

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama  
Sidang Akademik 2003/2004  
*First Semester Examination  
2003/2004 Academic Session*

September/Oktober  
*September/October*

**ESA 342/3 – Sistem Dorongan**  
*(Propulsion Systems)*

Masa : 3 jam  
*Hour : [3 hours]*

---

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

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **LAPAN** mukasurat bercetak dan **LIMA** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan:

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

Jawab **SEMUA** soalan .  
*Answer **ALL** the questions .*

Calon boleh menjawab semua soalan dalam Bahasa Malaysia. Sekiranya calon ingin menjawab dalam Bahasa Inggeris, sekurang-kurangnya satu soalan perlu dijawab dalam Bahasa Malaysia.

*Student may answer all the questions in Bahasa Malaysia. If you want to answer in English, at least one question must be answered in Bahasa Malaysia.*

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.  
*Each questions must begin from a new page.*

- S1. [a] Suatu pesawat terbang memiliki persamaan pekali daya seret dalam bentuk  $\left(\frac{C_D}{C_L}\right) = 0.05 C_L - 0.008 + \frac{C_{D0}}{C_L}$ . Seperti yang diketahui bahwa pesawat terbang tersebut akan terbang dengan daya seret minimum bila pesawat itu terbang pada keadaan  $\left(\frac{C_D}{C_L}\right)$  minimum. Jika seretan parasit,  $C_{D0} = 0.012$ , tentukan nilai pekali daya angkat optimum,  $C_L$  dan nilai maksimum  $C_L/C_D$  bagi pesawat terbang diatas.

An airplane has drag coefficient in form as :  
 $\left(\frac{C_D}{C_L}\right) = 0.05 C_L - 0.008 + \frac{C_{D0}}{C_L}$ . It is already known that the airplane will fly at a minimum drag If the parasit drag  $C_{D0} = 0.012$ . determine the optimum lift coefficient and the maximum  $C_L/C_D$  for above airplane.

(6 markah/marks)

- [b] Jika pekali daya seret diberikan sebagai,  $\frac{C_D}{C_L} = K_1 C_L + K_2 + \frac{C_{D0}}{C_L}$  maka tunjukan bahwa nilai maksimum  $C_L/C_D$  terjadi pada pekali daya seret,  $C_D$  diberi oleh

$$C_D = 2C_{D0} + K_2 \sqrt{\frac{C_{D0}}{K_1}}$$

If the the drag coefficient is given as  $\frac{C_D}{C_L} = K_1 C_L + K_2 + \frac{C_{D0}}{C_L}$ , show the maximum  $C_L/C_D$  will corresponding to the drag coefficient  $C_D$  given by

$$C_D = 2C_{D0} + K_2 \sqrt{\frac{C_{D0}}{K_1}}$$

(6 markah/marks)

- [c] Sebuah pesawat terbang dengan berat 200 000 N dan luas sayapnya 60 m<sup>2</sup> terbang mendatar ( $n = 1$ ) diatas permukaan laut. Tekanan udara dipermukaan laut, P ialah 101 300 N/m<sup>2</sup>. Anggapkan pesawat tersebut mempunyai pekali daya seret :  $\frac{C_D}{C_L} = K_1 C_L + K_2 + \frac{C_{D0}}{C_L}$  dengan nilai malar,  $K_1 = 0.25$ ,  $K_2 = 0.008$  dan  $C_{D0} = 0.012$ .

Model TSFC seperti yang diberikan dalam persamaan  $TSFC = (1 + 0.35 M_\infty) \sqrt{\theta}$  dengan  $M_\infty$  ialah nombor Mach penerbangan,  $\theta = \frac{T}{T_{ref}}$ , dan  $T_{ref}$  ialah suhu dipermukaan laut. Tentukan nilai-nilai yang berikut :

An aircraft weighing 110000 N with a wing area of 42 m<sup>2</sup> is in level flight ( $n = 1$ ) at sea level. The pressure ambient at sea level is 101 300 N/m<sup>2</sup>, Assume that the airplane has the drag coefficients of  $\frac{C_D}{C_L} = K_1 C_L + K_2 + \frac{C_{D0}}{C_L}$

with a constant  $K_1 = 0.25$   $K_2 = 0.008$  and  $C_{D0} = 0.012$ .

