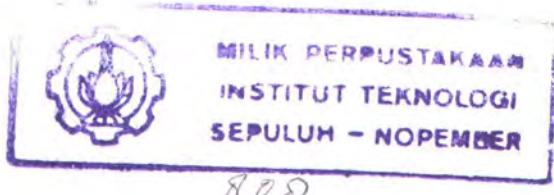


22415/H/SES

Tugas Akhir
Konversi Energi



**STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK ALIRAN PADA
AIRFOIL TIDAK SIMETRIS YANG MEMPUNYAI
PERUBAHAN GRADIENT KONTUR PADA LOWER SIDE**



RSM
629.134.32
Sug
S-1
2004

Oleh
LUKAS SUGIJOPRANOTO
(2197 100 007)

PERPUSTAKAAN ITS	
Tgl. Terima	11-8-2004
Terima Dari	H
No Agenda Prp.	721183

**JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2004**

Final Project
Energy Conversion

**EXPERIMENTAL STUDY FLOW CHARACTERISTIC AT NON
SIMETRIC AIRFOIL WHICH HAVE THE CHANGES OF
CONTOUR GRADIEN AT THE LOWER SIDE**



By
LUKAS SUGIJOPRANOTO
(2197 100 007)

**DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING
FACULTY OF INDUSTRIAL TECHNOLOGY
SEPULUH NOPEMBER INSTITUTE OF TECHNOLOGY
SURABAYA**

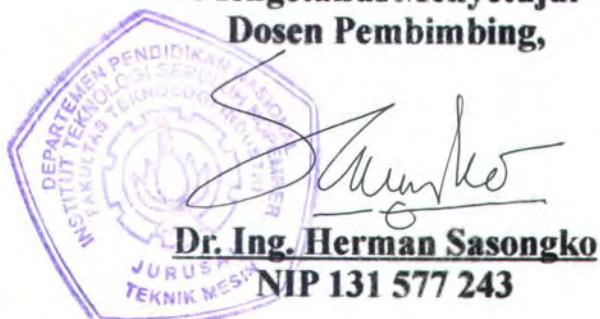
2004

**STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK
ALIRAN PADA AIRFOIL TIDAK SIMETRIS YANG
MEMPUNYAI PERUBAHAN GRADIEN KONTUR
PADA LOWER SIDE**

TUGAS AKHIR

**Diajukan Untuk Memenuhi Persyaratan Memperoleh
Gelar Sarjana Teknik Mesin
Pada
Bidang Studi Konversi Energi
Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh
Nopember
Surabaya**

**Mengetahui/Menyetujui
Dosen Pembimbing,**

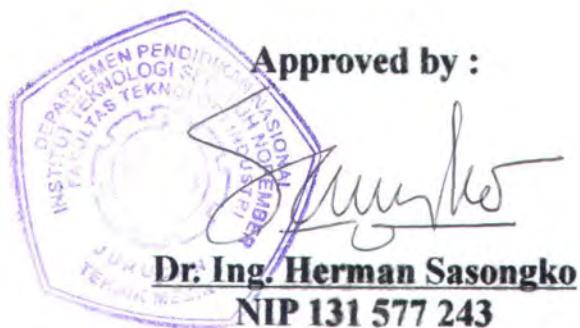


**SURABAYA
2004**

**EXPERIMENTAL STUDY FLOW CHARACTERISTIC
AT NON SIMETRIC AIRFOIL WHICH HAVE THE
CHANGES OF CONTOUR GRADIENT AT THE
LOWER SIDE**

FINAL PROJECT

**Submitted to Fulfill One of Requirements
To Achieve Sarjana Teknik Degree in the Field of Energy Conversion
From
Department of Mechanical Engineering
Faculty of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya**



**SURABAYA
2004**

ABSTRAK

Grace C



ABSTRAK

Penelitian yang ada bertujuan untuk mengetahui efek dari perubahan kontur pada lower side terhadap karakteristik aliran yang melintasi bagian upper. Dugaan awal yang ada adalah karakteristik aliran yang melintasi bagian upper (upper side) tidak terpengaruh oleh perubahan kontur pada lower side.

Airfoil dengan perubahan kontur lower side dialiri dengan aliran yang mempunyai kecepatan pada angle of attack tertentu. Aliran akan terseparasi pada suatu titik tertentu pada tiap airfoil yang diuji. Karakteristik aliran yang ada akan dilihat dari letak titik separasi yang terjadi pada tiap airfoil.

Eksperimen dilakukan pada terowongan angin dan diambil data tekanan pada dinding permukaan airfoil. Dari data eksperimen dibuat grafik C_p terhadap chord.

Perubahan kontur lower side pada airfoil yang digunakan adalah kelengkungan kontur lower side semuanya diatas chord, kelengkungan kontur lower side sebagian dibawah chord, dan kelengkungan kontur lower side semuanya dibawah chord.

Kata kunci : upper side, lower side, separasi, C_p , chord

ABSTRACT

Grace Copy Center

ABSTRACT

The aim of the previous research is to know the effect of the changed contour at the lower side of flow characteristic which flow at the upper side. The null hypothesis is the characteristic which flow at the upper side is not influenced by the changed contour at the lower side.

The airfoil will be flowed with certain speed and angle of attack. The flow will be separated at certain point in each airfoil. The flow characteristic will be observed at the location where the point of separation occurs in each airfoil.

The experiment at the wind tunnel is collected at the airfoil surface. From the data collected, will be plot graphic Cp with chord.

The changes of contour at the lower side of airfoil are: all of the lower side contour is above the chord, a portion the lower side contour is below the chord, and all of the lower side contour is below the chord.

Key words: upper side, lower side, separation, Cp, chord.

KATA PENGANTAR

Grace Copy Center

KATA PENGANTAR

Sungguh merupakan sebuah kasih karunia yang besar sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir dengan judul ; “*Studi Eksperimental Karakteristik Aliran Pada Airfoil Tidak Simetris Yang Mempunyai Perubahan Gradien Kontur Pada lower Side*”, untuk itu penulis benar – benar mengucapkan rasa syukur dan terima kasih kepada Yesus Kristus, Tuhan yang selalu memberikan hikmat, kekuatan dan selalu menyertai penulis dalam menyelesaikan tugas akhir ini.

Penulis mengucapkan terima kasih yang sebesar – besarnya kepada :

- Dr. Ing. Herman Sasongko selaku ketua jurusan Teknik Mesin ITS dan juga sebagai pembimbing yang telah memberikan bimbingan dan arahan dengan sabar selama penulis menyelesaikan tugas akhir ini.
- Ir. Bambang Adhi Marsono selaku koordinator Tugas Akhir jurusan Teknik Mesin ITS.
- Dr. Ir. Triyogi Yuwono, DEA dan Ir. Suwarmin selaku dosen penguji yang telah banyak memberikan kritik dan saran untuk penyempurnaan tugas akhir ini.
- Ir. Wahid Suherman selaku dosen wali yang telah memberikan arahan dan bimbingannya.
- Bapak Nur Rochman selaku staf Laboratorium Mekanika Fluida Teknik Mesin ITS yang telah membantu dalam penyelesaian tugas akhir ini.

Secara khusus penulis juga mengucapkan terima kasih kepada :

- Papa, mama dan Johannes sebagai keluarga yang selalu memberikan dukungan dan semangat dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
- Rekan – rekan Tunas Timur Daud V yang senantiasa memberikan dukungan doa buat penulis selama penulis mengerjakan tugas akhir ini. Dan juga kepada Bapak Hadi Santoso, Bapak Natal, Bapak Pudjianto Boestam dan Bapak Stefanus yang selalu mendukung dalam doa dan semangat kepada penulis.
- Teman – teman yang selalu mendukung, Ibrahim, David, Andre, Bambang dan juga rekan – rekan M 40 yang penulis tidak dapat sebutkan satu – persatu.

Sebagai manusia biasa yang tidak luput dari kesalahan, penulis mohon maaf jika ada kesalahan dalam penulisan tugas akhir ini. Dan selain itu penulis juga sangat mengharapkan adanya kritik dan saran dari pembaca atas apa yang telah disajikan pada buku tugas akhir ini.

Surabaya, 9 Februari 2004

Penulis

DAFTAR ISI

Grace Copy Center

DAFTAR ISI

Halaman Judul

Halaman Pengesahan

Abstrak	i
Abstract	ii
Kata pengantar	iii
Daftar Isi	v
Daftar Gambar	viii

Bab I. Pendahuluan

I.1. Latar Belakang	I - 1
I.2. Perumusan Masalah	I - 2
I.3. Batasan Masalah	I - 3
I.4. Tujuan Eksperimen	I - 4
I.5. Sistematika Penyusunan	I - 5

Bab II. Tinjauan Pustaka

II.1. Aliran Nonviscous dan Viscous	II - 1
II.2. Aliran Eksternal	II - 1
II.3. Boundary Layer pada Eksternal Flow	II - 2
II.4. Separasi	II - 3
II.5. Sirkulasi	II - 6

II.6. Pressure Distribution	II - 8
II.7. Gaya-gaya Aerodinamika	II - 8
II.7.1. Drag	II - 10
II.7.2. Lift	II - 10
II.8 Airfoil	II - 11

Bab III. Metodologi Penelitian

III.1. Peralatan Eksperimen	III - 1
III.2. Benda Uji	III - 2
III.3. Teknik Pengukuran	III - 9
III.4. Langkah-langkah Eksperimen	III - 9

Bab IV. Analisa hasil Eksperimen

IV.1. Analisa Distribusi Tekanan pada Permukaan Airfoil 1 dengan Variasi Angle of Attack dan Kecepatan Free Stream	IV - 1
IV.2. Analisa Distribusi Tekanan pada Permukaan Airfoil 2 dengan Variasi Angle of Attack dan Kecepatan Free Stream	IV - 11
IV.3. Analisa Distribusi Tekanan pada Permukaan Airfoil 3 dengan Variasi Angle of Attack dan Kecepatan Free Stream	IV - 20
IV.4. Perbandingan Distribusi Tekanan antara Airfoil 1, Airfoil 2 dan Airfoil 3	IV - 27

Daftar Pustaka

xi

Lampiran – A

Lampiran – B

Lampiran – C

Lampiran – D

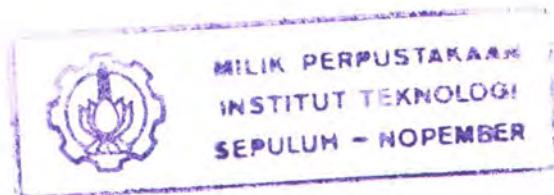
DAFTAR GAMBAR

Grace Copy Center

DAFTAR GAMBAR

Gambar.2.1. Aliran melewati plat datar	II - 2
Gambar.2.2. Aliran melewati permukaan lengkung	II - 3
Gambar.2.3. Separasi aliran pada kontur airfoil	II - 4
Gambar.2.4. Definisi sirkulasi	II - 6
Gambar.2.5. Aliran melintasi airfoil	II - 6
Gambar.2.6. Airfoil dan bagian-bagiannya	II – 11
Gambar.3.1. Airfoil 1	III - 2
Gambar.3.2. Airfoil 2	III - 2
Gambar.3.3. Airfoil 3	III - 3
Gambar.3.4. Contoh pemasangan pressure tap pada salah satu airfoil	III - 8
Gambar.3.5. Terowongan angin	III – 10
Gambar.4.1. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 1, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$	IV - 3
Gambar.4.2. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 1, $\alpha = 4^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$	IV - 5
Gambar.4.3. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 1, $\alpha = 8^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$	IV - 7
Gambar.4.4. Grafik airfoil 1 pada upper side, $Re = 3,7 \times 10^5$	IV - 8
Gambar.4.5. Grafik airfoil 1 pada lower side, $Re = 3,7 \times 10^5$	IV - 9
Gambar.4.6. Ilustrasi aliran pada airfoil 1 dengan angle of attack 0°	IV - 10
Gambar.4.7. Ilustrasi aliran pada airfoil 1 dengan angle of attack 4°	IV - 10

- Gambar.4.8. Ilustrasi aliran pada airfoil 1 dengan angle of attack 8° IV - 11
- Gambar.4.9. Grafik Cp – X/c airfoil 2, $\alpha = 0^\circ$, IV - 12
 $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$
- Gambar.4.10. Grafik Cp – X/c airfoil 2, $\alpha = 4^\circ$, IV - 14
 $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$
- Gambar.4.11. Grafik Cp – X/c airfoil 2, $\alpha = 8^\circ$, IV - 16
 $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$
- Gambar.4.12. Grafik airfoil 2 pada upper side, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 17
- Gambar.4.13. Grafik airfoil 2 pada lower side, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 18
- Gambar.4.14. Ilustrasi aliran pada airfoil 2 dengan angle of attack 0° IV - 19
- Gambar.4.15. Ilustrasi aliran pada airfoil 2 dengan angle of attack 4° IV - 19
- Gambar.4.16. Ilustrasi aliran pada airfoil 2 dengan angle of attack 8° IV - 20
- Gambar.4.17. Grafik Cp – X/c airfoil 3, $\alpha = 0^\circ$, IV - 21
 $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$
- Gambar.4.18. Grafik Cp – X/c airfoil 3, $\alpha = 4^\circ$, IV - 22
 $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$
- Gambar.4.19. Grafik Cp – X/c airfoil 3, $\alpha = 8^\circ$, IV - 23
 $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$
- Gambar.4.20. Grafik airfoil 3 pada upper side, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 24
- Gambar.4.21. Grafik airfoil 3 pada lower side, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 25
- Gambar.4.22. Ilustrasi aliran pada airfoil 3 dengan angle of attack 0° IV - 26
- Gambar.4.23. Ilustrasi aliran pada airfoil 3 dengan angle of attack 4° IV - 26
- Gambar.4.24. Ilustrasi aliran pada airfoil 3 dengan angle of attack 8° IV - 27



- Gambar.4.25. Grafik Cp upper – X/c, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 29
- Gambar.4.26. Grafik Cp lower – X/c, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 30
- Gambar.4.27. Grafik Cp upper – X/c, $\alpha = 4^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 31
- Gambar.4.28. Grafik Cp lower – X/c, $\alpha = 4^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 32
- Gambar.4.29. Grafik Cp upper – X/c, $\alpha = 8^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 33
- Gambar.4.30. Grafik Cp lower – X/c, $\alpha = 8^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$ IV - 34

BAB I

PENDAHULUAN

Grace Copy Center



BAB I

PENDAHULUAN

I.1. LATAR BELAKANG

Perkembangan ilmu tentang aerodinamika telah begitu pesat. Dan yang paling penting adalah bahwa ilmu aerodinamika telah banyak memberikan kontribusi terhadap aspek kehidupan manusia. Terutama sekali aerodinamika banyak dipakai di bidang industri dan transportasi. Penelitian tentang aerodinamika terus dilakukan dengan tujuan untuk meningkatkan performansi segala aspek yang menggunakan ilmu aerodinamika, seperti mesin-mesin turbo, sayap pesawat, dan body mobil. Peningkatan performansi lebih diutamakan pada penyempurnaan desain bentuk. Tetapi hal ini tidak mudah untuk dilakukan karena adanya fenomena separasi aliran yang tidak bisa kita hindari.

Awal mula penelitian adalah variasi angle of attack. Penelitian ini cukup berhasil untuk mengetahui performansi daripada design airfoil, yaitu dengan diketahuinya titik separasi terjauh. Separasi yang diharapkan adalah yang terjadi dibelakang sehingga alat yang akan kita gunakan mempunyai performansi yang paling baik.

Penelitian tentang airfoil dapat juga diidentikkan dengan pengendalian aliran eksternal yang terjadi. Pengendalian aliran eksternal dibatasi dengan adanya fenomena stall. Bila sudah terjadi fenomena ini maka alat yang kita gunakan sudah tidak dapat lagi memberikan manfaatnya bagi kita. Dari sini orang terus mengembangkan design daripada airfoil.



Hal yang mendasar pada studi eksperimental tentang airfoil adalah lift force dan drag force. Pada studi ini yang paling ditonjolkan adalah menghasilkan lift force sebesar-besarnya dan mengurangi drag force sebesar-besarnya. Untuk itu dilakukan variasi bentuk atau kontur daripada lower side tetapi kontur yang sama pada upper side.

Pada awal pemikiran diduga bahwa airfoil yang mengalami perubahan kontur pada lower side dan kontur pada upper side tetap, profil aliran yang ada pada upper side tidak mengalami perubahan. Sehingga dari eksperimen ini akan diketahui mana yang paling baik digunakan, airfoil dengan lengkung diatas chord, lengkung sedikit dibawah chord atau dengan lengkung semuanya dibawah chord.

I.2. PERUMUSAN MASALAH

Sebagaimana sering dianggap secara umum, perubahan geometri kontur dari airfoil akan secara signifikan mempengaruhi distribusi tekanan sepanjang kontur airfoil.

Perubahan pola distribusi tekanan pada kontur jelas akan mempengaruhi karakteristik boundary layer yang terbentuk pada kontur airfoil. Hal ini akan berpengaruh kuat terhadap proses transisi dari karakteristik laminar ke turbulen, yang pada akhirnya juga berpengaruh terhadap terjadinya separasi aliran.

Sering secara global dianggap bahwa perubahan geometri kontur dari permukaan airfoil bagian bawah (lower side) tidak berpengaruh terhadap karakteristik aliran pada permukaan airfoil bagian atas (upper side). Pemberian positif angle of attack sudah diketahui akan menggeser letak titik stagnasi ke



bagian bawah airfoil. Penggeseran ini jelas terpengaruh oleh kontur permukaan bagian bawah dan secara signifikan diduga akan mempengaruhi proses akselerasi aliran yang melintasi leading edge ke permukaan bagian atas airfoil.

Aliran dengan angle of attack dan kecepatan tertentu akan dilewatkan pada airfoil dengan variasi kontur pada lower side tetapi kontur bagian atas (upper side) tetap. Airfoil yang akan dilewati oleh aliran mempunyai variasi kontur pada lower side sebagai berikut : airfoil yang pertama mempunyai kelengkungan semuanya diatas chord, airfoil yang kedua mempunyai kelengkungan sebagian di bawah chord dan airfoil yang ketiga mempunyai kelengkungan semuanya dibawah chord.

I.3. BATASAN MASALAH

Untuk menyederhanakan penelitian maka diambil asumsi sebagai berikut :

- Model airfoil yang diuji adalah airfoil dengan variasi kontur pada lower side tetapi mempunyai kontur yang sama pada upper side.
- Jenis percobaan yang digunakan adalah 2D flow pada mid span.
- Jenis fluida uji adalah udara dan kondisi udara pada percobaan adalah incompressible 2D, uniform.
- Wind tunnel yang akan digunakan adalah subsonic wind tunnel dan kondisinya dalam keadaan baik.
- Heat tranfer diabaikan.



I.4. TUJUAN EKSPERIMENT

Eksperimen ini bertujuan untuk mengetahui adanya pengaruh perubahan kontur pada lower side terhadap karakteristik aliran di bagian atas (upper side) dengan pemberian variasi angle of attack dan kecepatan aliran masuk.

I.5. SISTEMATIKA PENYUSUNAN

➤ Bab I Pendahuluan

Membahas tentang latar belakang studi eksperimen, perumusan masalah, pembatasan masalah untuk eksperimen yang dilakukan, tujuan eksperimen yang hendak dicapai, dan sistematika penulisan Tugas Akhir ini.

➤ Bab II Tinjauan Pustaka

Membahas tentang teori-teori dasar penunjang eksperimen yang mengarah pada permasalahan Tugas Akhir

➤ Bab III Metodologi Penelitian

Membahas tentang metode dan langkah penelitian yang dilakukan dalam proses pengambilan data.

➤ Bab IV Analisa

Membahas tentang analisa terhadap hasil eksperimen yang diekspresikan dalam bentuk grafik.

➤ Bab V Kesimpulan dan Saran

Berisi kesimpulan dari analisa hasil eksperimen, serta berisi saran-saran untuk penelitian selanjutnya.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

Grace Copy Center



BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

II.1. ALIRAN NON VISCOUS DAN VISCOUS

Aliran non viscous adalah aliran dimana viscositas fluida dianggap nol. Fluida dengan viscositas nol tidak akan kita jumpai. Hal ini ada karena penyederhanaan dari analisa. Tetapi hasil penyederhanaan ini harus dapat menunjukkan keakuratannya.

Aliran viscous merupakan kebalikan dari aliran nonviscous, yaitu viscositas sangat berpengaruh terhadap aliran fluida. Fluida yang mempunyai viscositas akan membuat fluida mempunyai tegangan geser. Semakin dekat dengan dinding tegangan geser semakin besar. Tegangan geser yang besar menyebabkan fluida mengalami penurunan kecepatan sehingga fluida yang tepat dekat dengan dinding kecepatannya nol.

Adanya perubahan distribusi kecepatan maka didalam aliran fluida akan terbentuk lapisan yang dinamakan boundary layer. Boundary layer akan membuat pemisah antara daerah viscida dan inviscida. Daerah didalam boundary layer adalah daerah viscida dan diluar boundary layer adalah daerah inviscida.

II.2. ALIRAN EKSTERNAL

Aliran eksternal terjadi pada bodi yang terbenam pada fluida yang tidak mempunyai batas. Boundary layer yang terjadi pada aliran eksternal mula-mula laminar kemudian akan berkembang menjadi turbulen. Perkembangan boundary

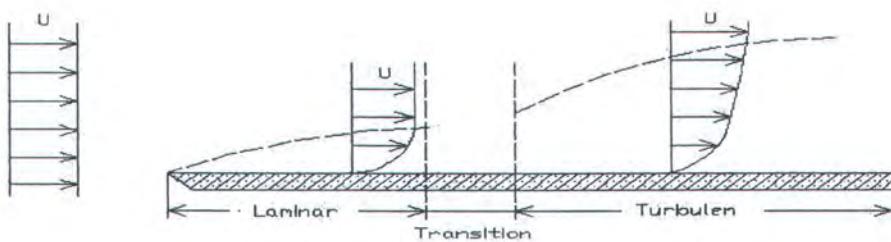


layer sangat dipengaruhi oleh permukaan yang dilintasinya. Yang merupakan aliran eksternal adalah aliran pada plat datar, aliran pada silinder, aliran pada airfoil dan aliran pada berbagai macam bentuk profil yang lain.

II.3. BOUNDARY LAYER PADA EKSTERNAL FLOW

Aliran eksternal yang melewati suatu permukaan baik itu permukaan datar maupun permukaan lengkung akan membentuk lapisan yang dinamakan boundary layer. Boundary layer merupakan daerah yang sangat sempit dekat dengan permukaan kontur dimana kecepatan fluida bervariasi dengan gradien yang cukup besar dan gaya viscous sebanding dengan gaya inersia yang ditimbulkan (Ludwig prandlt, 1904).

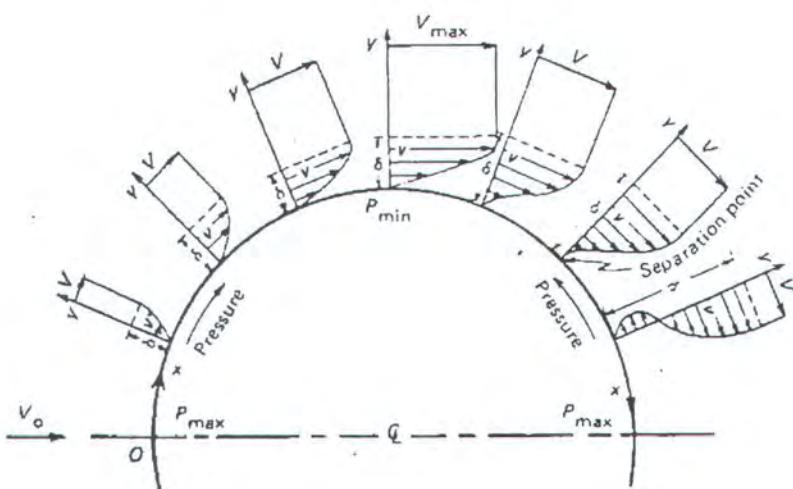
Boundary layer akan mengalami perubahan sepanjang perjalannya melewati permukaan benda padat. Pada plat datar boundary layer terjadi mulai dari leading edge sebagai laminar boundary layer dimana ketebalannya masih tipis dan partikel fluida bergerak secara berlapis-lapis hingga terjadi gangguan aliran bebas, perpindahan panas, efek kekasaran permukaan maka terjadilah transisi menjadi boundary layer turbulent.



