

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

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

Oktober 2004  
*October 2004*

**ESA485/3 – Sistem Dorongan Roket**  
*Rocket Propulsion Systems*

Masa : 3 jam  
*Hour : 3 hour*

---

**ARAHAN KEPADA CALON :**

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **LIMA BELAS (15)** mukasurat dan **LIMA (5)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.

*Please ensure that this paper contains **FIFTEEN (15)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin examination.*

Jawab **EMPAT (4)** soalan sahaja.

*Answer **FOUR (4)** the questions only.*

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.*

1. (a) Di bawah adalah senarai istilah umum yang digunakan dalam bijian bahan dorong (*propellant grain*) dan tatarajah/konfigurasi bijian (*grain configuration*).

Pecahan Bebanan Isipadu,  $V_f$   
 Tebal Web,  $b$   
 Penebat dalaman  
 Masa tindakan,  $t_a$   
 Perencat  
 Pembakaran Regresif  
 Permukaan Terhad  
 Pembakaran Progresif  
 Konfigurasi  
 Bijian silinder  
 Pembakaran Neutral  
 Sliver  
 Penebukan  
 Masa Pembakaran,  $t_b$   
 Masa Pembakaran Efektif,  $t_b$ ,  
 Had Deflagrasi  
 Pelapik

**Nyatakan istilah yang sesuai dalam ayat berikut berpandukan istilah di atas.**

1. Bentuk atau geometri permukaan pembakaran awal sesuatu bijian yang bertindak untuk berfungsi di dalam motor. \_\_\_\_\_
2. Bijian di mana keratan rentas dalaman adalah pemalar di sepanjang paksi dan tidak bergantung pada bentuk penebukan. \_\_\_\_\_
3. Masa pembakaran motor semasa tujahan, tekanan dan luas permukaan pembakaran adalah hampir malar, iaitu di antara  $\pm 15\%$ .  
\_\_\_\_\_
4. Liang rongga tengah atau aliran saluran sesuatu bijian bahan dorong, di mana keratan rentasnya samada dalam bentuk silinder, bentuk bintang dan etc.  
\_\_\_\_\_
5. Masa pembakaran di mana tujahan, tekanan dan luas permukaan pembakaran meningkat. \_\_\_\_\_
6. Masa pembakaran di mana tujahan, tekanan dan luas permukaan pembakaran menurun. \_\_\_\_\_
7. Permukaan bijian yang terhad kepada pembakaran, selalunya adalah disebabkan oleh ikatan sesuatu bahan penebat yang berada di permukaan tersebut. \_\_\_\_\_
8. Sisa bahan dorong yang tidak terbakar (atau kehilangan, iaitu dikeluarkan melalui muncung) pada masa pembakaran web. \_\_\_\_\_
9. Selalunya, jeda 10% tekanan mula maksimum (atau tujahan) kepada pembakaran web di mana, pembakaran web selalunya di ambilkira dari titik belakang tangent-pembahagian dua sama ke atas jejakan tekanan-masa.  
\_\_\_\_\_
10. Masa pembakaran bersama hampir seluruh masa pembakaran untuk pembakaran sliver, kebiasaannya, pada jeda di antara titik mula dan akhir  
\_\_\_\_\_

10% tekanan (atau tujahan) pada jejakan tekanan-masa.

11. Tekanan minimum di mana pembakaran masih boleh menanggung-diri dan di kekalkan tanpa penambahan tenaga. Di bawah tekanan ini, pembakaran memberhentikan kesemua atau eratik dan ketidakstabilan, dan plum muncul dan hilang secara berkala.
12. Suatu lapisan atau salutan bahan tidak terbakar atau terbakar perlahan (selalunya, getah jenis polimerik yang mempunyai bahan timbusan) digunakan (digam, dicat, dicelup atau disembur) ke atas suatu bahagian permukaan bijian bahan dorong untuk mengelakkan pembakaran ke atas permukaan tersebut. Dengan mengelak pembakaran ke atas permukaan penebat, kawasan pembakaran mula boleh dikawal dan dikesilkan.
13. Suatu lapisan nipis tidak-terbakar dengan sendiri yang melekat diperbuat daripada bahan jenis polimerik, digunakan ke atas selongsong terutamanya semasa penuangan bahan dorong, untuk mengekalkan pengikatan yang baik di antara bahan dorong dengan selongsong atau penebat.
14. Suatu lapisan dalaman di antara selongsong dan bijian bahan dorong, yang diperbuat daripada bahan perekat dan penebat haba yang tidak mudah terbakar. Tujuannya, adalah untuk menghadkan pemindahan haba dan kenaikan suhu semasa pengendalian roket.
15. Ketebalan minimum bijian yang diukur dari permukaan pembakaran mula hingga dinding selongsong yang ditebat atau di persilangan permukaan pembakaran yang lain.
16. Kadar di antara ketebalan web,  $b$ , dengan jejari luar bijian.
17. Kadar di antara isipadu bahan dorong,  $V_b$ , dengan isipadu kebuk,  $V_c$ , (tidak termasuk muncung).

