

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama  
Sidang Akademik 2005/2006  
*First Semester Examination  
2005/2006 Academic Session*

November 2005  
*November 2005*

**ESA 243/3 - Aerodinamik**  
*Aerodynamics*

Masa : [ 3 jam]  
*Duration : [3 hours]*

---

Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi TIGA BELAS (13) mukasurat dan ENAM (6) soalan sebelum anda memulakan peperiksaan ini.

*Please ensure that this paper contains THIRTEEN (13) printed pages and SIX (6) questions before you begin examination.*

**Arahan:** Jawab LIMA soalan sahaja. Semua soalan membawa jumlah markah yang sama.

**Instructions:** Answer FIVE questions only. All questions carry the same marks.

1. (a) Terangkan anggapan apakah yang digunakan di dalam analisis aliran potential.

*Explain the assumption had been used for the potential flow analysis.*

**(4 markah/marks)**

- (b) Terangkan mengapa dalam analisis aliran potential dapat menggunakan model model aliran elementer untuk menyelesaikan persoalan aliran melalui suatu benda.

*Explain why in the analysis of potential flow one can used a elementary flow models in solving the flow problem pass through a body.*

**(4 markah/marks)**

- (c) Diberikan suatu medan aliran upaya yang terdiri daripada 3 unsur aliran upaya iaitu :

- Aliran seragam  $U_{\infty} = 15 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  dengan sudut serang  $\alpha = 5^\circ$
- Sumber kekuatan  $\sigma = 5 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  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)

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

- *Uniform flow at angle of attack  $\alpha = 5^\circ$  with free stream velocity*  
 $U_{\infty} = 15 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$
- *Source with strength of  $\sigma = 5 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  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)*

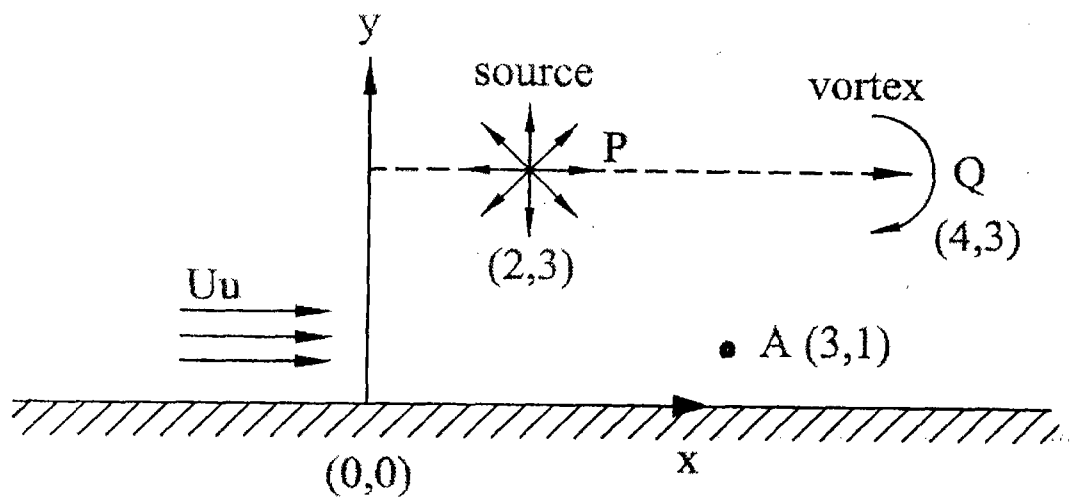
Jika tekanan statik pada jarak tak terhingga,  $P_{\infty} = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$ , tentukan :

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

- (i) Fungsi upaya,  $\Phi(x, y)$  dan fungsi arus,  $\Psi(x, y)$   
*The potential function  $\Phi(x, y)$  and the stream function  $\Psi(x, y)$*   
**(3 markah/marks)**
- (ii) Fungsi upaya kompleks,  $F(z)$   
*The complex potential function  $F(z)$*   
**(3 markah/marks)**
- (iii) Halaju komponen  $u$  dan  $v$  pada titik  $(1, 1)$   
*The velocity components  $u$  and  $v$  at the point  $(1, 1)$*   
**(4 markah/marks)**
- (iv) Tekanan statik,  $P$  pada titik  $(1, 1)$   
*The static pressure  $P$  at the point  $(1, 1)$*   
**(2 markah/marks)**

2. (a) Suatu model aliran di atas permukaan padat terdiri : Aliran seragam dengan halaju  $U_{\infty} = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$ , sumber berkekuatan  $\sigma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  dan vorteks yang searah dengan jarum jam dengan kekuatan  $\Gamma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$ . Model aliran di atas seperti diperlihatkan pada Gambarajah 1 di mana sumber terletak pada titik P (2,3) dan vorteks pada titik Q (4,3).

