
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2003/2004
*First Semester Examination
2003/2004 Academic Session*

September/Oktober
September/October

ESA 243/3 – Aerodinamik
(Aerodynamics)

Masa : 3 jam
Hour : [3 hours]

ARAHAN KEPADA CALON :
INSTRUCTION TO CANDIDATES:

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEPULUH** mukasurat bercetak dan **ENAM** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.

*Please ensure that this paper contains **TEN** printed pages and **SIX** questions before you begin examination.*

Jawab **LIMA** soalan sahaja.

*Answer **FIVE** the questions only.*

Calon boleh menjawab semua soalan dalam Bahasa Malaysia. Sekiranya calon ingin menjawab dalam Bahasa Inggeris, sekurang-kurangnya satu soalan perlu dijawab dalam Bahasa Malaysia.

Student may answer all the questions in Bahasa Malaysia. If you want to answer in English, at least one question must be answered in Bahasa Malaysia.

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.

Each questions must begin from a new page.

- S1. [a] Terangkan apakah yang dimaksudkan dengan fungsi upaya dan fungsi arus.

Explain what does it means with the potential function and the stream function.

(4 markah/marks)

- [b] Dengan beranggapan bahawa suatu aliran merupakan aliran tak mampat, tak likat dan tak berputar, terangkan akibat hasil penyelesaian model aliran ini.

With assumption that the flow is incompressible, inviscid and irrotational, explain the consequence of the solution to this flow model.

(4 markah/marks)

- [c] Diberikan suatu medan aliran upaya yang terdiri daripada 3 unsur aliran upaya, iaitu :

- Aliran seragam $U_{\infty} = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$ dengan sudut serang $\alpha = 3^{\circ}$

- Sumber kekuatan $\sigma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$ terletak di titik A(2,3)

- Vorteks dalam arah berlawanan arah jam dengan kekuatan $\Gamma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$ terletak di titik B(-2,3)

Jika tekanan statik pada jarak tak terhingga, $P_{\infty} = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$, tentukan :

(i) Fungsi upaya, $\Phi(x, y)$ (2 markah)

(ii) Fungsi arus, $\Psi(x, y)$ (2 markah)

(iii) Fungsi upaya kompleks, $F(z)$ (3 markah)

(iv) Halaju komponen u dan v pada titik (1,1) (3 markah)

(v) Tekanan statik, P pada titik (1,1) (2 markah)

Given a potential flow field which consist of three elementary potential flow models namely :

- Uniform flow at angle of attack $\alpha = 3^\circ$ with free stream velocity $U_\infty = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$
- Source with strength of $\mu = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$ is located at point A (2,3)
- Vortex is in the counter clock wise direction with strength of $\Gamma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$ is located at point B (-2,3)

If the static pressure at infinity far away is $P_\infty = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$,

determine :

- (i) The potential function $\Phi(x, y)$ (2 marks)
- (ii) The stream function $\Psi(x, y)$ (2 marks)
- (iii) The complex potential function $F(z)$ (2 marks)
- (iv) The velocity components u and v at the point (1,1) (2 marks)
- (v) The static pressure P at the point (1,1) (2 marks)

S2. Suatu kerajang udara tidak simetri yang dihasilkan daripada transformasi Joukowsky terletak dalam aliran seragam $U_\infty = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$ dengan sudut sedang $\alpha = 3^\circ$. Tekanan statik pada jarak tak terhingga $P_\infty = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$. Data geometri kerajang udara tersebut adalah seperti berikut : panjang perentas kerajang udara ialah 0.2m, ketebalan maksimumnya ialah 0.01 m dan kamber maksimum ialah 0.003.

Tentukan :

- (i) **Jejari dan lokasi koordinat titik pusat bulatan yang di gunakan dalam transformasi Joukoswky ini.**
(3 markah)
- (ii) **Persamaan transformasi Joukowsky.**
(3 markah)
- (iii) **Kekuatan vorteks yang diperlukan.**
(3 markah)
- (iv) **Persamaan upaya kompleks aliran di sekitar kerajang udara.**
(3 markah)
- (v) **Koordinat kerajang udara dan halaju alirannya untuk suatu titik pada kerajang udara yang sepadan dengan sudut $\theta = 30^0$ pada titik atas bulatan.**
(3 markah)
- (vi) **Tekanan statik di titik seperti soalan bahagian (v)**
(3 markah)
- (vii) **Pekali daya angkat, C_L dan pekali anggulan momen, C_m**
(2 markah)

A unsymmetrical airfoil is generated by Joukoswky transformation immersed in the uniform flow of $U_\infty = 15 \frac{m}{sec}$ and the angle of attack $\alpha = 2^0$. The static pressure at far away is $P_\infty = 10^5 \frac{N}{m^2}$. The airfoil data is given as follows : the airfoil chord length $c = 0.2 m$ and the maximum airfoil thickness is $0.010 m$ and the maximum camber line is $0.003 m$.

