



Introduction to Aerospace Engineering

Exams

Exam AE1101 Introduction to Aerospace Engineering on Friday 27 - 01 – 2012

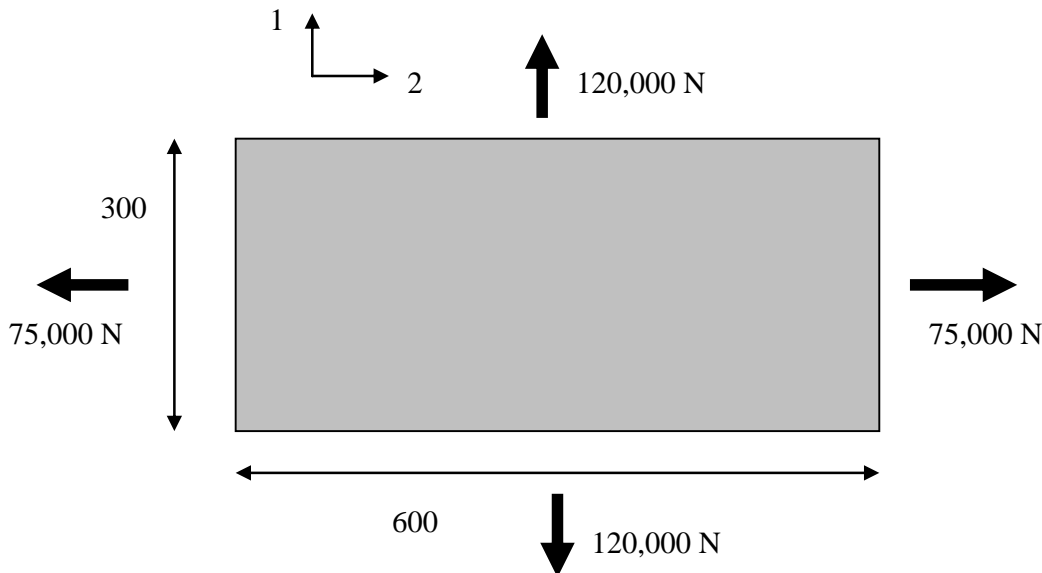
Go to page 5 for the Dutch version of the exam. Answer in your own preferred language: English or Dutch, independent of the group you're in. Weight of each problem is indicated. In total 100 points can be earned. Good luck!

Problem 1 (Multiple choice, 10 pt)

What statement related to the so-called "snowball-effect" is correct?

- A. By reducing the empty weight of the aircraft more payload can be transported or the range can be increased
- B. Reducing the structural weight of an aircraft, additional weight reductions due to the "snowball-effect" are also structural
- C. Once an initial weight reduction is achieved, all other systems of the aircraft can be reduced in weight as well.
- D. Given a combination of fuel and payload, an initial weight reduction induces extra weight reductions.

Problem 2 (15 pt)



A small skin panel (600 x 300 mm) is loaded by two forces $P_1 = 120,000$ N and $P_2 = 75,000$ N. To make this panel there are two options: an Aluminum alloy with a maximum allowable stress of 100 MPa and density of 2.8 kg/dm³, and a Carbon composite material, Uni-directional, with a maximum allowable stress of 150 MPa and a density of 1.8 kg/dm³.

- a. Calculate the minimum required panel thickness for each of the two options.
- b. Calculate the weight of each panel.
- c. What would be your choice if the Carbon composite material is 10 times more expensive than the aluminum alloy? Motivate your answer.

Problem 3 (25 pt)

Please find below some relevant data for the Boeing 747 airliner:

Number of engines: 4
 Wing surface: $S = 511 \text{ m}^2$
 Oswald efficiency: $e = 0.70$
 Span: $b = 60 \text{ m}$
 Mass/Weight: $m = 250000 \text{ kg}$
 Cruise altitude: $h = 11000 \text{ m}$
 Cruise speed: $V_{TAS} = 480 \text{ kts}$ (1 kts = 0.514444 m/s)



Zero-lift drag coefficient: $C_{D0} = 0.022$

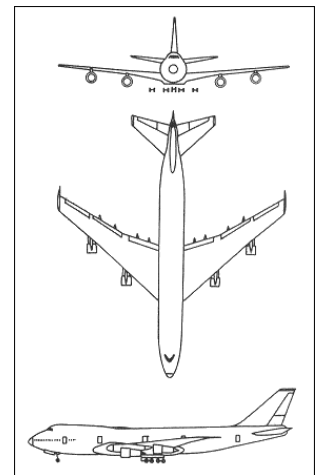
dCL/dalpha of aircraft: $a_{wb} = 0.098 \text{ per degree}$
 dCL/dalpha of tail: $a_{tail} = 0.047 \text{ per degree}$

