

Tentamen ae1-019 part 3  
Introduction to Aircraft Technology  
24 juni 2002

**Meerkeuze Vragen**

1. Welke bewering over de huid van een modern verkeersvliegtuig is waar:
  - a. De vliegtuighuid draagt alleen de luchtkrachten die werken op de buitenzijde van het vliegtuig.
  - b. De enige kracht die op de vliegtuighuid werkt is die ten gevolge van de inwendige overdruk op kruishoogte.
  - c. De vliegtuighuid draagt een deel van alle krachten die op het vliegtuig werken.
  - d. De vliegtuighuid zorgt hoofdzakelijk voor het behouden van de aërodynamische vorm van het vliegtuig; de grootste krachten worden gedragen door verstijvers en spanten.
  
2. In de vroege geschiedenis van de ontwikkeling van vliegtuigen werden hoofdzakelijk vakwerkconstructies toegepast. Welke van de onderstaande beweringen daarover is onjuist?
  - a. De dragende constructie bestond alleen uit stalen of houten frames en spandraden.
  - b. De bespanning van het vakwerk met linnen had alleen een esthetische functie.
  - c. De vleugels en stuurvlakken van vroege vliegtuigen waren vakwerken bespannen met linnen of dunne houten platen.
  - d. De vakwerkconstructie werd juist toegepast omdat men er zeer licht mee kon construeren.
  
3. Welke bewering over de functie van de ribben in een vliegtuigvleugel is onjuist?
  - a. Ribben brengen de vleugel in het gewenste profiel en behouden deze onder belasting.
  - b. Ribben dienen ter bevestiging van delen die grote krachten op de vleugel uitoefenen.
  - c. Ribben dienen ter afsluiting van de integrale brandstoftanks.
  - d. Ribben zorgen ervoor dat de langsverstijvers in de vleugel op hun plaats blijven.
  
4. Een vliegtuig is een constructie opgebouwd uit huidplaten, verstijvers en ribben. Een vleugelliger is een constructie-element dat er voor zorgt dat:
  - a. de vleugel niet tordeert.
  - b. de vleugel bestand is tegen impact in het geval van een crash.
  - c. de vleugel weerstand heeft tegen buiging.
  - d. het mogelijk is motoren aan de vleugel te bevestigen.

5. Differentiaalbuiging is:

- a. het verschil in opwaartse buiging tussen de ene en de andere ligger in een vliegtuigvleugel waardoor de vleugel tordeert.
- b. de buiging van de romp door een uitslag van het hoogteroer.
- c. de opwaartse buiging van de vleugel onder invloed van de grotere luchtkrachten op de onderkant van de vleugel.
- d. het verschil in buiging van de twee vleugels door de uitslag van het rolroer.

6. Omkering van de rolroerwerking is:

- a. een manoeuvre waarbij de piloot in een slippende bocht rolroer tegen stuurt om de sliphoek op te heffen.
- b. een door een rolroeruitslag ongewenste verdraaiing van de vleugel waardoor een omgekeerde werking van het rolroer optreedt.
- c. een assemblagefout waardoor de bekabeling van de rolroeren omgekeerd is bevestigd.
- d. de manoeuvre die ervoor zorgt dat een vliegtuig met een bepaalde rolhoek weer terug in de horizontale positie wordt gebracht.

7. In de vliegtuigbouw wordt doorgaans een veiligheidsfactor van 1,5 gehanteerd. Wanneer we voor een constructie een veiligheidsfactor van 1,75 hanteren, welke twee beweegredenen spelen daarbij dan een rol?

- a. we hebben voor deze constructie te maken met grotere onzekerheden in de materiaalsterkten.
- b. op deze constructie werken lagere belastingen.
- c. we weten minder goed of onze berekeningen kloppen bij deze constructie.
- d. met deze constructievorm hebben we in het verleden meer ervaring opgedaan.

8. Een vliegtuig wordt tijdens het gebruik belast door diverse uitwendige krachten. Wat is de maximale externe kracht die in de praktijk op een vliegtuig kan worden uitgeoefend?

- a. Dat is de kracht die optreedt bij de maximale belading van het vliegtuig door brandstof en betalende lading (vracht en/of passagiers).
- b. Dat is de maximale berekende uitwendige kracht maal de veiligheidsfactor.
- c. Dat is de kracht die slechts 1 maal optreedt in het leven van een vliegtuig (aangenomen dat dit 20 jaar is).
- d. Dit is niet aan te geven.

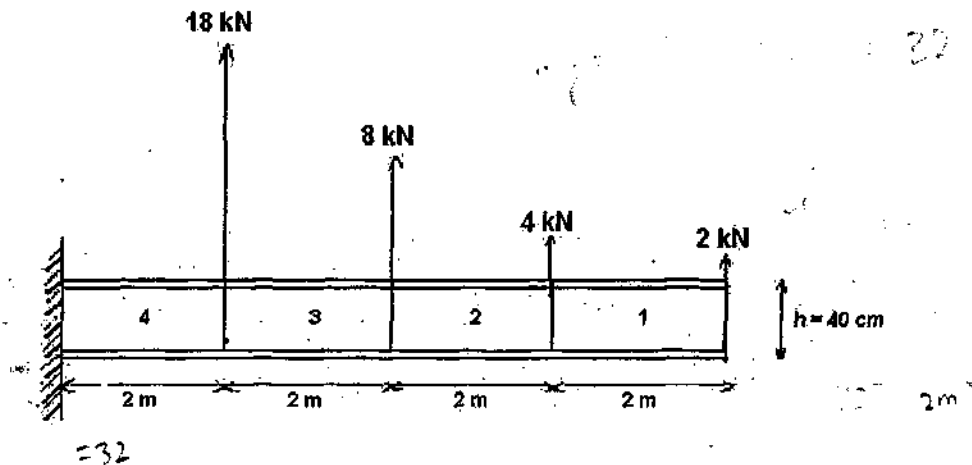
9. Bij het ontwerpen van nieuwe vliegtuigen moet al in een vroegtijdig stadium iets worden gezegd over de krachten die op het vliegtuig zullen werken. Waarom is dit zo?
- De aërodynamici willen weten welke vorm het vliegtuig zal krijgen.
  - De constructeurs willen weten hoe sterk het vliegtuig moet worden.
  - De toekomstige vliegtuiggebruikers hebben deze gegevens al zeer vroeg nodig.
  - De luchtvaartautoriteiten willen weten of de regels goed nageleefd worden.
10. De nominale belasting (limit load) is:
- De belasting die eenmaal optreedt in de levensduur van een vliegtuig en waarbij de kans op blijvende vervorming niet aanwezig is .
  - De belasting waarbij juist geen breuk optreedt
  - De belasting waarbij juist blijvende vervorming van de vliegtuigconstructie optreedt.
  - De belasting die waarschijnlijk eenmaal in de levensduur van een vliegtuig optreedt waarbij geen blijvende vervorming optreedt.

