

# PENELITIAN MEKANISME STALL AKIBAT PERKEMBANGAN GELEMBUNG SEPARASI PADA SAYAP NACA 0017 SECARA EKSPERIMEN DI TEROWONGAN ANGIN SUBSONIK

Agus Aribowo  
Penditi Unit Uji Aerodinamika, LAPAN

## ABSTRACT

This paper presents the results of investigation the separation bubble which growing and burst on airfoil NACA 0017 with effect mechanism of stall in the subsonic wind tunnel. Experiment have done on wind speed 20 m/s and 30 m/s. The data picked from the orifice of pressure with interval 2 degree until stall position. The result was separation bubble which growing on the airfoil, going to ahead of airfoil together with increasing the Reynolds number. After touching, the flow appeared to separate from the upper airfoil without reattachment.

## ABSTRAK

Makalah ini menyajikan hasil cksperimen di terowongan angin kecepatan rendah mengenai mekanisme *stall* akibat tumbuh, berkembang dan pecahnya gelembung separasi pada permukaan sayap NACA 0017. Pengujian dilakukan pada dua kecepatan, yaitu 20 m/s dan 30 m/s. Pengambilan data dari tiap-tiap lubang tekanan dilakukan pada sudut serang [*angle of attack*] mulai dari sudut 0° hingga mencapai sudut *stall-nya* dengan interval 2°. Dari hasil eksperimen dapat diambil kesimpulan bahwa gelembung separasi yang terjadi di permukaan atas sayap, seiring dengan bertambahnya bilangan Reynolds, bergerak maju mendekati ujung depan tepi sayap. Dan setelah menyentuhnya, menimbulkan separasi tanpa lekat ulang pada permukaan atas.

## 1 PENDAHULUAN

Pada eksperimen terowongan angin dengan bilangan Reynolds rendah, terutama pada penelitian distribusi tekanan ( $C_p$ ) sayap ataupun plat datar, adanya gelembung separasi [*separation bubble*] di sekilar permukaan atas obyek eksperimen akan menambah luas penampang muka yang mengakibatkan bertambahnya gaya hambat [*drag force*] dan mengurangi nilai maksimum gaya angkat [*lift force*] yang akan mcmpercepat terjadinya *stall* pada obyek eksperimen dan itu berarti akan menurunkan karakteristiknya.

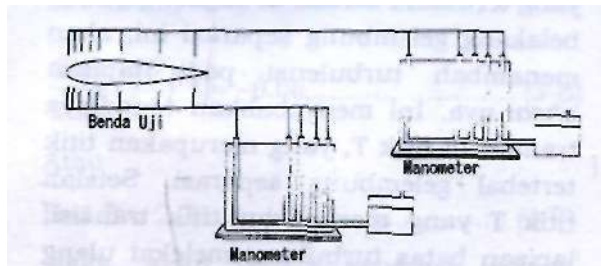
Pada penelitian ini, akan dibahas mengenai keberadaan gelembung separasi dan hubungannya dengan mekanisme *stall* pada sayap jenis NACA 0017 secara ekperiment dengan menggunakan tero-

wongan angin kecepatan rendah (Gambar 1-1).

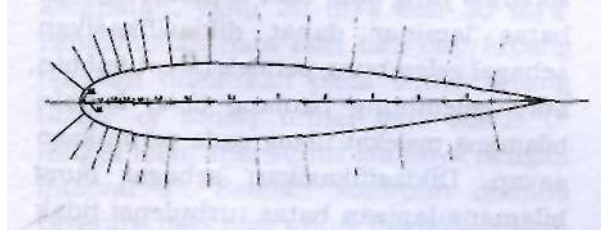
## 2 PROSEDUR EKSPERIMEN

Untuk menunjang penelitian ini, penulis menggunakan fasilitas terowongan angin kecepatan rendah di Universitas Okayama-Jepang yang mempunyai seksi uji berluas penampang 400 x 400 [mm] dengan kecepatan maksimum 40 m/s. Terowongan angin ini bertipe terbuka dengan sistem hembus. Untuk ruang peredam aliran turbulensi dan pengarah aliran digunakan *honeycomb* dan 5 lembar kawat *screen* yang diatur berdasarkan uji percobaan karakteristik terowongan angin [Agus Aribowo, 1997]. Dari percobaan pengaliran tanpa model didapatkan distribusi kecepatan aliran di daerah seksi uji berkisar 1 %. Untuk

mendapatkan data yang akurat, tanpa dipengaruhi oleh dinding seksi uji (*wall effect*) maupun pengaruh sumbat model (*solid blockage effect*), model uji diletakkan pada seksi uji tanpa dinding atas maupun dinding bawah.