While the TSFC model of  $TSFC = (1 + 0.35M_\infty)\sqrt{\theta}$ , where  $M_\infty$  the flight Mach Number,  $\theta = \frac{T}{T_{ref}}$  and  $T_{ref}$  the temperature at sea level. find the following:

- (i) Tentukan nilai maksimum  $C_L/C_D$  dan nilai pekali daya angkat  $C_L$ , daya seret  $C_D$  dan nombor Mach  $M$  yang sepadan dengan nya. Find the maximum  $C_L/C_D$  and the corresponding values of  $C_L$ ,  $C_D$  and the Mach Number  $M$ .

(4 markah/marks)

- (ii) Tentukan faktor jarak terbang, dan faktor ketahanan. Find the range factor, and endurance factor.

(4 markah/marks)

- S2. [a] Udara pada suhu 1400<sup>0</sup> K, mempunyai tekanan 8 atm dan nombor Mach 0.3 mengalir secara isentropic keluar melalui muncung sehingga tekanan statik menjadi 1 atm. Jika kadar aliran jisim ialah 100 kg/saat, Air at temperature 1400<sup>0</sup> K, pressure 8 atm and the Mach number 0.3 expand isentropically throught out nozzle to reach the static pressure 1 atm. If the rate of mass flow is 100 kg/sec

tentukan :  
determine :

- (i) suhu aliran ketika keluar muncung  
temperature at exit nozzle

(3 markah/marks)

- (ii) luas salur masuk muncung  
inlet area nozzle

(3 markah/marks)

- (iii) luas keluar muncung  
exit area nozzle

(3 markah/marks)

- (iv) fluks momentum  
the momentum flux

(3 markah/marks)

- [b] Udara pada suhu,  $T = 450^{\circ} \text{K}$ , tekanan statik,  $P = 46 \text{ kPa}$ , dan nombor Mach  $M = 2.2$ , masuk ke dalam peresap secara isentropik. Luas salur masuk ialah  $0.2 \text{ m}^2$  dan meninggalkan peresap pada nombor Mach,  $M = 0.4$ . Anggapkan udara bersifat sebagai gas ideal, tentukan :

*Air at the temperature 450 K, static pressure 46 kPa, and the Mach Number  $M = 2.0$  enters an isentropic diffuser with an inlet area of  $0.2 \text{ m}^2$  and leaves at  $M = 0.4$ . Assuming a calorically perfect gas, determine:*

- (i) **Kadar aliran jisim yang masuk ke dalam peresap**  
*The mass flow rate of the entering air to the diffuser*  
(3 markah/marks)
- (ii) **Tekanan dan suhu ketika aliran meninggalkan peresap**  
*The pressure and temperature of the leaving air the diffuser*  
(3 markah/marks)
- (iii) **Magnitud ketika keluar peresap dan arah daya yang bekerja pada peresap jika peresap itu beroperasi pada keadaan tekanan atmosfera 10 KPa**  
*The exit area and magnitude and direction of the force on the diffuser if outside of diffuser sees 10 Kpa.*  
(2 markah/marks)

- S3. [a] Dengan menganggapkan keadaan ideal, tunjukkan bahawa nombor Mach aliran enjin turbo jet di stesen muncung luar,  $M_9$ , boleh dirumuskan dalam sebutan nisbah suhu aliran bebas  $\tau_r$ , nisbah suhu pemampat  $\tau_c$  dan nisbah suhu turbin  $\tau_t$  sebagai :

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma - 1} [\tau_r \tau_c \tau_t - 1]$$

*By assumption an ideal condition, show that the mach number of jet flow at the exit nozzle station of turbojet engine  $M_9$  can be formulated in term : free stream temperature ratio  $\tau_r$ , compressor temperature ratio  $\tau_c$  and turbine temperature ratio  $\tau_t$  as follows :*

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma - 1} [\tau_r \tau_c \tau_t - 1]$$

(5 markah/marks)