Distance from aerodynamic center of wing-body to the tails aerodynamic center: $l_h = 31.5 \text{ m}$

Downwash at tail is 1.00 degree per 10.0 degrees alpha

Calculate the International Standard Atmosphere (ISA) with:

Gravity acceleration: $g = 9.80665 \text{ m/s}^2$
 Gas constant for air: $R = 287.05 \text{ J/ kgK}$
 Sea-level pressure: $p_0 = 101325 \text{ Pa}$
 Sea-level temperature: $T_0 = 15 \text{ graden Celsius}$
 Sea-level density: $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$
 Temperature gradient: $a = - 6.50 \text{ K/km}$ (for $h \leq 11 \text{ km}$)



- Show by a calculation that at an altitude of 11 km the air density equals 0.3639 kg/m^3 .
- Calculate the required available power per engine for the cruise at 11 km at the given cruise speed.
- Derive the following relation. Start with a diagram in which you indicate the forces and moments.

$$\frac{l_{np}}{c} = \frac{a_t}{a} \cdot V_H \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad \text{with} \quad V_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot c}$$

- The design requirement is that the aircraft should be stable when the c.g. is less than 2.0 meters behind the aerodynamic center of the wing-body. What then becomes the minimally required tail surface area?
- What is the main advantage and two main disadvantages of a larger tail surface?

Opgave 4 (25 pt)

An aircraft is flying at an altitude of 5000m under standard atmospheric conditions with a speed of 810 km/hr

Of the aircraft we have the following information:

The reference wing area S	: 149 m ²
The span b	: 34.5 m
The Oswald factor ("span efficiency factor")	: 0.82
The profile drag coefficient (C_d) at an angle-of-attack of 3 degrees	: 0.0062

Also known is:

The air density at h=5000m	: $\rho=0.736 \text{ kg/m}^3$
The temperature at h=5000m	: $T_0=255.7 \text{ K}$
The static pressure at h=5000m	: $p_0=5.41 \cdot 10^4 \text{ N/m}^2$
The specific heat coefficient at constant pressure	: $c_p=1008 \text{ J/kgK}$

Use the standard values for the gas constant $R=287.05 \text{ J/ kgK}$ and the ratio of specific heat coefficients $\gamma=1.40$

- a) Calculate the Mach number at which the aircraft flies
- b) The wing profile was measured in the wind tunnel at a very low Mach number. The tests gave a zero-lift angle of -2 degrees and a lift coefficient of 0.66 for an angle-of-attack of 4 degrees.
 - Calculate the lift gradient ($dC_l/d\alpha$) of the profile at this low Mach number.
 - Calculate the lift gradient of the wing of the aircraft under the flight conditions mentioned above.
- c) Calculate the lift-drag ratio of the wing at an angle of attack of 3 degrees.
- d) Determine the temperature in the stagnation point on the leading edge of the wing
- e) If the pressure coefficient C_p in a point on the wing upper surface has a value of -1.29, calculate the static pressure in this point.

Opgave 5 (25 pt)

Consider a single engine propeller aircraft for which the following data are available:

Aircraft Weight: $W = 8500$ [N]

Wing area: $S = 9.84$ m²

Parabolic lift drag polar: $C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$

Take-off configuration: $C_{D_0} = 0.03$, $Ae = 5$

Clean (cruise) configuration: $C_{D_0} = 0.02$, $Ae = 5.5$

Maximum power available (0 [m] ISA): $P_a = 115$ kW



Maximum power available can be assumed **independent of airspeed**. Furthermore, the general equations of motion for an aircraft in symmetric flight are given:

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D - W \sin \gamma, \quad \frac{W}{g} V \frac{d\gamma}{dt} = L - W \cos \gamma$$

This aircraft is performing a climbing flight after take-off. The pilot wants to climb as fast as possible in order to reach the cruise altitude quickly.

- a. Calculate the maximum rate of climb in **steady** and **straight** flight (**take-off configuration** at sea level, $\rho = 1.225$ kg/m³), and the corresponding lift coefficient and airspeed. All relevant equations have to be derived except for those given above. State all assumptions that you make (if any). (11 pt)

Unfortunately the engine suddenly fails when the aircraft has just reached cruise flight at 3,000 [m] altitude (air density $\rho_{3000} = 0.9091$ kg/m³). The aircraft is now in the **clean (cruise) configuration**.