Gambar 1-1: Bagan penelitian sayap NACA 0017 pada terowongan angin



Gambar 2-1: Susunan letak lubang-lubang tekanan

Model sayap dua dimensi yang digunakan adalah dari tipe NACA 0017 (sayap simetrik yang mempunyai tebal 17 % dari panjang penampang) dengan panjang penampang samping 50 mm. Pada permukaan sayap bagian atas (*upper surface*) ditempatkan 14 lubang tekanan dan permukaan sayap bagian bawah (*lower surface*) juga ditempatkan 14 lubang tekanan yang sama dengan diameter lubang 0.4 mm. Juga di bagian terdepan sayap (*stagnation point*) ditempatkan 1 lubang tekanan yang sama. Susunan letak lubang dapat dilihat pada Gambar 2-1. Dan untuk menghindari pengaruh hisap (*sink effect*) lubang di depannya, lubang berikutnya ditempatkan pada posisi kemiringan 30° positif pada permukaan bagian atas dan 30° negatif pada permukaan bagian bawah dengan pusat sudut adalah lubang tekanan titik stagnasi (pada sudut serang 0°).

Seluruh lubang tersebut dihubungkan dengan 2 buah manometer tabung banyak yang masing-masing mempunyai 15 buah tabung pengukuran. Pengambilan data dilakukan secara konvensional dengan membaca langsung data manometer. Eksperimen dilakukan pada kecepatan 20 m/s dan 30 m/s atau pada bilangan Reynolds ( $Re$ )  $7.1 \times 10^4$  dan  $1.06 \times 10^5$ .

### 3 DASAR TEORI

Pada umumnya, distribusi tekanan pada permukaan sayap tidak tergantung pada panjang penampang sayap. Namun sangat bergantung kepada bentuk distribusi ketebalan. Terutama adanya kegiatan separasi, transisi, dan lekat ulang (*reattachment*) oleh lapisan batas laminar (*laminar boundary layer*) di permukaan atas sayap. Oleh sebab itu, lubang-lubang tekanan harus didistribusikan pada sayap serekat mungkin dan merata ke seluruh permukaan sayap. Terlebih lagi pada daerah distribusi ketebalan yang ekstrem di sekitar ujung tepi muka (*leading edge*), harus dikonsentrasikan penempatan lubang-lubang tersebut.

Dari lubang-lubang tekanan di permukaan sayap yang dihubungkan pada tabung manometer, diperoleh tekanan total  $P$ . Dan setelah dikurangi dengan tekanan statik  $P_s$ , dibagi dengan tekanan dinamis  $1/2\rho V^2$  akan didapatkan bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan :

$$C_p = \frac{P - P_s}{\frac{1}{2}\rho V^2}$$

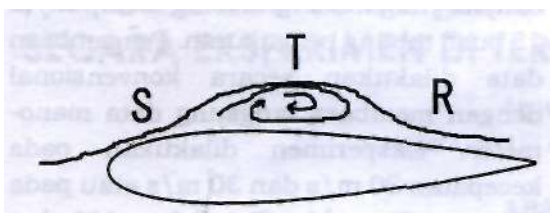
Keterangan:

$\rho$  = rapat massa

$V$  = kecepatan aliran

Dari koefisien tekanan yang didapat dapat diketahui kelakuan aliran di sekitar permukaan sayap pada setiap sudut serang dan kecepatan yang berbeda. Dari berbagai macam kelakuan aliran yang ada, kegiatan separasi, transisi, dan lekat ulang akan

membentuk sebuah gelembung separasi di atas permukaan sayap.



