

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination  
2009/2010 Academic Session

April/Mei 2010

**ESA 344/2 – Propulsion Systems**  
*Sistem Dorongan*

Duration : 2 hours  
[Masa : 2 jam]

---

**INSTRUCTION TO CANDIDATES**  
**ARAHAN KEPADA CALON**

Please ensure that this paper contains **SIX (6)** printed pages and **FOUR (4)** questions before you begin examination.

*Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **ENAM (6)** mukasurat bercetak dan **EMPAT (4)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.*

Answer **ALL** questions.

*Jawab **SEMUA** soalan.*

Student may answer the questions either in English or Bahasa Malaysia but not both.

*Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris atau Bahasa Malaysia tetapi bukan kedua-duanya sekali.*

Each question must begin from a new page.

*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 kertas soalan, versi Bahasa Inggeris hendaklah digunapakai.*

1. Briefly answer the following in two or three sentences.

*Secara ringkas, jawab soalan-soalan di bawah dengan dua ataupun tiga ayat.*

- (a) Explain why an axial compressor on a jet engine has a “start-up” problem, and list one way to solve this problem

*Terangkan mengapa pemampat paksi dalam enjin jet menghadapi masalah permulaan dan jelaskan satu cara untuk mengatasi masalah ini*

**(10 marks/markah)**

- (b) Why is the rotor blade in the tenth stage of an axial compressor shorter than a blade in the first stage?

*Mengapa bilah pemutar pada peringkat kesepuluh dalam pemampat paksi lebih pendek daripada bilah yang terletak pada peringkat pertama?*

**(10 marks/markah)**

- (c) Fuel and air burn adiabatically in a constant pressure, steady flow and no work is done. The temperature of the products out of the combustor is greater than the temperature of reactants into the combustor. Is the enthalpy of products greater than the enthalpy of reactants? Explain.

*Minyak dan udara terbakar secara adiabatik dalam keadaan tekanan tetap, aliran mantap dan tiada kerja dilakukan. Suhu produk lebih tinggi daripada suhu bahan tindak balas. Adakah entalpi produk lebih daripada entalpi bahan tindak balas? Terangkan.*

**(10 marks/markah)**

2. (a) By the help of diagram, explain briefly the term of reversible and irreversible processes.

*Dengan bantuan gambarajah, terangkan secara ringkas sebutan bagi proses boleh balik dan tak boleh balik*

**(10 marks/markah)**

- (b) For an ideal Brayton cycle the heat supply and heat rejection processes occur reversibly at constant pressure. Show that the work ratio for the Brayton cycle is given by

*Bagi sebuah kitar unggul Brayton proses bagi haba terbekal dan haba dikeluarkan berlaku secara boleh balik pada tekanan malar. Tunjukkan bahawa nisbah kerja bagi kitar Brayton diberikan sebagai:*

$$\text{Work\_Ratio / Nisbah\_Kerja} = 1 - \frac{T_1}{T_3} r_p^{(\gamma-1)/\gamma}$$

Where:

*Di sini:*

$r_p$  is the pressure ratio of the cycle

*$r_p$  adalah nisbah tekanan bagi kitar is the pressure ratio of the cycle*

$T_1$  is the inlet temperature at the compressor

*$T_1$  adalah suhu di salur masuk pemampat*

$T_3$  is the maximum temperature

*$T_3$  adalah suhu maksimum*

**(10 marks/markah)**

- (c) An aircraft engine operates on gasoline cycle has a compression ratio of 8. Air is at 27°C and 101kPa at the beginning of the compression process. The maximum temperature of the cycle is 1400°C. Take  $C_p$  for air as 1.005kJ/kgK and for the exhaust gas  $C_p = 0.850$ kJ/kgK. The specific heat ratio  $\gamma_{\text{air}} = 1.4$  and for exhaust gas  $\gamma_{\text{gas}} = 1.33$ . Determine the efficiency of the cycle.

*Sebuah enjin pesawat beroperasi dengan kitar gasoline mempunyai nisbah mampatan 8. Udara pada 27°C dan 101kPa pada permulaan proses mampatan. Suhu maksimum kitar adalah 1400°C. Ambil  $C_p$  bagi udara sebagai 1.005kJ/kgK dan bagi ekzos  $C_p = 0.850$ kJ/kgK. Nisbah haba tentu  $\gamma_{\text{air}} = 1.4$  dan bagi gas ekzos  $\gamma_{\text{gas}} = 1.33$ .*

