



**UNIVERSITI SAINS MALAYSIA**

**Peperiksaan Semester Pertama  
Sidang Akademik 2000/2001**

**September/Oktober 2000**

**ESA 342 – SISTEM DORONGAN**

**Masa : [3 Jam]**

---

**ARAHAN KEPADA CALON :**

1. Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi **TIGA BELAS (13)** mukasurat bercetak dan **TUJUH (7)** soalan.
2. Jawab **LIMA (5)** soalan sahaja.
3. Agihan markah bagi setiap soalan diberikan di sut sebelah kanan.
4. Jawab semua soalan dalam Bahasa Melayu. Mesin kira bukan yang boleh diprogram boleh digunakan.

1. (a) Nyatakan komponen sebuah enjin jet dan terangkan mekanisma penerbitan tujahan enjin ini.

*State the component of turbine jet engine and describe how the mechanism of this engine in creating thrust.*

**(5 Markah/Marks)**

- (b) Mengapakah kebanyakan pesawat transonik menggunakan enjin turbojet atau turbo fan berbanding penggunaan enjin turbo prop.

*Why the most transonic airplanes used a turbojet or turbofan engines rather than used turbo prop engine.*

**(5 Markah/Marks)**

- (c) Mengapakah enjin lantak tidak boleh beroperasi semasa penerbangan subsonik.

*Why the ram jet can not be operated at subsonic flight.*

**(5 Markah/Marks)**

- (d) Terangkan mengapakah peningkatan ketinggian penerbangan cenderung untuk mengurangkan tujahan tetentu sebuah enjin jet.

*Explain why by an increasing flight altitude the specific thrust of any jet engine tend to decrease.*

**(5 Markah/Marks)**

2. (a) Terdapat dua kaedah dalam menganalisa enjin pesawat, a) Analisa parameter kitaran dan b) Analisa prestasi enjin. Terangkan maksud kedua-dua jenis analisa ini.

*In aircraft engine analysis, there are two type analysis, namely : a) parametric cycles analysis and b) Engine performance analysis. Explain the means of those two type analysis.*

**(4 Markah/Marks)**

- (b) Nyatakan andaian-andaian yang perlu semasa menganalisa kitaran unggul sebuah enjin jet.

*Describe what assumptions should be applied when one is doing an ideal cycles analysis for turbo jet engine.*

**(4 Markah/Marks)**

- (c) Sebuah pesawat berenjin turbojet terbang menjajab pada kelajuan 200m/s dan ketinggian 12km. Jika enjin tersebut mempunyai nisbah mampatan sebanyak 12, had suhu turbin ialah  $1600^{\circ}$  K, dan nilai penghangatan bahanapi  $h_{pr} = 42\,800$  Kj/Kg. Andaikan enjin bekerja dalam keadaan unggul dan sifat-sifat udara adalah malar, kirakan:

*A single turbojet engine aircraft is operated at cruising speed 200 m/sec and flight altitude 12 km. If this engine has a compressor ratio 12, temperature turbine limitation  $1600^{\circ}$  K, and the fuel heating value  $h_{pr} = 42\,800$  Kj/Kg. Suppose the engine worked in ideal condition and all air properties are assumed constant. Determine :*

- (i) Tujahan tertentu  
Specific thrust

**(3 Markah/Marks)**

- (ii) Kadar penggunaan bahanapi jika kadar aliran jisim enjin ialah 5 kg/sec.  
*The rate of fuel consumption if the rate of mass flow of the engine is 5 kg/sec.*

**(3 Markah/Marks)**

- (iii) Kecekapan dorongan  $\eta_p$   
*The propulsion efficiency  $\eta_p$*

**(3 Markah/Marks)**

...4/-

- (iv) Jika nisbah mampatan ditingkatkan sebanyak 10 %, kirakan berapa tambahan tujahan yang dihasilkan oleh enjin tersebut.

