



Flugzeugentwurf WS 02/03

Datum: 31.01.2003

Bearbeitungszeit: 180 Minuten

| | | | |
|------------------|-----------------|----------|--|
| Name: | | Vorname: | |
| Matrikelnummer.: | | | |
| Punkte: | von 84 Punkten. | Note: | |

1. Klausurteil

(keine Hilfsmittel - 30 Minuten - 20 Punkte)

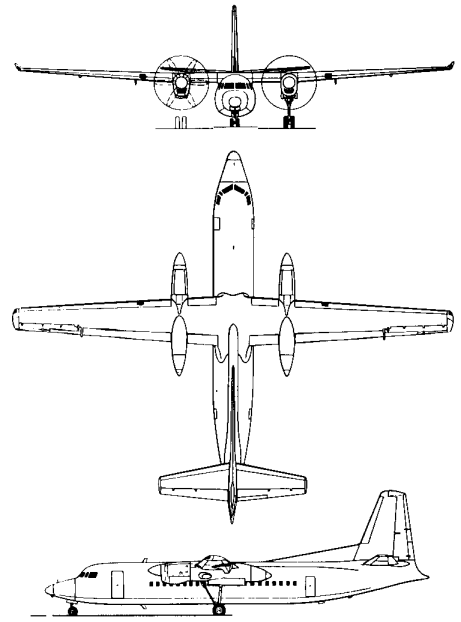
1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

1. mission specification
2. first flight
3. load factor
4. range flexibility
5. supersonic civil transport
6. tail aft aircraft
7. butterfly tail
8. tail boom
9. constraint
10. matching chart
11. fuel fraction
12. landing distance available

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

1. Entwicklungsbeginn
2. Sitzplatz
3. Entenflugzeug
4. freitragender Flügel
5. Wirkungsgrad
6. Anforderung
7. Sicherheitslandestrecke
8. BREGUETsche Reichweitengleichung
9. Endanflug
10. Schub
11. Moment (z.B. am Drehmomentschlüssel)
12. Moment (z.B. am Höhenruderscharnier)

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Fokker 50. Nennen Sie 4 besondere Merkmale dieser Konfiguration und diskutieren Sie kurz die Vor- und Nachteile der Merkmale bzw. nennen Sie die aus den Merkmalen folgenden Konsequenzen für den Flugbetrieb!
- 1.4) Ein Flugzeug soll 400 Passagiere in einem Einklassenlayout auf einem Deck befördern. Wie viele Sitze würden Sie in einer Reihe anordnen und wie viele Gänge wären dann erforderlich?
- 1.5) Nennen Sie die Definitionsgleichung des Widerstandsbeiwertes!
- 1.6) Ein Rechteckflügel hat eine Fläche von 40 m^2 , die Streckung beträgt 10. Berechnen Sie die Spannweite, die mittlere aerodynamische Flügeltiefe und die Zuspitzung!
- 1.7) Nennen Sie die BREGUETsche Reichweitengleichung (für einen Jet)!
- 1.8) Der Flugkomfort in böiger Luft hängt ab von der Änderung des Lastvielfachen mit dem Anstellwinkel $n_a = dn/da$. Wie verändert (verbessert oder verschlechtert) sich der Flugkomfort mit
- steigendem Auftriebsgradienten C_{La}
 - steigender Flügelstreckung A ,
 - steigender Flügelpfeilung,
 - steigender Flächenbelastung
- wenn alle anderen Werte jeweils gleich bleiben?
- 1.9) Wie verändern (vergrößern oder verkleinern) sich bei üblichen Flugzeugen mit rückwärts gepfeilten Flügeln
- maximaler Auftriebsbeiwert,
 - Masse des Flügels,
 - Neigung zum Aufnicken des Flugzeugs im überzogenen Flugzustand,
 - statische Stabilität um die Längsachse,
 - Dämpfung der Gier-Roll-Schwingung
- mit **zunehmender** Pfeilung ?
- 1.10) Ein Querruder ist im Prinzip bereits eine einfache Landeklappen. Eine derartige Geometrie wird Normal- oder Wölbklappen genannt. Nennen Sie die Bezeichnungen von drei weiteren Landeklappengeometrien!
- 1.11) Was versteht man unter der kritischen Machzahl?
- 1.12) Was versteht man unter der Machzahl des Widerstandsanstiegs?
- 1.13) Warum besitzt ein Hochdecker ohne V-Form Rollstabilität?
- 1.14) Benötigen Sie für eine stabile Gier-Roll-Bewegung (Dutch Roll mode) eher ein großes oder ein kleines Seitenleitwerk? Warum? Eher einen großen oder einen kleinen Pfeilwinkel des Flügels? Benötigen Sie für eine stabile Spiralbewegung (spiral mode) eher ein großes oder ein kleines Seitenleitwerk?
- 1.15) Betrachtet man den Widerstand allein, so ist eine elliptische Auftriebsverteilung am günstigsten. Sollte für ein Gesamtoptimum des Flugzeugs
1. ebenfalls eine elliptische Auftriebsverteilung gewählt werden oder sollte
 2. die Auftriebsverteilung im Bereich des Innenflügels fülliger sein oder sollte
 3. die Auftriebsverteilung im Bereich des Außenflügels fülliger sein?
- (Begründung!)
- 1.16) Nennen Sie die Kostenelemente der DOC-Methode der Association of European Airlines (AEA)!
- 1.17) Nennen Sie die Gleichung zur Berechnung der Abschreibung!



