

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

**Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2002/2003**

September 2002

ESA 341/3 – Gasdinamik

Masa : [3 Jam]

ARAHAN KEPADA CALON :

1. Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi **(10) SEPULUH** mukasurat bercetak dan **(6) ENAM** soalan.
2. Anda dikehendaki menjawab **(5) LIMA** soalan sahaja.
3. Agihan markah bagi setiap soalan diberikan di sut sebelah kanan.
4. Satu soalan **wajib** dijawab dalam Bahasa Melayu.
5. Mesin kira bukan yang boleh diprogram boleh digunakan.
6. Buku rumus disediakan.

- 1 (a) Udara mengalir secara isentropik dan berdimensi satu melalui muncung dengan luas inlet 10 cm^2 . Ketika melalui saluran masuk, udara mempunyai kecepatan 80 m/sec , suhu $T 28^\circ\text{C}$, tekanan static 700 Kpa . Manakala ketika keluar dari muncung, aliran ini mempunyai kecepatan supersonik dan tekanan static 250 Kpa .

An isentropic – one dimensional flow pass through nozzle with inlet area 10 cm^2 . Flow condition at the inlet station : flow velocity 80 m/sec , temperature $T 28^\circ\text{C}$, static pressure 700 Kpa . If at the exit station of the nozzle the flow is supersonic and static pressure is 250 Kpa .

Tentukan:

Determine:

- (i) Kadar aliran jisim
Rate of mass flow **(2 markah/marks)**
- (ii) Halaju aliran ketika keluar dari muncung
Flow velocity at exit station of the nozzle **(2 markah/marks)**
- (iii) Laju bunyi dan nombor Mach pada stesen keluar muncung
Speed of sound and the Mach number at exit station **(2 markah/marks)**
- (iv) Keluasan leher muncung
Throat area of the nozzle **(2 markah/marks)**
- (v) Tekanan kritikal pada leher muncung
Critical pressure of the nozzle **(2 markah/marks)**
- (b) Dalam aliran yang mengalir secara isentropik, hasil pengukuran yang ditunjukkan pada suatu titik tertentu adalah halaju aliran 600 m/sec , tekanan statik 70 Kpa dan suhu 5°C . Jika pada titik lain tekanan statik aliran ialah 30 Kpa ,
The flow is flowing isentropic ally at certain point the measurement result shows that the flow velocity is 600 m/sec , static pressure is 70 Kpa and temperature is 5°C . If at another point, the flow static pressure is 30 Kpa ,

- 3 -

- (i) Tentukan suhu tekanan dan Nombor Mach di titik tersebut.
Determine the temperature and Mach Number at that point.
(4 markah/marks)
- (ii) Terangkan apakah yang dimaksudkan dengan sifat-sifat aliran genangan.
Explain what does it mean by the stagnation flow properties.
(3 markah/marks)
- (iii) Terangkan apakah yang dimaksudkan dengan aliran isentropik
Explain what does it means an isentropic flow
(3 markah/marks)
2. (a) Udara dari suatu takungan mengalir melalui muncung tumpu-capah. Takungan itu mempunyai tekanan 1000 Kpa dan suhu 30° C. Pada sebarang bahagian muncung tekanan statik aliran turun menjadi 25 Kpa dan selanjutnya terbentuk gelombang kejutan. Tentukan nilai sifat-sifat aliran dibelakang gelombang kejutan bagi:
The air from the reservoir pass through convergent –divergent nozzle. The reservoir conditions with pressure 1000 Kpa and temperaturte 30° C. At any section the static pressure reach 25 Kpa and followed by the presence of shock wave. Determine the value of flow properties straightly behind the shock wave for :
- (i) Tekanan statik **(2 markah/marks)**
Pressure static
- (ii) Suhu statik **(2 markah/marks)**
Temperature static
- (iii) Tekanan genangan **(2 markah/marks)**
Stagnation pressure
- (iv) Perubahan entropi **(2 markah/marks)**
Change of entropy
- (v) Kekuatan kejutan **(2 markah/marks)**
The strength of shock

...4/

- (b) Tunjukkan bahawa dengan menggunakan persamaan momentum perhubungan diantara tekanan P_1 sebelum kejutan dan tekanan P_2 sesudah kejutan dalam sebutan nombor Mach boleh dituliskan sebagai.
Show that using the momentum equations, the relations ship between static pressure upstream P_1 and down stream P_2 in term of Mach number can be written as :

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{(1 + \gamma M_1^2)}{(1 + \gamma M_2^2)}$$

(5 markah/marks)

- (c) Tunjukkan bahawa dengan menggunakan persamaan tenaga untuk gelombang kejutan biasa, perhubungan diantara laju suara didepan a_1 dan dibelakang gelombang kejutan a_2 dalam sebutan nombor Mach boleh dituliskan sebagai :
Show that using the energy equations, the relations ship between speed of sound in front a_1 and behind a normal shock wave a_2 in term of Mach number can be written as :

$$\frac{a_1}{a_2} = \left(\frac{2 + (\gamma - 1) M_1^2}{2 + (\gamma - 1) M_2^2} \right)$$