Gambar.2.1. Aliran melewati plat datar.



Aliran yang melewati permukaan lengkung akan mengalami hal yang sama, boundary layer akan terjadi dan akan mengalami perubahan sepanjang melewati permukaan lengkung tersebut. Yang membedakan dengan aliran yang melewati plat datar adalah aliran yang melewati permukaan lengkung akan timbul pressure gradien. Jika pressure gradien bertambah besar menyebabkan boundary layer pada permukaan lengkung lebih cepat berkembang.



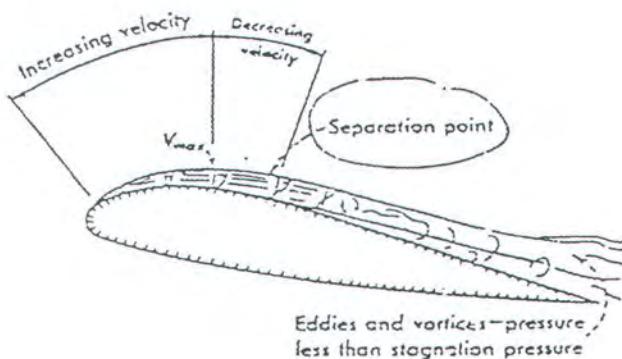
Gambar.2.2. Aliran melewati permukaan lengkung.

II.4. SEPARASI

Suatu aliran viscous yang melewati suatu profil airfoil akan mengalami percepatan aliran pada bagian atas atau upper side. Dengan bertambahnya kecepatan maka tekanan akan menurun. Dengan adanya penambahan kecepatan dan penurunan tekanan maka elemen fluida yang ada didalam boundary layer akan mengalami peningkatan gaya tekan fluida terhadap kontur yang searah dengan arah aliran dimana gaya tekan tersebut masih mampu melawan efek friksi antara fluida dengan permukaan kontur airfoil.



Dari suatu titik tertentu pada airfoil sampai ujung belakang airfoil terjadi peningkatan tekanan yang berlawanan dengan arah aliran (adverse pressure). Dengan peningkatan tekanan mengakibatkan elemen fluida dalam boundary layer mengalami gaya tekan yang berlawanan dengan arah aliran. Ketika momentum yang dimiliki aliran fluida sudah tidak mampu melawan efek friksi dan adverse pressure gradien maka aliran akan terpisah dari kontur. Titik dimana awal terjadinya pemisahan aliran fluida dengan permukaan kontur tersebut disebut titik separasi.



Gambar 2.3. Separasi aliran pada kontur airfoil.

Pada daerah separasi terjadi tekanan balik yang menyebabkan momentum aliran menurun sampai $\frac{\partial U}{\partial Y} = 0$ (titik separasi). Mulai titik ini harga momentum aliran akan negatif $\frac{\partial U}{\partial Y} \leq 0$. Dari boundary layer yang terjadi menunjukkan adanya aliran balik sehingga akan timbul wake atau daerah olakan yang mempunyai tekanan rendah dibelakang titik separasi. Separasi terjadi diantara daerah free stream dan daerah wake.





Untuk airfoil simetris bila diberi aliran dengan angle of attack 0 akan menyebabkan separasi yang terjadi pada upper dan lower surface terletak pada titik yang sama. Dengan penambahan angle of attack positif akan mengalami perubahan terjadinya letak titik separasi pada upper dan lower surface (Dedy Z.N). Separasi yang terjadi pada upper surface akan cenderung maju ke depan mendekati leading edge sedangkan separasi yang terjadi pada bagian lower akan cenderung mundur mendekati trailing edge.

Dengan penambahan angle of attack akan membuat stagnation point berpindah semakin ke bawah, sehingga aliran akan dipercepat ketika melewati leading edge. Pada upper side aliran akan dipercepat diujung lalu akan langsung juga diperlambat. Hal inilah yang membuat letak titik separasi semakin maju mendekati leading edge.

Untuk silinder yang distreamliningkan (Teguh Imam S.), dengan $t/c = 0,2$ penambahan angle of attack akan menyebabkan letak titik separasi antara upper dan lower surface akan mengalami perubahan. Separasi yang terjadi pada daerah upper akan cenderung bergerak ke depan sedangkan pada daerah lower separasi cenderung bergerak ke belakang. Penambahan angle of attack tidak merubah letak titik separasi pada $t/c = 0,5$.

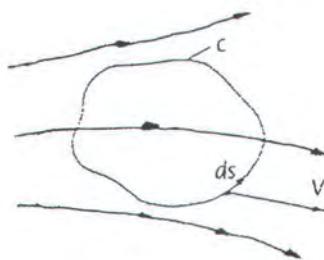
Perubahan kontur pada lower side sangat mempengaruhi kondisi aliran yang terjadi pada upper side. Apalagi dengan penambahan angle of attack aliran akan mengalami perubahan titik stagnasi yang semakin ke bawah. Dengan adanya perubahan letak titik stagnasi. aliran akan dipercepat ketika melewati leading edge.



II.5. SIRKULASI

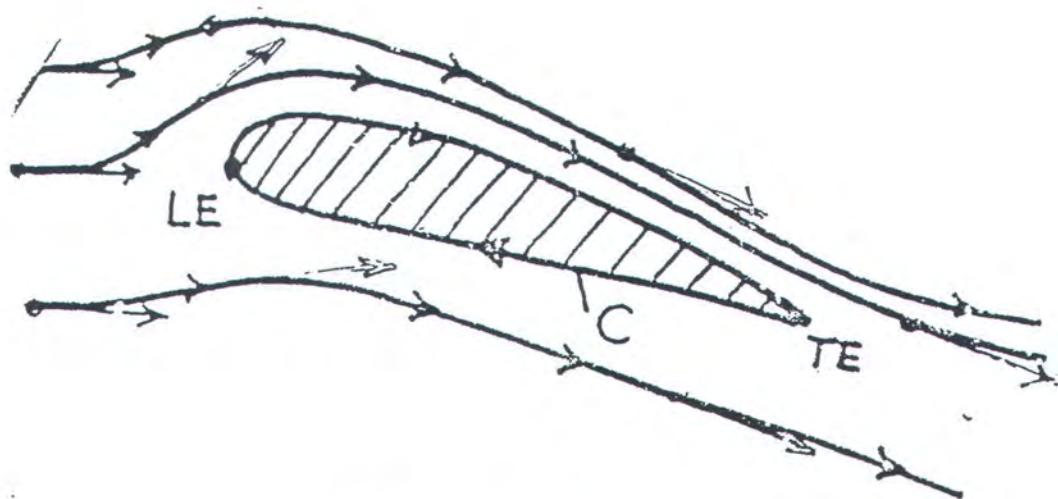
Frederick Lanchester (1878 – 1946) di Inggris, Wilhelm Kutta (1867 – 1944) di Jerman, dan Nikolai Joukowski (1847 – 1921) di Rusia membuat terobosan dari perhitungan aerodynamic lift.

$$\Gamma = \oint_C \vec{V} \cdot d\vec{s}$$



Gambar.2.4. Definisi sirkulasi

Sirkulasi pada aerodinamika bukan berarti suatu elemen fluida yang bergerak dalam suatu circle pada medan aliran.



Gambar.2.5. Aliran melintasi airfoil



Dari stream line dan vektor kecepatan menunjukkan bahwa tidak ada elemen fluida yang berputar dalam suatu circle. Bila harga sirkulasi tidak nol menunjukkan bahwa pada bodi tersebut ada lift yang terjadi.

Bila suatu bodi diberi aliran dan menunjukkan bahwa sirkulasi yang terjadi pada bodi tidak sama dengan nol maka pada bodi terjadi lift. Menurut teori Kutta – Joukowski, lift per unit span pada sebuah two dimensional body adalah berbanding langsung dengan sirkulasi pada bodi.

$$L' = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma$$

Sirkulasi akan berharga nol atau tidak sangat tergantung pada karakteristik aliran yang melintasi bodi. Suatu nonviscous flow akan mempunyai harga sirkulasi jika aliran melintasi suatu bodi yang tidak simetris.

Airfoil yang mempunyai perubahan geometri akan membuat aliran yang melintasinya akan mengalami perubahan kecepatan sehingga harga sirkulasi yang terjadi pasti juga akan mengalami perubahan. Kecepatan pada upper side maupun lower side akan mengalami perubahan juga sehingga tekanan juga akan mengalami perubahan. Jika kecepatan dan tekanan mengalami perubahan maka dengan pasti akan dikatakan bahwa karakteristik aliran akan mengalami perubahan.

Bila kita mempunyai suatu bodi dan diberi aliran dengan kecepatan tertentu, angle of attack tertentu, maka akan menghasilkan suatu gaya lift tertentu yang dapat dikatakan juga akan menghasilkan suatu harga sirkulasi tertentu. Kita tidak bisa mengambil suatu harga sirkulasi yang sama untuk suatu bodi yang sama dengan kondisi aliran yang berbeda. Suatu harga sirkulasi akan berlaku hanya



untuk satu bodi dengan kondisi aliran tertentu dan tidak berlaku untuk kondisi aliran yang lain.

II.6. PRESSURE DISTRIBUTION

Aliran yang melintasi permukaan airfoil akan mengalami perubahan tekanan statis akibat adanya perubahan kecepatan lokal di permukaan. Distribusi tekanan atau pressure distribution akan ditunjukkan dengan persamaan koefisien tekanan.

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2}$$

II.7. GAYA-GAYA AERODINAMIKA

Gaya-gaya aerodinamik adalah parameter yang menentukan untuk menganalisa suatu bodi yang bergerak dalam aliran free stream. Suatu bodi yang bergerak dalam aliran free stream akan timbul tekanan statis diseluruh permukaan benda dan tegangan geser yang bekerja tangensial pada kulit bodi yang dilewati aliran fluida. Tekanan dan tegangan yang bekerja di sepanjang luasan bodi akan memberikan vektor gaya. Vektor-vektor gaya inilah yang disebut sebagai gaya-gaya aerodinamika. Gaya-gaya aerodinamika dibedakan menjadi dua, yaitu :

1. Gaya lift atau gaya angkat adalah resultan gaya aerodinamik pada bodi yang arahnya tegak lurus terhadap arah gerakan bodi.
2. Gaya drag atau gaya seret adalah gaya aerodinamik pada bodi yang bekerja sejajar terhadap arah gerakan bodi.



Kedua gaya aerodinamik sangat penting untuk mengenal karakteristik bodi. Untuk analisa kedua gaya ini dibuat dalam bilangan tak berdimensi, yaitu :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A_p}$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A_p}$$

C_L = koefisien lift

C_D = koefisien drag

P = massa jenis udara

V_∞ = kecepatan udara

A_p = plan area (S), luasan maksimum sayap yang diperhitungkan

= chord x span

Untuk analisa pada bidang lengkung akan digunakan C_p karena pada bidang lengkung yang dialiri dengan aliran free stream akan timbul pressure gradient disepanjang kontur bodi. C_p juga merupakan bilangan tak berdimensi, yaitu :

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$$

P = tekanan statik local

P_∞ = tekanan statik free stream

q_∞ = tekanan dinamik free stream

V_∞ = kecepatan free stream

ρ_∞ = massa jenis free stream



dengan menggunakan C_p dapat diketahui daerah favourable pressure, adverse pressure, titik separasi, yaitu dengan cara mempresentasikannya melalui grafik sepanjang chord.

II.7.1. DRAG

Gaya seret timbul akibat efek viskositas dan dibagi dalam dua jenis, yaitu :

- *Skin friction drag* : tegangan geser yang timbul akibat persinggungan aliran viscous dan permukaan padat akan menimbulkan gaya geser yang dapat memperlambat gerakan bodi relative terhadap aliran udara.
- *Pressure drag* : separasi aliran akan membentuk daerah bertekanan rendah dibelakang bodi (wake), perbedaan tekanan inilah yang bakal memberikan gaya seret.

Dengan demikian total gaya seret pada aliran 2D adalah penjumlahan dari skin friction drag dan pressure drag.

II.7.2. LIFT

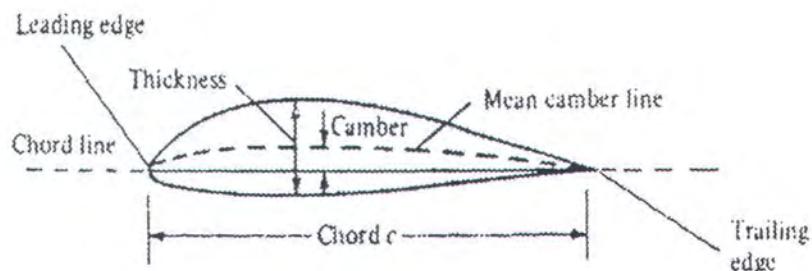
Gaya angkat timbul karena terjadinya perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah bodi sebagai akibat superposisi antara aliran frees tream dan aliran sirkulasi. (Kutta – Joukowsky, 1902 – 1906) menyimpulkan bahwa benda akan memiliki gaya angkat jika dalam profile yang mengalami sirkulasi dialiri aliran uniform. Pada perkembangannya diketahui efek perubahan bilangan Reynold aliran dan perubahan sudut serang (α) mampu menentukan harga gaya angkat. Sudut serang adalah sudut yang dibentuk antara chord airfoil dengan vektor



kecepatan aliran udara free stream. Bila sudut serang naik maka koefisien lift juga akan turut naik hingga dibatasi oleh fenomena stall, dimana airfoil akan kehilangan gaya lift dan dihambat dengan gaya drag yang membesar, sedangkan kenaikan bilangan Reynold juga memberikan kenaikan koefisien lift karena akan menaikkan momentum aliran yang berarti nilai pressure statik lokal di daerah pressure side juga naik akibatnya resultan gaya lift yang dihasilkan menjadi besar.

II.8. AIRFOIL

Dari pembahasan sub bab ini akan diberikan nama – nama bagian pada airfoil.



Gambar.2.6. Airfoil dan bagian – bagiannya.

- Leading edge : bagian ujung depan dari airfoil
- Trailing edge : bagian ujung belakang dari airfoil
- Mean camber line : garis kelengkungan yang membagi upper surface dan lower surface mulai dari leading edge sampai trailing edge.
- Chord line : garis yang menghubungkan leading edge trailing edge
- Chord (c) : jarak yang diukur dari leading edge ke trailing edge melalui chord line
- Camber : jarak maksimum antara mean camber line dan chord line



- Thickness : jarak antara upper dan lower surface yang diukur tegak lurus terhadap chord line.

BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

Grace Copy Center



BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

Eksperimen ini dilakukan di laboratorium Teknik Mesin ITS dengan tujuan untuk mendapatkan data distribusi tekanan statis yang ada pada airfoil yang akan diuji. Berikut ini akan diterangkan tentang peralatan yang dipakai dan prosedur eksperimen yang dilakukan.

III.1. PERALATAN EKSPERIMENT

1. Terowongan angin dengan spesifikasi

Sisi penampang : 655 mm

Panjang total : 1500 mm

Blower yang digunakan adalah jenis tekan dengan diameter 925 mm dan putaran motor maksimum 1400 rpm.

2. Inclined manometer

- Fluida pengisi : kerosine
- Specific gravity : 0,81
- Range pengukuran : 0 – 500 mm
- Skala : 1mm
- Toleransi : $\pm 0,5$ mm



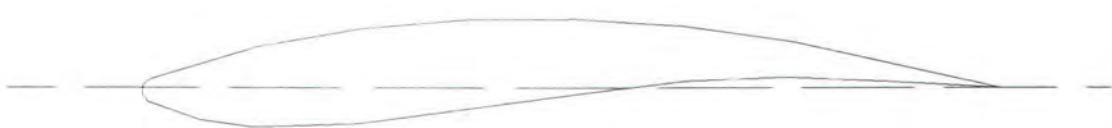
3. Pitot tube : digunakan untuk mengukur tekanan static dan stagnasi di pusat saluran

III.2. BENDA UJI

Benda uji yang dipakai adalah airfoil yang diklasifikasikan sebagai airfoil 1, airfoil 2 dan airfoil 3. Ketiga airfoil ini mempunyai kontur pada upper side yang sama tetapi kontur pada lower side yang berbeda – beda. Airfoil 1 mempunyai kontur pada lower side semuanya diatas chord, airfoil 2 mempunyai kontur pada lower side sebagian dibawah chord, dan airfoil 3 mempunyai kontur pada lower semuanya dibawah chord.

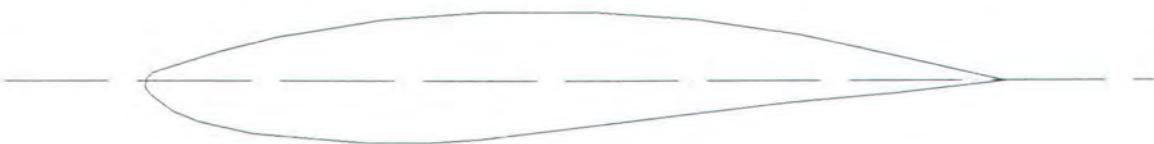


Gambar.3.1. Airfoil 1



Gambar.3.2.airfoil 2





Gambar.3.3.airfoil 3

Koordinat untuk airfoil 1 (kontur pada lower side semuanya diatas chord)

No.	X	Y upper	Y lower
1	0	0	0
2	0.5	0.3	0
3	1	0.5	0.05
4	1.5	0.6	0.1
5	2	0.7	0.15
6	2.6	0.85	0.2
7	3.2	0.95	0.3
8	3.8	1.1	0.35
9	4.4	1.15	0.35
10	5	1.25	0.4
11	5.6	1.3	0.45
12	6.2	1.35	0.45
13	6.8	1.4	0.5
14	7.4	1.4	0.5
15	8	1.4	0.5
16	8.6	1.4	0.5



17	9.2	1.4	0.5
18	9.8	1.35	0.5
19	10.4	1.35	0.5
20	11	1.3	0.5
21	11.6	1.2	0.45
22	12.2	1.15	0.4
23	12.8	1.1	0.4
24	13.4	0.95	0.35
25	14	0.85	0.35
26	14.6	0.75	0.3
27	15.2	0.6	0.2
28	15.8	0.5	0.2
29	16.4	0.35	0.15
30	17	0.25	0.1
31	17.6	0.1	0.05
32	18	0	0

Koordinat untuk airfoil 2 (kontur pada lower side sebagian dibawah chord)

No.	X	Y upper	Y lower
1	0	0	0
2	0.5	0.3	-0.4
3	1	0.5	-0.6
4	1.5	0.6	-0.7
5	2	0.7	-0.75



6	2.6	0.85	-0.8
7	3.2	0.95	-0.8
8	3.8	1.1	-0.8
9	4.4	1.15	-0.75
10	5	1.25	-0.7
11	5.6	1.3	-0.6
12	6.2	1.35	-0.55
13	6.8	1.4	-0.5
14	7.4	1.4	-0.35
15	8	1.4	-0.3
16	8.6	1.4	-0.2
17	9.2	1.4	-0.1
18	9.8	1.35	-0.05
19	10.4	1.35	0.05
20	11	1.3	0.1
21	11.6	1.2	0.15
22	12.2	1.15	0.2
23	12.8	1.1	0.2
24	13.4	0.95	0.2
25	14	0.85	0.15
26	14.6	0.75	0.15
27	15.2	0.6	0.15
28	15.8	0.5	0.1
29	16.4	0.35	0.1
30	17	0.25	0.05



31	17.6	0.1	0
32	18	0	0

Koordinat untuk airfoil 3 (kontur pada lower side semuanya dibawah chord)

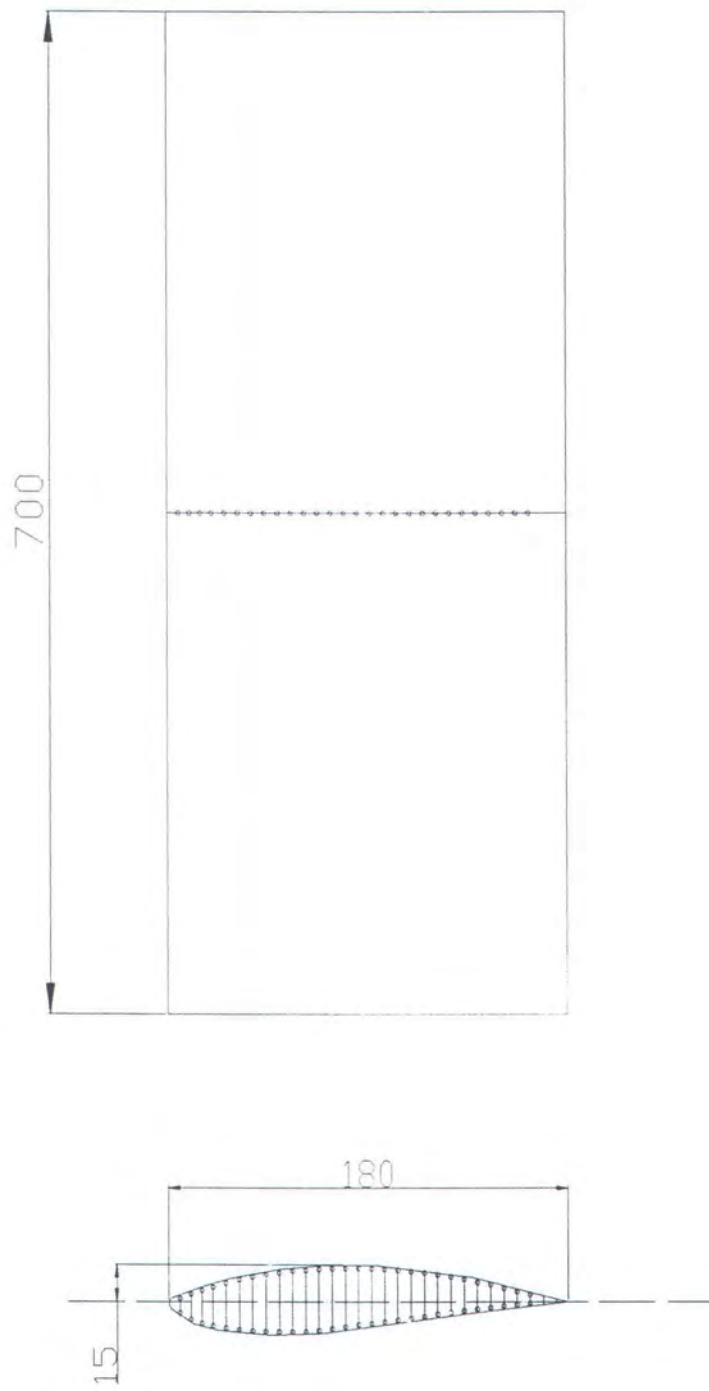
No.	X	Y upper	Y lower
1	0	0	0
2	0.5	0.3	-0.6
3	1	0.5	-0.8
4	1.5	0.6	-1
5	2	0.7	-1.1
6	2.6	0.85	-1.15
7	3.2	0.95	-1.2
8	3.8	1.1	-1.25
9	4.4	1.15	-1.3
10	5	1.25	-1.3
11	5.6	1.3	-1.25
12	6.2	1.35	-1.25
13	6.8	1.4	-1.2
14	7.4	1.4	-1.15
15	8	1.4	-1.1
16	8.6	1.4	-1
17	9.2	1.4	-0.95
18	9.8	1.35	-0.85
19	10.4	1.35	-0.8



20	11	1.3	-0.75
21	11.6	1.2	-0.65
22	12.2	1.15	-0.6
23	12.8	1.1	-0.5
24	13.4	0.95	-0.45
25	14	0.85	-0.4
26	14.6	0.75	-0.35
27	15.2	0.6	-0.3
28	15.8	0.5	-0.25
29	16.4	0.35	-0.2
30	17	0.25	-0.15
31	17.6	0.1	-0.05
32	18	0	0

Berikut ini adalah dimensi airfoil 1, 2 dan 3.