2. Klausurteil

(mit Hilfsmitteln - 150 Minuten - 64 Punkte)

Aufgabe 2.1 (38 Punkte)

Es soll ein vierstrahliges Langstreckenpassagierflugzeug dimensioniert werden.

Folgende Forderungen werden an das Flugzeug gestellt:

- Zu befördern sind 463 Passagiere mit Gepäck (hier sind anzusetzen: 95 kg pro Person). Zusätzliche Fracht soll hier nicht berücksichtigt werden.
- Reiseflugmachzahl $M_{CR} = 0,85$.
- Entwurfsreichweite 7450 NM.
- Kraftstoffreserven ermittelt aus der Summe folgender Forderungen:
 - 5% zusätzliche Reichweite
 - Zusatzflugstrecke von 200 NM zu einem Ausweichflugplatz,
 - Zusatzzeit im Warteflug: siehe unten unter "Hinweise".
- Sicherheitsstartstrecke $s_{TOFL} \leq 3300$ m (Standardatmosphäre in Meereshöhe).
- Anfluggeschwindigkeit $v_{APP} \leq 145$ kt (Standardatmosphäre in Meereshöhe).
- Es sollen weiterhin die Forderungen nach JAR-25.121(b) (2. Segment) sowie JAR-25.121(d) (Durchstartmanöver) erfüllt werden.

In der Dimensionierungsrechnung sollen folgende Parameter gewählt werden:

- Maximaler Auftriebsbeiwert des Flugzeugs in Startkonfiguration $C_{L,max,TO} = 2,2$
 - Maximaler Auftriebsbeiwert des Flugzeugs in Landekonfiguration $C_{L,max,L} = 2,7$
 - Gleitzahl L/D in Startkonfiguration bei eingefahrenem Fahrwerk: 10,5
 - Gleitzahl L/D in Landekonfiguration bei eingefahrenem Fahrwerk: 10,0
 - Im Reiseflug wird mit maximaler Gleitzahl $(L/D)_{max} = 20$ geflogen.
 - Auftriebsbeiwert C_L im Reiseflug: 0,67
 - Das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse $m_{ML} / m_{MTO} = 0,72$
 - Nebenstromverhältnis der Triebwerke, BPR = 5
 - Das Verhältnis aus Betriebsleermasse und maximaler Startmasse (der Betriebsleermassenanteil m_{OE} / m_{MTO}) beträgt 0,48
 - Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch im Reiseflug $SFC_T = 16,4$ mg/(Ns)
- a) Berechnen Sie die Sicherheitslandestrecke mit Hilfe statistischer Angaben aus der Literatur.
 - b) Ermitteln Sie das Schubgewichtsverhältnis $T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)$ sowie die Flächenbelastung m_{MTO} / S_w aus einem Entwurfsdiagramm.
 - c) Wird es dem Flugzeug nach der hier durchgeführten Dimensionierung möglich sein, im direkten Steigflug (d.h. ohne über längere Zeit Kraftstoff zu verbrauchen und damit Gewicht zu reduzieren) eine Flughöhe von 35000 ft zu erreichen? Begründung!
 - d) Berechnen Sie das Verhältnis aus Kraftstoffmasse und maximaler Startmasse m_F / m_{MTO} .
 - e) Berechnen Sie die maximale Startmasse m_{MTO} des Flugzeugs, den erforderlichen Startschub T_{TO} und die Flügelfläche S_w .
 - f) Die oben angegebenen Gleitzahlen basieren auf einer Flügelstreckung von 10. Wird es dem Flugzeug nach der hier durchgeführten Dimensionierung möglich sein, die durch die Flughäfen vorgegebene maximale Spannweite von 80 m einzuhalten? Begründung!

Hinweise zu Aufgabe 2.1 auf folgender Seite!

Hinweise

- I) Nutzen Sie entsprechende Statistikgleichungen aus der Literatur. Geben Sie Ihre dafür Quellen an.
- II) Führen Sie die Rechnung zum Reiseflug durch bei einer Flughöhe von 11 km, 12 km und 13 km.
- III) Der Kraftstoffanteil m_F / m_{MTO} wird hier vereinfachend aus nur zwei Kraftstofffaktoren (mission segment mass fractions) berechnet. Den ersten Faktor erhalten Sie aus dem Reiseflug (über 7450 NM plus 5% Zusatzreichweite und zusätzlichen 200 NM). Alle weiteren Flugphasen einschließlich des Wartefluges werden durch einen zweiten Faktor von 0,95 berücksichtigt.