Determine :

- (i) *The circle radius and the location of the centre of circle is used in this Joukoswky's transformation .*
(3 marks)

- (ii) *The Joukowski transformation form.* (3 marks)
- (iii) *The strength of required vortex* (3 marks)
- (iv) *The complex potential function for the flow around airfoil* (3 marks)
- (v) *The airfoil coordinates and velocity on the airfoil which corresponding to the point on circle at $\theta = 30^\circ$* (3 marks)
- (vi) *The static pressure as given by question number (v)* (3 marks)
- (vii) *The lift coefficient C_L and moment pitching coefficient C_m* (2 marks)

- S3. [a] **Terangkan kekangan kaedah teori kerajang udara nipis dalam menyelesaikan masalah aerodinamik.**

Explain the limitation of of the Thin airfoil theory in solving aerodynamics problems.

(4 markah/marks)

- [b] **Terangkan mengapa dalam teori kerajang udara nipis, vorteks digunakan dalam menentukan pengaruh sudut serang dan garis kamber.**

Explain why in the thin airfoil used a vortex in order to include the angle of attack and camber line effects

(4 markah/marks)

- [c] **Suatu kerajang udara Naca 2412 dengan koordinat kamber $\frac{y_c}{c} \left(\frac{x}{c} \right)$ diberikan sebagai berikut :**

$$\begin{aligned} \frac{y_c}{c} \left(\frac{x}{c} \right) &= 0.125 \left[0.8 \left(\frac{x}{c} \right) - \left(\frac{x}{c} \right)^2 \right] & 0 \leq \left(\frac{x}{c} \right) \leq 0.4 \\ &= 0.0555 \left[0.2 + 0.8 \left(\frac{x}{c} \right) - \left(\frac{x}{c} \right)^2 \right] & 0.4 < \left(\frac{x}{c} \right) \leq 1.0 \end{aligned}$$

Kerajang udara ini berada dalam aliran seragam dengan sudut serang $\alpha = 5^\circ$.

Dengan kaedah teori kerajang udara nipis, tentukan :

- (i) Pekali teori kerajang udara nipis, A_0 (2 markah)
- (ii) Pekali "teori kerajang udara nipis, A_1 (2 markah)
- (iii) Pekali teori kerajang udara nipis, A_2 (2 markah)
- (iv) Pekali daya angkat, C_l (2 markah)
- (v) Pekali daya momen anggulan, C_m (2 markah)
- (vi) Sudut serang pada daya angkat sama dengan nol, $\alpha_{L=0}$ (2 markah)

Given an airfoil Naca 2412 with the camber line coordinate as defined as follows

$$\begin{aligned} \frac{y_c}{c} \left(\frac{x}{c} \right) &= 0.125 \left[0.8 \left(\frac{x}{c} \right) - \left(\frac{x}{c} \right)^2 \right] & 0 \leq \left(\frac{x}{c} \right) \leq 0.4 \\ &= 0.0555 \left[0.2 + 0.8 \left(\frac{x}{c} \right) - \left(\frac{x}{c} \right)^2 \right] & 0.4 < \left(\frac{x}{c} \right) \leq 1.0 \end{aligned}$$

This airfoil immersed in the uniform flow at an angle of attack $\alpha = 3^\circ$

Use thin airfoil theory, determine :

- (i) The thin airfoil theory's coefficients, A_0 (2 marks)
- (ii) The thin airfoil theory's coefficients, A_1 (2 marks)

- (iii) *The thin airfoil theory's coefficients, A_2* (2 marks)
- (iv) *The lift coefficient, C_l* (2 marks)
- (v) *The moment pitching coefficient, C_m* (2 marks)
- (vi) *The zero lift angle of attack, $\alpha_{L=0}$* (2 marks)

S4. [a] **Terangkan kaedah Panel**

Explain the Panel Method

(4 markah/marks)

- [b] **Mengapa syarat Kutta diperlukan dalam analisis aliran menggunakan kaedah panel?**

Explain why the Kutta Condition is required in the flow analysis using Panel Method.

(3 markah/marks)

- [c] **Suatu punca ditaburkan di atas panel sepanjang 3 unit. Kekuatan punca adalah seragam iaitu $\sigma(x) = 5$ unit. Panel ini berada dalam aliran halaju seragam $U_\infty = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$ dan sudut serang $\alpha = 3^\circ$. Tekanan statik pada jarak tak terhingga, $P_\infty = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$.**

Tentukan :

- (i) **Komponen halaju u dan v pada titik (2,5)** (3 markah)
- (ii) **Tekanan statik pada titik tersebut.** (3 markah)

A continuous sink was distributed over a panel length of 3 units. The strength of sink is uniform equal to $\sigma(x) = -5$ units. If such panel immersed in the uniform flow with free stream velocity $U_\infty = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$ and the static pressure at infinity is $P_\infty = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$.