- Span : 700 mm
- Chord : 180 mm
- Tebal maksimum yang diukur secara tegak lurus dari chord ke upper side : 15 mm



Gambar.3.4. Contoh pemasangan pressure tap pada salah satu airfoil



Pressure tap yang dipasang pada airfoil 1, airfoil 2, dan airfoil 3 adalah 27 buah pada upper side dan 27 buah pada lower side. Diameter dari pressure tap yang digunakan adalah 2 mm.

III.3. TEKNIK PENGUKURAN

- Pemasangan airfoil pada wind tunnel dengan 3 airfoil yang berbeda
- Variasi Re dengan cara memvariasikan kecepatan aliran
- Variasi angle of attack

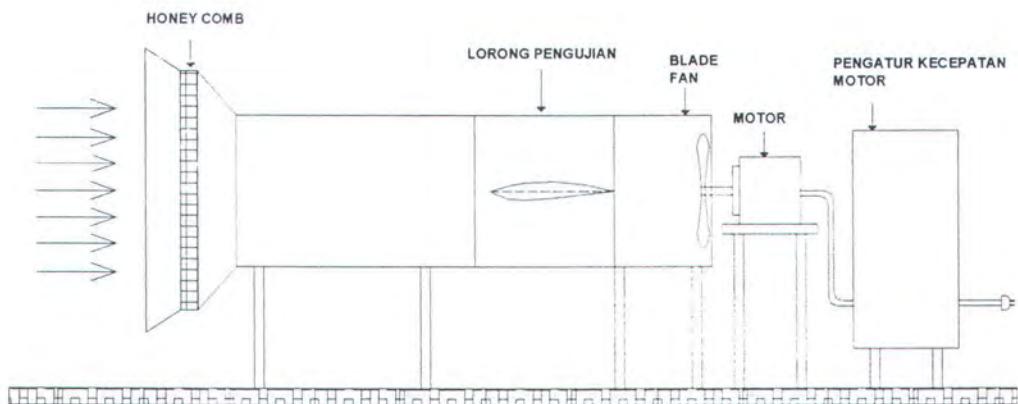
III.4. LANGKAH – LANGKAH EKSPERIMEN

- Untuk model 1
 1. Pengukuran tekanan statis di dinding terowongan angin dalam satu penampang dengan pressure tap untuk mengetahui keseragaman aliran.
 2. Pengukuran tekanan statis dan stagnasi di saluran masuk model airfoil dengan menggunakan alat ukur pitot tube.
 3. Pengukuran tekanan statis pada permukaan model airfoil searah dengan arah aliran untuk mengetahui distribusi tekanan statisnya pada berbagai variasi yang dilakukan.
- Untuk model 2 dan 3 mempunyai langkah eksperimen yang sama dengan model 1



Variasi yang dilakukan pada airfoil 1, airfoil 2 dan airfoil 3 :

	Airfoill			Airfoil 2			Airfoil 3		
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$
$Re = 2,5 \times 10^5$	v	v	v	v	v	v	v	v	v
$Re = 3,7 \times 10^5$	v	v	v	v	v	v	v	v	v



Gambar.3.5. Terowongan Angin

BAB IV

ANALISA HASIL EKSPERIMEN

Grace Copy Center



BAB IV

ANALISA HASIL EKSPERIMENT

Pada eksperimen ini dilakukan pengujian terhadap tiga airfoil, yaitu airfoil1, airfoil2, airfoil3. dari ketiga airfoil akan diuji dengan pemberian beberapa variasi, yaitu

- dua kecepatan free stream dengan $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $3,7 \times 10^5$
- tiga angle of attack : 0° , 4° , dan 8°

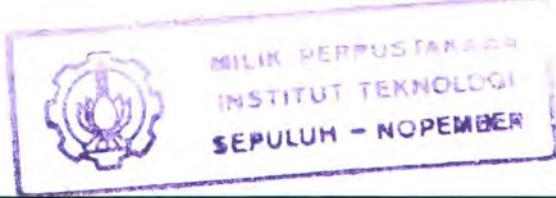
Data yang diperoleh akan dipresentasikan dalam grafik $C_p - X/c$. Dari grafik $C_p - X/c$ inilah akan dilakukan analisa.

IV.1. ANALISA DISTRIBUSI TEKANAN PADA PERMUKAAN AIRFOIL

1 DENGAN VARIASI ANGLE OF ATTACK DAN KECEPATAN FREE STREAM

Pada gambar.4.1. untuk airfoil 1 yang mempunyai kelengkungan pada lower side semuanya diatas chord, penambahan kecepatan free stream pada airfoil 1 tidak terlalu terlihat pengaruhnya bahkan cenderung sama. Pada kecepatan yang tinggi hasilnya lebih dapat terlihat. Hal ini dikarenakan pada kecepatan rendah alat ukur yang dipakai tidak mampu mengukur dengan baik. Tetapi pada kecepatan yang tinggi alat ukur dapat bekerja lebih baik.

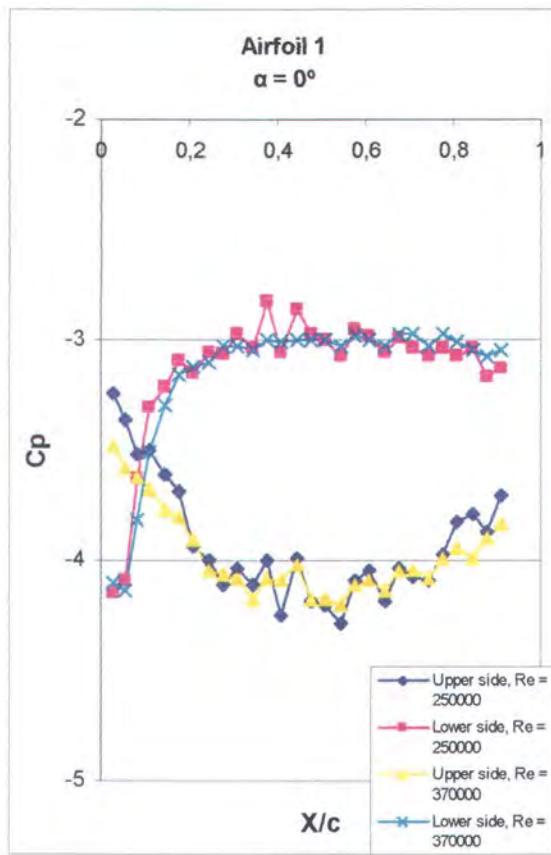
Pada angle of attack 0° , di lower side terjadi percepatan didaerah leading edge lalu diikuti dengan perlambatan aliran yang menyebabkan terjadinya kenaikan tekanan. Aliran masih mampu mengikuti kontur sampai kira-kira 27,8%





chord. Setelah titik itu diduga terjadi separasi karena dari grafik terlihat tidak adanya kenaikan tekanan. Separasi ini terjadi dikarenakan kontur pada lower yang cenderung seakan-akan menghindari aliran. Ketika aliran diperlambat, momentum yang dimilikinya sudah tidak mampu lagi melawan gesekan pada permukaan dan adanya adverse pressure gradient yang tiba – tiba sehingga separasi terjadi.

Pada airfoil 1, gambar.4.1, untuk upper side dengan angle of attack 0° aliran akan mengalami percepatan mulai dari leading edge sampai tekanan minimum di 34,4% chord. Setelah titik itu aliran akan mengalami perlambatan yang ditandai dengan adanya kenaikan tekanan sampai di 44,4% chord. Airfoil yang digunakan adalah airfoil dengan kelengkungan pada upper yang tidak terlalu cembung. Sehingga aliran yang terjadi akan cenderung untuk laminar. Pada aliran laminar akan cenderung untuk terjadi separasi bubble. Pada airfoil 1 setelah 44,4% chord terjadi penurunan tekanan lalu diikuti dengan terbentuknya separasi bubble. Separasi bubble ini akan terjadi sampai 54,4% chord. Setelah itu aliran akan pulih kembali karena aliran yang semula laminar sekarang aliran ini bertransisi menjadi turbulen. Pada aliran yang turbulen, aliran lebih tahan terhadap separasi.



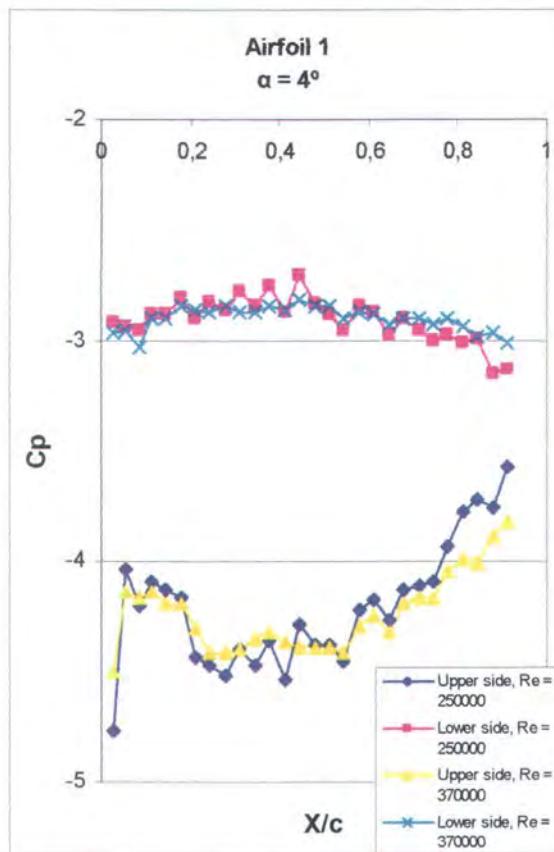
Gambar.4.1. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 1, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$

Pada gambar.4.2 menunjukkan bahwa dengan penambahan kecepatan free stream yang ditunjukan dengan kenaikan bilangan reynold tidak memperlihatkan adanya perbedaan yang terlalu besar. Seperti pada angle of attack 0° penambahan kecepatan free stream tidak memberikan perbedaan yang signifikan karena pada kecepatan free stream yang rendah alat ukur kurang mampu bekerja dengan baik dan bila dilakukan penambahan kecepatan free stream maka alat ukur bekerja lebih baik. Penambahan angle of attack sebesar 4° , pada lower side sudah terjadi separasi. Karena dengan penambahan angle of attack, aliran sudah tidak mampu lagi mengikuti kontur, adanya adverse pressure gradient yang tiba – tiba



menyebabkan stream line aliran meninggalkan permukaan lower side dan terjadi separasi.

Bila airfoil 1 diberi angle of attack sebesar 4° pada upper side aliran akan dipercepat diujung. Hal ini dikarenakan titik stagnasi bergeser, yang mula – mula titik separasi berada diujung tepat di leading edge pada angle of attack 0° , dengan penambahan angle of attack positif titik bergeser ke bawah menuju lower side. Dengan adanya pergeseran titik stagnasi aliran akan sangat dipercepat ketika melewati leading edge. Setelah mengalami percepatan, aliran akan diperlambat lalu dipercepat lagi sampai tekanan minimum di 24,4% chord. Lalu aliran akan diperlambat lagi yang ditandai dengan adanya kenaikan tekanan sampai di titik 37,8% chord. Pada titik inilah terjadi separasi bubble sehingga aliran tidak mampu naik lagi. Tetapi aliran akan pulih kembali sehingga aliran akan naik lagi tekanannya. Setelah separasi bubble aliran menjadi turbulen . hal ini terjadi di titik 54,4% chord.



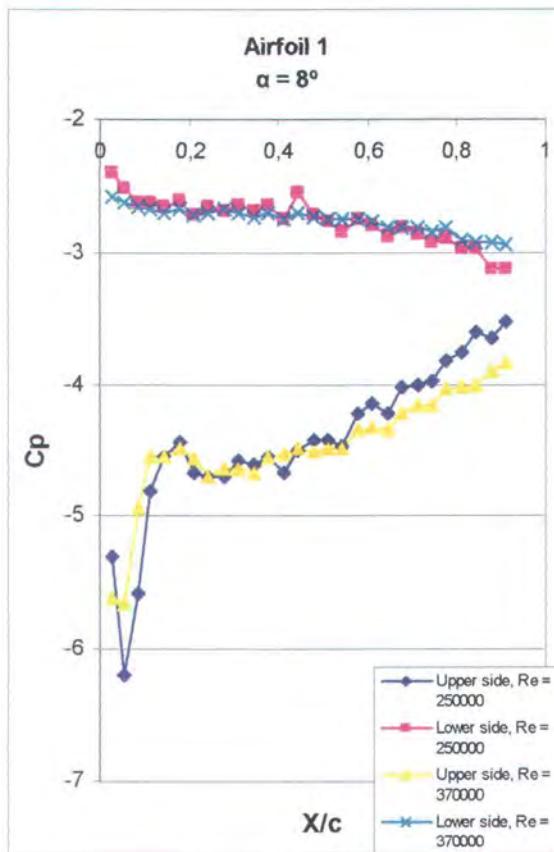
Gambar.4.2. Grafik Cp – X/c airfoil 1, $\alpha = 4^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$

Pada angle of attack 8° , gambar.4.3 seperti juga terjadi pada angle of attack 0° dan 4° perubahan kecepatan free stream tidak terlalu berpengaruh. Pemberian variasi kecepatan free stream tidak menunjukkan perbedaan yang terlalu besar. Di lower side pada angle of attack 8° sudah benar-benar tidak ada kenaikan tekanan. Separasi terjadi lebih awal. Untuk bentuk kontur seperti pada airfoil 1, menunjukkan adanya gejala bahwa bodi ini tidak boleh ada angle of attack. Karena pada lower side sudah terjadi separasi lebih awal bila dilakukan penambahan angle of attack.

Dengan penambahan angle of attack menjadi 8° , pada upper side aliran akan lebih dipercepat lagi di ujung. Percepatan ini lebih besar bila dibandingkan



percepatan yang terjadi di angle of attack 4° . Titik stagnasi yang terjadi menjadi bergeser semakin ke bawah, karena pada airfoil 1 mempunyai ujung yang runcing aliran akan mengalami percepatan lalu mengalami perlambatan yang lebih lama lalu akan dipercepat lagi sampai tekanan minimum di 24,4% chord. Dengan adanya penambahan angle of attack sebesar 8° tidak terjadi separasi bubble. Setelah sampai di tekanan minimum aliran akan diperlambat lagi sampai trailing edge. Pada airfoil ini upper sidenya akan memungkinkan aliran laminar terjadi dalam waktu yang lama. Aliran akan sulit untuk berubah menjadi turbulen sampai akhirnya aliran akan berubah menjadi turbulen jika ada separasi bubble. Pada angle of attack 8° titik dimana tekanan minimum adalah titik dimana terjadinya transisinya aliran dari laminar ke turbulen. Pada titik yang sama untuk airfoil 1 dengan pemberian angle of attack 4° adalah titik dimana terjadi separasi bubble.



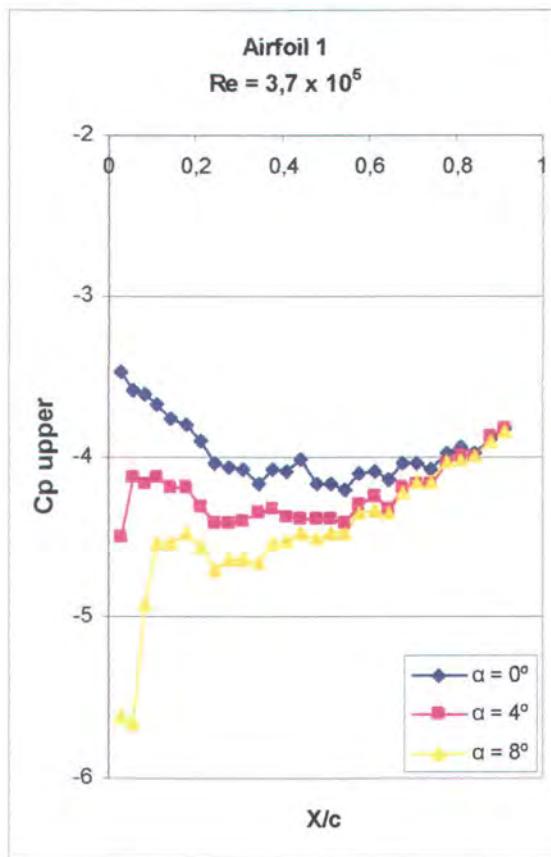
Gambar.4.3.. Grafik Cp – X/c airfoil 1, $\alpha = 8^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$

Seperti telah diungkapkan pada pembahasan diatas bahwa penambahan kecepatan aliran free stream pada airfoil 1 pada tiap - tiap variasi angle of attack tidak memberikan pengaruh yang signifikan. Untuk pembahasan selanjutnya akan ditunjukkan grafik Cp - X/c pada airfoil 1 dengan variasi angle of attack pada salah satu kecepatan free stream dengan $Re = 3,7 \times 10^5$.

Pada gambar.4.4 untuk airfoil 1 pada upper side penambahan angle of attack membuat tekanan pada upper side mengalami penurunan. Hal ini disebabkan karena dengan adanya penambahan angle of attack titik stagnasi dari airfoil akan bergeser semakin ke bawah. Aliran akan dipercepat jika melewati leading edge. Dengan adanya percepatan ini membuat aliran semakin turun

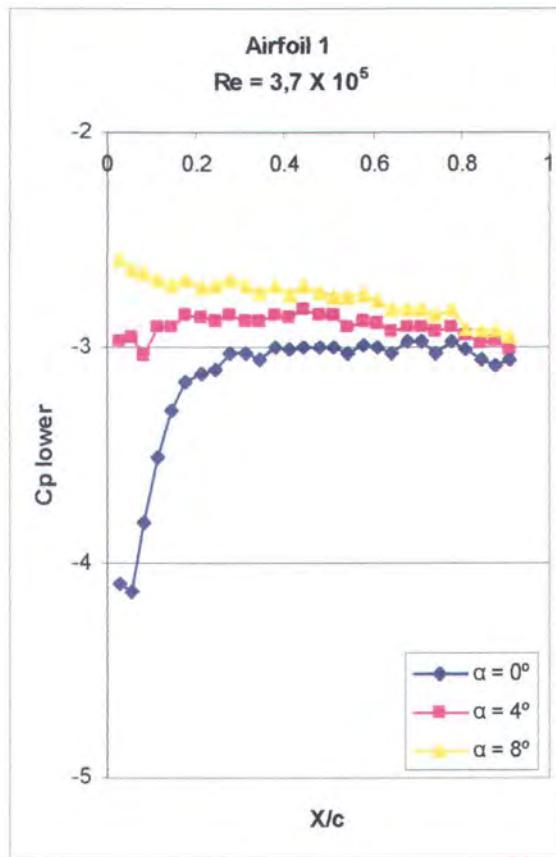


tekanannya. Penambahan angle of attack membuat aliran semakin dipercepat di leading edge dan juga akan mengalami perlambatan yang lebih lama.



Gambar 4.4. Grafik airfoil 1 pada upper side $Re = 3,7 \times 10^5$

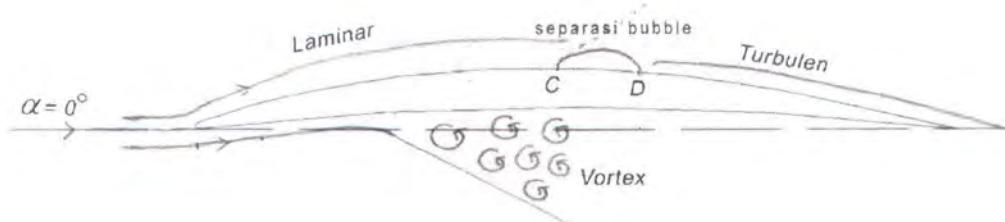
Pada bagian lower, gambar.4.5, terjadi hal yang sebaliknya. Dengan penambahan angle of attack aliran semakin naik tekananannya.. Pada airfoil 1 di lower side penambahan angle of attack membuat separasi terjadi. Bahkan dengan adanya penambahan angle of attack membuat separasi terjadi lebih awal. Pada bagian upper mengalami penurunan tekanan bila dilakukan penambahan angle of attack sedangkan di lower side terjadi kenaikan bila dilakukan penambahan angle of attack maka dapat dikatakan bahwa penambahan angle of attack membuat terjadinya kenaikan lift pada airfoil1.



Gambar.4.5. Grafik airfoil 1 pada lower side $Re = 3,7 \times 10^5$

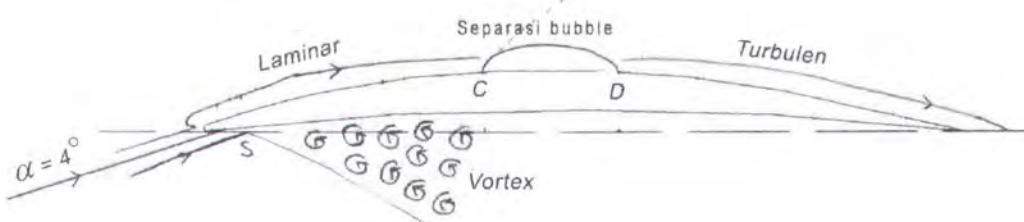
Untuk memberikan pembahasan lebih lanjut mengenai airfoil pada berbagai variasi angle of attack, berikut ini akan diberikan gambar ilustrasi aliran pada airfoil 1 dengan pemberian variasi angle of attack.

Pada gambar.4.6 aliran yang mula – mula laminar akan bertransisi menjadi turbulen setelah adanya separasi bubble (C – D). Aliran dipercepat ketika melewati leading edge lalu akan mengalami perlambatan dan terjadi separasi bubble di upper side. Di lower side aliran akan terseparasi setelah mengalami percepatan di leading edge. Adanya adverse pressure gradient yang tiba – tiba pada kontur lower side airfoil 1 sehingga aliran sudah terseparasi pada angle of attack 0° .



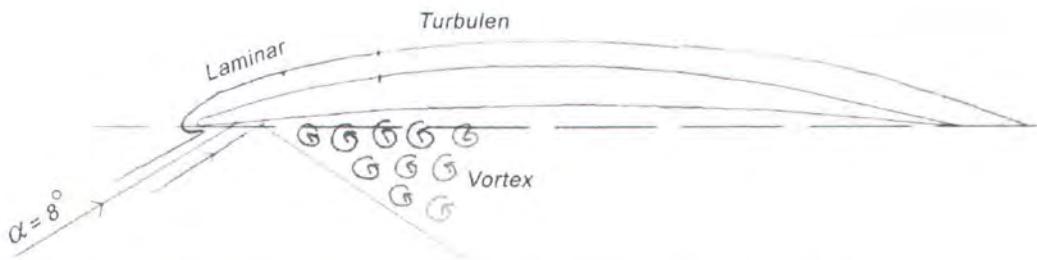
Gambar. 4.6. Ilustrasi aliran pada airfoil 1 dengan angle of attack 0°

Pada gambar.4.7 separasi pada lower side terjadi lebih awal. Separasi sudah terjadi di daerah dekat leading edge. Di upper side dengan pemberian angle of attack 4° merubah letak titik stagnasi yang mula –mula berada tepat di leading edge menjadi bergeser semakin ke bawah sehingga aliran akan mengalami percepatan ketika melewati leading edge dan akan segera diperlambat. Terjadi separasi bubble di C – D. Daerah dimana terjadi separasi bubble adalah daerah transisi dari laminar ke turbulen.



