



UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

First Semester Examination  
2016/2017 Academic Session

December 2016/ January 2017

**ESA 343/2 – Aircraft Aerodynamics**  
**[Aerodinamik Pesawat]**

Duration : 2 hours  
[Masa : 2 jam]

Please ensure that this paper contains **ELEVEN (11)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEBELAS (11)** mukasurat bercetak dan **LIMA (5)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

**Instructions** : Answer **ALL** of the questions.

**Arahan** : Jawab **SEMUA** soalan.

Answer all questions in English only.

*[Jawab semua soalan di dalam Bahasa Inggeris sahaja].*

Each answer must begin from a new page.

*[Setiap jawapan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru].*

In the event of any discrepancies, the English version shall be used.

*[Sekiranya terdapat sebarang percanggahan pada soalan peperiksaan, versi Bahasa Inggeris hendaklah digunakan].*

For the questions that require explanation, you are expected to answer the questions as detailed as possible with properly and fully constructed sentences to receive full credits.

*[Bagi soalan-soalan yang memerlukan penerangan, anda di minta untuk menjawab soalan-soalan tersebut secara terperinci dengan menggunakan ayat yang disusun lengkap untuk menerima kredit yang penuh].*

Each student is allowed to bring an A4-sized sheet of self-prepared two-page summary note. [Setiap pelajar dibenarkan untuk membawa sehelai nota ringkasan bersaiz A4 yang mempunyai dua mukasurat yang ditulis sendiri].

Partial credits will be given accordingly to the work shown correctly.

[Sebahagian kredit akan diberikan secara berpatutan untuk jalan kerja yang ditunjukkan dengan betul].

1. A commercial aircraft weighing 20,000 lbs flies at a cruising altitude of 33,000 ft. The wing surface area is 450 ft<sup>2</sup> and the ambient air condition based on the standard atmosphere is given in **Table 1** below.

**Table 1: Standard atmosphere**

Altitude		Temperature (°R)	Pressure (lb/ft <sup>2</sup> )	Density (slugs/ft <sup>3</sup> )
h <sub>G</sub> (ft)	h (ft)			
32,500	32,449	402.97	5.6144 x 10 <sup>2</sup>	8.1169 x 10 <sup>-4</sup>
33,000	32,948	401.19	5.4854 x 10 <sup>2</sup>	7.9656 x 10 <sup>-4</sup>
33,500	33,446	399.41	5.3589 x 10 <sup>2</sup>	7.8165 x 10 <sup>-4</sup>

- [a] Draw a **free body diagram** of all of the forces acting on the aircraft as shown in **Figure 1** at cruise speed. Label your diagram properly and state assumption if necessary.



**Figure 1**

**(5 marks)**

- [b] If the aircraft lift-to-drag ratio is 20 and the drag coefficient is 0.015 as it enters stall, determine the **stall speed**.

