



Introduction to Aerospace Engineering

Exams

Exam AE1101 Introduction to Aerospace Engineering on Friday 11 - 11 - '11

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

In the ISA troposphere ($h < 11$ km) the temperature gradient $a = -6.50$ K/km and at sea level the following values are used:

$$T_0 = 15^\circ\text{C} = 288,15 \text{ K}$$

$$p_0 = 101325 \text{ Pa}$$

$$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

Furthermore:

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

$$R = 287.0 \text{ J/kg K}$$

$$\gamma = 1.40 \text{ for air}$$

$$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}$$

Problem 1 (5 pts) (Multiple choice question)

Although the first metal aircraft appeared on the scene in the early nineteen-thirties, the real problems with metal fatigue showed up about 20 year later. What is the reason for this time difference?

- A) It takes quite some time to initiate and grow a fatigue crack to a detectable size
- B) In the early nineteen-fifties aircraft flew at higher altitudes and had pressure cabins
- C) In the early nineteen-fifties the aircraft were much bigger and much faster
- D) The metal alloys of the nineteen-thirties were not fatigue sensitive like the later ones

Problem 2 (20 pts)

A structure can be seen as the "skeleton" of aircraft or spacecraft.

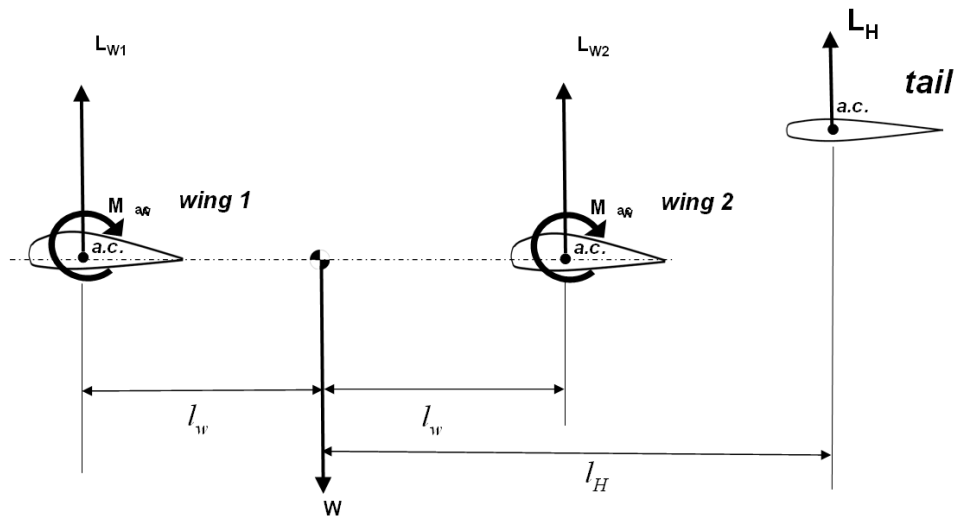
- a. Mention at least 2 functions of the structure and give a brief explanation to each of them.
- b. In the Aerospace we evaluate the materials for their properties, but also for their density. Why? (use the performance/weight ratio in your explanation)
- c. What variables (at least 2) have an impact on the bending stiffness of a beam?

Problem 3 (25 pts)

Please find below a design for a 4-engine personal air transport vehicle.

The forces in the vertical direction and the moments around the pitch axis have been indicated schematically in the figure on the next page.





