
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2004/2005
*First Semester Examination
2004/2005 Academic Session*

Oktober 2004
October 2004

ESA 342/3 – Sistem Dorongan
Propulsion Systems

Masa : 3 jam
Hour : 3 hour

ARAHAN KEPADA CALON :
INSTRUCTION TO CANDIDATES :

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **EMPAT BELAS (14)** mukasurat dan **TUJUH (7)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.

*Please ensure that this paper contains **FOURTEEN (14)** printed pages and **SEVEN (7)** questions before you begin examination.*

Kertas ini mengandungi dua bahagian. **BAHAGIAN A** dan **BAHAGIAN B**.

Jawab **DUA (2)** soalan dari **BAHAGIAN A**.

Dan jawab **TIGA (3)** soalan dari **BAHAGIAN B**.

*This paper including two sections, **SECTION A** and **SECTION B**.*

*Answer **TWO (2)** questions from **SECTION A**.*

*And answer **THREE (3)** questions from **SECTION B**.*

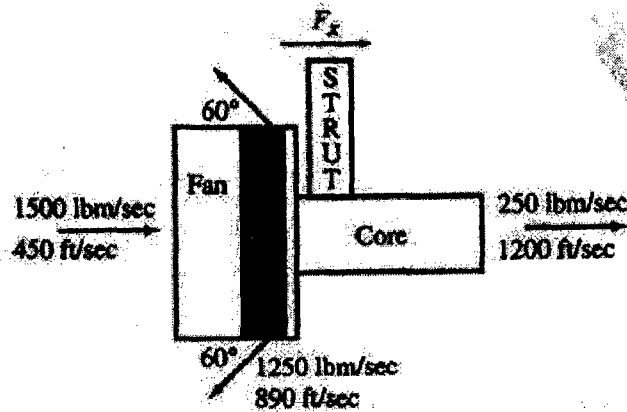
Calon boleh menjawab semua soalan dalam Bahasa Malaysia. Sekiranya calon ingin menjawab dalam Bahasa Inggeris, sekurang-kurangnya satu soalan perlu dijawab dalam Bahasa Malaysia.

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.

BAHAGIAN A
SECTION A



- Salah satu cara untuk mengurangkan jarak kapal terbang mendarat adalah melalui penggunaan tujahan songsang. Ambil kira sebuah enjin di dalam gambarajah P2-6 dengan tujahan songsang menggunakan aliran potong. Diberi bahawa 680 kg/s udara pada 16°C dan 101 kPa memasuki enjin pada kelajuan 137 m/s dan sejumlah 567 kg/s udara di aliran potong meninggalkan enjin pada sudut 60° dari garis melintang, kelajuan 271 m/s, dan tekanan 101 kPa. Udara selebihnya meninggalkan enjin pada kelajuan 366 m/s dan tekanan 101 kPa. Andaikan tekanan yang dialami oleh bahagian luar enjin ialah 101 kPa.

One method of reducing an aircraft's landing distance is through the use of thrust reversers. Consider an engine in Figure P2-6 with thrust reverser of the bypass airstream. It is given that 680 kg/s of air at 16°C and 101 kPa enters the engine at a velocity of 137 m/s and that a total of 567 kg/s of bypass air leaves the engine at 60° to the horizontal, velocity of 271 m/s, and a pressure of 101 kPa. The remaining flow exhausts at a velocity of 366 m/s and a pressure of 101 kPa. Assume the outside of the engine sees a pressure of 101 kPa.

- Notis: 1. Ini adalah masalah isipadu terkawal dan bukannya masalah enjin kipas turbo!
2. Guna unit S.I. di dalam soalan dan bukannya unit English di dalam gambarajah.

- Note: 1. This is a control volume problem and not a turbofan engine problem!
2. Use the S.I. unit given in the text and not the English unit given in the figure.

- (a) Cari luas permukaan di pintu masuk enjin dan di pintu keluar enjin.

Find the area at the engine inlet and the area at the engine exit.

(6 markah/marks)

- (b) Kirakan daya F_x yang diperlukan untuk menjadikan enjin itu kaku.