**(10 marks/markah)**

3. A small turbojet engine for a business jet has the following characteristics:

*Sebuah turbojet untuk pesawat bisnis mempunyai ciri-ciri berikut:*

$$\eta_d = 0.92 \text{ (inlet diffuser efficiency)}$$

*(kecekapan serokan peresap)*

$$\eta_c = 0.86 \text{ (compressor adiabatic efficiency)}$$

*(kecekapan pemampat adiabatik)*

$$\pi_b = 0.97 \text{ (combustor stagnation pressure ratio)}$$

*(nisbah jumlah tekanan dalam tempat pembakaran)*

$$\eta_b = 0.99 \text{ (combustor efficiency)}$$

*(kecekapan tempat pembakaran)*

$$\eta_t = 0.91 \text{ (turbine adiabatic efficiency)}$$

*(kecekapan turbin adiabatik)*

$$\eta_n = 0.99 \text{ (nozzle adiabatic efficiency)}$$

*(kecekapan muncung adiabatik)*

The heating value of fuel (JP-4) is 43,400 kJ/kg. The engine is to be tested at static, sea level conditions ( $T=288 \text{ K}$ ,  $P=101,300 \text{ Pa}$ ) where its air mass flow rate is 5 kg/s. The nozzle is converging type and the turbine inlet gas temperature is 1400 K. Assume  $C_p=1.005 \text{ J/(kg-K)}$  and  $\gamma=1.4$  for the entire engine. If the compressor ratio is 6:1, calculate the following

*Nilai pemanasan minyak JP-4 adalah 43,400 kJ/kg. Enjin di atas diuji dalam keadaan static pada aras laut ( $T=288 \text{ K}$ ,  $P=101,300 \text{ Pa}$ ) dan mempunyai kadar aliran jisim 5 kg/s. Muncung enjin adalah jenis muncung tertumpu dan turbin serokan mempunyai suhu 1400 K. Andaikan  $C_p=1.005 \text{ J/(kg-K)}$  dan  $\gamma=1.4$  untuk keseluruhan enjin dan nisbah pemampat adalah 6:1. Tentukan perkara-perkara berikut*

- (a) The exhaust velocity and the optimum cruising speed of the jet.

*Halaju exzos dan halaju pesawat yang optima.*

**(20 marks/markah)**

- (b) The total engine thrust.

*Jumlah daya tujahan enjin.*

**(5 marks/markah)**

(c) TSFC in kg/kN-s

*TSFC dalam kg/kN-s*

**(5 marks/markah)**

4. The solid propellant rocket in **Figure 1** is designed to be an endburner-the propellant burns at the right end of the propellant and burns toward the left. The velocity at which the burning surface moves to the left (in m/s) is  $r$ ,

*Propelan pejal roket dalam **Rajah 1** direkabentuk sebagai penunu akhir-propelan mula membakar pada hujung kanan dan menuju ke arah kiri. Halaju permukaan pembakaran (dalam m/s) ialah  $r$ ,*

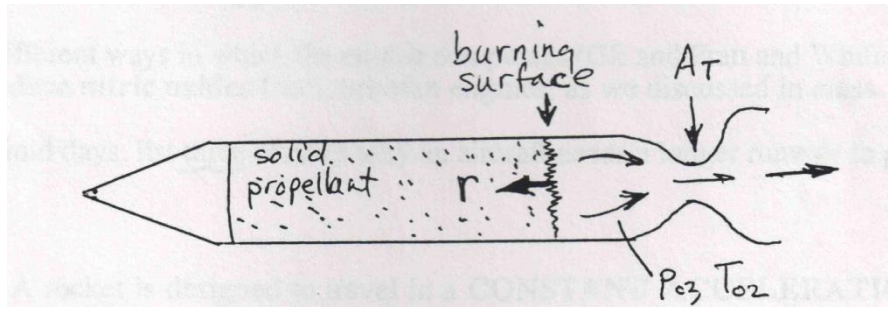
$$r = (0.012 \text{ m/s}) (P_{02}/1.0 \text{ MPa})^{1/2}$$

The propellant burning surface area is  $0.713 \text{ m}^2$  and the throat area ( $A_T$ ) is  $0.250 \text{ m}^2$ . The solid density is  $2000 \text{ kg/m}^3$ , the chamber stagnation temperature  $T_{02}$  is  $4000 \text{ K}$ . The gas that exits the nozzle has the same properties of air. The thrust coefficient  $C_T$  is  $1.5$ , and define it as thrust divided by  $(P_{02}A_T)$ . The stagnation pressure  $P_{02}$  is not given, you must calculate it.

*Luas permukaan propelan tersebut adalah  $0.713 \text{ m}^2$  dan luas permukaan tekak ( $A_T$ ) ialah  $0.250 \text{ m}^2$ . Ketumpatan pepejal adalah  $2000 \text{ kg/m}^3$ , jumlah suhu kebuk  $T_{02}$  ialah  $4000 \text{ K}$ . Gas yang keluar daripada muncung mempunyai keadaan yang sama dengan udara sekeliling. Kecekapan daya tujah  $C_T$  ialah  $1.5$ , dan anggap ia sebagai menentukannya sendiri.*

Calculate the thrust of the rocket in Newtons.

*Tentukan daya tujahan roket dalam Newton.*



**Figure1/Rajah 1**

**(30 marks/markah)**

- ooo000ooo-