## Open Vragen

11. De levensduur van een vliegtuig kan worden uitgedrukt in aantallen vliegreizen of aantallen vluchten.

- Welke van de twee verdient de voorkeur en leg uit waarom. *(1/10-9)*
- Wat is het gevaar indien de levensduur in de "verkeerde" meeteenheid wordt weergegeven? *Verkeerd gepaste units, verkeerde*
- In welke eenheid wordt de levensduur van een vliegtuigmotor bij voorkeur weergegeven en leg uit waarom? *Overal die eenheden. Maximaal 1000*

12. Een schematische ligger met de daarop werkende maximale belasting is weergegeven in de onderstaande tekening.

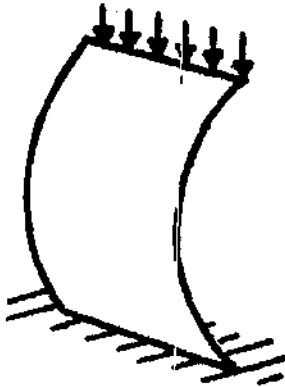


- Teken de dwarskrachtenlijn en de momentenlijn van deze ligger.
- Bereken de schuifstroom in lijfplaatveld 4.
- Bepaal de minimum plaatdikte  $t$  in mm voor veld 4 bij een maximum toelaatbare schuifspanning  $\tau_t = 50 \text{ N/mm}^2$ .
- De gordingen van de ligger hebben een constante doorsnede. Bereken het minimum oppervlak van de doorsnede, bij een maximum toelaatbare trekspanning  $\sigma_t = 350 \text{ N/mm}^2$ .

**Tentamen ae1- 020 II a**  
**Introduction to Aircraft Technology**  
**21 August 2003**  
**9:00 – 12:00**

**Multiple choice**

1. A thin plate under pressure will show a tendency to buckle at a certain load (see figure). Which of the following methods is/are suitable to increase the required force to do this? (more than one answer possible)
- a. The plate can be made thicker.
  - b. The plate can be made shorter.
  - c. One can fold the plate in a suitable pattern.
  - d. A stiffener may be riveted onto the plate.



2. The thin skin of an aircraft does not have sufficient bending stiffness to keep its shape under loads. For that reason it is stiffened with so called stiffeners. Which two statements concerning stiffeners are false?
- a. A skin with stiffeners may be replaced by a sandwich structure
  - b. Frames in the fuselage are in fact stiffeners in circumferential direction
  - c. Stiffeners are extruded profiles riveted on a thin skin plate
  - d. Stiffeners of thin plates always run in one and the same direction
3. At the beginning of the design process of a new aircraft data must be generated with regard to the loads that will be exerted on the aircraft. Which method is least suitable for gathering these data?
- a. In flight measurements (flight recorder) on existing aircraft.
  - b. Measurements on scaled models in a wind tunnel.
  - c. Calculations using aerodynamics.
  - d. Test flights with a prototype.

4. A sandwich structure is:

- a. a structure used to connect two sub-components to each other.
- b. a structure consisting of plate material and a core material together making a sandwich.
- c. a method for constructing components in which parts are bonded together like sandwiches.
- d. an other word for composite structure.

5. Reversed aileron is:

- a. A fault in the aircraft assembly where the cables are wrongly connected to the ailerons.
- b. A manoeuvre in which the pilot gives aileron reversed in a slipping turn to remove the slip angle.
- c. An unwanted twist of the wing caused by an extension of the aileron through which an inverse working of the aileron occurs.
- d. The manoeuvre which takes the aircraft back into the horizontal position coming from a certain rolling angle.

6. At the end of the development of a new aircraft type fatigue tests are performed on a full scale aircraft. Which two of the following statements about these fatigue tests are true?

- a. Fatigue tests are only performed on the full scale aircraft because only in this way – in its full structural coherence – the right information is obtained.
- b. Fatigue tests on the full scale aircraft are performed up to 3 or 4 times the expected life of the aircraft in service.
- c. The aircraft that is used for the full scale fatigue test is equipped with all the systems and equipment on board to simulate the real use of the aircraft as real as possible.
- d. The fatigue tests on the full scale aircraft are continued even long after the first aircraft of that type are flying around.

7. The thickness of the skin of the presently used (semi-monocoque) commercial aircraft varies in de order of:

- a. 0.3 – 0.8 mm.
- b. 0.8 – 2.4 mm.
- c. 2.4 – 4.6 mm.
- d. 4.6 – 12.0 mm.

8. The wing of an aircraft must have a certain resistance to bending. Spars can be used for this but also a so-called torsion box. Which two of the following statements are not true?

- a. A disadvantage of a wing with a torsion box is that it is not possible to 'disturb' the box with for example hatches for inspections.
- b. Given a certain span, a wing with a torsion box can be made thinner.
- c. A wing with spars is usually lighter than one with a torsion box.
- d. Given a certain thickness, a wing with a torsion box can be made longer.

9. A so called 'false spar' is (two answers please):

- a. An auxiliary spar which connects to the main spar
- b. A spar that does not run all the way to the tip of the wing
- c. A perpendicular connection between two or more main spars
- d. A spar that starts at the tip of the wing and does not run all the way to the fuselage

10. The limit load is:

- a. The load at which permanent deformation of the aircraft structure just occurs
- b. The load which probably will occur once in the life of the aircraft at which no permanent deformation is allowed.
- c. The load that will occur once in the life of the aircraft at which the chance for permanent deformation is not present.
- d. The load at which failure just does not occur.