*If the compressor ratio is increased by 10 %, calculate how much the additional thrust produced by this engine.*

**(3 Markah/Marks)**

3. General Electric, sebuah syarikat pembuat enjin memberikan data-data sebuah enjin turbo jet untuk analisa sebenar :

*The engine manufacturer, General Electric, provide the data for its turbo jet engine for real analysis as follows :*

$$\begin{array}{ll} \pi_{d_{max}} = 0.95 & e_c = 0.9 \\ \pi_b = 0.9 & e_i = 0.9 \\ \pi_N = 0.96 & \eta_b = 0.98 \\ \eta_m = 0.9 & \end{array}$$

Enjin tersebut mempunyai had suhu turbin  $T_{T4} = 1800^0 \text{ K}$  dan nisbah mampatan ialah 15. Jika nilai penghangat bahanapi ialah  $h_{pr} = 42\,800 \text{ Kj/Kg}$  dan sifat-sifat udara pada suhu tinggi dan rendah adalah seperti berikut :

$$\begin{array}{ll} \text{Suhu Rendah} & : c_{pc} = 1.004 \text{ Kj/Kg}^0\text{K} \quad \gamma_c = 1.4 \\ \text{Suhu tinggi} & : c_{ph} = 1.239 \text{ Kj/Kg}^0\text{K} \quad \gamma_h = 1.3 \end{array}$$

Andaikan yang enjin ini direkabentuk untuk beroperasi pada halaju menjajab  $M = 1.75$  dengan suhu statik sekeliling bersamaan  $216^0 \text{ K}$ . dan bertekanan 0.3 tekanan atmosfera Kirakan :

- |       |                                     |                   |
|-------|-------------------------------------|-------------------|
| (i)   | Halaju jet keluar                   | <b>(4 Markah)</b> |
| (ii)  | Tujahan tetentu                     | <b>(4 Markah)</b> |
| (iii) | Nisbah udara bahanapi               | <b>(4 Markah)</b> |
| (iv)  | Penggunaan tujahan bahanapi tetentu | <b>(4 Markah)</b> |
| (v)   | Kecekapan keseluruhan enjin.        | <b>(4 Markah)</b> |

This engine has a temperature turbine limitation  $T_{T4} = 1800^{\circ} \text{K}$  and compressor ratio is 15. If the fuel heating value  $h_{pr} = 42\,800 \text{ Kj/Kg}$  and the air properties at low and high temperature as follows :

$$\begin{aligned} \text{Low temperature : } c_{pc} &= 1.004 \text{ Kj/Kg}^{\circ}\text{K} & \gamma_c &= 1.4 \\ \text{high temperature : } c_{ph} &= 1.239 \text{ Kj/Kg}^{\circ}\text{K} & \gamma_h &= 1.3 \end{aligned}$$

Assumed that the engine is designed to be operated at the cruising speed of  $M = 1.75$  with the ambient static temperature of  $216^{\circ} \text{K}$ . and pressure = 0.3 atmosphere Find :

- |   |           |
|---|-----------|
| (i) The jet exit velocity                 | (4 Marks) |
| (ii) The specific thrust                  | (4 Marks) |
| (iii) The fuel air ratio                  | (4 Marks) |
| (iv) The specific thrust fuel consumption | (4 Marks) |
| (v) The overall engine efficiency.        | (4 Marks) |

4. Diberikan sebuah mesin turbofan dengan sistem ekzos berasingan. Andaikan mesin ini beroperasi pada keadaan unggul dan direkabentuk untuk halaju penerbangan 300 m/sec pada ketinggian 10km. Had suhu turbin ialah  $T_{T4} = 1800^{\circ} \text{K}$  dan nisbah tekanan pemampat ialah 15 dan nisbah tekanan fan ialah 3. nilai penghangatan bahanapi ialah  $h_{pr} = 42\,800 \text{ Kj/Kg}$  dan pengkali haba pada tekanan malar ialah  $c_p = 1.004 \text{ Kj/Kg}^{\circ}\text{K}$  dan  $\gamma = 1.4$ . Jika mesin dibiarkan beroperasi pada nisbah pirau yang optimum, kirakan:

- |                                 |            |
|---------------------------------|------------|
| (i) Nisbah pirau yang optimum   | (5 Markah) |
| (ii) Tujahan tertentu           | (5 Markah) |
| (iii) Nisbah udara dan bahanapi | (5 Markah) |
| (iv) Kecekapan dorongan         | (5 Markah) |