The following data are known:

| | |
|---|--|
| Wing area wing 1 and 2 are equal: | $S_1 = S_2 = 8.10 \text{ m}^2$ |
| Average chord | $c = 0.970 \text{ m}$ |
| Weight (or actually mass) : | $m = 1088 \text{ kg}$ |
| Lift over drag complete aircraft: | $L/D = 12.5$ |
| Cruise speed (true airspeed): | $V_{TAS} = 491 \text{ km/hr}$ |
| Cruise altitude : | $h = \text{FL250} (=25000 \text{ ft ISA})$ |
| Propulsion efficiency of engines in cruise: | $\eta = 0.67$ |
| Distance c.g. to tail surface: | $l_H = 6.00 \text{ m}$ |
| Distance c.g. to a.c. wing (same for 1 and 2) | $l_w = 3.00 \text{ m}$ |
| Angle of attack of wing 2: | $\alpha_2 = 0.90 \alpha$ (so $d\varepsilon/d\alpha = 0.10$) |
| Angle of attack of horizontal tail: | $\alpha_H = 0.87 \alpha + i_h$ (so $d\varepsilon/d\alpha = 0.13$) |

The center of gravity is located exactly in the center with exactly the same distance to both wings. Both wings have a $C_{L\alpha_w}$ of 0.100 per degree, but the $C_{L\alpha_H}$ of the airfoil of the horizontal tail surface is 0.095 per degree.

For the Total wing surface area use : $S = S_1 + S_2$ ($= 2 S_1 = 2 S_2$). Watch carefully which surface area you use for coefficients which concern the specific airfoil of one wing!

- What is the required (gross/) brake engine power of one engine in kW during cruise?
- Derive the following relation for C_{m_α} for this aircraft using the diagram:

$$C_{m_\alpha} = 0.05 C_{L\alpha_w} \frac{l_w}{c} - 0.87 C_{L\alpha_H} V_H \left[\text{deg}^{-1} \right] \quad \text{with} \quad V_H = \frac{S_H l_H}{S c}$$

- Based on this equation for C_{m_α} , what is the required area of the horizontal tail surface to ensure longitudinal static stability?
- In reality a slightly larger tail surface area is chosen. Why and what would the operational advantage the user will experience when using this aircraft?

Problem 4 (25 pts)

An aircraft, with straight wings, flies at an altitude of **1000 m** in a Standard-atmosphere. For this case the following characteristic data can be given:

- Air speed: $V = 720 \text{ Km/hr}$
- Wing span: $b = 20 \text{ m}$
- Root chord: $c_r = 3 \text{ m}$
- Tip chord: $c_t = 2 \text{ m}$
- Aircraft weight: $W = 56719.4 \text{ Kg}$
- Wing twist angle: $\varepsilon = 0 \text{ gr.}$
- Wing sweep angle: $\Lambda = 0 \text{ gr.}$
- Air density at $h = 1000 \text{ m}$:
 $\rho = 1.1117 \text{ Kg/m}^3$
- Temperature at $h = 1000 \text{ m}$:
 $T = 281.66 \text{ K}$
- Gravitational constant:
 $g = 9.81 \text{ m/s}^2$

From in-flight measurements the pressure distribution is found at a certain span wise location. The pressure distribution (expressed in [Pa]) at the wing upper side can be approximated by:

$$p - p_\infty = -2 \cdot 10^5 \frac{x}{c} \quad \text{at } 0 \leq \frac{x}{c} \leq 0.2$$

$$p - p_\infty = -5 \cdot 10^4 + 5 \cdot 10^4 \frac{x}{c} \quad \text{at } 0.2 < \frac{x}{c} \leq 1.0$$

where: p is the local static pressure, p_∞ is the undisturbed static pressure and c is the local airfoil chord.

Use the standard values for the gas constant R and the ratio of specific heat coefficients γ

Questions:

- a) Determine the Mach number at which the aircraft flies.
- b) When the so-called critical pressure coefficient, $C_{p_{cr}}$, is reached at the airfoil surface, the flow becomes sonic ($M = 1$). The relation between $C_{p_{cr}}$ and the free stream Mach

number is given by: $C_{p_{cr}} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left(\left(\frac{2 + (\gamma - 1) M_\infty^2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right)$. Now, calculate at which

part of the wing upper surface the flow is supersonic (expressed in $\frac{x}{c}$).

