
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2013/2014 Academic Session

June 2014

ESA 244/2 – Aerodynamics
[Aerodinamik]

Duration : 2 hours
[Masa : 2 jam]

Please ensure that this paper contains **SEVEN (7)** printed pages and **FOUR (4)** question before you begin examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **TUJUH (7)** mukasurat bercetak dan **EMPAT (4)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

Instructions : Answer **ALL** of the questions.

Arahan : Jawab **SEMUA** soalan.

Answer all questions in English only.

[Jawab semua soalan di dalam Bahasa Inggeris sahaja].

Each answer must begin from a new page.

[Setiap jawapan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru].

In the event of any discrepancies, the English version shall be used.

[Sekiranya terdapat sebarang percanggahan pada soalan peperiksaan, versi Bahasa Inggeris hendaklah digunakan].

For the questions that require explanation, you are expected to answer the questions as detailed as possible with properly and fully constructed sentences to receive full credits.

[Bagi soalan-soalan yang memerlukan penerangan, anda di minta untuk menjawab soalan-soalan tersebut secara terperinci dengan menggunakan ayat yang disusun lengkap untuk menerima kredit yang penuh].

Each student is allowed to bring an A4-sized sheet of self-prepared two-page summary note.

[Setiap pelajar dibenarkan untuk membawa sehelai nota ringkasan bersaiz A4 yang mempunyai dua mukasurat yang ditulis sendiri].

Partial credits will be given accordingly to the work shown correctly.

[Sebahagian kredit akan diberikan secara berpatutan untuk jalan kerja yang ditunjukkan dengan betul].

Answer **ALL** of the questions.

Jawab **SEMUA** soalan.

1. [a] Derive to prove that the velocity potential for a doublet is given by:

$$\phi = \frac{K \cos \theta}{2\pi r}$$

(5 marks)

- [b] Derive to prove that the velocity potential given as V_x and the stream function given as V_y for a uniform flow, satisfy Laplace's equation.

(5 marks)

- [c] Consider the flow over an infinitely long rectangular prism of chord, c , and thickness, t , at an angle of attack, α as shown in Figure 1 below. The pressures on the upper (u) and lower (l) surfaces are different but constant over each surface, i.e., $P_u(s) = C_1$ and $P_l(s) = C_2$, where C_1 and C_2 are constants and $C_1 > C_2$. The pressures on the front (f) and rear (r) surfaces are different but constant over each surface, i.e., $P_f(s) = C_3$ and $P_r(s) = C_4$, where C_3 and C_4 are constants and $C_3 > C_4$. Shear stress is ignored in this case. Derive the lift force per unit span based on the Figure 1.

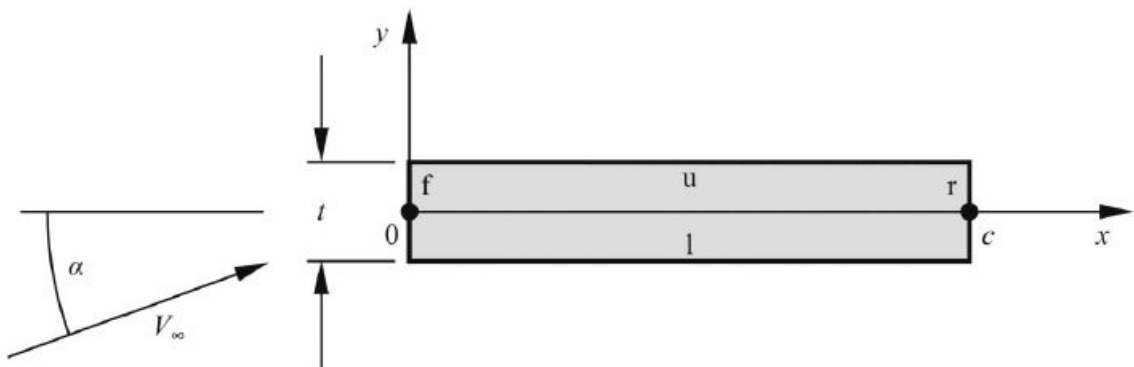


Figure 1: Infinite rectangular prism

(10 marks)

