

# STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK ALIRAN PADA AIRFOIL NACA 0015

Oleh:  
JUMADI  
NIM. 085524034  
S1 Pend. Teknik Mesin, Fakultas Teknik  
Universitas Negeri Surabaya

## ABSTRAK

Salah satu hal yang sangat menarik untuk dikaji dalam karakteristik aliran adalah distribusi tekanan sepanjang permukaan kontur dan profil kecepatan dibelakang kontur. Penelitian ini menggunakan jenis penelitian eksperimen. Benda uji yang digunakan adalah *airfoil NACA 0015* dengan panjang chord ( $c$ ) 77 mm dan panjang *span* 370 mm serta letak ketebalan maksimum pada  $x/c = 0,2$ . Untuk mengetahui distribusi tekanan pada kontur maka dipasang *pressure tap* disepanjang permukaan kontur dengan jumlah 29 *pressure tap*. Alat yang digunakan untuk mengukur profil kecepatan menggunakan *pitot tube*. Pengujian dilakukan pada *wind tunnel* jenis terbuka dengan ukuran *test section* 450 x 350 mm<sup>2</sup>. Untuk pembacaan hasil pengukuran maka digunakan manometer jenis V dengan sudut 7°. Hasil penelitian menunjukkan bahwa distribusi tekanan dengan *angle of attack* ( $\alpha$ ) = 0° pada  $Re = 2,1 \times 10^4$  Cp minimum sebesar -1,333 dengan posisi separasi pada titik 0,65. Pada  $Re = 3,5 \times 10^4$  Cp minimum sebesar -1,375 dengan posisi separasi pada titik 0,71. Pada  $Re = 6,7 \times 10^4$  Cp minimum sebesar -1,396 dengan posisi separasi pada titik 0,78. Pada *angle of attack* ( $\alpha$ ) = 10° untuk sisi *upper side* terjadi nilai Cp minimum yang lebih besar dan letak titik separasi yang lebih mundur dari  $\alpha = 0^\circ$ . Sementara untuk sisi *lower side* terjadi distribusi tekanan yang lebih besar dan aliran cenderung mengikuti kontur. Dengan *angle of attack* ( $\alpha$ ) = 20°, untuk sisi *upper side* terjadi nilai Cp minimum yang lebih besar dari  $\alpha = 0^\circ$  dan 10°, tetapi letak titik separasi terjadi lebih awal. Untuk profil kecepatan dengan *angle of attack* ( $\alpha$ ) = 0° dan 10°, didapatkan hasil seiring meningkatnya *Reynolds number* didapatkan lebar *wake* yang lebih sempit. Sedangkan Dengan *angle of attack* ( $\alpha$ ) = 20°, seiring meningkatnya *Reynolds number* didapatkan lebar *wake* yang lebih besar

Kata Kunci : *Reynolds Number*, *angle of attack*, koefisien tekanan (Cp), dan profil kecepatan.

## ABSTRACT

*One thing that is very interesting to study the flow characteristics of the pressure distribution a long the surface contour and of the velocity profile behind the contour. This research uses experimental research. Specimens used were NACA 0015 airfoil with a chord length (c) 77 mm and span length of 370 mm and maximum thickness at the location  $x/c = 0,2$ . To find the pressure distribution on the contour of the pressure taps installed along the contour of the surface with the 29 pressure taps. The instrument used to measure the velocity profile using a pitot tube. Tests carried out on the open type wind tunnel test section with a size of 450 x 350 mm<sup>2</sup>. For reading the measurement results are used manometer type V with an angle 7°. The results showed that pressure distribution with angle of attack ( $\alpha$ ) = 0°, at  $Re = 2,1 \times 10^4$  Cp minimum of -1,333 to the position of separation at the point of 0,65. At  $Re = 3,5 \times 10^4$  Cp minimum of -1,375 to the position of separation at the point of 0,71. At  $Re = 6,7 \times 10^4$  Cp minimum of -1,396 to the position of separation at the point of 0,78. At the angle of attack ( $\alpha$ ) = 10° to the upper side there is a minimum value of Cp is larger and the separation point location over backwards from  $\alpha=0^\circ$ . While to the lower side there is greater pressure distribution and the fluid allow the contour. With angle of attack ( $\alpha$ ) = 20°, to the upper side there is a minimum value of Cp is greater than  $\alpha = 0^\circ$  and 10°, but the location of separation point occurs earlier. For the velocity profile with angle of attack ( $\alpha$ ) = 0° and 10°, the result sobtained with*

increasing Reynolds number obtained a narrower wake width. Meanwhile, with angle of attack ( $\alpha$ ) = 20°, with increasing Reynolds number obtained a larger wake width.