Given a turbofan engine with separated exhaust system. Assumed that this engine is operated at an ideal condition and it was designed for flight speed of 300 m/sec at altitude of 10 km. The turbine temperature limitation  $T_{T4} = 1800^{\circ} \text{K}$  and compressor pressure ratio and fan pressure ratio are 15 and 3 respectively. The fuel heating value  $h_{pr} = 42\,800 \text{ Kj/Kg}$  and the heat coefficient at constant pressure  $c_p = 1.004 \text{ Kj/Kg}^{\circ}\text{K}$  and  $\gamma = 1.4$ . Let the engine would be operated at the optimum by pass ratio, calculate :

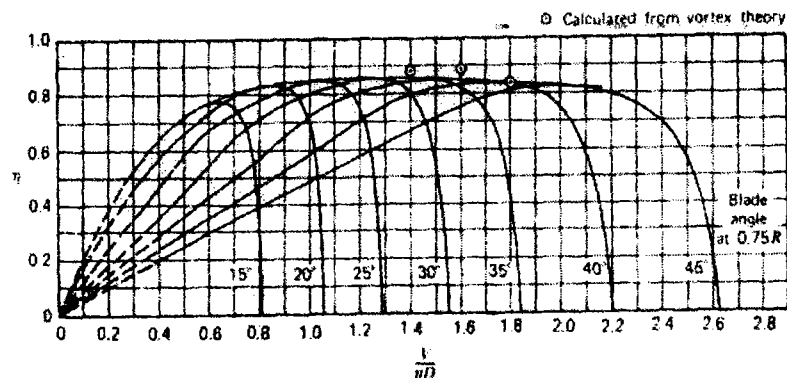
- |                                |           |
|--------------------------------|-----------|
| (ii) the optimum by pass ratio | (5 Marks) |
| (iii) the specific thrust      | (5 Marks) |
| (iv) the fuel air ratio        | (5 Marks) |
| (v) the propulsive efficiency  | (5 Marks) |

5. (a) Sebuah pesawat ringan menggunakan mesin Lycoming O-360 yang mempunyai kecekapan kipas pada sudut pic  $35^{\circ}$  seperti yang ditunjukkan dalam Fig. 5.1. Instrumentasi penerbangan menunjukkan, pada ketinggian penerbangan 1500 m, suhu udara luar ialah  $20^{\circ}\text{C}$ , mesin Rpm = 2400, Tekanan rongga angin (MAP) = 61 sm hg dan petunjuk halaju udara (IAS) = 60 m/sec. Kirakan aliran bahanapi dan tujahan kipas.

(10 Markah)

*A light airplane was powered by the Lycoming O-360 engine with the propeller efficiency at pitch angle  $35^{\circ}$  as depicted in Fig. 5.1. The flight instrument show that the flight altitude is 1500 m, the outside air temperature (OAT) is  $20^{\circ}\text{C}$ , engine Rpm = 2400, the manifold air pressure (MAP) = 61 cm hg and the Indicator air speed (IAS) = 60 m/sec. Calculate the fuel flow and propeller thrust.*

(10 Markah)



Gambarajah 5.1 Kecekapan Kipas (Fig. 5.1 Propeller efficiency)

- (b) Gambarajah 5.2a ke 5.2e menunjukkan carta geometri dan kipas untuk satu pengkelasan bilah kipas. Jika sebuah enjin beroperasi pada ketinggian 8 km, 2200 rpm dan halaju udara sebenar pada 360 km/j. Kirakan diameter bilah kipas yang diperlukan.

(5 Markah)

Figure 5.2a to 5.2e show the geometry and propeller chart of certain family propeller blade. If one have an engine which will be operated at 8 km altitude , 2200 rpm and the true airspeed of 360 km/h. Find the appropriate blade diameter.

(5 Marks)

- (c) Pada satu tiub model aliran, jelaskan mengapa keluasan tiub aliran di belakang kipas dimodelkan lebih kecil berbanding keluasan tiub aliran di hadapan kipas.