Determine the force on the strut F_x to hold the engine stationary.

(10 markah/marks)

- (c) Sekiranya aliran potong itu ditutup dan kadar aliran jisim di pintu keluar dan di pintu masuk adalah sama iaitu 680 kg/s, cari daya F_x yang diperlukan untuk menjadikan enjin itu kaku. Andaikan kelajuan udara di pintu keluar enjin itu ialah 366 m/s dan tekanan pada semua bahagian enjin ialah 101 kPa.

If the bypass is closed and the exit mass flow rate is the same as the entrance mass flow rate of 680 kg/s, find the force on the strut F_x . Assume that the velocity of the exit stream is 366 m/s and the pressure on all sides of the engine is 101 kPa.

(9 markah/marks)

2. Sebuah enjin yang mempunyai keluasan pintu masuk 4.5 m^2 dicipta untuk mempunyai nombor Mach 0.8 di pintu masuk enjin pada keadaan aras laut. Kadar aliran jisim melalui enjin itu ialah 150 kg/s .

An engine with an inlet of about 4.5 m^2 is designed to have an inlet Mach number of 0.8 at sea level. The mass flow rate through the engine is 150 kg/s .

- (a) Cari tekanan di pintu masuk enjin dan daya seretan tambahan sekiranya enjin itu diterbangkan pada kelajuan $M = 0.5$.

Find the inlet pressure and the additive drag if the engine is to be flown at $M = 0.5$.

(10 markah/marks)

- (b) Sekiranya enjin itu diterbangkan pada kelajuan $M = 0.9$, berapakah keluasan pintu masuk enjin supaya tiada daya seretan tambahan?

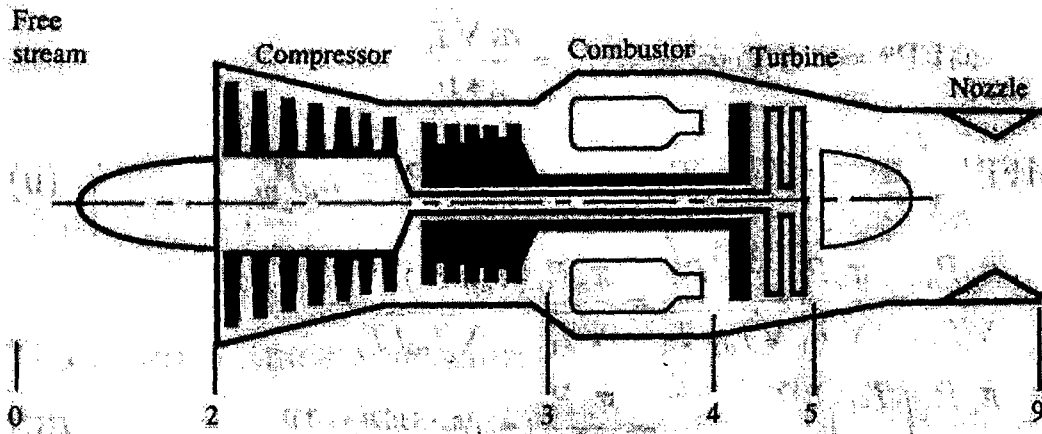
If the engine is to be flown at $M = 0.9$, what should the inlet area be so that there is no additive drag?

(5 markah/marks)

