



Introduction to Aerospace Engineering

Exams

Exam AE1101 Introduction to Aerospace Engineering -Resit- January 21st 2011

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 90 points can be earned. Good luck!

Problem 1 (5 pts)

The Wright Brothers became the pioneers of modern aviation because they were the first who:

- a) made a systematic approach to the concept of flying
- b) managed to perform a manned “heavier than air” flight
- c) managed to perform a powered and controlled flight
- d) were able to control the aircraft using ailerons

Problem 2 (10 pts)

“In aerospace engineering we are not looking for materials with the highest values for properties like strength and stiffness, but we aim for materials with the best specific properties.”

Explain what is meant with this statement.

Problem 3 (25 pts)

The Piaggio P-180 Avanti II, see right, has an unusual combination of a canard surface and a T-tail. This has also been schematically drawn in the figure on the next page.

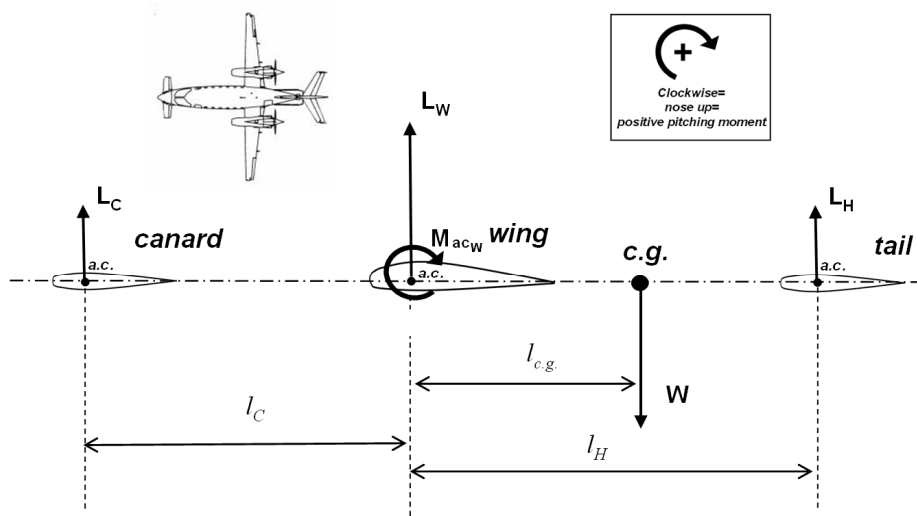


As for any aircraft, for longitudinal static stability two conditions have to be met:

- 1. When $C_L = 0$, $C_{m_0} > 0$
- 2.

- a. What does the second condition require for the coefficient $\frac{dC_m}{d\alpha}$?

problem 3 is continued on next page >>



b. Using the figure above, derive the following expression:

$$C_{m_\alpha} = a \frac{l_{cg}}{c} + a_c V_c - a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) V_H$$

with:

$$a, a_c, a_t = C_{L_\alpha} \text{ of resp. aircraft, canard and tail}$$

$$V_c = \frac{S_c l_c}{S c} \text{ a ratio also known as canard volume}$$

$$V_H = \frac{S_H l_H}{S c} \text{ a ratio also known as tail volume}$$

The canard and tail use the same, symmetrical airfoil and have the same $C_{L-\alpha}$ relation.

Also given is that $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.05$, very small because it is a T-tail.

Noting that the canard is smaller than the tail, but the distance wing-canard is similarly larger than the distance wing-tail, we assume for now that the canard volume is equal to the tail volume i.e. $V_c = V_H$.

- c. Prove that the aircraft is unstable when the center of gravity is at the aerodynamic center of the main wing.
- d. Should the center of gravity be moved closer to the nose or to the tail for more stability? Why? Use the expression given in (b).
- e. Not all canard aircraft have a tail surface as well. What would be the main advantage and the main disadvantage of adding the tail to the canard configuration?

Problem 4 (25 pts)

The Bede BD-5J is a small jet aircraft which can be bought and built at home. The following data for this aircraft are given:

$$W = 4270 \text{ [N]}$$

$$S = 3.51 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$A = 7.65$$

$$e = 0.67$$

$$C_{D0} = 0.02$$

$$T_{\max} = 950 \text{ [N] (at sea level)}$$

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



The **thrust** of this jet aircraft can be assumed to be **independent of airspeed**.