*Key words: Reynolds Number, angle of attack, pressure coefficient (Cp), and the velocity profile.*

## I. PENDAHULUAN

### A. Latar Belakang Masalah

Pembelajaran mengenai aliran melintasi sebuah body (*eksternal flow*) telah banyak dilakukan mengingat peranannya yang cukup penting dalam kehidupan. Dalam aplikasinya bentuk *airfoil* simetris banyak digunakan terutama sebagai konstruksi sayap pesawat terbang. Maka pengamatan dan penelitian mengenai karakteristik aliran yang melintasi bentuk body *airfoil* simetris menjadi cukup penting. Peranan tersebut termasuk dalam kepentingan perancangan hal ini terutama adalah demi tercapainya optimalisasi dan efisiensi yang tinggi.

Secara umum karakteristik aliran yang melintasi sebuah body akan memiliki medan aliran tertentu yang melintasi *upper side* dan *lower side*. Perubahan sudut serang datangnya aliran (*angle of attack*) mempengaruhi karakteristik suatu aliran yang melintasinya. Karakteristik aliran yang diamati termasuk pengaruh percepatan dan perlambatan aliran yang melintasi kontur bagian depan terhadap stabilitas aliran, transisi *boundary layer*, yang lebih jauh akan mempengaruhi separasi *massive* pada body dibelakangnya.

Pemberian *angle of attack* pada *airfoil* akan membuat perubahan percepatan aliran pada *leading edge*. Kecepatan diperbesar dan tekanan kecil sehingga pada *boundary layer* terjadi peningkatan gaya tekan fluida terhadap kontur yang searah dengan arah aliran dimana gaya tekan masih mampu melawan gaya friksi antara fluida dengan kontur *airfoil*. Ketika momentum yang dimiliki aliran fluida sudah tidak mampu melawan efek friksi dari *adverse pressure gradien* maka aliran akan terpisah dari kontur sehingga terjadilah separasi.

Pengukuran tekanan statis diambil dengan menanam *pressure tap* masing-masing pada permukaan *upper side* dan permukaan *lower side airfoil*, tepatnya sepanjang *mid span*. Selanjutnya dengan menghubungkan saluran-saluran *pressure tap* tersebut dengan *inclined manometer*, maka besar tekanan statis yang terukur instalasi dapat dibaca, sehingga didapatkan nilai tekanan statiknya, dan kemudian disusun menjadi distribusi tekanan statik sepanjang kontur. Sementara untuk mengukur profil kecepatan maka digunakan alat *pitot tube* yang diletakkan dibelakang kontur *airfoil*.

### B. Identifikasi Masalah

Perubahan kecepatan aliran yang melintasi kontur suatu body dan pemberian *angle of attack* diduga mempengaruhi karakteristik aliran dan perkembangan *boundary layer* disepanjang permukaan kontur dibelakangnya.

Pemberian *angle of attack* positif diduga akan semakin mempertajam defleksi aliran pada daerah *upper side* karena titik stagnasi akan bergeser kearah *lower side* dan diharapkan aliran pada *upper side* akan terjadi transisi dari *laminar flow* menjadi *turbulent flow* lebih cepat sehingga titik separasi mampu bergeser lebih kebelakang.

Permasalahan dalam penelitian ini adalah bagaimana karakteristik distribusi tekanan pada permukaan kontur dan profil kecepatan di belakang kontur *airfoil* apabila kecepatan aliran dibuat bervariasi dan dilakukan perubahan sudut serang aliran (*angle of attack*) terhadap kontur *airfoil*.

