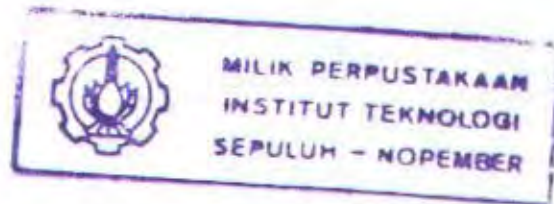


22400/H/05

**TUGAS AKHIR**  
**(KS 1701)**



**PENGARUH PERUBAHAN MEAN LINE TERHADAP  
KOEFSISIEN LIFT DAN KOEFSISIEN DRAG  
AEROFOIL AKIBAT GROUND EFFECT  
DENGAN METODE CFD**



R.SSP  
623.8243  
Set  
1-1  
2004

PERPUSTAKAAN ITS	
Tgl. Terima	11-08-2004
Terima Dari	H/
No. Agenda Prp.	221030

Oleh :  
**DADANG SETIYONO**  
4298 100 056

**JURUSAN TEKNIK SISTEM PERKAPALAN  
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2004**

**PENGARUH PERUBAHAN MEAN LINE TERHADAP  
KOEFSISIEN LIFT DAN KOEFISIEN DRAG  
AEROFOIL AKIBAT GROUND EFFECT  
DENGAN METODE CFD**

**TUGAS AKHIR**

**Diajukan Guna Memenuhi Sebagian Persyaratan**

**Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik**

**Pada**

**Jurusan Teknik Sistem Perkapalan**

**Fakultas Teknologi Kelautan**

**Institut Teknologi Sepuluh Nopember**

**Menyetujui / Mengetahui :**

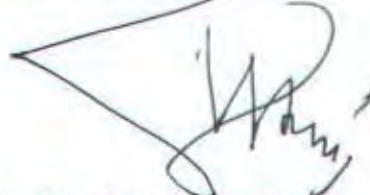
**Dosen Pembimbing I,**



**Irfan Syarif Arief, ST, MT**  
NIP. 132 163 129



**Dosen Pembimbing II,**



**Ir. Bambang Supangkat**  
NIP. 130 335 298

Tugas Akhir ini telah diujikan pada Presentasi Akhir (P3) Tugas Akhir periode semester genap Tahun Ajaran 2003/2004 tanggal 22 Juli 2004,  
Mengetahui Dosen Penguji Presentasi Akhir (P3)

Dosen Penguji 1



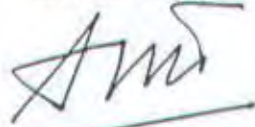
Ir. Bambang Supangkat  
NIP. 130 335 298

Dosen Penguji 2



Ir. Wawan Lingga, MSc  
NIP. 131 415 662

Dosen Penguji 3



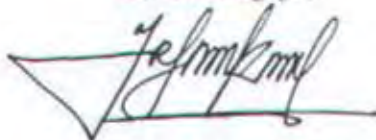
Ir. Amiadji, MSc, MM  
NIP. 131 792 513

Dosen Penguji 4



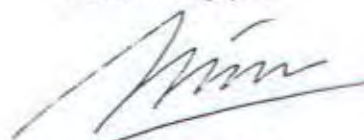
R.O. Saut Gurning, ST, MSc  
NIP. 132 133 980

Dosen Penguji 5



Irfan Syarif Arief, ST, MT  
NIP. 132 163 129

Dosen Penguji 6



Semin, ST, MT  
NIP. 132 163 128



**FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN - ITS**  
**JURUSAN TEKNIK SISTEM PERKAPALAN**

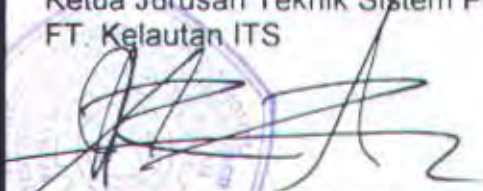
KAMPUS ITS KEPUTIH SUKOLILO SURABAYA 60111  
TELP. 5994754, 5994251-55 ext 1102 FAX 5994754

**SURAT KEPUTUSAN Pengerjaan Tugas Akhir (KS 1701)**

Sebagai salah satu syarat untuk mendapatkan gelar sarjana teknik pada Jurusan Teknik Sistem Perkapalan Fakultas Teknologi Kelautan ITS, maka perlu diterbitkan surat keputusan pengerjaan tugas akhir yang memberikan tugas kepada mahasiswa tersebut dibawah untuk mengerjakan tugas sesuai judul dan lingkup bahasan yang telah ditentukan.

Nama Mahasiswa	:	DADANG SETIYONO
NRP	:	4298100 056
Dosen Pembimbing I	:	IRFAN SYARIF ARIEF, ST, MT
Dosen Pembimbing II	:	Ir. BAMBANG SUPANGKAT
Tanggal Diberikan Tugas	:	16 Februari 2004
Tanggal Diselesaikan Tugas	:	20 Juli 2004
Judul Tugas Akhir	:	<b>PENGARUH PERUBAHAN MEAN LINE TERHADAP KOEFISIEN LIFT DAN KOEFISIEN DRAG AEROFOIL AKIBAT GROUND EFFECT DENGAN METODE CFD</b>

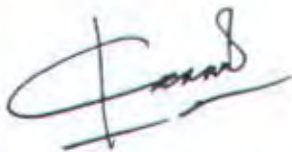
Surabaya,  
Ketua Jurusan Teknik Sistem Perkapalan  
FT. Kelautan ITS

  
Ir. SURJO WIDODO ADJI, MSc  
NIP. 131 879 390

Surabaya, 16 Februari 2004  
Yang Menerima Tugas :  
Mahasiswa

Dosen Pembimbing I

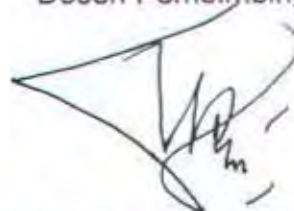
Dosen Pembimbing II



DADANG SETIYONO  
NRP. 4298 100 056



IRFAN SYARIF ARIEF, ST, MT  
NIP. 132 163 129



Ir. BAMBANG SUPANGKAT  
NIP. 130 335 298



ABSTRACT

## ABSTRACT

*Wing In Ground Effect ship or WIG is especially designed to take the advantage of dynamics air cushion under the wing of ship to increase lift at ship wing. This phenomenon is often referred as ground effect, in the case of WIG ship, this ground effect phenomenon is observed during ship reside in for sea level. Lift on wing happened because of the air speed difference between upper wing and lower wing. The air speed difference is the effect of aerofoil shape. Lift of wing will be ever greater if the stream of air on lower wing are below if compared to upper wing.*

*At this final project will be done about the influence of aerofoil shape change, according to meanline to lift coefficient and drag coefficient. Others also will be checked the influence of ground effect to lift coefficient and drag coefficient aerofoil.*

*Keywords : Aerofoil, mean line, ground effect, lift coefficient, drag coefficient, CFD*



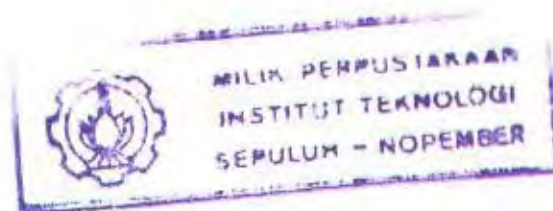
ABSTRAK

## ABSTRAK

*Kapal Wing In Ground Effect atau WIG didesain khusus memanfaatkan dynamics air cushion atau bantalan udara dibawah sayap pesawat untuk menambah lift pada sayap kapal. Fenomena ini sering disebut ground effect, dimana untuk kapal WIG fenomena ground effect dipertahankan selama kapal berada di atas permukaan laut. Lift pada sayap terjadi akibat adanya perbedaan kecepatan aliran udara antara sayap bagian atas dan sayap bagian bawah. Perbedaan kecepatan ini diakibatkan oleh bentuk aerofoil. Lift pada sayap akan semakin besar apabila aliran udara dibawah sayap lebih rendah dibanding disayap bagian atas.*

*Pada tugas akhir ini akan dilakukan penelitian tentang pengaruh perubahan bentuk aerofoil berdasarkan mean line terhadap koefisien lift dan koefisien drag. Selain itu juga akan diteliti pengaruh ground effect terhadap koefisien lift dan koefisien drag aerofoil.*

*Kata kunci: Aerofoil, mean line, ground effect, koefisien lift, koefisien drag, CFD*







KATA PENGANTAR

## KATA PENGANTAR

*Assalamu'alaikum wr. wb.*

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Puji syukur kehadiran Allah SWT., atas limpahan rahmat-Nya , sholawat serta salam semoga tetap terlimpahkan kepada Nabi Muhammad Sallallahu 'Alaihi Wasallama , sehingga kami dapat menyelesaikan Tugas Akhir yang berjudul "*Pengaruh perubahan mean line terhadap koefisien lift dan koefisien drag aerofoil akibat ground effect dengan metode CFD*".

Dengan segala kerendahan hati, pada kesempatan ini kami tidak lupa mengucapkan terima kasih kepada :

1. Keluargaku tercinta, Ibu dan Bapak serta Mas Dedy yang telah memberi dukungan moral, material serta do'a hingga aku bisa menyelesaikan kuliah ini.
2. Bapak Ir. Surjo Widodo Adji, MSc selaku Ketua Jurusan Teknik Sistem Perkapalan yang selalu memberikan dorongan semangat.
3. Bapak Irfan Syarif Arief ST, MT, dan Bapak Ir. Bambang Supangkat yang telah banyak memberikan pengarahan dan bimbingan serta waktu yang tidak terbatas sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir ini.
4. Bapak Dr.Ir. A.A Masroeri, MEng dan Bapak A.A Bagus Dinariyana, ST yang telah memberi kepercayaan kepada pnulis untuk menggunakan fasilitas Laboratorium Komputer Pasca Sarjana Teknik Kelautan.
5. Bapak Semin, ST selaku Kalab Mesin Fluida dan Sistem atas ijin pengerjaan tugas akhir di Laboratorium Mesflu.

6. Bapak Eddy Setyo K, ST, MSc selaku dosen wali dan Bapak – bapak dosen Teknik Sistem Perkapalan yang selalu memberikan bimbingan dalam perkuliahan.
7. Teman – teman “CFX Mania” Adi, Kevin, Dedy, Siswanto, Berdi, Aris, terimakasih atas kebersamaanya dan kekompaknya.
8. Pak Ruslan, Mas Nur, Pak Hasan, Pak Bekti atas dukungan dan dorongan semangat dalam pengerjaan tugas akhir ini.
9. Sahabat sejawatiku Beny “Bendol” Cahyono, Soni Fahruri, Taufan Fara A, Eko “Kodok”, Yudi “Brintik” dan seluruh teman – teman ME '98, Yogi, Hilmi, Hendri, Fatah, Iwan dan masih banyak lagi yang tidak dapat penulis sebutkan semuanya. Thank's Friend

Harapan dari penulis, semoga Laporan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi civitas akademika Teknik Sistem Perkapalan pada khususnya, dan ITS pada umumnya.

Penulis menyadari bahwa dalam penyusunan laporan jauh dari kesempurnaan dan banyak kekurangannya, sehingga kami berharap masukan-masukan , kritik serta saran yang bersifat membangun yang nantinya akan bermanfaat bagi pengembangan lebih lanjut.

*Wassalaamu 'alaikum . Wr. Wb*

Surabaya , Juli 2004



DAFTAR ISI

## DAFTAR ISI

LEMBAR JUDUL	
LEMBAR PENGESAHAN	
ABSTRACT .....	i
KATA PENGANTAR .....	iii
DAFTAR ISI .....	v
DAFTAR TABEL .....	vii
DAFTAR GAMBAR .....	viii
BAB I PENDAHULUAN	
1.1 Latar Belakang .....	I-1
1.2 Perumusan Masalah .....	I-4
1.3 Batasan Masalah .....	I-6
1.4 Tujuan Tugas Akhir .....	I-7
1.5 Manfaat Tugas Akhir.....	I-7
BAB II. DASAR TEORI	
2.1 Aerodinamik Sayap.....	II-1
2.1.1 Geometri Sayap .....	II-1
2.1.2 Gaya Lift dan Drag.....	II-3
2.2 Teori Computational Fluid Dynamics.....	II-6
2.2.1 Umum.....	II-6
2.2.2 Pre-Processor.....	II-9
2.2.3 Flow Solver.....	II-10
2.2.4 Post Processor.....	II-10
2.3 Tahap Validasi Dalam CFX.....	II-12
2.4 Metode Numerik Dalam CFD .....	II-13
2.4.1 Metode Element Hingga.....	II-13
2.12 Metode Volume Hingga.....	II-13
2.5 Model Matematika dan Algoritma Solusi CFX 5.4.1.....	II-14
2.5.1 Persamaan Governing.....	II-14
2.5.2 Model Fluida dan Equation of State.....	II-16

2.6 Boundary Condition.....	II-21
<b>BAB III METODOLOGI</b>	
3.1 Penentuan Tipe dan Geometri Aerofoil.....	III-2
3.2 Langkah Pemodelan CFX-Build.....	III-5
3.2.1 Pemodelan Geometri Aerofoil.....	III-6
3.2.2 Penentuan Fluid Domain.....	III-6
3.2.3 Penentuan Boundary Condition.....	III-8
3.2.4 Initial Condition.....	III-12
3.2.5 Meshing Geometri.....	III-12
3.2.6 Solver Manager.....	III-18
3.2.7 Definition File.....	III-19
3.3 CFX-Visualise.....	III-21
3.4 Analisa Hasil.....	III-23
3.5 Kesimpulan dan Saran.....	III-25
<b>BAB IV ANALISA DATA</b>	
4.1 Validasi.....	IV-1
4.1.1 Grid Independence.....	IV-1
4.1.2 Convergence.....	IV-3
4.2 Analisa Meshing.....	IV-4
4.3 Analisa Data.....	IV-5
4.3.1 Koefisien Lift vs Height Chord Ratio.....	IV-7
4.3.2 Koefisien Drag vs Height Chord Ratio.....	IV-9
4.3.3 Lift Drag Ratio vs Height Chord Ratio.....	IV-11
4.4 Analisa Sifat Fluida.....	IV-13
4.5 Analisa Wing In Ground Effect.....	IV-17
4.6 Aplikasi Dalam Proses Desain Kapal WIG.....	IV-17
<b>BAB V PENUTUP</b>	
5.1 Kesimpulan.....	V-1
5.2 Saran.....	V-2
<b>DAFTAR PUSTAKA</b>	
<b>LAMPIRAN</b>	



DAFTAR TABEL

## DAFTAR TABEL

Tabel 4.1	Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.2 kecepatan 20m/s.....	IV-5
Tabel 4.2	Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.4 kecepatan 20m/s.....	IV-6
Tabel 4.3	Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.8 kecepatan 20m/s.....	IV-6
Tabel 4.4	Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.2 kecepatan 50m/s.....	IV-6
Tabel 4.5	Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.4 kecepatan 50m/s.....	IV-6
Tabel 4.6	Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.8 kecepatan 50m/s.....	IV-6





DAFTAR GAMBAR

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1	Perbandingan daya dan kecepatan alat transportasi.....	I-2
Gambar 2.1	Pandangan atas platform sayap.....	II-1
Gambar 2.2	Perbedaan chord line dan mean line.....	II-2
Gambar 2.3	Kecepatan dan tekanan pada sayap.....	II-4
Gambar 2.4	Perbandingan velocity dan pressure dengan AOA.....	II-5
Gambar 2.5	Desain kerja CFD.....	II-8
Gambar 2.6	Arah perhitungan tekanan dan temperature.....	II-17
Gambar 3.1	Flow chart metodologi penelitian.....	II-1
Gambar 3.2	Cara menentukan boundary condition.....	II-8
Gambar 3.3	Geometri model sayap dan wind tunnel.....	II-9
Gambar 3.4	Struktur inflated volume mesh.....	II-15
Gambar 3.5	Bentuk mesh control.....	II-16
Gambar 3.6	Mesh sayap 3 dimensi.....	II-17
Gambar 3.7	Mesh sayap tampak atas.....	II-17
Gambar 3.8	Mesh sayap tampak samping.....	II-18
Gambar 3.9a	Grafik convergensi normal.....	II-20
Gambar 3.9b	Grafik convergensi cepat.....	II-20
Gambar 3.9c	Grafik convergensi salah.....	II-21
Gambar 4.1a	Grid atau cell rapat.....	II-2
Gambar 4.1b	Grid atau cell besar.....	II-3
Gambar 4.2	Grafik convergence meanline 0.8 h/c 0.05.....	II-3

Gambar 4.3	Grafik koefisien lift vs height chord ratio 20m/s.....	II-8
Gambar 4.4	Grafik koefisien lift vs height chord ratio 50m/s.....	II-9
Gambar 4.5	Grafik koefisien drag vs height chord ratio 20m/s.....	II-10
Gambar 4.6	Grafik koefisien drag vs height chord atio 50m/s.....	II-11
Gambar 4.7	Grafik Lift Drag Ratio vs Height Chord Ratio 20m/s.....	II-12
Gambar 4.8	Grafik Lift Drag Ratio vs Height Chord Ratio 50m/s.....	II-12
Gambar 4.9	Aliran udara antara pesawat terbang dan kapal WIG.....	II-16



**BAB I**  
**PENDAHULUAN**



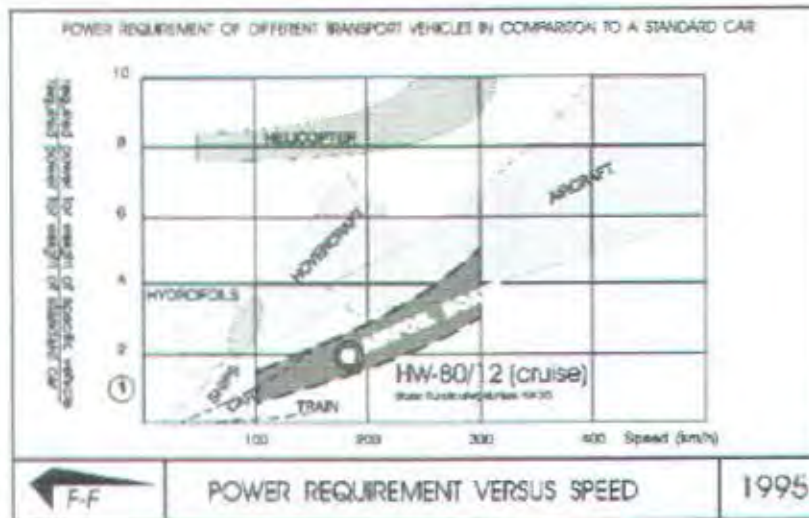
## BAB I

### PENDAHULUAN

#### 1.1. Latar Belakang

Negara Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar di dunia dengan luas lautan  $\frac{3}{4}$  dari luas daratannya. Oleh karena itu potensi transportasi lautnya akan mempunyai manfaat yang besar apabila dapat dimanfaatkan dengan optimal. Mengingat jarak antar pulau besar di Indonesia terpaut jauh maka untuk menjangkaunya sangat diperlukan kapal cepat. Di Indonesia sudah ada jenis kapal cepat yaitu kapal jet foil yang dimiliki ASDP, kapal ini memiliki load faktor penumpang yang cukup padat. Hal ini menunjukkan kebutuhan kapal cepat cukup menjanjikan baik dari segi ekonomis, kenyamanan, keselamatan dan efisiensi. Dibandingkan dengan pesawat terbang, kapal cepat lebih ekonomis karena konsumsi bahan bakar lebih murah dan kapasitas penumpang lebih banyak.

Untuk lebih jelasnya perbandingan kebutuhan daya dan kecepatan antara WIG dan jenis transportasi laut yang lain dapat dilihat pada grafik dibawah ini. Dari grafik dibawah jelas terlihat bahwa untuk kapal WIG lebih ekonomis dan efisien digunakan daripada hovercraft, kapal konvensional ataupun kapal hydrofoil. Selain itu kapal WIG juga ramah lingkungan karena tidak ada limbah yang dibuang ke laut sehingga tidak berbahaya bagi ekosistem laut, selain itu juga nyaman untuk penumpang.



Gambar 1.1 Perbandingan daya dan kecepatan alat transportasi

Beberapa perusahaan dan institusi di berbagai negara telah mengembangkan kapal WIG baik untuk digunakan sebagai kapal perang maupun untuk kepentingan komersial. Bentuk dan tipe yang dikembangkan memiliki bentuk dan tujuan bermacam-macam. Di Indonesia masih sedikit yang mengembangkannya, membuat dan meneliti kapal WIG, sehingga perlu diadakan riset untuk menunjang realisasi pembuatan kapal WIG. Berbagai disiplin ilmu akan berperan dalam proses pembuatannya, antara lain dari aspek aerodinamik, hidrodinamik, sistem kontrol, material/bahan pembuatan kapal, aspek keselamatan dan lain-lain.

Kapal Wing In Ground Effect merupakan salah satu jenis kapal cepat yang sedang dikembangkan akhir – akhir ini. Kapal WIG (*Wing In Ground Effect*) bekerja dengan memanfaatkan *ground effect* yang terjadi pada sayap yang pada akhirnya hal ini menyebabkan bertambah besarnya lift pada sayap dan dapat terangkatnya badan kapal ke permukaan air laut. Dengan terangkatnya badan kapal ke permukaan air laut maka drag yang diakibatkan oleh badan kapal yang



bersentuhan dengan air laut akan berkurang bahkan hilang. Konfigurasi dimensional aerodinamik dan posisi geometri (panjang cord, sudut kemiringan dan ketinggian sayap terhadap ground) akan menentukan efisiensi sayap untuk mencapai koefisien lift dan koefisien drag. Besarnya koefisien lift ( $C_l$ ) dan koefisien drag ( $C_d$ ) sangat dipengaruhi oleh *ground effect*, bentuk foil dan angle of attack. Untuk memaksimalkan pengaruh *ground effect* agar dapat menghasilkan lift yang besar terhadap sayap maka perlu dicari cara untuk memaksimalkan lift pada sayap kapal.

Ground effect merupakan fenomena natural, ditinjau dengan aerofoil pada pendekatan ground maka akan terjadi dua fenomena yaitu kemampuan daya angkat (lift) bertambah dan daya tarik (drag) akan berkurang. Rasio daya angkat dan daya tarik (lift to drag ratio) akan bertambah dengan pola aliran udara berbentuk sirkulasi di sekitar sayap. Pola udara di sekitar sayap tersebut disebabkan karena udara membentuk bantalan di bawah sayap kapal WIG dimana tekanan udara di bawah sayap lebih tinggi daripada di atasnya yang akhirnya pesawat akan terangkat dan terbang di atas permukaan air laut. Salah satu dari semua tujuan konfigurasi ground effect adalah membuat pesawat memungkinkan memiliki lift over drag koefisien paling tinggi, sehingga dapat memaksimalkan tipe desain.

Saat ini riset yang berkaitan dengan kapal WIG sangat banyak berkaitan dengan faktor aerodinamik. Pengaruh WIG (*Wing In Ground Effect*) sangat menentukan kinerja dari kapal tersebut. Pada awal tahun 1980 dikembangkan teknologi yang dikenal dengan Computational Fluid Dynamic (CFD). Tujuan dari



bersentuhan dengan air laut akan berkurang bahkan hilang. Konfigurasi dimensional aerodinamik dan posisi geometri (panjang cord, sudut kemiringan dan ketinggian sayap terhadap ground) akan menentukan efisiensi sayap untuk mencapai koefisien lift dan koefisien drag. Besarnya koefisien lift ( $C_l$ ) dan koefisien drag ( $C_d$ ) sangat dipengaruhi oleh *ground effect*, bentuk foil dan angle of attack. Untuk memaksimalkan pengaruh *ground effect* agar dapat menghasilkan lift yang besar terhadap sayap maka perlu dicari cara untuk memaksimalkan lift pada sayap kapal.

Ground effect merupakan fenomena natural, ditinjau dengan aerofoil pada pendekatan ground maka akan terjadi dua fenomena yaitu kemampuan daya angkat (lift) bertambah dan daya tarik (drag) akan berkurang. Rasio daya angkat dan daya tarik (lift to drag ratio) akan bertambah dengan pola aliran udara berbentuk sirkulasi di sekitar sayap. Pola udara di sekitar sayap tersebut disebabkan karena udara membentuk bantalan di bawah sayap kapal WIG dimana tekanan udara di bawah sayap lebih tinggi daripada di atasnya yang akhirnya pesawat akan terangkat dan terbang di atas permukaan air laut. Salah satu dari semua tujuan konfigurasi ground effect adalah membuat pesawat memungkinkan memiliki lift over drag koefisien paling tinggi, sehingga dapat memaksimalkan tipe desain.

