
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

First Semester Examination
2008/2009 Academic Session
*Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2008/2009*

November 2008
November 2008

ESA 341/3 – Gasdinamik
Gasdynamics

Duration : 3 hours
[Masa : 3 jam]

INSTRUCTION TO CANDIDATES

ARAHAN KEPADA CALON

Please ensure that this paper contains **EIGHT (8)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin examination.

*Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **LAPAN (8)** mukasurat bercetak dan **LIMA (5)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.*

Answer **FOUR** questions.

*Jawab **EMPAT** soalan.*

Student may answer the questions either in English or Bahasa Malaysia.

Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris atau Bahasa Malaysia.

Each questions must begin from a new page.

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.

Isentropic Normal Shock Wave, Oblique Shock Wave, Fanno Flow and Rayleigh Flow Tables will be given during the examination day.

Jadual Isentropi Gelombang Kejut Normal, Gelombang Kejut Serong, Aliran Fanno dan Aliran Rayleigh akan diberikan pada hari peperiksaan.

1. (a) Derive an equation for speed of sound from the perfect gas relation.

Terbitkan persamaan untuk kelajuan bunyi daripada hubungan gas sempurna.

(5 marks/markah)

- (b) Helium at 35°C is flowing at a Mach number of 1.5. (i) Find the velocity and determine the local Mach angle (ii) Determine the velocity of air at 40°C to produce a Mach angle of 38°. $R' = 8314 \text{ N.m/kmol.K}$, $M = 4003$.

Pada suhu 35°C, Helium mengalir pada nombor Mach 1.5. (i) Cari halaju dan tentukan sudut Mach tempatan. (ii) Tentukan halaju udara pada suhu 40°C untuk menghasilkan sudut Mach pada 38°. $R' = 8314 \text{ N.m/kmol.K}$, $M = 4003$.

(8 marks/markah)

- (c) A converging-diverging nozzle is designed to operate isentropically with air at an exit Mach number of 1.75. For a constant chamber pressure and temperature of 5MPa and 200°C, respectively, calculate the following:

Muncung tumpu-capah direkabentuk untuk beroperasi secara seentropi dengan udara di pintu keluar ialah nombor Mach 1.75. Tekanan tetap pada kebuk ialah 5 MPa dan suhu 200°C, kira yang berikut:

- i. Maximum back pressure to choke nozzle

Tekanan belakang yang maksimum untuk cekik muncung

- ii. Flow rate in kilograms per second for a back pressure of 101 kPa

Kadar aliran dalam kilogram per saat untuk tekanan belakang pada 101 kPa

- iii. Flow rate for a back pressure of 1 MPa Nozzle exit area is 0.12 m²

Kadar aliran untuk tekanan belakang sebanyak 1 MPa, kawasan pintu keluar muncung ialah 0.12 m²

(12 marks/markah)

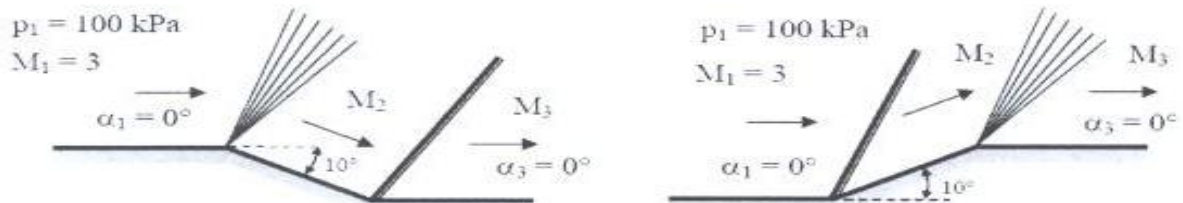
2. (a) Describe and draw two physical phenomena associated with the oblique shock wave.

Terangkan dan lukiskan dua fenomena fizikal yang dikaitkan dengan kejutan gelombang serong.

(7 marks/markah)

- (b) A uniform supersonic flow of a perfect gas with $\gamma = 1.4$, Mach number 3.0 and an upstream static pressure of 100kPa flows over a geometry as shown in **Figure Q2(b)**. Determine the downstream static pressure for both profiles.