### C. Batasan Masalah

Untuk lebih memfokuskan dan mengarahkan pembahasan maka

ditentukan beberapa batasan sebagai berikut:

1. Fluida yang mengalir adalah udara dalam kondisi *steady* dan *incompressible* dengan arah aliran yang *uniform*.
2. Kemungkinan adanya perpindahan panas dan efek kekasaran permukaan diabaikan.
3. Penelitian dilakukan pada *Reynolds number*  $2,1 \times 10^4$ ,  $3,5 \times 10^4$  dan  $6,7 \times 10^4$ .
4. Sudut serang (*angle of attack*) terhadap *airfoil* sebesar  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $20^\circ$ .
5. *Wind Tunnel* yang digunakan dalam kondisi baik dengan kecepatan dianggap konstan.

#### D. Rumusan Masalah

Rumusan masalah yang akan dibahas dalam penelitian ini adalah:

1. Bagaimana hasil pengukuran distribusi tekanan ( $C_p$ ) pada permukaan kontur *airfoil NACA 0015* apabila memakai *Reynolds number* dan *angle of attack* yang bervariasi?
2. Bagaimana hasil pengukuran profil kecepatan (*velocity profile*) di belakang kontur *airfoil NACA 0015* apabila memakai *Reynolds number* dan *angle of attack* yang bervariasi?

#### E. Tujuan Masalah

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Mengetahui hasil pengukuran distribusi tekanan ( $C_p$ ) pada permukaan kontur *airfoil NACA 0015* apabila memakai *Reynolds number* dan *angle of attack* yang bervariasi.
2. Mengetahui hasil pengukuran profil kecepatan (*velocity profile*) di belakang kontur *airfoil NACA 0015* apabila memakai *Reynolds number* dan *angle of attack* yang bervariasi.

#### F. Manfaat Penelitian

Adapun manfaat dari penelitian yang dilakukan antara lain:

1. Mahasiswa dapat mempelajari tentang analisa karakteristik aliran

pada *airfoil NACA 0015* dengan *Reynolds number* dan *angle of attack* yang bervariasi.

2. Menambah pengetahuan akan karakteristik aliran pada suatu profil yang diaplikasikan pada kemajuan teknologi.
3. Sebagai kajian teoritis maupun praktis untuk pengembangan pengetahuan lebih lanjut.
4. Mengembangkan kemampuan penulis untuk bereksperimen sesuai dengan ilmu yang dipelajari.

## II. TEORI DASAR

*Reynolds number* merupakan perbandingan dari gaya inersia terhadap gaya geser yang ditimbulkan oleh aliran fluida. Pada *incompressible flow*, *Reynolds number* bisa menyatakan bahwa aliran tersebut *laminar* atau *turbulent*.

Penambahan *angle of attack* dapat diartikan sebagai usaha untuk semakin meningkatkan defleksi aliran ke arah upper side dimana diharapkan mampu memicu instabilitas boundary layer serta mempercepat transisi aliran menjadi turbulen. Transisi aliran yang terjadi lebih awal diharapkan mampu meningkatkan turbulensi aliran sehingga lokasi separasi permanen diharapkan dapat lebih mundur atau tertunda kebelakang.

## III. METODE PENELITIAN

### A. Tempat dan Waktu Penelitian

#### 1) Tempat Penelitian

Proses penelitian pengukuran karakteristik aliran pada *airfoil NACA 0015* dilakukan di Laboratorium Mekanika Fluida Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Negeri Surabaya.

#### 2) Waktu Penelitian

Penelitian dilakukan pada bulan Juni 2012 sampai dengan selesai.

### B. Definisi Operasional Variabel

- 1) Variabel Bebas (Variabel Prediktor/Manipulasi).

- a. Variasi *Reynolds number* yang digunakan adalah  $2,1 \times 10^4$ ,  $3,5 \times 10^4$  dan  $6,7 \times 10^4$ .
- b. Sudut serang *airfoil* (*angle of attack*) diambil pada  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $20^\circ$ .

2) Variabel Tetap (Variabel Respon).

Variabel respon pada penelitian ini adalah distribusi tekanan pada permukaan *airfoil* dan profil kecepatan (*velocity profil*) dibelakang kontur *airfoil*.

3) Variabel Kontrol

Beberapa variabel kontrol dalam penelitian ini antara lain :

- a. Alat ukur yang digunakan dalam pengukuran *velocity profile* adalah *pitot tube* yang dilengkapi dengan *holder*.
- b. Manometer yang digunakan bentuk V dengan sudut  $7^\circ$ .
- c. Temperatur pengujian diusahakan dalam kondisi konstan.