Gambar.4.7. Ilustrasi aliran pada airfoil 1 dengan angle of attack 4°

Pada gambar.4.8 di lower side separasi terjadi lebih awal. Kontur lower side seperti airfoil 1 tidak seharusnya diberi angle of attack karena separasi mudah sekali terjadi dengan penambahan angle of attack. Pemberian angle of attack membuat letak titik stagnasi bergeser semakin ke bawah sehingga aliran akan dipercepat ketika melewati leading edge dan akan segera diperlambat. Tidak terjadi separasi bubble pada angle of attack 8° . Aliran bertransisi dari laminar ke turbulen ketika aliran dipercepat sampai tekanan minimumnya.



Gambar.4.8. Ilustrasi aliran pada airfoil 1 dengan angle of attack 8°

IV.2. ANALISA DISTRIBUSI TEKANAN PADA PERMUKAAN AIRFOIL 2 DENGAN VARIASI ANGLE OF ATTACK DAN KECEPATAN FREE STREAM

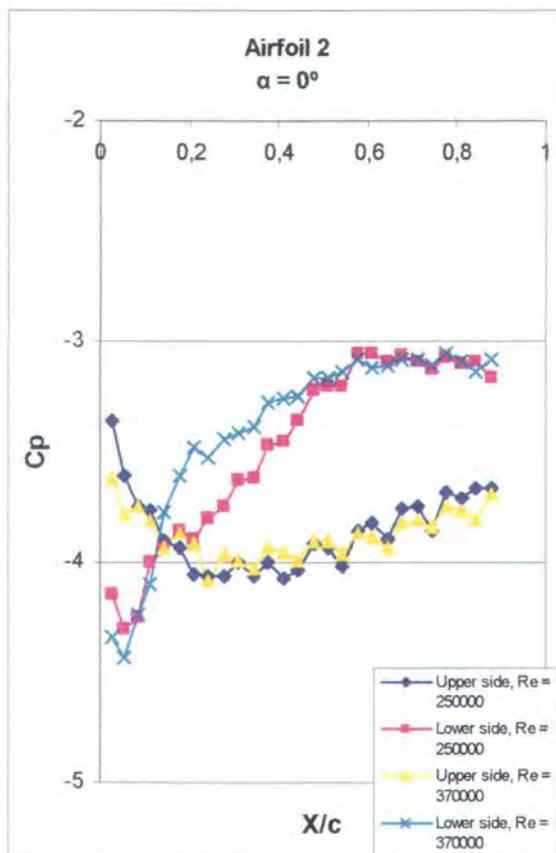
Airfoil 2 mempunyai bentuk kelengkungan yang berbeda dari airfoil 1 yaitu pada lower side mempunyai kelengkungan sebagian dibawah chord. Seperti pada airfoil 1 dengan penambahan kecepatan free stream tidak menunjukkan adanya perbedaan yang signifikan. Dari grafik $C_p - X/c$ pada airfoil 2 pemberian variasi kecepatan tidak terlalu kelihatan berbeda.

Untuk angle of attack 0° , gambar.4.9, di lower side terjadi sedikit percepatan dekat leading edge lalu aliran akan diperlambat sampai 21,1% chord. Setelah titik ini aliran tetap akan diperlambat tetapi tidak terlalu besar seperti yang terjadi dari ujung dekat leading edge sampai titik 21,1% chord. Dari sini juga dapat dikatakan bahwa dugaan awal pada airfoil 1 dengan angle of attack 0° adalah benar. Bentuk kontur pada airfoil 1 membuat aliran tidak dapat mengikuti kontur dengan baik karena adanya adverse pressure gradient yang besar sehingga separasi mudah terjadi. Pada airfoil 2 ada kelengkungan pada bagian lower dibawah chord sehingga aliran seakan-akan dituntun mengikuti kontur. Pada angle



of attack 0° untuk airfoil 2 tidak terjadi separasi pada lower sidenya. Terjadi kenaikan tekanan sampai trailing edge. Pada daerah dekat trailing edge tidak terjadi kenaikan tekanan.

Pada upper side untuk angle of attack 0° aliran akan dipercepat sampai tekanan minimum di 24,4% chord. Setelah melewati titik tekanan minimum aliran akan mengalami perlambatan sampai di trailing edge. Dari grafik terlihat tekanan turun sampai minimum di 24,4% chord lalu tekanan mulai naik sampai trailing edge.



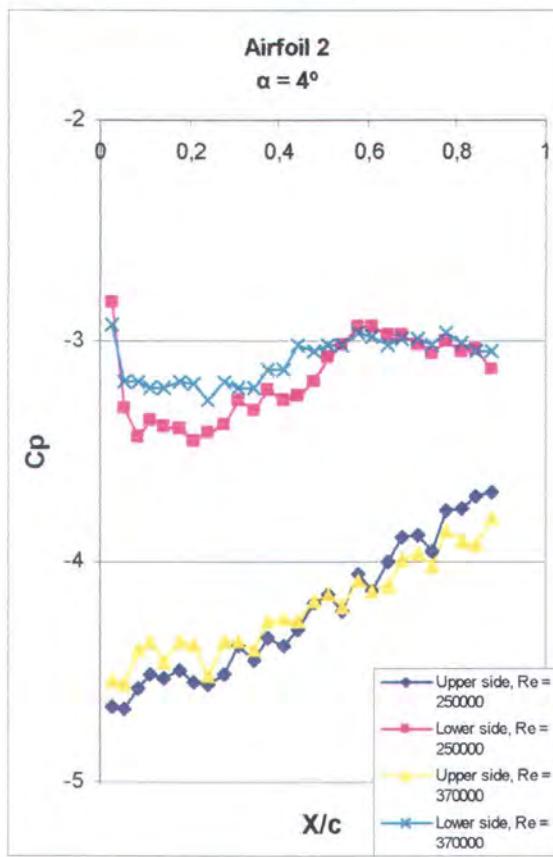
Gambar.4.9. Grafik Cp – X/c airfoil 2, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$

Pada angle of attack 4° , gambar.4.10, penambahan kecepatan free stream tidak terlalu berpengaruh pada aliran yang melintasi airfoil. Di lower side pada



angle of attack 4° terjadi percepatan mulai di leading edge. Setelah percepatan, aliran akan diperlambat sehingga tekanannya mulai naik sampai di 44,4% chord. Setelah titik ini aliran masih sedikit naik tekanannya sampai di trailing edge.

Untuk penambahan angle of attack sebesar 4° terjadi pergeseran titik stagnasi yang semakin kebawah. Karena adanya pergeseran titik stagnasi maka aliran akan mengalami percepatan diujung sampai 5,6% chord lalu akan mengalami perlambatan sampai 11,1% chord. Setelah itu aliran akan mengalami percepatan lagi sampai tekanan minimumnya yaitu di titik 24,4% chord. Aliran akan naik lagi tekanannya dan terjadi separasi bubble pada 27,1% chord sampai 44,4% chord. Aliran akan pulih kembali atau reattachment. Setelah reattachment aliran akan naik tekanannya sampai trailing edge. Pada airfoil 2 untuk angle of attack 4° pada bagian upper tidak terjadi separasi permanen.



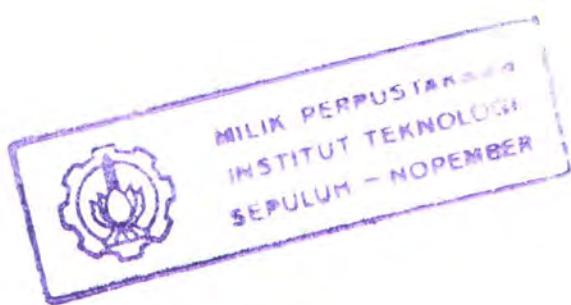
Gambar.4.10. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 2, $\alpha = 4^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$

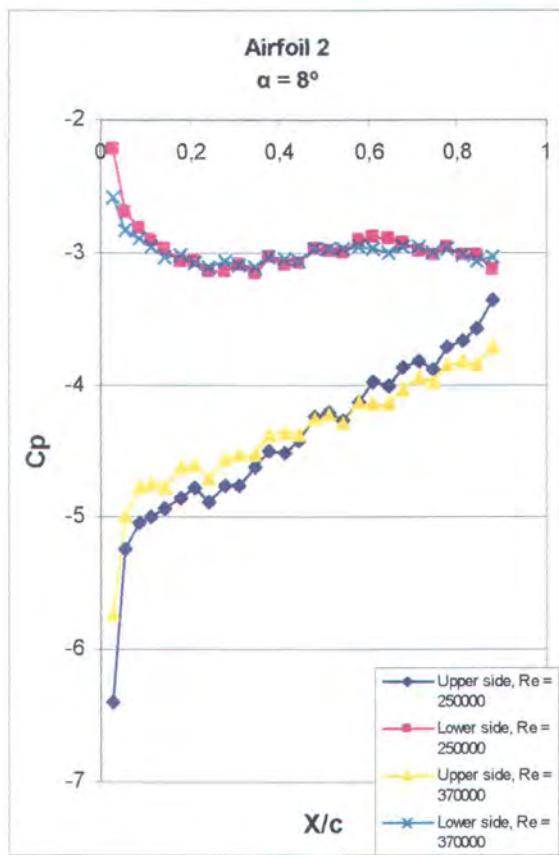
Pada gambar.4.11 seperti juga yang terjadi pada angle of attack 0° dan 4° penambahan kecepatan aliran free stream tidak terlalu berpengaruh terhadap aliran yang melintasi airfoil. Di lower side dengan penambahan angle of attack sebesar 8° aliran akan dipercepat mulai dari leading edge setelah itu akan dipercepat lagi tapi tidak sebesar percepatan yang di leading edge, sampai titik minimum di 24,4% chord. Setelah melewati 24,4% chord aliran akan diperlambat hal ini ditandai dengan adanya kenaikan tekanan yang tidak terlalu besar. Perlambatan ini terjadi sampai 44,4% chord. Setelah perlambatan masih terjadi sehingga tekanan akan sedikit naik tetapi kenaikan tekanan ini sangat kecil. Pemberian angle of attack pada airfoil 2 berdampak lebih baik dibandingkan dengan airfoil1. Bentuk



kontur yang agak cembung di lower side mampu membuat aliran mengalami kenaikan tekanan.

Dengan penambahan angle of attack sebesar 8° di upper side terjadi percepatan aliran yang lebih drastis dibandingkan dengan angle of attack 4° . Titik stagnasi semakin bergeser ke bawah sehingga aliran harus mempercepat dirinya untuk sampai di leading edge. Setelah melewati leading edge aliran akan diperlambat, perlambatan terjadi lebih lama bila dibandingkan dengan angle of attack 4° . Perlambatan terjadi sampai 21,1% chord. Setelah melewati 21,1% chord aliran akan dipercepat sampai tekanan minimum 24,4% chord lalu akan diperlambat lagi yang ditandai dengan adanya kenaikan tekanan. Pada saat mengalami kenaikan tekanan terjadi separasi bubble. Separasi bubble dimulai pada 27,8% Chord sampai 44,4% chord. Aliran akan pulih kembali atau reattachment setelah melewati 44,4% chord. Dari grafik $C_p - X/c$ menunjukkan tekanan naik sampai trailing edge.





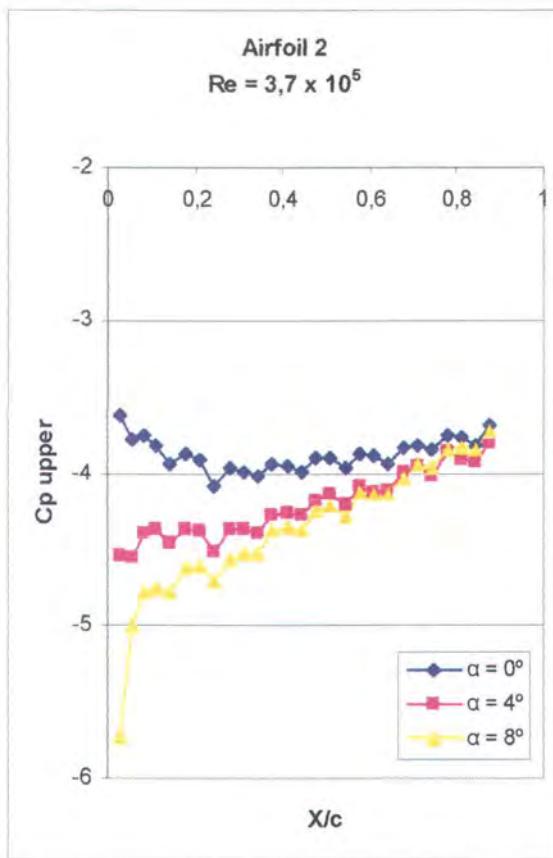
Gambar.4.11. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 2, $\alpha = 8^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$

Perubahan kecepatan free stream pada airfoil 2 tidak memberikan pengaruh yang terlalu besar sehingga pada pembahasan berikut akan dipakai salah kecepatan free stream, yaitu free stream dengan $Re = 3,7 \times 10^5$ pada variasi angle of attack.

Pada upper side untuk airfoil 2, gambar.4.12 penambahan angle of attack membuat terjadinya penurunan tekanan di upper side. Hal ini disebabkan karena adanya pergeseran letak titik stagnasi yang semakin ke bawah untuk airfoil 2. aliran akan sangat dipercepat ketika melalui leading edge sehingga tekanannya turun. Bila angle of attack yang diberikan semakin besar maka aliran akan



semakin mempercepat dirinya ketika melewati leading edge sehingga tekanan semakin turun.

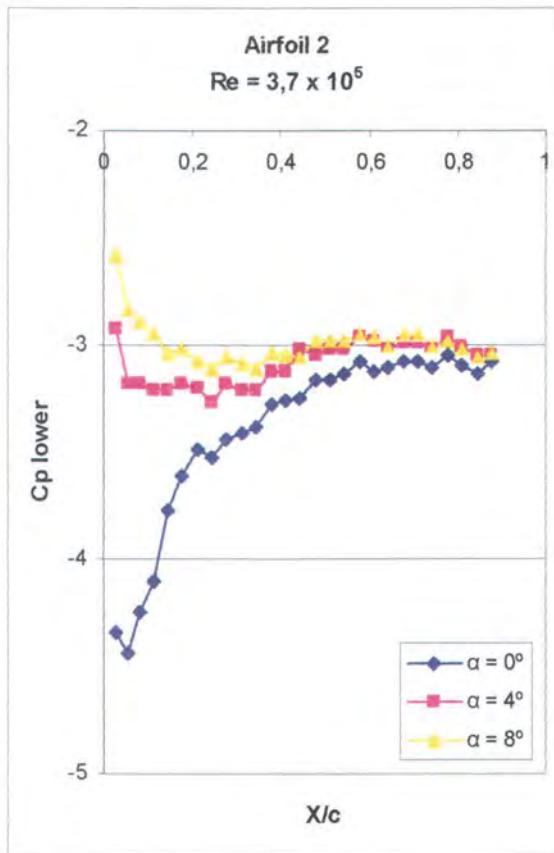


Gambar.4.12. Grafik airfoil 2 pada upper side $Re = 3,7 \times 10^5$

Pada lower side, gambar.4.13, bila dilakukan penambahan angle of attack akan membuat aliran mengalami kenaikan tekanan. Angle of attack yang semakin besar membuat terjadinya pergeseran titik stagnasi yang semakin ke bawah. Pergeseran letak titik stagnasi membuat percepatan aliran yang terjadi di dekat leading edge tidak terlalu besar. Karena adanya adverse pressure gradient aliran akan naik tekanannya. Dengan adanya angle of attack yang semakin besar membuat aliran lebih mudah terseparasi. Pada angle of attack yang kecil akan terjadi separasi bubble tetapi jika angle of diperbesar lagi maka akan membuat



aliran menjadi terseparasi permanen. Penambahan angle of attack pada airfoil 2 menyebabkan adanya kenaikan lift. Hal ini dapat dilihat dengan adanya penurunan tekanan yang terjadi pada upper dan kenaikan tekanan pada lower dengan adanya penambahan angle of attack.



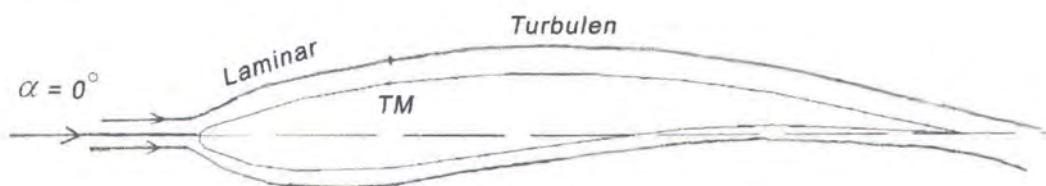
Gambar.4.13. Grafik airfoil 2 pada lower side $Re = 3,7 \times 10^5$

Untuk memberikan pembahasan lebih lanjut mengenai airfoil pada berbagai variasi angle of attack, berikut ini akan diberikan gambar ilustrasi aliran pada airfoil 2 dengan pemberian variasi angle of attack.

Pada gambar.4.14 di lower side mempunyai kelengkungan sebagaimana di bawah chord sehingga aliran akan dipercepat ketika melewati lower side setelah itu akan diperlambat. Kontur lower side airfoil 2 membuat aliran aliran tidak

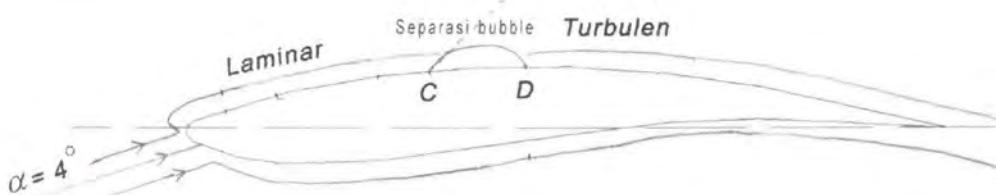


mudah terseparasi. Aliran seakan – akan dituntun oleh kontur. Pada upper side aliran dipercepat sampai tekanan minimum dan aliran akan bertransisi menjadi turulen.



Gambar.4.14. Ilustrasi aliran pada airfoil 2 dengan angle of attack 0°

Pada gambar.4.15, di lower side aliran akan dipercepat lalu akan mengalami perlambatan sehingga tekanannya naik. Kenaikan tekanan terjadi sampai di trailing edge. Dengan adanya angle of attack membuat letak titik stagnasi mengalami pergeseran semakin ke bawah sehingga aliran akan dipercepat ketika melewati leading edge. Setelah mengalami percepatan aliran akan diperlambat dan terjadi separasi bubble di C – D yang juga merupakan daerah transisi aliran dari laminar ke turbulen.

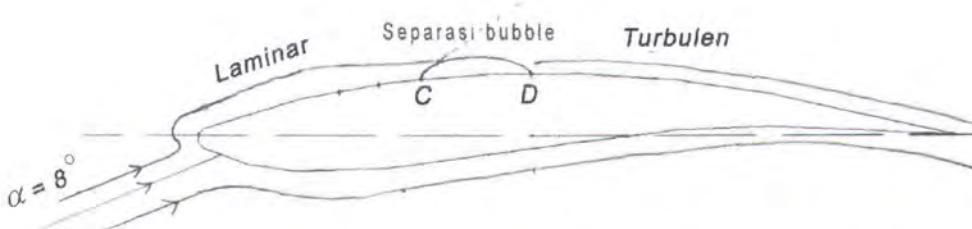


Gambar.4.15. Ilustrasi aliran pada airfoil 2 dengan angle of attack 4°

Pada gambar.4.16. di lower side aliran akan dipercepat lalu akan diperlambat sampai di trailing edge. Di upper side terjadi percepatan aliran ketika melewati leading. Hal ini dikarenakan dengan pemberian angle of attack membuat titik stagnasi bergeser ke bawah. Setelah dipercepat ketika melewati leading edge



aliran akan diperlambat dan terjadi separasi bubble di C – D. aliran yang semula laminar bertransisi menjadi turbulen.



Gambar.4.16. Ilustrasi aliran pada airfoil 2 dengan angle of attack 8°

IV.3. ANALISA DISTRIBUSI TEKANAN PADA PERMUKAAN AIRFOIL 3 DENGAN VARIASI ANGLE OF ATTACK DAN KECEPATAN FREE STREAM

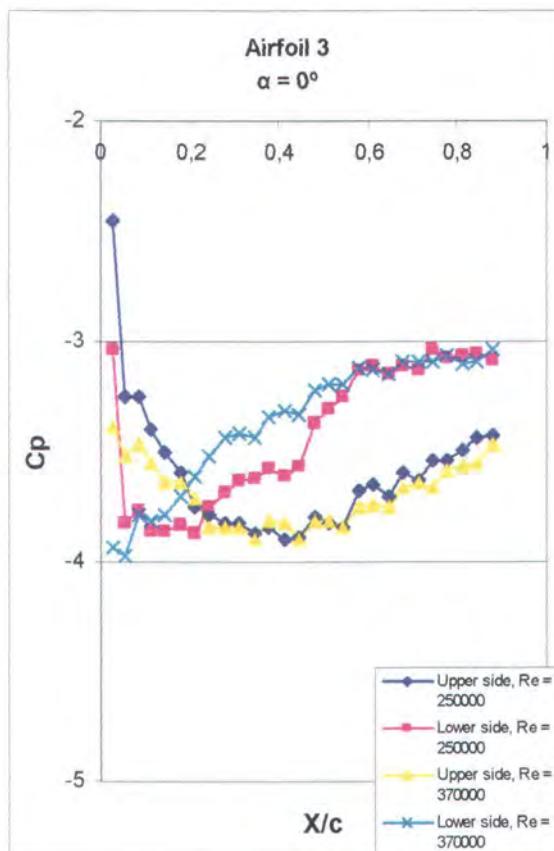
Airfoil 3 mempunyai kelengkungan pada bagian lower semuanya dibawah chord. Airfoil 3 ini mempunyai maksimum thickness yang paling besar. Seperti pada airfoil 1 dan 2 penambahan kecepatan free stream tidak terlalu berpengaruh terhadap aliran yang melewati airfoil. Pada grafik $C_p - X/c$ penambahan kecepatan tidak membuat perubahan yang signifikan pada aliran yang melewati airfoil 3

Pada angle of attack 0° .gambar.4.17 di lower side aliran akan dipercepat mulai dari leading edge. Setelah mengalami percepatan aliran diperlambat sampai 34,3% chord. Pada saat melewati 34,4% chord akan terus diperlambat sedikit lagi dan terjadi separasi bubble mulai 37,8% sampai 54,4% chord. Aliran akan pulih kembali dan tekanan akan naik sampai trailing edge.

Ketika aliran melewati upper side aliran akan dipercepat sampai 34,3% chord. Lalu aliran akan diperlambat sedikit dan dipercepat lagi. Pada 44,4% chord



aliran akan naik tekanannya dan terjadi separasi bubble mulai 47,8% chord sampai 64,4% chord. Aliran akan pulih kembali dan dari grafik dapat ditunjukkan adanya kenaikan tekanan sampai di trailing edge.