Gambar 3-1: Mekanisme Gelembung Separasi

Gambar 3-1 menunjukkan skematik bentuk aliran separasi laminar yang terjadi pada permukaan atas sayap, dan hubungannya dengan koefisien tekanan wilayah itu [Tetsuo and Nishiyama].

Terlihat pula bahwa aliran yang telah melewati titik terendah dan memasuki gradien kenaikan tekanan, apabila lapisan batas laminar memenuhi syarat sebagai berikut.

$$v \ ds$$

Ataupun

$$H = \frac{9}{8} = 3.55 \dots \dots \dots (3-3)$$

Keterangan:

- 9 = ketebalan momentum
- du/ds = gradient kecepatan terhadap ketebalan
- H = koefisien bentuk
- 6 = tebal lapis batas
- v = kepekatan kinematik

Setelah melewati titik S, akan mengalami separasi dari permukaan sayap. Tetapi setelah membentuk gelembung separasi, lapisan batas laminar tersebut akan melekat ulang pada permukaan di titik R.

Tekanan statik pada bagian separuh depan dari gelembung separasi yang terbentuk, terlihat konstan antara titik separasi hingga transisi. Sebelum transisi, aliran balik (*reverse flow*) bergerak sangat lamban dan mengarah

terbentuknya daerah mati aliran (*dead air region*). Namun setelah transisi, kecepatan aliran balik mengalami kenaikan dan aliran vortek mulai terlihat berada dalam gelembung separasi. Akibat dari keberadaan aliran vortek ini, yang terutama berada di bagian separuh belakang gelembung separasi ini, akan menambah turbulensi pada lapisan shear-nya. Ini menyebabkan terjadinya transisi di titik T, yang merupakan titik tertebal gelembung separasi. Setelah titik T yang merupakan titik transisi, lapisan batas turbulensi melekat ulang pada permukaan atas dan menyebabkan tekanan permukaan atas mengalami kenaikan.

Pada umumnya, gelembung separasi yang lahir oleh separasi lapisan batas laminar dapat diklasifikasikan sebagai gelembung pendek (*short bubble*), atau gelembung panjang (*long bubble*) bilamana melekat ulang pada permukaan sayap. Diklasifikasikan sebagai *burst* bilamana lapisan batas turbulensi tidak melekat ulang pada permukaan sayap.

Sedangkan klasifikasi dari gelembung pendek, adalah

$$\frac{u_s \delta_s}{v} > 500 \dots \dots \dots (3-4)$$

Dan untuk gelembung panjang,

$$\frac{u_s \delta_s}{v} < 500 \dots \dots \dots (3-5)$$

Keterangan:

- $u_s$  = kecepatan lokal aliran di titik separasi laminar
- $\delta_s$  = tebal lapisan batas di titik separasi laminar

Dari persamaan di atas, bisa diketahui mengenai terjadinya *burst*. Dan efek yang ditimbulkan oleh gelembung separasi terhadap distribusi koefisien tekanan permukaan atas, secara keseluruhan sangat besar untuk gelembung separasi panjang. Dan kecil pengaruhnya

untuk gelembung separasi pendek. Selain itu, di daerah kenaikan tekanan di aliran bagian bawah dari titik lekat ulang, koefisien bentuk lapisan batas turbulensi akan semakin bertambah bila melewati posisi di mana memenuhi persyaratan di bawah ini,

$$\frac{\theta}{u} \frac{du}{ds} \left( \frac{u\theta}{\nu} \right)^{1/4} = -0.06 \dots\dots\dots (3-6)$$

