
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Kedua
Sidang Akademik 2005/2006
*Second Semester Examination
2005/2006 Academic Session*

April/Mei 2006
April/May 2006

ESA 486/3 – Senibina Pelancar
Launcher Architecture

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

ARAHAN KEPADA CALON :
INSTRUCTION TO CANDIDATES:

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEMBILAN (9)** mukasurat dan **EMPAT (4)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.
*Please ensure that this paper contains **NINE (9)** printed pages and **FOUR (4)** questions before you begin examination.*

Jawab **TIGA (3)** soalan sahaja.
*Answer **THREE (3)** questions only.*

Jawab semua soalan dalam Bahasa Malaysia.
Answer all questions in Bahasa Malaysia.

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

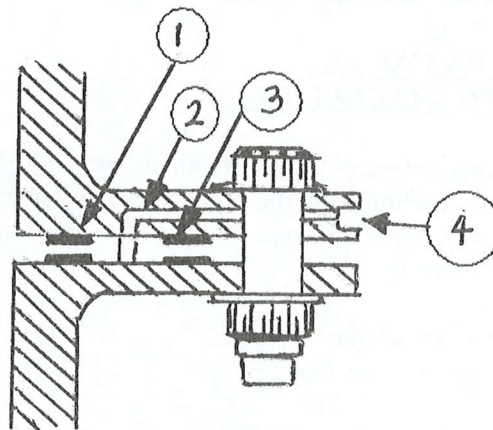
1. (a) Senaraikan 5 jenis gandingan berbibir dan lakarkan.

List 5 types of flanged couplings and sketch them.

(20 markah/marks)

- (b) **Gambarajah 1** menunjukkan lakaran skema untuk untuk pemerhatian kebocoran pada sambungan yang telah digunakan dalam Program Saturn. Sambungan kebocoran boleh diperhatikan pada ujian meja, subsistem, ujian tembakan enjin statik, malah pada sambungan kritikal dalam penerbangan. Beri label bagi petunjuk nombor dalam gambarajah tersebut.

Figure 1 shows a schematic diagram of provisions for monitoring leakage at a joint, which was implemented early on the Saturn Program. Joint leakage could be monitored on bench, subsystem, static-engine firing tests and even on critical joints in flight. Label the numbered indicated.



Gambarajah 1/Figure 1

(10 markah/marks)

- (c) Kaedah asas di dalam mereka cipta sesuatu bebibir sambungan adalah dengan mengenakan tekanan awal pada bebibir bolt supaya tekanan tegasan pada gasket atau tekanan penutup ditetapkan untuk kedapan secara efektif daripada kebocoran cecair.

The basic approach to the design of a flange joint is to prestress the flange bolts in tension so that a gasket compressive stress or seal compression is maintained to seal effectively against fluid leakage.

Di bawah adalah data untuk rekabentuk sambungan bibir untuk saluran fleksibel untuk pam discaj bahan oksida.

Tekanan di bawah keadaan normal dan situasi beroperasi = 1505 psia

Tekanan maksima cecair di bawah keadaan fana sesekali = 1750 psia

Diameter dalam saluran, $D_1 = 8$ in.

Diameter dalam gasket, $D_2 = 8$ in.

Diameter luar gasket, $D_3 = 8.5$ in.

Beban luar yang dikenakan keatas saluran oleh kontraksi haba, $W_e = 2400$ lb

Faktor gasket, $m = 0.8$

Faktor bibir, $n = 0.3$

Below are the data for flange joint design of the flexible duct for oxidizer pump discharge

Working pressure under normal steady, operating conditions = 1505 psia

Maximum fluid working pressure under occasional transient conditions = 1750 psia

Inside diameter D_1 of the duct = 8 in.

Inside diameter D_2 of the gasket = 8 in.

Outside diameter D_3 of the gasket = 8.5 in.

End loads on the duct due to thermal contraction, $W_e = 2400$ lb.

Gasket factor, $m = 0.8$

Flange factor, $n = 0.3$

Tentukan bebanan bolt minima yang diperlukan untuk sambungan bibir.

Determine the minimum required bolt loading of the flange joint.