- [b] Dengan beranggapan bahawa dalam keadaan ideal, tunjukkan bahawa untuk enjin kipas turbo dengan sistem ekzos terpisah, nisbah suhu turbin  $\tau_t$  yang diperolehi dari keseimbangan tenaga antara turbin dengan (pemampat dan kipas), mempunyai hubungan berikut :

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1 + \alpha (\tau_f - 1))$$

Show that for turbofan with separated exhaust system, and by assuming an ideal condition, the turbine temperature ratio  $\tau_t$ , which can be derived from the balance of power between turbine and (compressor + fan) one can obtain the relationship as

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1))$$

(5 markah/marks)

[c] Tentukan nisbah tekanan pemampat optimum  $(\pi_c)_{\text{optimum}}$ , daya

dorong spesifik  $\left(\frac{F}{m_o}\right)$  dan penggunaan daya dorong - bahan bakar

spesifik  $S = \frac{f}{\left(\frac{F}{m_o}\right)}$  pada suatu enjin jet turbo ideal yang memberikan

daya dorong maksimum dengan keadaan berikut : Nombor Mach terbang  $M = 2.1$ , suhu ambien,  $T_a = 220 \text{ }^\circ\text{K}$ , had suhu turbin,  $T_{t4} = 1700 \text{ }^\circ\text{K}$ , nilai haba bahan bakar,  $h_{pr} = 42\,800 \text{ KJ/Kg}$  dan pekali haba pada tekanan tetap,  $C_p = 1.004 \text{ KJ/Kg }^\circ\text{K}$  dan  $\gamma = 1.4$ .

Determine the optimum compressor pressure ratio  $(\pi_c)_{\text{optimum}}$ , specific thrust

$\left(\frac{F}{m_o}\right)$  and thrust specific fuel consumption  $S = \frac{f}{\left(\frac{F}{m_o}\right)}$  for an ideal turbojet

engine giving the maximum specific thrust for the following conditions :

Flight Mach Number  $M = 2.1$ , Temperature ambient  $T_a = 220 \text{ }^\circ\text{K}$ , temperature turbine limitation  $T_{t4} = 1700 \text{ K}$ , Fuel heating value  $h_{pr} = 42\,800 \text{ KJ/Kg}$ , heat coefficient at constant pressure  $C_p = 1.004 \text{ KJ/Kg }^\circ\text{K}$  and  $\gamma = 1.4$ .

(10 markah/marks)

S4. Diberikan suatu enjin jet turbo dengan data-data seperti berikut :

Given turbo jet engine with engine component data as follows :

Nisbah pemampat / Compressor ratio  $\pi_c = 15$

Had suhu turbin / temperature turbine limitation  $T_{t4} = 2000 \text{ }^\circ\text{K}$

Nilai kepanasan bahan bakar / Fuel heating value  $H_{pr} = 42800 \frac{\text{Kj}}{\text{kg }^\circ\text{K}}$

Pekali haba tekanan tetap / heat coefficient at constant pressure  $C_p$

$$= 1004 \frac{\text{j}}{\text{kg }^\circ\text{K}}$$

Nisbah pekali haba / Coefficient heat ratio  $\gamma = 1.4$

Suhu ambient penerbangan / Ambient temperature flight  $T_{\infty} = 217^{\circ} \text{K}$   
 Nombor Mach penerbangan / Flight Mach Number  $M = 1.8$

Dengan menggunakan analisis pusingan ideal, cari :  
*Using an ideal cycle analysis, find :*

- (i) Nisbah jumlah suhu pemampat  $\tau_c$   
*The total temperature compressor ratio  $\tau_c$*  (2 markah/marks)
- (ii) Nisbah jumlah suhu turbin  $\tau_t$   
*The total temperature turbine ratio  $\tau_t$*  (2 markah/marks)
- (iii) Halaju ketika keluar dari muncung  
*The exit velocity at the nozzle* (2 markah/marks)
- (vi) Daya Dorong spesifik  
*Specific thrust* (2 markah/marks)
- (v) Nisbah bahan bakar – udara  
*Fuel air ratio* (2 markah/marks)
- (vi) Penggunaan daya dorong - bahan bakar spesifik  
*Specific thrust fuel consumption* (2 markah/marks)
- (vii) Kecekapan haba  
*thermal efficiency* (2 markah/marks)
- (viii) Jumlah kecekapan  
*overall efficiency* (2 markah/marks)

