

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination  
2010/2011 Academic Session

April/May 2011

**ESA 368/3 – High Speed Aerodynamics**  
*Aerodinamik Berkelajuan Tinggi*

Duration : 3 hours  
*Masa : 3 jam*

---

**INSTRUCTIONS TO CANDIDATE:**  
**ARAHAN KEPADA CALON:**

Please check that this paper contains **SEVEN (7)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin the examination.

*Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **TUJUH (7)** mukasurat bercetak dan **LIMA (5)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.*

Answer **FOUR (4)** questions.

*Jawab **EMPAT (4)** soalan.*

You may answer all questions in **English** OR **Bahasa Malaysia** but not both.

*Calon boleh menjawab semua soalan dalam **Bahasa Malaysia** ATAU **Bahasa Inggeris** tetapi bukan kedua-duanya sekali.*

Answer to each question must begin from a new page.

*Jawapan untuk setiap soalan 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 diguna pakai.*

1. (a) Draw a Pitot tube schematic diagram. In that diagram, show the locations of the sensors and write down the flow parameters that are measured by the sensors. With these data measured from Pitot tube, show that the aircraft speed can be obtained via Bernoulli equation.

*Lukiskan gambarajah skematik tiub pitot. Di dalam gambarajah tersebut, tunjukkan lokasi penderia dan tuliskan parameter aliran yang diukur oleh penderia tersebut. Dengan menggunakan data yang diukur, tunjukkan bahawa halaju pesawat boleh diperolehi dengan menggunakan persamaan Bernoulli.*

**(15 marks/markah)**

- (b) Air is stored in a pressurized tank at a pressure of 120 kPa (gauge) and a temperature of 27°C. The tank volume is 1 m<sup>3</sup>. Atmospheric pressure is 101 kPa and the Earth acceleration of gravity is 9.81 m/s<sup>2</sup>.

*Udara di simpan di dalam tangki bertekanan 120 kPa (gauge) dan suhunya ialah 27°C. Isipadu tangki tersebut adalah 1 m<sup>3</sup>. Tekanan atmosfera adalah 101 kPa dan graviti bumi adalah 9.81 m/s<sup>2</sup>.*

- (i) Determine the density and weight of the air in the tank on Mars where the acceleration of gravity is one third that on the Earth.

*Dapatkan ketumpatan dan berat udara di dalam tangki di atas planet Marikh yang mempunyai graviti satu pertiga daripada graviti bumi.*

- (ii) Determine the density and weight of the air if the tank was located on the Moon where the acceleration of gravity is one sixth that on the Earth.

*Dapatkan ketumpatan dan berat udara di dalam tangki di atas bulan yang mempunyai graviti satu perenam daripada graviti bumi.*

**(10 marks/markah)**

2. (a) Classify the gas flow according to the magnitude of the Mach number. Draw and describe about the implication of Mach number  $M=0$ ,  $M=0.5$  and  $M=2.0$  on the sound wave. Show that the semi-angle of the Mach cone ( $\mu$ ) is given by  $\sin \mu = 1/M$ .

*Kategorikan aliran gas berdasarkan kepada nilai nombor Mach. Lukis dan terangkan tentang implikasi nombor Mach  $M=0$ ,  $M=0.5$  and  $M=2.0$  terhadap gelombang bunyi. Tunjukkan bahawa separuh-sudut kon Mach ( $\mu$ ) boleh dituliskan sebagai  $\sin \mu = 1/M$ .*

**(10 marks/markah)**

- (b) An aircraft is flying at 80m/s at sea level where the temperature is  $20^{\circ}\text{C}$ , density is  $1.225\text{kg/m}^3$  and pressure is 1030.1mbar. Assuming  $R=287\text{ J/kgK}$  what Mach number is the aircraft flying? Air stagnates near the leading edge. Assuming isentropic compressible flow calculate the stagnation pressure. Assuming incompressible flow, use Bernoulli's equation to calculate the stagnation pressure. What is the difference in assuming incompressible flow at this Mach number and can it be used for compressible flow?