Saat ini riset yang berkaitan dengan kapal WIG sangat banyak berkaitan dengan faktor aerodinamik. Pengaruh WIG (*Wing In Ground Effect*) sangat menentukan kinerja dari kapal tersebut. Pada awal tahun 1980 dikembangkan teknologi yang dikenal dengan Computational Fluid Dynamic (CFD). Tujuan dari





dikembangkannya CFD antara lain untuk memudahkan dalam eksperimen suatu model, hal ini menyebabkan suatu model cukup diuji dengan pemrograman komputer dan untuk mensimulasikan model dengan lebih murah dan efisien. Sedangkan cara lama untuk membuat suatu model jadi membutuhkan biaya besar karena setiap perubahan model membutuhkan penambahan biaya.

Software yang berkaitan dengan CFD yang berbasis finite element method dan dijual komersial antara lain PHOENICS, FLUENT, FLOW3D, STAR CD, dan CFX. Di fakultas teknologi kelautan di program pasca sarjana teknik kelautan terdapat fasilitas pendukung CFD yaitu software CFX 5.4.1. Keterkaitan antara masalah WIG pada kapal WIG dan keberadaan software untuk aplikasi CFD yaitu CFX sangat tepat untuk melakukan suatu riset dengan keluaran yang diharapkan adalah membuat kapal WIG yang memiliki kinerja optimal.

## 1.2 Perumusan Masalah

Kapal WIG (*Wing In Ground Effect*) adalah jenis sarana transportasi perpaduan antara konsep kapal laut dan pesawat udara. Oleh karena wilayah kerja kapal WIG sangat spesifik dan kompleks dibandingkan dengan kedua kendaraan transportasi tersebut maka hal ini sangat menarik untuk dikaji dan diteiti.

Fenomena *ground effect* terjadi pada pesawat terbang pada saat pendaratan (*landing*) dan lepas landas (*take off*) dimana pilot pesawat tersebut merasakan pesawat tidak mau terbang lebih tinggi atau lebih rendah selama beberapa saat. Kedua kondisi tersebut sangat kritis, karena pada saat itu pesawat terbang cenderung tidak stabil. Untuk konsep kapal WIG, dimana selama kapal bergerak



pengaruh *ground effect* selalu terjadi dan dipertahankan agar dapat menambah gaya lift ke atas. Hal ini menyebabkan kompleksitas analisa stabilitas dan kinerja dari kapal WIG lebih rumit dari pesawat terbang.

*Ground effect* terjadi karena meningkatnya perbedaan kecepatan aliran fluida antara sayap atas yang kecepatan aliran fluidanya lebih tinggi daripada sayap bawah sehingga aliran udara di sayap bagian bawah berinteraksi dengan ground yang menyebabkan adanya bantalan udara atau *dynamics air cushion*. Dengan perbedaan kecepatan udara antara sayap bagian atas dan sayap bagian bawah dimana kecepatan fluida sayap atas lebih tinggi dari sayap bagian bawah maka tekanan sayap atas lebih tinggi daripada sayap bagian bawah. Hal inilah yang menimbulkan adanya gaya lift dari sayap.

Dalam teori aerodinamik ada lima sebab lift pada sayap dapat meningkat adalah :

- Angle of Attack
- Bentuk Sayap
- Density Udara
- Kecepatan Udara
- Luas Sayap

Dalam tugas akhir ini untuk meningkatkan koefisien drag dan koefisien lift akan diteliti perubahan bentuk sayap dengan metode variasi meanline pada sayap, dengan variasi meanline diharapkan akan diketahui nilai optimal koefisien drag dan koefisien lift pada masing masing variasi terhadap *ground effect*.



Tipe sayap yang akan di analisa dalam tugas akhir ini *ram wing* tunggal dengan mengacu pada standar NACA. Dimana metode perhitungannya menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Dari sayap tersebut akan dibuat model geometrinya yang selanjutnya akan dibuat simulasi fluida yang mengalir disekitar sayap terhadap *ground effect*.

### 1.3. Batasan Masalah

Untuk mendapatkan hasil yang mengarah dengan baik dan terfokus pada permasalahan maka perlu adanya batasan masalah. Adapun batasan masalah untuk tugas akhir ini adalah :

1. Analisa hanya dilakukan pada sayap NACA 65-009, tidak membandingkan dengan NACA series lain.
2. Variasi bentuk sayap hanya berdasarkan mean line
3. Variasi mean line yang dilakukan hanya pada mean line 0.2, 0.4, 0.8, dengan lima variasi tinggi *ground* yaitu 0.05c, 0.1c, 0.15c, 0.2c, 0.25c dan dua variasi kecepatan yaitu 20m/s dan 50m/s
4. Bentuk platform sayap rectangular.
5. Sayap tunggal.
6. Aliran udara dalam kondisi *steady state*.



#### 1.4 Tujuan Tugas Akhir

Tujuan penulisan tugas akhir ini adalah untuk :

1. Mengetahui nilai optimum koefisien lift dan koefisien drag pada sayap dengan berdasarkan perubahan meanline dan variasi kecepatan fluida yang mengalir di sekitar sayap dan tinggi terhadap ground.
2. Menganalisa karakteristik sayap terhadap pengaruh ground effect berdasarkan variasi perubahan bentuk aerofoil berdasarkan meanline dan kecepatan fluida.
3. Menganalisa fenomena aliran fluida disekitar sayap khususnya saat bergerak di permukaan air.

#### 1.5 Manfaat Tugas Akhir

Manfaat yang dapat diperoleh dari penulisan tugas akhir ini adalah :

1. Memberikan masukan tentang perkembangan kapal dengan konsep WIG (*Wing In Ground Effect*) terutama pada desain sayap.
2. Mengetahui nilai koefisien lift dan koefisien drag yang optimum aerofoil pada masing – masing variasi mean line berdasarkan tinggi ground yang kemudian dapat digunakan untuk pertimbangan dalam merancang dan membuat kapal WIG.

**BAB II**  
**DASAR TEORI**

PERPUSTAKAAN  
INSTITUT TEKNOLOGI  
SEPULUH - NOPEMBER

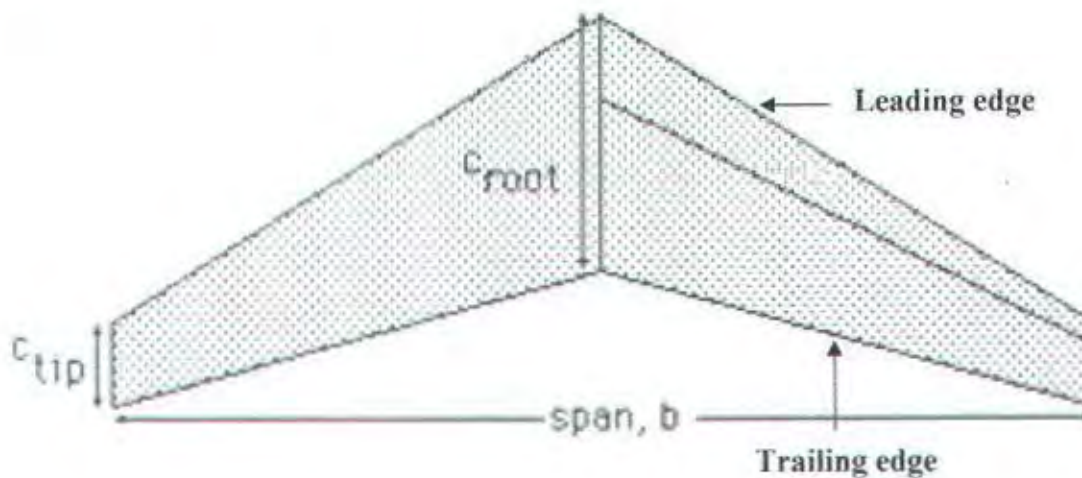
## BAB II

### DASAR TEORI

#### 2.1 Aerodinamik Sayap

##### 2.1.1 Geometri Sayap

Geometri sayap adalah ukuran dimensional yang berkaitan dengan bentangan / span ( $b$ ), chord ( $c$ ), Aspect Ratio, dan Taper Ratio ( $\lambda$ ). Untuk lebih jelasnya dapat dilihat di gambar 2.1 dibawah ini.



Gambar 2.1 Pandangan atas platform sayap

Untuk lebih jelasnya definisi dari masing – masing bagian sayap akan di jelaskan dibawah ini :

- *Taper Ratio*

Dari gambar 2.1 Taper Ratio ( $\lambda$ ) merupakan perbandingan geometri sayap antara chord sayap pada tip ( $c_t$ ) dan pada root ( $c_o$ ), dimana dapat ditulis :

$$\lambda = \frac{c_t}{c_n}$$

- *Aspect Ratio (AR)*

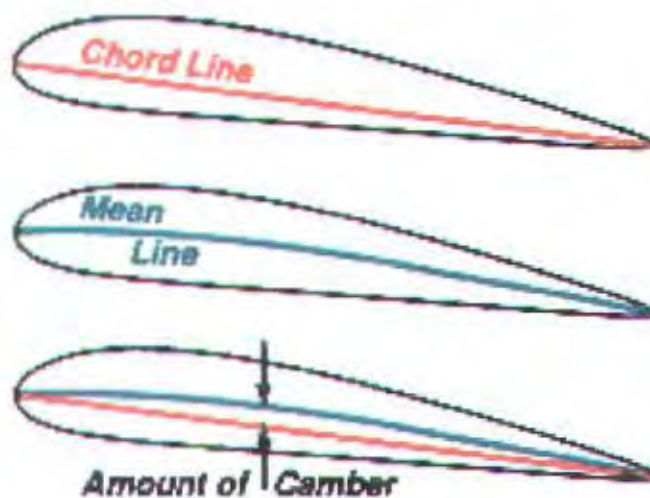
Aspect Ratio merupakan ukuran sayap yang menyatakan perbandingan antara span ( $b$ ) dengan chord rata – rata ( $c_m$ ).

$$AR = \frac{b}{c_m}$$

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

- *Chord*

Chord adalah panjang sayap kearah melintang. Panjang chord untuk sebuah sayap tergantung dari desain yang diinginkan. Untuk chord sayap dengan taper ratio  $< 1$ , maka root chord akan lebih besar dari tip chord. Akan tetapi untuk tipe sayap rectangular hal ini tidak berlaku.



Gambar 2.2 Perbedaan chord line dan mean line



Gambar diatas menunjukkan perbedaan antara chord line dan mean line dimana untuk sayap tanpa perubahan mean line maka besarnya chord line sama dengan atau berhimpit dengan meanline, ini berarti tidak ada perbedaan tekanan ataupun velocity antara wing up dan wing down.

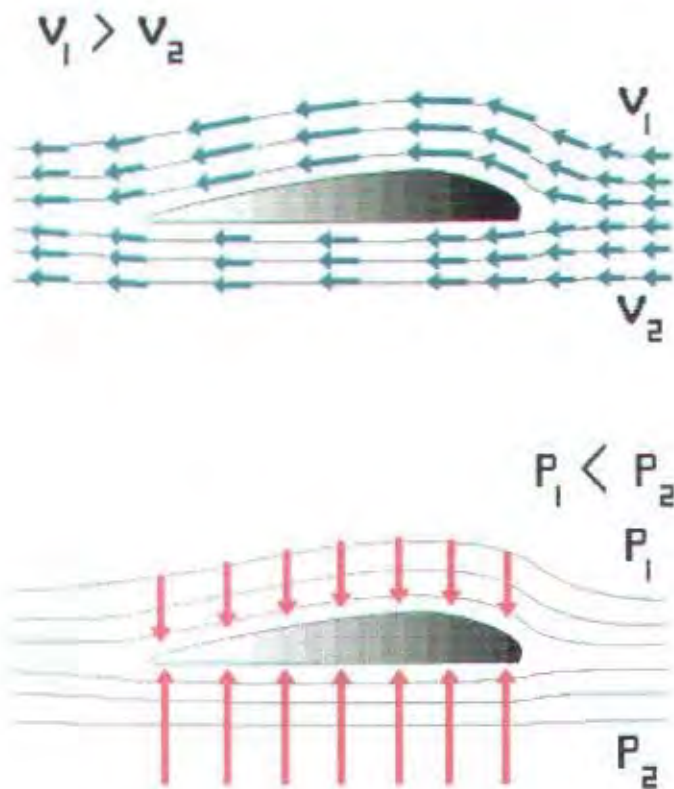
- *Mean Line*

Seperti terlihat pada gambar diatas bahwa mean line membagi dua antara sayap atas dan sayap bagian bawah sama besar sesuai perubahan chamber.

### 2.1.2 Gaya Lift dan Drag

Gaya yang bekerja pada sayap merupakan akibat aliran udara di sekitar sayap. Dengan adanya perbedaan kecepatan aliran udara antara bagian atas sayap dan bagian bawah sayap maka akan menyebabkan bertambahnya lift dan berkurangnya drag pada sayap. Menurut Hukum Bernouli dengan meningkatnya kecepatan fluida yang mengalir pada benda maka tekanan pada benda akan turun. Pada gambar 2.3 menunjukkan distribusi aliran udara sekitar permukaan sayap secara umum. Disini terlihat adanya peningkatan velocity antara sayap atas dan sayap bawah. Untuk hasil analisa dengan software CFX akan lebih jelas lagi dengan adanya perbedaan warna aliran fluida antara wing up dan wing down. Dengan demikian maka tekanan di wing down akan lebih tinggi dari tekanan wing up.



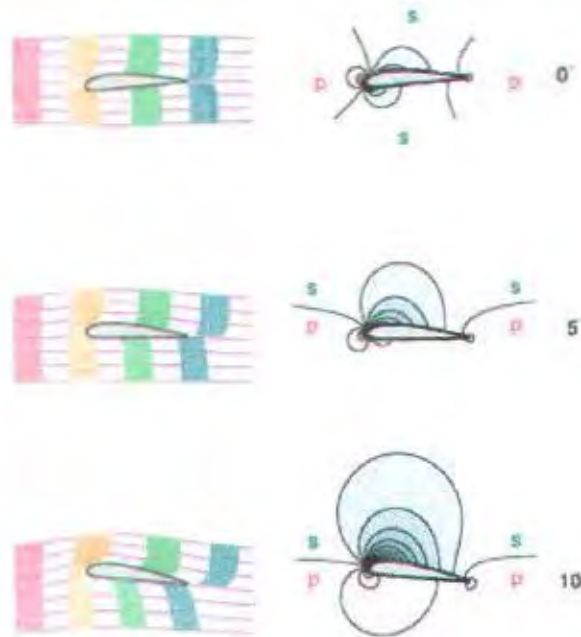


Gambar 2.3 Kecepatan dan tekanan pada sayap

Gambar 2.3 menunjukkan bahwa Hukum Bernoulli berlaku pada sayap. Disini jelas terlihat bahwa aliran udara pada sayap atas lebih cepat dari pada aliran udara di bawah sayap. Pada aliran udara yang cepat maka tekanan yang terjadi pada sayap rendah, dan pada aliran udara yang lebih pelan tekanan yang terjadi pada sayap tinggi. Sedangkan pada gambar 2.4 dibawah ini menunjukkan distribusi tekanan di sekitar sayap dan juga aliran fluida di sekitar sayap dengan variasi angle of attack. Disini terlihat bahwa tekanan diatas sayap lebih rendah dari pada tekanan dibawah sayap, hal inilah yang pada akhirnya dapat meningkatkan lift dan mengurangi drag pada sayap. Selain itu pada angle of attack  $10^\circ$  pressure pada sayap bagian bawah lebih besar dari pada pada angle off



attack  $0^\circ$  dan  $5^\circ$ . Dengan demikian lift terjadi karena perbedaan pressure wing up dan wing down.



Gambar 2.4. Perbandingan velocity dan pressure dengan AOA

Sedangkan gaya – gaya yang bekerja pada sayap baik permukaan atas dan bawah yang akan menumbukan lift dan drag dapat dilihat pada persamaan berikut.

Persamaan dasarnya adalah :

$$F = \frac{1}{2} C_f \rho V^2 S \quad (2.1)$$

Dimana :

- F = gaya yang bekerja pada sayap
- $C_f$  = koefisien gaya
- $\rho$  = masa jenis fluida
- V = kecepatan aliran fluida
- S = luas permukaan sayap



Untuk persamaan lift dan drag pada sayap adalah sebagai berikut :

$$\bullet \text{ Koefisien Lift} \quad : C_l = \frac{\text{Lift}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (2.2)$$

$$\bullet \text{ Koefisien Drag} \quad : C_D = \frac{\text{Drag}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (2.3)$$

## 2.2. Teori Computational Fluid Dynamics ( CFD )

### 2.2.1 Umum

Computational Fluid Dynamic (CFD) didefinisikan sebagai teknik perhitungan untuk memprediksi fenomena dasar masalah aliran dengan menggunakan computer berkemampuan tinggi. Selain itu CFD juga didefinisikan sebagai analisa system seperti aliran fluida, perpindahan panas dan fenomena lainnya yang sejenis melalui simulasi komputer. Teknik CFD dianggap cukup akurat dan telah digunakan secara luas di dunia industri maupun non-industri sejak awal 1990-an.

Beberapa keuntungan yang diperoleh dengan menggunakan CFD antara lain :

- Meminimumkan waktu dan biaya dalam mendesain suatu produk, bila proses desain tersebut dilakukan dengan uji eksperimen dengan akurasi tinggi.
- Memiliki kemampuan sistem studi yang dapat mengendalikan percobaan yang sulit atau tidak mungkin dilakukan melalui eksperimen.
- Memiliki kemampuan untuk studi dibawah kondisi berbahaya pada saat atau sesudah melewati titik kritis (termasuk studi keselamatan dan scenario kecelakaan)



- Keakuratannya akan selalu dikontrol dalam proses desain.

Namun demikian investasi yang dikeluarkan cukup besar, tetapi tidak sebesar apabila dibandingkan dengan sejumlah fasilitas yang digunakan untuk uji eksperimen seperti towing tank atau wind tunnel.

Aplikasi dari CFD untuk penyelesaian masalah aliran pada kapal telah mengalami kemajuan cukup pesat pada akhir – akhir ini. Bahkan saat ini teknik CFD merupakan bagian dari proses desain dalam diagram spiral perencanaan. Dengan CFD memungkinkan untuk memprediksi fenomena aliran fluida yang jauh lebih kompleks dengan berbagai tingkat akurasi.

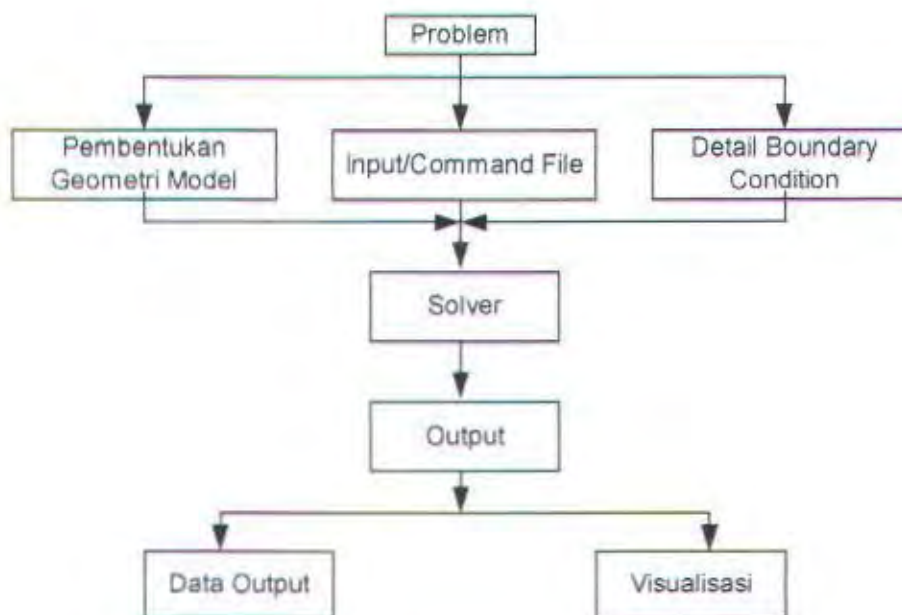
Berbagai program CFD yang bersifat komersial telah cukup banyak dikenal dipasaran seperti FUENT, PHONICS, CFX, STAR-CD, ANSYS dan lain – lain. Pada umumnya program – program komputer tersebut dapat diklasifikasikan menjadi dua kelompok berdasarkan jenis penyelesaiannya, yaitu :

1. Metode Panel
2. Metode Stokes

Pada mulanya perkembangan CFD dengan metode panel banyak mengalami hambatan terutama pada masalah komputasinya. Beberapa program yang menggunakan metode panel diantaranya adalah VSAERO/WHIP dari USA, DAWSON dan MARIN dari Belanda, PALISUPAN dari Universitas Southhamton Inggris. Akan tetapi seiring dengan perkembangan teknik komputer maka metode penyelesaian yang digunakan cenderung mengarah pada Navier Stokes (RANS). RANS Code paling banyak digunakan oleh program – program

CFD untuk menyelesaikan masalah aliran dengan memanfaatkan persamaan Navier Stokes, kemudian merata – ratakan terhadap waktu.

Dalam desain kerjanya, problem yang ada perlu dideskripsikan ke dalam software CFD dengan menggambarkan model yang akan di analisa, sifat – sifat fluida yang ada di sekitar model dan juga penentuan kondisi batasnya. Selanjutnya dalam solver problem yang ada akan dihitung dengan pendekatan persamaan Navier Stokes. Dari hasil perhitungan kemudian didapatkan hasil output dari running program CFD. Adapun desain kerja CFD adalah sebagai berikut :



Gambar 2.5 Desain kerja CFD

Computational Fluids Dynamics ( CFD ) merupakan analisa sistem yang mencakup aliran fluida, perpindahan panas, dan fenomena yang terkait seperti reaksi kimia dengan menggunakan simulasi berbasis komputer (numerical). Teknik ini sangat berguna dan dapat diaplikasikan pada bidang



industri dan non industri. Code CFD terstruktur atas logaritma numerik, sehingga dapat digunakan untuk menyelesaikan problem pada suatu aliran fluida.

Code CFD disini terdiri atas tiga ( 3 ) elemen utama yakni : ( a ) pre – processor, ( b ) solver , dan ( c ) post processor.

### 2.2.2. Pre-processor

Tahap pre-processor terdiri dari input problem untuk program CFD dengan menggunakan *operator – friendly interface*. Input problem tadi ditransformasikan ke dalam bentuk yang sesuai dengan digunakan oleh solver. Aktivitas user pada tahap ini antara lain :

- Pendefinisian geometri benda dan daerah sekeliling benda domain komputasi.
- Grid Generation  
Membagi domain yang telah ditentukan menjadi bagian yang lebih kecil (sub-domain).
- Penentuan fenomena fisika dan kimia yang dimodelkan.
- Penentuan sifat – sifat fluida, seperti density, pressure, temperature dan lain – lain.
- Penentuan kondisi batas



Penyelesaian masalah aliran yang berupa kecepatan, tekanan atau temperatur didefinisikan pada simpul – simpul setiap cell. Jumlah cell dalam grid ( mesh ) untuk menentukan akurasi penyelesaian CFD. Pada umumnya semakin banyak cell semakin baik akurasi penyelesaiannya, akan tetapi sebagai konsekuensinya, biaya yang berkaitan dengan investasi hardware dan waktu



perhitungan yang diperlukan menjadi lebih besar. Untuk hasil yang optimal, biasanya pembuatan mesh dilakukan tidak seragam atau *uniform*. Daerah yang memiliki gradien perubahan bentuk sangat tajam, proses meshing dilakukan sangat halus, sedang pada daerah lainnya dibuat agak besar.

### 2.2.3. Flow Solver

Ada 4 teknik solusi numerik berbeda yakni : *finite difference*, *finite element*, *spectral methode*, dan *finite volume*.

Secara umum uraian metode numerik bentuk basis solver meliputi tahap sebagai berikut :

- Aproksimasi variable aliran yang tidak diketahui dengan menggunakan fungsi sederhana
- Diskritisasi dengan substitusi aproksimasi kedalam persamaan aliran *governing* dan diikuti manipulasi matematika
- Solusi persamaan aljabar.

Dalam tahap ini akan dilakukan perhitungan tentang model yang kita buat, secara iterasi. Semakin kecil tingkat kesalahan yang kita tentukan, maka semakin banyak iterasi yang akan dilakukan. Metode numerik yang biasa digunakan dalam teknik CFD adalah *finite volume methode*.

### 2.2.4. Post – processor

Dalam tahap post – processor, para ahli melakukan sejumlah besar pengembangan pada setiap bidang processing. Untuk meningkatkan engineering workstation, dimana kini banyak diantaranya telah memiliki kemampuan grafis



dan paket CFD utama dengan dilengkapi alat bantu visualisasi data multifungsi. Dalam proses set-up dan running simulasi CFX, ada tahapan identifikasi dan formulasi permasalahan aliran dengan pertimbangan fenomena fisik dan kimia, Pemahaman yang cukup baik diperlukan dalam penyelesaian algoritma penyelesaian numerik. Ada 3 konsep matematika yang diperlukan dalam menentukan berhasil atau tidaknya algoritma yaitu: konvergensi, konsistensi, dan stabilitas.