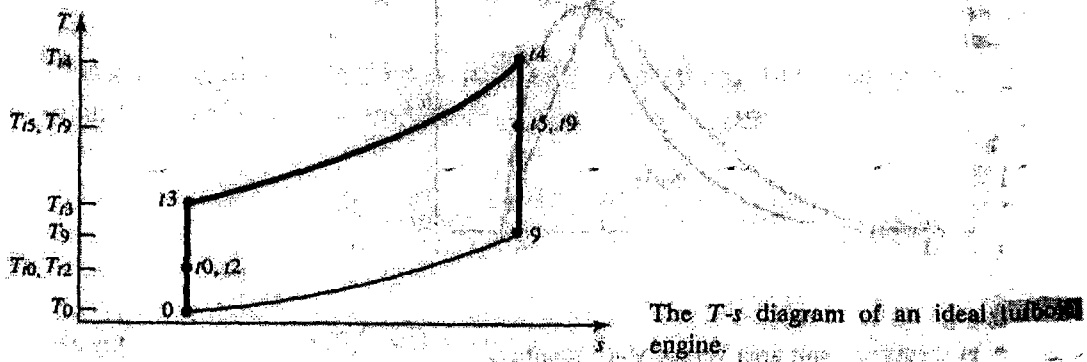
- (c) Cari nombor Mach di pintu masuk enjin dan daya seretan tambahan sekiranya kadar aliran jisim ditambah 10% dan nombor Mach di aliran bebas ialah 0.8. Gunakan keluasan pintu masuk enjin yang asal iaitu 4.5 m^2 .

Find the new inlet Mach number and the additive drag if the mass flow rate is increased by 10% and the freestream Mach number is 0.8. Use the original inlet area of 4.5 m^2 .

(10 markah/marks)



Station numbering of ideal turbojet engine.



The $T-s$ diagram of an ideal turbojet engine.

3. Sebuah turbojet yang biasa ditunjukkan di dalam Gambarajah 5-7a dan gambarajah T-s di dalam Gambarajah 5-7b di atas. Katakan sebagai contoh kamu ingin meningkatkan daya tujahan spesifik dengan membuang turbin dan menggantikannya dengan sebiji bateri di luar enjin itu untuk menjanakan pemampat.

A typical turbojet system is shown in figure 5-7a and its corresponding T-s diagram is shown in Figure 5-7b above. Let's say for example that you want to increase the specific thrust by discarding the turbine section and replace a battery somewhere outside the engine to generate power to the compressor.

- (a) Lukiskan gambarajah T-s yang baru untuk enjin turbojet yang baru tanpa turbin.

Draw a new T-s diagram for the new ideal turbojet without turbine.

(4 markah/marks)

- (b) Terbitkan persamaan untuk Daya Tujahan Spesifik dan Penggunaan Minyak untuk Daya Tujahan Spesifik untuk turbojet baru ini.

Derive the equation for the Specific Thrust and the Thrust Specific Fuel Consumption for this new turbojet without turbine.

(12 markah/marks)

- (c) Adakah Daya Tujahan Spesifik lebih besar untuk turbojet dengan turbin atau turbojet tanpa turbin. Terangkan jawapan anda.

Is the Specific Thrust larger for the turbojet with turbine or for turbojet without turbine. Explain your answer.

(4 markah/marks)

- (d) Terbitkan persamaan untuk kuasa yang perlu dihasilkan oleh bateri itu untuk menjanakan pemampat.

Derive the equation for the power that should be generated by the battery to run the compressor.

(5 markah/marks)

BAHAGIAN B
SECTION B

4. [a] Terangkan bagaimana caranya daya dorongan di hasilkan pada mesin pesawat terbang tipe : (1) Ramjet (2) turbojet dan (3) turboprop.

Explain the mechanism of thrust was generated by the following type of aircraft engine : (1) Ramjet, (2) turbojet and (3) turboprop.

(6 markah/marks)

- [b] Terangkan apa yang dimaksudkan dengan istilah berikut :

Explain what it does means for the following term

- (i) “Specific thrust Fuel consumption” STFC dan “Specific thrust consumption” SFC

Specific thrust Fuel consumption” STFC dan “Specific thrust consumption” SFC

- (ii) “By pass ratio α ”

“By pass ratio α ”

- (iii) Terangkan mengapa mesin pesawat turbo prop hanya digunakan pada pesawat terbang pada halaju subsonik ?.

Explain why the turbo prop engine is used for the subsonic airplane ?