- [d] An aircraft flies at a velocity of 252 m/s, where the pressure and the temperature are 7160 N/m² and -56.5°C, respectively. A model of 1/10th scale is to be tested in a high-speed wind tunnel. Calculate the necessary pressure of the airflow in the wind tunnel test section so that the two flows are dynamically similar, if the wind tunnel temperature is to be maintained at 9°C. It may be assumed that the dynamic viscosity and the speed of sound are related to the temperature as follows:

$$a \propto T^{1/2}$$

$$\mu \propto T^{2/3}$$

(10 marks)

2. A wing with a rectangular planform has a span of 5 m and a chord of 2 m. The wing has a NACA 65₁-210 airfoil section with the lift curve gradient of 0.1 per degree. The sum of drag coefficient due to the skin friction and flow separation is given as 0.01. The span effectiveness is estimated around 0.9. The wing is flying at “standard” conditions ($\rho_\infty = 1.2 \text{ kg/m}^3$, $\mu_\infty = 1.8 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$, $P_\infty = 100 \text{ kPa}$, $T_\infty = 20^\circ\text{C}$) at a speed of 42 m/s and a geometric angle of attack = 8° . At negative 2 degrees, the lift is zero.
- [a] Calculate the total drag coefficient of the wing. **(15 marks)**
- [b] Estimate the downwash velocity behind the wing. **(5 marks)**
3. Imagine that you are an engineer, and you need to analyze an unknown airfoil in a low-speed flow with a Reynolds number of 8.9×10^6 . The profile drag coefficient from the airfoil data is 0.006 at zero degrees angle of attack.
- [a] If you assume a fully turbulent boundary layer over the airfoil and the airfoil is thin enough that the skin friction drag coefficient can be estimated approximately similar to the flat plate, calculate the percentage of drag coefficient obtained from pressure drag due to flow separation. **(10 marks)**
- [b] In real life, the boundary layer starts out as laminar and then makes a transition to turbulent somewhere downstream of the leading edge. For this situation, calculate the percentage of drag coefficient that is due to flow separation if a transition Reynolds number is given as 500, 000. **(20 marks)**
- [c] Compare the difference in terms of percentage of drag coefficient obtained from pressure drag due to flow separation for both cases as described in (a) and (b). Comment on these values. **(5 marks)**

4. Consider two parallel plates separated by a distance, $H = 0.02\text{m}$ with wall velocity = 40 m/s , as shown in Figure 2 below. Assume that the flow is steady, incompressible and no pressure gradient exists in the flow direction. Find the expression for the variation of velocity profile in between the plates by using the Navier-Stokes equations.

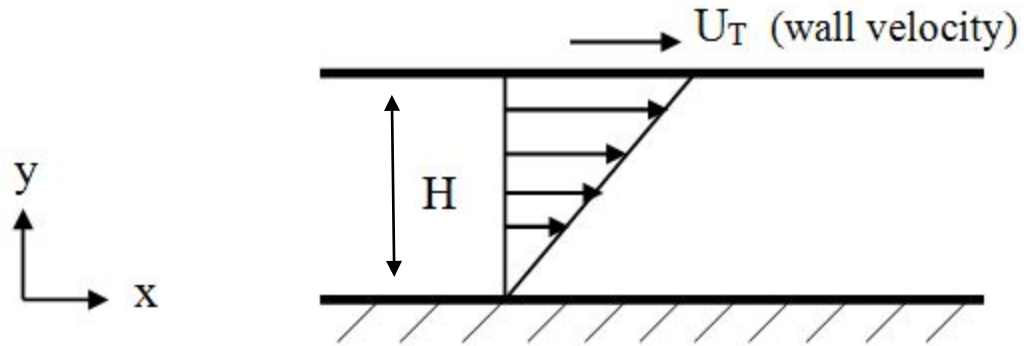


Figure 2: Two parallel plates

(15 marks)