Determine :

- (i) The velocity components u and v at point (2,5) (3 marks)
- (ii) The static pressure at that point. (3 marks)

- [d] Seperti soalan di atas (nombor 4c) dengan kekuatan punca ditaburkan secara linear di mana pada $x = -1.5$ unit dengan $\sigma(x) = 2$ unit dan $x = 1.5$ unit dengan $\sigma(x) = 5$ unit

Tentukan :

- (i) Komponen halaju u dan v pada titik (4,4) (5 markah)
- (ii) Tekanan statik di titik tersebut. (2 markah)

As problem given in 4c, the strength of source vary linearly where at $x = -1.5$ units is $\sigma(x) = 2$ units while at $x = 1.5$ units with $\sigma(x) = 5$ units .

Determine :

- (i) The velocity components u and v at point (4,4) (5 marks)
- (ii) The static pressure at that point. (2 marks)

- S5. [a] Terangkan konsep asas kaedah teori garis angkat.

Explain the basic idea of Lifting Line Theory

(5 markah/marks)

- [b] Terangkan konsep asas kaedah vorteks kekisi.

Explain the basic idea of vortex lattice

(5 markah/marks)

- [c] Terangkan apakah yang dimaksudkan dengan seretan teraruh.

Explain what does means by induced drag.

(5 markah/marks)

- [d] Terangkan mengapa kaedah teori garis angkat kurang tepat digunakan untuk analisis aerodinamik sayap delta.

Explain why The lifting line theory inadequate for aerodynamics analysis for flow pass through delta wing.

(5 markah/marks)

- S6. Katakan sebuah pesawat udara dengan berat 4000 Kg dan rentang sayap 12 m dan kelajuan terbang 150 m/saat. Panjang perentas sayapnya ialah 0.6 m dan taburan daya angkat yang terjadi pada sayap adalah berbentuk elips. Pesawat itu terbang dengan ketinggian 4000 meter dengan keadaan atmosfera : suhu 10^0 C , ketumpatan udara $\rho = 1.022$ Kg/m³ dan tekanan atmosfera $P = 0.8 \cdot 10^5$ N/m² , pemalar udara universal, $R = 287$ J/(Kg⁰K) dan $\gamma = 1.4$

An aircraft with maximum take off weight 4000 Kg and wing span of 12 m. The cruising speed is 150 m/sec. If the average of chord length is 0.6 and the wing loading is elliptic. The aircraft fly at altitude 4000m with atmospherics condition: temperature 10^0 C, air density $\rho = 1.022$ Kg/m³ and atmospherics pressure $P = 0.8 \cdot 10^5$ N/m², Universal gas constant $R = 287$ J/(Kg⁰K) and $\gamma = 1.4$.

Tentukan :

Determine :

- (i) **Nombor Mach pesawat terbang.**
The Mach Number of aircraft flight
(2 markah/marks)
- (ii) **Jika pada suatu titik di permukaan sayap, halaju udara adalah 240 m/saat, tentukan nilai tekanan statik pada titik tersebut.**
If at any control point over wing surface is found that the air velocity is 240 m/sec, determine the static pressure at that point.
(2 markah/marks)
- (iii) **Kekuatan pengelilingan, Γ_0 di pertengahan rentang sayap.**
The strength of circulation Γ_0 at the mid wing span
(3 markah/marks)
- (iv) **Anggarkan sudut serang teraruh, α_i**
Estimate the induced angle of attack, α_i
(3 markah/marks)
- (v) **Kirakan pekali daya seret teraruh, c_{di}**
Estimate the induced drag coefficient c_{di}
(3 markah/marks)

- (vi) Terangkan mengapa bentuk pelantar elips tidak digunakan di dalam pembuatan pesawat terbang.

Explain why the elliptic wing platform was not used generally in the aircraft manufacturing .

(3 markah/marks)

- (vii) Jika sayap tersebut di atas menggunakan keratan rentas kerajang udara Naca 23012 dengan kecerunan daya angkat

kerajang udara $\left(\frac{dC_l}{d\alpha}\right)_{\text{airfoil}} = 0.108/\text{deg}$, tentukan kecerunan

sayap daya angkat $\left(\frac{dC_l}{d\alpha}\right)_{\text{sayap}}$

If this wing platform used Naca 23012 as its cross section with The airfoi's lift slope $\left(\frac{dC_l}{d\alpha}\right)_{\text{airfoil}} = 0.108/\text{deg}$, determine the wing's lift

slope $\left(\frac{dC_l}{d\alpha}\right)_{\text{wing}}$

(2 markah/marks)

- (viii) Kerajang udara Naca 23012 memiliki sudut serang pada daya angkat sama dengan sifar adalah $\alpha_{L=0} = -1.3^\circ$, tentukan berapakah sudut serang pesawat terbang ini.

Airfoil Naca serie 23012 has the zero lift angle of attack $\alpha_{L=0} = -1.3^\circ$, determine the angle of attack of this airplane.

(2 markah/marks)

-oooOOooo-