*Aliran superbunyi yang sekata untuk gas yang sempurna dengan $\gamma = 1.4$, nombor Mach 3.0 dan tekanan statik di hulu 100 kPa mengalir di atas geometri seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah S2(b)**. Tentukan tekanan statik untuk kedua-dua susuk.*



(a) Expansion Fan-Oblique Shock Geometry (b) Oblique Shock-Expansion Fan Geometry

(18 marks/markah)

Figure Q2(b)/Rajah S2(b)

3. (a) A supersonic inlet (refer **Figure Q3(a)**) is to be designed to handle air ($\gamma = 1.4$, $R = 287 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$) at Mach 1.75 with static pressure and temperature of 50 kPa and 250 K. Determine the diffuser inlet area A if the device is to handle 10 kg/s of air.

*Salur masuk superbunyi (rujuk **Rajah S3(a)**) direka cipta untuk mengawal udara udara ($\gamma = 1.4$, $R = 287 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$) pada Mach 1.75 dengan tekanan statik 50 kPa dan suhu 250 K. Tentukan kawasan peresap salur masuk A_i jika alat tersebut untuk mengawal udara sebanyak 10 kg/s.*

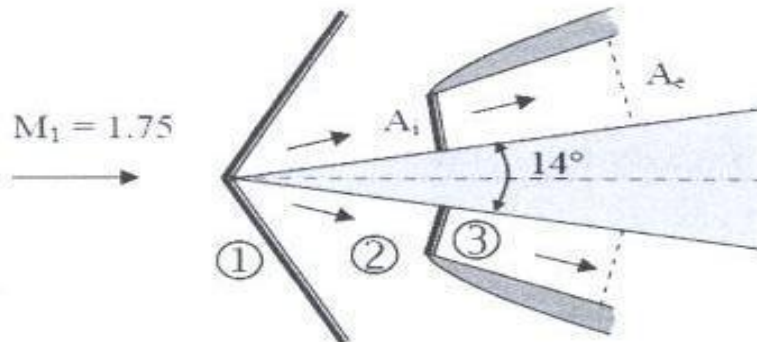


Figure Q3(a)/Rajah S3(a)

(10 marks/markah)

- (b) A constant-area duct, 25 cm in length by 1.3 cm in diameter, is connected to an air reservoir through a converging nozzle, as shown in **Figure Q3(b)**. For a constant reservoir pressure of 1 MPa and constant reservoir temperature of 600 K, determine the flow rate through the duct for a back pressure of 101 kPa. Assume adiabatic flow in the tube with $f = 0.023$.

*Sebuah salur dengan kawasan yang seragam, dengan kepanjangan 25 m dan diameter 1.3 cm, bersambung kepada takungan udara melalui muncung capah, seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah S3(b)**. Untuk tekanan takungan seragam pada 1 MPa dan suhu takungan seragam pada 600 K, tentukan kadar aliran melalui salur untuk tekanan belakang pada 101 kPa. Andaikan aliran adiabatik di dalam tiub dengan $f = 0.023$.*

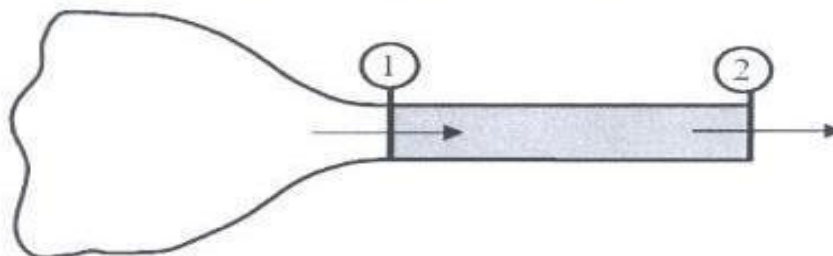


Figure Q3(b)/Rajah S3(b)

(15 marks/markah)

4. (a) A bullet traveling at Mach 2.0 passes by a man, coming within 5 m of the man at its closest. How far beyond the man is the bullet before he hears it (refer **Figure Q4(a)**)?