### C. Prosedur Penelitian

1. Obyek Penelitian

Penelitian menggunakan *airfoil* NACA 0015 dengan panjang chord 77 mm dan panjang span 370 mm. Ukuran benda uji disesuaikan dengan ukuran dari test section *wind tunnel*.

Keterangan benda uji:

Jenis *airfoil* : *airfoil NACA 0015*

Panjang chord : 77 mm

Tebal maksimum:  $15\% \times 77 \text{ mm} = 11,55 \text{ mm}$

Posisi ketebalan maksimum: 20%

2. Instrumen Penelitian

a. *Wind tunnel*

Spesifikasi Wind Tunnel:

Jenis: *Subsonic, open circuit wind tunnel*

Daya Listrik: 220/380 volt/ 3 phase, 3 KW

Dimensi Utama : 2040 X 1630 X 800mm

Test Section: 450 X 350 X 350 mm

Kecepatan maksimum : 16 m/s

b. Termometer

Range pengukuran termometer dari  $0^\circ\text{C}$ - $100^\circ\text{C}$ .

c. Manometer

Spesifikasi dari manometer

yaitu:

Fluida pengisi : *Red kerosene*

*Density* :  $803,2 \text{ kg/m}^3$

Range pengukuran : 0 – 300 mm

d. *Pressure Tap*

Berupa lubang-lubang kecil berdiameter 2 mm yang terpasang disepanjang kontur body benda uji yang tegak lurus permukaan. *Pressure tap* ini berfungsi untuk mengukur besaran tekanan statis disepanjang permukaan benda uji dengan menghubungkan setiap *pressure tap* ke manometer

e. *Pitot Tube*.

*Pitot tube* berfungsi untuk mengukur besar tekanan statis dan tekanan stagnasi aliran fluida.

3. Prosedur Pengambilan Data

- a. Pengukuran tekanan statis *freestream* dilakukan pada daerah *freestream* yang diukur pada *centerline test section wind tunnel* dengan menggunakan *pitot tube* yang kemudian disambungkan ke manometer untuk dibaca ketinggian dalam kolom fluida.
- b. Tahap pengambilan data distribusi tekanan statis kontur dan profil kecepatan dibelakang *airfoil* dilakukan dengan langkah-langkah sebagai berikut :

1) Menyiapkan *wind tunnel* dan peralatan penelitian (*Airfoil NACA 0015*, *Pitot tube*, *thermometer*, dan manometer).

2) Mengukur kondisi udara pengujian (temperatur, tekanan, kelembaban).

3) Memasang benda uji *airfoil* dengan *pressure tap* pada *center line* dari test section dengan sudut serang *airfoil*  $0^\circ$  dan memastikan kelurusan silinder

uji dengan menggunakan *water pass*.

- 4) Mengukur ketinggian cairan didalam manometer ukur sebagai kondisi awal sebelum melakukan pengujian.
- 5) Memasang selang penghubung dari *pressure tap* ke manometer.
- 6) Menyalakan *fan*, atur besar kecepatannya dengan menggunakan inverter agar diperoleh *Reynolds number* sebesar  $2,1 \times 10^4$ .
- 7) Setelah keadaan tunak, catat ketinggian fluida dalam kolom manometer yang ditunjukkan dalam  $\Delta h$  terukur. Lakukan kegiatan ini pada semua *pressure tap* yang tertanam pada *airfoil*. Setelah semuanya selesai, selanjutnya digunakan untuk mengukur profil kecepatan dibelakang *airfoil*.
- 8) Tempatkan *pitot tube* yang terhubung dengan manometer dibelakang *airfoil* pada jarak  $x/c = 1,25$ . Pada jarak ini dimulai pengukuran dengan  $y/h = 0$ . Setelah keadaan tunak, catat ketinggian fluida dalam kolom manometer yang ditunjukkan dalam  $\Delta h$  terukur kemudian geser *pitot tube* dengan interval 0,25 mm hingga dicapai kecepatan maksimum.
- 9) Setelah pengukuran pada posisi  $x/c = 1,25$  selesai, lakukan pengukuran selanjutnya pada jarak  $x/c = 1,50$  dan  $x/c = 1,75$ . Lakukan pengukuran ini sampai selesai.
- 10) Setelah itu pengukuran dilakukan pada *Reynolds number* sebesar  $3,5 \times 10^4$  dan  $6,7 \times 10^4$  dengan proses pengukuran yang sama seperti point 7 s/d point 9.
- 11) Untuk pengukuran dengan sudut serang  $10^\circ$  dan  $20^\circ$  dilakukan sama seperti melakukan kegiatan pada point 4 sampai point 10.