*Sebuah pesawat terbang pada 80m/s pada paras laut dengan suhu  $20^{\circ}\text{C}$ , ketumpatan  $1.225\text{kg/m}^3$  dan tekanan ialah 1030.1mbar. Dengan anggapan  $R=287\text{ J/kgK}$ , berapakah nombor Mach pesawat itu terbang? Udara tergenang berhampiran pinggir depan. Dengan anggapan aliran adalah boleh mampat dan isentropik, kirakan tekanan genangan. Dengan anggapan aliran adalah tidak boleh mampat, gunakan persamaan Bernoulli untuk mengira tekanan genangan. Apakah perbezaan dalam anggapan aliran tidak boleh mampat dan adakah kaedah ini boleh digunakan untuk aliran boleh mampat?*

**(15 marks/markah)**

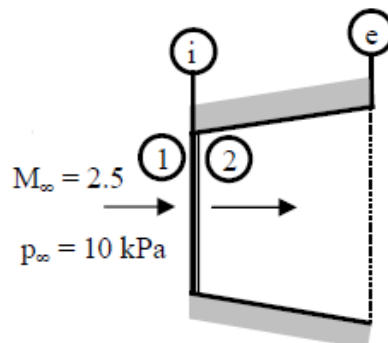
3. (a) A helium flow with a velocity of 2500 m/s and static temperature of 300 K undergoes a normal shock. Determine the helium velocity and the static and stagnation temperatures after the wave. Assume the helium to behave as a perfect gas with constant  $\gamma = 5/3$  and  $R = 2077 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ .

*Satu aliran helium dengan halaju 2500 m/s dan suhu statik 300K melalui gelombang kejutan normal. Cari halaju, suhu statik, dan suhu genangan helium selepas gelombang kejutan tersebut. Anggapkan helium berkelakuan seperti gas sempurna dengan  $\gamma = 5/3$  dan  $R = 2077 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ .*

(10 marks/markah)

- (b) A normal shock occurs at the inlet to a supersonic diffuser, as shown in **Figure 3**.  $A_e/A_i$  is equal to 3.0. Find  $M_e$ ,  $P_e$ , and the loss in stagnation pressure ( $P_{oi} - P_{oe}$ ).

*Sebuah gelombang kejutan normal berlaku pada salur masuk peresap supersonik seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah 3**.  $A_e/A_i$  adalah sama dengan 3.0. Cari  $M_e$ ,  $P_e$ , dan kehilangan dalam tekanan genangan ( $P_{oi} - P_{oe}$ ).*



**Figure 3(b)/Rajah 3(b)**

(15 marks/markah)

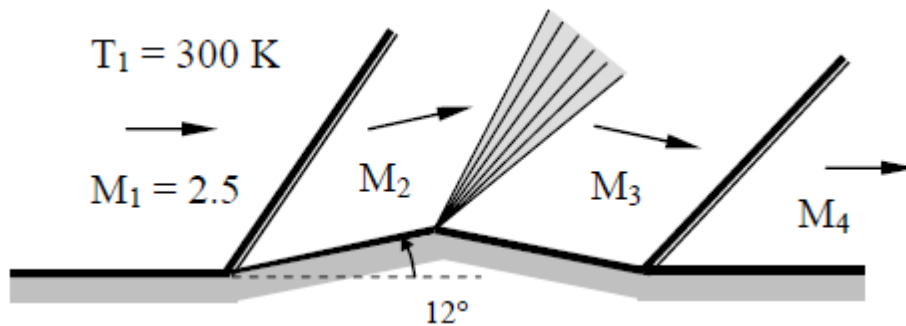
4. (a) A bullet is travelling at 800 m/s under an atmospheric condition. Draw and explain about the behavior of the flow around the bullet.

*Sebuah peluru bergerak pada 800 m/s dalam keadaan atmosfera. Lukis dan terangkan tentang kelakuan aliran di sekeliling peluru tersebut.*

**(10 marks/markah)**

- (b) For flow at Mach 2.5 and  $\gamma = 1.4$  over the symmetrical protrusion shown in **Figure 4(b)**, find  $M_2$ ,  $M_3$ ,  $M_4$ ,  $T_2$ ,  $T_3$ , and  $T_4$ .