- b. Calculate the maximum horizontal distance that the aircraft can glide following this engine failure and the corresponding optimal lift coefficient. All relevant equations have to be derived except for those given above. State all assumptions that you make (if any). (8 pt)

The persons on board are quite anxious due to the failure of the engines and one of them suggests throwing the luggage out of the airplane in order to reduce the aircraft weight and to improve the aircraft performance.

- c. Will the glide distance be improved if the aircraft weight is reduced? (multiple choice, you do not have to give an explanation) (3 pt):

- A. Yes, the performance will improve
- B. No, the performance will become worse
- C. The performance will remain the same

- d. Will the glide distance be improved if the aircraft changes to the take-off configuration? (multiple choice, you do not have to give an explanation) (3 pt):

- A. Yes, the performance will improve
- B. No, the performance will become worse
- C. The performance will remain the same

Tentamen AE1101 Introduction to Aerospace Engineering (NL) – vrijdag 27-01-2012

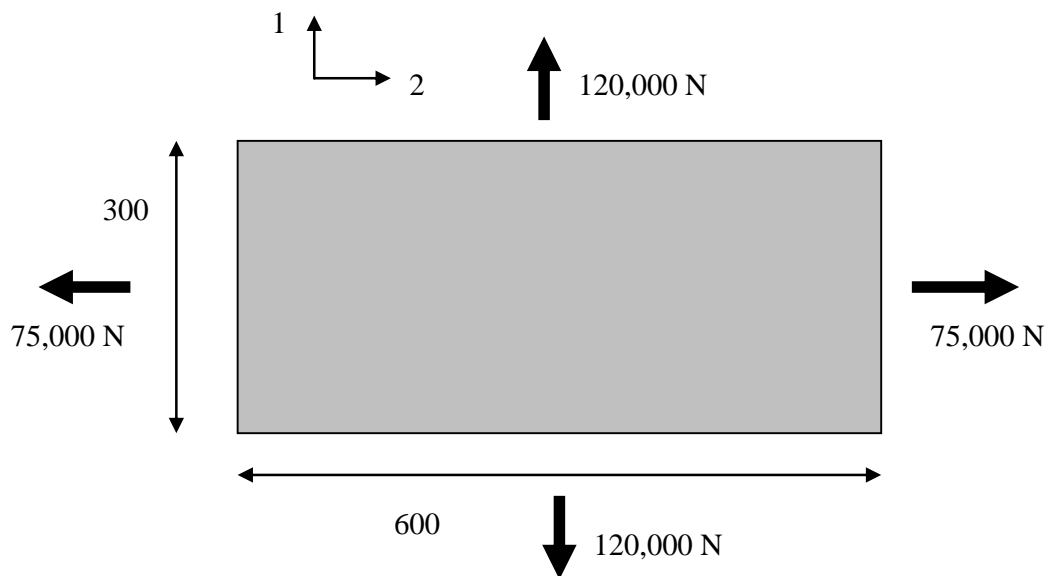
Beantwoord de vragen in de taal van je keuze: Engels of Nederlands, los van in welke groep je zit. Het gewicht staat per opgave aangegeven, in totaal zijn dat 100 punten. Succes!

Opgave 1 (Multiple choice, 10 pt)

Welke bewering die gerelateerd is aan het zogenaamde "sneeuwbaaleffect" is correct?

- A. Door het leeggewicht van het vliegtuig te verminderen, kan men meer betalende lading meenemen of verder vliegen.
- B. Als het constructieve gewicht van het vliegtuig wordt verkleind, dan zijn ook additionele gewichtsreducties t.g.v. het Sneeuwbaaleffect constructie gerelateerd
- C. Als eenmaal een initiële gewichtsreductie is gerealiseerd, dan kunnen alle andere systemen in het vliegtuig ook lichter worden.
- D. Gegeven een bepaalde combinatie van brandstof en betalende lading, zal een initiële gewichtsvermindering leiden to extra gewichtsreducties.

Opgave 2 (15 pt)



Een kleine huidplaat (600 x 300 mm) wordt belast met twee krachten $P_1 = 120\,000\text{ N}$ en $P_2 = 75\,000\text{ N}$.