(5 Markah)

*In the stream tube model explain why the area of stream tube behind the propeller is modeled to be smaller compared to the area of stream tube in front of it.*

(5 Marks)

6. (a) Sebuah roket direkabentuk untuk menjana 5MN tujahan pada aras laut. Tekanan pada kebuk pembakaran ialah 7 Mpa manakala suhunya ialah 2800<sup>0</sup>K. Jika bendalir yang bekerja diandaikan gas unggul dengan sifat-sifat udara bersamaan sifat-sifat udara pada suhu bilik. Kirakan :

- |       |                        |            |
|-------|------------------------|------------|
| (i)   | Tujahan Tetentu        | (2 Markah) |
| (ii)  | Kadar Aliran Jisim     | (2 Markah) |
| (iii) | Diameter kerongkong    | (3 Markah) |
| (iv)  | Diameter ekzos keluar. | (3 Markah) |

*A rocket is to be designed to produce 5 MN of thrust at sea level. The pressure in combustion chamber is 7 Mpa and the temperature is 2800<sup>0</sup>K . IF the working fluid is assumed to be perfect gas with the properties of air equal to the air properties at room temperature. Determine the following :*

- |       |                            |           |
|-------|----------------------------|-----------|
| (i)   | <i>specific impulse</i>    | (2 Marks) |
| (ii)  | <i>mass flow rate</i>      | (2 Marks) |
| (iii) | <i>the throat diameter</i> | (3 Marks) |
| (iv)  | <i>exit diameter.</i>      | (3 Marks) |

(b) Dengan menggunakan memuncung yang sama, kirakan :

(i) Tujahan pada ketinggian 30-km.

(2 Markah)

(ii) Tujahan pada aras laut jika tekanan di kebuk pembakaran ditingkatkan ke 21 Mpa

(4 Markah)

(iii) Tujahan jika suhu genangan ditingkatkan ke  $3600^{\circ}$  K

(4 Markah)

*Use the same nozzle as above find :*

(i) *The thrust at 30-km altitude.*

(2 Marks)

(ii) *The thrust at sea level if camber pressure was increased to 21 Mpa*

(4 Marks)

(iv) *The thrust if the temperature stagnation is increased to  $3600^{\circ}$  K*

(4 Marks)

7. (a) Aliran di rongga kemasukan mempunyai pepaku berbentuk dan paten aliran berlaku semasa Nombor penerbangan Mach pada  $M = 2.5$  seperti yang ditunjukkan dalam **Gambarajah 7.1**: Carikan keadaan aliran pada stesen (3) pada Nombor Mach  $M_3$ , Suhu dan Tekanan genangan ( $T_{03}$  and  $P_{03}$ )

(8 Markah)

*The flow around inlet having spike with configuration and flow pattern which carried at Mach number of flight  $M = 2.5$  as shown in the figure below (Fig. 7.1): Find the flow condition at station (3) for the Mach number  $M_3$ , the stagnation temperature and pressure ( $T_{03}$  and  $P_{03}$ )*

(8 marks)

...9/



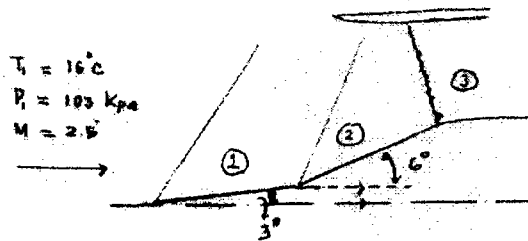


FIG. 7.1 : Flow pass through Inlet

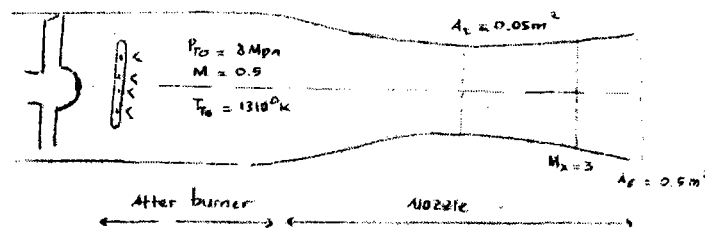


FIG. 7.2 . AFTER BURNER and Nozzle

(b) Gambarajah 7.2 menunjukkan bahagian memuncung sebuah enjin berpebakar lanjutan. Selepas melalui pembakar lanjutan, aliran mempunyai tekanan total 14 Mpa, suhu total 1310<sup>0</sup>K dan No. Mach  $M = 0.5$ . Aliran dipecutkan secara isentropik di memuncung untuk mencapai No. Mach  $M = 1.75$  pada stesen x pada bahagian memuncung yang mencapah. Jika keluasan kerongkong ialah 0.05 m<sup>2</sup> dan ruang rongga memuncung ialah 0.5 m<sup>2</sup>. Jika ciri-ciri lain udara diberi sebagai atmosfera piawai suhu dan tekanan , kirakan

