
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2012/2013 Academic Session

June 2013

ESA 344/2 – Propulsion Systems
[Sistem Dorongan]

Duration : 2 hours
[Masa : 2 jam]

Please ensure that this paper contains **SIX (6)** printed pages and **THREE (3)** questions before you begin examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **ENAM (6)** muka surat bercetak dan **TIGA (3)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

Instruction : Answer **THREE (3)** questions.

Arahan : Jawab **TIGA (3)** soalan.

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

[Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris atau Bahasa Malaysia].

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 soalan peperiksaan, versi Bahasa Inggeris hendaklah diguna pakai].

Answer **ALL** questions.

Jawab **SEMUA** soalan

1. An aircraft flying at 15 km altitude at Mach 0.9 is propelled by a turbojet engine that has a compressor pressure ratio of 21:1. Assuming that there are no temperature or pressure changes in the intake, estimate the thermal efficiency, η_{th} for maximum work output if the engine operates as an ideal cycle. Refer to table 1 for the standard atmospheric properties at 15 km altitude.

Speed of sound, a (m/s)	Temperature, T (K)	Pressure, P (kPa)	Density, ρ (kg/m ³)	Absolute viscosity, μ (N.s/m ²)
295.1	216.7	12.11	0.195	1.42×10^{-5}

Table 1

(15 marks)

1. Sebuah pesawat yang terbang pada ketinggian 15 km pada kelajuan Mach 0.9 didorong oleh sebuah enjin jet turbo yang mempunyai nisbah tekanan pemampat 21:1. Dengan mengandaikan bahawa terdapat tiada perubahan suhu atau tekanan di dalam salur masuk enjin, anggarkan kecekapan haba, η_{th} untuk kerja maksimum yang dihasilkan jika enjin beroperasi sebagai kitaran unggul. Rujuk kepada jadual 1 untuk sifat-sifat atmosfera piawai pada ketinggian 15 km.

Kelajuan bunyi, a (m/s)	Suhu, T (K)	Tekanan, P (kPa)	Ketumpatan, ρ (kg/m ³)	Kelikatan mutlak, μ (N.s/m ²)
295.1	216.7	12.11	0.195	1.42×10^{-5}

Jadual 1

(15 markah)

2. An end burning solid rocket propelled missile is being designed to be launched from a canister. The missile must have a constant diameter to fit inside the canister properly. This means that both the thrust chamber and nozzle exit are designed to have a diameter of 25 cm. The rocket has the following properties:

Nozzle expansion ratio, $\varepsilon = 25.0$

Chamber pressure, $P_c = 10 \text{ MPa}$

Propellant properties:

$\rho = 2000 \text{ kg / m}^3$; $n = 0.75$; $k = 5$; $R = 280 \text{ J / (kg}\cdot\text{K)}$; $\gamma = 1.2$

- [a] Compute the burning rate of the propellant, r_b . **(5 marks)**
- [b] Compute the thrust chamber temperature, T_c . **(10 marks)**
- [c] Supersonic rockets are generally equipped with a conical nozzle so that the combustion gases are exhausted at a supersonic velocity. Briefly explain why a conical nozzle is necessary to achieve this. **(5 marks)**
- [d] Evaluate the effects of reducing the throat area, A^* of a solid propellant rocket on thrust. **(10 marks)**
- [e] Now consider rocket with the following properties:

Chamber Pressure, $P_c = 70 \text{ atm}$

Chamber Temperature, $T_c = 3300\text{K}$

Specific heat ratio of the gas, $\gamma = 1.2$

Molecular mass, $M = 18 \text{ g / mol}$; Universal gas constant, $R^\circ = 8.3145 \text{ J / (mole}\cdot\text{K)}$

Throat area, $A^* = 0.1 \text{ m}^2$

If the above-mentioned rocket with a fixed chamber pressure is taken, and its operating gas replaced with one, with half the molecular mass, evaluate the changes in thrust.

(10 marks)

2. Sebuah peluru berpandu bahan dorong pepejal pembakaran hujung direka bentuk untuk dilancarkan daripada kanister. Peluru berpandu mesti mempunyai diameter yang malar untuk dimuatkan ke dalam kanister dengan betul. Ini bermakna bahawa kebuk tujuh dan keluaran nozel direka untuk mempunyai diameter 25cm. Rocket tersebut mempunyai sifat-sifat berikut:

Nisbah luas pengembangan nozel, $\varepsilon = 25.0$

Tekanan kebuk tujuh, $P_c = 10 \text{ MPa}$

Sifat-sifat bahan rejang:

$\rho = 2000 \text{ kg/m}^3$; $n = 0.75$; $k = 5$; $R = 280 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$; $\gamma = 1.2$

- [a] Kirakan kadar pembakaran bahan api tersebut, r_b . **(5 markah)**
- [b] Kirakan suhu kebuk tujuh, T_c . **(10 markah)**
- [c] Rocket supersonik secara umumnya dilengkapi dengan muncung condi supaya gas hasil pembakaran disalurkan keluar pada kelajuan supersonik. Terangkan secara ringkas mengapa muncung condi diperlukan untuk mencapai matlamat ini. **(5 markah)**
- [d] Nilai kesan mengurangkan kawasan tekak, A^* roket dorongan pepejal pada tujahan. **(10 markah)**
- [e] Sekarang pertimbangkan sebuah roket dengan sifat-sifat berikut:

Tekanan kebuk tujuh, $P_c = 70 \text{ atm}$

Suhu kebuk tujuh, $T_c = 3300\text{K}$

Nisbah haba tentu gas, $\gamma = 1.2$

Jisim molekul, $M = 18 \text{ g/mol}$; Pemalar gas semesta, $R^\circ = 8.3145 \text{ J/(mole}\cdot\text{K)}$

Jika roket diatas dengan tekanan kebuk tujuh tetap diambil, dan gas operasinya digantikan dengan gas yang mempunyai separuh nilai jisim molekulnya, nilai perubahan dalam tujahan.

(10 markah)

3. An airplane propelled by a turboprop engine flies at 200 m/s at an altitude of 5 km. Air enters the intake at 4 kg/s and flows through the compressor and into the combustion chamber. Fuel is injected at 0.05 kg/s and ignited in the combustion chamber. The hot gases then flow through the high pressure turbine (HPT) and into the power turbine (also known as the low pressure turbine or LPT). In addition use the following data:

Total temperature (T_t) - 750 K (of hot gases flowing into the power turbine)

Total pressure (P_t) - 70 kPa (of hot gases flowing into the power turbine)

Power division of engine (ζ) - 80%

Exit velocity of exhaust gases - 275 m/s

Isentropic efficiency of power turbine (η_{LPT}) - 0.95

Mechanical efficiency of power turbine (η_{mech}) - 0.99

Propeller efficiency (η_{prop}) - 0.87

Propeller's gearbox efficiency (η_{gear}) - 0.98.

[Assume $c_{p,hot} = 1,150 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$].

- [a] Analyze the total thrust produced by the engine. **(15 marks)**
- [b] Define the equivalent power (EP). **(5 marks)**
- [c] Compute the power specific fuel consumption (PSFC). **(10 marks)**
- [d] Now consider a non-mixing turbofan engine, with a bypass ratio of 0.8, operates at sea-level static conditions on a test stand. Assume that the ratio of specific heats (γ_{cold}) for air is 1.4 and the constant pressure specific heats for air and the combustion gasses are $c_{p, cold} = 1,005 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$ and $c_{p, hot} = 1,150 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$. If the fan (LPC) provides a compression ratio of 15:1, determine the total temperature drop (ΔT_t) required across the low pressure turbine (LPT), if all the work it extracts is used to drive the fan. Given: Temperature at sea level, $T(K) = 288.2$. **(15 marks)**

3. Sebuah kapal terbang yang digerakkan oleh enjin turboprop terbang pada kelajuan 200 m/s pada ketinggian 5 km. Udara memasuki pengambil udara pada 4 kg/s dan aliran melalui pemampat dan ke dalam kebuk pembakaran. Bahan api disuntik pada 0.05 kg/s dan dinyalakan di dalam kebuk pembakaran. Gas-gas panas kemudiannya mengalir melalui turbin tekanan tinggi (HPT) dan terus ke dalam turbin kuasa (juga dikenali sebagai turbin tekanan rendah atau LPT). Di samping itu, gunakan data-data berikut:

Suhu seluruh (T_i) - 750 K

Tekanan seluruh (P_i) - 70 kPa

Pembahagian kuasa enjin (ξ) - 80%

Halaju keluaran gas ekzos - 275 m/s

Kecekapan seentropi turbin kuasa (η_{LPT}) - 0.95

Kecekapan mekanikal turbin kuasa (η_{mech}) - 0.99

Kecekapan bebaling (η_{prop}) - 0.87

Kecekapan kotak gear bebaling (η_{gear}) - 0.98.

[Andaikan $c_{p,hot} = 1,150 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$].

- [a] *Analiskan tujahan yang dihasilkan oleh enjin.* **(15 markah)**
- [b] *Tentukan kuasa yang setara (EP).* **(5 markah)**
- [c] *Kirakan penggunaan bahan api kuasa tertentu (PSFC).* **(10 markah)**
- [d] *Sekarang pertimbangkan sebuah enjin kipas turbo bukan campuran, dengan nisbah pirau sebanyak 0.8, dan beroperasi pada keadaan statik aras laut pada sebuah tempat ujian. Dengan anggapan bahawa nisbah haba spesifik (γ_{cold}) bagi udara adalah 1.4 dan haba spesifik tekanan malar bagi udara dan gas pembakaran adalah $c_{p,cold} = 1,005 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ dan $c_{p,hot} = 1,150 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$. Jika kipas (LPC) menyediakan nisbah mampatan 15:1, tentukan penurunan suhu keseluruhan (ΔT_i) yang diperlukan merentasi turbin tekanan rendah (LPT), jika semua kerja yang diekstrak digunakan untuk memacu kipas. Diberi: Suhu di paras laut, $T(K) = 288.2$.* **(15 markah)**

ooo000ooo