurfspunkt in das Diagramm ein! Geben Sie das Schub-Gewichtsverhältnis sowie die Flächenbelastung an!

#### Landung:

$$m_{MTO} / S_W = 600 \text{ kg/m}^2 \quad (\text{gegeben in der Aufgabenstellung})$$

#### Start:

$$\frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} = 0.0004248 \text{ m}^2/\text{kg}$$

Zum Einzeichnen in das Entwurfsdiagramm ergibt das bei  $m_{MTO} / S_W = 600 \text{ kg/m}^2$  :

$$T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g) = 0.255$$

#### 2. Segment:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left( \frac{N}{N-1} \right) \cdot \left( \frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) = 0.248$$

Durchstarten:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left( \frac{N}{N-1} \right) \cdot \left( \frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0.252$$

Reiseflug:

Der Nullwiderstandsbeiwert ist

$$C_{D,0} = \frac{\mathbf{p} A e}{4 (L/D)_{max}^2} = \frac{\mathbf{p} \cdot 9.4 \cdot 0.85}{4 \cdot 19.6^2} = 0.016335 \quad .$$

Der Auftriebsbeiwert bei minimalem Widerstand ist

$$C_{L,m} = \sqrt{C_{D,0} \mathbf{p} A e} = \sqrt{0.016335 \cdot \mathbf{p} \cdot 9.4 \cdot 0.85} = 0.64 \quad .$$

Für die Gleitzahl gibt es den Zusammenhang

$$L/D = (L/D)_{max} \frac{2}{\frac{C_L}{C_{L,m}} + \frac{C_{L,m}}{C_L}} = 19.6 \frac{2}{\frac{0.58}{0.64} + \frac{0.64}{0.58}} = 19.5 \quad .$$

- Flächenbelastung im Reiseflug:

$$p(11 \text{ km}) = 2.27 \cdot 10^{-4} \text{ N/m}^2$$

$$p(12 \text{ km}) = 1.94 \cdot 10^{-4} \text{ N/m}^2$$

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

$$11 \text{ km: } 631.7 \text{ kg/m}^2$$

$$12 \text{ km: } 539.9 \text{ kg/m}^2$$

- Schub-Gewichtsverhältnis im Reiseflug:

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

Aus Diagrammen gemittelt (BPR 5 und BPR 7):

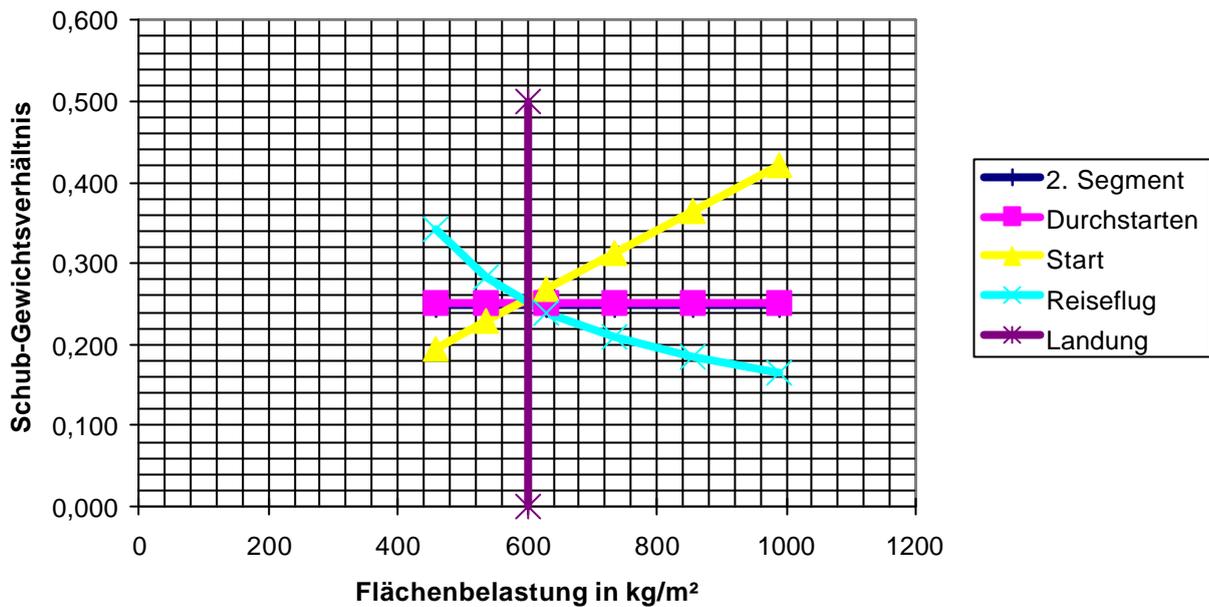
$$11 \text{ km: } T_{CR}/T_0 = 0.215$$

$$12 \text{ km: } T_{CR}/T_0 = 0.180$$

$$11 \text{ km: } \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.239$$

$$12 \text{ km: } \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.285$$

### Entwurfsdiagramm



Der Entwurfsunkt im Schnittpunkt der Linien liegt bei etwa

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.255 \quad \text{und} \quad m_{MTO} / S_w = 600 \text{ kg/m}^2$$