- For symmetric flight, draw a clear free body diagram (FBD) with all the relevant forces acting on the aircraft, the angle of attack (α), the pitch angle (θ), the flight path angle (γ) and the airspeed vector V . It can be assumed that the thrust (T) acts along the flight path.
- For symmetric flight, draw a clear kinetic diagram (KD) with the accelerations of the aircraft. The airspeed vector, angle of attack, pitch angle and flight path angle must also be drawn in this diagram. The accelerations must be drawn parallel and perpendicular to the airspeed vector.
- Derive the corresponding equations of motion and the power equation
- Calculate the maximum airspeed in horizontal flight at sea level.

The aircraft is now performing a horizontal unsteady flight.

- Derive the equations of motion for horizontal unsteady flight

At low airspeeds, this aircraft is speed unstable and at high airspeeds it is stable.

- Explain why this aircraft has speed stability at high airspeeds and speed instability at low airspeeds. In your answer, you must make use of a performance diagram and the equations of motion derived in question e.

Standard Atmosphere at sea level: $p=101325 \text{ Pa}$ $T=288.15 \text{ K}$ $\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$

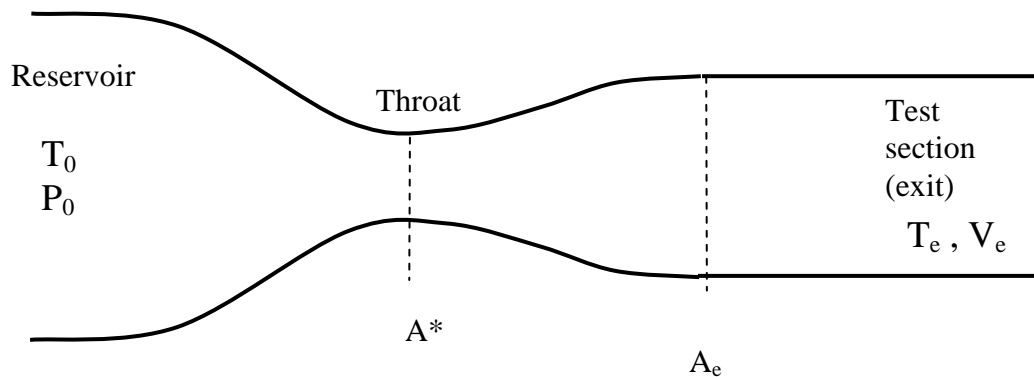
Problem 5 (25 pts)

It is your job to design a supersonic wind tunnel with Mach = 3 and standard sea level atmospheric conditions in the test section (See figure).

The ratio of specific heat coefficients is given to be $\gamma = c_p / c_v = 1.4$.

Questions:

- What reservoir pressure (p_0) is required?
- What reservoir temperature (T_0) is required?
- What is the flow speed (V_e) in the test section?
- What is the flow speed (V^*) in the throat?
- What is the expansion ratio A_e / A^* ?



Supersonic wind tunnel

Standard Atmosphere at sea level: $p=101325 Pa$ $T=288.15 K$ $\rho=1.225 kg/m^3$

Tentamen AE110 Introduction to Aerospace Eng (NL) – Herkansing januari 2011

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 90 punten. Succes!

Opgave 1 (5 pt)

De gebroeders Wright worden gezien als pioniers van de moderne luchtvaart, omdat zij de eersten waren die:

- het vliegen op een systematische manier benaderden
- een bemande “zwaarder dan lucht” vlucht wisten uit te voeren
- een gemotoriseerde en gecontroleerde vlucht wisten uit te voeren
- met rolroeren een vliegtuig wisten te besturen

Opgave 2 (10 pt)

“In de vliegtuigbouw wordt niet gekeken naar de materialen met de hoogste waarden voor eigenschappen zoals sterkte en stijfheid, maar wordt gezocht naar materialen met de beste specifieke eigenschappen”

Leg uit wat er met deze bewering bedoeld/gezegd wordt?