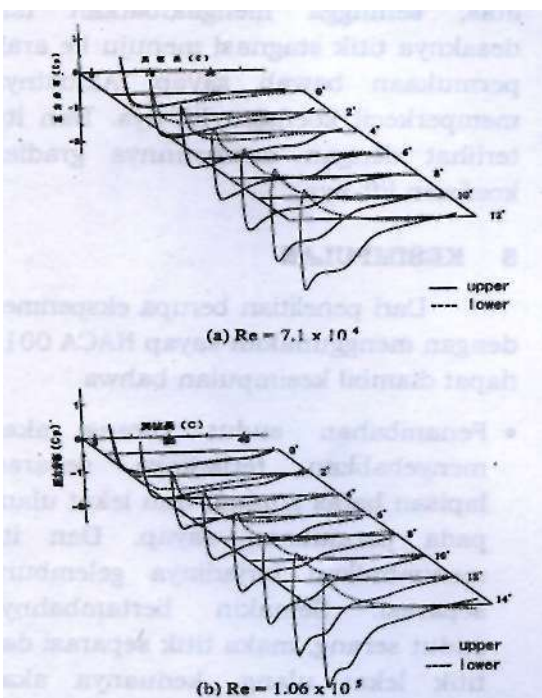
Atau

$$H = 1.8 \infty 2.3 \dots\dots\dots (3-7)$$

Maka, akan terjadi separasi lapisan batas turbulensi dari permukaan sayap.

#### 4 HASIL EKSPERIMEN DAN DISKUSI

Eksperimen dilakukan pada dua kecepatan, yaitu 20 m/s dan 30 m/s. Pengambilan data dari tiap-tiap lubang tekanan dilakukan pada sudut serang (*angle of attack*) mulai dari sudut 0° hingga mencapai sudut *stall*-nya dengan interval 2°. Setelah *staU*-pun diambil beberapa data juga untuk mengklasifikasikan jenis *stall* dari obyek eksperimen ini.

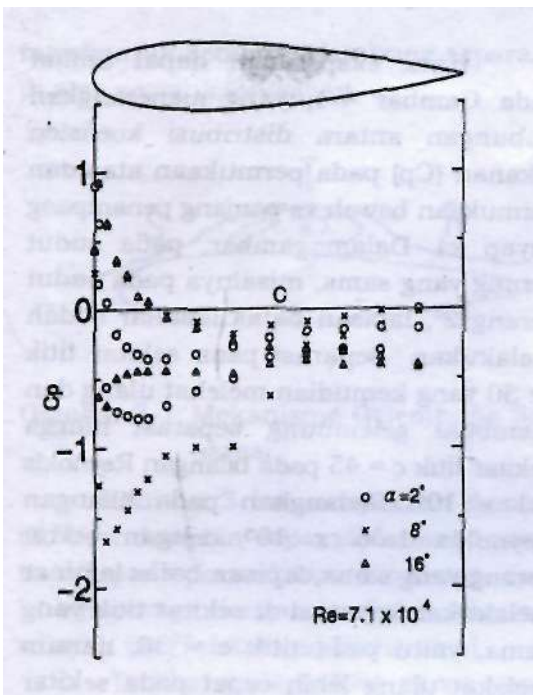


Gambar 4-1: Hubungan antara distribusi koefisien tekanan (Cp) VS panjang penampang sayap (c)

Hasil eksperimen dapat dilihat pada Gambar 4-1, yang menerangkan hubungan antara distribusi koefisien tekanan (Cp) pada permukaan atas dan permukaan bawah vs panjang penampang sayap (c). Dalam gambar, pada sudut serang yang sama, misalnya pada sudut serang 2°, lapisan batas laminar sudah melakukan separasi pada sekitar titik  $c = 30$  yang kemudian melekat ulang dan membuat gelembung separasi hingga sekitar titik  $c = 45$  pada bilangan Reynolds  $7.1 \times 10^4$ . Sedangkan pada bilangan Reynolds  $1.06 \times 10^5$  dengan sudut serang yang sama, lapisan batas laminar melakukan separasi di sekitar titik yang sama, yaitu pada titik  $c = 30$ , namun melekat ulang lebih cepat pada sekitar titik  $c = 40$ .