- ❖ Konvergensi, yaitu sifat metode numerik untuk menghasilkan penyelesaian eksak dimana grid spacing, ukuran control volume atau ukuran elemen dikurangi mendekati nol. *Konvergensi* biasanya sulit untuk didapatkan secara teoritis.
- ❖ Konsistensi, yaitu urutan numerik untuk menghasilkan sistem persamaan aljabar yang dapat diperlihatkan sama ( *equivalen* ) dengan persamaan pengendali sebagai jarak grid mendekati nol.
- ❖ Stabilitas, yaitu penggunaan faktor kesalahan sebagai indikasi metode numerik. Jika sebuah teknik tidak stabil dalam setiap kesalahan pembulatan pada data awal maka dapat menyebabkan terjadinya osilasi atau *devergenesi*.

CFX memberikan hasil fisik yang realistis dengan akurasi yang baik pada simulasi dengan grid yang berhingga. Ada tiga sifat perhitungan *finite volume*, yaitu : *Conservativeness*, *Boundedness* dan *Transportiveness*. Ketiganya didesain menjadi bagian berhingga yang dapat menunjukkan keberhasilan simulasi CFX. Disamping itu ketiga umumnya digunakan sebagai alternatif konsep matematika yang akurat. Skema numerik memiliki sifat *conservativeness*





yang dapat mempertahankan kekentalan sifat – sifat fluida secara global untuk seluruh domain penyelesaiannya. Pendekatan volume hingga dapat menjamin tetap berlangsungnya kekentalan fluida  $\Phi$  untuk tiap control volume. Proses aliran terdiri dari dua yaitu konveksi dan difusi. Keduanya dapat dihitung pengaruh arahnya dengan bagian finite volume, yaitu *transportiveness*. Sedangkan *boundedness* dapat mempertahankan kestabilan suatu metode numerik yang mensyaratkan adanya batasan harga minimum dan maksimum dari variable – variable aliran.

### 2.3 Tahap Validasi Dalam CFX

Dengan proses perhitungan pendekatan CFX melalui beberapa tahap validasi. Tahap validasi untuk mengetahui model itu sesuai dalam CFX adalah sebagai berikut :

#### 1. *Convergence*

Pada tahap ini proses iterasi perhitungan akan selalu dikontrol dengan persamaan pengendali. Jika hasil perhitungan belum sesuai dengan tingkat kesalahan yang ditentukan, maka komputasi akan terus berjalan.

#### 2. *Grid Independence*

Besarnya jumlah cell yang kita gunakan dalam perhitungan akan menentukan keakuratan hasil yang didapat. Tetapi tidak selamanya dengan jumlah cell yang banyak akan menambah keakuratan hasil perhitungan. Dengan demikian pengguna dituntut untuk dapat menentukan jumlah cell yang optimum, agar waktu dan memori komputer yang terpakai tidak selalu besar.



## 2.4. Metode – Metode Numerik Dalam CFD

### 2.4.1. Metode Elemen Hingga ( *Finite Elemen Method* )

Metode ini menggunakan fungsi bentuk sederhana ( linier atau kuadrat ) pada elemen yang menggambarkan variasi aliran  $\Phi$ . Persamaan pengendali dapat dipenuhi dengan penyelesaian  $\Phi$  secara eksak. Jika perkiraan persamaan tersebut tidak dipenuhi, sisa ( *residual* ) dapat diukur tingkat kesalahannya. Kemudian sisa tersebut diminimumkan dengan cara mengalikannya dengan fungsi berat dan mengintegalkannya. Hasilnya merupakan fungsi aljabar untuk koefisien yang tidak diketahui dari fungsi perkiraan.

### 2.4.2 Metode Volume Hingga ( *Finite Volume Method* )

Metode ini dikembangkan sebagai formulasi khusus metode beda hingga. Secara global metode beda hingga memiliki algoritma numerik sebagai berikut :

- a) Pengintegralan persamaan pengendali aliran fluida terhadap seluruh control volume dari domain penyelesaian.
- b) Pendiskritan yang meliputi substitusi berbagai pendekatan beda hingga dari suku-suku persamaan yang diintegalkan tersebut diatas yang menggambarkan proses aliran seperti konveksi, difusi, dan source. Pada tahap ini persamaan integral akan diubah menjadi persamaan aljabar.
- c) Penyelesaian persamaan aljabar dengan metode iterasi

Langkah pertama tersebut diatas, membedakan metode finite volume dari teknik – teknik CFD lainnya. CFD Code meliputi teknik – teknik pendiskritan yang cocok untuk menyelesaikan fenomena perpindahan ( *transport* ), konveksi (



akibat aliran fluida) dan difusi (akibat adanya perbedaan  $\Phi$  antara satu titik dengan titik lainnya serta source (berhubungan dengan muncul atau hilangnya  $\Phi$ ). Kekentalan dari variable aliran dalam finite control volume dapat diekspresikan dalam persamaan keseimbangan antara proses kenaikan dan penurunan yaitu :

$$\begin{array}{ccccccc} \text{Perubahan} & & \text{Perubahan } \phi & & \text{Perubahan } \phi & & \text{Perubah} \\ \text{Total } \phi \text{ dalam} & = & \text{dari konveksi} & + & \text{difusi ke} & + & \text{an } \phi \text{ ke} \\ \text{control volume} & & \text{ke dalam} & & \text{dalam control} & & \text{dalam} \\ \text{terhadap waktu} & & \text{control volume} & & \text{volume} & & \text{control} \\ & & & & & & \text{volume} \end{array}$$

## 2. 5. Model Matematika dan Algoritma Solusi CFX 5.4.1

### 2.5.1. Persamaan Governing

Persamaan solver pada software CFX – 5 menggunakan persamaan Navier Stokes dalam format kekekalan bentuk atau *conservation form*.

#### 1. Persamaan Transport

Pada umumnya persamaan massa, momentum, dan kekekalan energi dapat ditulis sebagai berikut :

##### Persamaan Kontinuitas

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (2.4)$$

##### Persamaan Momentum

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = \nabla \cdot (-p\delta + \mu(\nabla U + (\nabla U)^T)) + S_M \quad (2.5)$$

##### Persamaan Energi

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_s \quad (2.6)$$



$h_{tot}$  didefinisikan sebagai entalpi total spesifik, pada beberapa kasus tertentu umum, properti variable dan aliran *compressible* diberikan dalam bentuk entalpi statik ( termodinamika ) spesifik  $h$ , yakni :

$$h_{tot} = h + \frac{1}{2}U^2 \quad (2.7)$$

dimana :

$$h = h(p, T) \quad (2.8)$$

Pada kelima persamaan diatas, terdapat tujuh variable yang tidak diketahui yakni :  $u, v, w, p, T, \rho, h$ . Variable tersebut dapat diselesaikan dengan menggunakan bantuan *equation of state*, yang berhubungan dengan *densitas* terhadap tekanan dan temperatur, dan *constitutive equation* yang berhubungan dengan entalpi terhadap temperatur dan tekanan.

### 2.5.2 Model fluida dan equation of state

Densitas fluida umum dapat dijelaskan sebagai fungsi temperatur, tekanan dan beberapa variable tambahan :

$$\rho = \rho(p, T, AV_1, AV_2, \dots, AV_n) \quad (2.9)$$

Kapasitas panas spesifik  $c_p$ , untuk fluida umum dapat dideskripsikan sebagai fungsi temperatur, tekanan dan beberapa variable tambahan :

$$c_p = c_p(p, T, AV_1, AV_2, \dots, AV_n) \quad (2.10)$$



Untuk fluida ideal, densitas didefinisikan melalui *hukum fluida ideal*. Sehingga pada software CFX 5.4.1, koefisien  $c_p$  merupakan fungsi temperatur.

$$c_p = c_p(T) \quad (2.11)$$

### 1. Equation of State Untuk Densitas

*Equation of state* yang dimaksud adalah persamaan aljabar termodinamika untuk densitas fluida. Pada kondisi fluida ideal, hubungan dideskripsikan oleh *hukum fluida ideal* :

$$\rho = \frac{w(p + p_{ref})}{R_o T} \quad (2.12)$$

Dimana  $w$  adalah berat molekular fluida, dan  $R_o$  adalah konstanta fluida umum.

Rasio panas spesifik ( $\gamma$ ), dihitung dari spesifikasi  $c_p$ , dan berat molekular :

$$R = \frac{R_o}{w} \quad (2.13)$$

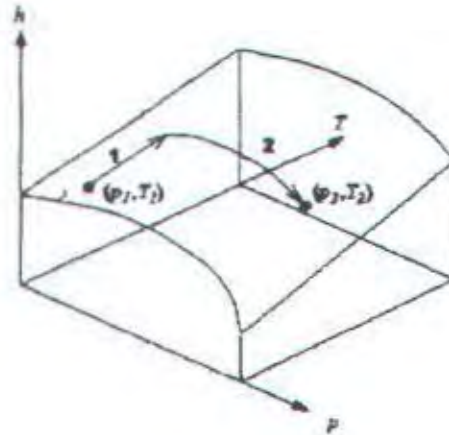
Dimana  $R$  adalah konstanta fluida spesifik, dan

$$\gamma = \frac{c_p}{c_p - R} \quad (2.14)$$

### 2. Equation of State Untuk Entalpi ( Persamaan Constitutive )

Persamaan *constitutive* yang dimaksud adalah persamaan aljabar termodinamika untuk entalpi fluida. Selain untuk properti fluida umum, hubungan tekanan – temperatur – entalpi dihitung tabel *property* dan integral dari turunan definisi perubahan entalpi menggunakan simbol  $r$  dan  $c_p$ . Tabel *property* dibentuk menggunakan batasan *upper* dan *lower*, dan tekanan. Kemudian untuk beberapa perubahan umum, dari kondisi  $(p_1, T_1)$  ke  $(p_2, T_2)$ , maka perubahan

entalpi ( $dh$ ) dihitung dalam dua tahap yakni pertama pada tekanan konstan kemudian pada temperatur konstan.



Gambar 2.6 Arah perhitungan tekanan dan temperatur

Perubahan entalpi total dihitung dengan menggunakan :

$$h_2 - h_1 = \int_{T_1}^{T_2} c_p dT + \int_{p_1}^{p_2} \left[ v - T_2 \left( \frac{\partial v}{\partial T} \right) \right] dp \quad (2.15)$$

Langkah pertama adalah terhadap perubahan entalpi untuk fluida ideal. Langkah kedua adalah “koreksi” yang disyaratkan pada aliran nyata. Solver pada software CFX 5.4.1 menggunakan titik interpolasi bilangan konstanta untuk membentuk tabel properti yang berisi akurasi estimasi terbaik untuk batas *upper* dan *lower*.

Jika hubungan densitas fluida didasarkan pada fluida ideaal, maka perubahan entalpi statis sesuai dengan rumus :

$$h_2 - h_1 = \int_{T_1}^{T_2} c_p dT \quad (2.16)$$



Jika densitas fluida dan kapasitas panas spesifik adalah konstan maka perubahan pada entalpi statis berubah menjadi :

$$dh = c_p pT + \frac{\partial p}{\rho} \quad (2.17)$$

### 3. Model Full Bouyancy

Untuk perhitungan aliran *bouyancy* dimana densitas adalah fungsi tekanan, temperatur, atau variable tambahan, maka digunakan *model full bouyancy*. *Full bouyancy* diimplementasikan dengan menambahkan source term terhadap persamaan momentum. *Source term* gaya *bouyancy* adalah fungsi variable densitas lokal.

$$S_{M.bouy} = (\rho - \rho_{ref})g \quad (2.18)$$

### 4. Model Boussineq

Untuk aliran *bouyancy* yang bergerak akibat adanya perbedaan temperatur, maka variasi densitas dalam fluida terlalu kecil untuk mencegah pembulatan nilai *error* dalam perhitungan *source term*. Jika densitas dijaga sebagai konstanta, maka model boussineq digunakan dan *source term* diberikan oleh rumusan berikut :

$$S_{M.bouy} = (\rho - \rho_{ref})g \quad (2.19)$$

Sebagai fungsi dimana taksiran Boussineq terhadap variasi densitas lokal didefinisikan :

$$\rho' = \rho \cdot \beta \cdot (T - T_{ref}) \quad (2.20)$$

Dimana  $\beta$  adalah *ekspansivitas thermal*,  $T_{ref}$  adalah temperatur referensi *bouyancy* dan  $\rho$  adalah konstanta densitas fluida.



## 5. Model Turbulensi

### a. Model Persamaan Zero

Model persamaan *zero* adalah suatu konsep sederhana *viscositas-eddy* yang menggunakan persamaan aljabar untuk menghitung kontribusi viscositas dari *turbulensi eddy*. Turbulensi viscositas dimodelkan sebagai produk skala kecepatan turbulensi  $U_b$  dan skala panjang turbulensi  $l_t$  diperkenalkan oleh Prandtl dan Kolmogorov:

$$\mu_t = \rho \cdot f_\mu \cdot U_b \cdot l_t \quad (2.21)$$

Dimana  $f_\mu$  adalah konstanta *proporsionalitas*. Skala kecepatan diambil untuk menjadi kecepatan maksimum dalam domain fluida. Sedangkan skala panjang diturunkan menggunakan rumus : ( $V_D$  = volume domain fluida)

$$l_t = \frac{V_D^{1/3}}{7} \quad (2.22)$$

### b. Model k-ε

Model k-ε ( k epsilon ) menggunakan hipotesa viskositas-eddy untuk kondisi turbulen. Model k-ε memperkenalkan dua variable baru dalam sistem persamaan yakni :

- k adalah energi kinetik turbulen, didefinisikan sebagai varian fluktuasi dalam kecepatan dan berdimensi  $m^2/s^2$
- ε adalah laju pada disipasi fluktuasi kecepatan dan memiliki k tiap unit waktu ( $m^2/s^3$ )

Persaman kontinuitas menjadi :





$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (2.23)$$

Persamaan momentum menjadi :

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = \nabla \cdot (\mu_{ref} \nabla U) = \nabla \cdot (\mu_{ref} \nabla U) + B \quad (2.24)$$

Dimana B adalah jumlah gaya pada body,  $\mu_{ref}$  adalah perhitungan viskositas efektif untuk turbulensi dan  $p'$  adalah tekanan yang dimodifikasi sehingga rumusan menjadi:

$$p' - p = \rho k \quad (2.25)$$

Model k- $\epsilon$  serupa dengan model persamaan zero, berbasis konsep viscositas eddy sehingga :

$$2 - \mu_{ref} = \mu + \mu_t \quad (2.26)$$

Dimana  $\mu_t$  adalah viscositas turbulen. Model k- $\epsilon$  mengansumsikan bahwa viscositas turbulensi memiliki hubungan terhadap energi kinetik turbulensi dan dissipasi berdasarkan rumus :

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon} \quad (2.27)$$

Dimana  $C_\mu$  adalah konstanta turbulensi.



## 2.6. Boundary Condition

### A. Inlet ( subsonic )

#### ❖ Massa dan Momentum

Magnitude kecepatan inlet ditentukan dan arah diambil normal terhadap boundary. Batasan arah mensyaratkan bahwa,  $D_1$ , paralel terhadap boundary surface normal, yang dihitung pada tiap element face pada inlet boundary.

#### ❖ Komponen Kecepatan Cartesian

Komponen kecepatan boundary ditetapkan, dengan non – zero resultant kedalam domain:

$$U_{inlet} = U_{spec} J + W_{spec} k \quad (2.28)$$

#### ❖ Tekanan Total

Tekanan total ( $p_{tot}$ ), untuk fluida incompressible didefinisikan sebagai

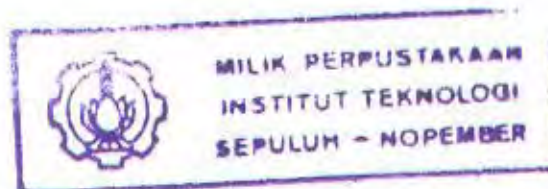
$$P_{tot} = P_{static} + \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (2.29)$$

#### Catatan

Batas normal terhadap pilihan boundary adalah sama seperti pada pilihan kecepatan normal. Secara alternatif, vektor arah dapat ditentukan secara eksplisit menggunakan tiga komponen. Pada kedua kasus boundary aliran massa adalah suatu hasil implisit simulasi aliran.

#### ❖ Laju Aliran Massa

Batas laju aliran massa, ditentukan sepanjang arah komponen. Dimana influx dihitung menggunakan rumus :





$$\rho U = \frac{\dot{m}}{\int dA} \quad \text{dan} \quad \int dA \quad (2.30)$$

yang merupakan integrasi luasan *boundary surface* pada suatu mesh yang diberikan. Area tersebut berbeda dengan resolusi mesh karena resolusi mesh menentukan bagaimana *boundary surface* ditentukan. Nilai  $\rho U$  dijaga tetap konstan diatas seluruh *boundary surface*.

#### ❖ Turbulensi

Untuk model turbulensi k- $\epsilon$  kuantitas *Inlet*, k dan  $\epsilon$  ditentukan secara langsung atau dihitung menggunakan skala distribusi pada *Inlet* dengan mengacu pada intensitas turbulensi,  $I$  dimana:

$$I = \frac{u}{lI} \quad (2.31)$$

biasanya nilai intensitas turbulensi ( $I$ ) mendekati 0.037.

$$k_{inlet} = \frac{3}{2} I^2 U^2 \quad (2.32)$$

$$\epsilon_{inlet} = \rho c_{\mu} \frac{k^2}{\mu_t} \quad (2.33)$$

$$\mu_t = 1000 I \mu \quad (2.34)$$

Aliran Inlet k dan  $\epsilon$  melibatkan *advection* dan *difusion*.

$$Q_{inlet}^k = Q_{adv}^k + Q_{diff}^k$$

$$Q_{inlet}^{\epsilon} = Q_{adv}^{\epsilon} + Q_{diff}^{\epsilon} \quad (2.35)$$



Aliran *advection* dievaluasi menggunakan perhitungan nilai *Inlet*  $k$  dan  $\varepsilon$ ,

$$\begin{aligned}Q_{advec}^k &= \dot{m} k_{spec} \\Q_{advec}^\varepsilon &= \dot{m} \varepsilon_{spec}\end{aligned}\quad (2.36)$$

Asumsi aliran difusi diabaikan dan dibandingkan terhadap *advection*, dan mendekati nol.

## B. Outlet ( subsonic )

### ❖ Tekanan statis uniform

Tekanan statis relatif pada outlet boundary didapat sebagai berikut :

$$P_{statisoutlet} = P_{spec}\quad (2.37)$$

### ❖ Normal speed out

Magnitude kecepatan pada *outlet* ditentukan dan arah diambil normal terhadap *boundary* pada resolusi mesh

### ❖ Komponen kecepatan cartesian

Komponen kecepatan *boundary* ditetapkan, dengan *non – zero resultant* kedalam domain:

$$U_{inlet} = U_{spec}j + W_{spec}k\quad (2.38)$$

### ❖ Tekanan statis rata – rata

*Outlet relative static pressure* persamaannya adalah :

$$P_{ave} = \frac{1}{A} \int_A P dA\quad (2.39)$$

### ❖ Mass flow rate out



Distribusi massa di daerah *outlet* ditentukan oleh aliran total massa yang dinyatakan dalam persamaan :

$$\dot{m} = \rho A F \quad (2.40)$$

dimana nilai F sebagai berikut :

$$F = \frac{\dot{m}_{tot}}{\sum_{all} \rho A U} \quad (2.41)$$

$$\dot{m}_{tot} = \sum_{all} \dot{m} \quad (2.42)$$

biasanya F lebih besar dari atau kurang dari *unity*

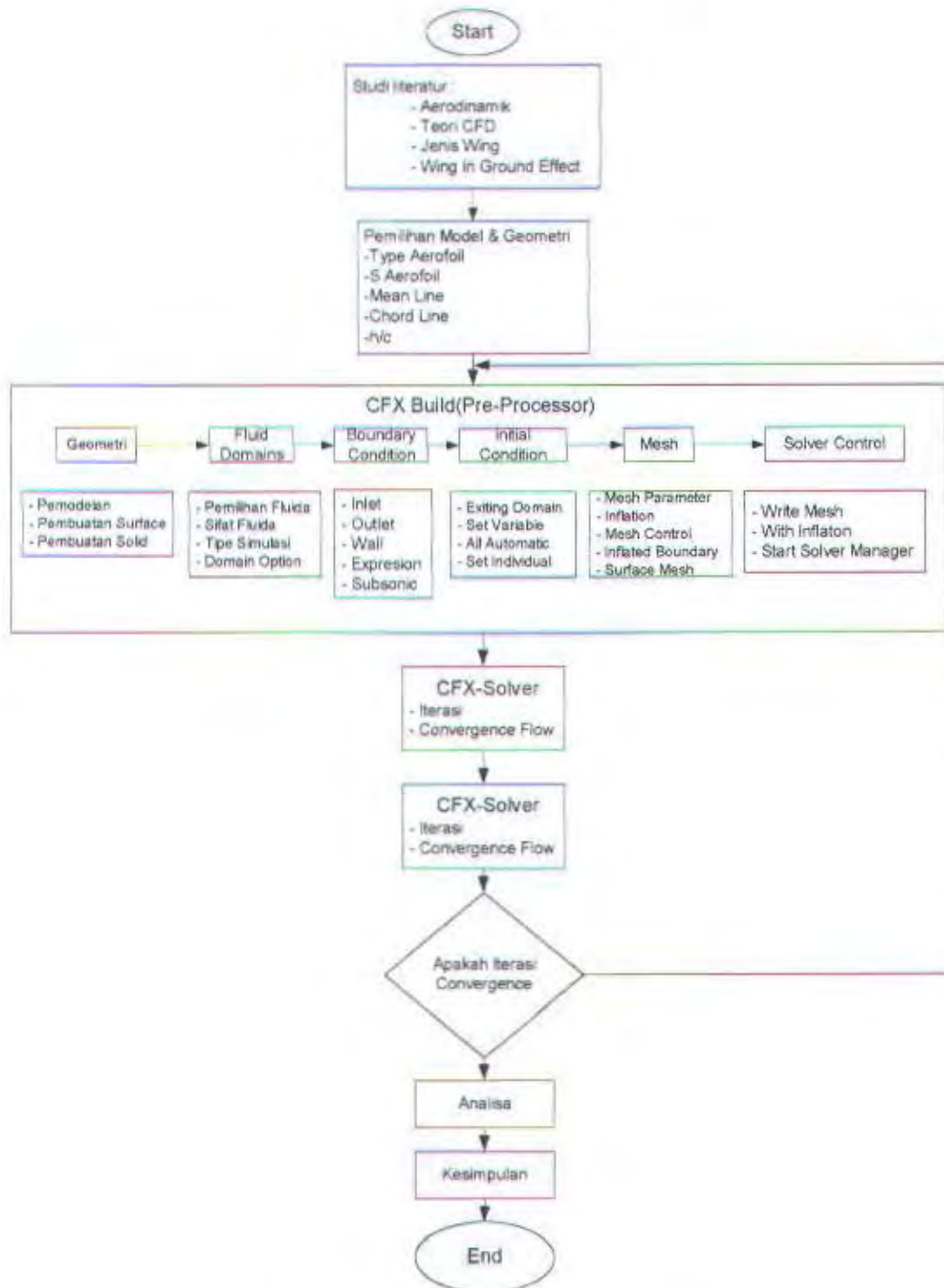


**BAB III**  
**METODOLOGI**



### BAB III

## METODOLOGI



Gambar 3.1 Flowchart metodologi penelitian



Untuk lebih jelasnya *flow chart* diatas maka akan di *brake down* pada langkah-langkah sebagai berikut:

### 3.1 Penentuan Tipe dan Geometri Aerofoil

Penentuan tipe dan geometri *Aerofoil* diperlukan untuk masukan model grafis di tahap *Pre-Processor*. Prosedur penentuan tipe dan geometri *Aerofoil* adalah sebagai berikut |

#### - Tipe *Aerofoil*

Tipe *Aerofoil* yang akan digunakan adalah NACA 65-009. Pemilihan NACA 65-009 dikarenakan perbedaan distribusi tekanan *upper surface* dan *lower surface Aerofoil* dengan sudut serang  $0^\circ$  tidak terlalu besar, sehingga baik untuk untuk stabilitas kapal WIG. Dengan tipe tersebut kita dapat melakukan modifikasi *Aerofoil* dengan variasi *mean line* sehingga kita dapatkan rasio *lift over drag* yang menguntungkan.