#### D. Teknik Analisi Data

Penelitian ini menggunakan metode deskriptif dengan mengumpulkan informasi atau data dari setiap hasil perubahan yang terjadi melalui eksperimen secara langsung. Tujuan penggunaan metode deskriptif untuk menggambarkan sifat suatu keadaan yang sementara berjalan pada saat penelitian dilakukan dan menganalisa sebab-sebab dari suatu gejala tertentu.

### IV. HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

#### A. Hasil Penelitian Distribusi Tekanan Sepanjang Permukaan *Airfoil*.

Pada *Angle of attack* yang sama tetapi bilangan *Reynolds* yang berbeda maka didapatkan bahwa Pada aliran dengan  $Re = 6,7 \times 10^4$ , aliran memiliki momentum yang lebih besar dibandingkan dengan aliran dengan  $Re = 2,1 \times 10^4$ , dan  $Re = 3,5 \times 10^4$ , yang ditandai dengan besarnya penurunan nilai  $C_p$  minimum pada letak tebal maksimum ( $x/c = 1,9$ ) yang lebih kecil yaitu  $C_p = -1,396$  pada  $Re = 6,7 \times 10^4$ ,  $C_p = -1,375$  pada  $Re = 3,5 \times 10^4$  dan  $C_p = -1,333$  pada  $Re = 2,1 \times 10^4$ . Dengan adanya peningkatan *Reynolds number* akan meningkatkan penurunan harga  $C_p$  minimum, yang berarti ada peningkatan nilai distribusi percepatan aliran pada daerah *leading edge* sampai letak tebal maksimum, serta menyebabkan letak titik separasi lebih mundur kebelakang atau terjadinya separasi dapat ditunda. (gambar 1)

Sedangkan pada bilangan *Reynolds* yang sama tetapi *angle of attack* yang berbeda didapatkan hasil seiring dengan pemberian *angle of attack*, *slope* penurunan tekanan untuk aliran ke arah *upper side* lebih sempit dan menghasilkan  $C_p$  minimum yang lebih rendah dibandingkan untuk aliran ke arah *lower side* dimana hal ini menunjukkan percepatan aliran yang terjadi lebih kuat untuk aliran ke arah

*upper side* dibandingkan untuk kearah *lower side*.

Percepatan aliran yang lebih kuat ke arah *upper side* menunjukkan bahwa defleksi aliran yang terjadi lebih kuat untuk aliran ke arah *upper side* dibandingkan dengan aliran ke arah *lower side*. Hal ini disebabkan karena pada  $\alpha=10^\circ$  lokasi titik stagnasi diduga bergeser ke arah *lower side* sehingga aliran ke arah *upper side* akan terdefleksi lebih kuat, sedangkan aliran ke arah *lower side* akan terdefleksi lebih lemah. Defleksi aliran yang lemah pada *lower side* menyebabkan nilai penurunan  $C_p$  pada *lower side* tidak terlalu tajam dan ini mengurangi *adverse pressure* pada bagian belakang sehingga menurut grafik distribusi  $C_p$  tampak sedikit fluktuasi tekanan yang terbaca. (gambar 2)

#### B. Hasil penelitian Profil Kecepatan di belakang Airfoil.

Pada *Angle of attack* yang sama tetapi dengan variasi *Reynolds number* yang berbeda maka tampak bahwa bahwa *boundary layer* aliran pada daerah dibelakang *airfoil* mempunyai perkembangan dari kontur *airfoil* menuju daerah *freestream*. Dimana terjadi perubahan kecepatan secara bertahap sebelum kecepatan *freestream* seiring dengan perubahan jarak dari titik pusat *airfoil* ( $y/h=0$ ). Titik semakin menjauhi  $y/h=0$  maka kecepatan aliran akan semakin bertambah dan sebaliknya tekanan semakin berkurang hal ini berlaku terus hingga mencapai kecepatan *freestream*. Dari penjelasan tersebut diatas dapat disimpulkan bahwa hal tersebut sesuai dengan *teori boundy layer* bahwa kecepatan berkembang atau meningkat sesuai dengan jarak aliran dari dinding permukaan suatu kontur, dimana semakin aliran menjauhi kontur maka kecepatannya semakin besar (mendekati kecepatan *freestream*) dan semakin mendekati kontur semakin kecil (jauh dari kecepatan *freestream*). Selain itu dengan meningkatnya *Reynolds number* maka posisi terjadinya separasi dapat ditunda atau lebih mundur kebelakang (gambar 3).