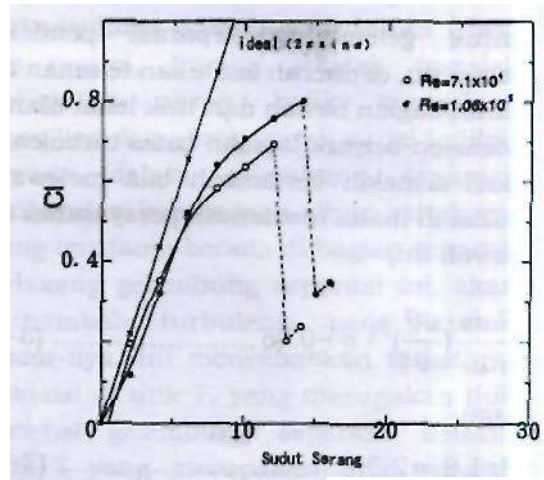
Kemudian dilihat juga pada sudut serang 12° dengan kecepatan aliran 20 m/s. Pada gambar terlihat bahwa lapisan batas laminar melakukan separasi pada sekitar titik  $c = 5$ . Hal ini terjadi pula pada kecepatan aliran 30 m/s. Ini berarti bahwa letak titik separasi tidak tergantung dari besarnya bilangan Reynolds. Tetapi bila kita melihat titik lekat ulangnya, pada kecepatan 20 m/s, aliran melakukan lekat ulang di sekitar  $c = 20$  dan pada kecepatan 30 m/s, melekat ulang lebih cepat di sekitar titik  $c = 14$ . Hal ini berarti bahwa titik lekat ulang pada permukaan sayap bergantung pada besarnya bilangan Reynolds. Semakin besar bilangan Reynolds-nya maka lapisan batas laminar semakin cepat melekat ulang pada permukaan sayap. Atau dapat dikatakan bahwa pertambahan bilangan Reynolds memperpendek panjang dari pada gelembung separasi.

Selain itu, kenaikan sudut serang, menyebabkan gelembung separasi bergerak maju menuju tepi muka permukaan sayap (*leading edge airfoil*) yang kemudian menimbulkan *stall*, bila gelembung separasi menyentuh ujung tepi muka sayap.



Gambar 4-2: Perubahan distribusi koefisien tekanan berdasar sudut serang secara positif

Pada Gambar 4-2, menunjukkan perubahan distribusi koefisien tekanan berdasarkan sudut serangnya di daerah permukaan atas dan permukaan bawah pada bilangan Reynolds  $7.1 \times 10^4$ . Pertambahan sudut serang secara positif, mengakibatkan titik terendah koefisien tekanannya semakin menurun. Selain dari pada itu, titik terendah tekanan tersebut bergerak mendekati ujung tepi sayap. Pada Gambar 4-2 terlihat titik terendah koefisien tekanan pada sudut serang  $2^\circ$  sebagai A, bergerak ke depan (mendekati ujung tepi) hingga mencapai titik B seiring dengan bertambahnya sudut serang menjadi  $8^\circ$ . Setelah melewati sudut *stall* ( $13^\circ$ ) dan sudut serang yang lebih besarnya lagi, distribusi koefisien tekanan akan konstan pada angka  $C_p = 0.5$  mulai dari  $c = 3$  hingga ujung belakang untuk permukaan atasnya. Sedangkan permukaan bawahnya, pada sudut serang yang lebih besar dari sudut *stall*-nya, di belakang titik  $c = 10$ , koefisien tekanannya mendekati  $C_p = 0$  (tekanan statiknya sama dengan tekanan totalnya).



Gambar 4-3: Koefisien lift NACA 0017

Pada Gambar 4-3, menunjukkan koefisien lift pada dua bilangan Reynolds yang berbeda. Terlihat keduanya mengalami *stall* pada ujung tepi sayap (*leading edge stall*). Mulai sudut serang  $8^\circ$  terlihat bahwa gradien kemiringan koefisien lift-nya mulai menurun di kedua bilangan Reynolds. Hal ini disebabkan oleh semakin berkembangnya gelembung separasi dan makin dekatnya dengan ujung tepi permukaan atas, sehingga mengakibatkan terdesaknya titik stagnasi menuju ke arah permukaan bawah sayap. Akibatnya memperkecil koefisien lift-nya. Dan itu terlihat dengan menurunnya gradien koefisien lift-nya.