- c) Assume the wing ($\Lambda = 0^\circ$) produces an elliptical load distribution and the wing angle of attack is $\alpha = 4^\circ$. Additionally assume that the profile drag coefficient of the airfoil used in the wing can be expressed as a function of the local angle of attack according to:
 $C_{d_p} = 0.006 + 0.5 \cdot 10^{-4} \cdot \alpha^2$ (where α is expressed in deg). Calculate the total drag force (expressed in [N]) acting on the wing. (hint: for the airfoil take the lift induced angle of attack into account!)
- d) If the temperature in the stagnation point of the wing is 301 K, calculate the temperature in the point on the wing, outside the boundary layer, where the flow becomes sonic.

Problem 5 (25 pts)

A Gulfstream IV is flying at 4,000 m altitude in the International Standard Atmosphere. The air density (ρ) at this altitude equals 0.8191 kg/m^3 . Data for this aircraft are given below.

| | |
|---|------------------------|
| Aircraft weight (W) | 300000 [N] |
| Wing area (S) | 88.3 [m ²] |
| Wing span (b) | 23.7 [m] |
| Aspect ratio ($A = b^2/S$) | 6.36 |
| Oswald factor (e) | 0.67 |
| Zero lift drag coefficient (C_{D0}) | 0.015 |



Parabolic lift drag polar
$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$$

The aircraft has two Rolls Royce Tay turboprop engines. Fuel consumption is a function of the total thrust and can be represented with the following equation:

$$F = c_T T$$

The thrust specific fuel consumption c_T can be assumed constant and equal to 0.69 [N/hr/N] .

- Draw the Free Body Diagram (FBD) and the Kinetic Diagram (KD) visualizing all forces and accelerations that act on the aircraft for general two dimensional flight (**unsteady, curved, symmetric**). Draw the aircraft with a certain pitch angle θ , flight path angle γ and angle of attack α . Also indicate the direction of the velocity vector \mathbf{V} . (15%)
- Derive the corresponding equations of motion for the general flight condition using the FBD and KD. Clearly state the assumptions that you make (if any). (15%)

Since this aircraft is performing a leisure flight, the pilot wants to fly at the condition for maximum **endurance**. The aircraft is flying **steady, horizontal** and **symmetric**. Furthermore, it can be assumed that the **thrust acts in the same direction as the airspeed vector**.

- Show how this flight condition simplifies the general equations of motion derived in question b. (5%)
- Prove with a full derivation of the relevant equations that the optimum lift coefficient C_L for maximum endurance equals 0.45 (30%).
- Multiple choice question:
Will the endurance of this aircraft improve when it flies at a higher altitude? (provided that the aircraft engines can generate enough thrust at this higher altitude)

A: Yes, the performance will improve

B: No the performance will become worse

C: The performance will remain exactly the same

Tentamen AE110 Introduction to Aerospace Engineering (NL) – Vrijdag 11-11-'11

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!

In de ISA troposphere ($h < 11$ km) is de temperatuurgradient $a = -6.50$ K/km en op zeeniveau geldt:

$$T_0 = 15^\circ\text{C} = 288,15 \text{ K}$$

$$p_0 = 101325 \text{ Pa}$$

$$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

En verder:

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$R = 287.0 \text{ J/kg K}$$

$$\gamma = 1.40 \text{ for air}$$

$$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}$$

Opgave 1 (5 pt) Meerkeuzevraag

Hoewel de eerste metalen vliegtuigen al verschenen aan het begin van de jaren '30, werd het probleem van metaalvermoeiing pas echt bekend in de jaren '50. Wat was de oorzaak van deze "vertraging"?

- A) het kostte de nodige tijd om een vermoeiingscheur te initiëren en te laten groeien tot meetbare grootte
- B) In de jaren '50 vlogen de vliegtuigen op grotere hoogte en hadden drukkajuiten
- C) In de jaren '50 waren de vliegtuigen veel groter en veel sneller
- D) De metaallegeringen uit de jaren '30 waren niet zo gevoelig voor vermoeiing als de latere legeringen.