## Open Questions

11. The specific strength  $\sigma/w$  and the specific stiffness  $E/w$  ( $w$  is specific weight) are almost the same for the aluminium alloys and high strength steels used in the aerospace industry. Generally steel has better fatigue properties than aluminium.

a) Why is there a preference for aluminium alloys in the thin walled shell structures in aerospace engineering? *lighter*

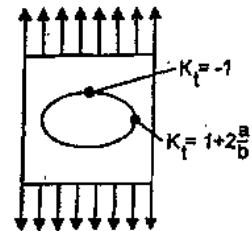
b) Develop a criterion for material selection for these thin-walled aircraft structures. Compare the weight of two compression loaded sheets of different materials (having different modulus of elasticity  $E$ ) with equal size and different sheet thickness  $t$ . Use

the formula for the critical buckling stress:  $\sigma_{cr} = \text{const.} \cdot \frac{E t^2}{a b}$ ,

In which  $a$  and  $b$  are sheet length and width.

12. A fuselage with a circular cross-section has a radius of  $R = 170$  cm. The fuselage is constructed of aluminium alloy shells with a skin thickness of 1 mm. The ultimate pressure difference at which the pressure cabin is designed is  $11.2 \text{ N/cm}^2$ .

a) So called boiler formula's are used to calculate the stresses in the undisturbed fuselage skin. Give the boiler formula's. What is the stress in the fuselage skin at this ultimate pressure difference according to the boiler formula's in axial direction and in circumferential (hoop) direction?



The stress concentration factor for elliptical holes with long axis  $2a$  and short axis  $2b$  is at the right hand side of the ellipse  $K_t = 1 + 2a/b$ , and at the top of the ellipse  $K_t = -1$ . See figure.

b) What is the stress at the right-hand side of a circular window in the fuselage? Note: Take into account the biaxial stress condition in the fuselage.

c) When an elliptical shaped window is chosen, what is the ratio of the axis ( $a/b$ ), if the stresses at the right-hand side equal the stresses above the window? State clearly the direction of the long axis of the elliptical window.

13.

a) There are several important load cases for aircraft. Describe three types of load cases on an aircraft.

b) Which regulation is applicable for flying during high gust speeds?

c) What are the definitions of ultimate load and limit load?

d) Which phenomenon is not allowed to occur during limit loads on aircraft structures?



## Exam ae1- 020 II a Introduction to Aircraft Structures

24 juni 2004 9:00 – 12:00

---

Remarks: Answer all questions and put your name and study number on every page.  
Please indicate the answers on the multiple-choice questions on the appropriate answer sheet. Do not forget to hand in this form.

---

### Definitions

Give a definition of – or explain the following term

1. Allowable stress
2. Brace
3. Dihedral
4. Elevons
5. Hoop stress
6. Lug
7. Payload
8. Slat
9. Strut
10. Trailing Edge

### Multiple-Choice Questions

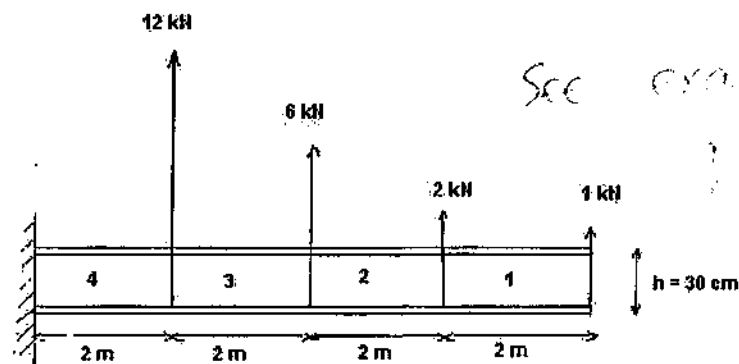
1. Large cutouts like doors and hatches are applied in the fuselage of large transport aircraft. The designer has to pay extra attention to these cutouts. Why is this important (one answer)?
  - a. The location and installation of the opening and locking mechanism often gives problems.
  - b. The cutouts disturb the perfect shell structure.
  - c. The edges of the cutouts have to be reinforced.
  - d. Loading and unloading of the aircraft often leads to damage of the structure around doors and hatches.
  
2. The thin skin of an aircraft is not stiff enough to keep its shape under loading conditions. For that reason it is stiffened with so called stringers. Which two statements about stringers are not true?
  - a. The combination of skin and stringers can be replaced by a sandwich structure *WON*
  - b. Thin sheet stringers always run in one and the same direction
  - c. Frames in the aircraft fuselage are in fact stringers in circumferential direction *WON*
  - d. Stringers are extruded profiles that are riveted on a thin skin sheet.
  
3. The stressed skin principle is often applied in the aircraft wing. Yet, also integral parts can be used for the wing. When applying integral parts (one answer)
  - a. riveting is not necessary resulting in a more smooth surface,
  - b. inspection will be more difficult,
  - c. more maintenance will be necessary,
  - d. this results in a heavier structure.