## 5 KESIMPULAN

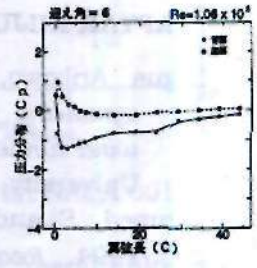
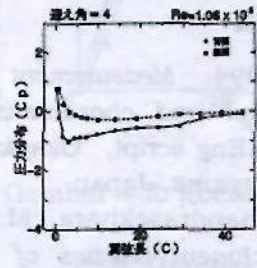
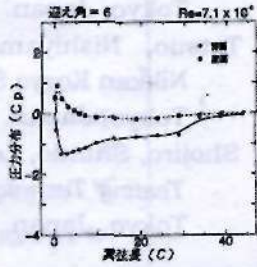
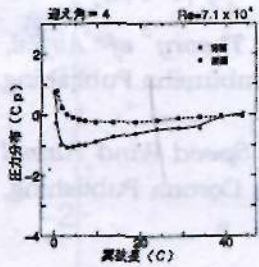
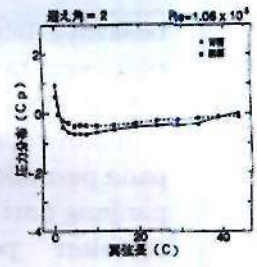
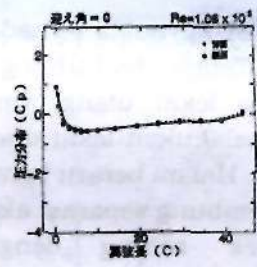
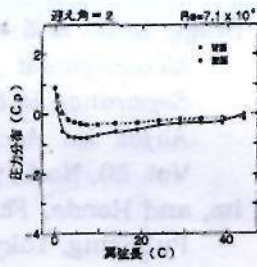
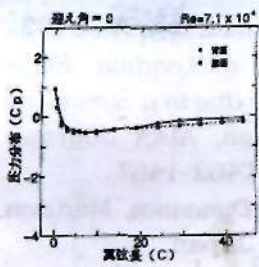
Dari penelitian berupa eksperimen dengan menggunakan sayap NACA 0017 dapat diambil kesimpulan bahwa

- Penambahan sudut serang akan menyebabkan terjadinya separasi lapisan batas laminar dan lekat ulang pada permukaan sayap. Dan itu menimbulkan terjadinya gelembung separasi. Semakin bertambahnya sudut serang, maka titik separasi dan titik lekat ulang, keduanya akan bergerak maju mendekati ujung tepi sayap dan menimbulkan *stall*,
- Pada sudut serang yang sama, tidak ada pengaruh yang berarti antara

besarnya bilangan Reynolds terhadap titik separasi. Tetapi berhubungan erat dengan titik lekat ulang, yaitu semakin cepat melakukan lekat ulang pada permukaan. Hal ini berarti bahwa panjang dari gelembung separasi akan semakin pendek seiring dengan membesarnya bilangan Reynolds.

#### DAFTAR RUJUKAN

- Agus Aribowo, 1994. *Measurement of symmetric airfoil and characteristic wind tunnel*, B.Eng script, Okayama University, Okayama, Japan.
- Ahmed, S., and Chandrasekhara, M.S., 1994. *Reattachment studies of an Oscillating Airfoil Dynamic Stall Flowfield*, AIAA Journal, Vol. 32, No.5, pp 1006-1012.
- Bragg, M.B., and Khodadoust, A., 1992. *Measurement in a Leading Edge Separation Bubble due to a Simulated Airfoil Ice Accretion*, AIAA Journal, Vol. 30, No.6, pp 1462-1467.
- Ito, and Honda, *Fluid Dynamics*, Maruzen Publishing, Tokyo, Japan.
- Mitsuo, Makino, *Foundation of Aerodynamics*, Sangyo Tosho Publishing, Tokyo, Japan.
- Tetsuo, Nishiyama, *Theory of Airfoil*, Nikkan Kogyo Shimbunsha Publishing, Tokyo, Japan.
- Shojiro, Shindo, *Low Speed Wind Tunnel Testing Technique*, Corona Publishing, Tokyo, Japan.