Opgave 2 (20 pt)

Een constructie kan worden gezien als het "skelet" van een vliegtuig/ruimtevoertuig.

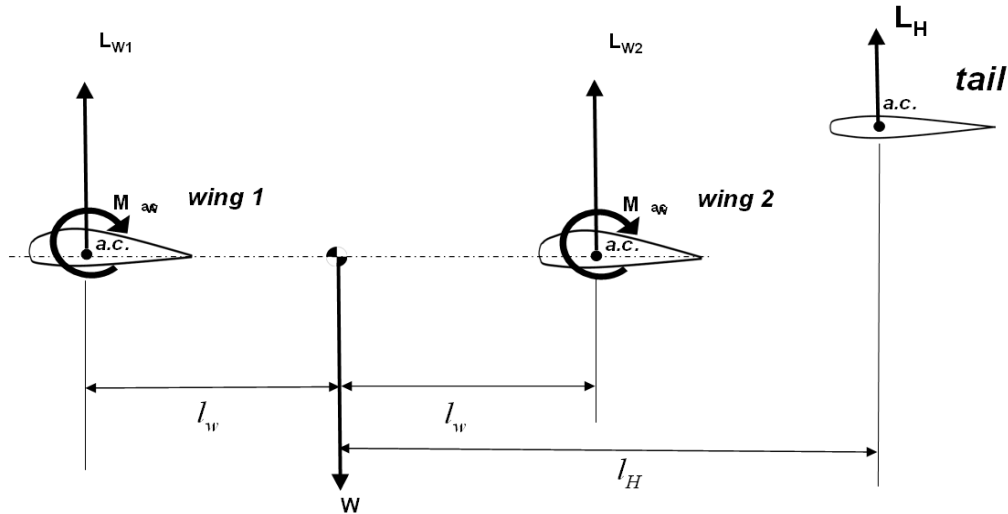
- a. Noem minstens 2 functies die de constructie heeft en licht elk antwoord kort toe.
- b. In de luchtvaart en ruimtevaart letten we, naast de materiaaleigenschappen, ook op het gewicht van de materialen. Waarom? (gebruik bij je uitleg de verhouding prestatie/gewicht)
- c. Van welke variabelen (minimaal 2) is de buigstijfheid van een balk afhankelijk?

Opgave 3 (25 pt)

Zie hiernaast een conceptueel ontwerp voor een 4-motorig voertuig voor persoonlijk luchtvervoer

De krachten in verticale richting en de momenten om de dwarsas (pitching moments) zijn schematisch aangegeven in de figuur op de volgende bladzijde.





Verder zijn er nog de volgende gegevens bekend:

| | |
|--|--|
| Vleugeloppervlak vleugel 1 en 2 is gelijk: | $S_1 = S_2 = 8.10 \text{ m}^2$ |
| Gemiddelde koorde (beide vleugels): | $c = 0.970 \text{ m}$ |
| Gewicht (eigenlijk massa): | $m = 1088 \text{ kg}$ |
| Lift over drag hele vliegtuig: | $L/D = 12.5$ |
| Kruissnelheid (true airspeed): | 491 km/hr |
| Kruishoogte : | $h = \text{FL250} (=25000 \text{ ft ISA}, 1 \text{ ft} = 0,3048 \text{ m})$ |
| Propulsion efficiency van motoren in cruise: | $\eta = 0.67$ |
| Afstand zwaartepunt (c.g.) tot staartvlak: | $l_H = 6.00 \text{ m}$ |
| Afstand c.g tot a.c vleugel (voor zowel 1 als 2) | $l_w = 3.00 \text{ m}$ |
| Invalshoek vleugel 2: | $\alpha_2 = 0.90 \alpha \quad (\text{dus } d\varepsilon/d\alpha = 0.10)$ |
| Invalshoek staartvlak: | $\alpha_H = 0.87 \alpha + i_h \quad (\text{dus } d\varepsilon/d\alpha = 0.13)$ |

Het zwaartepunt bevindt zich precies tussen de vleugels. Beide vleugels hebben hetzelfde profiel met een $C_{L_{\alpha_w}}$ van 0.10 per graad, de $C_{L_{\alpha_H}}$ van het profiel van het staartvlak is 0.095 per graad.