1. [a] Terbitkan untuk membuktikan bahawa potensi halaju untuk dublet diberikan sebagai:

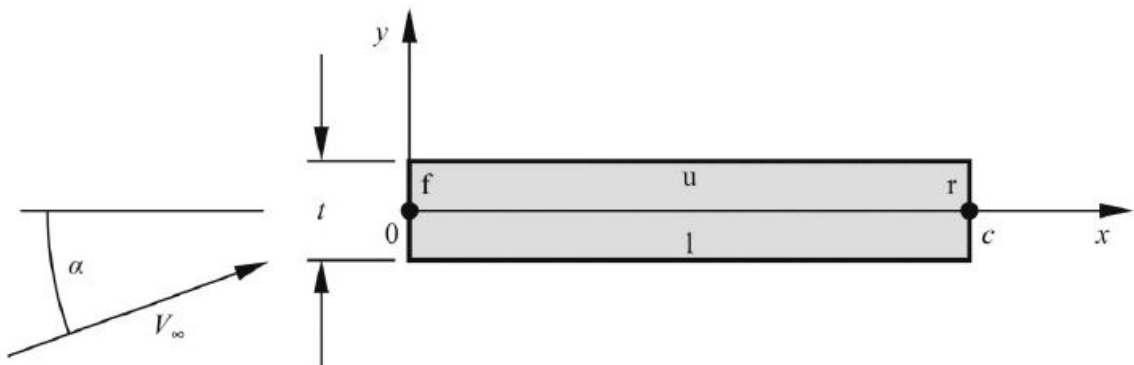
$$\phi = \frac{K \cos \theta}{2\pi r}$$

(5 markah)

- [b] Terbitkan untuk membuktikan bahawa potensi halaju yang diberikan sebagai V_x dan fungsi arus V_y bagi aliran seragam, memenuhi persamaan Laplace.

(5 markah)

- [c] Pertimbangkan aliran bagi sebuah prisma segiempat tepat yang mempunyai panjang rentas, c , dan berketebalan, t , pada sudut serangan, α , seperti yang ditunjukkan dalam Rajah 1 di bawah. Tekanan pada sebelah atas dan bawah adalah berbeza tetapi malar pada setiap permukaan, contohnya, $P_u(s) = C_1$ and $P_l(s) = C_2$, di mana C_1 dan C_2 adalah pemalar dan $C_1 > C_2$. Tekanan pada bahagian depan dan belakang berbeza tetapi malar pada setiap bahagian, contohnya, $P_f(s) = C_3$ dan $P_r(s) = C_4$, di mana C_3 dan C_4 adalah pemalar dan $C_3 > C_4$. Tegangan ricih tidak dipedulikan dalam kes ini. Terbitkan daya angkat per unit rentang berdasarkan gambarajah yang diberikan.



Rajah 1: Prisma segiempat tepat

(10 markah)

- [d] Sebuah pesawat terbang pada kelajuan 252 m/s, mempunyai tekanan 7160 N/m^2 dan suhu $-56.5^\circ C$. Sebuah model yang berskala 1/10 akan diuji di dalam terowong angin halaju tinggi. Kira tekanan dan suhu yang diperlukan agar ia mempunyai persamaan secara dinamik, sekiranya suhu terowong angin perlu ditetapkan pada $9^\circ C$. Anggapkan bahawa kelikatan dinamik dan halaju bunyi yang berkaitan dengan suhu seperti berikut:

$$\alpha \propto T^{1/2}$$

$$\mu \propto T^{2/3}$$

(10 markah)