- [b] Terangkan bagaimana mekanisma daya dorong dihasilkan oleh enjin Ram Jet.  
*Explain the mechanism of thrust generation in the ram jet engine.* (4 markah/marks)

S5. Di berikan data suatu enjin kipas turbo dengan sistem ekzos terpisah seperti berikut :  
*Given a data turbo fan engine with separated exhaust system as follows :*

- Nombor Mach penerbangan / Flight Mach number  $M_\infty = 0.8$
- Suhu ambien / Temperature ambient  $T_\infty = 216.7^\circ\text{K}$
- Nisbah haba untuk aliran udara sejuk / heat ratio for air cold stream  $\gamma_c = 1.4$
- Pekali haba untuk aliran udara sejuk / heat coefficient for cold stream  $C_{pc} = 1.004 \frac{\text{K J}}{\text{kg } ^\circ\text{K}}$
- Nisbah haba untuk aliran udara panas / heat ratio air hot stream  $\gamma_t = 1.35$
- Pekali haba untuk aliran udara panas / heat coefficient for hot stream  $C_{pt} = 1.096 \frac{\text{K J}}{\text{kg } ^\circ\text{K}}$
- Kecekapan ram peresap / Ram efficiency diffuser  $\pi_{dmax} = 0.98$
- Nisbah jumlah tekanan – pembakar / total pressure ratio – burner  $\pi_b = 0.98$
- Nisbah jumlah tekanan muncung / total pressure ratio - nozzle  $\pi_N = 0.98$
- Nisbah jumlah tekanan muncung kedua / total pressure ratio secondary nozzle  $\pi_{FN} = 0.98$
- Kecekapan pembakar / burner efficiency  $\eta_b = 0.99$
- Kecekapan mekanikal penghantaran / mechanical efficiency transmission  $\eta_m = 0.98$
- Kecekapan politropik pemampat / polytropic efficiency compressor  $e_c = 0.90$
- Kecekapan politropik turbin / polytropic efficiency turbine  $e_t = 0.90$
- Kecekapan politropik kipas / polytropic efficiency fan  $e_f = 0.90$
- Nilai haba bahan bakar / fuel heating value  $h_{pr} = 42\,800 \frac{\text{KJ}}{\text{kg}}$
- Had suhu turbin / temperature turbine limitation  $T_{T4} = 1700^\circ\text{K}$
- Nisbah jumlah tekanan pemampat / total pressure compressor ratio  $\pi_c = 26$
- Nisbah jumlah tekanan kipas / total pressure fan ratio  $\pi_f = 1.8$

Kedua-dua muncung baik yang utama mahu pun yang kedua akan menghasilkan pengembangan aliran jet dengan tekanan menuju ke tekanan ambien.

Both primary and secondary nozzle expanded the jet flow to the pressure ambient.

$$\frac{P_9}{P_\infty} = 1 \text{ and } \frac{P_{19}}{P_\infty} = 1$$

**Tentukan :**

*Find :*

- (i) Nisbah jumlah suhu pemampat / total temperature ratio compressor  $\tau_c$  (3 markah/marks)
- (ii) Kecekapan pemampat / Compressor efficiency  $\eta_c$  (3 markah/marks)
- (iii) Nisbah bahan bakar - udara / fuel air ratio  $f$  (3 markah/marks)
- (iv) Nisbah jumlah suhu turbin jika nisbah pirau  $\alpha = 6$  /total temperature turbine ratio  $\tau$ , if by pass ratio  $\alpha = 6$  (3 markah/marks)
- (v) Nombor Mach ketika keluar dari muncung utama / Mach number at the exit of primary nozzle  $M_9$  (3 markah/marks)
- (vi) Daya dorong spesifik / Specific Thrust  $\frac{F}{m_\infty}$  (5 markah/marks)

-oooOOooo-