*Below are the general terminologies used in propellant grain and grain configuration.*

*Volumetric Loading Fraction,  $V_f$*

*Web thickness,  $b$*

*Internal Insulator*

*Action Time,  $t_a$*

*Inhibitor*

*Regressive Burning*

*Restricted Surface*

*Progressive Burning*

*Configuration*

*Cylindrical Grain*

*Neutral Burning*

*Sliver*

*Perforation*

*Burning Time,  $t_b$*

*Effective Burning Time,  $t_b$*

*Deflagration Limit*

*Liner*

Fill in the correct terminology into the sentence below (sentence 1-17)

1. The shape or geometry of the initial burning surfaces of a grain as it is intended to operate in a motor. \_\_\_\_\_
2. A grain in which the internal cross section is constant along the axis regardless of perforation shape. \_\_\_\_\_
3. Motor burn time during which thrust, pressure and burning surface area remain approximately constant, typically within  $\pm 15\%$ . \_\_\_\_\_
4. The central cavity port or flow passage of a propellant grain; its cross section may be a cylinder, a star shape, and so on. \_\_\_\_\_
5. Burn time during which thrust, pressure and burning surface area increase. \_\_\_\_\_
6. Burn time during which thrust, pressure and burning surface area decrease. \_\_\_\_\_
7. A grain surface that is restricted from burning, usually by the bonding of an inhibitor material to that surface. \_\_\_\_\_
8. Unburned propellant remaining (or lost, that is, expelled through the nozzle) at the time of web burnout. \_\_\_\_\_
9. Usually, the interval 10% maximum initial pressure (or thrust) to web burnout with web burnout usually taken as the aft tangent-bisector point on the pressure-time trace. \_\_\_\_\_
10. The burning time plus most of the time to burn slivers; typically, the interval between the initial and final 10% pressure (or thrust) points on the pressure-time trace. \_\_\_\_\_
11. The minimum pressure at which combustion can still be barely self-sustained and maintained without adding energy. Below this pressure, the combustion ceases altogether or may be erratic and unsteady with the plume appearing and disappearing periodically. \_\_\_\_\_
12. A layer or coating of slow-or nonburning material (usually, a polymeric) rubber type with filler materials) applied (glued, painted, dipped, or sprayed) to a part of the grain's propellant surface to prevent burning on that surface. By preventing burning on inhibited surfaces the initial burning area can be controlled and reduced. \_\_\_\_\_
13. A sticky non-self-burning thin layer of polymeric type material that is applied to the case prior to casting the propellant in order to promote good bonding between the propellant and the case or the insulator. \_\_\_\_\_
14. An internal layer between the case and the propellant grain made of an adhesive, thermally insulating material that will not burn readily. Its purpose is to limit the heat transfer to and the temperature rise of the case during rocket operation. \_\_\_\_\_
15. The minimum thickness of the grain from the initial burning surface to the insulated case wall or the intersection of another burning surface. \_\_\_\_\_
16. The ration of the web thickness  $b$  to the outer radius of the grain. \_\_\_\_\_
17. The ratio of propellant volume  $V_b$  to the chamber volume  $V_c$  (excluding nozzle) \_\_\_\_\_

(40 markah/marks)

(b) Data untuk roket padu adalah seperti berikut.