(6 markah/marks)

- [c] Dengan anggapan bahwa kondisi ideal berlaku ketika aliran melalui komponen mesin pesawat Ram Jet, tunjukkan bahawa “fuel air ratio” f adalah :

With assumption that an ideal condition is valid for the flow past through engine components of Ramjet, shows that the fuel air ratio f would be :

$$f = \frac{c_p T_0}{h_{pr}} [\tau_\lambda - \tau_b]$$

(4 markah/marks)

dan halaju aliran keluar dari muncung Ram jet adalah
and the exit velocity from the Nozzle of Ramjet as :

$$\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \tau_b M_0^2$$

dimana :

where :

Cp : pemalar panas pada tekanan tetap
Heat coefficient at constant pressure

To : suhu udara aliran bebas
Free stream temperature

M₀ : Nombor Mach aliran bebas
Free stream Mach Number

h_{pr} : nilai panas bahan bakar
Fuel heating value

(4 markah/marks)

5. [a] Halaju udara dari mesin turbo jet dalam besaran ratio temperature kompresor τ_c , ratio temperatur turbin τ_t dan ratio entalpi ruang pembakar τ_λ diberikan sebagai :

The exit velocity for turbo jet engine in term of the temperature compressor ratio τ_c , temperature turbine ratio τ_t and the burner enthalpy ratio τ_λ is given by :

$$\left(\frac{U_9}{a_0}\right)^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} [\tau_r \tau_c \tau_t - 1] \right]$$

Dengan persamaan di atas tunjukkan bahawa untuk nombor Mach malar [malar τ_r], ratio temperatur kompresor optimum $(\tau_c)_{opt}$ untuk maksimum daya dorong terjadi pada :

Using above equation, show that for a constant Mach number M_0 [a constant τ_r] the optimum compressor temperature ratio $(\tau_c)_{opt}$ for the maximum thrust would occur at :

$$(\tau_c)_{opt} = \frac{\sqrt{\tau_t}}{\tau_r}$$

(6 markah/marks)

- [b] Tunjukkan bahawa dengan anggapan kondisi ideal, halaju aliran keluar dari mesin turbo jet dengan " after burner " adalah :

Show that by assumption ideal condition, the velocity exit for turbo jet engine with after burner would be :

$$\left(\frac{U_9}{a_0}\right)^2 = \frac{2}{\gamma-1} \tau_{\lambda AB} \left[1 - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} \frac{1}{[\tau_\lambda - \tau_r(\tau_c - 1)]} \right]$$

(6 markah/marks)

- [c] Tentukan ratio tekanan kompresor optimum $(\pi_c)_{optimum}$, daya dorong spesifik $\left(\frac{F}{m_0}\right)$ dan Konsumsi Daya dorong - bahan bakar spesifik

$$S = \frac{f}{\left(\frac{F}{m_0}\right)}$$

pada suatu enjin turbo jet ideal yang memberikan daya

dorong maximum untuk kondisi berikut : Nombor Mach terbang $M = 1.8$, suhu sekitar $T_a = 220^\circ\text{K}$, batas suhu furbin $T_{t4} = 1800^\circ\text{K}$, nilai panas bahan bakar $h_{pr} = 42\,800\text{ KJ/Kg}$ dan Pemalar panas pada tekanan tetap $C_p = 1.004\text{ KJ/Kg}^\circ\text{K}$.

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 $M = 1.8$, Temperature ambient $T_a = 220 \text{ }^\circ\text{K}$, temperature turbine limitation $T_{t4} = 1800 \text{ K}$, 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 $\gamma = 1.4$

(8 markah/marks)

6. Diberikan suatu mesin turbo jet dengan data data sebagai berikut:

Given turbo jet engine with engine component data as follows :

Ratio compressor / *Compressor ratio* $\pi_c = 16$

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

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

Pemalar panas pada tekanan tetap/ *heat coefficient at constant pressure* $C_p = 1004 \frac{\text{J}}{\text{kg}^\circ\text{K}}$

ratio pemalar panas / *Coefficient heat ratio* $\gamma = 1.4$

Temperatur terbang sekitar / *Ambient temperature flight* $T_\infty = 217 \text{ }^\circ\text{K}$

Nombor Mach terbang / *Flight Mach Number* $M = 1.5$

Dengan menggunakan analisis siklus ideal cari :

Using an ideal cycle analysis find :

(i) ratio temperatur total di kompresor

The total temperature compressor ratio τ_c

(2 markah/marks)