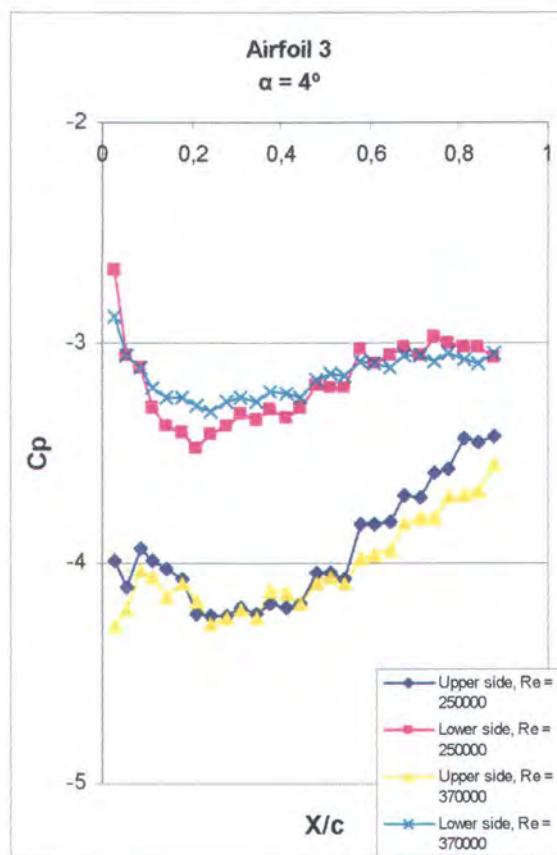


Gambar.4.17. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 3, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$

Pada gambar.4.18 untuk angle of attack 4° penambahan kecepatan free stream tidak terlalu berpengaruh terhadap aliran yang melintasi airfoil. Aliran pada lower side akan dipercepat mulai di leading edge sampai 24,4% chord. Pada 24,4% chord ini terjadi tekanan minimum pada lower side. Setelah titik ini aliran akan mulai diperlambat sehingga tekanannya naik. Ketika aliran sampai pada 37,8% chord sampai 54,4% chord terjadi separasi bubble. Aliran akan pulih kembali atau reattachment dan tekanannya akan naik.



Pada upper side karena ada pergeseran letak titik tekanan stagnasi maka aliran akan dipercepat di dekat leading edge. Setelah mengalami percepatan aliran akan segera diperlambat. Pada 8,3% chord aliran akan dipercepat sampai tekanan minimumnya di 24,4% chord. Lalu aliran akan diperlambat lagi. Terjadi separasi bubble pada 47,8% chord sampai 64,4% chord. Aliran akan pulih kembali dan terus naik tekanannya sampai trailing edge.



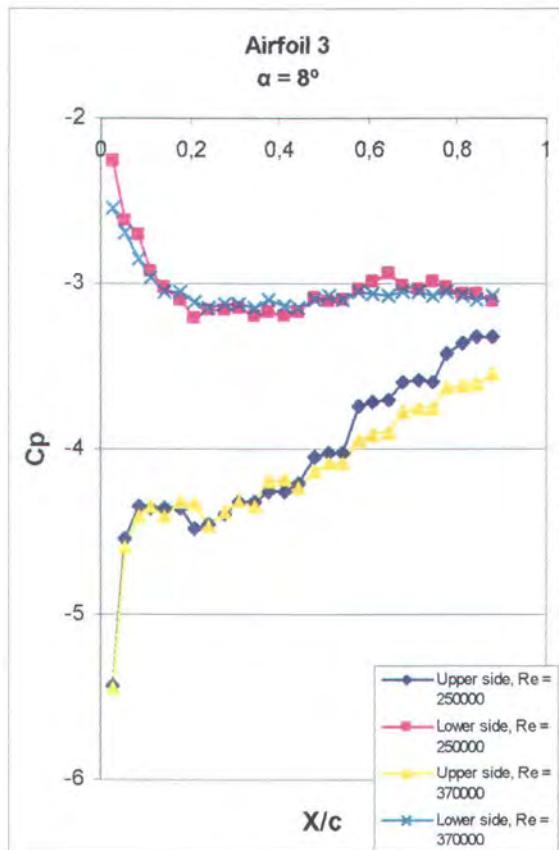
Gambar.4.18. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 3, $\alpha = 4^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$

Pada gambar.4.19 untuk angle of attack 8° seperti pada angle of attack 0° dan 4° penambahan kecepatan aliran free stream tidak terlalu berpengaruh pada aliran yang melintasi airfoil. Aliran pada lower side akan mengalami percepatan mulai di leading edge sampai di 24,4% chord. Setelah itu aliran akan mulai



diperlambat sampai di 54,4% chord dan setelah itu tidak terjadi kenaikan tekanan lagi.

Pada upper side untuk angle of attack 8° aliran sangat dipercepat ketika melewati leading edge. Hal ini terjadi karena adanya pergeseran letak titik stagnasi yang semakin ke bawah. Setelah mengalami percepatan yang sangat besar aliran akan diperlambat lebih lama dibandingkan dengan angle of attack 4° . Aliran akan diperlambat sampai 11,1% chord. Setelah 11,1% chord aliran akan dipercepat lagi sampai 24,4% chord. Tidak terjadi separasi bubble pada angle of attack 8° . Aliran akan diperlambat lagi terlihat dengan adanya kenaikan tekanan. Kenaikan tekanan terus terjadi sampai trailing edge.

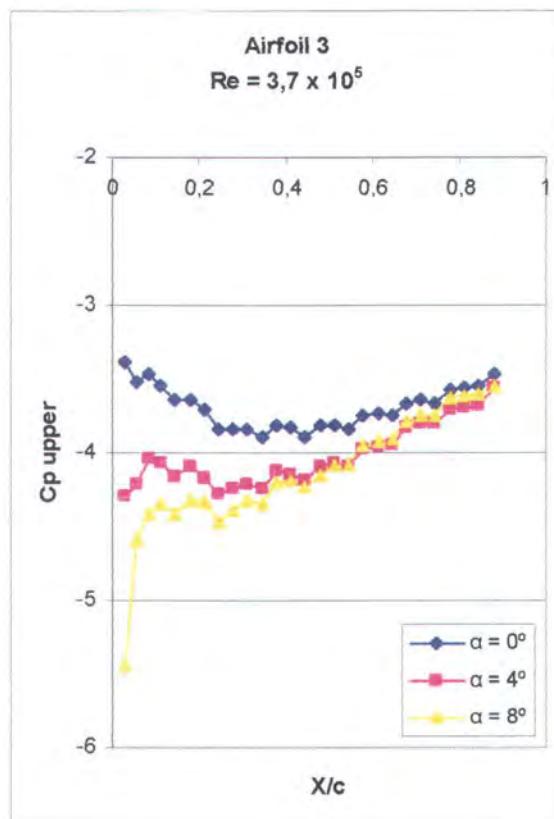


Gambar.4.19. Grafik $C_p - X/c$ airfoil 3, $\alpha = 8^\circ$, $Re = 2,5 \times 10^5$ dan $Re = 3,7 \times 10^5$



Penambahan kecepatan free stream pada airfoil 3 tidak memberikan pengaruh yang signifikan. Untuk semakin memperjelas pembahasan diatas maka akan ditampilkan grafik $C_p - X/c$ pada airfoil 3 kecepatan free stream yang paling tinggi yaitu $Re = 3,7 \times 10^5$ dengan variasi angle of attack.

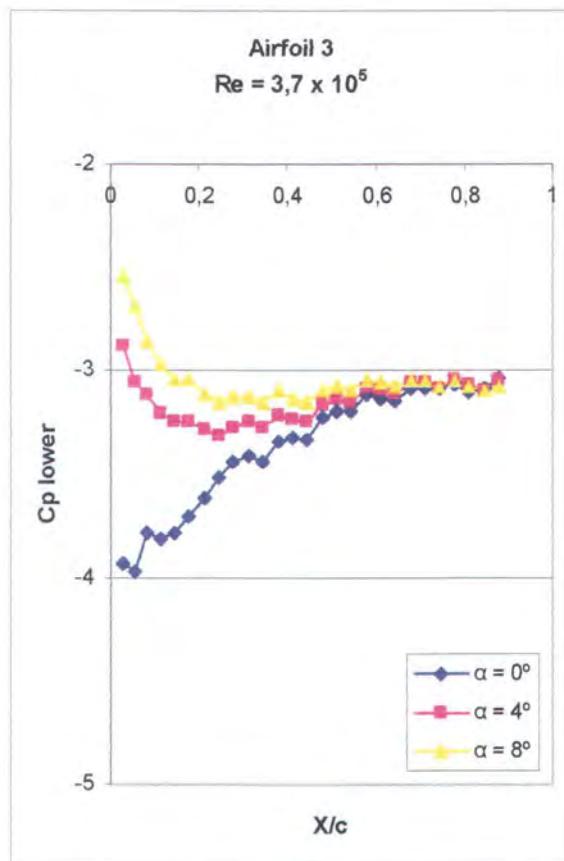
Pada gambar.4.20 untuk airfoil 3 di upper side bila dilakukan penambahan angle of attack akan terjadi hal sama seperti pada airfoil 1 dan 2. angle of attack yang semakin besar akan membuat upper side mengalami penurunan tekanan. Dengan angle of attack yang besar akan terjadi pergeseran titik stagnasi yang semakin ke bawah. Aliran akan dipercepat ketika akan melewati leading edge. Aliran yang dipercepat akan membuat tekanan turun sehingga penambahan angle of attack membuat tekanan yang semakin rendah pada upper side.



Gambar.4.20. Grafik airfoil 3 pada upper side $Re = 3,7 \times 10^5$



Pada bagian lower, gambar.4.21, juga terjadi hal yang sama seperti pada airfoil 1 dan 2. penambahan angle of attack membuat aliran mengalami kenaikan tekanan. Dan juga dengan adanya penambahan angle of attack yang semakin besar akan membuat separasi cepat terjadi. Pada angle of attack 8° tidak lagi terjadi separasi bubble pada airfoil 3.



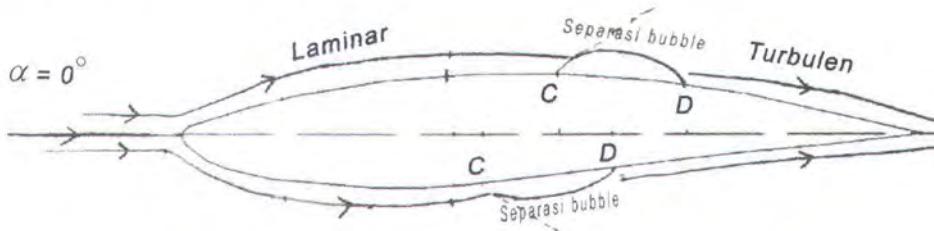
Gambar.4.21. Grafik airfoil 3 pada lower side $Re = 3,7 \times 10^5$

Untuk memberikan pembahasan lebih lanjut mengenai airfoil pada berbagai variasi angle of attack, berikut ini akan diberikan gambar ilustrasi aliran pada airfoil 3 dengan pemberian variasi angle of attack.

Pada gambar.4.22 di lower side aliran akan dipercepat lalu akan diperlambat dan terjadi separasi bubble di C – D. Pada titik D aliran akan

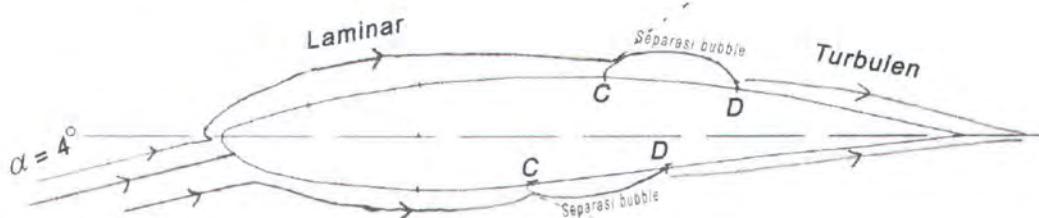


mengalami reattachment. Setelah reattachment aliran akan naik lagi tekanannya sampai di trailing edge. Di upper side aliran juga akan dipercepat lalu akan diperlambat dan terjadi separasi bubble di C – D. Setelah aliran mengalami reattachment di D, aliran bertransisi dari laminar ke turbulen.



Gambar.4.22. Ilustrasi aliran pada airfoil 3 dengan angle of attack 0°

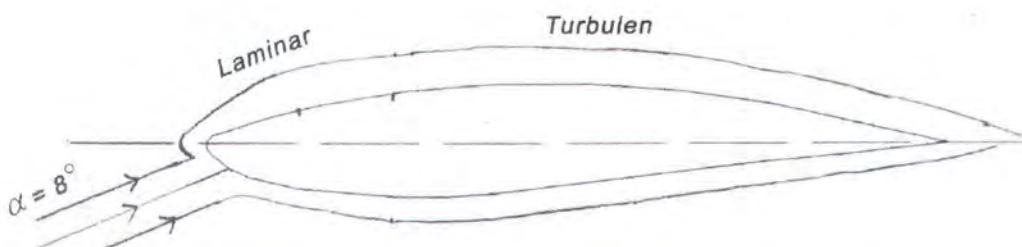
Pada gambar.4.23 aliran pada lower side akan dipercepat lalu akan diperlambat dan terjadi separasi bubble di C – D. Aliran akan mengalami reattachment dan tekanannya akan naik lagi sampai di trailing edge. Dengan pemberian angle of attack akan menyebabkan terjadinya pergeseran letak titik stagnasi yang semakin ke bawah sehingga aliran akan mengalami percepatan ketika melewati leading edge. Setelah mengalami percepatan aliran akan diperlambat dan terjadi separasi bubble di C – D. Pada titik D aliran akan mengalami reattachment. Aliran akan bertransisi dari laminar menjadi turbulen setelah mengalami separasi bubble.



Gambar.4.23. Ilustrasi aliran pada airfoil 3 dengan angle of attack 4°



Pada gambar.4.24 dengan pemberian angle of attack 8° , di lower side aliran akan dipercepat lalu akan diperlambat sehingga tekanannya naik sampai di trailing edge. Pada upper side dengan pemberian angle of attack 8° menyebabkan bergesernya titik stagnasi yang semakin ke bawah sehingga aliran akan dipercepat ketika melewati leading edge. Setelah dipercepat aliran akan segera diperlambat dan akan dipercepat lagi sampai tekanan minimumnya. Aliran akan bertransisi dari laminar menjadi turbulen dan tekanannya akan naik sampai di trailing edge.



Gambar.4.24. Ilustrasi aliran pada airfoil 3 dengan angle of attack 8°

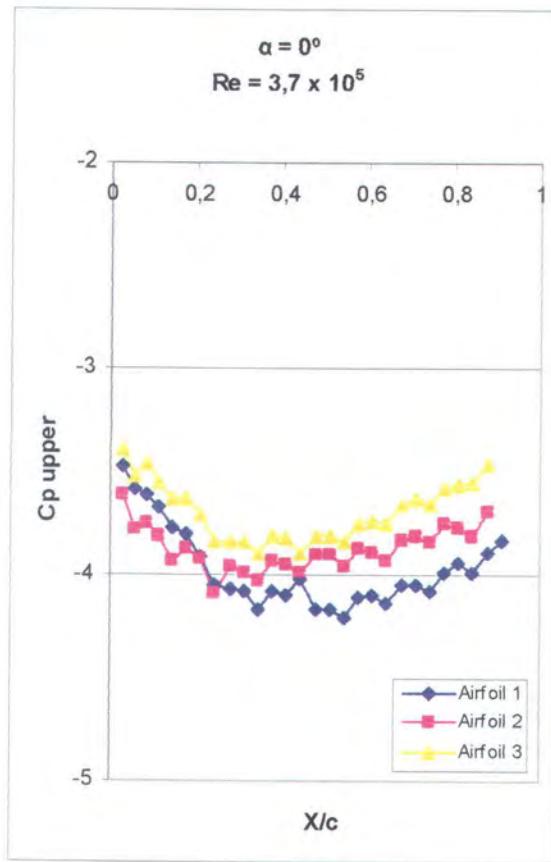
IV.4 PERBANDINGAN DISTRIBUSI TEKANAN ANTARA AIRFOIL 1, AIRFOIL 2 DAN AIRFOIL 3

Pada gambar.4.25 dan gambar.4.26. untuk angle of attack 0° pada airfoil 3 mempunyai tekanan yang paling tinggi di upper side. Pada airfoil 1 adalah yang memiliki tekanan paling rendah. Airfoil 3 mempunyai kelengkungan semuanya dibawah chord sehingga aliran akan melalui kontur lower side pada airfoil 3 lebih lambat sehingga untuk mencapai trailing edge bersama-sama, aliran pada bagian upper juga akan bergerak lebih lambat dibandingkan dengan aliran yang melewati upper side pada airfoil 1 dan 2. pada leading edge terjadi sedikit perbedaan tekanan paling rendah dimiliki oleh airfoil 2 sampai di 21,1% chord. Kelengkungan yang dimiliki airfoil 2 pada lower sidenya sebagian berada



dibawah chord membuat aliran harus dipercepat untuk melewati lengkungan itu sehingga di bagian upper juga akan terjadi hal yang sama. Pada leading edge di airfoil 2 upper side aliran juga akan dipercepat. Sedangkan pada airfoil 1 aliran yang melewati lower side akan dipercepat hanya sedikit di leading edge sehingga aliran pada bagian upper juga akan dipercepat sedikit saja. Pada airfoil 3 kelengkungan lower side paling besar sehingga percepatan yang dialami tidak terlalu besar seperti pada airfoil 2. Karena adanya perbedaan bentuk kontur pada lower side menyebabkan airfoil yang memiliki kelengkungan paling besar, yaitu airfoil 3 mempunyai separasi bubble yang paling banyak bila dibandingkan dengan airfoil 1 dan 2. Separasi bubble ini terjadi karena aliran yang melewati airfoil 3 tidak segera berubah menjadi turbulen sehingga aliran rentan sekali untuk mengalami separasi bubble.

Pada lower side untuk airfoil 1 mempunyai tekanan yang paling tinggi.. Kontur lower side airfoil 1 membuat aliran dipercepat di leading edge dan setelah itu mengalami perlambatan, adverse pressure gradient yang besar pada lower side airfoil 1 membuat aliran mengalami separasi setelah mengalami perlambatan. Pada lower side airfoil 2 dan airfoil 3 aliran akan dipercepat di leading edge dan akan mengalami perlambatan setelah itu sehingga tekanannya naik sampai di trailing edge.

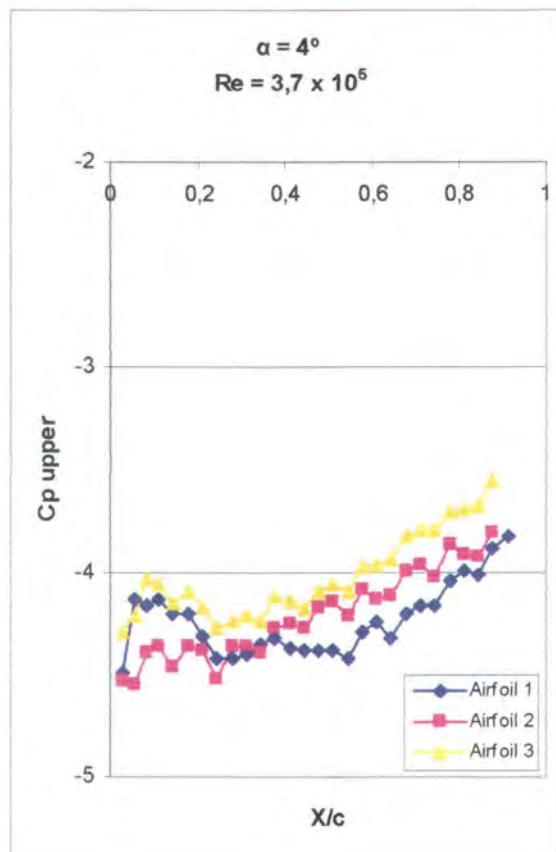


Gambar.4.25. Grafik C_p upper – X/c $\alpha = 0^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$

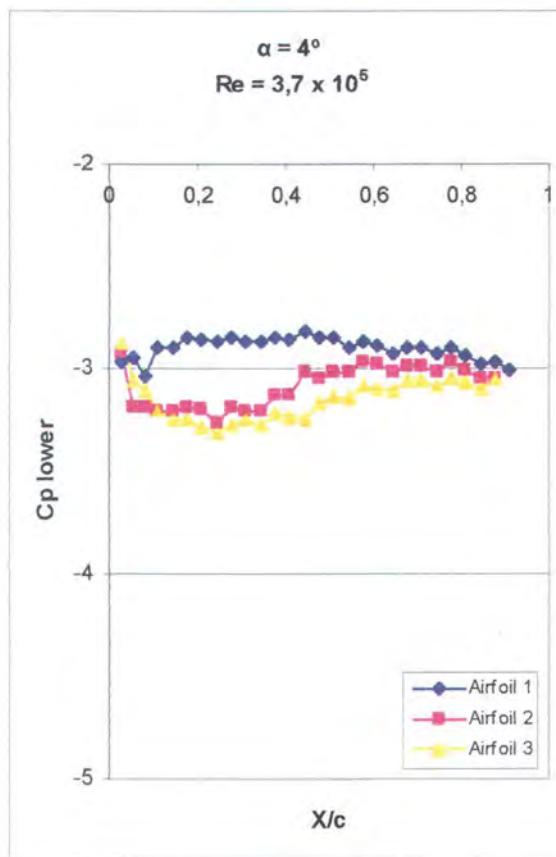


lower lebih besar sehingga aliran tidak terlalu dipercepat tajam dan aliran lebih mudah mengikuti kontur dengan baik.

Pada angle of attack 4° di lower side airfoil 1 separasi terjadi lebih awal. Pada lower side airfoil 2 dan airfoil 3 untuk angle of attack yang sama belum terjadi separasi. Hal ini disebabkan pada airfoil 1 mempunyai kontur yang seakan-akan menghindari aliran. Pada lower side airfoil 1 mempunyai adverse pressure gradient yang sangat besar. Sedangkan pada lower side airfoil 2 dan airfoil 3 adverse pressure gradient yang terjadi tidak terlalu besar seperti pada lower side airfoil 1 sehingga separasi masih belum terjadi. Tekanan yang paling tinggi pada lower side dimiliki oleh airfoil 1.



Gambar.4.27. Grafik C_p upper – X/c , $\alpha = 4^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$



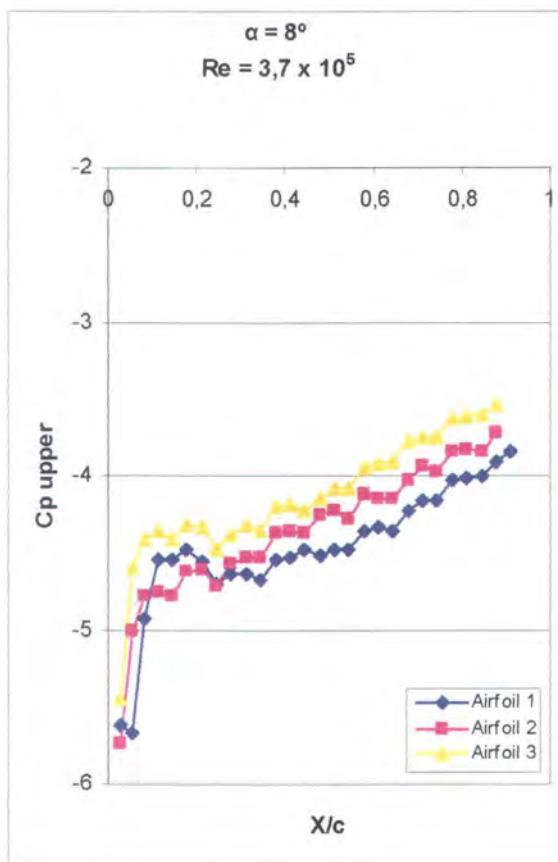
Gambar.4.28. Grafik C_p lower – X/c , $\alpha = 4^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$

Pada angle of attack 8° , gambar.4.29 dan gambar.4.30, untuk airfoil 1 mempunyai percepatan yang paling besar dileading edge dan perlambatan yang paling lama setelah mengalami percepatan di leading edge. Sehingga pada daerah leading edge untuk airfoil 1 mempunyai tekanan lebih tinggi bila dibandingkan dengan airfoil 2. Pada airfoil 3 setelah mengalami percepatan aliran diperlambat dan karena kelengkungan kontur pada lower side yang dimiliki oleh airfoil 3 paling besar maka aliran akan sangat diperlambat sehingga airfoil 3 mempunyai tekanan yang paling tinggi di upper side dibandingkan kedua airfoil yang lain. Pemberian angle of attack 8° pada airfoil membuat separasi bubble yang terjadi

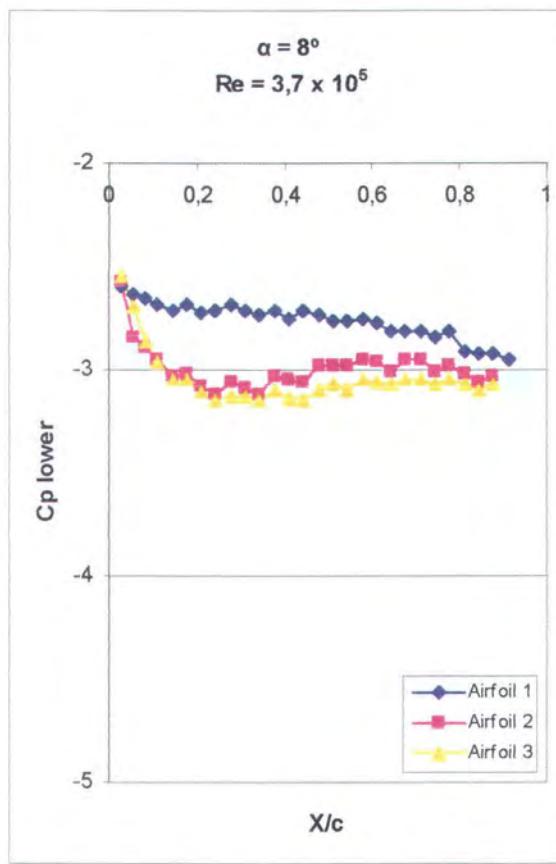


hilang. Tidak terjadi separasi pada upper side untuk airfoil 1, 2 maupun 3 karena kelengkungan upper side yang dimiliki oleh airfoil lemah.