Dedenyut Tentu:	:	Is = 240 sec at sea level and 1000 psia
Kadar Pembakaran	:	r = 0.8 cm/sec at 1000 psia and 60 F
Ketumpatan Bahan Dorong	:	$\rho = 0.066 \text{ kg/m}^3$
Nisbah Haba Tentu	:	$\gamma = 1.25$
Tekanan Kebuk	:	$p_1 = 1000 \text{ psia}$
Purata Tujahan Kehendak	:	$T = 20,000 \text{ kg}$
Diameter Maksimum Kenderaan	:	$D = 16 \text{ cm}$
Tempoh Kehendak	:	$t_b = 5.0 \text{ sec}$
Tekanan Ambien	:	3.0 psi (at altitude)
Beban Kenderaan	:	5010 kg

Dengan menggunakan data tersebut, tentukan penentuan permulaan setiap parameter dalam merekabentuk roket padu yang menggunakan bahan dorong komposit:

- (i) Rekabentuk asas
- (ii) Dimensi Selongsong
- (iii) Konfigurasi Bijian
- (iv) Rekabentuk Muncung
- (v) Anggaran berat
- (vi) Prestasi
- (vii) Pembakaran Hakis

Dedenyut Tentu:	:	Is = 240 sec at sea level and 1000 psia
Kadar Pembakaran	:	r = 0.8 cm/sec at 1000 psia and 60 F
Ketumpatan Bahan Dorong	:	$\rho = 0.066 \text{ kg/m}^3$
Nisbah Haba Tentu	:	$\gamma = 1.25$
Tekanan Kebuk	:	$p_1 = 1000 \text{ psia}$
Purata Tujahan Kehendak	:	$T = 20,000 \text{ kg}$
Diameter Maksimum Kenderaan	:	$D = 16 \text{ cm}$
Tempoh Kehendak	:	$t_b = 5.0 \text{ sec}$
Tekanan Ambien	:	3.0 psi (at altitude)
Beban Kenderaan	:	5010 kg

(Andaian: Pembakaran Neutral adalah dikehendaki)

The following data are given.

Specific Impulse (actual) 1000 psia	:	$I_s = 240 \text{ sec at sea level and}$
Burning rate 60 F	:	$r = 0.8 \text{ cm/sec at 1000 psia and}$
Propellant density	:	$\rho = 0.066 \text{ kg/m}^3$ .
Specific heat ratio	:	$\gamma = 1.25$
Chamber pressure	:	$p_1 = 1000 \text{ psia}$
Desired average thrust	:	$T = 20,000 \text{ kg}$
Maximum vehicle diameter	:	$D = 16 \text{ cm}$
Desired duration	:	$t_b = 5.0 \text{ sec}$
Ambient pressure	:	$3.0 \text{ psi (at altitude)}$
Vehicle payload	:	$5010 \text{ kg}$

From the following data, make a preliminary determination of the design parameters of a solid rocket such as:

- (i) Basic design
- (ii) Case Dimensions
- (iii) Grain configuration
- (iv) Nozzle design
- (v) Weight estimate
- (vi) Performance
- (vii) Erosive burning

**(Assumption: Approximately neutral burning is desired.)**

**(60 markah/marks)**

2. (a) Senaraikan 4 kategori pendorong eka-bahan dorong (*monopropellant*) dan terangkan 6 sifat pendorong eka-bahan dorong (*monopropellant*)

*List 4 categories of monopropellant thruster and explain 6 features of monopropellant thruster.*

**(10 markah/marks)**

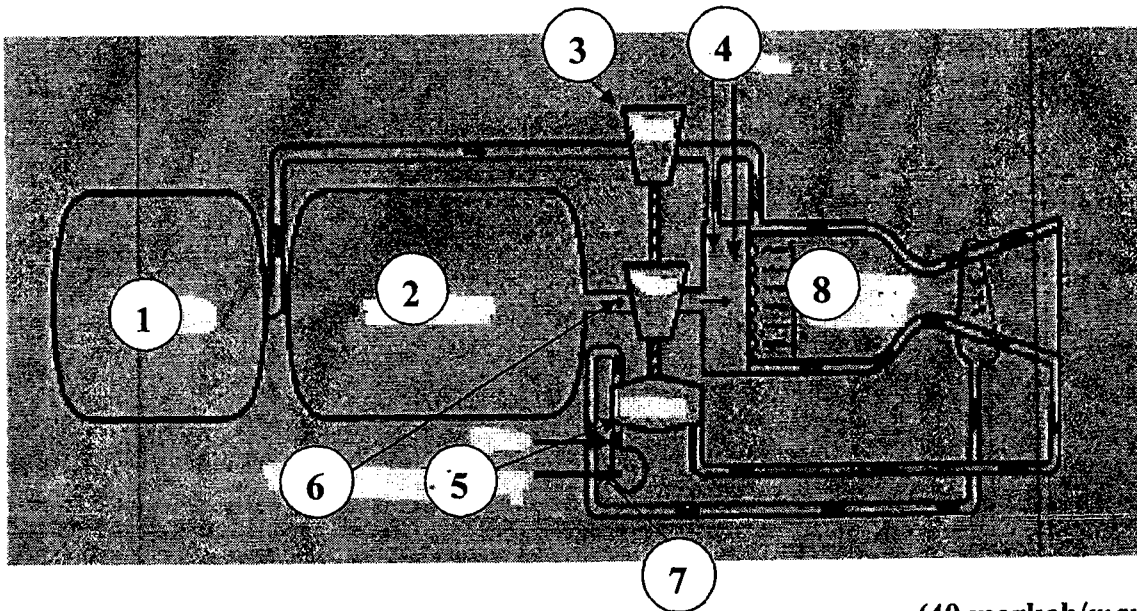
- (b) Senaraikan sistem suapan yang digunakan di dalam sistem pendorongan cecair dan terangkan sekurang-kurangnya 3 kelebihan dan 3 kekurangan kedua-dua sistem tersebut.