#### - *Taper ratio* ( $\lambda$ )

*Taper ratio* adalah perbandingan antara *root chord* dan *tip chord*. Besarnya *taper ratio* untuk model *Aerofoil* NACA 65-009 dengan mengacu pada standar NACA series adalah sebesar 1, sedangkan untuk variasi taper rasio disini tidak dilakukan. Penelitian Myung-Soo Shin menyarankan nilai  $\lambda = 1$  untuk mendapatkan *dynamics air cushion* yang merata kearah bentangan *Aerofoil*. Untuk geometri model *aerofoil* disini nilai *root chord* ( $c_r$ ) dan *tip chord* ( $c_t$ ) ditentukan masing – masing 2 meter.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 1$$





- *Aspect ratio (AR)*

Untuk mendapatkan *ground effect* yang optimal untuk *Aerofoil* rectangular, KV Rozhdestvensky menyarankan menggunakan AR antara 0.8 sampai 2, untuk menghindari rolling kapal WIG yang berlebihan sehingga mengurangi stabilitas kapal. Dalam penelitian ini *Aspect ratio* yang digunakan adalah :

$$AR = \frac{b}{c} = \frac{2}{2} = 1, \text{ dimana } b \text{ adalah } span.$$

Setelah semua aspek geometri dari *Aerofoil* terpenuhi, langkah selanjutnya adalah pembuatan model *Aerofoil* dengan acuan data geometri yang sudah ada. Pemodelan untuk analisa perubahan *mean line* terhadap *lift* dan *drag* perlu dilakukan perencanaan awal. Tujuannya adalah untuk efisiensi waktu dan mengoptimalkan hasil percobaan.

- Perencanaan Eksperimen dari Aspek Geometri *Aerofoil*

Rencana eksperimen *Aerofoil* yang akan dimasukkan dalam desain adalah ramwing dengan uraian sebagai berikut:

Tipe : NACA 65 009

Aspek Rasio : 1

Taper Rasio : 1

Pengaruh perubahan bentuk *foil* sangat menentukan untuk mendapatkan gaya *lift* yang optimal. Dengan variasi *mean line* pada foil maka bentuk foil berubah, yang akan menyebabkan perbedaan aliran udara antara *upper surface* dan *lower surface*. Dengan demikian akan dapat diketahui pada variasi *mean line*



berapa gaya *lift* paling optimal. Pemilihan variasi *mean line* mengacu pada NACA Series, pada tugas akhir ini nilai variasi *mean line* yang akan di gunakan adalah :

*Mean line* : 0,2 ; 0,4 ; 0,8

Ketinggian *Aerofoil* terhadap *ground* dinyatakan sebagai fungsi chord. Simulasi yang akan dilakukan terhadap ketinggian yang berbeda yaitu, 0,05c ; 0,1c ; 0,15c ; 0,2c ; 0,25c, dimana c adalah panjang cord *Aerofoil*. Dari masing-masing *mean line* dan *ground* dilakukan dua variasi kecepatan yaitu 20m/s dengan asumsi kecepatan take off dan 50m/s dengan asumsi kecepatan service, dimana kapal sudah berada di atas air. Dari rencana eksperimen diatas, maka model dan iterasi yang harus dilakukan sebanyak 30 kali.

- Rencana Percobaan dari Aspek CFD

Software CFX 5 menyediakan fasilitas untuk melaksanakan analisa fluida dinamik dengan 3 tahap yaitu *Pre-processor*, *Solver*, dan *Post-processor*. Dalam tahap *Pre-Processor* lingkup kajiannya adalah memasukkan data input berupa problem suatu aliran ke program CFX (*Software CFD*) yang selanjutnya akan dikirim untuk digunakan pada tahap *Solver*. Pada tahap *Pre-processor* dimasukan geometri *aerofoil* yang akan dianalisa, di tahap *Solver* ini akan didapat hasil iterasi dan yang diambil adalah hasil iterasi berupa gaya dan momen gaya yang terjadi di *wing up* dan *wing down*. Dari hasil tersebut akan dicari koefisien *lift* (*Cl*), dan Koefisien *Drag* (*Cd*).

Sedangkan pada tahap *Post-Processor* atau visualisasi akan diambil image dengan berbagai pilihan, antara lain distribusi tekanan pada daerah *Aerofoil*,



*density, velocity*, yang akan dilampirkan kemudian. Untuk lebih jelasnya mengenai langkah pemodelan akan dijelaskan di bawah ini.

### 3.2. Langkah Pemodelan CFX-Build

Konsep desain yang akan dipakai sebagai standar acuan pemodelan adalah pemodelan dengan pendekatan CFD, namun pemodelan akan menggunakan software CFX.5.4.1. Pada software tersebut memiliki sebuah internal software yang disebut *Pre-processor, Processor dan Post-processor*. *Pre-processor* ini dinamakan CFX – Builds yang berfungsi sebagai alat bantu untuk memodelkan bentuk dari *aerofoil*. Dengan mengacu pada data yang ada dapat dibentuk geometri model *aerofoil* pada tahap ini. Adapun metode untuk proses *meshing* yang digunakan dalam pemodelan ada pada CFX – Builds yaitu metode *meshing volume* atau *FVM ( Finite Volume Methode )*.

CFX 5.4.1 disini menyediakan fasilitas untuk memproses analisa *fluid dynamic* melalui 3 tahapan yang telah disebutkan diatas yakni *pre processor, processor, post-processor*. Pada langkah pemodelan *pre-processor* meliputi :

1. Geometri Modelling
2. Fluid Domain
3. *Boundary conditions*
4. Iniatial Condition
5. Meshing
6. Solver Control
7. Definition File



Dalam hal ini masukan data untuk beberapa langkah tersebut disesuaikan dengan kondisi obyek yang dianalisa dan batasan masalah yang ada. Berikut ini akan diuraikan mengenai langkah pemodelan.

### 3.2.1 Pemodelan Geometri *Aerofoil*

Pada tahap pemodelan ini yang perlu dilakukan adalah membuat geometri *aerofoil* dalam bentuk 2D secara grafis yang disediakan di CFX, dimana dalam pembuatan bentuk 2D *aerofoil* tidak boleh ada gap atau jarak antara kurva yang menghubungkan tiap titik geometri dari *aerofoil*. Dalam pembuatan kurva *aerofoil* digunakan *parametric curve*, dimana dengan digunakanya jenis ini dapat membuat kurva *aerofoil* tidak patah – patah. Kemudian dari bentuk kurva yang sudah jadi dipisahkan menjadi dua kurva yaitu untuk sayap bagian atas dan sayap bagian bawah. Setelah selesai mendesain *aerofoil* dalam bentuk 2D maka selanjutnya menjadikan bentuk 2D menjadi 3D dalam bentuk solid. Dalam hal ini dibuat dua solid yaitu solid 1 untuk *wind tunnel* dan solid 2 untuk *aerofoil*. Yang perlu diperhatikan dalam tahap ini adalah satuan yang digunakan dimana penentuan satuan disini sangat berpengaruh terhadap pembuatan *Meshing*.

### 3.2.2. Penentuan Fluid Domain

*Fluid domain* adalah model fisik fluida untuk analisa CFD. Geometri volume fluida dan daerah kerjanya dibuat pada tahap ini. Pilihan menu domain yang dipilih untuk pemodelan geometri yaitu dengan memasukkan variable :

LIBRARY:

MATERIAL: Air Ideal Gas

Option = Pure Substance

PROPERTIES:

Option = Ideal Gas

Molar Mass = 2.896E1 [kg kmol<sup>-1</sup>]

Dynamic Viscosity = 1.79E-5 [kg m<sup>-1</sup> s<sup>-1</sup>]



```
Specific Heat Capacity = 1.E3 [J kg^-1 K^-1]
Thermal Conductivity = 2.52E-2 [W m^-1 K^-1]
END # PROPERTIES
END # MATERIAL Air Ideal Gas
```

```
END # LIBRARY
```

```
FLOW:
```

```
SOLUTION UNITS:
Mass Units = [kg]
Length Units = [m]
Time Units = [s]
Temperature Units = [C]
END # SOLUTION UNITS
```

```
SIMULATION TYPE:
```

```
Option = Steady State
END # SIMULATION TYPE
```

```
DOMAIN: 0.8gr0.3a0a10
Coord Frame = Coord 0
Fluids List = Air Ideal Gas
DOMAIN MODELS:
```

```
DOMAIN MOTION:
Option = Stationary
END # DOMAIN MOTION
```

```
BUOYANCY MODEL:
Option = Non Buoyant
END # BUOYANCY MODEL
```

```
REFERENCE PRESSURE:
Reference Pressure = 1.013E5 [Pa]
END # REFERENCE PRESSURE
```

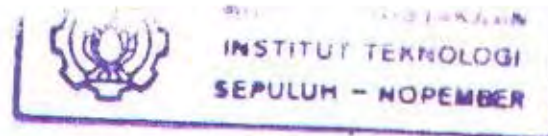
```
END # DOMAIN MODELS
```

```
FLUID MODELS:
```

```
TURBULENCE MODEL:
Option = k epsilon
END # TURBULENCE MODEL
```

```
HEAT TRANSFER MODEL:
Option = Total Energy
Include Viscous Work Term = FALSE
```

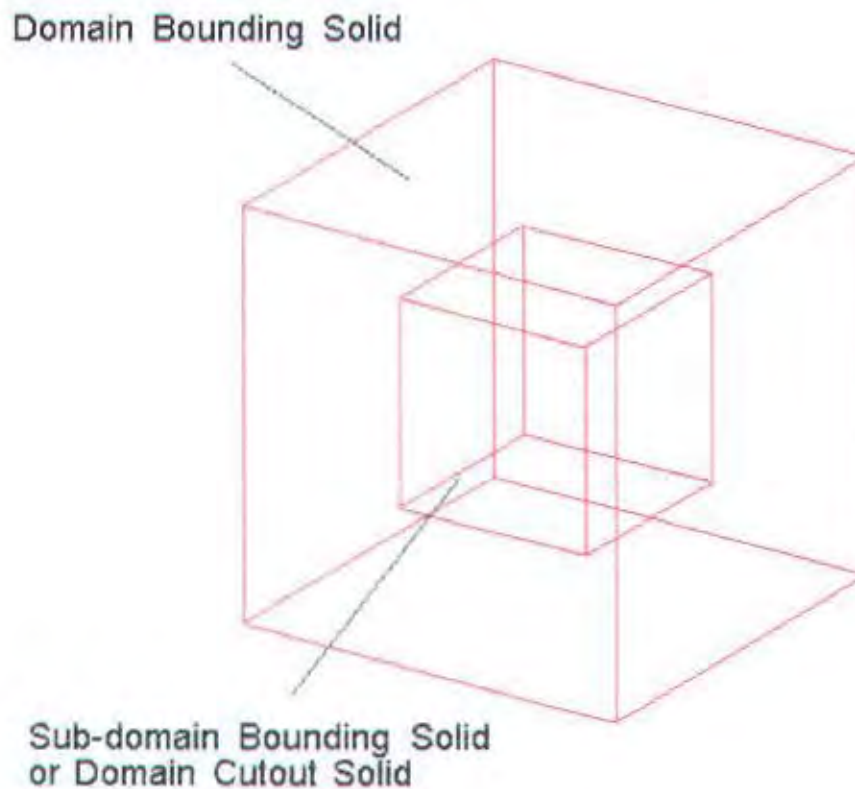
```
END # HEAT TRANSFER MODEL
END # FLUID MODELS
```



Fluida yang digunakan di dalam *wind tunnel* adalah Air Ideal Gas dengan bounding solid *wind tunnel* dan cutout solid adalah *aerofoil*.

### 3.2.3. Penentuan Boundary condition

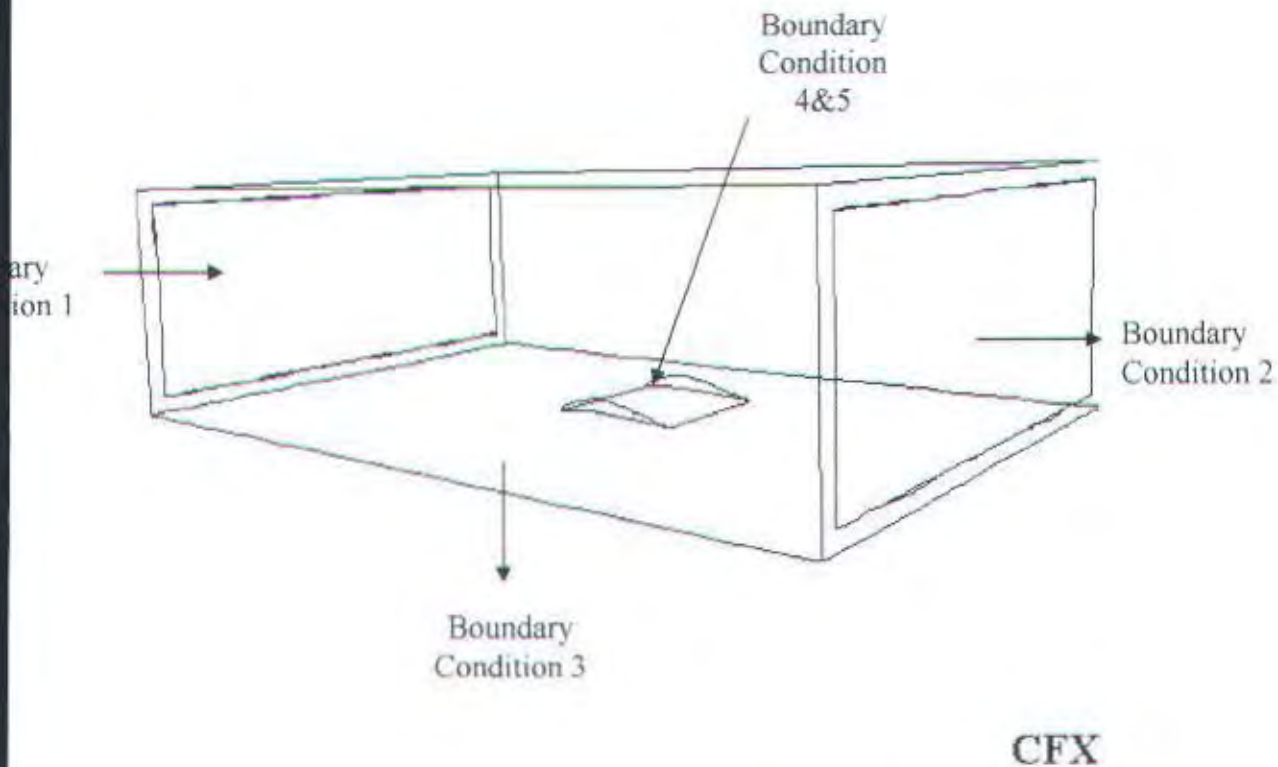
*Boundary condition* pada CFD digunakan untuk menentukan sifat atau kondisi dari surface di *Fluid Domain* dan *Sub - Fluid Domain*. Untuk uji aliran fluida dengan menggunakan CFD, penentuan variable *boundary condition* disini sangat berperan. Dari bentuk geometri *aerofoil* ( soild ) yang telah dibuat pada tahap *Geometri Modelling*. Langkah selanjutnya adalah penentuan *Boundary condition*. Gambar 3.1 menunjukkan cara menentukan *boundary condition* untuk tipe *Domain Bounding Solid* dan *Sub-domain Bounding Solid* atau *Domain Cutout Solid*.



Gambar 3.2. Cara menentukan *boundary condition*



Sedangkan model bentuk *aerofoil* dapat dilihat pada gambar 3.2 dengan *boundary condition* yang telah dibuat.



Gambar 3.3. Geometri model sayap dan wind tunnel

Boundary Condition	Nama	Jenis	Geometri	Tip
Boundary Condition 1	Inlet	Fluid Boundary	Surface	Inlet
Boundary Condition 2	Outlet	Fluid Boundary	Surface	Outlet
Boundary Condition 3	Ground	Fluid Boundary	Surface	Wall
Boundary Condition 4	Wing Up	Fluid Boundary	Surface	Wall
Boundary Condition 5	Wing Down	Fluid Boundary	Surface	Wall

Penentuan dan pemilihan *boundary condition* untuk model sayap ada lima dimana tipenya yang kita pakai ada tiga yaitu *Inlet*, *Outlet* dan *Wall*.



### ⊙ Inlet

Inlet disini merupakan arah masuknya fluida ke *wind tunnel*, yaitu dari arah depan sayap. Nilai yang dimasukan dalam tipe inlet disini adalah :

```
BOUNDARY: in
  Boundary Type = INLET
  Coord Frame = Coord 0
  BOUNDARY CONDITIONS:
    FLOW REGIME:
      Option = Subsonic
    END # FLOW REGIME
    MASS AND MOMENTUM:
      Option = Cartesian Velocity Components
      U = 2.E1 [m s^-1]
      V = 0.00 [m s^-1]
      W = 0.00 [m s^-1]
    END # MASS AND MOMENTUM
    TURBULENCE:
      Option = Default Intensity and Autocompute Length
Scale
    END # TURBULENCE
    HEAT TRANSFER:
      Option = Static Temperature
      Static Temperature = 2.5E1 [C]
    END # HEAT TRANSFER
  END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY in
```

### ⊙ Outlet

Outlet disini adalah bidang dari *wind tunnel* yang merupakan bidang dimana fluida yang dialirkan dalam *wind tunnel* akan keluar. Nilai yang dimasukan dalam tipe *outlet* adalah :

```
BOUNDARY: out
  Boundary Type = OUTLET
  Coord Frame = Coord 0
  BOUNDARY CONDITIONS:
    FLOW REGIME:
      Option = Subsonic
    END # FLOW REGIME
    MASS AND MOMENTUM:
      Option = Cartesian Velocity Components
      U = 2.E1 [m s^-1]
      V = 0.00 [m s^-1]
      W = 0.00 [m s^-1]
    END # MASS AND MOMENTUM
  END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY out
```





⊙ Ground, wing up dan wing down

Untuk *ground, wing up* dan *wing down* digunakan tipe *wall*. Dengan menggunakan tipe *wall* maka akan ada reaksi ketika fluida mengenai wall tersebut. Untuk tipe wall data yang dimasukan adalah :

```
BOUNDARY: wingup
  Boundary Type = WALL
  Coord Frame = Coord 0
  BOUNDARY CONDITIONS:
    WALL INFLUENCE ON FLOW:
      Option = No Slip
    END # WALL INFLUENCE ON FLOW
    WALL ROUGHNESS:
      Option = Smooth Wall
    END # WALL ROUGHNESS
    HEAT TRANSFER:
      Option = Adiabatic
    END # HEAT TRANSFER
  END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY wingup
```

```
BOUNDARY: wingdown
  Boundary Type = WALL
  Coord Frame = Coord 0
  BOUNDARY CONDITIONS:
    WALL INFLUENCE ON FLOW:
      Option = No Slip
    END # WALL INFLUENCE ON FLOW
    WALL ROUGHNESS:
      Option = Smooth Wall
    END # WALL ROUGHNESS
    HEAT TRANSFER:
      Option = Adiabatic
    END # HEAT TRANSFER
  END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY wingdown
```

```
BOUNDARY: ground
  Boundary Type = WALL
  Coord Frame = Coord 0
  BOUNDARY CONDITIONS:
    WALL INFLUENCE ON FLOW:
      Option = No Slip
    END # WALL INFLUENCE ON FLOW
    WALL ROUGHNESS:
      Option = Smooth Wall
    END # WALL ROUGHNESS
    HEAT TRANSFER:
      Option = Adiabatic
    END # HEAT TRANSFER
  END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY ground
```



```
BOUNDARY: Default
  Boundary Type = WALL
  Coord Frame = Coord 0
  BOUNDARY CONDITIONS:
    WALL INFLUENCE ON FLOW:
      Option = No Slip
    END # WALL INFLUENCE ON FLOW
    WALL ROUGHNESS:
      Option = Smooth Wall
    END # WALL ROUGHNESS
    HEAT TRANSFER:
      Option = Adiabatic
    END # HEAT TRANSFER
  END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY Default
```

#### 3.2.4. Initial Condition

*Initial condition* disini merupakan tahapan atau kondisi awal yang diperlukan pada model berupa masukan data yang digunakan sebagai variable kecepatan awal fluida. Dalam hal ini nilai yang digunakan semua otomatis, hal ini berarti kalau tidak terjadi penyelesaian pada saat *definisi file* maka secara otomatis CFX Solver akan menggunakan nilai default. Untuk itu dimasukan data seperti dibawah ini :

```
INITIALISATION:
  Option = Automatic
END # INITIALISATION
END # DOMAIN 0.8gr0.3aoa10
```

#### 3.2.5. Meshing Geometri

*Meshing* geometri merupakan faktor utama dalam proses iterasi yang akan dilakukan sehubungan dengan pemodelan aliran fluida dengan CFD. *Meshing* disini mengikuti *default* software CFX yang selalu berubah secara otomatis, artinya menyesuaikan dengan kondisi output data sebelumnya. Pada bagian ini, model diskritisasi CFD yang harus disempurnakan adalah membangun



*Mesh* dimana proses ini sangat menentukan cepat lambatnya proses iterasi ke *Solver* dan juga keakuratan data yang diperoleh. Untuk analisa CFD, pada software CFX ini diberikan 2 macam bentuk *Mesh* yaitu :

1. Advancing Front and Inflation ( AFI )

*Meshing* yang dibentuk melalui software CFX-Builds.

2. Volume *Mesh* Import

*Meshing* yang didapatkan dari import file yang berasal dari software lain seperti Fluent, Flow 3D, Patran dan lain – lainnya.

Pada software CFX ini, *Meshing* dibuat pada CFX-Builds digunakan berdasarkan diskritisasi elemen triangular atau tetrahedral. Sedangkan pada software CFX5 *Solver* mampu menganalisa bentuk elemen 3D termasuk elemen prismatis, piramidal, hexahedral, dan hibrid *Mesh* yaitu memakai lebih dari elemen – elemen tersebut dalam satu geometri. Dalam pemodelan ini yang perlu diperhatikan adalah :

1. Set *Mesh* Parameter

Pada tahapan ini, data yang dipakai bisa mengikuti *default* dari software namun kurang *smooth* untuk analisa fluidanya. Oleh karena itu, untuk konfigurasi pemodelan ini perlu modifikasi pada tahapan ini yakni memodifikasi *volume mesh spacing* dan *surface mesh spacing*. *volume mesh spacing* umumnya untuk maksimum *edge length* yang akan digunakan untuk skala maksimum pada *background volume Mesh*. Nilai *default*nya sebesar 5% dari ukuran geometri maksimum model. Sedangkan pada *surface volume spacing* terdapat 4 pilihan yaitu :



- ❖ Use Volume Spacing
- ❖ Angular Resolution
- ❖ Relatif Error
- ❖ Constant

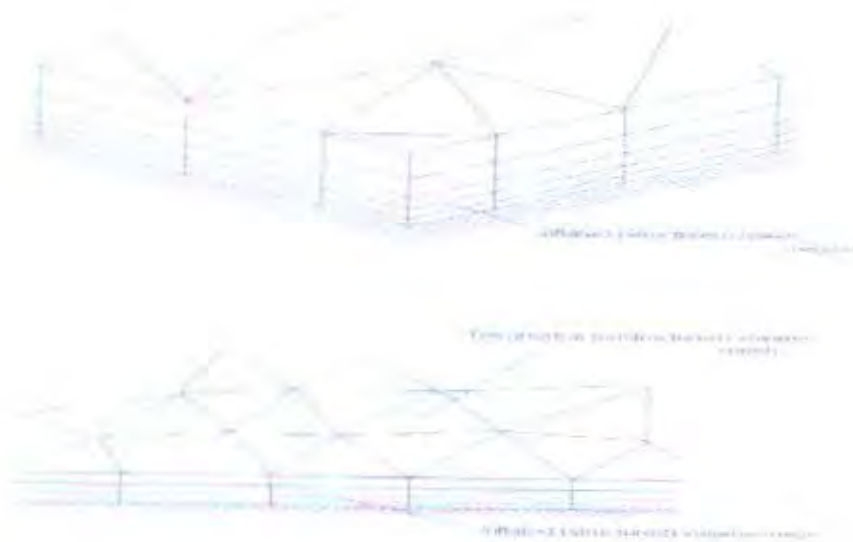
Pada pemodelan ini *volume mesh spacing* digunakan maksimum edge length yang telah ditentukan menurut default-nya. Hal ini ditunjukkan untuk mendapatkan model geometri *Meshing* yang halus pada model *aerofoil*.

## 2. Set Inflation Parameter

Didaerah dekat dinding solid, efek *boundary* akan menyebabkan timbulnya gradient kecepatan lebih dari normalnya untuk *surface*. Untuk analisa numerik, efisiensi *Mesh* pada daerah tersebut dibutuhkan *aspect ratio* yang tinggi per elemennya. Jika tetrahedral yang digunakan dengan *surface Mesh* yang halus, yang perlu dihindari adalah munculnya distorsi elemen tetrahedral pada *surface*.