*Sebutir peluru bergerak pada kelajuan Mach 2.0 melalui disamping seorang lelaki. Kedudukan terdekat antara peluru dan lelaki tersebut ialah 5 m. Berapakah jauh peluru tersebut daripada lelaki itu sebelum dia mula mendengar bunyi peluru tersebut? (Rujuk **Rajah S4(a)**).*

(5 marks/markah)

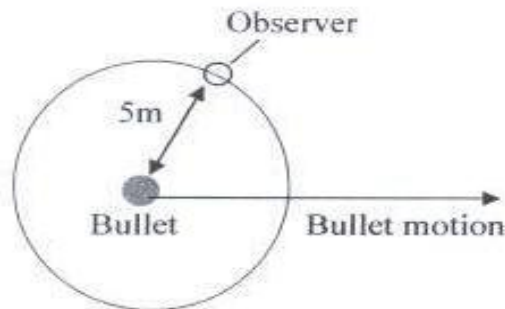


Figure Q4(a)/Rajah S4(a)

- (b) Air ($\gamma = 1.4$, $R = 0.287 \text{ kJ/kg}\cdot\text{K}$ and $c_p = 1.004 \text{ kJ/kg}\cdot\text{K}$) flows in a constant-area duct of diameter 1.5 cm with a velocity of 100 m/s, static temperature of 320 K, and static pressure of 200 kPa. Determine the rate of heat input to the flow necessary to choke the duct. Assume Rayleigh line flow; express your answer in kilowatts. Assume the air to behave as a perfect gas with constant specific heats.

Udara ($\gamma = 1.4$, $R = 0.287 \text{ kJ/kg}\cdot\text{K}$ dan $c_p = 1.004 \text{ kJ/kg}\cdot\text{K}$) mengalir dalam kawasan seragam salur dengan diameter 1.5 cm dengan halaju 100 m/s, suhu statik pada 320 K dan tekanan statik pada 200 kPa. Tentukan kadar kemasukan haba kepada aliran yang diperlukan supaya salur tercekik. Andaikan aliran garisan Rayleigh; tunjukkan jawapan dalam kilowatts. Andaikan udara adalah gas sempurna dengan haba tentu yang seragam.

(10 marks/markah)

- (c) Consider the double wedge intake shown in **Figure Q4(c)**:
 Compression occurs through two oblique shock wave and finally through a normal shock wave. Station (4) is immediately behind the normal shock.

Sila lihat Rajah S4(c):

Pemampatan berlaku akibat daripada 2 gelombang kejutan serong dan satu gelombang kejutan normal. Stesen 4 berada selepas gelombang normal.

Calculate the total pressure ratio P_{04}/P_1 .

Kirakan nilai nisbah tekanan genangan P_{04}/P_1 .

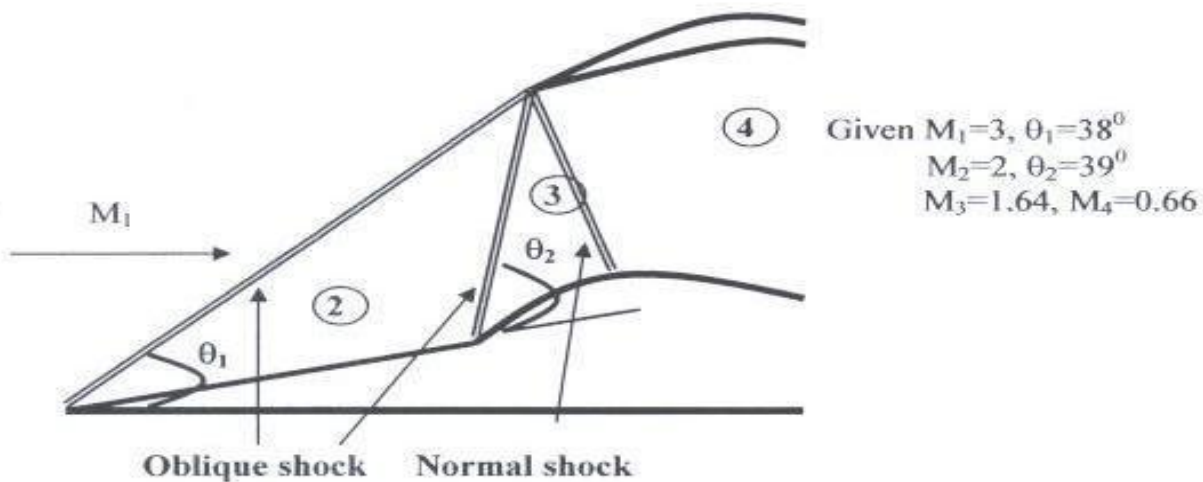


Figure Q4(c)/Rajah S4(c)

(10 marks/markah)

5. Sketch the supersonic flow past the aerofoil shown in **Figure Q5**, 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 δ 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 .