(ii) ratio temperature total pada turbin

The total temperature turbine ratio τ_t

(2 markah/marks)

(iii) Kecepatan saat keluar dari nozzle

The exit velocity at the nozzle

(2 markah/marks)

(vi) Daya Dorong spesifik

Specific thrust

(2 markah/marks)

(v) ratio bahan bakar – udara

Fuel air ratio

(2 markah/marks)

(vi) Konsumsi Daya dorong - bahan bakar spesifik

- Specific thrust fuel consumption*
(2 markah/marks)
- (vii) efisiensi panas
thermal efficiency
(2 markah/marks)
- (viii) efisiensi total
overall efficiency
(2 markah/marks)
- (ix) Ratio temperatur compressor optimum $(\tau_c)_{opt}$
The optimum compressor temperature ratio $(\tau_c)_{opt}$
(2 markah/marks)
- (x) Daya dorong pada ratio temperature kompresor optimum
The thrust at optimum compressor temperature ratio
(2 markah/marks)

7. Di berikan data suatu mesin turbo fan dengan system exhaust terpisah sebagai berikut :

Given a data turbo fan engine with separated exhaust system as follows :

- Nombor Mach terbang / *Flight Mach number* $M_\infty = 0.9$
- Temperatur ambient / *Temperature ambient* $T_\infty = 216.7^\circ \text{K}$
- Ratio panas untuk aliran udara sejuk / *heat ratio for air cold stream* $\gamma_c = 1.4$
- Pemalar panas untuk aliran udara sejuk / *heat coefficient for cold stream* $C_{pc} = 1.004 \frac{\text{KJ}}{\text{kg } ^\circ\text{K}}$
- Ratio panas untuk aliran udara panas / *heat ratio air hot stream* $\gamma_t = 1.35$
- Pemalar panas untuk aliran udara panas / *heat coefficient for hot stream* $C_{pt} = 1.096 \frac{\text{KJ}}{\text{kg } ^\circ\text{K}}$
- Efisiensi ram diffuser / *Ram efficiency diffuser* $\pi_{dmax} = 0.98$
- ratio tekanan total ruang baker / *total pressure ratio - burner* $\pi_b = 0.98$
- ratio tekanan total nozzle / *total pressure ratio - nozzle* $\pi_N = 0.98$
- ratio tekanan total nozzle kedua / *total pressure ratio secondary nozzle* $\pi_{FN} = 0.98$
- efisiensi pembakaran / *burner efficiency* $\eta_b = 0.99$
- efisiensi tranmisi mekanik / *mechanical efficiency transmission* $\eta_m = 0.98$
- efisiensi politropik kompresor / *polytropic efficiency compressor* $e_c = 0.90$
- efisiensi politropik turbin / *polytropic efficiency turbine* $e_t = 0.90$
- efisiensi politropik fan / *polytropic efficiency fan* $e_f = 0.90$
- Nilai panas bahan baker / *fuel heating value* $h_{pr} = 42\,800 \frac{\text{KJ}}{\text{kg}}$
- Batas temperatur turbin / *temperature turbine limitation* $T_{T4} = 1800^\circ \text{K}$
- ratio tekanan kompresor / *total pressure compressor ratio* $\pi_c = 24$
- ratio tekanan fan / *total pressure fan ratio* $\pi_f = 1.8$

Kedua nozzle baik untuk yang pertama maupun yang kedua menghasilkan ekspansi gas dengan tekanan menuju ke ke tekanan ambient.

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

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

Tentukan :

Find :

- (i) ratio temperatur total kompresor / *total temperature ratio compressor* τ_c (3 markah/marks)
- (ii) Efisiensi kompresor / *Compressor efficiency* η_c (3 markah/marks)
- (iii) ratio bahan bakar – udara / *fuel air ratio* f (3 markah/marks)
- (iv) Ratio temperature total turbin jika by pass ratio $\alpha = 2$ / *total temperature turbine ratio* τ_t if by pass ratio $\alpha = 2$ (3 markah/marks)
- (v) Nombor Mach saat keluar dari nozzle 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)