Pada lower side untuk airfoil 1 terjadi hal yang sama seperti pada angle of attack 4° , yaitu separasi yang terjadi lebih awal. Tekanan paling tinggi pada lower side dimiliki oleh airfoil 1. Pada lower side airfoil 2 dan airfoil 3 masih belum terjadi separasi. Tetapi jika dilakukan penambahan angle of attack yang lebih besar lagi separasi terjadi karena dari grafik terlihat pada bagian mendekati trailing edge kenaikan yang terjadi sedikit sekali bahkan hampir tidak ada kenaikan tekanan.



Gambar 4.29. Grafik C_p upper – X/c , $\alpha = 8^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$



Gambar 4.30. Grafik C_p lower – X/c , $\alpha = 8^\circ$, $Re = 3,7 \times 10^5$

BAB V
KESIMPULAN

Grace Copy Center



BAB V

KESIMPULAN

V.1. KESIMPULAN

Pada pembahasan bab IV telah dilakukan analisa terhadap hasil didapat dari eksperimen. Analisa dilakukan pada grafik distribusi tekanan untuk tiap – tiap variasi yang telah dikerjakan pada eksperimen. Dari analisa yang telah dilakukan akan diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Pada masing – masing airfoil bila kecepatan free stream ditambah tidak memberikan perbedaan yang terlalu signifikan. Hasil yang didapat adalah cenderung sama. Hal ini dikarenakan pengambilan variasi kecepatan yang terlalu dekat.
2. Pada masing – masing airfoil bila diberi angle of attack akan menyebabkan timbulnya lift yang semakin besar.
3. Pemberian angle of attack pada masing – masing airfoil membuat separasi terjadi lebih cepat.
4. Airfoil 1 dengan kontur lower side semuanya diatas chord adalah airfoil yang sangat tidak baik bila diberi angle of attack. Separasi mudah sekali terjadi pada airfoil 1.
5. Penambahan kontur dibawah chord akan memperbaiki karakteristik aliran yang melewati airfoil. Pada airfoil 2 separasi tidak terjadi seperti pada airfoil 1.



6. Kontur lower side semuanya dibawah chord membuat aliran yang melewati airfoil lebih tahan terhadap separasi meskipun diberi angle of attack tinggi.
7. Kontur pada upper side adalah kontur yang memiliki kelengkungan lemah sehingga separasi bubble mudah terjadi.
8. Airfoil 3 adalah airfoil yang paling optimal digunakan pada pemberian angle of attack tinggi.

V.2. SARAN

Agar penelitian ini terus mengalami penyempurnaan maka berikut ini akan diberikan saran – saran yang sekiranya dapat mengembangkan penelitian ini.

- Pemberian pressure tap tepat di leading edge sehingga tekanan stagnasi di leading edge dapat diketahui.
- Semakin merapatkan letak pressure tap di daerah leading edge sehingga ketika diberi angle of attack positif perubahan letak titik stagnasi dapat diketahui
- Pembandingan hasil eksperimen ini dengan numerik.

DAFTAR PUSTAKA

Grace Copy Center

DAFTAR PUSTAKA

1. Noor, Dedy Z., 2001, ‘*Studi Eksperimental Tentang Pengaruh Inlet Disturbance Terhadap Separasi Aliran pada Permukaan Joukowsky Profile*’, Laporan Tugas Akhir, Jurusan Teknik Mesin, FTI – ITS, Surabaya.
2. Santoso, Teguh I., 2000, “*Studi Eksperimental Separasi Aliran pada Airfoil Simetris dengan Perubahan Kelangsungan*”, Laporan Tugas Akhir, Jurusan Teknik Mesin, FTI – ITS, Surabaya.
3. Fox, Robert W. and Mc. Donald, Alan T., 1985, “*Introduction to Fluid Mechanics*”, 3th edition, John Wiley and Sons Inc.
4. Anderson, John D. Jr, 1988, “*Fundamentals Of Aerodynamics*”, 3th edition, McGraw-Hill Book Company.
5. Shevell, Richard S., 1989, “*Fundamentals of Flight*”, 2th edition, Prentice-Hall International.
6. Kuethe, Arnold M. and Chow, Chuen – Yen, 1986, “*Foundation of Aerodynamic*”, 4th edition, John Wiley and Sons Inc.

LAMPIRAN

Grace Copy Center

LAMPIRAN

Lampiran – A : Contoh perhitungan

Lampiran – B : Data Tekanan Statik Airfoil 1

Lampiran – C : Data Tekanan Statik Airfoil 2

Lampiran – D : Data Tekanan Statik Airfoil 3

LAMPIRAN – A

Berikut ini akan diberikan contoh perhitungan dari data yang telah diperoleh dari eksprimen.

Diketahui :

- Bacaan awal (h_{awal}) = 0,178 m
- $h_{upper} = 0,105\text{m}$
- $h_{lower} = 0,154$
- $\Delta h_{\infty} = 0,056\text{ m}$
- $V_{\infty} = 20\text{ m/s}$
- $\rho_{manometer} = 819,18\text{ kg/m}^3$
- $\rho_{udara} = 1,1644\text{ kg/m}^3$
- $g = 9,81\text{ m/s}^2$

Contoh perhitungan :

$$\begin{aligned}1. \quad \Delta h_{upper} &= 0,5176 \times (h_{upper} - h_{awal}) \\&= 0,5176 \times (0,105 - 0,178) \\&= -0,0378\text{ m}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}2. \quad \Delta h_{lower} &= 0,5176 \times (h_{lower} - h_{awal}) \\&= 0,5176 \times (0,154 - 0,178) \\&= -0,0642\text{ m}\end{aligned}$$

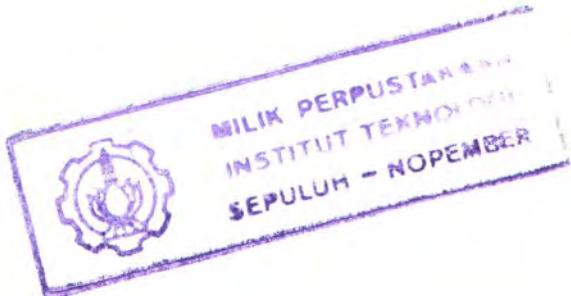
$$\begin{aligned}3. \quad P_{\infty} &= \rho_{manometer} \times g \times \Delta h_{\infty} \\&= 819,18 \times 9,81 \times 0,056 \\&= 450,02\text{ N/m}^2\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}4. \quad P_{\text{upper}} &= \rho_{\text{manometer}} \times g \times \Delta h_{\text{upper}} \\&= 918,18 \times 9,81 \times (-0,0378) \\&= -303,6 \text{ N/m}^2\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}5. \quad P_{\text{lower}} &= \rho_{\text{manometer}} \times g \times \Delta h_{\text{lower}} \\&= 918,18 \times 9,81 \times (-0,0642) \\&= -515,8 \text{ N/m}^2\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}6. \quad C_p \text{ upper} &= [2 \times (P_{\text{upper}} - P_{\infty})] / [\rho_{\text{udara}} \times (V_{\infty})^2] \\&= [2 \times (-303,6 - 450,02)] / [1,1644 \times (20)^2] \\&= -3,23644\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}7. \quad C_p \text{ lower} &= [2 \times (P_{\text{lower}} - P_{\infty})] / [\rho_{\text{udara}} \times (V_{\infty})^2] \\&= [2 \times (-515,8 - 450,02)] / [1,1644 \times (20)^2] \\&= -4,1474\end{aligned}$$



Airfoil 1

 $Re = 2,5 \times 10^5$ $\alpha = 0^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,178	0,105	0,054	-0,03778	-0,0642	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-303,645	-515,78	-3,23644	-4,1474
2	0,056	0,206	0,126	0,085	-0,04141	-0,0626	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-332,761	-503,301	-3,36147	-4,09381
3	0,083	0,177	0,088	0,082	-0,04607	-0,0492	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-370,197	-395,154	-3,52223	-3,6294
4	0,111	0,168	0,08	0,091	-0,04555	-0,0399	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-366,037	-320,283	-3,50437	-3,30789
5	0,144	0,16	0,066	0,0885	-0,04865	-0,037	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-390,994	-297,405	-3,61154	-3,20964
6	0,178	0,19	0,092	0,125	-0,05072	-0,0336	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-407,632	-270,368	-3,68299	-3,09354
7	0,211	0,16	0,048	0,092	-0,05797	-0,0352	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-465,866	-282,847	-3,93305	-3,14713
8	0,244	0,172	0,056	0,109	-0,06004	-0,0326	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-482,504	-262,049	-4,0045	-3,05782
9	0,278	0,17	0,048	0,1065	-0,06315	-0,0329	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-507,461	-264,129	-4,11167	-3,06675
10	0,311	0,16	0,042	0,102	-0,06108	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-490,823	-241,252	-4,04023	-2,96851
11	0,344	0,192	0,07	0,13	-0,06315	-0,0321	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-507,461	-257,89	-4,11167	-3,03996
12	0,378	0,166	0,05	0,116	-0,06004	-0,0259	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-482,504	-207,976	-4,0045	-2,82561
13	0,411	0,201	0,071	0,138	-0,06729	-0,0326	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-540,737	-262,049	-4,25457	-3,05782
14	0,444	0,165	0,05	0,113	-0,05952	-0,0269	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-478,344	-216,295	-3,98664	-2,86134
15	0,478	0,157	0,031	0,099	-0,06522	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-524,099	-241,252	-4,18312	-2,96851
16	0,511	0,18	0,053	0,12	-0,06574	-0,0311	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-528,258	-249,571	-4,20098	-3,00423
17	0,544	0,16	0,028	0,096	-0,06832	-0,0331	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-549,056	-266,209	-4,29029	-3,07568
18	0,578	0,216	0,095	0,159	-0,06263	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-503,301	-237,092	-4,09381	-2,95065
19	0,611	0,1955	0,077	0,137	-0,06134	-0,0303	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-492,902	-243,332	-4,04916	-2,97744
20	0,644	0,2	0,074	0,137	-0,06522	-0,0326	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-524,099	-262,049	-4,18312	-3,05782
21	0,678	0,178	0,06	0,1185	-0,06108	-0,0308	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-490,823	-247,491	-4,04023	-2,9953
22	0,711	0,206	0,086	0,144	-0,06211	-0,0321	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-499,142	-257,89	-4,07595	-3,03996
23	0,744	0,177	0,056	0,113	-0,06263	-0,0331	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-503,301	-266,209	-4,09381	-3,07568
24	0,778	0,168	0,054	0,106	-0,05901	-0,0321	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-474,185	-257,89	-3,96878	-3,03996
25	0,811	0,16	0,054	0,096	-0,05487	-0,0331	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-440,909	-266,209	-3,82588	-3,07568
26	0,844	0,19	0,086	0,128	-0,05383	-0,0321	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-432,589	-257,89	-3,79016	-3,03996
27	0,878	0,16	0,0515	0,091	-0,05616	-0,0357	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-451,307	-287,006	-3,87054	-3,16499
28	0,911	0,172	0,073	0,105	-0,05124	-0,0347	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-411,792	-278,687	-3,70085	-3,12927

Airfoil 1

 $Re = 3,7 \times 10^5$ $\alpha = 0^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	Cp upper	Cp lower
1	0,028	0,0845	0,11	0,148	-0,0255	-0,0635	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-204,922	-510,296	-3,47728	-4,0994
2	0,056	0,107	0,136	0,172	-0,029	-0,065	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-233,049	-522,35	-3,58547	-4,14026
3	0,083	0,122	0,152	0,175	-0,03	-0,053	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-241,085	-425,916	-3,61638	-3,81339
4	0,111	0,115	0,147	0,157	-0,032	-0,042	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-257,157	-337,519	-3,67819	-3,51377
5	0,144	0,091	0,126	0,125	-0,035	-0,034	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-281,265	-273,229	-3,77092	-3,29586
6	0,178	0,083	0,119	0,112	-0,036	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-289,302	-233,049	-3,80183	-3,15967
7	0,211	0,0845	0,124	0,112	-0,0395	-0,0275	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-317,428	-220,994	-3,91001	-3,11881
8	0,244	0,107	0,151	0,134	-0,044	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-353,591	-216,976	-4,0491	-3,10519
9	0,278	0,122	0,1665	0,146	-0,0445	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-357,609	-192,868	-4,06456	-3,02348
10	0,311	0,115	0,16	0,139	-0,045	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-192,868	-4,08001	-3,02348
11	0,344	0,091	0,139	0,116	-0,048	-0,025	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-200,904	-4,17274	-3,05071
12	0,378	0,083	0,128	0,106	-0,045	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-184,832	-4,08001	-2,99624
13	0,411	0,0845	0,13	0,108	-0,0455	-0,0235	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-365,645	-188,85	-4,09547	-3,00986
14	0,444	0,107	0,15	0,13	-0,043	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-184,832	-4,0182	-2,99624
15	0,478	0,122	0,17	0,145	-0,048	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-184,832	-4,17274	-2,99624
16	0,511	0,115	0,163	0,138	-0,048	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-184,832	-4,17274	-2,99624
17	0,544	0,091	0,14	0,115	-0,049	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-393,772	-192,868	-4,20365	-3,02348
18	0,578	0,083	0,129	0,1055	-0,046	-0,0225	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-180,814	-4,11092	-2,98262
19	0,611	0,0845	0,13	0,1075	-0,0455	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-365,645	-184,832	-4,09547	-2,99624
20	0,644	0,107	0,154	0,131	-0,047	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-377,699	-192,868	-4,14183	-3,02348
21	0,678	0,122	0,166	0,144	-0,044	-0,022	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-353,591	-176,795	-4,0491	-2,969
22	0,711	0,115	0,159	0,137	-0,044	-0,022	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-353,591	-176,795	-4,0491	-2,969
23	0,744	0,091	0,136	0,115	-0,045	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-192,868	-4,08001	-3,02348
24	0,778	0,083	0,125	0,105	-0,042	-0,022	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-337,519	-176,795	-3,98729	-2,969
25	0,811	0,0845	0,125	0,108	-0,0405	-0,0235	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-325,464	-188,85	-3,94092	-3,00986
26	0,844	0,107	0,149	0,132	-0,042	-0,025	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-337,519	-200,904	-3,98729	-3,05071
27	0,878	0,122	0,161	0,148	-0,039	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-208,94	-3,89456	-3,07795
28	0,911	0,115	0,152	0,14	-0,037	-0,025	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-297,338	-200,904	-3,83274	-3,05071

Airfoil 1

 $Re = 2,5 \times 10^5$ $\alpha = 4^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$P_{manometer}$	P_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,178	0,019	0,123	-0,0823	-0,02847	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-661,363	-228,773	-4,77257	-2,91492
2	0,056	0,206	0,088	0,15	-0,06108	-0,02899	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-490,823	-232,933	-4,04023	-2,93278
3	0,083	0,177	0,05	0,12	-0,06574	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-528,258	-237,092	-4,20098	-2,95065
4	0,111	0,168	0,047	0,115	-0,06263	-0,02743	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-503,301	-220,454	-4,09381	-2,8792
5	0,144	0,16	0,037	0,107	-0,06366	-0,02743	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-511,62	-220,454	-4,12954	-2,8792
6	0,178	0,19	0,065	0,141	-0,0647	-0,02536	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-519,939	-203,816	-4,16526	-2,80775
7	0,211	0,16	0,02	0,106	-0,07246	-0,02795	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-582,332	-224,614	-4,43319	-2,89706
8	0,244	0,172	0,03	0,122	-0,0735	-0,02588	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-590,651	-207,976	-4,46891	-2,82561
9	0,278	0,17	0,025	0,118	-0,07505	-0,02692	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-603,13	-216,295	-4,5225	-2,86134
10	0,311	0,16	0,022	0,1125	-0,07143	-0,02459	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-574,013	-197,577	-4,39747	-2,78096
11	0,344	0,192	0,05	0,141	-0,0735	-0,0264	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-590,651	-212,135	-4,46891	-2,84347
12	0,378	0,166	0,03	0,12	-0,07039	-0,02381	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-565,694	-191,338	-4,36174	-2,75416
13	0,411	0,201	0,055	0,1485	-0,07557	-0,02717	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-607,289	-218,374	-4,54036	-2,87027
14	0,444	0,165	0,033	0,122	-0,06832	-0,02226	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-549,056	-178,859	-4,29029	-2,70058
15	0,478	0,157	0,02	0,1065	-0,07091	-0,02614	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-569,853	-210,055	-4,3796	-2,83454
16	0,511	0,18	0,043	0,127	-0,07091	-0,02743	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-569,853	-220,454	-4,3796	-2,8792
17	0,544	0,16	0,019	0,103	-0,07298	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-586,492	-237,092	-4,45105	-2,95065
18	0,578	0,216	0,088	0,165	-0,06625	-0,0264	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-532,418	-212,135	-4,21885	-2,84347
19	0,611	0,1955	0,07	0,143	-0,06496	-0,02717	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-522,019	-218,374	-4,17419	-2,87027
20	0,644	0,2	0,069	0,142	-0,06781	-0,03002	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-544,896	-241,252	-4,27243	-2,96851
21	0,678	0,178	0,055	0,124	-0,06366	-0,02795	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-511,62	-224,614	-4,12954	-2,89706
22	0,711	0,206	0,084	0,149	-0,06315	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-507,461	-237,092	-4,11167	-2,95065
23	0,744	0,177	0,056	0,117	-0,06263	-0,03106	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-503,301	-249,571	-4,09381	-3,00423
24	0,778	0,168	0,056	0,11	-0,05797	-0,03002	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-465,866	-241,252	-3,93305	-2,96851
25	0,811	0,16	0,0565	0,0995	-0,05357	-0,03131	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-430,51	-251,651	-3,78123	-3,01316
26	0,844	0,19	0,09	0,131	-0,05176	-0,03054	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-415,951	-245,411	-3,71871	-2,98637
27	0,878	0,16	0,0575	0,092	-0,05305	-0,0352	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-426,35	-282,847	-3,76337	-3,14713
28	0,911	0,172	0,08	0,105	-0,04762	-0,03468	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-382,675	-278,687	-3,57581	-3,12927

Airfoil 1

$$Re = 3,7 \times 10^5$$

$$\alpha = 4^\circ$$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$P_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_{∞}	V_{∞}	P_{∞}	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,0845	0,141	0,108	-0,0565	-0,0235	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-454,043	-188,85	-4,49624	-2,96454
2	0,056	0,107	0,152	0,13	-0,045	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-184,832	-4,13591	-2,95112
3	0,083	0,122	0,168	0,148	-0,046	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-208,94	-4,16724	-3,03161
4	0,111	0,115	0,16	0,136	-0,045	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-168,759	-4,13591	-2,89747
5	0,144	0,091	0,138	0,112	-0,047	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-377,699	-168,759	-4,19858	-2,89747
6	0,178	0,083	0,13	0,102	-0,047	-0,019	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-377,699	-152,687	-4,19858	-2,84381
7	0,211	0,0845	0,135	0,104	-0,0505	-0,0195	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-405,826	-156,705	-4,30824	-2,85722
8	0,244	0,107	0,161	0,127	-0,054	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-160,723	-4,41791	-2,87064
9	0,278	0,122	0,176	0,141	-0,054	-0,019	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-152,687	-4,41791	-2,84381
10	0,311	0,115	0,1685	0,135	-0,0535	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-429,934	-160,723	-4,40224	-2,87064
11	0,344	0,091	0,143	0,111	-0,052	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-417,88	-160,723	-4,35524	-2,87064
12	0,378	0,083	0,134	0,102	-0,051	-0,019	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-409,844	-152,687	-4,32391	-2,84381
13	0,411	0,0845	0,137	0,104	-0,0525	-0,0195	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-421,898	-156,705	-4,37091	-2,85722
14	0,444	0,107	0,16	0,125	-0,053	-0,018	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-144,651	-4,38657	-2,81698
15	0,478	0,122	0,175	0,141	-0,053	-0,019	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-152,687	-4,38657	-2,84381
16	0,511	0,115	0,168	0,134	-0,053	-0,019	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-152,687	-4,38657	-2,84381
17	0,544	0,091	0,145	0,112	-0,054	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-168,759	-4,41791	-2,89747
18	0,578	0,083	0,133	0,103	-0,05	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-401,808	-160,723	-4,29258	-2,87064
19	0,611	0,0845	0,133	0,105	-0,0485	-0,0205	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-389,754	-164,741	-4,24558	-2,88405
20	0,644	0,107	0,158	0,129	-0,051	-0,022	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-409,844	-176,795	-4,32391	-2,92429
21	0,678	0,122	0,169	0,143	-0,047	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-377,699	-168,759	-4,19858	-2,89747
22	0,711	0,115	0,161	0,136	-0,046	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-168,759	-4,16724	-2,89747
23	0,744	0,091	0,137	0,113	-0,046	-0,022	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-176,795	-4,16724	-2,92429
24	0,778	0,083	0,125	0,104	-0,042	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-337,519	-168,759	-4,04191	-2,89747
25	0,811	0,0845	0,125	0,107	-0,0405	-0,0225	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-325,464	-180,814	-3,99492	-2,93771
26	0,844	0,107	0,148	0,131	-0,041	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-329,482	-192,868	-4,01058	-2,97795
27	0,878	0,122	0,159	0,1455	-0,037	-0,0235	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-297,338	-188,85	-3,88525	-2,96454
28	0,911	0,115	0,15	0,14	-0,035	-0,025	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-281,265	-200,904	-3,82259	-3,00478