**(5 marks)**

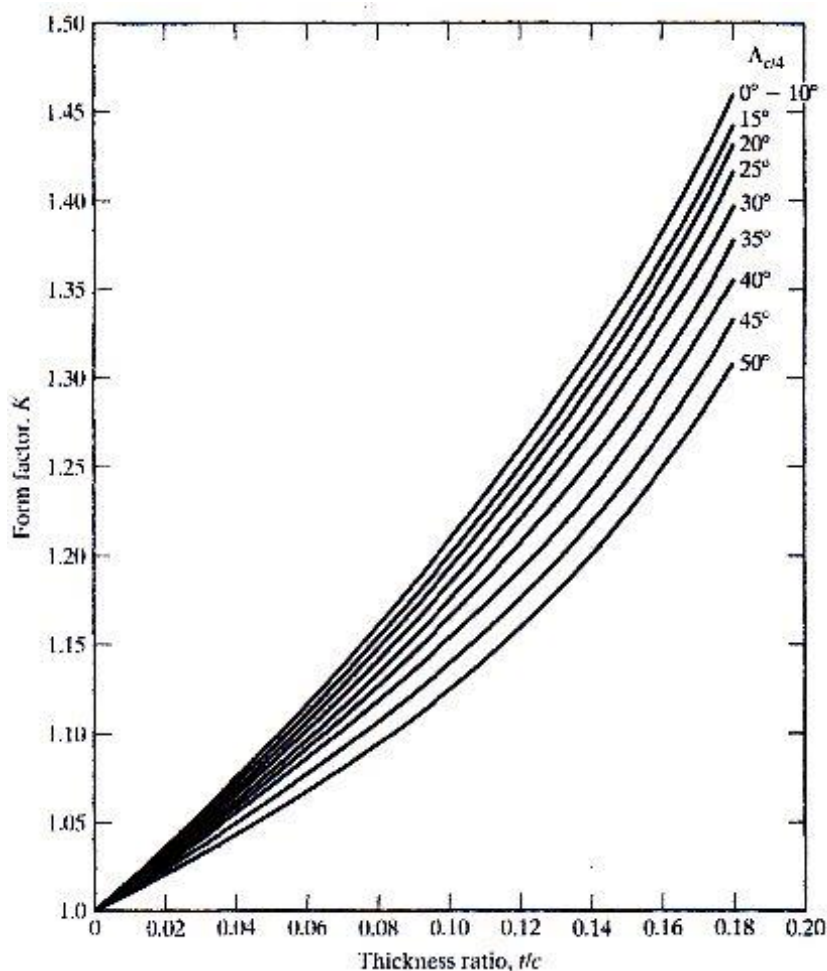
2. You wish to conduct a wind tunnel test to measure the lift and drag coefficients for the Boeing 777 aircraft in actual flight at Mach 0.84 corresponding to an altitude of 35,000 ft (temperature = 394°R, density =  $7.382 \times 10^{-4}$  slugs/ft<sup>3</sup>). The wingspan of the Boeing 777 is 199.9 ft and the span of the model is 6 ft. You can assume that the dynamic viscosity in actual flight with respect to the model tested in the wind tunnel (sea-level condition: temperature = 518.7°R, density = 0.002377 slugs/ft<sup>3</sup>) is related to the temperature as follows:

$$\frac{\mu}{\mu_m} \propto \sqrt{\frac{T}{T_m}}$$

(Use typical constant for relevant parameter:  $\gamma = 1.4$ ;  $R = 1716$  ft.lb/slug. °R)

- [a] Calculate the **flight speed** of the Boeing 777 aircraft. (5 marks)
- [b] If the wind tunnel is operated at standard sea-level conditions, calculate the **test speed** required to **match the flight Reynolds number**. (10 marks)
- [c] Calculate the **test Mach number** if the speed in [b] is used. (2 marks)
- [d] Do you think that this wind tunnel test will yield lift and drag coefficients that accurately model the Boeing 777 in flight? Why? Provide reason for your answer. (3 marks)

3. An airplane is cruising at an altitude of 17,000 ft on a standard day (density = 0.001401 slug/ft<sup>3</sup>) with a temperature of 458.11° R, wing form factor as shown in **Figure 2** and a wing loading of 100 lb/ft<sup>2</sup>. The wing of the airplane has a planform area of 4000 ft<sup>2</sup>, a root chord at the airplane centerline of 35 ft, an overall taper ratio of 0.3 and a span of 150 ft. The cruise Mach number is 0.3 and the viscosity is around  $3.388 \times 10^{-7}$  slug/ft-s. The wing induced drag factor is 0.02 and it has 50° of sweepback at the 25% chord line with the average airfoil thickness ratio is 14%:



**Figure 2: Wing Form Factor**

- [a] Calculate the **zero-lift parasite drag** coefficient if the wetted area is twice of the reference area.

**(10 marks)**

[b] Calculate the **total drag** if it is flying at steady, level flight.

**(10 marks)**

4. [a] An aircraft weighs 40,000 lb, wing area of 350 ft<sup>2</sup> and a wing span of 50 ft. Density at sea-level,  $\rho_\infty = 0.002377$  slug/ft<sup>3</sup> and span efficiency factor,  $e = 0.85$ . Calculate the associated **induced drag** during level flight at sea-level for the following conditions.

(i) Aircraft flies at  $V_1 = 200$  ft/s.

(ii) If the velocity of the aircraft increases to  $V_2 = 600$  ft/s.

(iii) Compare and discuss the differences in the induced drag obtained from a(i) and a(ii).