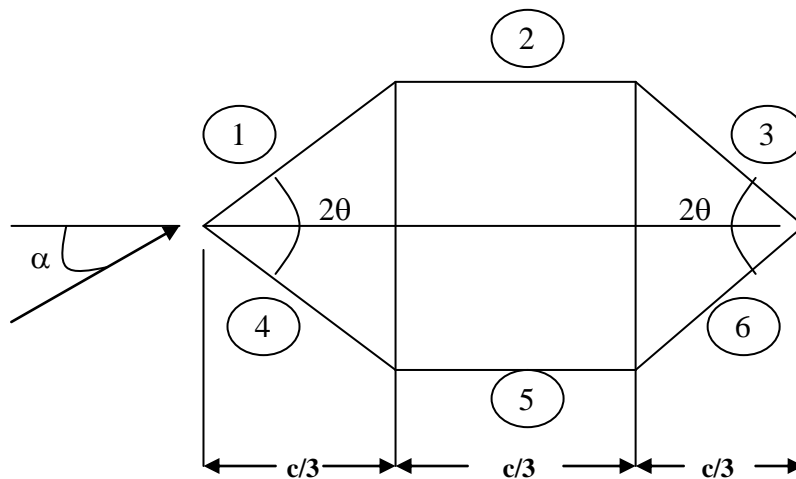
*Untuk aliran pada Mach 2.5 dan  $\gamma = 1.4$  di atas sebuah permukaan di **Rajah 4(b)**, cari  $M_2$ ,  $M_3$ ,  $M_4$ ,  $T_2$ ,  $T_3$ , dan  $T_4$ .*



**Figure 4(b)/Rajah 4(b)**

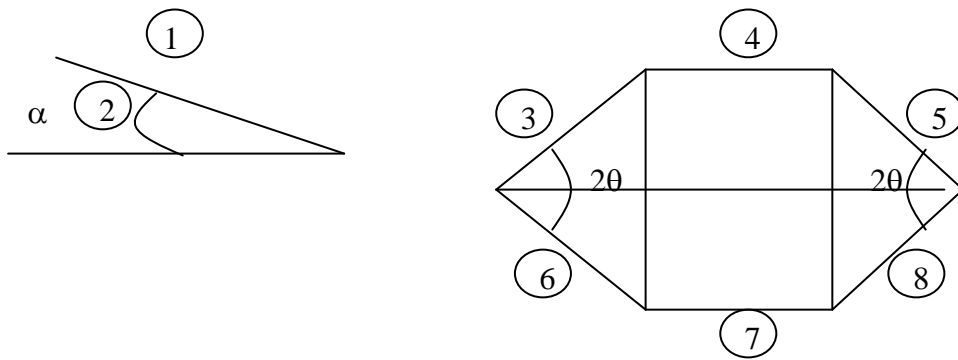
**(15 marks/markah)**

5.

**Figure 5(a)/Rajah 5(a)**

Sketch the supersonic flow past the aerofoil shown in **Figure 5(a)**, assuming  $\alpha > \theta$ . Mark all shock waves and expansion fans and draw streamlines above and below the aerofoil. Calculate the pressure coefficient on each of the six surfaces of the aerofoil using Ackeret's Theory  $C_p = 2\delta\beta$ , where  $\delta$  is the local slope and  $\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$ . Again assume  $\alpha > \theta$  but all angles are small. From our  $C_p$  values calculate the lift and drag coefficients,  $C_L$  and  $C_D$ . Check your answers by splitting the aerofoil into two components shown in **Figure 5(b)**. Write down the  $C_p$  values for all 8 surfaces and hence find  $C_L$  and  $C_D$ . Sketch the  $C_p$  distribution for the angles of incidence of  $0$ ,  $\theta$ , and  $2\theta$ . Plot negative  $C_p$ 's upwards.

Lakarkan aliran supersonik melepasi aerofoil seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah 5(a)**, anggapkan  $\alpha > \theta$ . Tandakan semua kejutan gelombang dan kipas pengembangan serta lukiskan garis arus atas dan bawah aerofoil. Kirakan pemalar tekanan untuk kesemua 6 permukaan aerofoil tersebut dengan menggunakan Ackeret's Theory  $C_p = 2\delta\beta$ , di mana  $\delta$  adalah kecerunan tempatan, dan  $\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$ . Sekali lagi anggapkan  $\alpha > \theta$  tetapi semua sudut tersebut adalah kecil. Daripada nilai  $C_p$ , kirakan pemalar daya angkat dan seretan  $C_L$  dan  $C_D$ . Periksa keputusan kiraan anda dengan membahagikan aerofoil kepada 2 komponen seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah 5(b)**. Tuliskan untuk semua 8 permukaan aerofoil dan kemudian carikan  $C_L$  and  $C_D$ . Lakarkan taburan  $C_p$  untuk sudut serangan  $0$ ,  $\theta$ , and  $2\theta$ . Plotkan nilai  $C_p$  yang negatif ke atas.



**Figure 5(b)/Rajah 5(b)**

**(25 marks/markah)**

~ooo000ooo~