2. Sebuah sayap yang berbentuk segiempat tepat mempunyai panjang span 5 m dan keratan rentas kod 2 m. Sayap itu mempunyai aerofoil NACA 65₁-210 dengan kecerunan daya angkat sebanyak 0.1 per darjah. Pemalar daya seret yang berpunca daripada geseran kulit dan aliran terpisah diberikan sebagai 0.01. Keberkesanan span sayap dianggarkan sekitar 0.9. Sayap itu terbang dalam kondisi di mana $\rho_{\infty} = 1.2 \text{ kg/m}^3$, $\mu_{\infty} = 1.8 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$, $P_{\infty} = 100 \text{ kPa}$, $T_{\infty} = 20^{\circ}\text{C}$ pada kelajuan 42 m/s dan sudut serangan geometrik = 8° . Daya angkat adalah sifar pada sudut serang = 0° .

[a] Kira jumlah pemalar daya seret sayap tersebut.

(10 markah)

[b] Anggarkan halaju landa bawah di belakang sayap.

(10 markah)

3. Bayangkan anda adalah seorang jurutera dan perlu menganalisis aerofoil yang tidak diketahui dalam aliran berkelajuan rendah dengan nombor Reynolds 8.9×10^6 . Pekali geseran yang diperolehi dari data aerofoil adalah 0.006 pada sudut serangan sifar:

[a] Jika anda menganggap lapisan sempadan gelora terjadi pada aerofoil tersebut dan ia cukup nipis sehingga pemalar geseran kulit boleh dianggarkan hampir sama dengan plat yang mendatar, kira peratusan seretan dari tekanan seretan yang disebabkan aliran yang terpisah.

(10 markah)

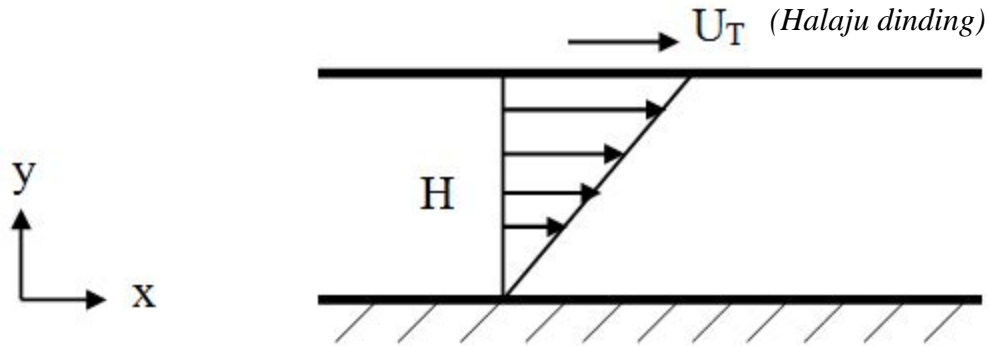
[b] Dalam kehidupan sebenar, lapisan sempadan bermula sebagai lamina dan mengalami transisi ke gelora pada penghujungnya. Bagi situasi ini, kira peratusan seretan yang disebabkan aliran terpisah sekiranya nombor Reynolds transisi adalah 500, 000.

(20 markah)

[c] Bandingkan perbezaan dari segi peratusan tekanan seretan yang disebabkan aliran yang terpisah bagi kedua-dua kes yang digambarkan dalam [a] dan [b]. Komen nilai-nilai tersebut.

(5 markah)

4. Pertimbangkan dua plat selari yang dipisahkan oleh jarak, $H = 0.02\text{m}$ dengan halaju dinding = 40 m/s , seperti yang ditunjukkan dalam Rajah 2 di bawah. Anggapkan yang aliran itu mantap, tidak mampat dan tiada kecerunan tekanan yang wujud pada arah aliran. Cari ekspresi bagi variasi profil halaju di antara plat tersebut dengan menggunakan persamaan Navier-Stokes.



Rajah 2: Dua plat yang selari

(15 markah)

ooo000ooo