*A flow model along the solid surface consist of : a uniform flow with velocity  $U_{\infty} = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$ , source with source strength  $\sigma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$  and a clock wise vortex with strength vortex  $\Gamma = 10 \frac{\text{m}^2}{\text{sec}}$ . The above flow model as depicted in the Figure 1 where the source is located at the coordinate (2,3) and the vortex at (4,3).*



**Rajah 1. Model aliran seragam, sumber dan vorteks**

*Figure 1. A uniform flow model, source and vortex*

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

*If the static pressure at infinity is  $P_{\infty} = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$ , then use an Image Method determine :*

- (i) Fungsi upaya,  $\Phi(x, y)$  dan fungsi arus,  $\Psi(x, y)$

*The potential function  $\Phi(x, y)$  and the stream function  $\Psi(x, y)$*

**(3 markah/marks)**

- (ii) Fungsi upaya kompleks,  $F(z)$

*The complex potential function  $F(z)$*

**(2 markah/marks)**

- (iii) Halaju komponen  $u$  dan  $v$  pada titik  $(3, 1)$

*The velocity components  $u$  and  $v$  at point  $(3, 1)$*

**(3 markah/marks)**

- (iv) Tekanan statik,  $P$  pada titik  $(3, 1)$

*The static pressure at point  $(3, 1)$*

**(2 markah/marks)**

- (b) Suatu kerajang udara berbentuk ellips berada di 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 ellips sebagai berikut : panjang ellips : 0.5 m, dan lebar 0.25m. Geometry ellips tersebut dapat diperolehi dari transformasi Joukowski suatu bulatan.

Tentukan :

*An airfoil which has an elliptical form is immersed in the uniform flow of  $U_\infty = 10 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$  and the angle of attack  $\alpha = 3^\circ$ . The static pressure at*

*far away is  $P_\infty = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$ .*

*The geometry data of the elliptical shape is given as follows : length = 0.5 m and width : 0.25m. The elliptical geometry can be obtained from the Joukowski transformation over the circle.*

*Determine :*

- (i) Persamaan transformasi Joukowsky yang diperlukan  
*The required Joukowsky transformation equation*  
**(2 markah/marks)**
- (ii) Kekuatan vorteks yang diperlukan  
*The strength of required vortex*  
**(2 markah/marks)**
- (iii) Koordinat ellips dan kecepatan aliran pada titik yang sepadan dengan sudut  $\theta = 30^\circ$  pada titik atas bulatan  
*The airfoil coordinates and velocity on the airfoil which corresponding to the point on circle at  $\theta = 30^\circ$*   
**(3 markah/marks)**
- (iv) Tekanan statik di titik seperti soalan bahagian (iii)  
*The static pressure as given by question number (iii)*  
**(3 markah/marks)**

3. (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 maksud digit dari keranjang udara Seri Naca dibawah ini

- (i) NACA 2415  
 (ii) NACA 23018  
 (iii) NACA 65<sub>3</sub>-212

*Explain the meaning of the numbers in the below NACA series air foil*

- (i) NACA 2415  
 (ii) NACA 23018  
 (iii) NACA 65<sub>3</sub>-212

**(4 markah/marks)**

- (c) Suatu kerajang udara Naca 4412 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 :

*Given an airfoil Naca 4412 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  $\alpha = 5^\circ$*

*Use thin airfoil theory, determine:*

- (i) Pekali teori kerajang udara nipis,  $A_0$   
*The thin airfoil theory's coefficients,  $A_0$*  (2 markah/marks)
- (ii) Pekali teori kerajang udara nipis,  $A_1$   
*The thin airfoil theory's coefficients,  $A_1$*  (2 markah/marks)
- (iii) Pekali teori kerajang udara nipis,  $A_2$   
*The thin airfoil theory's coefficients,  $A_2$*  (2 markah/marks)
- (iv) Pekali daya angkat,  $C_l$   
*The lift coefficient,  $C_l$*  (2 markah/marks)
- (v) Pekali daya momen anggulan,  $C_m$   
*The moment pitching coefficient,  $C_m$*  (2 markah/marks)
- (vi) Sudut serang pada daya angkat sama dengan nol,  $\alpha_{L=0}$   
*The zero lift angle of attack,  $\alpha_{L=0}$*  (2 markah/marks)



4. (a) Terangkan kaedah Panel

*Explain the Panel Method*

**(3 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 vorteks ditaburkan di atas panel dengan kedua hujung panel A dan B mempunyai koordinat A(1,1) dan B(3,3). Kekuatan vorteks adalah seragam iaitu  $\gamma(x) = 5$  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 :

*A continuous vortex was distributed over a panel which the coordinate of edge panel A and B are A(1,1) and B(3,3). The strength of vortex is uniform equal to  $\gamma(x) = 5$  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) Komponen halaju u dan v pada titik (2,5)