Opgave 3 (25 pt)

De Piaggio P-180 Avanti II (rechts), heeft een ongebruikelijke combinatie van een canard en een T-staart. Dit is ook schematisch aangegeven in de figuur op de volgende pagina.

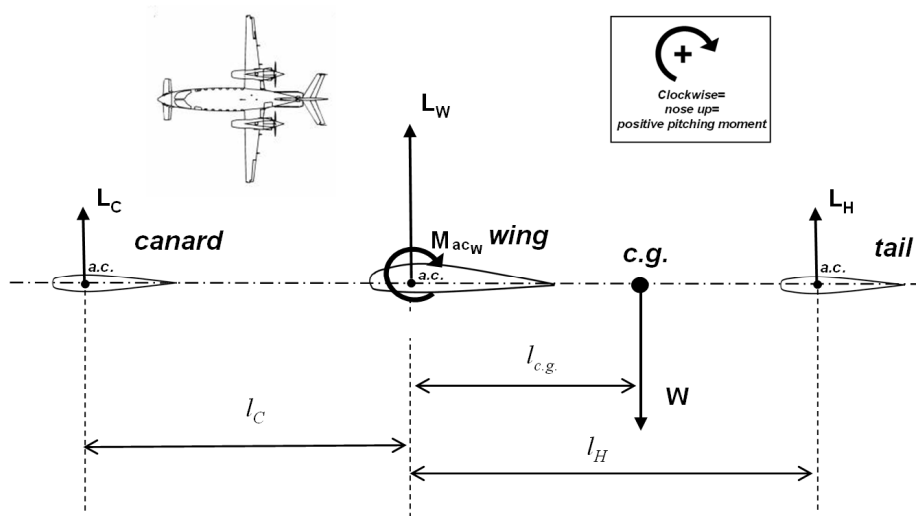


Voor elk vliegtuig gelden twee voorwaarden voor longitudinale statische stabiliteit:

1. When $C_L = 0$, $C_{m_0} > 0$
2.

- a. Wat is de eis, die de tweede voorwaarde stelt aan de coëfficiënt $\frac{dC_m}{d\alpha}$?

(opgave loopt door op volgende pagina >>)



b. Leid, met gebruik van de figuur hierboven, de volgende uitdrukking af:

$$C_{m_\alpha} = a \frac{l_{cg}}{c} + a_c V_c - a_t \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) V_H$$

met:

$$a, a_c, a_t = C_{L_\alpha} \text{ van resp. vliegtuig, canard en staart}$$

$$V_c = \frac{S_c l_c}{S c} \text{ een verhouding die ook het canard volume wordt genoemd}$$

$$V_H = \frac{S_H l_H}{S c} \text{ een verhouding die ook het tail-volume wordt genoemd}$$

De canard en het staartvlak gebruiken hetzelfde symmetrische profiel and hebben hetzelfde $C_{L-\alpha}$ verloop. Ook is gegeven dat $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0,05$, een lage waarde vanwege de T-staart. In aanmerking nemend dat de canard veel kleiner is dan het staartvlak, maar de afstand vleugel-canard ongeveer evenveel groter is dan de afstand vleugel-staartvlak, nemen we aan dat het canard-volume en de tail-volume gelijk zijn, ofwel: $V_c = V_H$.

- c. Bewijs dat het vliegtuig onstabiel is als het zwaartepunt van het vliegtuig in het aerodynamisch centrum van de vleugel ligt.
- d. Zou het zwaartepunt meer naar de neus of naar de staart geschoven moeten worden voor meer stabiliteit en waarom? Gebruik de uitdrukking van b.
- e. De meeste canard vliegtuigen hebben niet ook nog een staartvlak. Wat is het grootste voordeel en wat is het belangrijkste nadeel van het toevoegen van een staartvlak?

Opgave 4 (25 pt)

De Bede BD-5J is een klein vliegtuig met straal voortstuwing die als kit (bouwpakket) gekocht kan worden. De volgende gegevens zijn bekend van dit vliegtuig:

$$W = 4270 \text{ [N]}$$

$$S = 3,51 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$A = 7,65$$

$$e = 0,67$$

$$C_{D0} = 0,02$$

$$T_{\max} = 950 \text{ [N]} \text{ (op zeeniveau)}$$

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



Er mag worden aangenomen dat de **stuwkracht** van dit straalvliegtuig onafhankelijk is van de vliegsnelheid.