**(15 marks)**

[b] A finite wing of area 1.5 ft<sup>2</sup> and aspect ratio of 6 is tested in a subsonic wind tunnel at a velocity of 130 ft/s at standard sea-level conditions. At an angle of attack of  $-1^\circ$ , the measured lift and drag are 0 and 0.181 lb, respectively. At an angle of attack of  $2^\circ$ , the lift and drag measured as 5.0 and 0.23 lb, respectively. Calculate the **span efficiency factor** and the **infinite wing lift slope**.

**(15 marks)**

5. [a] A trainer aircraft has a wing area,  $S = 32 \text{ m}^2$ , aspect ratio,  $AR = 9.3$ , and taper ratio,  $\lambda = 0.48$ . It is required that the 50% chord line sweep angle to be zero. Determine the:

- (i) Wing span,  $b$
- (ii) Mean aerodynamic chord,  $mac$
- (iii) Root chord,  $c_r$
- (iv) Tip chord,  $c_t$
- (v) Leading edge sweep angle,  $\Lambda_{LE}$
- (vi) Trailing edge sweep angle,  $\Lambda_{TE}$
- (vii) Quarter chord sweep angle,  $\Lambda_{c/4}$
- (viii) Sketch the wing configuration and label all the information calculated above a(i to vii).

**(10 marks)**

[b] Consider an aircraft wing of aspect ratio 6 with NACA 2412 airfoil. For this wing, the span effectiveness factor,  $e = 0.95$ . As obtained from graph, for NACA 2412, the lift slope for the airfoil is 0.105 per degree and  $\alpha_{L=0} = -2.2^\circ$ . The aircraft is flying at subsonic speed with Mach number of 0.8. Calculate the **lift coefficient** for the wing at  $6^\circ$  angle of attack if the wing is:

- (i) Straight wing,
- (ii) Swept wing with a sweep angle of  $35^\circ$ .
- (iii) Compare and discuss the results obtained from b(i) and b(ii).

**(10 marks)**

1. Sebuah pesawat komersial seberat 20, 000 lbs terbang menjajap pada ketinggian 33, 000 ft. Luas permukaan sayap ialah 450 ft<sup>2</sup> dan keadaan udara berdasarkan atmosfera piawai diberikan seperti **Jadual 1** di bawah:

**Jadual 1: Atmosfera Piawai**

<b>Ketinggian</b>		<b>Suhu (°R)</b>	<b>Tekanan (lb/ft<sup>2</sup>)</b>	<b>Ketumpatan (slugs/ft<sup>3</sup>)</b>
<b><i>h<sub>G</sub></i> (ft)</b>	<b><i>h</i> (ft)</b>			
32, 500	32, 449	402.97	$5.6144 \times 10^2$	$8.1169 \times 10^{-4}$
33, 000	32, 948	401.19	$5.4854 \times 10^2$	$7.9656 \times 10^{-4}$
33, 500	33, 446	399.41	$5.3589 \times 10^2$	$7.8165 \times 10^{-4}$

- [a] Lukis rajah badan bebas bagi semua daya yang bertindak terhadap pesawat dalam **Rajah 1** pada kelajuan menjajap. Labelkan gambarajah dan nyatakan andaian anda sekiranya perlu.



**Rajah 1**

(5 markah)

- [b] Jika pesawat mempunyai nisbah angkat kepada seretan sebanyak 20 dan pemalar seretan bernilai 0.015 apabila ia mula memasuki keadaan pegun, carikan halaju pegun.

(5 markah)

2. Anda berhajat untuk melakukan ujian dalam terowong angin untuk menghitung pemalar angkat dan seretan bagi pesawat Boeing 777 dalam penerbangan sebenar ketika Mach 0.84 pada ketinggian 35, 000 ft (temperature = 394°R, density = 7.382 x 10<sup>-4</sup> slugs/ft<sup>3</sup>). Rentang sayap Boeing 777 ialah 199.9 ft dan rentap model ialah 6 ft. Anda boleh mengandaikan bahawa kelikatan dinamik dalam penerbangan sebenar dibandingkan dengan model yang diuji dalam terowong angin (keadaan paras laut: suhu = 518.7°R, ketumpatan = 0.002377 slugs/ft<sup>3</sup>) berhubungkait dengan suhu seperti berikut:

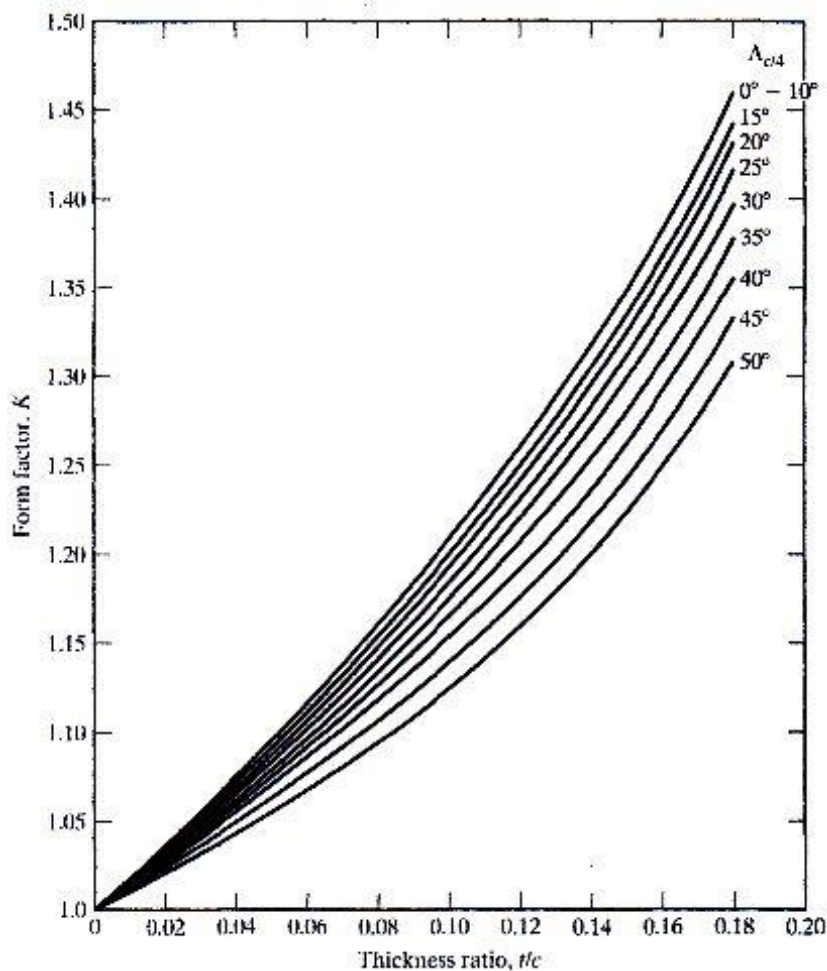
$$\frac{\mu}{\mu_m} \propto \sqrt{\frac{T}{T_m}}$$

(Gunakan pemalar yang bersesuaian:  $\gamma = 1.4$ ;  $R = 1716 \text{ ft}\cdot\text{lb}/\text{slug}\cdot^\circ\text{R}$ )

- [a] Hitung halaju terbang pesawat Boeing 777. (5 markah)
- [b] Sekiranya terowong angin itu beroperasi pada paras laut, hitung halaju ujian yang diperlukan agar bersesuaian dengan nombor Reynolds penerbangan. (10 markah)
- [c] Hitung nombor Mach ujian jika menggunakan halaju [b]. (2 markah)
- [d] Adakah anda fikir yang ujian terowong angin ini akan menghasilkan pemalar angkat dan seretan yang tepat bagi menggambarkan penerbangan sebenar Boeing 777? Kenapa? Nyatakan sebab bagi jawapan anda. (3 markah)



3. Sebuah pesawat terbang menjajap pada ketinggian 17,000 ft pada hari biasa (ketumpatan =  $0.001401 \text{ slug/ft}^3$ ) dengan suhu  $458.11^\circ \text{ R}$ , faktor bentuk sayap seperti **Rajah 2** dan bebanan sayap sebanyak  $100 \text{ lb/ft}^2$ . Pesawat sayap mempunyai keluasan sebanyak  $4000 \text{ ft}^2$ , rentas pangkal pada garis pusat pesawat bernilai 35 ft, nisbah tirus keseluruhan sebanyak 0.3 dan rentangan sebanyak 150 ft. Nombor Mach ketika menjajap ialah 0.3 dan kelikatannya ialah  $3.388 \times 10^{-7} \text{ slug/ft-s}$ . Faktor seretan teraruh sayap ialah 0.02 dan ia mempunyai  $50^\circ$  sapuan ke belakang pada 25% garis rentas dengan nisbah purata ketebalan airfoil bernilai 14%:



**Rajah 2: Faktor Bentuk Sayap**

[a] Hitung pemalar seretan parasit pada angkatan sifar sekiranya keluasan basahan adalah dua kali ganda keluasan rujukan.