Om dit paneel te maken zijn er twee mogelijkheden/opties: een aluminium legering met een maximaal toelaatbare spanning van 100 MPa en een dichtheid van $2,8\text{ kg/dm}^3$, en een koolstof composiet materiaal, uni-directioneel, met een maximaal toelaatbare spanning van 150 MPa en een dichtheid van $1,8\text{ kg/dm}^3$.

- a. Bereken voor elk van de mogelijkheden de minimaal benodigde dikte van het paneel.
- b. Bereken het gewicht van elk paneel.
- c. Welke optie zou je kiezen als je wist dat het koolstof materiaal 10 keer duurder is dan de aluminium legering? Motiveer je keuze.

Opgave 3 (25 pt)

Hieronder staan een aantal relevante gegevens voor de Boeing 747:

Aantal motoren:	4
Vleugeloppervlak:	$S = 511 \text{ m}^2$
Oswald efficiency:	$e = 0,70$
Spanwijdte:	$b = 60 \text{ m}$
Massa/gewicht:	$m = 250000 \text{ kg}$
Kruishoogte:	$h = 11000 \text{ m}$
Kruissnelheid:	$V_{TAS} = 480 \text{ kts}$ (1 kts = 0,514444 m/s)



Zero-lift drag coefficient: $C_{D0} = 0,022$

dCL/dalphi van het vliegtuig: $a = 0,0980$ per graad

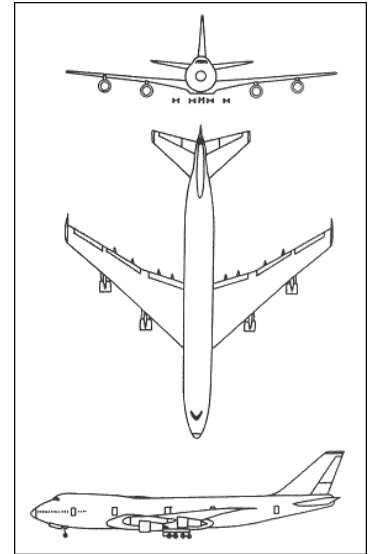
dCL/dalphi tail: $a_t = 0,0470$ per graad

Afstand tussen aerodynamisch centrum van vleugel-romp en het aerodynamisch centrum van de staart: $l_h = 31,5 \text{ m}$

Downwash bij de start is 1,00 graad per 10,0 graden alpha

Bereken de International Standard Atmosphere (ISA) met:

Zwaartekrachtversnelling:	$g = 9,80665 \text{ m/s}^2$
Gas constante voor lucht:	$R = 287,05 \text{ J/kgK}$
Zeeniveau luchtdruk:	$p_0 = 101325 \text{ Pa}$
Zeeniveau temperatuur:	$T_0 = 15,0 \text{ graden Celsius}$
Zeeniveau dichtheid:	$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$
Temperatuurgradient:	$a = -6,50 \text{ K/km}$ (voor $h \leq 11 \text{ km}$)



- Toon met een berekening aan dat op de hoogte van 11 km geldt dat de luchtdichtheid 0,3639 kg/m³ is
- Bereken het benodigd beschikbaar vermogen per motor voor de kruisvlucht op 11 km voor de gegeven kruissnelheid.
- Leid het volgende verband af. Begin met een diagram waarin je de momenten en krachten tekent.

$$\frac{l_{np}}{c} = \frac{a_t}{a} \cdot V_H \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad \text{met} \quad V_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot c}$$

- Men wil nog net longitudinale, statische stabiliteit als het c.g. 2,00 meter achter het aerodynamisch centrum van de vleugel-romp combinatie ligt. Wat is dan het minimaal benodigde horizontale staart oppervlak?
- Wat is het belangrijkste voordeel en de twee belangrijkste nadelen als het horizontale staartvlak groter wordt gekozen?