Airfoil 1

 $Re = 2,5 \times 10^5$ $\alpha = 8^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	Cp upper	Cp lower
1	0,028	0,178	-0,011	0,152	-0,09783	-0,01346	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-786,148	-108,147	-5,30842	-2,39693
2	0,056	0,206	-0,033	0,1725	-0,12371	-0,01734	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-994,124	-139,344	-6,20152	-2,53089
3	0,083	0,177	-0,027	0,138	-0,10559	-0,02019	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-848,541	-162,221	-5,57635	-2,62913
4	0,111	0,168	0,007	0,129	-0,08333	-0,02019	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-669,682	-162,221	-4,80829	-2,62913
5	0,144	0,16	0,014	0,119	-0,07557	-0,02122	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-607,289	-170,54	-4,54036	-2,66486
6	0,178	0,19	0,05	0,1515	-0,07246	-0,01993	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-582,332	-160,141	-4,43319	-2,6202
7	0,211	0,16	0,007	0,116	-0,07919	-0,02277	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-636,406	-183,019	-4,66539	-2,71844
8	0,244	0,172	0,017	0,131	-0,08023	-0,02122	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-644,725	-170,54	-4,70112	-2,66486
9	0,278	0,17	0,015	0,127	-0,08023	-0,02226	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-644,725	-178,859	-4,70112	-2,70058
10	0,311	0,16	0,012	0,12	-0,0766	-0,0207	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-615,608	-166,381	-4,57608	-2,64699
11	0,344	0,192	0,042	0,149	-0,07764	-0,02226	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-623,927	-178,859	-4,61181	-2,70058
12	0,378	0,166	0,02	0,126	-0,07557	-0,0207	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-607,289	-166,381	-4,54036	-2,64699
13	0,411	0,201	0,048	0,155	-0,07919	-0,02381	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-636,406	-191,338	-4,66539	-2,75416
14	0,444	0,165	0,021	0,13	-0,07453	-0,01812	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-598,97	-145,583	-4,50464	-2,55768
15	0,478	0,157	0,0175	0,113	-0,07221	-0,02277	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-580,252	-183,019	-4,42426	-2,71844
16	0,511	0,18	0,041	0,133	-0,07195	-0,02433	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-578,172	-195,497	-4,41533	-2,77203
17	0,544	0,16	0,018	0,109	-0,0735	-0,0264	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-590,651	-212,135	-4,46891	-2,84347
18	0,578	0,216	0,088	0,17	-0,06625	-0,02381	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-532,418	-191,338	-4,21885	-2,75416
19	0,611	0,1955	0,072	0,147	-0,06392	-0,0251	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-513,7	-201,736	-4,13847	-2,79882
20	0,644	0,2	0,072	0,147	-0,06625	-0,02743	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-532,418	-220,454	-4,21885	-2,8792
21	0,678	0,178	0,061	0,128	-0,06056	-0,02588	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-486,663	-207,976	-4,02236	-2,82561
22	0,711	0,206	0,09	0,1535	-0,06004	-0,02717	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-482,504	-218,374	-4,0045	-2,87027
23	0,744	0,177	0,0625	0,121	-0,05927	-0,02899	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-476,264	-232,933	-3,97771	-2,93278
24	0,778	0,168	0,0625	0,114	-0,05461	-0,02795	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-438,829	-224,614	-3,81695	-2,89706
25	0,811	0,16	0,058	0,102	-0,0528	-0,03002	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-424,27	-241,252	-3,75443	-2,96851
26	0,844	0,19	0,096	0,132	-0,04865	-0,03002	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-390,994	-241,252	-3,61154	-2,96851
27	0,878	0,16	0,064	0,093	-0,04969	-0,03468	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-399,313	-278,687	-3,64726	-3,12927
28	0,911	0,172	0,083	0,105	-0,04607	-0,03468	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-370,197	-278,687	-3,52223	-3,12927

Airfoil 1

 $Re = 3,7 \times 10^5$ $\alpha = 8^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,0845	0,173	0,096	-0,0885	-0,0115	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-711,2	-92,4158	-5,61484	-2,59188
2	0,056	0,107	0,197	0,12	-0,09	-0,013	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-723,254	-104,47	-5,66283	-2,63135
3	0,083	0,122	0,189	0,136	-0,067	-0,014	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-538,422	-112,506	-4,92698	-2,65766
4	0,111	0,115	0,17	0,13	-0,055	-0,015	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-441,989	-120,542	-4,54306	-2,68398
5	0,144	0,091	0,146	0,107	-0,055	-0,016	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-441,989	-128,578	-4,54306	-2,71029
6	0,178	0,083	0,136	0,098	-0,053	-0,015	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-120,542	-4,47907	-2,68398
7	0,211	0,0845	0,14	0,101	-0,0555	-0,0165	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-446,007	-132,597	-4,55905	-2,72345
8	0,244	0,107	0,167	0,123	-0,06	-0,016	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-482,169	-128,578	-4,70303	-2,71029
9	0,278	0,122	0,18	0,137	-0,058	-0,015	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-466,097	-120,542	-4,63904	-2,68398
10	0,311	0,115	0,173	0,131	-0,058	-0,016	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-466,097	-128,578	-4,63904	-2,71029
11	0,344	0,091	0,15	0,108	-0,059	-0,017	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-474,133	-136,615	-4,67103	-2,7366
12	0,378	0,083	0,138	0,099	-0,055	-0,016	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-441,989	-128,578	-4,54306	-2,71029
13	0,411	0,0845	0,139	0,102	-0,0545	-0,0175	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-437,97	-140,633	-4,52706	-2,74976
14	0,444	0,107	0,16	0,123	-0,053	-0,016	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-128,578	-4,47907	-2,71029
15	0,478	0,122	0,176	0,139	-0,054	-0,017	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-136,615	-4,51106	-2,7366
16	0,511	0,115	0,168	0,133	-0,053	-0,018	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-144,651	-4,47907	-2,76292
17	0,544	0,091	0,144	0,109	-0,053	-0,018	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-144,651	-4,47907	-2,76292
18	0,578	0,083	0,132	0,1005	-0,049	-0,0175	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-393,772	-140,633	-4,3511	-2,74976
19	0,611	0,0845	0,133	0,103	-0,0485	-0,0185	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-389,754	-148,669	-4,3351	-2,77607
20	0,644	0,107	0,156	0,127	-0,049	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-393,772	-160,723	-4,3511	-2,81554
21	0,678	0,122	0,167	0,142	-0,045	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-160,723	-4,22312	-2,81554
22	0,711	0,115	0,158	0,135	-0,043	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-160,723	-4,15914	-2,81554
23	0,744	0,091	0,134	0,112	-0,043	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-168,759	-4,15914	-2,84186
24	0,778	0,083	0,122	0,103	-0,039	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-160,723	-4,03116	-2,81554
25	0,811	0,0845	0,123	0,108	-0,0385	-0,0235	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-309,392	-188,85	-4,01517	-2,90764
26	0,844	0,107	0,145	0,131	-0,038	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-305,374	-192,868	-3,99917	-2,9208
27	0,878	0,122	0,157	0,146	-0,035	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-281,265	-192,868	-3,90319	-2,9208
28	0,911	0,115	0,148	0,14	-0,033	-0,025	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-265,193	-200,904	-3,8392	-2,94711

Airfoil 2

$Re = 2,5 \times 10^5$

$\alpha = 0^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	$Cp\ upper$	$Cp\ lower$
1	0,028	0,216	0,136	0,092	-0,04141	-0,06418	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-332,761	-515,78	-3,36147	-4,1474
2	0,056	0,207	0,113	0,074	-0,04865	-0,06884	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-390,994	-553,215	-3,61154	-4,30816
3	0,083	0,178	0,076	0,048	-0,0528	-0,06729	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-424,27	-540,737	-3,75443	-4,25457
4	0,111	0,168	0,065	0,052	-0,05331	-0,06004	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-428,43	-482,504	-3,7723	-4,0045
5	0,144	0,1605	0,05	0,048	-0,05719	-0,05823	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-459,626	-467,945	-3,90626	-3,94199
6	0,178	0,193	0,081	0,085	-0,05797	-0,0559	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-465,866	-449,228	-3,93305	-3,86161
7	0,211	0,16	0,041	0,05	-0,06159	-0,05694	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-494,982	-457,547	-4,05809	-3,89733
8	0,244	0,173	0,0535	0,068	-0,06185	-0,05435	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-497,062	-436,749	-4,06702	-3,80802
9	0,278	0,169	0,0495	0,0675	-0,06185	-0,05254	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-497,062	-422,191	-4,06702	-3,7455
10	0,311	0,159	0,043	0,064	-0,06004	-0,04917	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-482,504	-395,154	-4,0045	-3,6294
11	0,344	0,1925	0,073	0,098	-0,06185	-0,04891	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-497,062	-393,074	-4,06702	-3,62047
12	0,378	0,197	0,081	0,111	-0,06004	-0,04451	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-482,504	-357,718	-4,0045	-3,46864
13	0,411	0,199	0,079	0,114	-0,06211	-0,044	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-499,142	-353,559	-4,07595	-3,45078
14	0,444	0,166	0,048	0,086	-0,06108	-0,04141	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-490,823	-332,761	-4,04023	-3,36147
15	0,478	0,158	0,047	0,086	-0,05745	-0,03727	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-461,706	-299,485	-3,91519	-3,21858
16	0,511	0,18	0,068	0,109	-0,05797	-0,03675	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-465,866	-295,326	-3,93305	-3,20071
17	0,544	0,161	0,044	0,09	-0,06056	-0,03675	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-486,663	-295,326	-4,02236	-3,20071
18	0,578	0,216	0,108	0,153	-0,0559	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-449,228	-262,049	-3,86161	-3,05782
19	0,611	0,194	0,088	0,131	-0,05487	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-440,909	-262,049	-3,82588	-3,05782
20	0,644	0,199	0,089	0,134	-0,05694	-0,03364	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-457,547	-270,368	-3,89733	-3,09354
21	0,678	0,1785	0,076	0,115	-0,05305	-0,03287	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-426,35	-264,129	-3,76337	-3,06675
22	0,711	0,207	0,105	0,142	-0,0528	-0,03364	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-424,27	-270,368	-3,75443	-3,09354
23	0,744	0,178	0,07	0,111	-0,0559	-0,03468	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-449,228	-278,687	-3,86161	-3,12927
24	0,778	0,168	0,07	0,104	-0,05072	-0,03313	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-407,632	-266,209	-3,68299	-3,07568
25	0,811	0,1605	0,061	0,095	-0,0515	-0,0339	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-413,872	-272,448	-3,70978	-3,10247
26	0,844	0,193	0,096	0,128	-0,05021	-0,03364	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-403,473	-270,368	-3,66512	-3,09354
27	0,878	0,16	0,063	0,091	-0,05021	-0,03571	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-403,473	-287,006	-3,66512	-3,16499

Airfoil 2

 $Re = 3,7 \times 10^5$ $\alpha = 0^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	Cp upper	Cp lower
1	0,028	0,0845	0,117	0,154	-0,0325	-0,0695	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-261,175	-558,513	-3,61648	-4,34195
2	0,056	0,107	0,145	0,18	-0,038	-0,073	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-305,374	-586,639	-3,78293	-4,43905
3	0,083	0,122	0,159	0,188	-0,037	-0,066	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-297,338	-530,386	-3,75266	-4,24484
4	0,111	0,115	0,154	0,176	-0,039	-0,061	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-490,206	-3,81319	-4,10612
5	0,144	0,091	0,134	0,14	-0,043	-0,049	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-393,772	-3,93424	-3,77319
6	0,178	0,083	0,124	0,126	-0,041	-0,043	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-329,482	-345,555	-3,87372	-3,60673
7	0,211	0,0845	0,127	0,123	-0,0425	-0,0385	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-341,537	-309,392	-3,91911	-3,48168
8	0,244	0,107	0,155	0,147	-0,048	-0,04	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-321,446	-4,08556	-3,5235
9	0,278	0,122	0,166	0,159	-0,044	-0,037	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-353,591	-297,338	-3,96451	-3,44026
10	0,311	0,115	0,16	0,151	-0,045	-0,036	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-289,302	-3,99477	-3,41252
11	0,344	0,091	0,137	0,126	-0,046	-0,035	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-281,265	-4,02503	-3,38478
12	0,378	0,083	0,126	0,114	-0,043	-0,031	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-249,121	-3,93424	-3,2738
13	0,411	0,0845	0,128	0,115	-0,0435	-0,0305	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-349,573	-245,103	-3,94937	-3,25993
14	0,444	0,107	0,152	0,137	-0,045	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-241,085	-3,99477	-3,24606
15	0,478	0,122	0,164	0,149	-0,042	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-337,519	-216,976	-3,90398	-3,16282
16	0,511	0,115	0,157	0,142	-0,042	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-337,519	-216,976	-3,90398	-3,16282
17	0,544	0,091	0,135	0,117	-0,044	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-353,591	-208,94	-3,96451	-3,13508
18	0,578	0,083	0,124	0,107	-0,041	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-329,482	-192,868	-3,87372	-3,07959
19	0,611	0,0845	0,126	0,11	-0,0415	-0,0255	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-333,5	-204,922	-3,88885	-3,12121
20	0,644	0,107	0,15	0,132	-0,043	-0,025	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-200,904	-3,93424	-3,10734
21	0,678	0,122	0,1615	0,146	-0,0395	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-317,428	-192,868	-3,82832	-3,07959
22	0,711	0,115	0,154	0,139	-0,039	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-192,868	-3,81319	-3,07959
23	0,744	0,091	0,131	0,116	-0,04	-0,025	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-321,446	-200,904	-3,84345	-3,10734
24	0,778	0,083	0,12	0,106	-0,037	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-297,338	-184,832	-3,75266	-3,05185
25	0,811	0,0845	0,122	0,109	-0,0375	-0,0245	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-301,356	-196,886	-3,76779	-3,09346
26	0,844	0,107	0,146	0,133	-0,039	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-208,94	-3,81319	-3,13508
27	0,878	0,122	0,157	0,146	-0,035	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-281,265	-192,868	-3,69214	-3,07959

Airfoil 2

 $Re = 2,5 \times 10^5$ $\alpha = 4^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	Cp upper	Cp lower
1	0,028	0,216	0,0635	0,166	-0,07893	-0,02588	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-634,326	-207,976	-4,65646	-2,82561
2	0,056	0,207	0,054	0,13	-0,07919	-0,03986	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-636,406	-320,283	-4,66539	-3,30789
3	0,083	0,178	0,03	0,094	-0,0766	-0,04348	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-615,608	-349,399	-4,57608	-3,43292
4	0,111	0,168	0,0235	0,088	-0,07479	-0,04141	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-601,05	-332,761	-4,51357	-3,36147
5	0,144	0,1605	0,015	0,079	-0,07531	-0,04218	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-605,209	-339	-4,53143	-3,38826
6	0,178	0,193	0,05	0,111	-0,07402	-0,04244	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-594,811	-341,08	-4,48677	-3,3972
7	0,211	0,16	0,0135	0,075	-0,07583	-0,044	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-609,369	-353,559	-4,54929	-3,45078
8	0,244	0,173	0,026	0,09	-0,07609	-0,04296	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-611,449	-345,24	-4,55822	-3,41506
9	0,278	0,169	0,025	0,088	-0,07453	-0,04193	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-598,97	-336,921	-4,50464	-3,37933
10	0,311	0,159	0,022	0,084	-0,07091	-0,03882	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-569,853	-311,964	-4,3796	-3,27216
11	0,344	0,1925	0,052	0,115	-0,07272	-0,04011	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-584,412	-322,362	-4,44212	-3,31682
12	0,378	0,197	0,062	0,125	-0,06988	-0,03727	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-561,534	-299,485	-4,34388	-3,21858
13	0,411	0,199	0,062	0,124	-0,07091	-0,03882	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-569,853	-311,964	-4,3796	-3,27216
14	0,444	0,166	0,033	0,092	-0,06884	-0,0383	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-553,215	-307,804	-4,30816	-3,2543
15	0,478	0,158	0,032	0,088	-0,06522	-0,03623	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-524,099	-291,166	-4,18312	-3,18285
16	0,511	0,18	0,056	0,116	-0,06418	-0,03313	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-515,78	-266,209	-4,1474	-3,07568
17	0,544	0,161	0,033	0,1	-0,06625	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-532,418	-253,73	-4,21885	-3,02209
18	0,578	0,216	0,097	0,16	-0,06159	-0,02899	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-494,982	-232,933	-4,05809	-2,93278
19	0,611	0,194	0,071	0,138	-0,06366	-0,02899	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-511,62	-232,933	-4,12954	-2,93278
20	0,644	0,199	0,083	0,141	-0,06004	-0,03002	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-482,504	-241,252	-4,0045	-2,96851
21	0,678	0,1785	0,069	0,1205	-0,05668	-0,03002	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-455,467	-241,252	-3,8884	-2,96851
22	0,711	0,207	0,098	0,146	-0,05642	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-453,387	-253,73	-3,87947	-3,02209
23	0,744	0,178	0,065	0,115	-0,05849	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-470,025	-262,049	-3,95092	-3,05782
24	0,778	0,168	0,065	0,108	-0,05331	-0,03106	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-428,43	-249,571	-3,7723	-3,00423
25	0,811	0,1605	0,058	0,098	-0,05305	-0,03235	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-426,35	-259,97	-3,76337	-3,04889
26	0,844	0,193	0,094	0,131	-0,05124	-0,03209	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-411,792	-257,89	-3,70085	-3,03996
27	0,878	0,16	0,062	0,093	-0,05072	-0,03468	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-407,632	-278,687	-3,68299	-3,12927

Airfoil 2

$$Re = 3,7 \times 10^5$$

$$\alpha = 4^\circ$$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,0845	0,143	0,104	-0,0585	-0,0195	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-470,115	-156,705	-4,53538	-2,92254
2	0,056	0,107	0,166	0,136	-0,059	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-474,133	-233,049	-4,55097	-3,18324
3	0,083	0,122	0,176	0,151	-0,054	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-233,049	-4,39511	-3,18324
4	0,111	0,115	0,168	0,145	-0,053	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-241,085	-4,36394	-3,21068
5	0,144	0,091	0,147	0,121	-0,056	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-450,025	-241,085	-4,45745	-3,21068
6	0,178	0,083	0,136	0,112	-0,053	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-233,049	-4,36394	-3,18324
7	0,211	0,0845	0,138	0,114	-0,0535	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-429,934	-237,067	-4,37953	-3,19696
8	0,244	0,107	0,165	0,139	-0,058	-0,032	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-466,097	-257,157	-4,5198	-3,26556
9	0,278	0,122	0,175	0,151	-0,053	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-233,049	-4,36394	-3,18324
10	0,311	0,115	0,168	0,145	-0,053	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-241,085	-4,36394	-3,21068
11	0,344	0,091	0,145	0,121	-0,054	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-241,085	-4,39511	-3,21068
12	0,378	0,083	0,133	0,11	-0,05	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-401,808	-216,976	-4,27043	-3,12835
13	0,411	0,0845	0,134	0,1115	-0,0495	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-397,79	-216,976	-4,25484	-3,12835
14	0,444	0,107	0,157	0,13	-0,05	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-401,808	-184,832	-4,27043	-3,01859
15	0,478	0,122	0,169	0,146	-0,047	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-377,699	-192,868	-4,17691	-3,04603
16	0,511	0,115	0,161	0,138	-0,046	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-184,832	-4,14574	-3,01859
17	0,544	0,091	0,139	0,114	-0,048	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-184,832	-4,20809	-3,01859
18	0,578	0,083	0,127	0,104	-0,044	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-353,591	-168,759	-4,0834	-2,9637
19	0,611	0,0845	0,13	0,106	-0,0455	-0,0215	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-365,645	-172,777	-4,13016	-2,97743
20	0,644	0,107	0,152	0,13	-0,045	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-184,832	-4,11457	-3,01859
21	0,678	0,122	0,163	0,144	-0,041	-0,022	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-329,482	-176,795	-3,98989	-2,99115
22	0,711	0,115	0,155	0,137	-0,04	-0,022	819,18	1,15435	9,81	0,087	25	699,1456	-321,446	-176,795	-3,95872	-2,99115
23	0,744	0,091	0,133	0,114	-0,042	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-337,519	-184,832	-4,02106	-3,01859
24	0,778	0,083	0,12	0,104	-0,037	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-297,338	-168,759	-3,8652	-2,9637
25	0,811	0,0845	0,123	0,107	-0,0385	-0,0225	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-309,392	-180,814	-3,91196	-3,00487
26	0,844	0,107	0,146	0,131	-0,039	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-192,868	-3,92755	-3,04603
27	0,878	0,122	0,157	0,146	-0,035	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-281,265	-192,868	-3,80286	-3,04603

Airfoil 2

$Re = 2,5 \times 10^5$

$\alpha = 8^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,216	-0,034	0,2	-0,1294	-0,00828	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-1039,88	-66,5522	-6,398	-2,21831
2	0,056	0,207	0,022	0,164	-0,09576	-0,02226	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-769,51	-178,859	-5,23698	-2,70058
3	0,083	0,216	0,042	0,166	-0,09006	-0,02588	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-723,755	-207,976	-5,0405	-2,82561
4	0,111	0,216	0,045	0,161	-0,08851	-0,02847	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-711,277	-228,773	-4,98691	-2,91492
5	0,144	0,216	0,048	0,1575	-0,08696	-0,03028	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-698,798	-243,332	-4,93332	-2,97744
6	0,178	0,193	0,029	0,13	-0,08489	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-682,16	-262,049	-4,86188	-3,05782
7	0,211	0,216	0,057	0,153	-0,0823	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-661,363	-262,049	-4,77257	-3,05782
8	0,244	0,173	0,008	0,105	-0,0854	-0,0352	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-686,32	-282,847	-4,87974	-3,14713
9	0,278	0,169	0,011	0,101	-0,08178	-0,0352	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-657,203	-282,847	-4,7547	-3,14713
10	0,311	0,159	0,001	0,094	-0,08178	-0,03364	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-657,203	-270,368	-4,7547	-3,09354
11	0,344	0,1925	0,042	0,124	-0,0779	-0,03546	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-626,007	-284,927	-4,62074	-3,15606
12	0,378	0,197	0,053	0,1355	-0,07453	-0,03183	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-598,97	-255,81	-4,50464	-3,03103
13	0,411	0,199	0,054	0,134	-0,07505	-0,03364	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-603,13	-270,368	-4,5225	-3,09354
14	0,444	0,166	0,0265	0,102	-0,07221	-0,03313	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-580,252	-266,209	-4,42426	-3,07568
15	0,478	0,158	0,029	0,1	-0,06677	-0,03002	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-536,577	-241,252	-4,23671	-2,96851
16	0,511	0,18	0,053	0,121	-0,06574	-0,03054	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-528,258	-245,411	-4,20098	-2,98637
17	0,544	0,161	0,0305	0,101	-0,06755	-0,03106	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-542,817	-249,571	-4,2635	-3,00423
18	0,578	0,216	0,093	0,161	-0,06366	-0,02847	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-511,62	-228,773	-4,12954	-2,91492
19	0,611	0,194	0,08	0,141	-0,05901	-0,02743	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-474,185	-220,454	-3,96878	-2,8792
20	0,644	0,199	0,083	0,145	-0,06004	-0,02795	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-482,504	-224,614	-4,0045	-2,89706
21	0,678	0,1785	0,07	0,123	-0,05616	-0,02873	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-451,307	-230,853	-3,87054	-2,92385
22	0,711	0,207	0,101	0,148	-0,05487	-0,03054	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-440,909	-245,411	-3,82588	-2,98637
23	0,744	0,178	0,069	0,117	-0,05642	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-453,387	-253,73	-3,87947	-3,02209
24	0,778	0,168	0,068	0,111	-0,05176	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-415,951	-237,092	-3,71871	-2,95065
25	0,811	0,1605	0,063	0,1	-0,05047	-0,03131	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-405,553	-251,651	-3,67406	-3,01316
26	0,844	0,193	0,101	0,132	-0,04762	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-382,675	-253,73	-3,57581	-3,02209
27	0,878	0,16	0,08	0,093	-0,04141	-0,03468	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-332,761	-278,687	-3,36147	-3,12927