*List the feeding systems in liquid propulsion system and describe at least 3 of advantages and disadvantages of both systems.*

**(10 markah/marks)**

- (c) Tuliskan nama untuk sistem yang dilabelkan oleh nombor di dalam gambarajah di bawah.

*Write the names of the system describe by the numbers in figure below.*



**(40 markah/marks)**

- (d) Berikan nama jenis-jenis penyuntik yang digunakan dalam sistem pendorongan cecair seperti yang ditunjukkan dalam gambarajah berikut

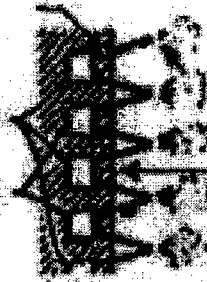
*List the types of injectors for liquid rocket engine as stated in the figure below.*

(i)

Injection Holes

Fuel  
Manfolds

Oxidizer  
Mandoflds



Impengement  
points

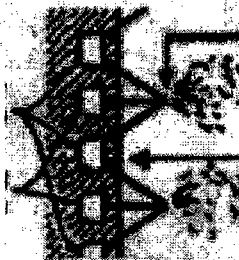
Face of  
injectors



(ii)

Oxidizer  
Mandoflds

Fuel  
Manfolds



Impengement  
points

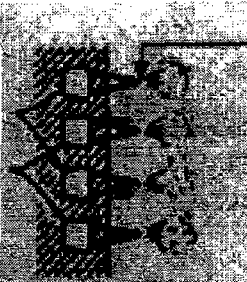
Face of  
injectors



(iii)

Fuel  
Manfolds

Oxidizer  
Mandoflds



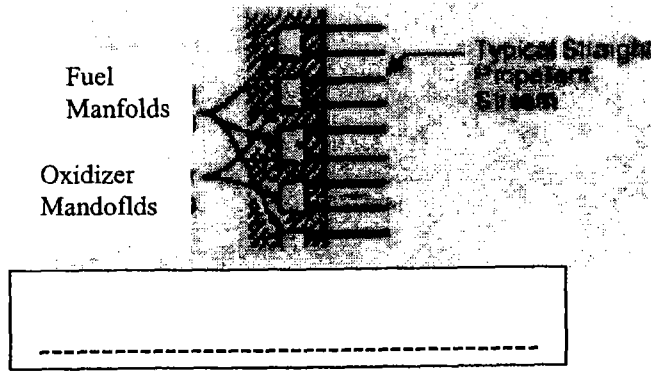
Typical  
Impengement  
points



(iv)

Typical  
Straight Propellant  
Stream





(40 markah/marks)

3. (a) Halaju ekzos sesebuah roket,  $c$ , adalah 3000 m/s. Nisbah jisim,  $R$ , adalah 2 dan masa pembakaran untuk roket tersebut,  $t_b$  adalah 100 sec.

*The exhaust velocity,  $c$ , of a rocket is 3000 m/s. The mass ratio,  $R$ , is 2 and time burnout for the rocket,  $t_b$ , is recorded at  $t_b = 100$  sec.*

- (i) Tuliskan persamaan untuk roket tersebut sekiranya ia dilepaskan secara menegak.

*Write the equation of rocket if the rocket is launch vertically.*

**(10 markah/marks)**

- (ii) Kirakan pecutan roket pada masa  $t_b$

*Calculate the acceleration of the rocket at  $t_b$ .*

**(10 markah/marks)**

- (iii) Kirakan halaju roket pada masa  $t_b$ .