Sementara dengan *Reynolds number* yang sama tetapi dengan variasi *angle of attack* didapatkan hasil pada *angle of attack*  $10^\circ$  terjadi lebar *wake* yang lebih sempit dari pada dengan *angle of attack*  $0^\circ$ . Hal ini sesuai dengan hasil distribusi tekanan bahwa pada  $\alpha = 10^\circ$  letak titik separasi lebih mundur kebelakang. Hasil berbeda didapatkan pada  $\alpha = 20^\circ$  dimana terjadi *wake* yang lebih lebar dari pada  $\alpha = 0^\circ$  dan  $\alpha = 10^\circ$  hal ini juga didukung oleh hasil distribusi tekanan yang terjadi separasi lebih awal (gambar 4).

#### V. KESIMPULAN

Dari penelitian karakteristik aliran pada *airfoil* NACA 0015 dapat ditarik kesimpulan bahwa :

1. Untuk distribusi tekanan dengan pemberian *angle of attack* ( $\alpha$ )= $0^\circ, 10^\circ$  dan  $20^\circ$  dan peningkatan *Reynolds number* akan meningkatkan penurunan harga  $C_p$  minimum, yang berarti ada peningkatan nilai distribusi percepatan aliran pada daerah *leading edge* sampai letak tebal maksimum. Tetapi untuk titik separasi didapatkan hasil yang berbeda yaitu dengan *angle of attack* ( $\alpha$ )= $0^\circ, 10^\circ$  dengan meningkatnya *Reynolds number* menyebabkan letak titik separasi lebih mundur kebelakang atau terjadinya separasi dapat ditunda. Sedangkan pada  $\alpha=20^\circ$  dengan adanya peningkatan *Reynolds number* menyebabkan titik separasi lebih maju atau dapat dikatakan terjadi separasi lebih awal. Letak titik tebal maksimum pada benda uji (*airfoil*) adalah pada  $x=20\%c$  karena merupakan *airfoil* yang telah dimodifikasi.
2. Untuk profil kecepatan pada pemberian  $\alpha=0^\circ$  dan  $10^\circ$ , dengan adanya peningkatan *Reynolds number* menyebabkan semakin landainya garis profil kecepatan dan semakin sempit *wake* yang terjadi. Sementara itu dengan adanya peningkatan *angle of attack* ( $\alpha$ )= $10^\circ$  dan  $20^\circ$  titik stagnasi bergeser lebih kearah *lower side* sehingga terjadi

tekanan yang lebih besar pada sisi lower side akibatnya terjadi perubahan profil kecepatan pada daerah wake. Yang ditandai dengan semakin menyempitnya wake yang terjadi pada sisi lower dari kontur.

Narbuko, C. dan Achmadi, H.A. 2005. *Metodologi penelitian*. Jakarta: PT Bumi Aksara.

Olson dan Wright.1998.*Dasar-Dasar Mekanika Fluida Teknik Edisi kedua*. Erlangga Media Grup. Jakarta

#### DAFTAR PUSTAKA

Bertin, Jhon and Cumming Russel. 2002. *Aerodynamic For enginer fifth edition*. Pearson education international:United state of America.

Fox, Robert W. dan Mc. Donald, Alan T. 2011. *Introduction to Fluid Mechanics*, 8<sup>th</sup> Edition. John Wiley and Son, Inc: New York.