(30 markah/marks)

- (d) Data yang seterusnya menggambarkan bahan bakar saluran discaj untuk pam bertekanan tinggi yang digunakan oleh saluran dan bebibir Inconel 718.

Tekanan rekabentuk saluran, $P = 6600$ psi

Jejari dalam saluran, $R_1 = 2.5$ in.

Suhu operasi, $T = -320$ F,

Lebar kedap alur = 0.300 in.

Sifat bahan Inconel 718

The following design data characterize the fuel high-pressure pump discharge line for Inconel 718 duct and flange.

Duct design pressure $P = 6600$ psi,

Duct inside radius $R_1 = 2.5$ in.,

Operating temperature $T = -320$ F,

Seal groove width of 0.300 in.,

Material properties of Inconel 718

<i>T, F</i>	<i>Fy, psi</i>	<i>Fu, psi</i>
70	145,000	175,000
-320	163,000	215,000

Tentukan beban minima rekabentuk keseluruhan bolt W_b untuk enjin ini.

Determine the minimum design total bolt load W_b for this engine.

(40 markah/marks)

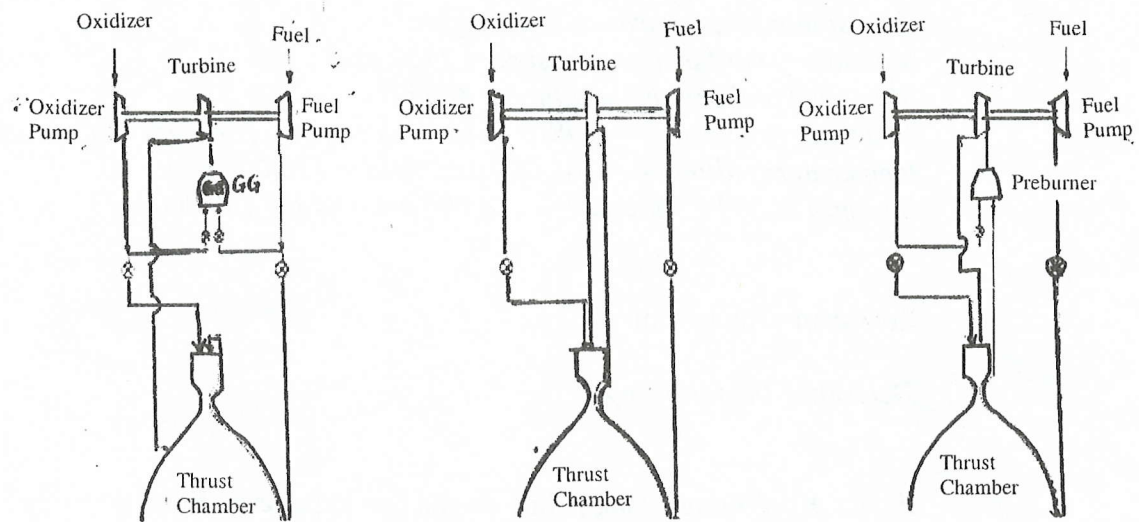
2. Gambarajah 2, 3 dan 4 menunjukkan lakaran asas kitar pam-suap untuk enjin bahan bakar cecair.

Figure 2, 3 and 4 illustrate the basic cycles for pump-fed liquid propellant engines.

- (a) Namakan setiap lakaran kitar

Name each of the cycle.

(20 markah/marks)



Gambarajah 2/Figure 2

Gambarajah 3/Figure 3

Gambarajah 4/Figure 4

- (b) Berikan contoh roket yang menggunakan setiap sistem pam-suap di atas dan kenapa?

Give an example of rockets which uses each of the pump-fed system and why?

(20 markah/marks)

- (c) Penumpuk hidraulik sebuah enjin roket cecair bersaiz besar mempunyai parameter seperti di bawah:

The hydraulic accumulator of a large liquid propellant rocket engine has the following design parameters:

Isipadu yang diperlukan (kapasiti cecair) = 7238 cu in.
 Tekanan (beban) di bawah keadaan normal, mantap dan beroperasi pada situasi fana = 2000 psia.
 Tekanan terjah sesekali = 2200 psia.
 Tekanan mandatori pincang tugas = 2450 psia
 Suhu ambien maksima = 3000 F
 Bahan yang terpilih = AISI 4340 H.T 180 (kekuatan pada suhu bilik: muktamad = 185,000 psi; alah = 170,000 psi)
 Kekuatan pada 300 F: muktamad = 178,000 psi; alah = 150,000