- b) Berechnen Sie die maximale Startmasse des Flugzeugs, den erforderlichen Startschub und die Flügelfläche!

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = 73923 \text{ kg}$$

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left( \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) = 184922 \text{ N}$$

$$S_w = m_{MTO} / \left( \frac{m_{MTO}}{S_w} \right) = 123.2 \text{ m}^2$$

### Aufgabe 2.2 (12 Punkte)

Durch den Einsatz bestimmter Techniken wird der Anteil der laminaren Strömung über einem aerodynamisch glatten Flügel von 20% auf 60% vergrößert. Um wie viel Prozent verringert sich der Nullwiderstand des Flügels? Gegeben: Reynoldszahl:  $5 \cdot 10^7$ ; Machzahl: 0,8. Folgen Sie der Widerstandsberechnung nach DATCOM.

**Hintergrund:**

Mit dieser Aufgabe soll abgeschätzt werden, wie viel Bemühungen um eine Vergrößerung des Anteils der laminaren Strömung an einem Flügel letztlich an Widerstandsersparnis bringen können. Die Werte 20% und 60% sind hier reine Annahmen, für einen nicht näher spezifizierten Fall.

**Lösung:**

Nach DATCOM ist der Nullwiderstand der Komponente "Flügel"

$$C_{D0} = C_f \cdot FF \cdot Q \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad .$$

Darin ist

$$C_f = k_{laminar} \cdot C_{f,laminar} + (1 - k_{laminar}) \cdot C_{f,turbulent} \quad ,$$

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

$Q$  ist der Interferenzfaktor,  $S_{wet}$  ist die benetzte Fläche und

$S_{ref}$  die Referenzflügelfläche.

Alles was sich hier ändert ist  $k_{laminar}$  von 0.2 auf 0.6 . Wenn wir daher das Verhältnis bilden

$$\frac{C_{D0,60\%}}{C_{D0,20\%}} = \frac{\left[ C_f \cdot FF \cdot Q \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right]_{60\%}}{\left[ C_f \cdot FF \cdot Q \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right]_{20\%}} = \frac{[C_f]_{60\%}}{[C_f]_{20\%}} \quad ,$$

dann kürzen sich viele Terme heraus, die nicht verändert werden. Es bleibt

$$\frac{C_{D0,60\%}}{C_{D0,20\%}} = \frac{0.6 \cdot C_{f,laminar} + 0.4 \cdot C_{f,turbulent}}{0.2 \cdot C_{f,laminar} + 0.8 \cdot C_{f,turbulent}} \quad .$$

Wir berechnen

$$C_{f,laminar} = 1.328 / \sqrt{\text{Re}} = 0.0001878$$

$$C_{f,turbulent} = \frac{0.455}{(\log \text{Re})^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} = 0.002219.$$

Bei aerodynamisch glatten Oberflächen muss  $\text{Re}_{\text{cut-off}} = 38.21 \cdot \left( \frac{l}{k} \right)^{1.053}$  nicht beachtet werden, denn es gilt mit  $k = 0$ :  $\text{Re}_{\text{cut-off}} \rightarrow \infty$  .

$$\frac{C_{D0,60\%}}{C_{D0,20\%}} = 0.552$$

**Antwort:**

Der Nullwiderstand kann um etwa 45 % gesenkt werden!

**Aufgabe 2.3** (12 Punkte)

Um wie viel Prozent vergrößert sich die Stabilitätsreserve (static margin), wenn der Pfeilwinkel der 25%-Linie des Flügels von  $30^\circ$  auf  $45^\circ$  vergrößert wird?

**Annahme**

Der Schwerpunkt liegt in beiden Fällen auf dem Neutralpunkt (aerodynamic center).

**Gegeben**

- Das Flugzeug fliegt mit geringer Machzahl ( $M \rightarrow 0$ ).
- Streckung: 10
- Zuspitzung: 0,2
- Das Höhenleitwerk liegt in der Ebene, die durch den Flügel aufgespannt wird.
- Das Höhenleitwerk liegt in einer Entfernung hinter dem Flügel, die der Spannweite des Flügels entspricht.