4. Which two statements about flaps are true?
- a. Flaps can be positioned on the leading edge as well as on the trailing edge of the wing.
  - b. If necessary, next to flaps on the wing also small flaps are attached to the horizontal tail plane.
  - c. Flaps attached to the wing trailing edge are also called slats.
  - d. Flaps increase the lift of the wing in starting and landing conditions.
5. Reversed aileron control is:
- a. an unwanted twist of the wing caused by aileron deflection, through which an inverse effect of the aileron deflection occurs.
  - b. a fault in aircraft assembly by which the cables to the aileron are wrongly attached.
  - c. the manoeuvre in a slipping turn at which the pilot gives reversed aileron to overcome the slip angle.
  - d. the manoeuvre, which brings the aircraft coming from, a certain rolling angle back into the horizontal position.
6. Trimming of the elevator is necessary because (one answer)
- a. the correct material tolerances are not immediately met in the production process.
  - b. the pilot does not want to use the elevator to correct his altitude at high speed conditions,
  - c. for several reasons the centre of gravity of the aircraft vary,
  - d. using his trim the pilot can fly his aircraft without his hands on the stick in most flying conditions.
7. Losing one out of four engines of a large transport aircraft may result in serious yawning of the aircraft. What can the designer do, to enable the pilot to compensate for this yawning (more answers possible)?
- a. He can position all engines close to the fuselage,
  - b. He can design a large rudder,
  - c. He can design large ailerons,
  - d. He can design large trims on the elevator.
8. Stress Corrosion is?
- a. Corrosion where wear between surfaces results in corrosion products,
  - b. Corrosion where mechanical stress increases the chemical activity of the material,
  - c. Corrosion that occurs due to a difference in potential between touching parts.
  - d. Corrosion where the more active boundaries of the crystals are attacked.
9. Which of the two following statements concerning fatigue are not true?
- a. Fatigue is still a very important design criterion in the aircraft industry.
  - b. Flying at high altitude contributes to the same extent to fatigue of aircraft parts as flying at low altitude.
  - c. All aircraft parts encounter more or less the same fatigue loads.
  - d. It is better to express the life of the aircraft in flights rather than in flying hours.

10. The limit load (nominal load) is:
- The load at which permanent deformation of the aircraft structure just occurs.
  - The load that probably occurs once in the life of the aircraft at which no permanent deformation is allowed.
  - The load that will occur once in the life of an aircraft at which the chance on permanent deformation is not present.
  - The load at which fracture just not occurs.

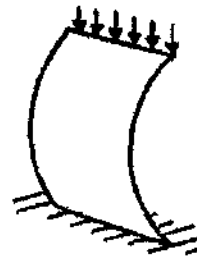
### Open Questions

1. A schematic spar with the maximum loads acting on it, is given in the drawing below.



- Draw the shear forces line and the moment line of the spar.
  - Calculate the shear flow in web field 4.
  - Determine for field 4 the minimum sheet thickness  $t$  in mm, if the maximum allowable shear stress is  $\tau_a = 50 \text{ N/mm}^2$ .
  - The caps of the spar have a constant cross-section. The maximum allowable tensile stress is  $\sigma_a = 350 \text{ N/mm}^2$ . Calculate the minimum area of this cross section.
2. With regard to the safety of aircraft operation, the aircraft structure has to carry all kind of loads under various operating conditions acting on different components of the aircraft.
- Mention four important types of load and explain on what part of the aircraft they are acting.
  - How are the loads on the aircraft determined in the early stages of design?
  - Which factor do we use in strength calculations to take into account extreme conditions and statistical variation in materials and structural dimensions?
3. The growth factor is used to show the effect of one kg of structural weight increase on the weight of the aircraft.
- Give the definition of the growth factor.
  - Explain how one kg weight saving can save more than one kg on the total weight (snowball effect) and why this is most important in the early stages of the design.

4. A thin sheet under compression loading will show a tendency to buckle at a certain load (see figure).
- a. Which structural solutions are suitable to increase the buckling load?
- b. In the aeronautical industry, aluminium is preferred as a structural metallic material. This is related to the required resistance to compression loads of the generally thin walled structures.



Derive a criterion for material selection for these structures by comparing the weight of two sheets with equal size but of different material and thickness. The expression for the critical buckling stress is:

$$\sigma_{cr} = \text{constant} * \frac{Et^2}{ab}$$

In which  $t$ ,  $a$  and  $b$  are respectively sheet thickness, length and width of the sheet and  $E$  the modulus of elasticity

**Tentamen ae1- 020 II a, Introduction to Aircraft Technology**  
**19 augustus 2003<sup>2004</sup> (resit), 9:00 – 12:00**

---

Remarks: Answer all questions and put your name and study number on every page.  
Please indicate the answers on the multiple-choice questions on the appropriate answer sheet. Do not forget to hand in this form.

---

**Definitions**

Give the definition (so not a translation) of – or describe (in Dutch or English)

1. Aerofoil
2. Biplane
3. Camber
4. Drain hole
5. Foreplane
6. MIL Handbook
7. Servo actuator
8. Taileron
9. Ultimate Load
10. Winglet

**Multiple Choice**

1. Cut outs in for example fuselages of large transport aircraft always have elliptical or rounded shapes (windows and doors). Why is this so important? (one answer)
  - a. This for safety reasons during production: Doors and windows with right angle sharp corners easily damage or pose a threat to production workers.
  - b. Right angle cut outs have the problem that rubber sealing strips do not easily fit in the corners.
  - c.) In stiffened skin structures right angle cut outs initiate fatigue cracks.
  - d. Because no single surface is perfectly straight right angles are avoided for aerodynamic reasons: it was discovered that fuselages have less aerodynamic drag in this way.
2. Cockpit windows are often coated with a thin gold layer. Why is this done? (one answer)
  - a. to stop solar radiation.
  - b. for thermal isolation.
  - c.) to prevent condensation.
  - d. to prevent dirt from attaching to the window.

3. For the aircraft wing, the stiffened shell structure is often applied. Yet for a wing also integral parts can be used. Disadvantages of integral parts are (two answers):
- a.) The costs of integral parts are high.
  - b. Integral parts can not be riveted. -adv
  - c.) Careful design is necessary for safety reasons.
  - d. The structure can be loaded less high. -adv
4. A spoiler is?
- a. A device on the leading wing edge producing extra lift.
  - b.) A device that causes extra drag and reduced lift to keep the aircraft on the ground after touch down.
  - c. A profile attached to the wing trailing edge to facilitate low speed flight.
  - d. A fairing attached to the undercarriage to provide fluent air flow thus reducing undercarriage drag.
5. The limit load is:
- a. The load for which failure just does not occur.
  - b.) The load that probably occurs once in the life of the aircraft at which no plastic deformation occurs.
  - c. The load at which plastic deformation of the aircraft structure just occurs.
  - d. The load that occurs once in the life of the aircraft at which the probability of plastic deformation is not present.
6. The airworthiness authority is responsible for the supervision of (multiple answers possible):
- a.) the design of the aircraft,
  - b.) the education of pilots,
  - c.) the investigation after aircraft accidents,
  - d. aircraft maintenance.
7. Which two initiatives can the pilot take when one of the two outboard engines of a four engine large aircraft (Boeing 747 or A340) has failed to insure that the aircraft can fly straight?
- a. he can trim the elevator.
  - b.) he can deflect the rudder.
  - c.) he can vary the thrust of all the remaining engines.
  - d. he can deflect the ailerons.
8. Fretting Corrosion is?
- a.) Corrosion that occurs between two scouring adjacent surfaces.
  - b. Corrosion where a mechanical stress increases the chemical activity of the material.
  - c. Corrosion that occurs due to a difference in electrical potential between two adjacent materials.
  - d. Corrosion where especially the active edges of the crystals are affected.