*Calculate the velocity of the rocket at  $t_b$ .*

**(10 markah/marks)**

- (iv) Kirakan ketinggian roket pada masa  $t_b$

*Calculate the height of the rocket at  $t_b$ .*

**(15 markah/marks)**

**Andaian: Seretan angin adalah sifar.**

**Assumptions: Zero air drag**

- (b) Sekiranya nisbah haba tentu,  $k = 1.225$ , berat molekul sesuatu gas,  $M = 22.5$  kg/mole, suhu kebuk,  $T_c = 3590$  K, tekanan kebuk,  $P_c = 68$  atm atau 1000 psi, dan tekanan keluar,  $P_e = 1$  atm, Tentukan yang berikutnya:

*If the specific heat ratio  $k = 1.225$ , molecular mass of a gas,  $M$ , is 22.5 kg/mole, the chamber temperature,  $T_c$ , is 3590 K, the chamber pressure,  $P_c$ , is 68 atm or 1000 psi, and exit pressure,  $P_e$ , is 1 atm. Determine the followings:*

- (i) Nisbah jisim gas,  $R$

*Mass ratio of the gas,  $R$ .*

**(10 markah/marks)**

- (ii) Haba tentu,  $C_p$

*Specific heat,  $C_p$*

**(10 markah/marks)**

(iii) Halaju keluar

*Exit velocity*

(10 markah/marks)

(iv) Dedenyut tentu

*Specific impulse*

(10 markah/marks)

(v) Halaju ciri ekzos,  $C^*$

*Characteristic exhaust velocity,  $C^*$ .*

(15 markah/marks)

**Andaian: Tekanan keluar adalah bersamaan dengan tekanan ambien.**

***Assumptions: Exit pressure is equivalent as the ambient pressure***

4. (a) Suhu kebuk untuk sebuah muncung loceng parabola,  $T_c = 6000$  F atau  $6460$  R, berat molekul sesuatu gas,  $M = 22.5$  lb/mole, dan nisbah haba tentu,  $k = 1.225$ . Tentukan yang berikutnya:  
(factor pembedahan untuk muncung adalah  $0.98$  atau,  $\alpha = 14$ ).

*The chamber temperature of a parabolic bell nozzle,  $T_c$ , is  $6000$  F or  $6460$  R, the molecular weight of the gas,  $M$ , is  $22.5$  lb/mole, and the specific heat ratio,  $k = 1.225$ . Determine the followings:  
(The correction factor for the nozzle is  $0.98$  or  $\alpha = 14$ .)*

- (i) Halaju keluar ciri,  $C^*$

*Characteristic exhaust velocity,  $C^*$*

**(10 markah/marks)**

- (ii) Pekali tujahan,  $C_F$

*Thrust coefficient,  $C_F$ ,*

**(10 markah/marks)**

- (iii) Dedenyut tentu,  $I_{SP}$

*Specific Impulse,  $I_{sp}$ ,*

**(10 markah/marks)**

- (iv) Luas tekak,  $A_t$

*Throat Area,  $A_t$ ,*

**(10 markah/marks)**

- (v) Kadar aliran jisim,  $\dot{m}$

*Mass flow rate,  $\dot{m}$*

**(10 markah/marks)**

- (b) Dengan menggunakan nilai yang diperolehi dari bahagian (a), kirakan dimensi:

*Using the values obtained in section (a), calculate the dimensions of the*

- (i) Muncung

*nozzle*

**(20 markah/marks)**

- (ii) Kebuk

*chamber*

**(20 markah/marks)**

- (c) Dengan menggunakan kertas graf, lukis bentuk muncung dan tekak berdasarkan nilai yang diperolehi dari bahagian (b).

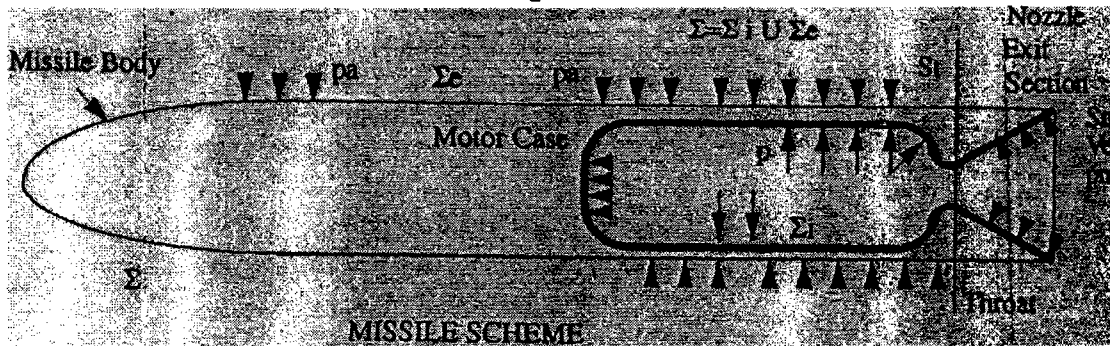
*Using the graph paper, draw the nozzle and the chamber according to the values obtained in section (b)*