- (i) Keluasan dimana kejutan normal berlaku dan kadar aliran jisim. **(4 Markah)**
- (ii) No. Mach, tekanan statik-dan total selepas tempat berlakunya kejutan gelombang normal **(4 Markah)**
- (iii) No. Mach, tekanan statik dan halaju aliran pada stesen keluar. **(4 Markah)**

The nozzle part of turbo jet engine with after burner as shown in figure (Fig. 7.2 ). After pass through after burner, the flow has a total pressure of 14 Mpa, total temperature of  $1310^{\circ}\text{K}$  and Mach number  $M = 0.5$ . The flow is accelerated isentropically in the nozzle to reach Mach number  $M= 1.75$  at  $x$  station in divergent part of the nozzle. If a nozzle throat is  $0.05\text{ m}^2$  and the exit area of nozzle is  $0.5\text{ m}^2$ . If all other air properties as given as in the temperature and pressure standard atmosphere Find :

- (i) The area of normal shock is occurred and the rate of mass flow  
(4 Marks)
- (ii) The Mach number, total and static pressure down stream of the normal shock wave  
(4 Marks)
- (iii) The Mach number, static pressure and velocity of the flow at the exit station.  
(4 Marks)

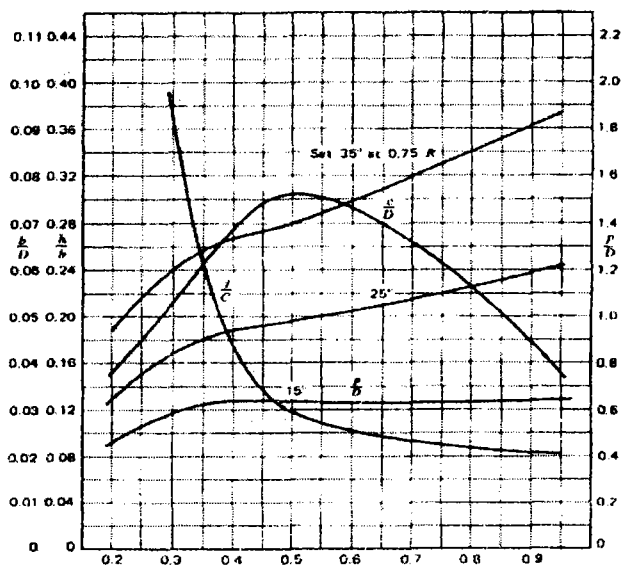


Fig. 5.1 Blade Geometry

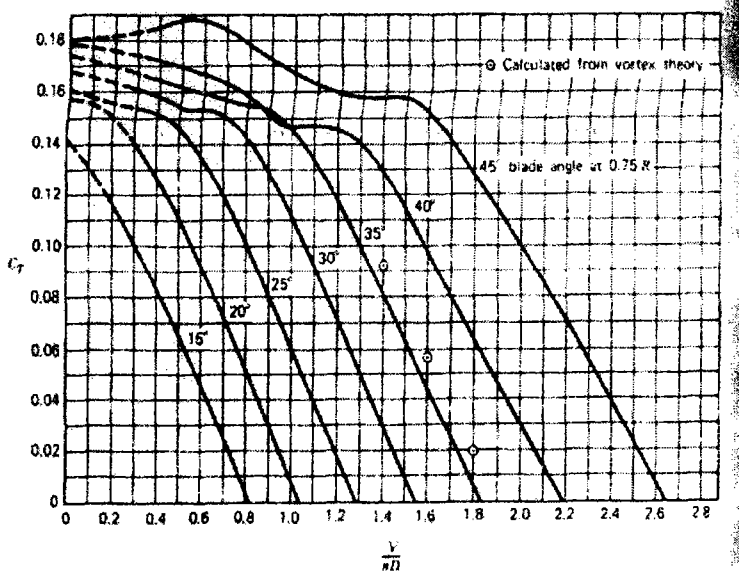


Fig. 5.2b  $C_t$  vs. Advance ratio

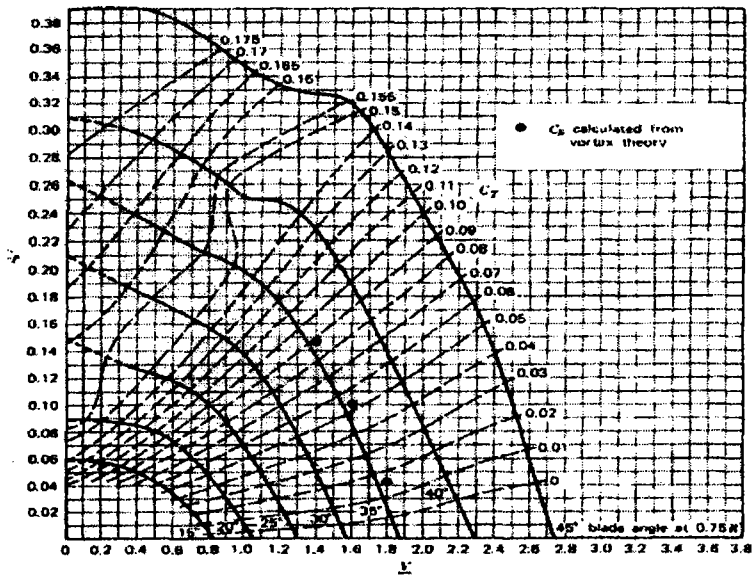


Fig. 5.2c Propeller coefficient

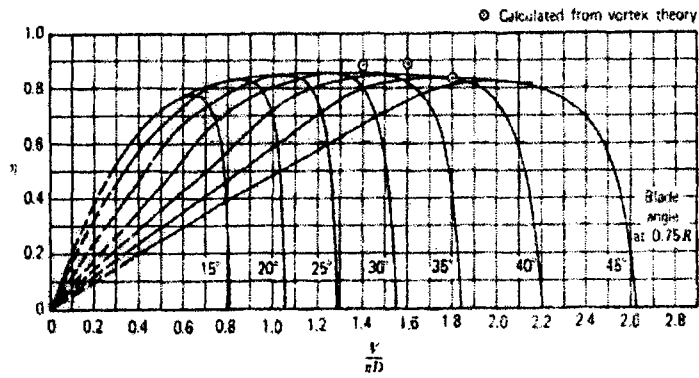


Fig. 5.2d Propeller Efficiency

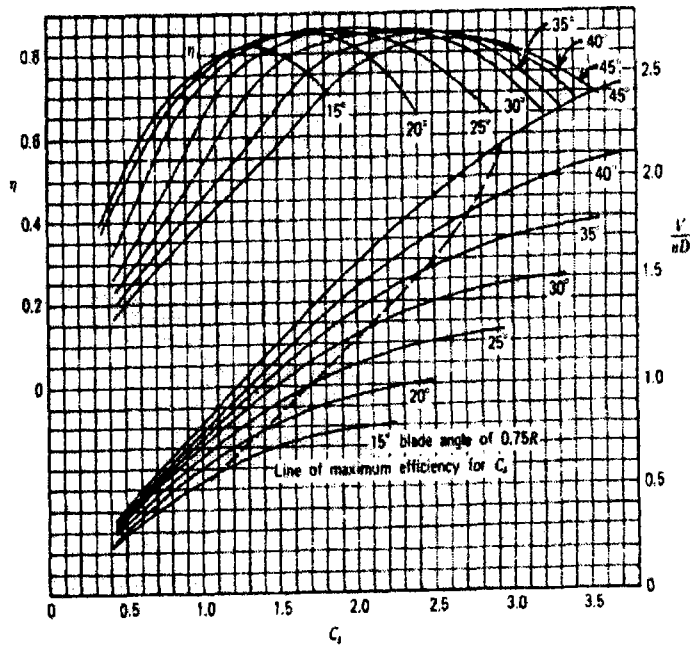


Fig. 5.2e Propeller efficiency at difference pitch setting