**Hintergrund:**

Jede Änderung an einem Flugzeug an einer Stelle hat natürlich auch Auswirkungen auf eine andere Stelle. Hier wird gegenüber einem ersten Entwurf ein größerer Pfeilwinkel vorgesehen. Dabei wird man nicht einfach die "Flügelspitzen weiter nach hinten biegen", denn dabei würde ja der Flügel insgesamt weiter nach hinten wandern und der Flugzeugschwerpunkt auf der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe (MAC) zu weit nach vorn kommen. Mit zunehmender rückwärtiger Pfeilung wird also die Flügelwurzel weiter vorn am Rumpf angebracht werden müssen. In dieser Aufgabe ist einmal angenommen, dass der Flügel so zum Rumpf angebracht wird, dass der Schwerpunkt seine Lage auf dem MAC beibehält. Durch die Positionierung des Flügels ist zwar die Lage des Schwerpunktes relativ zum Flügel gleich geblieben, jedoch ist zu vermuten, dass sich aufgrund der veränderten Aerodynamik die hinterste zulässige Schwerpunktlage verändert. Untersuchen wollen wir daher den Abstand zwischen dem Schwerpunkt und der hintersten zulässigen Schwerpunktlage (also die Stabilitätsreserve). Hinweis: Wenn Sie sich an die Vorlesung Flugmechanik erinnern, so ist das hilfreich zum Verständnis, es ist aber keine Voraussetzung, um diese Aufgabe erfolgreich zu lösen.

**Lösung:**

"Static margin" kommt in einer Gleichung in der Vorlesung FE vor:

$$C_{M,\alpha} = -C_{L,\alpha} \cdot (\text{static margin}) \quad .$$

Ich benutze einmal  $K_N$ , die Variable für die Stabilitätsreserve bei festem Ruder aus der Flugmechanik

$$C_{M,a} = -C_{L,a} \cdot K_N \quad .$$

Damit ist

$$K_N = -\frac{C_{M,a}}{C_{L,a}} \quad .$$

- Der Gradient des Nickmomentenbeiwertes ist

$$C_{M,\alpha} = C_{L,\alpha,W} \cdot \overline{x_{CG-AC}} - C_{L,\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \left(\frac{l_H}{c_{MAC}} - \overline{x_{CG-AC}}\right)$$

Mit

$$\overline{x_{CG-AC}} = 0 \quad (\text{Schwerpunkt liegt auf Neutralpunkt})$$

bleibt

$$C_{M,\alpha} = -C_{L,\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}}$$

Auch wenn außer der Pfeilung alle Geometrieparameter konstant bleiben, so ändert sich doch der Nickmomentenbeiwert durch eine Änderung des Abwindgradienten:

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = 4.44 \cdot \left[ k_A \cdot k_\lambda \cdot k_H \cdot \sqrt{\cos \varphi_{25}} \right]^{1.19} \cdot \frac{(C_{L,\alpha})_M}{(C_{L,\alpha})_{M=0}}$$

Für kleine Machzahlen entfällt die Machzahlkorrektur. Es bleibt der Ausdruck

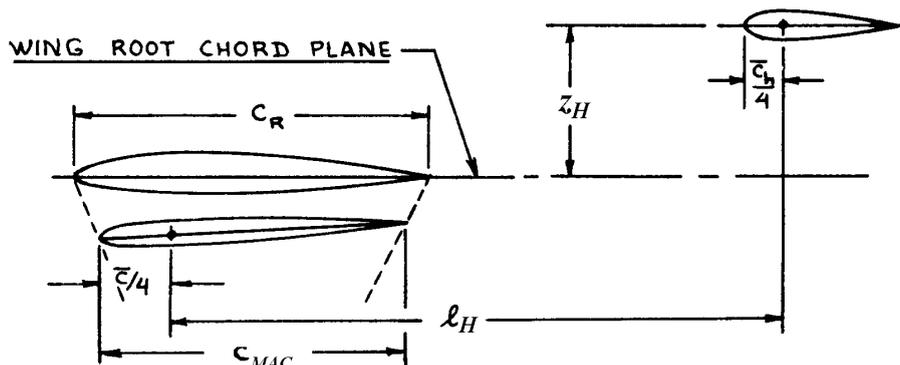
$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = 4.44 \cdot \left[ k_A \cdot k_\lambda \cdot k_H \cdot \sqrt{\cos \varphi_{25}} \right]^{1.19}$$