**(10 markah/marks)**

5. (a) Gambarajah di bawah menunjuk suatu gambaran skema peluru berpandu. Terbitkan persamaan tujahan dengan menggunakan pengamiran daya tekanan yang bertindak ke atas permukaan dalaman dan luaran peluru berpandu tersebut daripada rumus berikut:

*Below is the missile scheme. Express the thrust equation, by using the integration of the pressure forces acting on the external and internal surfaces of the missile from the equation below*

$$\vec{F} = \int p \cdot \vec{n} \times ds$$



dengan,

$\Sigma_n$  = bahagian luar muncung

$\Sigma_e$  = permukaan luaran peluru berpandu

$\Sigma_i$  = luas dalaman

which,

$\Sigma_n$  = nozzle exit section

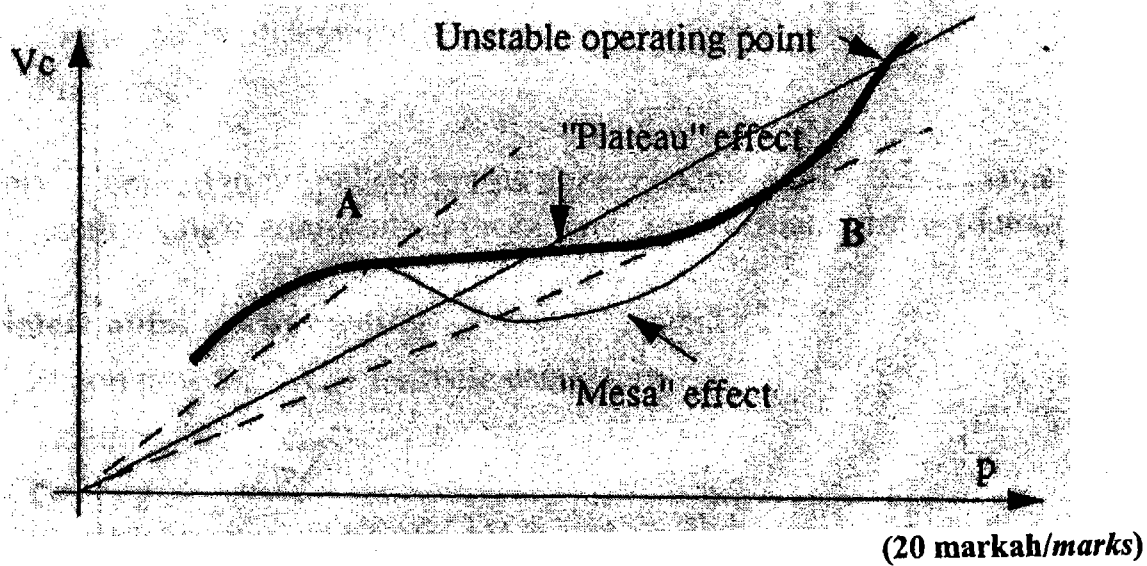
$\Sigma_e$  = missile outside surface

$\Sigma_i$  = internal area

(40 markah/marks)

- (b) Gambarajah menunjukkan satu contoh lengkungan di antara kadar pembakaran dengan tekanan sesuatu bahan dorong homogen. Senaraikan, sekurang-kurangnya dua daripada lengkungan yang bererti terletak di antara titik pengendalian A dan B.

*Below is the graph of 'Curve Example for Homogeneous Propellants of Burning rate Versus Pressure'. List, at least two significances of the operating point between A and B from the graph.*



- (c) Terang dan lukiskan sekurang-kurangnya 4 jenis konfigurasi bijian dan 4 bentuk konfigurasi bijian.

*List and draw, at least, 4 cases of grain configuration and 4 shapes of grain configuration.*

(40 markah/marks)