Oleh karena itu agar proses pemodelan dapat berhasil maka digunakan triangular. Untuk data inputan yang digunakan untuk menyelesaikan masalah ini maka mengikuti *default-nya* yaitu:

- ❖ Number of layer : 2
- ❖ Geometri Expansion Factor : 1.3
- ❖ Infalton Thickness Multiplier : 1
- ❖ Advanced Quality Checking :
  - a. Number of Spreiding iteration : 0
  - b. Minimum Internal Angle (degrees) : 2.5

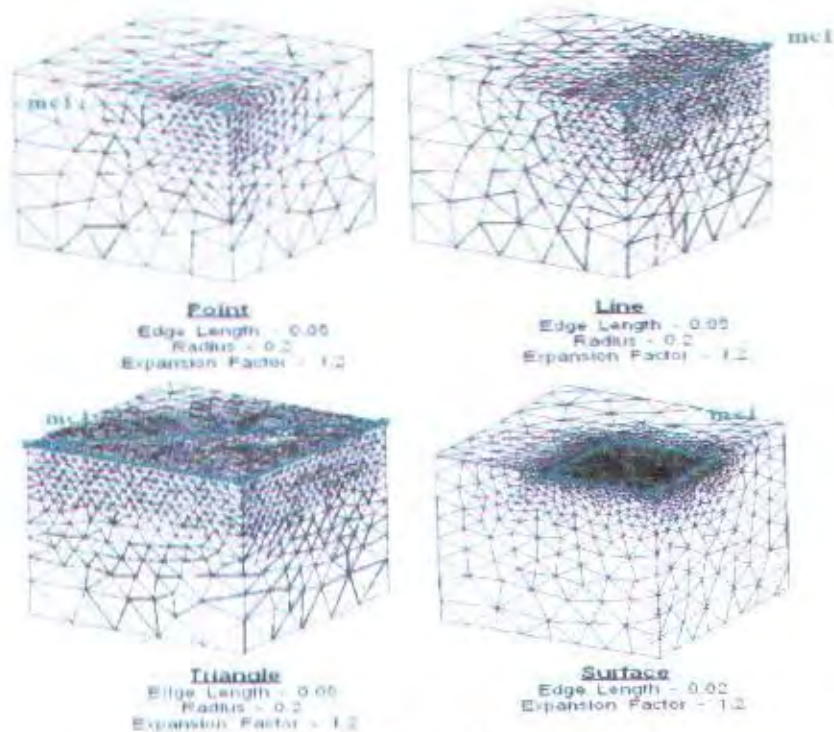


Gambar 3.4. Struktur Inflated Volume Mesh

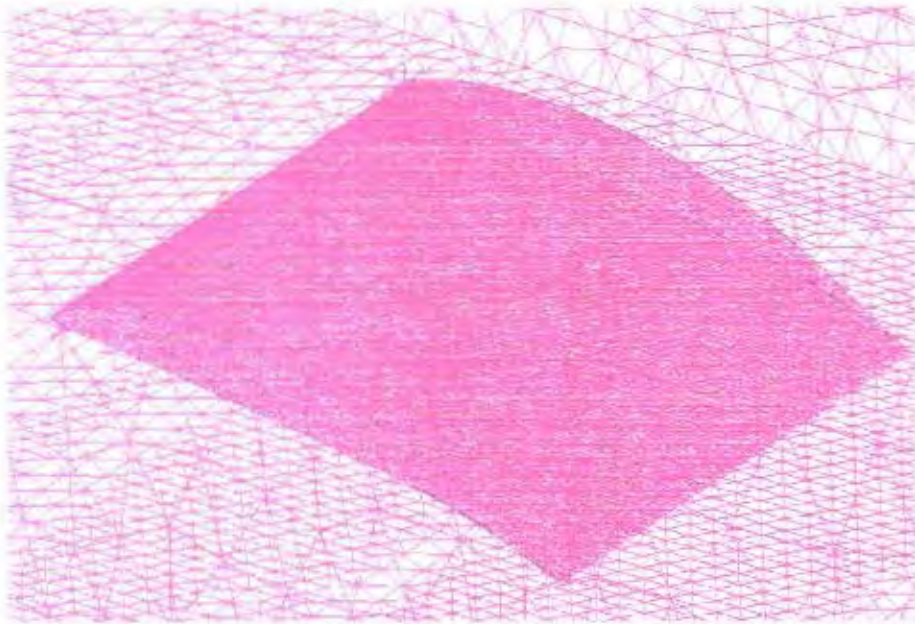
### 3. Mesh Control

*Mesh control* berfungsi sebagai optimalisasi bentuk *Meshing*. Bentuk *aerofoil* dimodelkan pada sebuah tunnel, untuk mengoptimalkan dan efisiensi *Meshing* pada semua titik, tidak diperlukan *Meshing* yang tinggi atau halus. Dengan menggunakan *Mesh control* kita dapat menentukan daerah *surface* yang dibuat tinggi jumlah *Meshnya*. Terdapat 4 tipe bentuk *Mesh* yang ada pada CFX-Build yaitu :

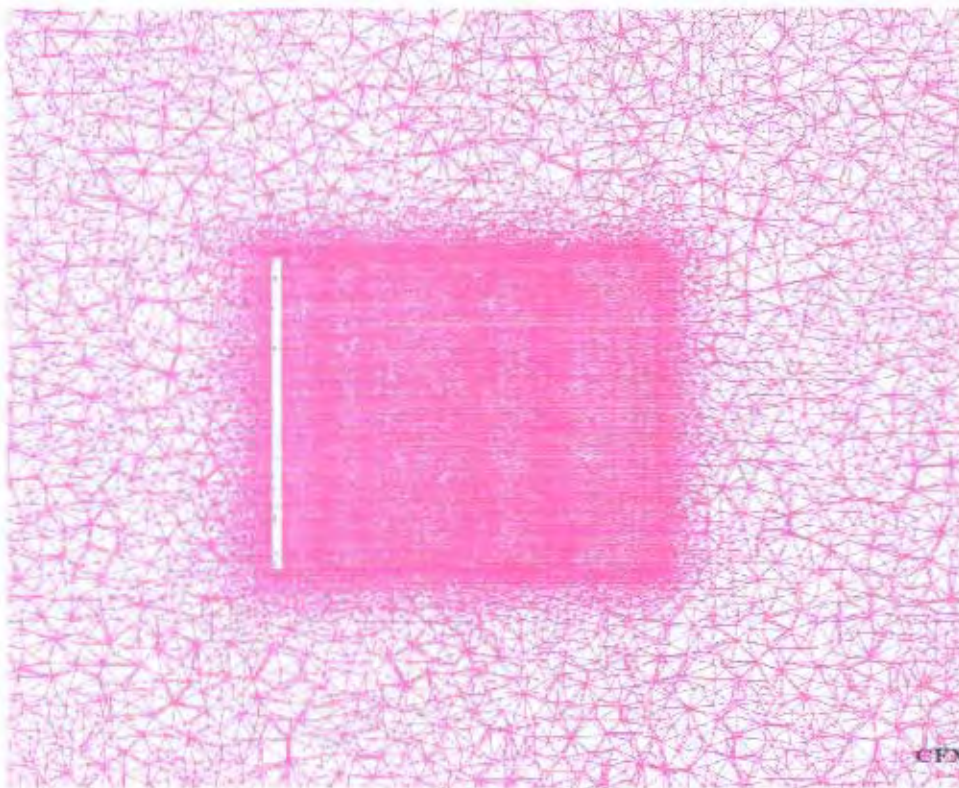
- ⇨ Tipe Point
- ⇨ Tipe Line
- ⇨ Tipe Triangle
- ⇨ Tipe Surface

Gambar 3.5 Bentuk *Mesh Control*

Dalam hal ini *mesh control* yang kita gunakan adalah tipe *surface* untuk memudahkan mencari nilai koefisien *lift* dan *drag* antara *wing up* dan *wing down*. *Mesh control* disini dibuat tiga yaitu *mc1* untuk *wing up*, *mc2* untuk *wing down* dan *mc3* untuk *ground*. Visualisasi *meshing* untuk masing – masing *boundary condition* dapat dilihat pada gambar 3.5, 3.6 dan 3.7 dibawah ini. Dari gambar dapat dilihat segitiga hijau di *boundary condition ground* dan sayap, hal ini menunjukkan bahwa *boundary* tersebut merupakan *wall*. Tingkat kelembutan pada sayap dibuat lebih lembut daripada *mesh* di *wind tunnel* ataupun *ground*, hal ini dikarenakan kebutuhan ketelitian analisa fluida pada model sayap.

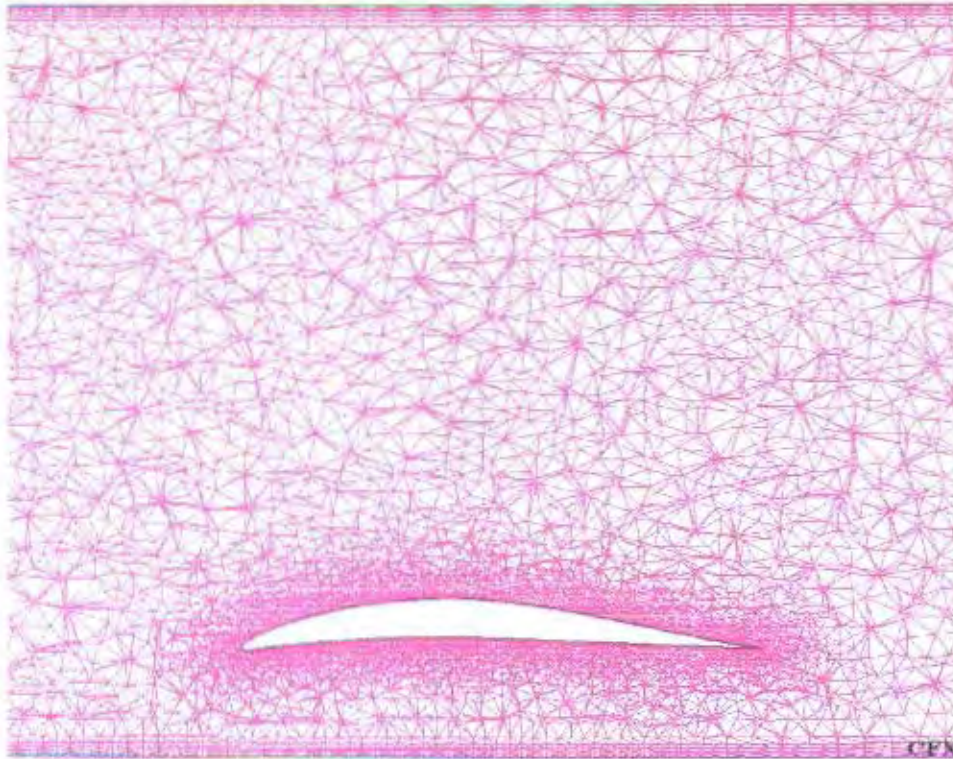


Gambar 3.6 Mesh Sayap 3-dimensi



Gambar 3.7 Meshing Sayap Tampak Atas





Gambar 3.8 Meshing Sayap Tampak Samping

#### 4. Inflated Boundary

Pada tahapan ini kita menentukan surface yang akan dipilih untuk menjadi daerah *boundary condition*. Dan inputan yang diperlukan adalah menentukan inflation. CFX-Builds memberikan dua tipe untuk *inflated boundary* yaitu : *Boundary condition* dan *surface*. Pada tahap ini, nilai maksimum thickness akan muncul mengikuti *default* berdasarkan inputan data sebelumnya namun nilai ini bisa dimodifikasi sesuai kebutuhan.

Pada kasus pemodelan *aerofoil* ini *inflated boundary* menggunakan tipe *boundary conditions*. Pada tipe ini yang akan dipilih adalah tipe geometri dengan *fluid boundary* jenis dinding (*Wall*). Pada pemodelan *aerofoil* sebelumnya terdapat tiga tipe *surface* dengan jenis *wall* yaitu *wing up*, *wing down* dan *ground*.





### 3.2.6. Solver Manager

Tahapan ini digunakan untuk menentukan *step iteration* yang diinginkan. *Step iteration* di CFX tersedia antara 10 – 1000. Pada pemodelan ini, *step iteration* yang dipakai adalah 50 Dengan metode *timestep* bernilai 1. Data yang dimasukan adalah :

```
SOLVER CONTROL:
  CONVERGENCE CONTROL:
    Maximum Number of Iterations = 50
    Timescale Control = Auto Timescale
  END # CONVERGENCE CONTROL
  CONVERGENCE CRITERIA:
    Residual Type = RMS
    Residual Target = 1.E-4
  END # CONVERGENCE CRITERIA
  ADVECTION SCHEME:
    Option = Upwind
  END # ADVECTION SCHEME
END # SOLVER CONTROL
END #FLOW

COMMAND FILE:
  Version = 5.4
END # COMMAND FILE
```

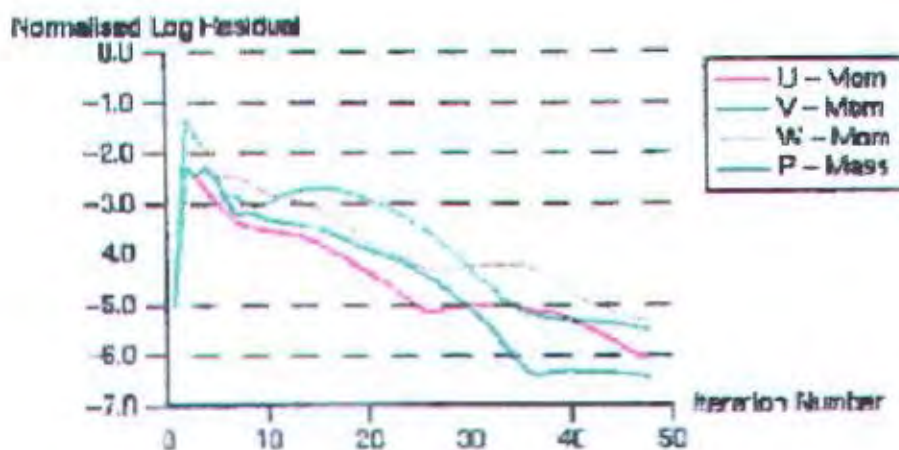
### 3.2.7. Definition File

Tahap ini berfungsi untuk menghimpun semua informasi dan data input yang akan digunakan sebagai variabel processing pada tahapan *Solver*. Jika ada data input yang salah ( *error* ) maka secara otomatis akan diminta untuk men-set ulang data input yang akan diproses secara *default* dari software CFX. Berdasarkan data dan validasi yang ada, maka pemodelan yang akan dilakukan kali ini sebanyak 30 kali dengan variabel *ground* atau *h/c* yang berbeda.

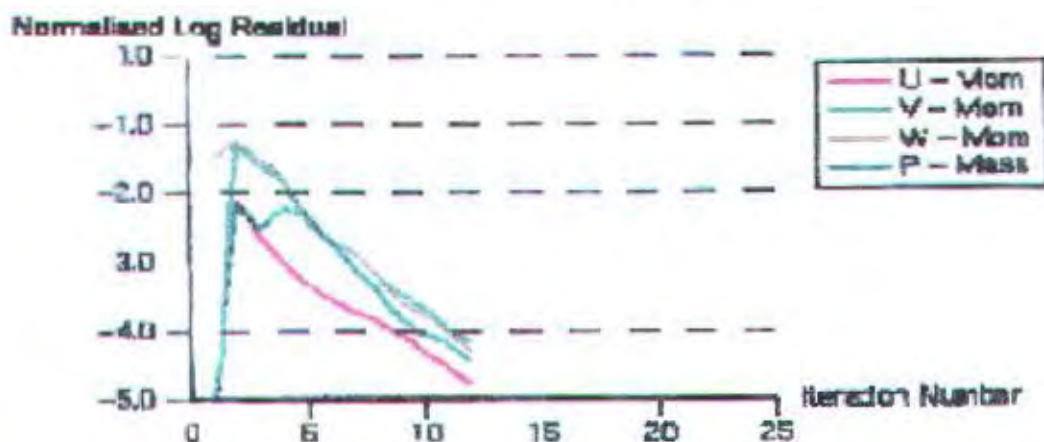
Jika sebanyak 30 kali pemodelan tersebut memenuhi syarat processing, maka langkah selanjutnya adalah menentukan itersai dengan *Solver manager*. Dari tahap ini kita bisa mengetahui *convergensi* iterasi yang terjadi



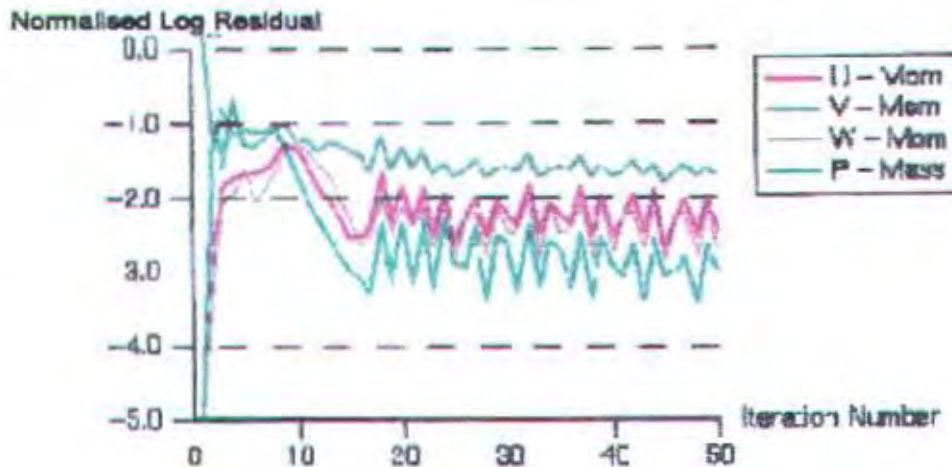
seperti yang terlihat pada gambar 3.9a, yakni menunjukkan bentuk grafik *convergensi* yang baik, dan pada gambar 3.9b menunjukkan grafik *convergensi* yang cepat, serta pada gambar 3.9c yakni menunjukkan *convergensi* yang salah (*error*). Untuk kasus seperti pada gambar 3.9c maka variabel yang perlu diperbaiki adalah pada tahapan pre - processor. Hal ini berarti kita harus memperbaiki model kita pada CFX Build sampai pada tahapan definition file. Setelah definition selesai maka kita ke solver manager untuk menjalankan hasil definition file yang sudah diperbaiki.



Gambar 3.9a. Grafik *Convergensi* Normal



3.9b. Grafik *Convergensi* Cepat



3.9c. Grafik Convergensi Salah ( Error )

Pada tahapan *Solver* ini akan didapatkan hasil iterasi dan yang diambil adalah hasil iterasi berupa gaya yang terjadi didaerah *aerofoil*. Selanjutnya pada tahap visualisasi, kita akan mendapatkan *image* dari fenomena aliran yang terjadi pada *aerofoil* berupa distribusi tekanan, gradient tekanan, kecepatan, vektor kecepatan dan lainnya.

### 3.3. CFX-Visualise

Setelah melalui tahap pre-processor dan solver, maka tahap berikutnya adalah post-processor atau CFX-Visualise. Dalam tahap CFX-Visualise ini akan menghasilkan bentuk informasi yang dapat diambil berupa numerik dan grafis. Setiap titik yang disimulasikan akan menghasilkan data tentang variable sifat – sifat fluida yang mengalir melalui sayap. Data yang dipakai adalah data yang telah di validasi. Adapun bentuk umum dari data CFX-Visualise adalah :



- Locator

Locator disini berfungsi untuk melihat hasil visualisasi dalam bentuk grafis. Dalam pemilihan locator disini terdapat bermacam-macam tipe antara lain :

- Sampling Plane
- Slice Plane
- Isosurface
- Isovolume
- Planevolume
- Spherevolume
- Polyline
- Cylinder

Untuk mengetahui visualisasi dari fluida yang melalui sekitar sayap digunakan locator tipe slice plane terhadap sumbu Z. Hasil dari visualisasi fluida yang mengalir melalui sayap dapat di lihat di lampiran.

- Plots

Dalam CFX-Visualise ada empat macam plot yang dapat digunakan untuk melihat visual fluida pada locator yang sudah ditentukan, antara lain :

- Outline Plots
- Surface Plots
- Vektor Plots
- Stream Plots



Semua tipe plots digunakan untuk melihat visual dari aliran fluida yang mengalir melalui model sayap.

- Annotation

Annotation disini berguna untuk memberi keterangan pada visualisasi yang telah dilakukan dan nilai yang ditampilkan otomatis sesuai dengan hasil dari visualisasi. Ada dua jenis annotation disini yaitu legend dan text.

### 3.4. Analisa Hasil

Analisa hasil disini diulas lebih mendalam pada BAB IV. Namun mengenai garis besarnya dapat diuraikan disini yakni :

#### 1. Validasi

Untuk validasi analisa CFD yang berbasis pemodelan numerik perlu dilakukan validasi untuk menganalisa hasil percobaan / simulasi yang dilakukan dengan menggunakan metode lain. Ada tiga tipe validasi yang harus dilakukan seperti yang telah dijelaskan pada Sub Bab 2 yaitu ;

- ❑ Convergensi
- ❑ Grid Independence

#### 2. Analisa Meshing

Analisa Meshing bertujuan untuk mendapatkan bentuk visualisasi yang halus. Untuk mendeteksi hasil Meshing yang bagus, dapat dilihat dengan kerapatan *vector visualisasi*, distribusi sifat fluida dengan *surface visualisasi* dan *stream visualisasi*.



### 3. Analisa data

Analisa data yakni dengan mengambil data dari perhitungan numerik yang dilakukan pada tahap CFX *Solver* dan CFX visualisasi dengan mengacu pada proses validasi dan analisa *Meshing*.

Analisa data adalah mengambil data yang sudah diproses sebelumnya untuk dianalisa fenomena yang terjadi di sekitar *Aerofoil*. Analisa yang akan dilakukan meliputi :

#### - Analisa Grafik

Tahap analisa grafik adalah mempresentasikan data yang telah diperoleh, kemudian dibuat grafik non dimensional berdasarkan grafik standart NACA series. Adapun grafik yang akan dibuat dan dianalisa adalah :

- Grafik koefisien *lift vs height cord raatio*
- Grafik koefisien *drag vs height chord ratio*
- Grafik koefisien *lift over drag vs height chord ratio*
- Analisa *Wing In Ground Effect*.

Analisa *Wing In Ground effect* adalah menganalisa fenomena fluida pada *Aerofoil* akibat *ground*.

### 4. Analisa sifat fluida disekitar *aerofoil*

Analisa fluida di sekitar *Aerofoil* adalah menterjemahkan fenomena yang terjadi terhadap *Aerofoil* yang dialiri fluida udara dengan variasi berupa perubahan bentuk *Aerofoil* dan variasi ketinggian *Aerofoil* dengan *ground*.

Sifat fluida yang akan dianalisa disini antara lain :



- ❑ Density
- ❑ Pressure
- ❑ Velocity
- ❑ Mach Number
- ❑ Stream Pressure Gradient
- ❑ Velocity Vektor

#### 5. Analisa Wing In *Ground effect*

Analisa Wing In *Ground effect* disini adalah menganalisa fenomena fluida yang melewati sayap akibat perubahan bentuk *mean line* dan tinggi *ground*. Memberikan rekomendasi desain kapal WIG dengan tipe sayap NACA 65009 dengan mengacu analisa grafik dan sifat fluida.

### 3.5 Kesimpulan dan Saran

Kesimpulan yang diambil disini diharapkan memberikan kontribusi yang berarti terhadap percobaan yang dilakukan. Dengan demikian dapat memberikan rekomendasi atau saran yang akan dilakukan untuk menyempurnakan hasil percobaan.



**BAB IV**  
**ANALISA DATA**





## BAB IV

### ANALISA DATA

Dalam tugas akhir ini, setelah proses komputasi dilakukan kemudian dilakukan analisa model sayap dengan variasi parameter :

1. Model sayap mean line 0,2 dengan variasi ground  $h/c = 0.05, 0.1, 0.15, 0.2, 0.25$ , untuk kecepatan 20m/s dan 50m/s.
2. Model sayap mean line 0,4 dengan variasi ground  $h/c = 0.05, 0.1, 0.15, 0.2, 0.25$ , untuk kecepatan 20m/s dan 50m/s.
3. Model sayap mean line 0,8 dengan variasi ground  $h/c = 0.05, 0.1, 0.15, 0.2, 0.25$ , untuk kecepatan 20m/s dan 50m/s.

Model sayap diasumsikan bergerak searah sumbu x negatif, span sayap searah sumbu z positif, dan jarak sayap ke ground adalah searah sumbu y negatif. Dengan demikian iterasi yang dilakukan sebanyak 30 kali.