(5 markah/marks)

3. (a) Udara mengalir melalui salur dengan keluasan malar. Tekanan dan suhu ketika masuk saluran adalah masing-masingnya 100 Kpa dan 10° C .Nombor Mach ialah 2.8. Geseran dinding diabaikan dan tiada gelombang kejutan. Jika perpindahan haba terjadi dan ketika aliran keluar saluran dengan Nombor Mach menghampiri $M = 1.3$,
The air is flowing through out a constant area duct. At inlet station , the static pressure and temperature are respectively 100 Kpa and 10° C. The Mach number is 2.8. The friction wall is ignored and no shock wave. If the heat transfer take place and the exit Mach number reach $M = 1.3$,

Tentukan:
 Determine:

...5/

- 5 -

- (i) Suhu dan tekanan ketika keluar **(2 markah/marks)**
Temperature and pressure at exit station
- (ii) Kadar aliran jisim **(2 markah/marks)**
Rate of mass flow
- (iii) Kadar perpindahan haba **(2 markah/marks)**
Rate of heat transfer
- (iv) Dengan menggunakan persamaan momentum, persamaan keselajaran, gas unggul dan definisi laju suara, tunjukkan bahawa perhubungan untuk aliran Rayleigh ini diantara suhu T_1 dan T_2 boleh dituliskan sebagai:
Using the momentum equation, continuity equation, ideal gas and speed of sound definitions shows that the relationship for this Rayleigh Flow for the temperature T_1 and T_2 can be written as :

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{M_2^2 (1 + \gamma M_1^2)^2}{M_1^2 (1 + \gamma M_2^2)}$$

(4 markah/marks)

- (b) Udara mengalir melalui salur masuk dengan keluasan malar pada nombor Mach 0.15, tekanan statik 200 Kpa dan suhu statik 20° C. Haba di tambahkan pada saluran itu dengan kadar 60 KJ/kg daripada udara. Anggapkan tidak ada kesan geseran dan udara bersifat sebagai gas unggul.
Air pass through a constant area duct at inlet station the Mach number 0.15, pressure 200 Kpa and static temperature 20° C. Heat is added to the air that flows through the duct at rate of 60 KJ/kg of air. Assume no friction effect and the air behaves as a perfect gas.

Tentukan pada saluran keluar:
Determines at the exit station :

- (i) Kadar aliran jisim **(3 markah/marks)**
Rate of mass flow

...6/

- 6 -

- (ii) Nombor Mach dan tekanan statik.
Mach Number and static pressure **(3 markah/marks)**
- (iii) Perubahan entropi yang terjadi diantara salur masuk dan keluar.
Change of entropy between inlet and exit stations. **(2 markah/marks)**
- (iv) Kadar perpindahan haba jika pada saluran keluar itu disengkang.
Rate of heat transfer if the exist station is choked. **(2 markah/marks)**

4. (a) Aliran keluar melalui salur dengan garis pusat 0.3m dan kadar aliran jisim 1000 m^3 pada suhu dan tekanan statik masing-masingnya 20°C dan 150 Kpa. Jika panjang salur ialah 10m dan dianggapkan bahawa pekali geseran $f = 0.005$.
Flow pass through duct of diameter 0.3 with rate of mass flow 1000 m^3 at a pressure and temperature static of 150 Kpa and 20°C . The length of the duct is 10 m and assuming that the friction coefficient $f = 0.005$.

Tentukan:
Determine:

- (i) Bilangan Mach pada saluran keluar
Mach Number at exit station **(2 markah/marks)**
- (ii) Tekanan statik
Static pressure **(2 markah/marks)**
- (iii) Suhu statik
Static temperature **(2 markah/marks)**
- (iv) Halaju pada saluran keluar
Velocity at exit station **(2 markah/marks)**

...7/

- 7 -

- (b) Udara mengalir melalui salur yang panjangnya 12m dengan keluasan malar dan mempunyai garis pusat 25mm. Pada salur masuk, halaju udara ialah 80 m/saat, tekanan statik ialah 350 Kpa dan suhu statik 50°C. Jika pekali geseran $f = 0.005$.

Air flow through out a constant area duct of diameter 25 mm and long duct is 12 m. At the inlet the air velocity is 80 m/sec, the static pressure is 350 Kpa and the static temperature is 50^o C. If friction wall coefficient is 0.005.

Tentukan:

Determine:

- (i) Tekanan statik dan suhu statik pada bahagian keluar
Static pressure and static temperature at exit station
(2 markah/marks)
- (ii) Laju bunyi pada bahagian keluar.
Speed of sound at exit station
(2 markah/marks)
- (iii) Kadar aliran jisim
Rate of mass flow
(2 markah/marks)

- (c) Aliran udara mengalir dari suatu takungan besar melalui muncung tumpu-capah masuk ke dalam paip yang panjangnya ialah 3.5m dan mempunyai garis pusat 0.3m. Keadaan takungan ketika aliran masuk ke paip adalah pada Nombor Mach 2 dan tekanan 101.3Kpa. Pekali geseran $f = 0.005$.