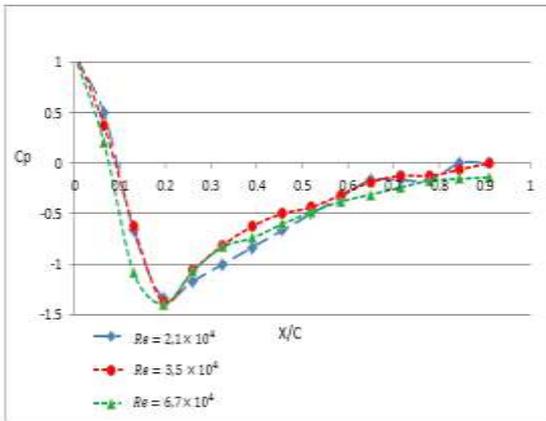
Dwi Juniardi, Fajar. 2005. *Studi Ekesperimental Pengaruh Modifikasi Letak Tebal Maksimum Airfoil Simetris 0015 Terhadap Letak Titik Separasi 2D Pada Ecepatan Berubah.* Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember

[http://www.esru.strath.ac.uk/EandE/Web\\_sites/0506/marine\\_renewables/technology/oshydro.htm&docid=UFQZbK2kZPmBZM&imgurl](http://www.esru.strath.ac.uk/EandE/Web_sites/0506/marine_renewables/technology/oshydro.htm&docid=UFQZbK2kZPmBZM&imgurl), diakses 28 januari 2012.

Jacobs, Easman N, Kenette E. Ward and Robert M. Pinkerton.1935.*The Characteristics of 78 Related Airfoil section from Test In The Variable-Density Wind tunnel*.National Advisor Comitte For Aeronautics: Washington DC.

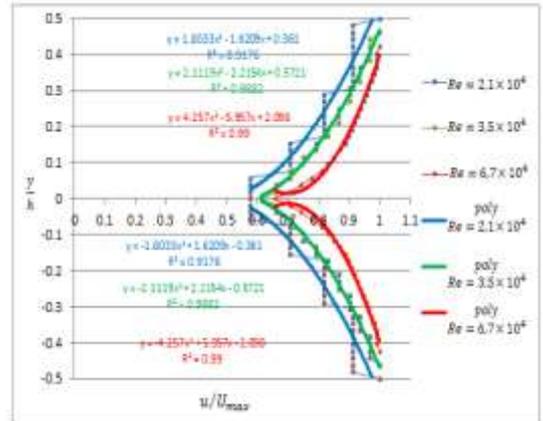
Munson, Bruze R., dan Young, Donal F., Okiishi Theodore H. 2002. *Fundamentals of Fluid Mechanics, 4<sup>th</sup> Edition*.John Wiley and Son, Inc: New York

**Lampiran I**



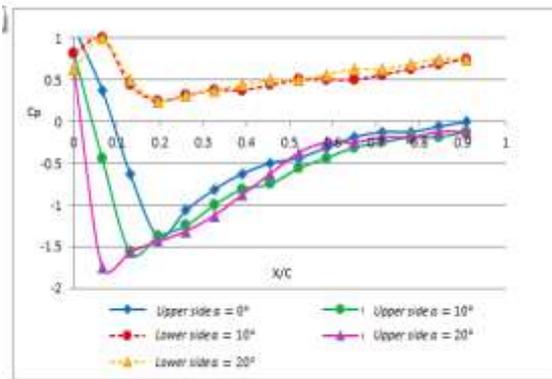
Gambar.1. Grafik Cp pada *airfoil* NACA 0015 dengan *angle of attack* 0°

**Lampiran III**



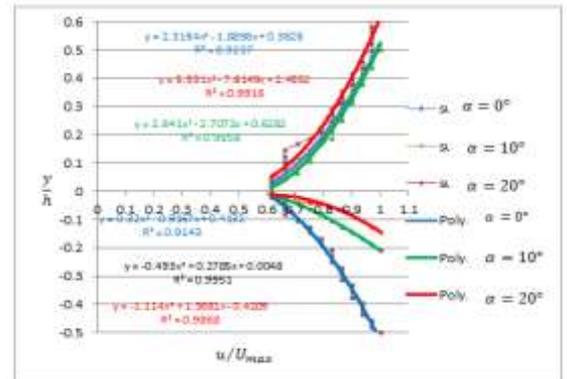
Gambar 3 Profil kecepatan dibelakang *airfoil* pada  $x/c = 1,75$

**Lampiran II**



Gambar 2. Grafik koefisien tekanan pada  $Re = 3,5 \times 10^4$

**Lampiran IV**



Gambar 4 *velocity profile* pada  $Re = 3,5 \times 10^4$  pada jarak  $1,50c$