Airfoil 2

$$Re = 3,7 \times 10^5$$

$$\alpha = 8^\circ$$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	Cp upper	Cp lower
1	0,028	0,0845	0,181	0,091	-0,0965	-0,0065	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-775,489	-52,235	-5,73502	-2,57871
2	0,056	0,107	0,18	0,123	-0,073	-0,016	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-586,639	-128,578	-5,00056	-2,84071
3	0,083	0,122	0,188	0,14	-0,066	-0,018	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-530,386	-144,651	-4,78179	-2,89587
4	0,111	0,115	0,18	0,135	-0,065	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-522,35	-160,723	-4,75053	-2,95103
5	0,144	0,091	0,157	0,114	-0,066	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-530,386	-184,832	-4,78179	-3,03377
6	0,178	0,083	0,144	0,1055	-0,061	-0,0225	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-490,206	-180,814	-4,62552	-3,01998
7	0,211	0,0845	0,145	0,109	-0,0605	-0,0245	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-486,187	-196,886	-4,60989	-3,07514
8	0,244	0,107	0,171	0,133	-0,064	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-514,314	-208,94	-4,71928	-3,11651
9	0,278	0,122	0,181	0,146	-0,059	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-474,133	-192,868	-4,56301	-3,06135
10	0,311	0,115	0,173	0,14	-0,058	-0,025	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-466,097	-200,904	-4,53176	-3,08893
11	0,344	0,091	0,149	0,117	-0,058	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-466,097	-208,94	-4,53176	-3,11651
12	0,378	0,083	0,136	0,106	-0,053	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-184,832	-4,37549	-3,03377
13	0,411	0,0845	0,137	0,108	-0,0525	-0,0235	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-421,898	-188,85	-4,35987	-3,04756
14	0,444	0,107	0,16	0,131	-0,053	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-192,868	-4,37549	-3,06135
15	0,478	0,122	0,171	0,143	-0,049	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-393,772	-168,759	-4,25048	-2,97861
16	0,511	0,115	0,163	0,136	-0,048	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-168,759	-4,21922	-2,97861
17	0,544	0,091	0,141	0,112	-0,05	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-401,808	-168,759	-4,28173	-2,97861
18	0,578	0,083	0,128	0,103	-0,045	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-160,723	-4,12546	-2,95103
19	0,611	0,0845	0,13	0,105	-0,0455	-0,0205	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-365,645	-164,741	-4,14109	-2,96482
20	0,644	0,107	0,1525	0,129	-0,0455	-0,022	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-365,645	-176,795	-4,14109	-3,00619
21	0,678	0,122	0,164	0,142	-0,042	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-337,519	-160,723	-4,0317	-2,95103
22	0,711	0,115	0,154	0,135	-0,039	-0,02	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-160,723	-3,93794	-2,95103
23	0,744	0,091	0,131	0,113	-0,04	-0,022	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-321,446	-176,795	-3,9692	-3,00619
24	0,778	0,083	0,119	0,104	-0,036	-0,021	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-289,302	-168,759	-3,84418	-2,97861
25	0,811	0,0845	0,12	0,107	-0,0355	-0,0225	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-285,284	-180,814	-3,82856	-3,01998
26	0,844	0,107	0,143	0,131	-0,036	-0,024	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-289,302	-192,868	-3,84418	-3,06135
27	0,878	0,122	0,154	0,145	-0,032	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-257,157	-184,832	-3,71917	-3,03377

Airfoil 3

$Re = 2,5 \times 10^5$

$\alpha = 0^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,181	0,152	0,119	-0,01501	-0,03209	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-120,626	-257,89	-2,45051	-3,03996
2	0,056	0,21	0,136	0,104	-0,0383	-0,05487	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-307,804	-440,909	-3,2543	-3,82588
3	0,083	0,173	0,099	0,07	-0,0383	-0,05331	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-307,804	-428,43	-3,2543	-3,7723
4	0,111	0,169	0,087	0,061	-0,04244	-0,0559	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-341,08	-449,228	-3,3972	-3,86161
5	0,144	0,161	0,073	0,053	-0,04555	-0,0559	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-366,037	-449,228	-3,50437	-3,86161
6	0,178	0,194	0,101	0,0875	-0,04814	-0,05512	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-386,835	-442,988	-3,59368	-3,83481
7	0,211	0,1615	0,06	0,053	-0,05254	-0,05616	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-422,191	-451,307	-3,7455	-3,87054
8	0,244	0,174	0,07	0,072	-0,05383	-0,0528	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-432,589	-424,27	-3,79016	-3,75443
9	0,278	0,171	0,065	0,073	-0,05487	-0,05072	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-440,909	-407,632	-3,82588	-3,68299
10	0,311	0,163	0,057	0,068	-0,05487	-0,04917	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-440,909	-395,154	-3,82588	-3,6294
11	0,344	0,1935	0,085	0,099	-0,05616	-0,04891	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-451,307	-393,074	-3,87054	-3,62047
12	0,378	0,2	0,093	0,108	-0,05538	-0,04762	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-445,068	-382,675	-3,84374	-3,57581
13	0,411	0,203	0,093	0,109	-0,05694	-0,04865	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-457,547	-390,994	-3,89733	-3,61154
14	0,444	0,1665	0,057	0,075	-0,05668	-0,04736	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-455,467	-380,596	-3,8884	-3,56688
15	0,478	0,1585	0,054	0,078	-0,05409	-0,04167	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-434,669	-334,841	-3,79909	-3,3704
16	0,511	0,181	0,075	0,104	-0,05487	-0,03986	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-440,909	-320,283	-3,82588	-3,30789
17	0,544	0,162	0,055	0,088	-0,05538	-0,0383	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-445,068	-307,804	-3,84374	-3,2543
18	0,578	0,215	0,1175	0,148	-0,05047	-0,03468	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-405,553	-278,687	-3,67406	-3,12927
19	0,611	0,194	0,098	0,128	-0,04969	-0,03416	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-399,313	-274,528	-3,64726	-3,1114
20	0,644	0,2	0,101	0,132	-0,05124	-0,0352	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-411,792	-282,847	-3,70085	-3,14713
21	0,678	0,181	0,088	0,115	-0,04814	-0,03416	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-386,835	-274,528	-3,59368	-3,1114
22	0,711	0,21	0,115	0,143	-0,04917	-0,03468	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-395,154	-278,687	-3,6294	-3,12927
23	0,744	0,173	0,083	0,111	-0,04658	-0,03209	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-374,356	-257,89	-3,54009	-3,03996
24	0,778	0,169	0,079	0,105	-0,04658	-0,03313	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-374,356	-266,209	-3,54009	-3,07568
25	0,811	0,161	0,074	0,0975	-0,04503	-0,03287	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-361,878	-264,129	-3,48651	-3,06675
26	0,844	0,194	0,11	0,131	-0,04348	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-349,399	-262,049	-3,43292	-3,05782
27	0,878	0,1615	0,078	0,097	-0,04322	-0,03339	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-347,319	-268,289	-3,42399	-3,08461

Airfoil 3

$$Re = 3,7 \times 10^5$$

$$\alpha = 0^\circ$$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,0845	0,115	0,144	-0,0305	-0,0595	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-245,103	-478,151	-3,3922	-3,93628
2	0,056	0,107	0,142	0,168	-0,035	-0,061	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-281,265	-490,206	-3,52211	-3,97658
3	0,083	0,122	0,155	0,176	-0,033	-0,054	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-265,193	-433,952	-3,46437	-3,7885
4	0,111	0,115	0,151	0,17	-0,036	-0,055	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-289,302	-441,989	-3,55098	-3,81537
5	0,144	0,091	0,13	0,145	-0,039	-0,054	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-433,952	-3,63759	-3,7885
6	0,178	0,083	0,122	0,134	-0,039	-0,051	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-409,844	-3,63759	-3,70789
7	0,211	0,0845	0,126	0,132	-0,0415	-0,0475	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-333,5	-381,717	-3,70977	-3,61385
8	0,244	0,107	0,153	0,151	-0,046	-0,044	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-353,591	-3,83968	-3,51981
9	0,278	0,122	0,168	0,163	-0,046	-0,041	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-329,482	-3,83968	-3,43921
10	0,311	0,115	0,161	0,155	-0,046	-0,04	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-321,446	-3,83968	-3,41234
11	0,344	0,091	0,139	0,132	-0,048	-0,041	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-329,482	-3,89742	-3,43921
12	0,378	0,083	0,128	0,1205	-0,045	-0,0375	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-301,356	-3,81081	-3,34517
13	0,411	0,0845	0,13	0,121	-0,0455	-0,0365	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-365,645	-293,32	-3,82525	-3,3183
14	0,444	0,107	0,155	0,144	-0,048	-0,037	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-297,338	-3,89742	-3,33173
15	0,478	0,122	0,167	0,155	-0,045	-0,033	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-265,193	-3,81081	-3,22426
16	0,511	0,115	0,16	0,147	-0,045	-0,032	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-257,157	-3,81081	-3,19739
17	0,544	0,091	0,137	0,123	-0,046	-0,032	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-257,157	-3,83968	-3,19739
18	0,578	0,083	0,126	0,112	-0,043	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-233,049	-3,75307	-3,11678
19	0,611	0,0845	0,127	0,114	-0,0425	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-341,537	-237,067	-3,73864	-3,13022
20	0,644	0,107	0,15	0,137	-0,043	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-241,085	-3,75307	-3,14365
21	0,678	0,122	0,162	0,15	-0,04	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-321,446	-225,012	-3,66646	-3,08991
22	0,711	0,115	0,154	0,143	-0,039	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-225,012	-3,63759	-3,08991
23	0,744	0,091	0,131	0,119	-0,04	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-321,446	-225,012	-3,66646	-3,08991
24	0,778	0,083	0,12	0,11	-0,037	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-297,338	-216,976	-3,57985	-3,06304
25	0,811	0,0845	0,121	0,113	-0,0365	-0,0285	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-293,32	-229,03	-3,56542	-3,10335
26	0,844	0,107	0,143	0,135	-0,036	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-289,302	-225,012	-3,55098	-3,08991
27	0,878	0,122	0,155	0,148	-0,033	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-265,193	-208,94	-3,46437	-3,03617

Airfoil 3

 $Re = 2,5 \times 10^5$ $\alpha = 4^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	Cp upper	Cp lower
1	0,028	0,212	0,097	0,171	-0,05952	-0,02122	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-478,344	-170,54	-3,98664	-2,66486
2	0,056	0,21	0,088	0,147	-0,06315	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-507,461	-262,049	-4,11167	-3,05782
3	0,083	0,173	0,061	0,107	-0,05797	-0,03416	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-465,866	-274,528	-3,93305	-3,1114
4	0,111	0,169	0,054	0,0925	-0,05952	-0,0396	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-478,344	-318,203	-3,98664	-3,29895
5	0,144	0,161	0,0435	0,08	-0,06082	-0,04193	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-488,743	-336,921	-4,03129	-3,37933
6	0,178	0,194	0,074	0,1115	-0,06211	-0,0427	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-499,142	-343,16	-4,07595	-3,40613
7	0,211	0,1615	0,033	0,075	-0,06651	-0,04477	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-534,498	-359,798	-4,22778	-3,47757
8	0,244	0,174	0,045	0,091	-0,06677	-0,04296	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-536,577	-345,24	-4,23671	-3,41506
9	0,278	0,171	0,042	0,09	-0,06677	-0,04193	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-536,577	-336,921	-4,23671	-3,37933
10	0,311	0,163	0,036	0,085	-0,06574	-0,04037	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-528,258	-324,442	-4,20098	-3,32575
11	0,344	0,1935	0,065	0,114	-0,06651	-0,04115	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-534,498	-330,681	-4,22778	-3,35254
12	0,378	0,2	0,074	0,123	-0,06522	-0,03986	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-524,099	-320,283	-4,18312	-3,30789
13	0,411	0,203	0,076	0,124	-0,06574	-0,04089	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-528,258	-328,602	-4,20098	-3,34361
14	0,444	0,1665	0,0405	0,09	-0,06522	-0,0396	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-524,099	-318,203	-4,18312	-3,29895
15	0,478	0,1585	0,04	0,088	-0,06134	-0,03649	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-492,902	-293,246	-4,04916	-3,19178
16	0,511	0,181	0,0625	0,11	-0,06134	-0,03675	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-492,902	-295,326	-4,04916	-3,20071
17	0,544	0,162	0,042	0,091	-0,06211	-0,03675	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-499,142	-295,326	-4,07595	-3,20071
18	0,578	0,212	0,106	0,1505	-0,05487	-0,03183	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-440,909	-255,81	-3,82588	-3,03103
19	0,611	0,194	0,088	0,129	-0,05487	-0,03364	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-440,909	-270,368	-3,82588	-3,09354
20	0,644	0,2	0,0945	0,137	-0,05461	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-438,829	-262,049	-3,81695	-3,05782
21	0,678	0,181	0,0825	0,12	-0,05098	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-409,712	-253,73	-3,69192	-3,02209
22	0,711	0,21	0,111	0,147	-0,05124	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-411,792	-262,049	-3,70085	-3,05782
23	0,744	0,173	0,08	0,115	-0,04814	-0,03002	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-386,835	-241,252	-3,59368	-2,96851
24	0,778	0,169	0,077	0,109	-0,04762	-0,03106	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-382,675	-249,571	-3,57581	-3,00423
25	0,811	0,161	0,077	0,1	-0,04348	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-349,399	-253,73	-3,43292	-3,02209
26	0,844	0,194	0,109	0,133	-0,044	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-353,559	-253,73	-3,45078	-3,02209
27	0,878	0,1615	0,078	0,098	-0,04322	-0,03287	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-347,319	-264,129	-3,42399	-3,06675

Airfoil 3

 $Re = 3,7 \times 10^5$ $\alpha = 4^\circ$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,0845	0,141	0,104	-0,0565	-0,0195	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-454,043	-156,705	-4,29095	-2,88058
2	0,056	0,107	0,161	0,133	-0,054	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-208,94	-4,21619	-3,05639
3	0,083	0,122	0,17	0,15	-0,048	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-385,735	-225,012	-4,03678	-3,11049
4	0,111	0,115	0,164	0,1465	-0,049	-0,0315	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-393,772	-253,139	-4,06668	-3,20515
5	0,144	0,091	0,143	0,124	-0,052	-0,033	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-417,88	-265,193	-4,15639	-3,24572
6	0,178	0,083	0,133	0,116	-0,05	-0,033	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-401,808	-265,193	-4,09658	-3,24572
7	0,211	0,0845	0,137	0,119	-0,0525	-0,0345	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-421,898	-277,247	-4,17134	-3,2863
8	0,244	0,107	0,163	0,1425	-0,056	-0,0355	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-450,025	-285,284	-4,276	-3,31334
9	0,278	0,122	0,177	0,156	-0,055	-0,034	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-441,989	-273,229	-4,2461	-3,27277
10	0,311	0,115	0,169	0,148	-0,054	-0,033	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-265,193	-4,21619	-3,24572
11	0,344	0,091	0,146	0,125	-0,055	-0,034	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-441,989	-273,229	-4,2461	-3,27277
12	0,378	0,083	0,134	0,115	-0,051	-0,032	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-409,844	-257,157	-4,12649	-3,21868
13	0,411	0,0845	0,136	0,117	-0,0515	-0,0325	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-413,862	-261,175	-4,14144	-3,2322
14	0,444	0,107	0,16	0,14	-0,053	-0,033	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-265,193	-4,18629	-3,24572
15	0,478	0,122	0,172	0,152	-0,05	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-401,808	-241,085	-4,09658	-3,16458
16	0,511	0,115	0,164	0,144	-0,049	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-393,772	-233,049	-4,06668	-3,13753
17	0,544	0,091	0,141	0,1205	-0,05	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-401,808	-237,067	-4,09658	-3,15106
18	0,578	0,083	0,129	0,11	-0,046	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-369,663	-216,976	-3,97698	-3,08344
19	0,611	0,0845	0,13	0,112	-0,0455	-0,0275	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-365,645	-220,994	-3,96203	-3,09696
20	0,644	0,107	0,152	0,135	-0,045	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-361,627	-225,012	-3,94707	-3,11049
21	0,678	0,122	0,163	0,148	-0,041	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-329,482	-208,94	-3,82747	-3,05639
22	0,711	0,115	0,155	0,141	-0,04	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-321,446	-208,94	-3,79756	-3,05639
23	0,744	0,091	0,131	0,118	-0,04	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-321,446	-216,976	-3,79756	-3,08344
24	0,778	0,083	0,12	0,1085	-0,037	-0,0255	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-297,338	-204,922	-3,70786	-3,04287
25	0,811	0,0845	0,121	0,111	-0,0365	-0,0265	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-293,32	-212,958	-3,69291	-3,06991
26	0,844	0,107	0,143	0,1345	-0,036	-0,0275	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-289,302	-220,994	-3,67796	-3,09696
27	0,878	0,122	0,154	0,1475	-0,032	-0,0255	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-257,157	-204,922	-3,55835	-3,04287

Airfoil 3

$$Re = 2,5 \times 10^5$$

$$\alpha = 8^\circ$$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	$Cp\ upper$	$Cp\ lower$
1	0,028	0,212	0,016	0,194	-0,10145	-0,00932	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-815,265	-74,8713	-5,43346	-2,25403
2	0,056	0,21	0,064	0,172	-0,07557	-0,01967	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-607,289	-158,062	-4,54036	-2,61127
3	0,083	0,173	0,038	0,13	-0,06988	-0,02226	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-561,534	-178,859	-4,34388	-2,70058
4	0,111	0,169	0,033	0,1135	-0,07039	-0,02873	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-565,694	-230,853	-4,36174	-2,92385
5	0,144	0,161	0,025	0,1	-0,07039	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-565,694	-253,73	-4,36174	-3,02209
6	0,178	0,194	0,058	0,1285	-0,07039	-0,0339	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-565,694	-272,448	-4,36174	-3,10247
7	0,211	0,1615	0,019	0,09	-0,07376	-0,03701	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-592,731	-297,405	-4,47784	-3,20964
8	0,244	0,174	0,033	0,105	-0,07298	-0,03571	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-586,492	-287,006	-4,45105	-3,16499
9	0,278	0,171	0,033	0,102	-0,07143	-0,03571	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-574,013	-287,006	-4,39747	-3,16499
10	0,311	0,163	0,029	0,095	-0,06936	-0,0352	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-557,375	-282,847	-4,32602	-3,14713
11	0,344	0,1935	0,06	0,123	-0,0691	-0,03649	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-555,295	-293,246	-4,31709	-3,19178
12	0,378	0,2	0,07	0,1305	-0,06729	-0,03597	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-540,737	-289,086	-4,25457	-3,17392
13	0,411	0,203	0,073	0,132	-0,06729	-0,03675	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-540,737	-295,326	-4,25457	-3,20071
14	0,444	0,1665	0,039	0,097	-0,06599	-0,03597	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-530,338	-289,086	-4,20991	-3,17392
15	0,478	0,1585	0,04	0,094	-0,06134	-0,03339	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-492,902	-268,289	-4,04916	-3,08461
16	0,511	0,181	0,064	0,115	-0,06056	-0,03416	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-486,663	-274,528	-4,02236	-3,1114
17	0,544	0,162	0,045	0,097	-0,06056	-0,03364	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-486,663	-270,368	-4,02236	-3,09354
18	0,578	0,212	0,111	0,15	-0,05228	-0,03209	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-420,111	-257,89	-3,73657	-3,03996
19	0,611	0,194	0,094	0,135	-0,05176	-0,03054	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-415,951	-245,411	-3,71871	-2,98637
20	0,644	0,2	0,101	0,144	-0,05124	-0,02899	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-411,792	-232,933	-3,70085	-2,93278
21	0,678	0,181	0,088	0,1205	-0,04814	-0,03131	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-386,835	-251,651	-3,59368	-3,01316
22	0,711	0,21	0,118	0,148	-0,04762	-0,03209	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-382,675	-257,89	-3,57581	-3,03996
23	0,744	0,173	0,08	0,114	-0,04814	-0,03054	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-386,835	-245,411	-3,59368	-2,98637
24	0,778	0,169	0,086	0,108	-0,04296	-0,03157	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-345,24	-253,73	-3,41506	-3,02209
25	0,811	0,161	0,081	0,098	-0,04141	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-332,761	-262,049	-3,36147	-3,05782
26	0,844	0,194	0,116	0,131	-0,04037	-0,03261	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-324,442	-262,049	-3,32575	-3,05782
27	0,878	0,1615	0,084	0,0955	-0,04011	-0,03416	819,18	1,16435	9,81	0,056	20	450,0247	-322,362	-274,528	-3,31682	-3,1114



Airfoil 3

$$Re = 3,7 \times 10^5$$

$$\alpha = 8^\circ$$

No.	X/C	h_{awal}	h_{upper}	h_{lower}	Δh_{upper}	Δh_{lower}	$\rho_{manometer}$	ρ_{udara}	g	Δh_∞	V_∞	P_∞	P_{upper}	P_{lower}	C_p upper	C_p lower
1	0,028	0,0845	0,179	0,092	-0,0945	-0,0075	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-759,417	-60,2712	-5,44634	-2,54684
2	0,056	0,107	0,173	0,12	-0,066	-0,013	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-530,386	-104,47	-4,59113	-2,69507
3	0,083	0,122	0,182	0,141	-0,06	-0,019	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-482,169	-152,687	-4,41108	-2,85677
4	0,111	0,115	0,173	0,138	-0,058	-0,023	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-466,097	-184,832	-4,35107	-2,96457
5	0,144	0,091	0,151	0,117	-0,06	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-482,169	-208,94	-4,41108	-3,04543
6	0,178	0,083	0,14	0,109	-0,057	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-458,061	-208,94	-4,32106	-3,04543
7	0,211	0,0845	0,142	0,113	-0,0575	-0,0285	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-462,079	-229,03	-4,33606	-3,1128
8	0,244	0,107	0,169	0,137	-0,062	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-498,242	-241,085	-4,4711	-3,15323
9	0,278	0,122	0,181	0,151	-0,059	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-474,133	-233,049	-4,38107	-3,12628
10	0,311	0,115	0,172	0,144	-0,057	-0,029	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-458,061	-233,049	-4,32106	-3,12628
11	0,344	0,091	0,149	0,121	-0,058	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-466,097	-241,085	-4,35107	-3,15323
12	0,378	0,083	0,136	0,111	-0,053	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-425,916	-225,012	-4,20103	-3,09933
13	0,411	0,0845	0,137	0,114	-0,0525	-0,0295	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-421,898	-237,067	-4,18603	-3,13975
14	0,444	0,107	0,161	0,137	-0,054	-0,03	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-433,952	-241,085	-4,23104	-3,15323
15	0,478	0,122	0,173	0,15	-0,051	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-409,844	-225,012	-4,14102	-3,09933
16	0,511	0,115	0,164	0,142	-0,049	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-393,772	-216,976	-4,081	-3,07238
17	0,544	0,091	0,14	0,119	-0,049	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-393,772	-225,012	-4,081	-3,09933
18	0,578	0,083	0,1275	0,109	-0,0445	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-357,609	-208,94	-3,94597	-3,04543
19	0,611	0,0845	0,128	0,111	-0,0435	-0,0265	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-349,573	-212,958	-3,91596	-3,0589
20	0,644	0,107	0,15	0,134	-0,043	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-345,555	-216,976	-3,90096	-3,07238
21	0,678	0,122	0,161	0,148	-0,039	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-313,41	-208,94	-3,78093	-3,04543
22	0,711	0,115	0,153	0,141	-0,038	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-305,374	-208,94	-3,75092	-3,04543
23	0,744	0,091	0,129	0,118	-0,038	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-305,374	-216,976	-3,75092	-3,07238
24	0,778	0,083	0,117	0,109	-0,034	-0,026	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-273,229	-208,94	-3,63089	-3,04543
25	0,811	0,0845	0,118	0,1115	-0,0335	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-269,211	-216,976	-3,61589	-3,07238
26	0,844	0,107	0,14	0,135	-0,033	-0,028	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-265,193	-225,012	-3,60088	-3,09933
27	0,878	0,122	0,153	0,149	-0,031	-0,027	819,18	1,16435	9,81	0,087	25	699,1456	-249,121	-216,976	-3,54087	-3,07238