Aufgabe 2.2 (6 Punkte)

Ein Strahlverkehrsflugzeug hat eine theoretische Reichweite von 7970 NM. Nach dieser Flugstrecke ist der ganze Kraftstoff verbraucht. Die Startmasse beträgt 394600 kg, die Betriebsleermasse 181500 kg und die Nutzlast 40950 kg. Der Reiseflug wird bei konstantem Auftriebsbeiwert durchgeführt. Der schubspezifische Kraftstoffverbrauch im Reiseflug beträgt $SFC_T = 16,0$ mg/(Ns). Der Flug wird mit einer Machzahl von 0,87 in der Stratosphäre durchgeführt. Berechnen Sie die Gleitzahl!

Aufgabe 2.3 (5 Punkte)

Der Flügel eines typischen Verkehrsflugzeugs (Triebwerke unter dem Flügel) soll relativ zum Rumpf positioniert werden. Der Flügel soll dabei so positioniert werden, dass der Gesamtschwerpunkt des unbeladenen Flugzeugs sich schließlich auf 25% der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe (mean aerodynamic chord, MAC) befindet. Die *Rumpfgruppe* bestehend aus Leitwerk, Rumpf und Systemen hat eine Masse von 19500 kg. Die *Flügelgruppe* bestehend aus Flügel, Fahrwerk und Triebwerken hat eine Masse von 18700 kg. Der Schwerpunkt der Rumpfgruppe liege bei 50% der Rumpflänge. Die Rumpflänge betrage 33 m. Der Schwerpunkt der Flügelgruppe liege bei 50% MAC. Die mittlere aerodynamische Flügeltiefe betrage 3,2 m. Berechnen Sie den erforderlichen Abstand von der Rumpfspitze bis zur Vorderkante der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe!

Aufgabe 2.4 (9 Punkte)

Ein Flugzeug führt seinen Reiseflug *bei maximaler Gleitzahl* durch. Das Flugzeug hat zunächst keine Winglets. Es wird über eine Modifikation des Flugzeugs durch den Anbau von Winglets nachgedacht. Die Flügelenden sollen nach oben verlängert werden: links und rechts jeweils um 10% der Spannweite.

- a) In welchem Verhältnis stehen Nullwiderstand und induzierter Widerstand?
- b) Unter der Annahme, dass sich die Masse des Flugzeugs durch den Anbau der Winglets nicht ändert: Um wie viel Prozent verringert sich der Widerstand durch die Modifikation.
- c) Um wie viel Prozent dürfte die Masse des Flugzeugs durch den Anbau der Winglets maximal ansteigen, damit die Widerstandsreduzierung wenigstens noch 50% von der nach b) errechneten ausmacht?

Aufgabe 2.5 (6 Punkte)LAMBERT, M.: *Jane's - All the Worlds Aircraft 1993-94*. Surrey : Jane's Information Group, 1993**Airbus A340-300**

...

POWER PLANT: Four 138.8 kN (31,200 lb st) CFM56-5C2 turbofans ...

...

WEIGHTS and LOADINGS:

Typical airline operating weight empty:

A340-300: standard 126,481 kg (278,843 lb)

Max payload:

A340-300: standard 47,519 kg (104,761 lb)

Max zero-fuel weight:

A340-300 178,000 kg (392,423 lb)

JENKINSON, L.R.; SIMPKIN, P.; RHODES, D.: *Civil Jet Aircraft Design*. London : Arnold, 1999**15. Maintenance**

Maintenance costs are dependent on the way aircraft are used (e.g. route structure), the maintenance practices adopted by the airline and the age of the equipment (airframe and engines). Evaluation of the costs involves a detailed knowledge of factors which are unlikely to be available in the early design stages. Standardised methods for calculating maintenance costs are published (e.g. AEA, Boeing) and these should be used as soon as sufficient data is available (e.g. typical operating profiles). Until this time values from aircraft of a similar size and performance can be used or the simplified formulae below.

(a) Airframe direct cost (US\$/block hour) (1994):

$$C_{AM} = 175 + 4.1 M_{OET}$$

where M_{OET} = aircraft operational empty mass in metric tonnes.

Typical values range from 300 for small regional jets to over 1000 for the B747-400.

(b) Engine direct cost per engine (US\$/block hour) (1994):

$$C_{EM} = 0.29 T$$

where T = engine thrust (kN).

The engine maintenance cost is a function of several engine parameters. The above calculation is appropriate to modern medium bypass (typically five) engines.

(c) Total aircraft maintenance cost is

$$C_{AM} + C_{EM} \cdot N_E$$

where N_E = number of engines.

The maintenance costs above include all costs associated with the facility (e.g. overhead/burden).

Some comments on the above data

Absolute values for costs are time-dependent due to the effects of inflation in world economies. The figures above should be increased in line with inflation indices (typically between 3 and 6% per annum).

Basierend auf den beiden oben gegebenen Quellen: Berechnen Sie die jährlich anfallenden Wartungskosten eines Airbus A340-300. Es soll unterstellt werden, dass 4800 Blockstunden pro Jahr geflogen werden. Bringen Sie die Wartungskosten auf das Preisniveau für das Jahr 2003 unter Beachtung des Mittelwertes der oben genannten Inflationsraten!