Gebruik voor de totale coëfficiënten het totale vleugeloppervlak: $S = S_1 + S_2 (= 2 S_1 = 2 S_2)$. Let goed op welke oppervlakte je bij de coëfficiënten gebruikt die profieieigenschappen geven per vleugel!

- Wat is het benodigde (bruto) motorvermogen van één motor in de kruisvlucht in kW?
- Leid de volgende vergelijking voor de C_{m_α} van het vliegtuig af:

$$C_{m_\alpha} = 0.05 C_{L_{\alpha_w}} \frac{l_w}{c} - 0.87 C_{L_{\alpha_H}} V_H \quad [\text{deg}^{-1}] \quad \text{with} \quad V_H = \frac{S_H l_H}{S c}$$

- Gebaseerd op deze vergelijking voor C_{m_α} , hoe groot moet het staartvlak minimaal zijn voor statische longitudinale langstabieleit?
- In werkelijkheid wordt een iets groter staartvlak gekozen. Waarom en wat is hiervan het operationele voordeel ofwel het merkbare voordeel voor de gebruiker van het toestel?

Opgave 4 (25 pt)

Van een vliegtuig met rechte vleugels, dat zich bevindt op een hoogte van 1000 m in Standaard-atmosfeer, zijn de volgende gegevens bekend:

- Vliegsnelheid: $V = 720 \text{ Km/uur}$
- Spanwijdte: $b = 20 \text{ m}$
- Wortelkoorde: $c_r = 3 \text{ m}$
- Tipkoorde: $c_t = 2 \text{ m}$
- Gewicht: $W = 56719.4 \text{ Kg}$
- Vleugelpijlhoek: $\Lambda = 0^\circ$
- Vleugel wrong (eng. twist): $\varepsilon = 0^\circ$
- Luchtdichtheid op $h = 1000 \text{ m}$:
 $\rho = 1.1117 \text{ Kg/m}^3$
- Temperatuur op $h = 1000 \text{ m}$:
 $T = 281.66 \text{ K}$
- valversnelling: $g = 9.81 \text{ m/s}^2$

Verder is uit metingen tijdens de vlucht de drukverdeling bekend op een zekere spanwijdte-locatie. Deze drukverdeling (uitgedrukt in Pa) aan de vleugelbovenzijde kan worden benaderd door:

$$p - p_\infty = -2.0 \cdot 10^5 \frac{x}{c} \quad \text{voor } 0 \leq \frac{x}{c} \leq 0.2$$

$$p - p_\infty = -5 \cdot 10^4 + 5 \cdot 10^4 \frac{x}{c} \quad \text{voor } 0.2 < \frac{x}{c} \leq 1.0$$

Hierin is p de lokale statische druk, p_∞ de ongestoorde statische druk en c de lokale profielkoorde. Gebruik verder de standaardwaarden voor de gasconstante R en de verhouding tussen de specifieke warmte coëfficiënten γ

Gevraagd:

- Bepaal het getal van Mach waarbij het toestel vliegt.
- Indien op het profiel lokaal de kritische drukcoëfficiënt, $C_{p_{cr}}$, wordt bereikt zal de stroming sonisch worden ($M = 1$). De relatie tussen $C_{p_{cr}}$ en het aanstroom Machgetal

volgt uit:
$$C_{p_{cr}} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left(\left(\frac{2 + (\gamma - 1) M_\infty^2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right)$$
. Bereken op welk deel van het