Air flows from a large reservoir through a convergent-divergent nozzle into a 0.3m diameter pipe with a length of 3.5m. The condition in the reservoir are such that the Mach Number and the static pressure at the inlet to the pipe are 2 and 101.3 Kpa. The friction coefficient $f = 0.005$.

Tentukan:

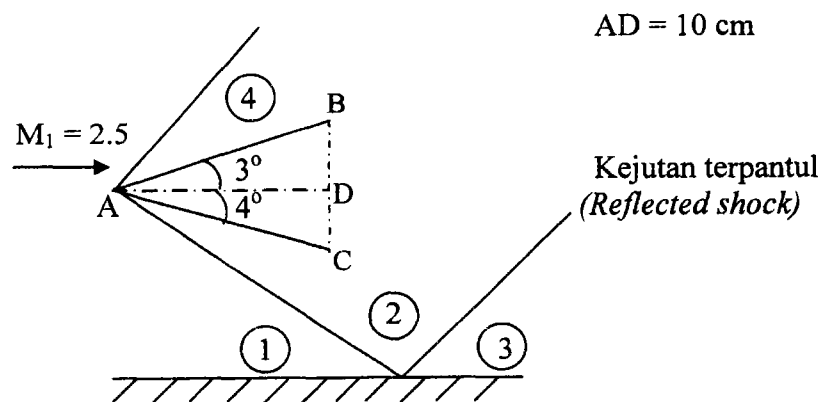
Determine:

- (i) Jika tanpa kejutan, dapatkan Nombor Mach M dan tekanan pada bahagian keluar paip.
If no shock occur, find The Mach Number M and pressure at the exit of the pipe
(3 markah/marks)

...8/

- (ii) Jika gelombang kejutan biasa terjadi pada bahagian keluar muncung, tentukan tekanan statik pada bahagian keluar paip.
If there is a normal shock wave at the exit of the nozzle, determine the static pressure at the exit of the pipe
(3 markah/marks)

5. Suatu aliran supersonik melalui baji pada Nombor Mach 2.5 dan tekanan statik adalah 60 Kpa dan suhu statik ialah -20° seperti dalam gambarajah di bawah:
The supersonic flows pass through the wedge at Mach Number 2.5 and static pressure is 60 Kpa and static temperature is -20° C as shown in the figure below:



Tentukan:
Determine:

- (a) Tekanan statik P_2 dan nombor Mach M_2
Static pressure P_2 and Mach Number M_2
(5 markah/marks)
- (b) Suhu statik T_3 dan Nombor Mach M_3
Static temperature T_3 and Mach Number M_3
(5 markah/marks)
- (c) Nombor Mach M_4 dan tekanan statik P_4
The Mach number M_4 and static pressure P_4
(5 markah/marks)

- (d) Daya angkat dan daya seret yang disebabkan oleh taburan tekanan disepanjang permukaan baji.
Lift and drag force due to pressure distribution over wedge surfaces
(5 markah/marks)

6. Aliran supersonik melalui baji kerajang udara dengan data geometri seperti di paparkan dalam gambarajah dibawah. Halaju aliran adalah pada nombor Mach 2.6 dan tekanan statik 40 Kpa.
The supersonic flow pass through the wedge shaped airfoil with geometry data as depicted in the figure bellow. The incoming velocity at Mach Number 2.6 and static pressure 40 Kpa.

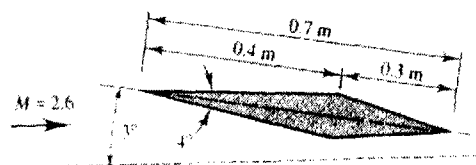


FIGURE E7.5a

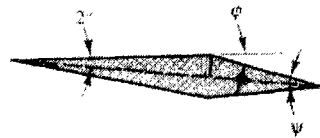


FIGURE E7.5b

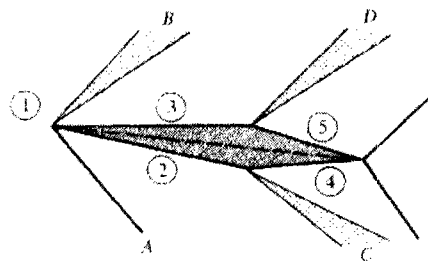


FIGURE E7.5c

Tentukan:

Determine:

- (a) Tekanan P_2 dan nombor Mach M_2
Pressure P_2 and Mach number M_2 **(4 markah/marks)**

- (b) Tekanan P_3 dan nombor Mach M_3
Pressure P_3 and Mach number M_3 **(4 markah/marks)**

- (c) Tekanan P_4 dan nombor Mach M_4
Pressure P_4 and Mach number M_4 **(3 markah/marks)**

- (d) Tekanan P_5 dan nombor Mach M_5
Pressure P_5 and Mach number M_5 **(3 markah/marks)**

- (e) Daya angkat dan daya seret
Lift Force and drag Force **(6 markah/marks)**

ooo000ooo