#### 4.1. Validasi

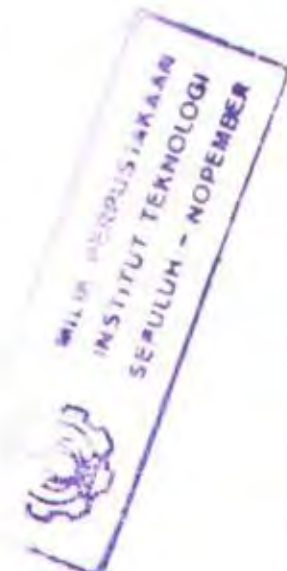
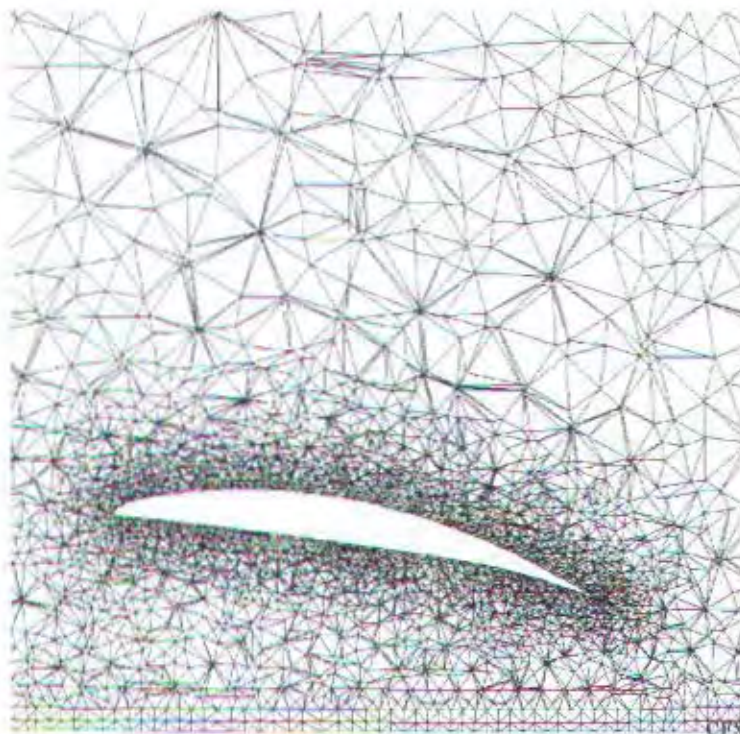
##### 4.1.1. Grid Independence

Tujuan dari proses grid independence ini adalah untuk mendapatkan jumlah elemen (cell) model yang efektif, yaitu data yang dihasilkan mempunyai keakurasian yang baik, serta jumlah elemen yang efisien, artinya tidak menggunakan memori yang melebihi kapasitas memori dari komputer yang digunakan. Untuk mendapatkan jumlah cell yang optimum adalah dengan cara memvariasikan jumlah cell dengan cara mengatur mesh parameter dan mesh control pada saat tahap pre-processor. Bila perubahan cell sudah tidak

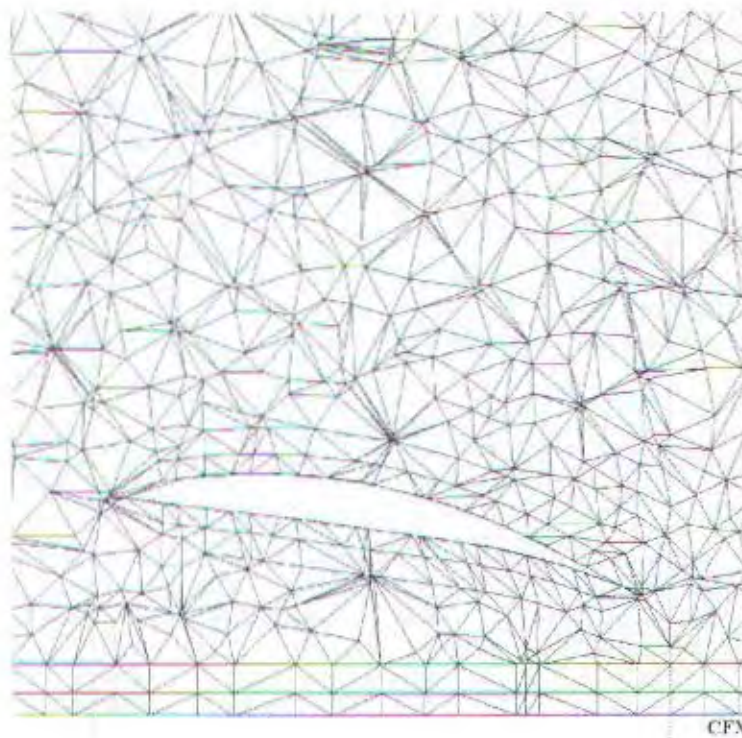


mempengaruhi hasil atau nilai akhir dari itersi, maka dipilih jumlah cell yang paling rendah. Misalnya untuk nilai surface edge length : 0.3, 0.2, 0.1, 0.05, 0.04 dimana untuk 0.3 mempunyai total pressure 130 Pa dan untuk 0.2, 0.1, 0.05, 0.04 menghasilkan nilai total pressure 140 Pa, maka dipakai nilai grid yang optimal bernilai 0.2.

Pada model sayap di berikan dua mesh control antara wing up dan wing down agar bisa dilakukan analisa antara sayap bagian atas dan sayap bagian bawah. Dengan mesh control di harapkan nilai yang didapat pada masing-masing bagian sayap dapat optimal. Pengaturan jumlah cell pada mesh control lebih rapat dari pada grid pada wind tunnel. Untuk sayap dengan jumlah cell atau grid yang rapat ditunjukan paada gambar dibawah 4.1.a. dimana posisi sayap  $h/c = 0.25$ , sedangkan pada gambar 4.1.b. menunjukkan grid yang besar.



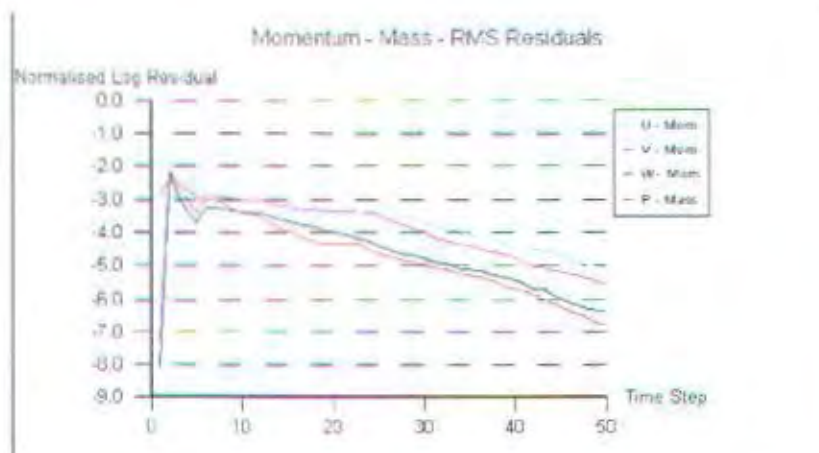
Gambar 4.1a Grid atau cell rapat



Gambar 4.1b Grid atau cell besar

Dalam tugas akhir ini tipe grid yang dipilih adalah grid seperti pada gambar 4.1.a. Dengan grid yang lebih rapat maka akan didapatkan hasil visualisasi dan data yang lebih baik.

#### 4.1.2. Convergence



Gambar 4.2 Grafik Convergence Meanline 0.8 h/c = 0.05



Dari hasil iterasi yang dilakukan sebanyak 30 kali, grafik yang dihasilkan tampak seperti gambar diatas. Hal ini menunjukkan bahwa proses iterasi yang dilakukan benar atau hampir tidak ditemukan kesalahan(error). Selain itu hasil keluaran CFX tidak menunjukkan adanya titik iterasi yang failed atau salah, hasil keluaran solver CFX dapat dilihat di lampiran 3.

#### **4.2. Analisa Meshing**

Meshing pada sayap dalam tugas akhir ini diambil tipe surface karena merata diseluruh permukaan sayap, baik sayap atas maupun bawah. Hal ini dikarenakan analisa yang kita lakukan berada di seluruh permukaan sayap, jadi apabila kita gunakan tipe meshing yang lain maka data yang didapat akan berbeda pada tiap jenis mesh control pada permukaan sayap atas dan bawah. Dengan jumlah grid atau mesh yang berbeda – beda maka output hasil akan berbeda juga. Grid yang digunakan pada permukaan sayap atas dan bawah merupakan grid independence yang telah dijelaskan sebelumnya, jadi nilai outputnya akan mendekati kenyataan.

Dari gambar diatas jelas terlihat perbedaan kerapatan dari masing – masing tipe meshing. Pada tipe meshing triangle, line dan point kerapatan gridnya semakin berkurang dibandingkan dengan tipe surface yang cenderung merata di semua permukaan sayap. Selain itu untuk tipe mesh surface tidak terjadi error waktu definition file dan pada waktu solver atau iterasi sedangkan pada tipe yang lain terdapat inflation gap dan inflation overlap.



### 4.3. Analisa Data

Tipe surface yang dipilih dalam model sayap ini akan menghasilkan bentuk visualisasi di tahap post processor. Dari pemodelan dan iterasi yang sudah dilakukan akan didapat data dari CFX-Visualise berupa numerik dan grafis. Setiap titik iterasi menghasilkan data tentang variabel sifat-sifat fluida. Untuk mengambil data numerik pada CFX-Visualise digunakan quantitative calculation. Nilai numerik yang didapat pada quantitative calculation adalah nilai minimum, maksimum dan rata-rata, dari variable yang dipilih pada locator atau surface yang dipilih. Data quantitative calculation dapat dilihat pada lampiran 2.

Dari nilai yang didapat dalam CFX-Visualise akan diperoleh hasil data numerik yang nantinya dari data tersebut akan dilakukan perhitungan nilai koefisien lift dan koefisien drag dari masing – masing hasil iterasi. Kemudian untuk mengetahui nilai koefisien lift dan koefisien drag dari sayap maka data dari CFX-Visualise dimasukan ke dalam persamaan 2.2 dan 2.3. Tabel dibawah ini merupakan hasil dari perhitungan data yang diperoleh dari CFX, dan untuk lebih jelasnya tabel nilai dari masing – masing data yang didapat dari CFX-Visualise dapat dilihat di lampiran 16.

(H/C)	CL	CD
0.05	0.580579	0.00479
0.1	0.521559	0.00498
0.15	0.473183	0.00503
0.2	0.455872	0.00504
0.25	0.441863	0.00509

Tabel 4.1 Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.2 kecepatan 20m/s



(H/C)	CL	CD
0.05	0.532112	0.00429
0.1	0.491083	0.00445
0.15	0.460485	0.00452
0.2	0.440241	0.00456
0.25	0.425661	0.00459

Tabel 4.2 Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.4 kecepatan 20m/s

(H/C)	CL	CD
0.05	0.587228	0.00414
0.1	0.526125	0.00430
0.15	0.482865	0.00431
0.2	0.466099	0.00438
0.25	0.452928	0.00442

Tabel 4.3 Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.8 kecepatan 20m/s

(H/C)	CL	CD
0.05	3.567705	0.02442
0.1	3.303336	0.02559
0.15	3.036006	0.02631
0.2	2.895367	0.02661
0.25	2.804009	0.02687

Tabel 4.4 Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.2 kecepatan 50m/s

(H/C)	CL	CD
0.05	3.417433	0.02285
0.1	3.10383	0.02360
0.15	2.913968	0.02401
0.2	2.781716	0.02421
0.25	2.689253	0.02439

Tabel 4.5 Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.4 kecepatan 50m/s

(H/C)	CL	CD
0.05	3.592785	0.02239
0.1	3.341408	0.02327



0.15	3.1875	0.02386
0.2	3.079622	0.02428
0.25	2.99208	0.02443

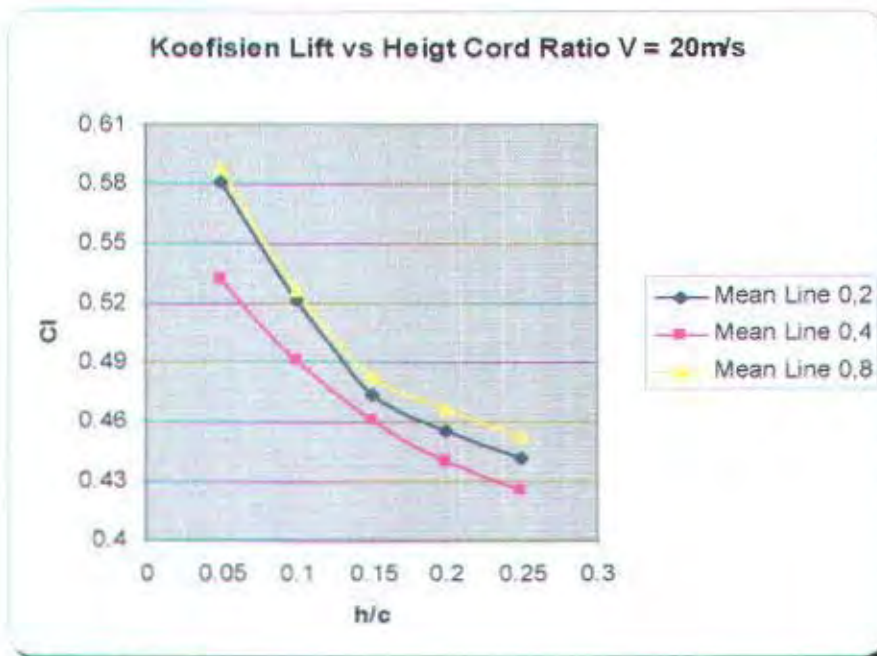
Tabel 4.6 Koefisien lift dan koefisien drag untuk mean line 0.8 kecepatan 50m/s

#### 4.3.1. Koefisien Lift vs Height Chord Ratio

Gambar 4.4 dibawah ini menunjukkan besarnya nilai koefisien lift terhadap height chord ratio dari model sayap. Dari grafik terlihat adanya kenaikan koefisien lift dari h/c 0.25 sampai h/c 0.05, akan tetapi kenaikan yang cukup tajam terjadi pada h/c 0.15 sampai 0.05 untuk masing – masing mean line model sayap. Sedangkan untuk h/c 0.2 dan 0.25 kenaikan yang terjadi tidak terlalu tajam, meskipun ada kenaikan. Ini menunjukkan bahwa koefisien lift akan terus menurun apabila ground bertambah tinggi atau h/c lebih dari 0.25, hal ini menunjukkan bahwa ground effect akan berkurang dengan bertambahnya nilai h/c yang pada akhirnya akan sama untuk kenaikan berapapun dari h/c atau free flight. Kenaikan koefisien lift pada masing – masing kenaikan h/c disebabkan adanya pengaruh meningkatnya tekanan akibat kenaikan momentum aliran fluida pada permukaan ground dan permukaan sayap. Fenomena ini disebut ground effect, dimana hal ini disebabkan meningkatnya perbedaan kecepatan aliran udara antara sayap bagian atas yang kecepatannya lebih tinggi di banding aliran udara yang melalui sayap bawah yang lebih rendah. Hal ini pada akhirnya menaikkan lift yang terjadi pada sayap. Dengan naiknya nilai lift maka naik pula nilai koefisien lift yang ada di sayap. Dari variasi kecepatan yang dilakukan menunjukkan bahwa dengan naiknya kecepatan aliran udara maka naik pula nilai koefisien lift pada tiap h/c. Hal ini terlihat pada gambar 4.5 untuk meanline dengan kecepatan 50m/s nilai Cl menjadi

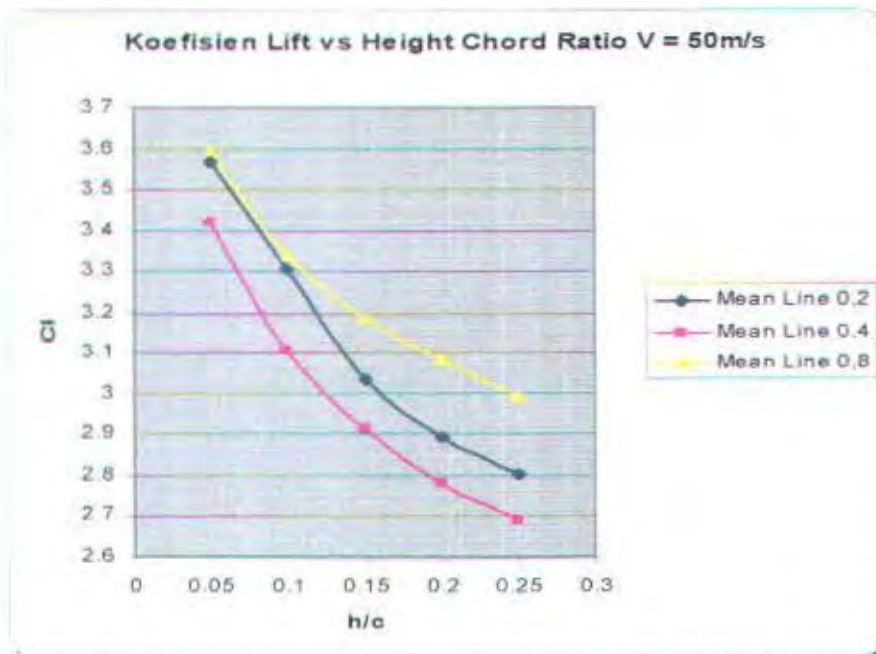


3.5, sangat jauh bila dibandingkan dengan gambar 4.4 yang bernilai rata – rata 0.58. Ini menunjukkan bahwa untuk model sayap yang sama untuk setiap kenaikan kecepatan udara yang dimasukan di inlet akan menyebabkan naiknya nilai lift yang terjadi pada sayap. Dari gambar 4.4 dan .5 terlihat antara tiga variasi mean line yang memiliki nilai Cl paling optimum untuk masing – masing h/c adalah mean line 0.8, hal ini dikarenakan untuk mean line 0.8 memiliki distribusi tekanan paling merata di sepanjang cord sayap. Dengan distribusi tekanan ( $P_R$ ) yang merata maka lift yang dihasilkan juga akan merata pada sepanjang cord sayap.



Gambar 4.3 Grafik Koefisien Lift vs Height Chord Ratio 20m/s





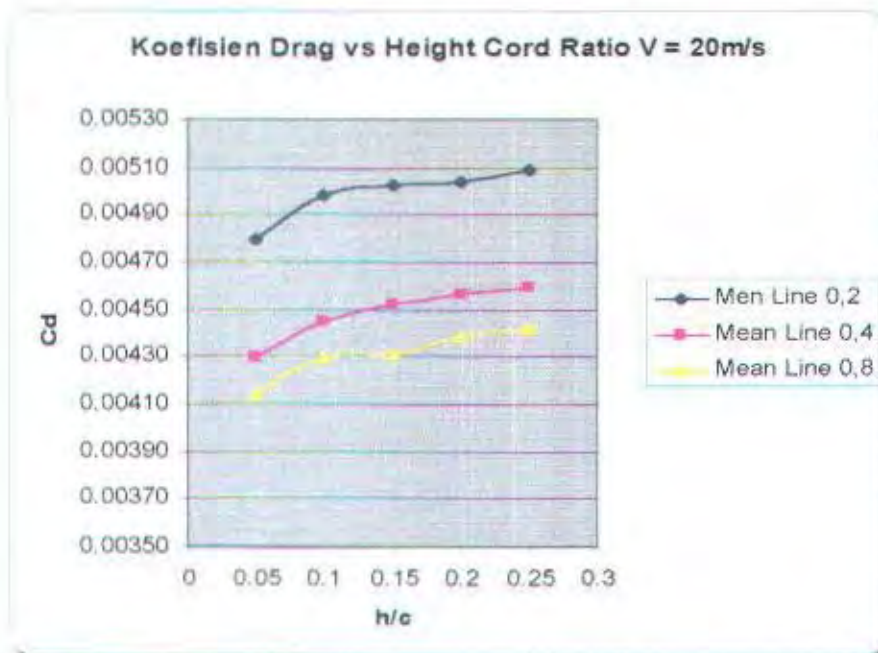
Gambar 4.4 Grafik Koefisien Lift vs Height Chord Ratio 50m/s

#### 4.3.2. Koefisien Drag vs Height Chord Ratio

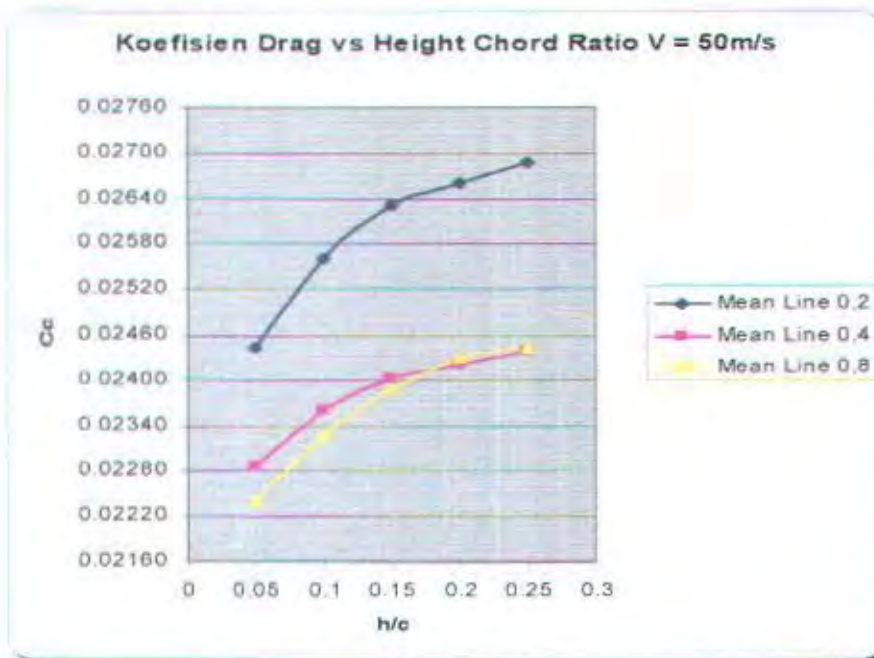
Gambar 4.6 dan 4.7 menunjukkan nilai dari koefisien drag ( $C_d$ ) dari model sayap yang disimulasikan. Nilai  $C_d$  lebih kecil dibandingkan nilai  $C_l$ , hal ini dikarenakan adanya angle of attack  $10^\circ$  yang bertujuan untuk menaikkan nilai lift dan dengan demikian drag menjadi turun. Hal ini dapat dibandingkan dengan grafik  $C_l$  pada  $h/c$  0.05 mempunyai nilai koefisien lift tertinggi akan tetapi nilai koefisien drag bernilai terendah. Untuk simulasi model dengan kecepatan berbeda hasil  $C_d$  yang didapat mempunyai trend yang sama yaitu semakin besar nilai  $h/c$  maka semakin besar pula nilai  $C_d$ . Nilai  $C_d$  akan datar apabila sudah tidak ada ground effect yang terjadi pada sayap. Untuk pemilihan jenis mean line yang optimal dipilih mean line yang mempunyai nilai  $C_d$  kecil dan nilai  $C_l$  yang besar. Dalam grafik terlihat untuk mean line 0.2 nilai  $C_d$  nya paling tinggi untuk masing



– masing tinggi ground, hal ini disebabkan bentuk aerofoil mempunyai selisih chamber paling besar antara low chamber dan uper chamber. Sedangkan untuk mean line 0.8 memiliki nilai  $C_d$  yang paling rendah. Dari teori aerodinamika menyebutkan bahwa thrust atau daya dorong pesawat sama dengan drag, oleh karena itu dalam pemilihan nilai  $C_d$  sayap dipilih nilai yang kecil.