9. Which two of the following statements concerning fatigue of aircraft parts are not true:
- a. It is better to express the life of an aircraft engine in flights rather than flying hours.
  - b. Flying at high altitude contributes less to fatigue of aircraft parts than flying at lower altitudes.
  - c. Not all part of one and the same aircraft experience the same fatigue loads.
  - d. Fatigue is becoming less important as a design criterion in the aircraft industry.
10. Trimming of the elevator is necessary because (one answer)
- a. For several reasons the centre of gravity of the aircraft varies.
  - b. In the production process the right material tolerances are not immediately met.
  - c. Using his trim the pilot can fly his aircraft without his hands on the stick in most flying conditions.
  - d. The pilot does not want to use the elevator to correct his altitude at high speed conditions.

### Open Questions

(Answer open questions brief and to the point.)

11. In modern aircraft design skins of aircraft are load bearing parts of the structure, so called shell structures.
- a. Describe the historic development of aircraft design from the early 1900's until today with regard to the skin structure.
- Skin panels of an aircraft wing are mounted to ribs. These ribs are placed at regular intervals between wing root and tip.
- b. What are the functions of the ribs in the wing? Consider at least three different functions.
  - c. There are various design types of ribs. Describe three different types and sketch their build-up.
  - d. Which type of rib is applied particularly at very high loads?
  - e. The stringers on wing panels will generally intersect with the ribs. Describe all principally different solutions for these intersections (make schematic drawings) and explain what considerations play a role in the design selection.
12. The safety factor ( $j$ ) that is used for strength calculations of aircraft consists of two parts  $j_1$  and  $j_2$ .
- a. What do these parts represent?
  - b. How are parts  $j_1$  and  $j_2$  combined to  $j$ ?
  - c. In most aircraft structures a safety factor  $j=1,5$  is applied. Mention two structures in which different safety factors are applied, and indicate why.

13. The cabin pressure is one of the most important loads on the fuselage of a civil passenger aircraft. This load leads to a biaxial stress condition in the skin of the pressure cabin.
  - a. Give the derivation of the boiler formula's for the stresses in the skin of a cylindrical pressure cabin in axial and hoop (circumferential) direction.
  - b. A thicker skin will be applied in the pressure cabin than calculated with the boiler formula's and the safety factor. Explain why.
  - c. Many cut-outs (windows, doors) disturb the tensile stresses in the skin of the fuselage. For that reason we apply ductile and damage tolerant alloys for the skin. Explain by drawing the stress distribution around a hole why the effect of a hole on the strength of the skin sheet is smaller with sheet material with a high plastic deformability compared to a brittle material.
  
14. Stiffness is very important in the design of thin walled aircraft structures.
  - a. Explain the difference between the stiffness of a material and the stiffness of a structure.
  - b. Give two examples describing the importance of structural stiffness of the wing.



**Tentamen ae1- 020 II a**  
**Introduction to Aircraft Technology**  
**22 augustus 2005 (resit)**  
**9:00 – 12:00**

**Definitions**

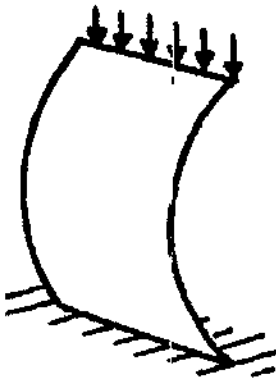
Give the definition (so not a translation) of -- or describe (in Dutch or English)

1. Access panel
2. Aisle
3. Compressor
4. Double curvature
5. Fitting
6. JAR
7. Pitch
8. Slat
9. Tie
10. Work hardening

**Multiple Choice**

1. A thin plate under pressure will show a tendency to buckle at a certain load (see figure). Which of the following methods is/are suitable to increase the required force to do this? (more than one answer possible)

- a. The plate can be made thicker.
- b. The plate can be made shorter.
- c. One can fold the plate in a suitable pattern.
- d. A stiffener may be riveted onto the plate.



2. The limit load is:

- a. The load that occurs once in the life of the aircraft at which the probability of plastic deformation is not present.
- b. The load for which failure just does not occur.
- c. The load that probably occurs once in the life of the aircraft at which no plastic deformation occurs.
- d. The load at which plastic deformation of the aircraft structure just occurs.

3. At the end of the development of a new aircraft type fatigue tests are performed on a full scale aircraft. Which two of the following statements about these fatigue tests are not true?

- a. The fatigue tests on the full scale aircraft are continued even long after the first aircraft of that type are flying around.
- b. Fatigue tests are only performed on the full scale aircraft because only in this way – in its full structural coherence – the right information is obtained. *not true*
- c. Fatigue tests on the full scale aircraft are performed up to 3 or 4 times the expected life of the aircraft in service. *true*
- d. The aircraft that is used for the full scale fatigue test is equipped with all the systems and equipment on board to simulate the real use of the aircraft as real as possible. *not true*

4. In a wing, we distinguish between several types of ribs depending on the rib's ability to carry loads. Here, 4 different ribs are mentioned. Please put them in the right order of increasing ability to carry loads.

- 1. Plate ribs 'Plaatribben'
  - 2. Forged ribs 'Gesmede ribben'
  - 3. Form ribs 'Vormribben'
  - 4. Closed Ribs 'Volle-wandribben'
- a. 1-2-4-3
  - b. 3-1-4-2
  - c. 1-3-2-4
  - d. 3-4-1-2

5. In an aircraft structure stress concentrations can be found at several locations. Which two statements concerning stress concentrations are not true?