Darin ist

$$k_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1+A^{1.7}} \quad \text{Faktor für die Flügelstreckung}$$

$$k_\lambda = \frac{10-3\lambda}{7} \quad \text{Faktor für die Flügelzuspitzung}$$

$$k_H = \frac{1 - \left| \frac{z_H}{b} \right|}{\sqrt[3]{\frac{2l_H}{b}}} \quad \text{Lagefaktor des Höhenleitwerkes}$$



Nebenüberlegungen zeigen: Die mittlere Flügeltiefe  $c_{MAC}$  ändert sich nicht, denn mit

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{c_r(1+\lambda)} \quad \text{ist} \quad c_r = \frac{2b}{A(1+\lambda)} = \text{konst.}$$

und damit auch

$$c_{MAC} = \frac{2}{3} c_r \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} = \text{konst.}$$

Auch der Leitwerkshebelarm bleibt hier konstant.

- Der Auftriebsgradient ist

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

Es muss der Pfeilwinkel der 50%-Linien berechnet werden

$$\tan \varphi_n = \tan \varphi_m - \frac{4}{A} \left[ \frac{n-m}{100} \cdot \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right].$$

Wir setzen unsere Parameter in die Gleichungen ein und erhalten:

$$k_A = 0.080438$$

$$k_\lambda = 1.34286$$

$$k_H = \frac{1}{\sqrt[3]{2}} = 0.7937$$

$$\text{Für } \varphi_{25} = 30^\circ: \quad \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0.21291$$

$$\text{Für } \varphi_{25} = 45^\circ: \quad \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0.1942$$

$$\text{Für } \varphi_{25} = 30^\circ: \quad \varphi_{50} = 27.05^\circ.$$

$$\text{Für } \varphi_{25} = 45^\circ: \quad \varphi_{50} = 43.03^\circ.$$

$$\text{Für } \varphi_{25} = 30^\circ: \quad C_{L,\alpha} = 4.687.$$

$$\text{Für } \varphi_{25} = 45^\circ: \quad C_{L,\alpha} = 3.970.$$

Das Ergebnis können wir wieder über eine Verhältnisbildung erhalten. Aufgrund der vielen konstanten Parameter kann wieder reichlich gekürzt werden. Es bleibt

$$\frac{K_{N,45^\circ}}{K_{N,30^\circ}} = \frac{C_{M,\alpha,45^\circ}}{C_{L,\alpha,45^\circ}} \cdot \frac{C_{L,\alpha,30^\circ}}{C_{M,\alpha,30^\circ}} = \frac{C_{L,\alpha,30^\circ}}{C_{L,\alpha,45^\circ}} \cdot \frac{\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)_{45^\circ}}{\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)_{30^\circ}} = 1,218$$

**Antwort:**

Die Stabilitätsreserve steigt um etwa 22%.

**Aufgabe 2.4** (4 Punkte)**JAR 25.101 General**

- (a) Unless otherwise prescribed, aeroplanes must meet the applicable performance requirements of this Subpart for ambient atmospheric conditions and still air.
- (b) The performance, as affected by engine power or thrust, must be based on the following relative humidities:
- (1) 80%, at and below standard temperatures; and
  - (2) 34%, at and above standard temperatures plus 50°F.
- Between these two temperatures, the relative humidity must vary linearly.

Welche relative Luftfeuchtigkeit muss basierend auf JAR 25.101 zugrunde gelegt werden, wenn Flugleistungen in Meereshöhe bei 20 °C betrachtet werden?

**Hintergrund:**

*Als Flugzeugbauer bleibt einem wohl nichts anderes übrig, als sich mit technischen englischen Texten auseinander zusetzen. Also los !*

**Lösung:**

Hinweis: Wenn alle Temperaturen in °F umgerechnet werden, sind die dann folgenden Überlegungen etwas leichter. Diese Variante wird hier gezeigt:

$$T_F = T_C \frac{9^\circ F}{5^\circ C} + 32^\circ F$$

- In Meereshöhe beträgt die Standardtemperatur 15°C = 59°F
- Gesucht ist die relative Luftfeuchtigkeit bei 20°C = 68°F .
- Bei 59°F beträgt die geforderte relative Luftfeuchtigkeit 80%.
- Bei 59°F + 50°F = 109 °F beträgt die geforderte rel. Luftfeuchtigkeit 34%.
- Dazwischen soll linear interpoliert werden:

$$f(T_F) = 80\% - \frac{46\%}{50^\circ F} (T_F - 59^\circ F)$$

$$f(T_F = 68^\circ F) = 71,7\%$$