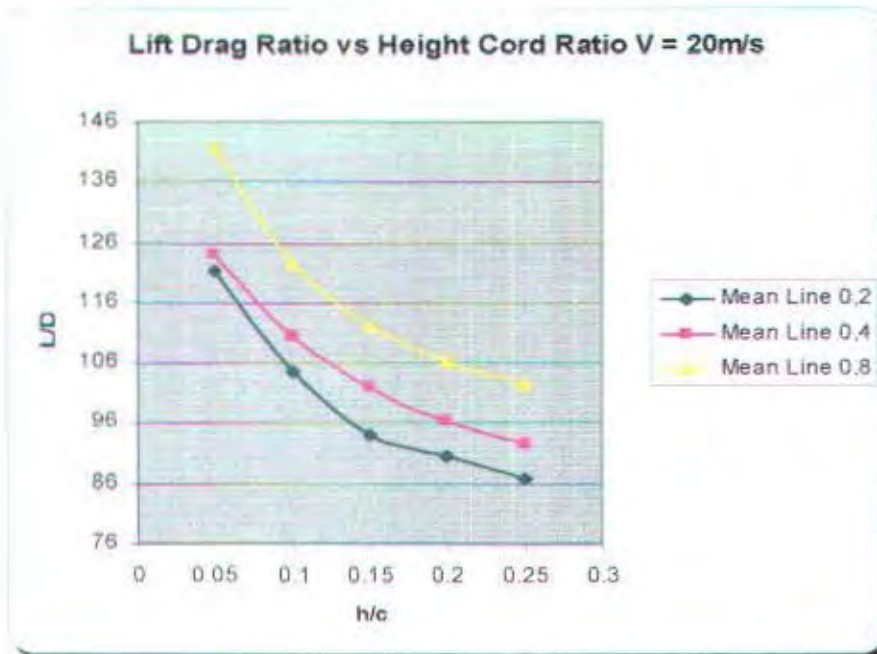
Gambar 4.5 Grafik Koefisien Drag vs Height Chord Ratio 20m/s



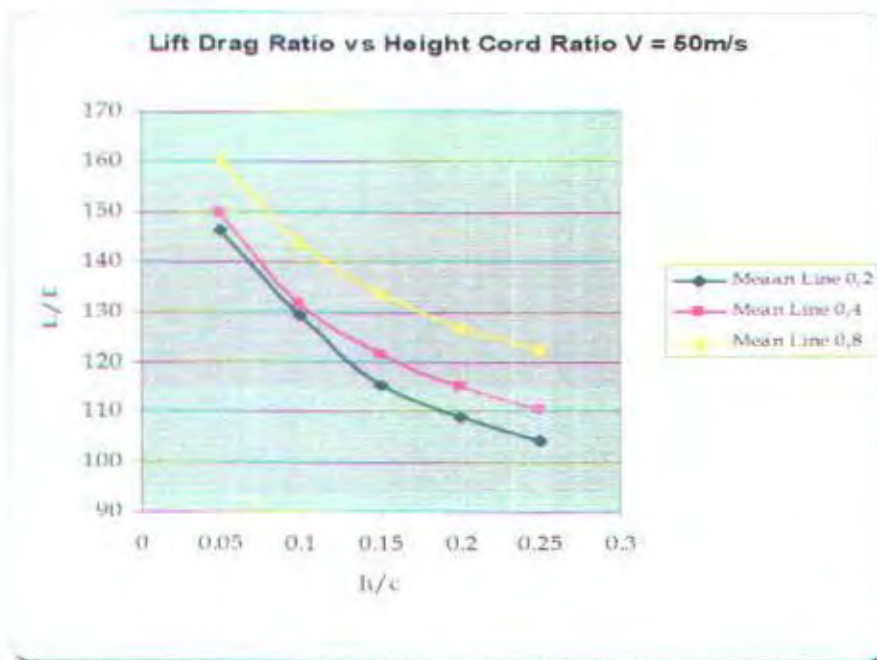
Gambar 4.6 Grafik Koefisien Drag vs Height Chord Ratio 50m/s

#### 4.3.3. Lift Drag Ratio vs Height Chord Ratio

Lift drag ratio adalah perbandingan lift dan drag pada model sayap yang disimulasikan. Pada gambar 4.8 dan 4.9 menunjukkan nilai lift drag ratio, pada mean line 0.8 mempunyai nilai  $L/D$  yang paling tinggi hal ini menunjukkan bahwa untuk mean line 0.8 sangat bagus untuk desain sayap kapal WIG. Nilai  $L/D$  merupakan kemampuan aerodinamis sayap, dimana semakin besar nilai  $L/D$  dari sayap berarti kemampuan lift dari sayap semakin baik. Dalam aplikasi desain kapal WIG nilai  $L/D$  menunjukkan efisiensi kapal. Dimana lift sama dengan berat kapal dan drag sama dengan thrust atau daya dorong. Hal ini akan mengurangi kebutuhan daya yang digunakan untuk mengangkat kapal. Besarnya lift pada  $h/c$  0.05 ini disebabkan oleh ground effect. Semakin tinggi  $h/c$  maka akan semakin kecil nilai  $L/D$  dikarenakan ground effect semakin kecil.



Gambar 4.7 Grafik Lift Drag Ratio vs Height Chord Ratio 20m/s



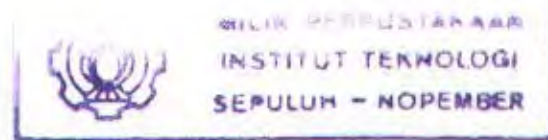
Gambar 4.8 Grafik Lift Drag Ratio vs Height Chord Ratio 50m/s



#### 4.4. Analisa Sifat Fluida

Analisa sifat fluida di sekitar sayap bertujuan untuk menjelaskan fenomena yang terjadi terhadap sayap yang dialiri fluida dengan variasi ketinggian ground terhadap sayap dan berdasarkan perubahan bentuk sayap berdasarkan perubahan mean line. Analisa disini dilakukan dengan visualisasi grafis yang ada pada CFX-Build antara lain vektor, surface dan stream. Sifat fluida yang dianalisa disekitar sayap adalah :

- Density
- Pressure
- Velocity
- Velocity Vektor
- Stream Pressure Gradient
- Mach Number



##### 1. Density

Hukum kekekalan massa menyatakan keseimbangan masa fluida yang masuk dan keluar adalah sama, sedangkan hukum kekekalan momentum menyatakan bahwa perubahan momentum yang terjadi pada partikel fluida adalah sama dengan jumlah gaya - gaya pada partikel tersebut. Untuk fluida compressible perubahan massa jenis terhadap perubahan waktu akan mempengaruhi besar momentum dan energi.

Pada lampiran 7 menunjukkan tentang visualisasi dari fluida yang mengalir melalui sayap. Berat jenis pada leading edge bagian bawah menunjukkan peningkatan berarti. Perubahan berat jenis akan mempengaruhi tekanan pada



sayap, artinya apabila density naik maka tekanan akan naik juga. Dalam lampiran 7 terlihat jelas bahwa pada ground 0.05c terjadi kenaikan nilai density pada sayap bagian bawah, hal ini menyebabkan naiknya tekanan pada sayap bagian bawah. Sedang pada ground 0.25c juga terjadi kenaikan density pada sayap bawah, meskipun nilainya tidak sebesar pada ground 0.05c akan tetapi density pada sayap bawah masih lebih besar dari sayap bagian atas. Disini berarti ada pengaruh ground meskipun pada  $h/c = 0,25$  nilainya kecil dibanding  $h/c = 0.05$ . Apabila sudah tidak terjadi perubahan pada sayap bagian bawah berarti sudah dalam kondisi flyover atau terbang bebas.

## 2. Pressure

Menurut hukum Bernouli terjadinya tekanan dikarenakan adanya perbedaan kecepatan atau velocity fluida yang melalui benda. Pada sayap WIG terjadi karena perbedaan kecepatan fluida yang mengalir diantara sayap atas dan sayap bawah. Dari lampiran visualisasi pressure menunjukkan bahwa tekanan dibawah sayap lebih besar dari pada sayap bagian atas. Untuk mendapatkan gaya lift, tekanan fluida di permukaan sayap sangat berpengaruh. Pada mean line 0.8 dan  $h/c$  0.05c terlihat bahwa pressure di bawah sayap sangat besar akibat pengaruh dari ground effect, sedangkan pada permukaan sayap atas lebih rendah. Selisih tekanan antara sayap bagian bawah yang lebih besar dan sayap bagian atas yang kecil inilah yang menimbulkan gaya lift ke atas.

## 3. Velocity

Lampiran 6 dan 7 menunjukkan visualisasi kecepatan pada masing –masing tinggi ground dan kecepatan pada tiap perubahan mean line pada sayap. Dari



visualisasi yang kita dapatkan terlihat bahwa untuk mean line 0.8 kecepatan yang mengalir disekitar sayap lebih rendah jika dibandingkan dengan mean line 0.4 dan 0.2. Hal ini dikarenakan bentuk sayap 0.2 lebih ekstrim pada bagian leading edge dibanding dengan mean line 0.8 yang lebih stream. Turunya kecepatan di bawah sayap diakibatkan adanya interaksi aliran fluida dengan ground.

#### **4. Velocity Vektor**

Velocity vektor merupakan visualisasi dari arah kecepatan fluida yang mengalir sayap. Pada leading edge merupakan titik awal berpisah atau pecahnya aliran fluida yang sebelumnya streamline mengalir kearah sayap. Lampiran 9 menunjukkan dengan jelas bahwa arah kecepatan fluida di atas sayap lebih cepat dari pada di bawah sayap, hal ini ditunjukkan dengan warna vektor yang berwarna merah lebih cepat dari yang berwarna hijau.

#### **5. Stream Pressure Gradient**

Stream pressure gradient dapat dilihat pada lampiran II. Gradient tekanan disini merupakan gradien tekanan dalam kondisi streamline. Gradient tekanan terbesar terdapat di leading edge sayap bagian bawah, hal ini menunjukkan tekanan maksimum terdapat pada daerah ini. Pengaruh ground effect juga terlihat pada sepanjang sayap bagian bawah, hal ini ditunjukkan dengan tidak streamline-nya tekanan di bawah sayap. Dapat terlihat pula distribusi tekanan di bawah dan diatas sayap, dimana untuk meanline 0.8 paling merata distribusi tekananya.

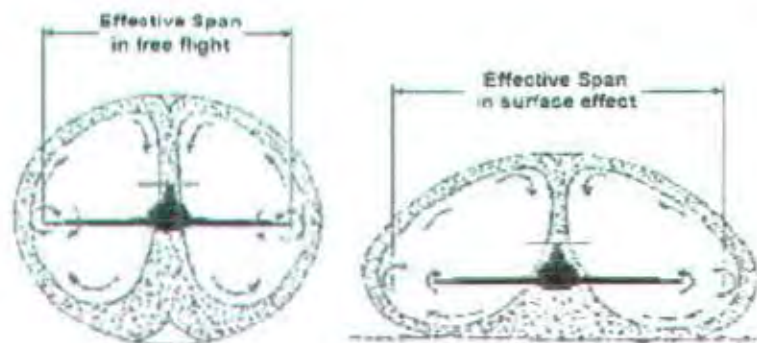
#### **6. Mach Number**

Untuk pemodelan sayap kali ini menggunakan flow regime sub-sonic, ini berarti dibawah kecepatan suara, dimana nilainya Mach number dibawah 1.

Seperti terlihat pada lampiran 12 dan 13, nilai Mach number kurang dari 1. Disini juga terlihat besarnya nilai Much Number di daerah sayap bagian bawah lebih kecil dibandingkan dengan daerah atas sayap. Hal ini menunjukkan adanya fenomena ground effect pada daerah sayap bagian bawah. Fenomena ini disebabkan karena berkurangnya kecepatan aliran pada daerah bawah sayap.

#### 4.5. Analisa Wing In Ground Effect

Kapal wing in ground effect juga dikenal sebagai wing in surface effect ship, aerodynamic ground effect craft, ram wing surfaceeffect boat dan masih banyak lagi. Kapal WIG adalah jenis kapal yang dirancang untuk terbang diatas air dengan memanfaatkan efek ground pada sayap untuk menaikkan lift. Akan tetapi kapal WIG tidak dapat terbang bebas seperti pesawat terbang, hal inilah yang membuat penelitian kapal WIG menarik untuk dilakukan.



Gambar 4.9 Aliran udara antara pesawat terbang dan kapal WIG

Dari gambar diatas terlihat adanya bantalan di bawah sayap, hal inilah yang disebut ground effect. Bantalan udara dibawah sayap ini dapat menaikkan lift pada sayap bagian bawah. Untuk kapal WIG fenomena ini dipertahankan agar dapat terbang di permukaan air dengan jarak tertentu.





Dari analisa data dan grafik menunjukkan bahwa ground effect yang paling optimal terletak pada h/c bernilai 0.05 baik pada kecepatan 20m/s ataupun 50m/s. Untuk kecepatan 20m/s pada h/c 0.2 penurunan nilai koefisien lift mulai agak datar, ini berarti ground effect pada h/c ini sudah mulai berkurang atau tidak ada. Sedangkan pada kecepatan 50m/s secara keseluruhan koefisien lift naik, hal ini karena naiknya kecepatan fluida dari 20m/s ke 50m/s.

Untuk mean line yang paling optimal nilai Cl dan paling rendah nilai Cd nya adalah mean line 0.8, sehingga dari tiga variasi mean line sayap yang dilakukan mean line 0.8 yang paling optimal untuk desain sayap kapal WIG. Besarnya lift pada sayap variasi mean line 0.8 selain karena ground effect yang ada juga dikarenakan bentuk sayap yang memiliki pressure distribusi ( $P_R$ ) yang merata dari leading edge sampai trailing edge pada sayap bagian bawah.

#### 4.6 Aplikasi Dalam Proses Desain Kapal WIG

*Kapal WIG dirancang pada kecepatan tertentu mampu melakukan take off dan fly over dengan adanya pengaruh ground effect.*

Misalkan kita merancang kapal WIG dengan kebutuhan sebagai berikut :

- Take off weight : 3000 kg
- Take off speed : 80 km/jam ( 22.2m/s)

Untuk dapat melakukan take off maka di butuhkan gaya lift (*Lift Force*) sama dengan gaya berat (*weight*), sehingga pemilihan design sayap dapat dilakukan dengan persamaan berikut :



$$F_{\text{Lift}} = W_{\text{ship}}$$

$$F_{\text{Lift}} = m \times g$$

$$F_{\text{Lift}} = 3000 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2$$

$$F_{\text{Lift}} = 29400 \text{ Newton}$$

Jadi untuk kapal yang akan kita desain dapat melakukan take off pada kecepatan 20 m/s design sayapnya harus menghasilkan gaya lift sebesar 29400 N. Dari hasil penelitian dipakai koefisien lift 0.58, sehingga luasan sayap yang di perlukan adalah sebagai berikut:

$$F_l = C_l \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S$$

$$S = \frac{F_l}{C_l \cdot \frac{1}{2} \rho V^2}$$

$$S = \frac{29400}{0.58 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1,205 \cdot 20^2}$$

$$S = 247.3 \text{ m}^2$$

Sehingga luasan expanded platform sayap adalah :

$$A = \frac{S}{2}$$

$$A = \frac{247.3}{2}$$

$$A = 123.65 \text{ m}^2$$

Misalkan dipilih aspect ratio 1 maka dapat diketahui panjang span dan chord sayap adalah sebagai berikut :

$$\frac{b^2}{A} = 1$$

$$b^2 = 1 \cdot A$$



$$b = \sqrt{1, A}$$

$$b = \sqrt{123,65}$$

$$b = 11,1 \text{ m}$$

Dan panjang Chord adalah :

$$C = \frac{b}{2}$$

$$C = 5,56 \text{ m}$$

Sehingga dapat ditentukan pemasangan posisi ketinggian sayap dari ground pada kondisi sebelum take off:

$$\frac{h}{C} = 0,2$$

$$h = 0,2 \times 5,56 \text{ m}$$

$$h = 1,12 \text{ m}$$

jadi posisi pemasangan sayap pada badan kapal pada ketinggian 1,1 m dari garis air dan ketinggian maksimal ground effect adalah 0,2 Chord yaitu 1,1 m.

Untuk kebutuhan daya dorong pada kapal WIG maka dapat dicari dengan langkah sebagai berikut :

$$F_{\text{Thrust}} = F_{\text{Drag}}$$

Dari luasan sayap diatas dan nilai koefisien drag dari data yang ada maka akan dapat dicari  $F_{\text{Drag}}$  dari kapal tersebut, seperti terlihat di bawah ini.

$$F_D = C_D \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S$$



$$F_{D} = 0.43 \times 0.5 \times 1.205 \times 20^2 \times 247.3 \\ = 25627 \text{ N}$$

Untuk masalah mendapatkan kemampuan take off pada kecepatan kurang dari 80 km/jam dapat dilakukan mengurangi ketinggian sayap dari garis air. Dan untuk kebutuhan ketinggian terbang kapal yang hubungannya dengan tinggi gelombang dapat disesuaikan dengan luasan sayap.

Pembahasan di atas hanyalah merupakan tahap perancangan awal sayap untuk aplikasi kapal karena sebelum dilakukan pengujian kapal secara total beserta sayapnya terlebih dahulu perlu di ketahui batasan batasan performance dari desain sayap itu sendiri sehingga dalam interaksinya dengan hull dan sistem propulsinya, performance sayap dapat dipertahankan untuk dapat memenuhi kebutuhan kapal. Selain pembahasan diatas masih banyak hal - hal yang perlu di kaji dalam interaksi pertimbangan lain dalam mendesign sayap dan posisi pemasangannya pada badan kapal misalnya berkaitan dengan stabilitas dan maneuvering kapal.



**BAB V**

**PENUTUP**



## BAB V

### PENUTUP

#### 5.1. Kesimpulan

Dari hasil percobaan yang telah dilakukan dan dari analisa yang ada dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut :

1. Analisa wing in ground effect berdasarkan perubahan mean line dengan variasi kecepatan dan ground telah menunjukkan adanya fenomena ground effect yang terjadi pada sayap.
2. Perubahan bentuk sayap berdasarkan mean line mempengaruhi besarnya lift pada sayap. Dari percobaan yang dilakukan terlihat bahwa untuk sayap dengan variasi mean line 0.8 mempunyai nilai koefisien lift yang paling optimal dibanding dengan mean line 0.2 dan 0.4. Hal ini dikarenakan untuk sayap dengan mean line 0.8 memiliki pressure distribution yang merata di sepanjang chord.
3. Pengaruh ground effect pada sayap memberikan fenomena terjadinya kenaikan koefisien lift dan lift/drag ratio, sedangkan untuk koefisien drag pada masing – masing perubahan mean line cenderung turun untuk h/c yang semakin rendah.
4. Pada h/c lebih dari 0.2 maka sangat tidak menguntungkan apabila dipakai untuk desain sayap untuk kapal WIG, hal ini dikarenakan ground effect yang timbul kecil sehingga tidak efisien untuk mengangkat kapal.



## **5.2. Saran**

Untuk mendapatkan sayap NACA 65009 dengan variasi meanline 0.8 yang optimal untuk desain sayap kapal WIG perlu dilakukan percobaan dengan variasi geometri lain, misalnya memperpanjang span, variasi aspect ratio, variasi angle of attack, variasi taper ratio dan bentuk sayap delta dan tandem.



DAFTAR PUSTAKA



## DAFTAR PUSTAKA

1. AEA Technology, *"Using CFX 5 for Unix and Windows NT"*, 1996.
2. Anderson JD. *"Computational Fluid Dynamics The Basics With Application"*, Mc Graw-Hill, Inc, Singapore, 1995.
3. Barnes W. Mc Cormick, Ph.D, *"Aerodynamics, Aeronautic, and Flight Mechanics"*, John Wiley & Sons, Inc, New York, 1994.
4. Ira H. Abbot, Albert E. Von Doenhoff, *"Theory Of Wing Section"*, Dover Publication, Inc, New York, 1959.
5. Nelson, Robert C, *"Flight Stability and Automatic Control"*, Mc Graw-Hill, Inc, New York, 1989.
6. Richard S. Shevell, *"Fundamentals Of Flight"*, 2nd Edition, Prentice – Hall International, Inc, New Jersey, 1989.
7. Shaw CT, *"Using Computational Fluid Dynamics"*, Prentice-Hall, United Kingdom, 1992.



LAMPIRAN

## LAMPIRAN 1

### DATA GEMETRI NACA 65 009 MEAN LINE 0.2

Geometri NACA Mean Line 0.2



CFX

X	Y	Mean 0,2	Y-up	Y-down	X (2 m)	Y-up (2 m)	Y-down (2 m)
0	-	0	0.000	0.000	0	-	0.000
0.5	0.700	0.414	1.114	0.286	0.01	0.022	0.006
0.75	0.845	0.581	1.426	0.264	0.015	0.029	0.005
1.25	1.058	0.882	1.940	0.176	0.025	0.039	0.004
2.5	1.421	1.53	2.951	-0.109	0.05	0.059	-0.002
5	1.961	2.583	4.544	-0.622	0.1	0.091	-0.012
7.5	2.383	3.443	5.826	-1.060	0.15	0.117	-0.021
10	2.736	4.169	6.905	-1.433	0.2	0.138	-0.029
15	3.299	5.317	8.616	-2.018	0.3	0.172	-0.040
20	3.727	6.117	9.844	-2.390	0.4	0.197	-0.048
25	4.050	6.572	10.622	-2.522	0.5	0.212	-0.050
30	4.282	6.777	11.059	-2.495	0.6	0.221	-0.050
35	4.431	6.789	11.220	-2.358	0.7	0.224	-0.047

40	4.496	6.646	11.142	-2.150	0.8	0.223	-0.043
45	4.469	6.373	10.842	-1.904	0.9	0.217	-0.038
50	4.336	5.994	10.330	-1.658	1	0.207	-0.033
55	4.086	5.527	9.613	-1.441	1.1	0.192	-0.029
60	3.743	4.989	8.732	-1.246	1.2	0.175	-0.025
65	3.328	4.396	7.724	-1.068	1.3	0.154	-0.021
70	2.856	3.762	6.618	-0.906	1.4	0.132	-0.018
75	2.342	3.102	5.444	-0.760	1.5	0.109	-0.015
80	1.805	2.431	4.236	-0.626	1.6	0.085	-0.013
85	1.260	1.764	3.024	-0.504	1.7	0.060	-0.010
90	0.738	1.119	1.857	-0.381	1.8	0.037	-0.008
95	0.280	0.518	0.798	-0.238	1.9	0.016	-0.005
100	-	0	0.000	0.000	2	-	0.000

## DATA GEOMETRI NACA 65 009 MEAN LINE 0,4

Geometri NACA Mean Line 0,4



CFX

X	Y	Mean 0,4	Y-up	Y-down	X (2 m)	Y-up (2 m)	Y-down (2 m)
0	-	0	0.000	0.000	0	-	0.000
0.5	0.700	0.366	1.066	0.334	0.01	0.021	0.007
0.75	0.845	0.514	1.359	0.331	0.015	0.027	0.007
1.25	1.058	0.784	1.842	0.274	0.025	0.037	0.005
2.5	1.421	1.367	2.788	0.054	0.05	0.056	0.001
5	1.961	2.33	4.291	-0.369	0.1	0.086	-0.007
7.5	2.383	3.131	5.514	-0.748	0.15	0.110	-0.015
10	2.736	3.824	6.560	-1.088	0.2	0.131	-0.022
15	3.299	4.968	8.267	-1.669	0.3	0.165	-0.033
20	3.727	5.862	9.589	-2.135	0.4	0.192	-0.043
25	4.050	6.546	10.596	-2.496	0.5	0.212	-0.050
30	4.282	7.039	11.321	-2.757	0.6	0.226	-0.055
35	4.431	7.343	11.774	-2.912	0.7	0.235	-0.058
40	4.496	7.439	11.935	-2.943	0.8	0.239	-0.059

45	4.469	7.275	11.744	-2.806	0.9	0.235	-0.056
50	4.336	6.929	11.265	-2.593	1	0.225	-0.052
55	4.086	6.449	10.535	-2.363	1.1	0.211	-0.047
60	3.743	5.864	9.607	-2.121	1.2	0.192	-0.042
65	3.328	5.199	8.527	-1.871	1.3	0.171	-0.037
70	2.856	4.475	7.331	-1.619	1.4	0.147	-0.032
75	2.342	3.709	6.051	-1.367	1.5	0.121	-0.027
80	1.805	2.922	4.727	-1.117	1.6	0.095	-0.022
85	1.260	2.132	3.392	-0.872	1.7	0.068	-0.017
90	0.738	1.361	2.099	-0.623	1.8	0.042	-0.012
95	0.280	0.636	0.916	-0.356	1.9	0.018	-0.007
100	-	0	0.000	0.000	2	-	0.000

## DATA GEOMETRI NACA 65 009 MEAN LIE 0,8

Diagram NACA Mean Line 0,8



CFX

X	Y	Mean 0,8	Y-up	Y-down	X	Y-up (2m)	Y-down (2m)
0	-	0	0.000	0.000	0	-	0.000
0.5	0.700	0.287	0.987	0.413	0.01	0.020	0.008
0.75	0.845	0.404	1.249	0.441	0.015	0.025	0.009
1.25	1.058	0.616	1.674	0.442	0.025	0.033	0.009
2.5	1.421	1.077	2.498	0.344	0.05	0.050	0.007
5	1.961	1.841	3.802	0.120	0.1	0.076	0.002
7.5	2.383	2.483	4.866	-0.100	0.15	0.097	-0.002
10	2.736	3.043	5.779	-0.307	0.2	0.116	-0.006
15	3.299	3.985	7.284	-0.686	0.3	0.146	-0.014
20	3.727	4.748	8.475	-1.021	0.4	0.170	-0.020
25	4.050	5.367	9.417	-1.317	0.5	0.188	-0.026
30	4.282	5.863	10.145	-1.581	0.6	0.203	-0.032
35	4.431	6.248	10.679	-1.817	0.7	0.214	-0.036
40	4.496	6.528	11.024	-2.032	0.8	0.220	-0.041

45	4.469	6.709	11.178	-2.240	0.9	0.224	-0.045
50	4.336	6.790	11.126	-2.454	1	0.223	-0.049
55	4.086	6.770	10.856	-2.684	1.1	0.217	-0.054
60	3.743	6.644	10.387	-2.901	1.2	0.208	-0.058
65	3.328	6.405	9.733	-3.077	1.3	0.195	-0.062
70	2.856	6.037	8.893	-3.181	1.4	0.178	-0.064
75	2.342	5.514	7.856	-3.172	1.5	0.157	-0.063
80	1.805	4.771	6.576	-2.966	1.6	0.132	-0.059
85	1.260	3.683	4.943	-2.423	1.7	0.099	-0.048
90	0.738	2.435	3.173	-1.697	1.8	0.063	-0.034
95	0.280	1.163	1.443	-0.883	1.9	0.029	-0.018
100	-	0	0.000	0.000	2	-	0.000