- a. In places where stress concentrations are present fatigue can occur more quickly. *true*
- b. A disturbance of the stress field is not restrained to the immediate vicinity of the disruption. *true*
- c. Stress concentrations can be avoided in good aircraft design. *not true*
- d. At a cut out in the fuselage or the wing a stress concentration always occurs. *true*
- e. Large radii are a good way to reduce local stress concentrations. *not true*

6. Which statement regarding the skin of a modern airliner is true?
- a. The aircraft skin only carries the air forces that work on the outside of the aircraft.
  - b. The only force on the aircraft skin is the one due to the internal pressure at cruise altitude.
  - c. The aircraft skin carries part of all the forces that work on the aircraft.
  - d. The aircraft skin is mainly there to preserve the aerodynamic shape of the aircraft; the largest forces are carried by the frames and stiffeners.

7. An aircraft is loaded by several external loads during its use. What is the maximum external force that can be exerted on an aircraft in practice?

- a. The force that occurs at maximum aircraft loading with fuel, cargo and passengers.
- b. This can not be determined.
- c. The maximum calculated external load times the safety factor.
- d. The force that occurs only once in the life of the aircraft (presumed that this is 20 years).

8. A sandwich structure is:

- a. an other word for composite structure.
- b. a structure used to connect two sub-components to each other.
- c. a structure consisting of plate material and a core material together making a sandwich.
- d. a method for constructing parts in which parts are bonded together like sandwiches.

9. For the aircraft wing, the stiffened shell structure is often applied. Yet for a wing also integral part scan be used. Advantages of integral parts are (two answers):

- a. The costs of integral parts are high. — *Disadv*
- b. Integral part scan not be riveted.
- c. Careful design is necessary for safety reasons. — *Disadv*
- d. The structure can be loaded less high.

10. The thin skin of an aircraft does not have sufficient bending stiffness to keep its shape under loads. For that reason it is stiffened with so called stiffeners. Which two statements concerning stiffeners are not true?

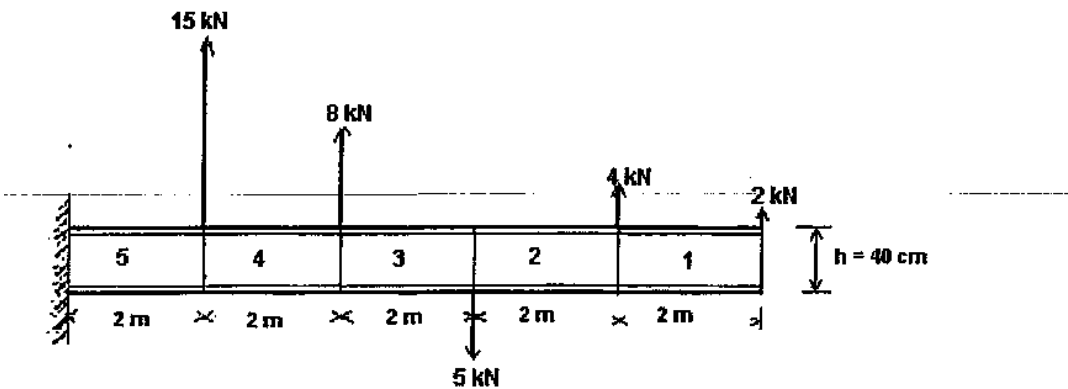
- a. Stiffeners of thin plates always run in one and the same direction
- b. Frames in the fuselage are in fact stiffeners in circumferential direction
- c. A skin with stiffeners may be replaced by a sandwich structure
- d. Stiffeners are extruded profiles riveted on a thin skin plate

### Open Questions

11. The growth factor is used to show how one kg weight saving effects the total weight of the aircraft.

- Give the definition of the growth factor.
- Explain how one kg weight saving can save more than one kg on the total weight (snowball effect)

12. A schematic spar with the maximum loads acting on it is given in the drawing below.



- The spar is built up from web plates and upper and lower spar caps. What type of stresses is transferred by each of these parts due to the bending of the spar?
- Draw the shear forces line and the moment line of the spar above.
- Calculate the shear-flow in web field 5.
- For an allowable shear stress of  $\tau_a = 65 \text{ N/mm}^2$ , determine the minimum sheet thickness  $t$  (mm) in field 5.
- The caps of the spar have a constant cross-section. Calculate the minimum area of this cross section for an allowable tensile stress of  $\sigma_a = 375 \text{ N/mm}^2$

13. The statement 'an aircraft is a collection of cracks' seems a simple but at the same time odd observation. It requires much knowledge though.

- Explain in short what the meaning of the statement is in a technical way?
- How is dealt with this fact in practice?

14. Explain the difference between material stiffness and structural stiffness.

FD,

Tentamen ae1-020 II a  
Introduction to Aircraft Technology  
30 maart 2007  
14:00 – 17:00

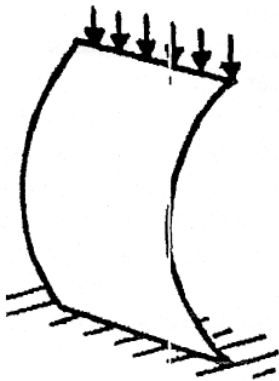
**Definities**

Geef de definitie (dus geen vertaling) van – of omschrijf (mag in Nederlands of Engels)

1. Auxiliary spar
2. Ageing
3. Blade
4. Clips and Cleats
5. Foreplane
6. Joggles
7. Nozzle
8. Slat
9. Plastic Deformation
10. Spar Cap

**Meerkeuze Vragen**

1. Een dunne plaat zal onder druk in zijn vlak de neiging hebben om bij een bepaalde belasting uit te knikken (zie figuur). Welke van de onderstaande methoden is/zijn geschikt om de kracht die hiervoor nodig is te verhogen? (meer dan één antwoord mogelijk)
  - a. De plaat kan op een ruwe vloer worden geplaatst.
  - b. Men kan de plaat inkorten.
  - c. Men kan de plaat in het midden vasthouden.
  - d. Op de plaat kan in dwarsrichting een verstijver worden gelijmd.