- betreffende vleugelprofiel, aan de bovenzijde, een supersonische stroming heerst (uitgedrukt in $\frac{x}{c}$).
- Stel de vleugel ($\Lambda = 0^\circ$) vertoont een elliptische draagkrachtsverdeling en de invalshoek van de vleugel bedraagt $\alpha = 4^\circ$. Stel verder dat de profielweerstandcoëfficiënt van de vleugelprofielen kan worden gegeven als functie van de invalshoek via:
 $C_{d_p} = 0.006 + 0.5 \cdot 10^{-4} \cdot \alpha^2$ (waarbij α in graden is uitgedrukt). Bereken in dit geval de totale weerstandkracht (in [N]) die werkt op de vleugel (hint: houd voor het profiel rekening met de (door lift) geïnduceerde invalshoek van de profielen!)
 - Als de temperatuur in het stuwpunt van de vleugel 301 K bedraagt, wat is dan de temperatuur in het punt op de vleugel, buiten de grenslaag, waar de stroming sonisch wordt?

Opgave 5 (25 pt)

Een Gulfstream IV vliegt op 4000 m hoogte in de Internationale Standaard Atmosfeer. De luchtdichtheid (ρ) op deze hoogte is gelijk aan $0,8191 \text{ kg/m}^3$. De vliegtuiggegevens zijn de volgende:

| | |
|---|------------------------|
| Vliegtuig gewicht (W) | 300000 [N] |
| Vleugeloppervlak (S) | 88,3 [m ²] |
| Spanwijdte (b) | 23,7 [m] |
| Slankheid ($A = b^2/S$) | 6.36 |
| Oswald factor (e) | 0.67 |
| Weerstandscoefficiënt bij 0 lift (C_{D0}) | 0.015 |



Parabolische vliegtuigkarakteristiek

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$$

Dit vliegtuig heeft twee Rolls Royce Tay turboprop motoren. Het brandstofverbruik is een functie van de totale stuwkracht en kan als volgt worden weergegeven:

$$F = c_T T$$

Er kan worden aangenomen dat het specifieke brandstofverbruik c_T constant is en gelijk aan $0,69 \text{ [N/hr/N]}$.

- Teken het Free Body Diagram (FBD) en het kinetische diagram (KD) met daarin alle krachten op en acceleraties van het vliegtuig voor de algemene twee dimensionale vlucht (niet-stationair, **gekromd en symmetrisch**). Teken het vliegtuig met een standhoek θ , baanhoek γ en invalshoek α . Teken ook de richting van de vliegsnelheidsvector \mathbf{V} . (15%)
- Leid de bijbehorende bewegingsvergelijkingen af voor deze algemene vliegconditie, gebruikmakend van het FBD en KD. Geef eventuele aannames duidelijk aan. (15%)

Er wordt een pleziervlucht uitgevoerd en daarom wil de piloot vliegen bij de snelheid voor maximale vliegduur (endurance). De vlucht is **stationair, horizontaal en symmetrisch**. Er kan bovendien worden aangenomen dat de **stuwkracht** in de **zelfde richting als de vliegsnelheid** werkt.

- Laat zien hoe de bewegingsvergelijkingen vereenvoudigen in deze vliegconditie. (5%)
- Bewijs, met een volledige afleiding dat de optimale draagkrachtscoëfficiënt (C_L) voor maximale vliegduur (endurance) gelijk is aan 0.45 (30%)
- Meerkeuzevraag:
Zal de maximale vliegduur van dit vliegtuig groter worden als het op grotere hoogte gaat vliegen? (er kan worden aangenomen dat de motoren genoeg stuwkracht kunnen leveren op grotere hoogte)

A: Ja, de prestaties zullen verbeteren

B: Nee, de prestaties zullen slechter worden

C: Het maakt niet uit want de prestaties blijven exact gelijk