- Voor een symmetrische vlucht, teken een duidelijk free body diagram (FBD) met daarin alle krachten die werken op het vliegtuig, de invalshoek (α), de standhoek (θ), baanhoek (γ) en de vliegsnelheidsvector V . Er kan worden aangenomen dat de stuwkracht in de zelfde richting werkt als de vliegsnelheidsvector.
- Voor een symmetrische vlucht, teken een duidelijk kinetisch diagram (KD) met de versnellingen van het vliegtuig. De vliegsnelheidsvector, invalshoek, standhoek en baanhoek moeten ook worden getekend in dit diagram. De versnellingen moeten loodrecht op en parallel aan de vliegsnelheidsvector getekend worden.
- Leid de bijbehorende bewegingsvergelijkingen en de vermogensvergelijking af.
- Bereken de maximale vliegsnelheid voor horizontale vlucht op zeeniveau.

Het vliegtuig voert nu een horizontale niet-stationaire (unsteady) vlucht uit.

- Leid de bewegingsvergelijkingen af voor de horizontale niet-stationaire (unsteady) vlucht.

Bij lage vliegsnelheden is dit vliegtuig snelheids onstabiel en bij hoge vliegsnelheden is dit vliegtuig snelheids-stabiel.

- Leg uit waarom dit vliegtuig snelheids-stabiel is bij hoge vliegsnelheden en snelheids onstabiel bij lage vliegsnelheden. Je moet in je antwoord gebruik maken van een prestatiediagram en de bewegingsvergelijkingen van vraag e.

Standaardatmosfeer op zeeniveau: $p=101325 \text{ Pa}$ $T=288,15 \text{ K}$ $\rho=1,225 \text{ kg/m}^3$

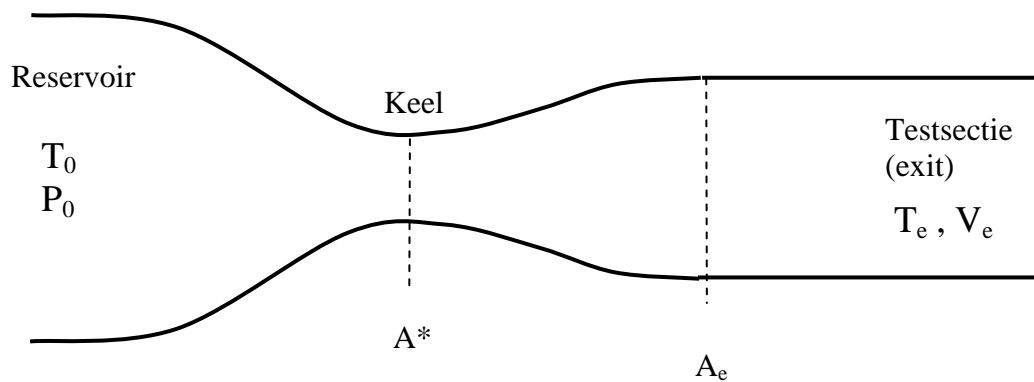
Opgave 5 (25 pt)

Het is jouw taak een supersonische windtunnel te ontwerpen met Mach = 3 en standaard zeeniveau atmosferische condities in de testsectie (zie figuur).

De ratio van specifieke warmtecoëfficiënten is gegeven: $\gamma = c_p / c_v = 1,4$.

Gevraagd:

- Wat is de benodigde reservoir druk, p_0 ?
- Wat is de benodigde reservoir temperatuur, T_0 ?
- Wat is de snelheid in de Testsectie, V_e ?
- Wat is de snelheid in de keel, V^* ?
- Wat is de expansieverhouding A_e / A^* ?



Supersone windtunnel

Standaardatmosfeer op zeeniveau: $p=101325 \text{ Pa}$ $T=288,15 \text{ K}$ $\rho=1,225 \text{ kg/m}^3$