Required volume (fluid capacity), 7238 cu in.
Working pressure (load) under normal steady and transient operating conditions = 2000 psia.
Occasional surge pressure = 2200 psia
Mandatory malfunction pressure = 2450 psia
Maximum ambient temperature = 3000 F
Material selected = AISI 4340 H.T. 180 (strength at room temperature: ultimate = 185,000 psi; yield = 170,000 psi)
Strength at 300 F: ultimate = 178,000 psi; yield = 150,000 psi

Tentukan yang berikut:

Determine the following:

- (i) Konfigurasi yang paling ringan dan keputusan dimensi

Lightest possible configuration and resulting dimensions

(30 markah/marks)

- (ii) Tekanan ujian bukti yang diperlukan pada suhu bilik

Required proof test pressure at room temperature

(30 markah/marks)

3. Sebuah roket tiga peringkat mempunyai data seperti di bawah:
 Berat keseluruhan sistem kenderaan angkasa pada masa berlepas = 80,000 kg
 Berat sistem kenderaan pada permulaan peringkat kedua = 15,000 kg
 Berat kenderaan pada permulaan peringkat ketiga = 4400 kg
 Berat beban bayar = 1000 kg

*A three-stage rocket has the following weight data:
 Total vehicle system weight at take-off = 80,000 kg
 Vehicle system weight at second stage ignition = 15,000 kg
 Vehicle system at third-stage ignition = 4400 kg
 Payload weight = 1000 kg*

Untuk setiap kilogram kenaikan pada berat sistem enjin di peringkat pertama, kedua dan ketiga, tentukan dan terangkan yang berikut dengan mengambil kira bahawa kenderaan berada pada prestasi malar.

For each kilogram increase of engine system weight of first, second and third stages, respectively, at a constant vehicle performance, determine & elaborate.

- (a) Kenaikan keseluruhan berat sistem kenderaan pada masa berlepas

Increases of total vehicle system weight at take off

(50 markah/marks)

- (b) Kenaikan berat sistem kenderaan pada peringkat kedua dan ketiga

Increases of vehicle system weight at second and third stage ignition

(50 markah/marks)

4. Baru-baru ini, minat terhadap sistem dorongan pernafasan udara untuk Kapal Aeroangkasa dalam mencapai laju orbital, telah meningkat. Projek seperti X-30 memaparkan sebuah kapal terbang hipersonik dengan harapan ia akan mencapai laju yang nyata untuk halaju orbital.

Recently, interest in using air-breathing propulsion for Aerospace Planes to reach orbital speeds has greatly increased. Project, such as X-30 demonstrates the hypersonic aircraft with the hope that it can attain speeds that are a substantial fraction of orbital velocity.

- (a) Nyatakan SATU perbezaan besar di antara roket dan kapal aeroangkasa.

State ONE major difference between aerospace plane and rocket.

(20 markah/marks)

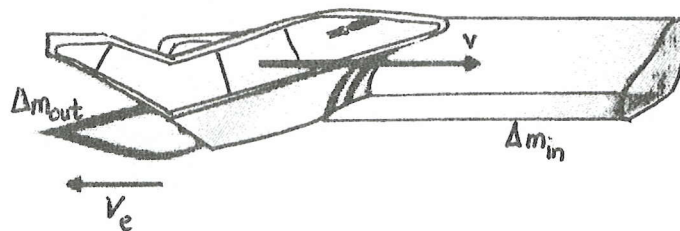
- (b) Selain daripada persamaan roket atau persamaan Tsiolkovsky, apakah teori atau konsep lain yang digunakan di dalam kapal aeroangkasa.

Apart from the rocket equation or Tsiolkovsky's equation, what is the other theories or concepts used in aerospace plane.

(20 markah/marks)

- (c) Terbitkan persamaan pembezaan untuk kapal aeroangkasa seperti yang digambarkan dalam **Gambarajah 5**.

Derive the differential equation for the aerospace plane described in Figure 5.



Gambarajah 5/ Figure 5

(40 markah/marks)