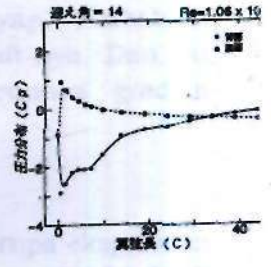
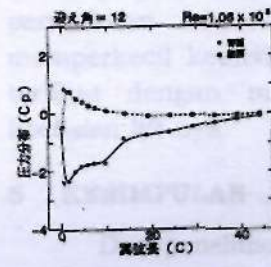
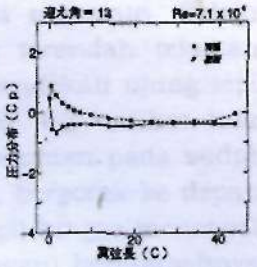
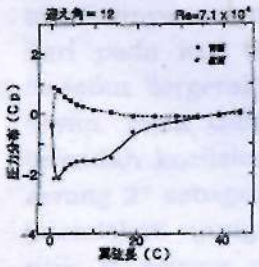
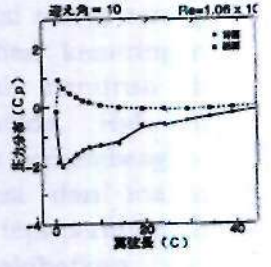
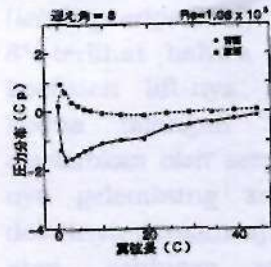
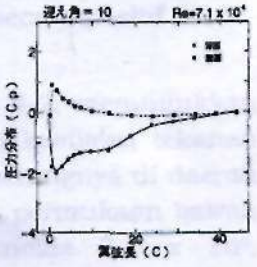
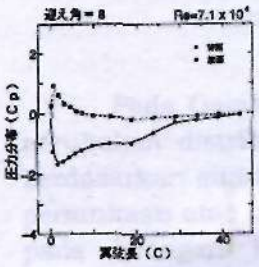


Sudut Serang  $0^\circ \sim 6^\circ$

Hubungan antara Distribusi Koefisien Tekanan (Cp) VS Panjang Penampang Sayap (c)

Sudut Serang  $0^\circ \sim 6^\circ$

Hubungan antara Distribusi Koefisien Tekanan (Cp) VS Panjang Penampang Sayap (c)

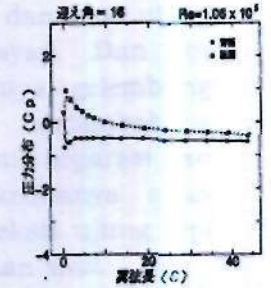
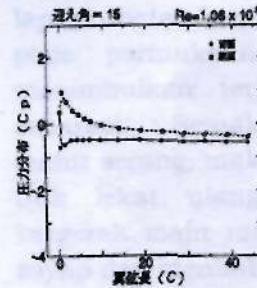
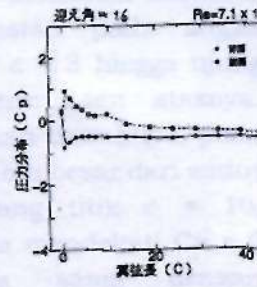
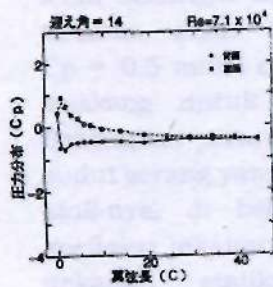


Sudut Serang  $8^\circ \sim 14^\circ$

Hubungan antara Distribusi Koefisien Tekanan (Cp) VS Panjang Penampang Sayap (c)

Sudut Serang  $8^\circ \sim 13^\circ$

Hubungan antara Distribusi Koefisien Tekanan (Cp) VS Panjang Penampang Sayap (c)



Sudut Serang  $14^\circ \sim 16^\circ$

Hubungan antara Distribusi Koefisien Tekanan (Cp) VS Panjang Penampang Sayap (c)

Sudut Serang  $15^\circ \sim 16^\circ$

Hubungan antara Distribusi Koefisien Tekanan (Cp) VS Panjang Penampang Sayap (c)