Lakarkan aliran superbunyi melepasi aerofoil seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah S5**, andaikan $\alpha > \theta$. Tandakan semua gelombang kejutan dan kipas-kipas pengembangan dan lukiskan garisan-garisan arus di atas dan di bawah aerofoil. Kirakan pekali tekanan pada setiap 6 permukaan pada aerofoil menggunakan teori Ackeret $C_p = 2\delta\beta$, di mana δ ialah cerun tempatan dan $\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$. Sekali lagi, andaikan $\alpha > \theta$ tetapi semua sudut adalah kecil. Dari nilai C_p , kirakan pekali untuk daya angkat dan seretan, C_L dan C_D .

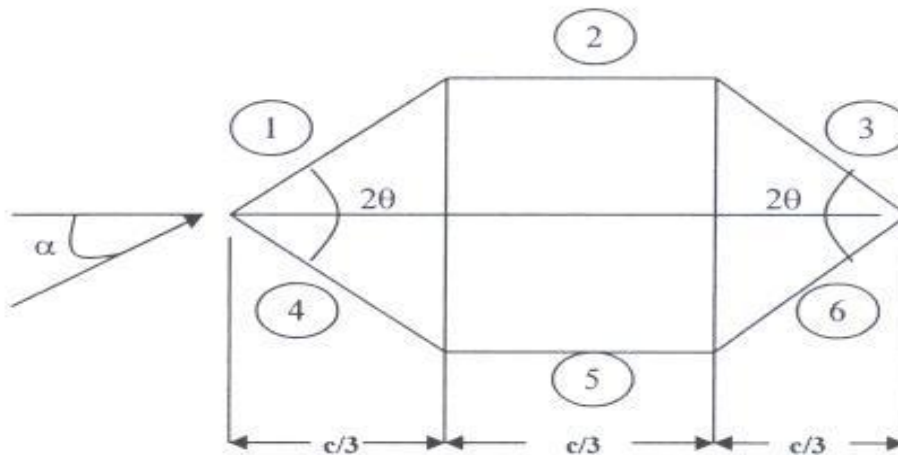
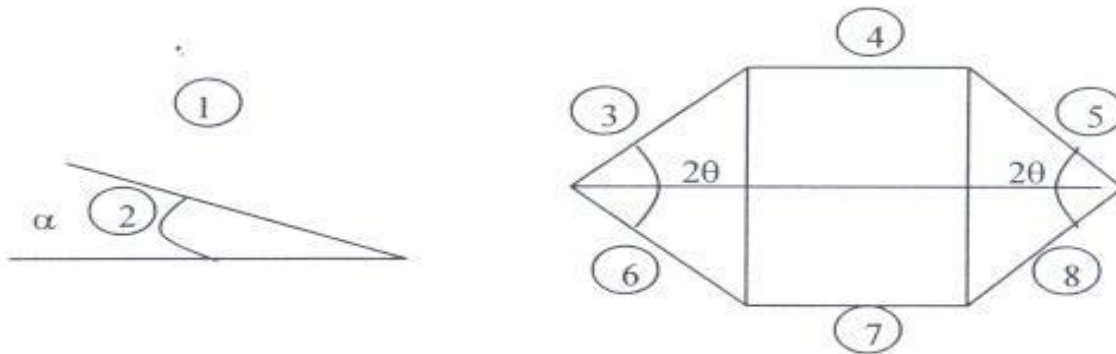


Figure Q5/Rajah Q5

Check your answers by splitting the aerofoil into two components shown below:

Periksa jawaban anda dengan membahagikan aerofoil kepada 2 komponen seperti yang ditunjukkan di bawah:



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 , θ , and 2θ . Plot negative C_p 's upwards. (LO4)

Tulis nilai C_p untuk semua 8 permukaan dan seterusnya cari C_L dan C_D . Lakarkan agihan C_p untuk sudut tuju pada 0 , θ , dan 2θ . Plotkan C_p yang negatif ke atas.

(25 marks/markah)