2. De nominale belasting (limit load) is:
- De belasting waarbij juist geen breuk optreedt
  - De belasting die eenmaal optreedt in de levensduur van een vliegtuig en waarbij de kans op blijvende vervorming niet aanwezig is.
  - De belasting die waarschijnlijk eenmaal in de levensduur van een vliegtuig optreedt waarbij geen blijvende vervorming optreedt.
  - De belasting waarbij juist blijvende vervorming van de vliegtuigconstructie optreedt.
3. Aan het einde van de ontwikkeling van een nieuw type vliegtuig worden vermoeiingstesten op het volledige vliegtuig uitgevoerd. Welke twee beweringen omtrent deze vermoeiingstesten zijn niet waar?
- De vermoeiingstesten op de totale vliegtuigconstructie gaan nog lange tijd door zelfs nadat de eerste vliegtuigen van dat type al rondvliegen.
  - Vermoeiingstesten worden alleen uitgevoerd op de totale vliegtuigconstructie omdat alleen zo – in de volledige constructieve samenhang - de juiste informatie wordt verkregen.
  - Vermoeiingstesten op de totale vliegtuigconstructie gaan door tot een totaal van wel 3 tot 4 keer de verwachte levensduur van dat type vliegtuig.
  - Het vliegtuig dat gebruikt wordt voor deze zogenaamde 'full scale fatigue test' wordt uitgerust met alle systemen en apparatuur aan boord om de werkelijkheid van het gebruik zo goed mogelijk te simuleren.
4. We onderscheiden in een vleugel diverse typen ribben afhankelijk van de mate waarin ze belast kunnen worden. Hier volgen 4 verschillende soorten ribben. Plaats ze in de volgorde waarin ze doorgaans in staat zijn een steeds hogere belasting te dragen:
1. Plaatribben
  2. Gesmede ribben
  3. Vormribben
  4. Volle-wandribben
- 1 - 2 - 4 - 3
  - 3 - 1 - 4 - 2
  - 3 - 4 - 1 - 2
  - 1 - 3 - 2 - 4
5. In een vliegtuigconstructie kunnen op diverse plaatsen spanningsconcentraties worden gevonden. Welke beweringen omtrent spanningsconcentraties zijn waar? (meerdere antwoorden mogelijk)
- Een verstoring van het spanningsveld blijft niet beperkt tot de onmiddellijke nabijheid van de verstoring.
  - Spanningsconcentraties zijn te vermijden bij een goed vliegtuigontwerp.
  - Op plaatsen waar spanningsconcentraties aanwezig kan sneller vermoeiing optreden.
  - Bij een uitsnijding in een romp of vleugel treedt altijd een spanningsconcentratie op.
  - Grote afrondingsstralen zijn een goede manier om lokaal spanningsconcentraties te beperken.



6. Welke bewering over de huid van een modern verkeersvliegtuig is waar:
- a. De vliegtuighuid draagt alleen de luchtkrachten die werken op de buitenzijde van het vliegtuig.
  - b. De vliegtuighuid draagt een deel van alle krachten die op het vliegtuig werken.
  - c. De enige kracht die op de vliegtuighuid werkt is die ten gevolge van de inwendige overdruk op kruishoogte.
  - d. De vliegtuighuid zorgt hoofdzakelijk voor het behouden van de aërodynamische vorm van het vliegtuig; de grootste krachten worden gedragen door verstijvers en spanten.
7. Een vliegtuig wordt tijdens het gebruik belast door diverse uitwendige krachten. Wat is de maximale externe kracht die in de praktijk op een vliegtuig kan worden uitgeoefend?
- a. Dat is de kracht die slechts 1 maal of een slechts een paar keer optreedt in het leven van een vliegtuig (aangenomen dat dit 20 jaar is).
  - b. Dat is de kracht die optreedt bij de maximale belading van het vliegtuig met betalende lading (vracht en/of passagiers) en (bijna) zonder brandstof.
  - c. Dit is niet aan te geven.
  - d. Dat is de limit load maal de veiligheidsfactor  $j=1,5$ .
8. Een sandwichconstructie is:
- a. een ander woord voor composietconstructie .
  - b. een constructiemethode om twee subcomponenten met elkaar te verbinden.
  - c. een constructie bestaande uit plaatmateriaal en core materiaal die samen een sandwich - of boterham - vormen.
  - d. een constructiemethode waarbij onderdelen als sandwiches aan elkaar worden gelijmd.
9. Voor veel vliegtuigdelen wordt het principe toegepast van de verstijfde schaalconstructie. Toch kan soms ook gekozen worden voor het gebruik van integrale onderdelen. Voordelen van integrale onderdelen zijn (twee antwoorden):
- a. De kosten van integrale onderdelen zijn laag.
  - b. Je hoeft bij integrale onderdelen minder samen te bouwen.
  - c. Integrale onderdelen zijn veiliger ten aanzien van vermoeiing.
  - d. Een integrale constructie kan doorgaans zwaarder worden belast.
10. De dunne huid van een vliegtuig is niet voldoende buigstijf om bij belasting zijn vorm te behouden. Om die reden wordt hij verstijfd met zogenaamde verstijvers. Welke twee beweringen omtrent verstijvers zijn juist?
- ~~a.~~ verstijvers van een dunne plaat lopen altijd in een en dezelfde richting
  - ~~b.~~ verstijvers zijn geëxtrudeerde profielen die op een dunne huid worden geklonken
  - c. spanten in een vliegtuigromp zijn eigenlijk verstijvers in omtreksrichting
  - d. een huid met verstijvers kan vervangen worden door een sandwichconstructie



11. Een drukschot van een vliegtuig is:
- Een vlakke plaat die op druk wordt belast.
  - Een gekromd paneel dat de afscheiding vormt van de drukromp en de staartsectie.
  - De conus aan de voorzijde van het vliegtuig waaronder de weerradar is aangebracht.
  - Een vloersegment waar vrachtcontainers op rusten.