*The velocity components u and v at point (2,5)*

**(4 markah/marks)**

- (ii) Tekanan statik pada titik tersebut

*The static pressure at that point*

**(3 markah/marks)**

- (d) Seperti soalan di atas (nombor 4c), vorteks digantikan dengan sumber dengan kekuatan sumber ditaburkan secara lurus di mana pada hujung panel A adalah  $\sigma(A) = 2$  unit dan pada hujung panel B dengan  $\sigma(B) = 5$  unit

Tentukan :

*As problem given in 4c, the vortex was replaced by source. The strength of source vary linearly where at the edge of pane A is equal to is  $\sigma(A) = 2$  units while at the edge of panel B with  $\sigma(B) = 5$  units*

*Determine :*

- (i) Komponen halaju  $u$  dan  $v$  pada titik (4,4)

*The velocity components  $u$  and  $v$  at point (4,4)*

**(4 markah/marks)**

- (ii) Tekanan statik di titik tersebut

*The static pressure at that point*

**(3 markah/marks)**

5. (a) Terangkan konsep asas kaedah teori garis angkat.  
*Explain the basic idea of Lifting Line Theory.*  
**(4 markah/marks)**
- (b) Terangkan konsep asas kaedah vorteks kekisi.  
*Explain the basic idea of vortex lattice.*  
**(4 markah/marks)**
- (c) Terangkan apakah yang dimaksudkan dengan seretan teraruh.  
*Explain what does means by induced drag.*  
**(3 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.*  
**(3 markah/marks)**
- (e) Terangkan mengapa sayap dengan bentuk *plat form elliptic* mempunyai daya seretan teraruh minimum dibandingkan dengan bentuk sayap lainnya.  
*Explain why the wing with elliptical plat form has the most minimum induced drag compared with the other wing plan form.*  
**(3 markah/marks)**
- (f) Terangkan mengapa suatu sayap yang dipasang pada fuselaj diperlukan "angle of incidence".  
*Explain why the wing attach to the fuselage need an angle of incidence.*  
**(3 markah/marks)**

6. Katakan sebuah pesawat udara dengan berat 4000kg dan rentang sayap 10 m dan kelajuan terbang 120 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/m<sup>3</sup> dan tekanan atmosfera  $P = 0.8 \cdot 10^5$  N/m<sup>2</sup> , pemalar udara universal,  $R = 287$  J/(Kg <sup>0</sup>K) dan  $\gamma = 1.4$  , viscosity  $\mu = 1.789 \cdot 10^{-5}$  Kg/(m.sec)

*An aircraft with maximum take off weight 4000kg and wing span of 10 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/m<sup>3</sup> and atmospherics pressure  $P = 0.8 \cdot 10^5$  N/m<sup>2</sup>, Universal gas constant  $R = 287$  J/(Kg <sup>0</sup>K ) and  $\gamma = 1.4$  .viscosity  $\mu = 1.789 \cdot 10^{-5}$  Kg/(m.sec)*

Tentukan :

*Determine :*

- (i) Nombor Mach pesawat terbang dan Nombor Reynolds

*The Mach Number of aircraft flight and the Reynolds Number*  
(2 markah/marks)

- (ii) Jika pada suatu titik di permukaan sayap, halaju udara adalah 160 m/saat, tentukan nilai tekanan statik pada titik tersebut

*If at any control point over wing surface is found that the air velocity is 160 m/sec, determine the static pressure at that point*  
(2 markah/marks)

- (iii) Kekuatan pengelilingan,  $\Gamma_0$  di pertengahan rentang sayap

*The strength of circulation  $\Gamma_0$  at the mid wing span*  
(3 markah/marks)

- (iv) Anggarkan sudut serang teraruh,  $\alpha_i$

*Estimate the induced angle of attack,  $\alpha_i$*   
(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 2412 dengan kecerunan daya angkat

kerajang udara  $\left(\frac{dC_l}{d\alpha}\right)_{\text{airfoil}} = 0.104/\text{deg}$ , tentukan kecerunan

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

*If this wing platform used Naca 2412 as its cross section with*

*The airfoi's lift slope  $\left(\frac{dC_l}{d\alpha}\right)_{\text{airfoil}} = 0.104/\text{deg}$ , determine the*

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

**(2 markah/marks)**

- (viii) Kerajang udara Naca 2412 memiliki sudut serang pada daya angkat sama dengan sifar adalah  $\alpha_{L=0} = -2.5^\circ$ , tentukan berapakah sudut serang pesawat terbang ini

*Airfoil Naca serie 23012 has the zero lift angle of attack  $\alpha_{L=0} = -2.5^\circ$ , determine the angle of attack of this airplane*

**(2 markah/marks)**