(10 markah)

[b] Hitung daya seretan keseluruhan sekiranya ia terbang dalam keadaan mantap dan mendatar.

**(10 markah)**

4. [a] Sebuah pesawat mempunyai berat 40,000 lb, keluasan sayap 350 ft<sup>2</sup> dan rentang sayap 50 ft. Ketumpatan pada aras laut,  $\rho_\infty = 0.002377$  slug/ft<sup>3</sup> dan faktor kecekapan rentang sayap,  $e = 0.85$ . Hitungkan daya seret teraruh semasa penerbangan datar pada aras laut bagi situasi-situasi berikut.

- (i) Pesawat terbang dengan kelajuan  $V_1 = 200$  ft/s.
- (ii) Sekiranya kelajuan pesawat dinaikkan ke  $V_2 = 600$  ft/s.
- (iii) Banding dan bincangkan perbezaan daya seret teraruh yang diperolehi dari soalan a(i) dan a(ii).

**(15 markah)**

[b] Sebuah pesawat yang mempunyai sayap berkeluasan 1.5 ft<sup>2</sup> dan nisbah bidang iaitu 6 telah diuji di dalam terowong angin subsonik yang berkelajuan 130 ft/s pada aras laut. Pada sudut serang  $-1^\circ$ , daya angkat dan daya seret yang diukur ialah masing-masing 0 dan 0.181 lb. Manakala pada sudut serang  $2^\circ$ , daya angkat dan daya seret yang diukur pula ialah 5.0 dan 0.23 lb. Hitungkan faktor kecekapan rentang sayap dan juga cerun lengkung daya angkat bagi sayap tak terhingga.

**(15 markah)**

5. [a] Sebuah pesawat latihan udara mempunyai sayap yang berkeluasan,  $S = 32 \text{ m}^2$ , nisbah bidang,  $AR = 9.3$ , dan nisbah tirus,  $\lambda = 0.48$ . Sayap tersebut memerlukan 50% daripada garis perentas mempunyai sudut sapu ke belakang ialah sifar. Hitungkan:

- (i) Rentang sayap,  $b$
- (ii) Garis rentas aerodinamik purata,  $mac$
- (iii) Garis rentas pangkal sayap,  $c_r$
- (iv) Garis rentas hujung sayap,  $c_t$
- (v) Sudut sapu ke belakang bagi pinggir depan sayap,  $\Lambda_{LE}$
- (vi) Sudut sapu ke belakang bagi pinggir belakang sayap,  $\Lambda_{TE}$
- (vii) Sudut sapu ke belakang bagi suku rentas sayap,  $\Lambda_{c/4}$
- (vii) Lakar dan labelkan gambarajah bagi sayap tersebut berdasarkan maklumat yang dihitung di atas a(i hingga vii).

**(10 markah)**

[b] Sayap sebuah pesawat mempunyai nisbah bidang 6 dan menggunakan aerofoil NACA 2412. Faktor kecekapan rentang sayap bagi sayap pesawat tersebut ialah  $e = 0.95$ . Berdasarkan maklumat yang diperolehi daripada graf aerofoil NACA 2412, cerun lengkung daya angkat bagi aerofoil tersebut ialah 0.105 per degree pada sudut  $\alpha_{L=0} = -2.2^\circ$ . Sekiranya pesawat tersebut terbang pada kelajuan subsonik dengan nombor Mach 0.8, hitungkan pekali daya angkat untuk sayap tersebut pada sudut serang  $6^\circ$  untuk jenis-jenis sayap seperti berikut:

- (i) Sayap lurus,
- (ii) Sayap sapu ke belakang yang bersudut  $35^\circ$ .
- (iii) Banding dan bincangkan jawapan yang diperolehi dari soalan b(i) dan b(ii).

**(10 markah)**

00000000