12. Welke van de genoemde kosten horen bij de operationele kosten van een vliegtuig?

Kosten van:

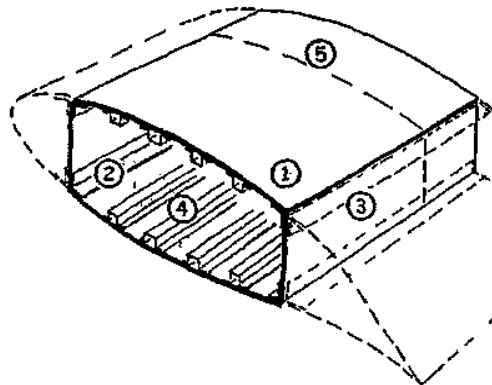
1. Brandstof – 2. Aanschaf –  3. Onderhoud – ~~4. Productie~~ – 5. Afschrijving –  
~~6. Landingsrechten~~ – ~~7. Rentelasten~~ –  8. Verzekeringen – 9. Salarissen van piloten
- 2, 3 en 6
  - 1, 3 en 8
  - 2, 5 en 7
  - ~~4, 5 en 9~~
  - ~~4, 6 en 7~~

### Open Vragen

Wees zo zakelijk en kort mogelijk in je antwoorden

13. In onderstaande figuur is een vleugeldeel weergegeven.
- Welk structureel concept is hier weergegeven en om welke reden passen we het toe? De nummers corresponderen met een bepaald onderdeel.
  - Neem onderstaande lijst over en geef aan welk nummer daar bij hoort:

- Gording
- Verstijver
- Lijfplaat
- Huid
- Rib



14. De groefactor wordt gebruikt om te tonen hoe één kg gewichtsbesparing het totaal gewicht van het vliegtuig beïnvloedt.
- Geef de definitie van de groefactor.
  - Verklaar hoe één kg gewichtsbesparing meer dan één kg kan besparen op het totaal gewicht (sneeuwbal effect)
15. Naast statische belasting in vliegtuigcomponenten als gevolg van extreme belastinggevallen, moet de ontwerper ook rekening houden met vermoeiingsbelastingen.
- Geef een definitie van vermoeiing.
  - De leeftijd van een vliegtuig kan worden uitgedrukt in vliegreuren of in aantal vluchten. Wat verdient de voorkeur en verklaar waarom.

- c) Welke principes worden gehanteerd bij het ontwerp en het gebruik van vliegtuigen om het vermoeiingsprobleem zo veel mogelijk onder controle te houden?
- d) Met betrekking tot vermoeiing is het belangrijk om spanningsconcentraties in het detailontwerp te vermijden. Verklaar wat spanningsconcentraties zijn.
- e) Geef de formule voor de spanningsconcentratiefactor.
- f) Verklaar het verschil tussen de spanningsconcentratiefactor en de spanningsintensiteitsfactor.

De bewering 'een vliegtuig is een verzameling scheuren' ('an aircraft is a collection of cracks') lijkt een vreemde constatering. Voor aluminium vliegtuigen blijkt dat echter wel te kloppen. Hij vereist echter veel inhoudelijke kennis.

- g) Leg kort uit wat hiermee technisch bedoeld wordt?
- h) Hoe gaat men in de praktijk met dit gegeven om?

16. De cabinevloer in een verkeersvliegtuig is onderdeel van de dragende constructie. Noem vier verschillende belastingen (ik bedoel geen trekbelasting of buigbelasting) die op de cabinevloer kunnen worden uitgeoefend onder zowel normale als bijzondere gebruiksomstandigheden?

17. Leg het verschil uit tussen materiaalstijfheid en constructieve stijfheid?

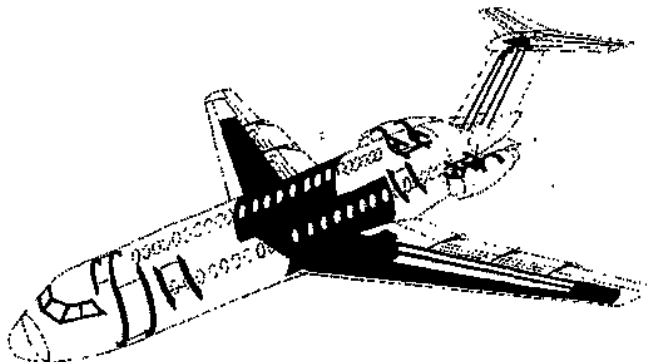
18. a. Geef de formules voor de ketelspanning van een drukromp van een vliegtuig en bereken vervolgens

b. de spanning in omtreksrichting en die in langsrichting met de volgende gegevens:

- buitendruk op kruishoogte:  $p = 0,0265$  MPa
- binnendruk op kruishoogte  $p = 0,0705$  MPa
- Diameter van de romp is 4,34 meter, lengte van de romp 18,65 meter
- dikte van de romp is 1,0 mm

c. zijn dit reële spanningen voor een drukromp en zo ja waarom?

19. In onderstaande figuur zijn van een middelgroot vliegtuig de zwaarst belaste delen gemarkeerd. Rubriceer ze en bespreek kort per rubriek om welke reden er sprake is van een zwaardere belasting op de onderdelen.



20. Hou een betoog over de veiligheid van het rijden met de auto in Nederland (of jouw land van herkomst). Bespreek kwalitatief en kwantitatief het risico dat mensen lopen in het Nederlandse verkeer wanneer zij daar met de auto aan deelnemen. Doe vervolgens een uitspraak over de veiligheid van het rijden per auto in Nederland (of jouw eigen land).

Daarbij zou je in het betoog in kunnen gaan op de volgende zaken:

- hoeveel mensen rijden er in Nederland auto,
- hoeveel kilometers rijdt een gemiddelde Nederlander - per jaar,
- hoeveel uur zit hij/zij daarbij in de auto
- hoeveel dodelijk slachtoffers vallen er per jaar in het verkeer,
- hoe ervaren we veiligheid in het verkeer
- etc.

Kun je misschien de veiligheid uitdrukken in een eenduidig cijfer?

Ook al weet je niet welke getallen precies in werkelijkheid gelden, maak een verantwoorde schatting en zorg dat je de keuze van je getallen kunt toelichten en dat de gevolgde stappen helder zijn. Hou het betoog helder en kort (staccato) met liefst niet meer dan 200 woorden.

---