Opgave 4 (25 pt)

Een vliegtuig vliegt onder standaard atmosfeer condities op een hoogte van 5000m. met een snelheid van 810 km/hr

Van dit vliegtuig zijn de volgende gegevens bekend:

Het referentie-vleugeloppervlak S	: 149 m ²
De spanwijdte b	: 34,5 m
De Oswald factor ("span efficiency factor")	: 0,82
De profielweerstandcoëfficiënt (C_d) bij een invalshoek van 3 graden	: 0,0062

Verdere gegevens:

De luchtdichtheid op $h=5000\text{m}$: $\rho=0,736 \text{ kg/m}^3$
De temperatuur op $h=5000\text{m}$: $T_0=255,7 \text{ K}$
De statische druk op $h=5000\text{m}$: $p_0=5,41 \cdot 10^4 \text{ N/m}^2$
De specifieke warmte coëfficiënt bij constante druk	: $c_p=1008 \text{ J/kgK}$

Gebruik verder de standaard waardes voor de gasconstante $R=287,05 \text{ J/kgK}$ en de verhouding tussen de specifieke warmte coëfficiënten $\gamma=1,40$

Gevraagd:

- Bepaal het getal van Mach waarbij het toestel vliegt.
- Het vleugelprofiel is in de wind tunnel gemeten bij een zeer laag Machgetal. De metingen gaven voor het profiel een nul-liftohoek van -2 graden en een lift coëfficiënt van 0,66 bij 4 graden invalshoek.
 - Bereken de lift gradiënt ($dC_l/d\alpha$) van het profiel bij dit lage Machgetal.
 - Bereken de lift gradiënt van de vleugel van het vliegtuig onder de bovengenoemde vliegcondities.
- Wat is de lift-weerstandsverhouding van de vleugel van het vliegtuig bij een invalshoek van 3 graden?
- Wat is de temperatuur in het stuwpunt op de voorrand van de vleugel?
- Als de drukcoëfficiënt C_p in een punt op de bovenzijde van de vleugel een waarde heeft van -1,29, wat is dan de statische druk in dat punt?

Opgave 5 (25 pt)

Van een één-motorig propellervliegtuig zijn de volgende gegevens bekend

Gewicht vliegtuig: $W = 8500$ [N]

Vleugeloppervlak: $S = 9,84$ m²

Parabolische vliegtuigkarakteristiek: $C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$

Take-off configuratie: $C_{D_0} = 0,03$, $Ae = 5$

Clean (cruise) configuratie: $C_{D_0} = 0,02$; $Ae = 5,5$

Maximum beschikbaar vermogen (0 [m] ISA): $P_a = 115$ kW



Maximum beschikbaar vermogen mag worden aangenomen **onafhankelijk van de snelheid** te zijn. De bewegingsvergelijkingen voor een vliegtuig in symmetrische vlucht zijn gegeven als:

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D - W \sin \gamma, \quad \frac{W}{g} V \frac{d\gamma}{dt} = L - W \cos \gamma$$

Dit vliegtuig voert direct na take-off een klimmende vlucht uit. De piloot wil zo snel mogelijk klimmen om de kruishoogte zo snel mogelijk te bereiken.

- a. Bereken de maximum stijgsnelheid (rate of climb) in een **stationaire, rechtlijnige vlucht** (steady and straight flight) in de **take-off configuratie** op zeeniveau, $\rho = 1,225$ kg/m³, en de bijbehorende lift coefficient en snelheid. Alle relevante vergelijkingen moeten worden afgeleid behalve die hierboven gegeven zijn. (11 pt)

Helaas gaat de motor stuk precies op het moment dat de kruishoogte van 3000 m wordt bereikt (dichtheid $\rho_{3000} = 0,9091$ kg/m³). Het vliegtuig is nu in de **clean/cruise configuratie**.

- b. Bereken de maximale horizontale afstand die het vliegtuig nog kan zweven na deze motorstoring, en ook de bijbehorende lift coefficient. Alle relevante vergelijkingen moeten worden afgeleid, behalve die hierboven gegeven zijn. Noem alle aannames die je (evt.) doet. (8 pt)

De mensen aan boord worden enigszins ongerust door de motorstoring en één van hen stelt voor om alle bagage uit het vliegtuig te gooien om het gewicht van het vliegtuig te verminderen en zo de prestaties te verbeteren.

- c. Zal de afstand die gezwefd kan worden verbeteren als het vliegtuiggewicht wordt verminderd? (multiple choice, je hoeft je antwoord niet te motiveren) (3 pt):

- A. Ja, de prestaties zullen verbeteren
- B. Nee, de prestaties zullen verslechteren
- C. De prestaties blijven gelijk

- d. Zal de afstand, die gezwefd kan worden, verbeteren als het vliegtuig naar de take-off configuratie gaat? (multiple choice, je hoeft je antwoord niet te motiveren) (3 pt):

- A. Ja, de prestaties zullen verbeteren
- B. Nee, de prestaties zullen verslechteren
- C. De prestaties blijven gelijk