## LAMPIRAN 2 QUANTITIVE CALCULATION

### Data Mean Line 0,2 ;Ground 0,05C ;V = 20 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:

$$-205.373 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Pressure over Wing down is:

$$201.1 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of Wing down is:

$$3.99034 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

$$28.2484 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

$$-329.504 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Pressure over Wing up is:

$$230.771 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of Wing up is:

$$4.16565 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

$$-190.376 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

$$0.23748 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

$$3.89866 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of Wing up is:

$$4.16565 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

$$1.12389 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

$$0.337208 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

$$4.46976 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of Wing down is:

$$3.99034 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

$$0.681177 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

### Data Mean Line 0,2 ;Ground 0,1C ;V = 20 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:

$$35.7163 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Pressure over Wing down is:

$$397.235 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of Wing down is:

$$3.99034 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

$$215.205 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

$$-119.784 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Pressure over Wing up is:

428.226 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

18.8053 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.23832 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

4.05348 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

1.13496 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.375095 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

4.7795 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

0.740442 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

Data Mean Line 0,2 ; Ground 0,15C ; V = 20 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-168.579 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

174.778 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

-8.11114 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-326.19 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

207.866 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-186.294 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.209614 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

4.09372 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

1.13481 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.331795 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

4.8185 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

0.758487 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

Data Mean Line 0,2 ; Ground 0,2C ; V = 20 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-141.885 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

191.945 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

-5.55655 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-309.29 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

234.433 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-177.221 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.158164 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

4.19849 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

1.1235 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.447451 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

4.81517 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

0.774295 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

Data Mean Line 0,2 ; Ground 0,25C ; V = 20 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-141.507 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

183.584 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

-10.8518 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-308.245 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

239.444 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-177.241 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.186939 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

4.23884 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

1.12832 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.326537 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

4.8566 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

0.787939 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0,4 ;Ground 0,05C ;V= 20 m/s**

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-186.043 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

311.226 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

166.974 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-207.893 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

311.226 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-33.3994 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.0884237 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

8.61905 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

1.01723 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.0884237 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

9.28109 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

0.599009 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0.4 ; Ground 0.1C ; V = 20 m/s**

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-165.587 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

289.862 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

127.378 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-212.447 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

289.862 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-57.5456 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.0735652 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

8.62787 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

1.03726 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.0735652 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

9.25616 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

0.637715 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

**Data Mean Line 0,4 ;Ground 0,15C ;V = 20 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:

$$-137.041 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Pressure over wing down is:

$$288.706 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of wing down is:

$$4.0116 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Pressure over wing down is:

$$115.341 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

The minimum value of Pressure over wing up is:

$$-207.547 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Pressure over wing up is:

$$288.706 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of wing up is:

$$4.16465 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Pressure over wing up is:

$$-58.0604 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

The minimum value of Wall Shear over wing up is:

$$0.0612403 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Wall Shear over wing up is:

$$8.59395 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of wing up is:

$$4.16465 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Wall Shear over wing up is:

$$1.04658 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:

$$0.0612403 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Wall Shear over wing down is:

$$9.15362 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of wing down is:

$$4.0116 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Wall Shear over wing down is:

$$0.655856 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

**Data Mean Line 0,4 ;Ground 0,2C ;V = 20 m/s**

The minimum value of Pressure over Wing down is:

$$-120.266 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Pressure over Wing down is:

$$288.486 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of Wing down is:

$$4.0116 \text{ m}^2$$

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

$$107.91 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

$$-210.773 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The maximum value of Pressure over Wing up is:

$$288.486 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

The approximate area of Wing up is:



4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-57.8681 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.0519162 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

8.50946 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

1.0514 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.0519162 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

9.09592 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

0.665867 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

Data Mean Line 0,4 ; Ground 0,25C ; V = 20 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-108.286 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

289.447 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

102.608 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-209.998 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

292.816 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-57.6799 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.0457742 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

8.51594 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

1.05522 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.0457742 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

9.0644 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

0.67367 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

**Data Mean Line 0,8 ;Ground 0,05C ;V = 20 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:

-211.37 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing down is:

378.756 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing down is:

225.495 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wing up is:

-256.868 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing up is:

356.854 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing up is:

4.3669 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing up is:

0.0136149 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing up is:

5.0965 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing up is:

0.974991 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:

0.0136149 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing down is:

5.38243 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing down is:

0.585295 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

**Data Mean Line 0,8 ;Ground 0,1C ;V = 20 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:

-157.381 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing down is:

367.037 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing down is:

204.655 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---



The minimum value of Pressure over wing up is:  
-250.408 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wing up is:  
354.986 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing up is:  
4.14886 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wing up is:  
6.53588 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wing up is:  
0.0136149 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wing up is:  
5.0965 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing up is:  
4.14886 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wing up is:  
0.996904 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:  
0.0295369 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over wing down is:  
5.69287 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing down is:  
4.0147 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Wall Shear over wing down is:  
0.620477 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0.8 ; Ground 0,15C ; V = 20 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:  
-106.626 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wing down is:  
361.668 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing down is:  
4.0147 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wing down is:  
197.359 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wing up is:  
-212.794 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wing up is:  
361.668 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing up is:  
4.14886 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wing up is:  
15.5302 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing up is:  
0.053267 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over wing up is:  
5.5169 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing up is:  
4.14886 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Wall Shear over wing up is:

0.990242 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:

0.053267 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing down is:

5.65257 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing down is:

0.632229 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0,8 ;Ground 0,2C ;V = 20 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:

-85.0556 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing down is:

362.303 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing down is:

189.895 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wing up is:

-208.312 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing up is:

362.303 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing up is:

14.3795 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing up is:

0.0679736 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing up is:

5.70401 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing up is:

1.00057 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:

0.0679736 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing down is:

5.71127 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing down is:

0.64853 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0,8 ;Ground 0,25C ;V = 20 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:

-69.0784 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing down is:

362.268 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing down is:

185.627 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wing up is:

-196.733 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing up is:

362.268 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing up is:

15.0713 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing up is:

0.0740839 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing up is:

5.55062 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing up is:

1.00441 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:

0.0740839 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing down is:

5.72167 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing down is:

0.658235 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

#### Data Mean Line 0,2 ; Ground 0,05C ; V = 50 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-1208.11 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

1271.76 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

228.554 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-1979.17 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

1455.88 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-1114.91 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

1.0658 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

14.5122 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

5.77855 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

1.46705 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

15.001 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

3.41879 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0.2 ; Ground 0.1C ; V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over Wing down is:

54.0934 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

2255.29 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

1146.47 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-973.789 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

2546.52 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-97.4425 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

1.03855 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

13.6478 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

5.93592 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

1.74184 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

16.056 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

3.70125 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

**Data Mean Line 0,2 ; Ground 0,15C ; V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-957.621 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

1233.81 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

14.996 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-1965.69 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

1468.22 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-1128.25 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.902316 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

14.4353 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

5.94954 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

1.54311 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

16.2393 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

3.95694 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0,2 ; Ground 0,2C ; V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over Wdwn is:

-900.312 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wdwn is:

1216.51 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wdwn is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wdwn is:

-27.9733 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wup is:

-1965.62 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wup is:

1484.76 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wup is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wup is:

-1118.26 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wup is:

0.721563 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wup is:

14.1928 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wup is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wup is:

5.96471 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wdwn is:

2.01569 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wdwn is:

16.545 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wdwn is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wdwn is:

4.05526 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

Data Mean Line 0,2 ;Ground 0,25C ;V= 50 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-904.307 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

1162.28 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

-62.3153 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-1958.45 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

1516.37 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-1118.2 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.861983 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

14.3688 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16565 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

5.98826 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

1.50403 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

16.7395 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

3.99034 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

4.13059 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

**Data Mean Line 0,4 ;Ground 0,05C ;V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-1250.27 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

1925.37 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

1020.04 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The minimum value of Pressure over Wing up is:

-1388.11 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:

1925.37 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:

-266.837 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:

0.350377 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:

26.9513 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:

4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:

5.47001 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:

0.350377 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:

29.6241 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:

3.13282 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

**Data Mean Line 0,4 ;Ground 0,1C ;V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over Wing down is:

-1112.11 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:

1766.46 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:

4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:

747.4 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:  
-1402.18 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over Wing up is:  
1766.46 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing up is:  
4.16465 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over Wing up is:  
-421.386 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:  
0.292071 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over Wing up is:  
26.8218 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing up is:  
4.16465 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:  
5.55201 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:  
0.292071 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over Wing down is:  
29.1757 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing down is:  
4.0116 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:  
3.33347 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0.4 ; Ground 0.15C ; V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over Wing down is:  
-920.268 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over Wing down is:  
1771.97 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing down is:  
4.0116 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over Wing down is:  
676.711 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:  
-1366.95 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over Wing up is:  
1771.97 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing up is:  
4.16465 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over Wing up is:  
-420.58 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:  
0.243908 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over Wing up is:  
26.6608 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing up is:  
4.16465 m<sup>2</sup>



The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:  
5.60654 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:  
0.243908 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:  
28.8252 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:  
4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:  
3.4341 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

Data Mean Line 0,4 ;Ground 0,2C ;V = 50 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:  
-802.564 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:  
1779.86 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:  
4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing down is:  
641.083 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:  
-1370.24 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing up is:  
1779.86 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:  
4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over Wing up is:  
-406.407 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:  
0.210549 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing up is:  
26.3264 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing up is:  
4.16465 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:  
5.62922 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:  
0.210549 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over Wing down is:  
28.5659 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of Wing down is:  
4.0116 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:  
3.48852 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

Data Mean Line 0,4 ;Ground 0,25C ;V = 50 m/s

The minimum value of Pressure over Wing down is:  
-725.934 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over Wing down is:  
1786.27 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing down is:  
4.0116 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over Wing down is:  
607.368 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over Wing up is:  
-1366.07 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over Wing up is:  
1807.83 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing up is:  
4.16465 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over Wing up is:  
-405.304 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing up is:  
0.18713 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over Wing up is:  
26.3654 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of WING UP is:  
4.16465 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Wall Shear over Wing up is:  
5.65061 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over Wing down is:  
0.18713 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over Wing down is:  
28.4683 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of Wing down is:  
4.0116 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Wall Shear over Wing down is:  
3.53219 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0.8 ; Ground 0.05C ; V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:  
-1581.41 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wing down is:  
2129.14 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing down is:  
4.0147 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wing down is:  
1139.59 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wing up is:  
-1862.57 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wing up is:  
1989.95 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing up is:  
4.14886 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wing up is:  
-213.318 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing up is:

0.0613508 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing up is:

15.5759 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing up is:

5.31734 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:

0.0613508 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing down is:

16.7543 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing down is:

3.11533 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

**Data Mean Line 0.8 ; Ground 0.1C ; V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:

-1227.76 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing down is:

2048.38 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing down is:

1023.02 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wing up is:

-1816.71 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wing up is:

1983.07 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wing up is:

-235.229 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing up is:

0.147921 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing up is:

16.6762 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing up is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing up is:

5.43752 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:

0.147921 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wing down is:

17.9887 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wing down is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wing down is:  
3.32513 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

**Data Mean Line 0.8 ;Ground 0.15C ;V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over wing down is:  
-1016.3 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wing down is:  
2015.82 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing down is:  
4.0147 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wing down is:  
957.412 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wing up is:  
-1704.05 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wing up is:  
2014.21 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing up is:  
4.14886 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wing up is:  
-242.881 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing up is:  
0.226019 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over wing up is:  
17.7161 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing up is:  
4.14886 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Wall Shear over wing up is:  
5.52436 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wing down is:  
0.226019 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Wall Shear over wing down is:  
18.4822 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wing down is:  
4.0147 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Wall Shear over wing down is:  
3.46195 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0.8 ;Ground 0.2C ;V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over wdown is:  
-870.693 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wdown is:  
2019.7 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The approximate area of wdown is:  
4.0147 m<sup>2</sup>  
The area weighted average of Pressure over wdown is:  
909.613 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wup is:  
-1674.69 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>  
The maximum value of Pressure over wup is:

2019.7 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wup is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wup is:

-250.057 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wup is:

0.288067 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wup is:

18.3621 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wup is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wup is:

5.58495 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wdown is:

0.288067 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wdown is:

18.7437 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wdown is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wdown is:

3.55865 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

**Data Mean Line 0,8 ;Ground 0,25C ;V = 50 m/s**

The minimum value of Pressure over wdown is:

-758.631 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wdown is:

2024.16 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wdown is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wdown is:

887.883 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Pressure over wup is:

-1589.27 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Pressure over wup is:

2024.16 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wup is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Pressure over wup is:

-238.822 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wup is:

0.309589 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wup is:

17.9295 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wup is:

4.14886 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wup is:

5.58987 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

---

The minimum value of Wall Shear over wdown is:

0.309589 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The maximum value of Wall Shear over wdown is:

18.8093 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>

The approximate area of wdown is:

4.0147 m<sup>2</sup>

The area weighted average of Wall Shear over wdown is:

3.6107 kg m<sup>-1</sup> s<sup>-2</sup>



### LAMPIRAN 3

#### KELUARAN HASIL RUNNING CFX

This run of the CFX-5.4.1 Solver started at 4:50:58 on 19 April 2004 by user

dadang on WORK1 (intel\_i386\_winnt4.0) using the command:

```
C:/CFX/CFX-5.4.1/bin/5.4.1/cfx5solve.exe -solver
C:/CFX/CFX-5.4.1/bin/5.4.1/winnt/solver.exe -def
D:/Dadang/Dadang/April/0.8gr0.3aoa10.def -fullname 0.8gr0.3aoa10_001
-NoConsole
```

Using the CFX-5 Solver from C:\CFX\CFX-5.4.1\bin\5.4.1\winnt\solver.exe.

Setting up CFX-5 Solver run ...

```
+-----+
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
+-----+
```

Solver

```
+-----+
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
+-----+
```

CFX-5 Solver 5.4.1

Version 2000.12.13-23.00

Mon April 19 4:51:02 2004

Copyright 1996-2000 AEA Technology plc. All rights reserved.

```
+-----+
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
|                                     |
+-----+
```

Job Information

Run mode: serial run

Host computer: WORK1

Job started: Mon April 19 04:51:29 2004

-----  
Total Number of Nodes, Elements, and Faces

Domain Name : 0.8gr0.3a0a10

```

Total Number of Nodes           = 1292442
Total Number of Elements       = 1031786
  Total Number of Tetrahedrons  = 726606
  Total Number of Prisms       = 304674
  Total Number of Pyramids     = 506
Total Number of Faces          = 63648
  
```

-----  
Memory Usage Information

Data Type	Kwords	Kwords/Node	Kbytes	Kbytes/Node
Real	111713.6	0.382	436381.3	1.492
Integer	26409.0	0.090	103160.0	0.353
Character	149.4	0.001	583.7	0.002
Logical	10.0	0.000	39.1	0.000
Double	16.0	0.000	62.5	0.000
<b>Total</b>	<b>138298.0</b>	<b>0.473</b>	<b>840226.6</b>	<b>1.847</b>

Note: Allocated storage generally exceeds the required storage  
 1 word = 4 bytes, 1 Kword = 1000 words, 1 Kbyte = 1024 bytes

-----  
Average Scale Information

Domain Name : 0.8gr0.3a0a10

```

Global Length           = 5.2504E+00
Density                 = 1.1834E+00
Dynamic Viscosity      = 1.7900E-05
Velocity                = 0.0000E+00
Mach Number            = 0.0000E+00
Thermal Conductivity   = 2.5200E-02
Specific Heat Capacity at Constant Pressure = 1.0000E+03
Prandtl Number         = 7.1032E-01
Specific Heat Ratio    = 1.4027E+00
  
```

-----  
The Equations Solved in This Calculation



Subsystem Name : Momentum - Mass

U - Mom

V - Mom

W - Mom

P - Mass

Subsystem Name : Energy

H-Energy

Subsystem Name : TurbKE - Diss.K

K-TurbKE

E-Diss.K

CFD Solver started: Mon April 19 04:52:26 2004

-----  
Convergence History

-----  
Auto Timescale in 0.8gr0.3aoa10 = 7.87561E-02

=====

OUTER LOOP ITERATION = 1 CPU SECONDS = 5.55E+01

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.00	3.7E-04	2.4E-02	5.7E+01 ok
V - Mom	0.00	2.8E-10	1.7E-08	4.8E+09 ok
W - Mom	0.00	2.5E-10	1.8E-08	4.4E+09 ok
P - Mass	0.00	2.4E-03	1.1E-01	40.0 1.7E-01 ok
H-Energy	0.00	2.1E-05	5.0E-04	5.5 1.6E-03 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 2 CPU SECONDS = 7.16E+02

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	32.24	1.2E-02	3.3E-01	1.3E-02 OK
V - Mom	99.99	4.0E-03	1.5E-01	7.8E-02 OK
W - Mom	99.99	2.0E-03	1.2E-01	1.0E-01 ok
P - Mass	1.50	3.6E-03	1.1E-01	40.0 2.3E-01 ok
H-Energy	0.28	5.7E-06	1.4E-04	9.9 1.7E-03 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 3 CPU SECONDS = 1.40E+03

-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.83	1.0E-02	1.6E-01	1.4E-02 OK
V - Mom	0.42	1.7E-03	6.0E-02	1.4E-01 ok
W - Mom	0.35	7.0E-04	5.2E-02	1.9E-01 ok
P - Mass	0.39	1.4E-03	4.5E-02	40.0 3.8E-01 ok
H-Energy	0.56	3.2E-06	4.4E-05	9.9 3.3E-03 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 4 CPU SECONDS = 2.02E+03

-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.79	7.9E-03	9.1E-02	1.8E-02 OK
V - Mom	0.52	8.7E-04	3.0E-02	1.6E-01 ok
W - Mom	0.62	4.3E-04	2.6E-02	2.1E-01 ok
P - Mass	0.47	6.6E-04	1.7E-02	40.0 3.6E-01 ok
H-Energy	0.81	2.6E-06	3.4E-05	9.9 4.1E-03 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 5 CPU SECONDS = 2.59E+03

-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.88	6.9E-03	6.9E-02	1.5E-02 OK
V - Mom	0.92	8.0E-04	1.6E-02	5.4E-02 OK
W - Mom	1.00	4.3E-04	1.4E-02	7.9E-02 OK
P - Mass	1.41	9.2E-04	6.1E-02	38.0 9.6E-02 OK
H-Energy	0.91	2.4E-06	3.0E-05	10.0 3.3E-03 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 6 CPU SECONDS = 3.16E+03

-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.85	4.5E-03	4.8E-02	1.9E-01 ok
V - Mom	0.81	6.5E-04	9.3E-03	2.9E-01 ok
W - Mom	0.89	3.9E-04	5.8E-03	4.1E-01 ok
P - Mass	1.09	1.0E-03	9.5E-02	7.0 6.1E-01 ok
H-Energy	0.99	2.3E-06	2.4E-05	10.0 5.5E-03 OK
K-TurbKE	0.00	1.1E-03	2.7E-01	23.5 7.2E-03 OK
E-Diss.K	0.00	4.1E-03	1.0E+00	9.1 2.2E-03 OK

OUTER LOOP ITERATION = 7 CPU SECONDS = 3.83E+03

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	3.69	1.7E-02	8.2E-01	1.5E-01 ok
V - Mom	20.66	1.3E-02	4.2E-01	5.1E-01 ok
W - Mom	12.63	4.9E-03	4.4E-01	5.7E-01 ok
P - Mass	3.11	3.1E-03	5.4E-01	7.0 1.2E+00 ok
H-Energy	2.03	4.7E-06	4.4E-05	10.0 2.6E-03 OK
K-TurbKE	36.00	3.9E-02	1.6E+00	5.5 2.5E-05 OK
E-Diss.K	3.26	1.3E-02	2.0E+00	6.8 2.7E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 8 CPU SECONDS = 4.49E+03

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.48	8.0E-03	1.9E-01	7.3E-02 OK
V - Mom	0.39	5.2E-03	1.5E-01	2.9E-01 ok
W - Mom	0.46	2.2E-03	2.8E-01	4.5E-01 ok
P - Mass	0.73	2.3E-03	2.5E-01	40.0 6.7E-01 ok
H-Energy	0.98	4.6E-06	1.3E-04	10.0 2.2E-03 OK
K-TurbKE	0.24	9.5E-03	9.6E-01	5.5 1.1E-04 OK
E-Diss.K	0.52	7.0E-03	1.8E+00	6.8 2.6E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 9 CPU SECONDS = 5.26E+03

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.87	7.0E-03	2.0E-01	2.1E-01 ok
V - Mom	0.75	3.9E-03	1.3E-01	4.8E-01 ok
W - Mom	0.95	2.1E-03	1.6E-01	3.4E-01 ok
P - Mass	0.57	1.3E-03	1.9E-01	40.0 6.4E-01 ok
H-Energy	1.12	5.2E-06	1.2E-04	10.0 2.2E-03 OK
K-TurbKE	0.90	8.5E-03	9.8E-01	5.5 1.9E-04 OK
E-Diss.K	0.87	6.1E-03	1.6E+00	6.7 3.3E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 10 CPU SECONDS = 5.98E+03

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
----------	------	---------	---------	-----------------

U - Mom	0.65	4.6E-03	8.9E-02	1.1E-01	ok
V - Mom	0.61	2.3E-03	7.7E-02	4.3E-01	ok
W - Mom	0.63	1.3E-03	3.9E-02	4.0E-01	ok
P - Mass	0.72	9.4E-04	2.8E-02	40.0	6.2E-01 ok
-----					
H-Energy	0.81	4.2E-06	1.3E-04	10.1	3.0E-03 OK
-----					
K-TurbKE	0.66	5.6E-03	5.7E-01	5.5	3.8E-04 OK
-----					
E-Diss.K	0.53	3.2E-03	8.4E-01	6.8	3.1E-08 OK
-----					

OUTER LOOP ITERATION = 11 CPU SECONDS = 6.79E+03

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	0.86	3.9E-03	1.7E-01	8.5E-02	OK
V - Mom	1.20	2.8E-03	7.4E-02	3.2E-01	ok
W - Mom	1.10	1.5E-03	7.6E-02	3.0E-01	ok
P - Mass	0.71	6.7E-04	1.1E-02	40.0	5.8E-01 ok
-----					
H-Energy	2.90	1.2E-05	2.0E-04	10.2	3.1E-03 OK
-----					
K-TurbKE	0.70	3.9E-03	3.7E-01	5.6	3.3E-04 OK
-----					
E-Diss.K	0.65	2.1E-03	4.5E-01	6.8	3.1E-08 OK
-----					

OUTER LOOP ITERATION = 12 CPU SECONDS = 7.63E+03

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	3.88	1.5E-02	2.8E-01	7.4E-02	OK
V - Mom	2.86	8.0E-03	1.5E-01	2.7E-01	ok
W - Mom	1.96	2.9E-03	6.1E-02	2.5E-01	ok
P - Mass	1.31	8.7E-04	1.1E-02	40.0	5.2E-01 ok
-----					
H-Energy	1.03	1.3E-05	1.8E-04	10.2	2.4E-03 OK
-----					
K-TurbKE	0.73	2.9E-03	3.1E-01	5.6	3.5E-04 OK
-----					
E-Diss.K	0.66	1.4E-03	3.3E-01	6.8	3.3E-08 OK
-----					

OUTER LOOP ITERATION = 13 CPU SECONDS = 8.47E+03

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	1.05	1.6E-02	2.5E-01	6.1E-02	OK
V - Mom	0.63	5.0E-03	9.7E-02	2.0E-01	ok
W - Mom	0.96	2.8E-03	3.9E-02	2.3E-01	ok
P - Mass	1.23	1.1E-03	2.7E-02	40.0	4.7E-01 ok
-----					
H-Energy	0.84	1.1E-05	2.0E-04	10.2	1.8E-03 OK

K-TurbKE	1.42	4.1E-03	2.0E-01	5.6	7.4E-04	OK
E-Diss.K	0.60	8.5E-04	2.4E-01	12.6	3.0E-08	OK

OUTER LOOP ITERATION = 14 CPU SECONDS = 9.33E+03

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	0.87	1.4E-02	2.3E-01	4.6E-02	OK
V - Mom	0.70	3.5E-03	7.7E-02	1.6E-01	ok
W - Mom	0.84	2.3E-03	4.7E-02	2.0E-01	ok
P - Mass	0.91	9.7E-04	1.8E-02	40.0	4.6E-01 ok
H-Energy	0.76	8.0E-06	1.2E-04	10.2	1.5E-03 OK
K-TurbKE	1.21	4.9E-03	1.7E-01	5.6	1.3E-03 OK
E-Diss.K	0.78	6.6E-04	1.9E-01	12.6	3.3E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 15 CPU SECONDS = 1.02E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	0.70	9.6E-03	1.4E-01	1.3E-01	ok
V - Mom	0.83	2.9E-03	6.8E-02	3.1E-01	ok
W - Mom	0.98	2.3E-03	3.3E-02	3.4E-01	ok
P - Mass	0.86	8.4E-04	1.8E-02	7.0	7.9E-01 ok
H-Energy	0.52	4.1E-06	1.1E-04	10.2	1.3E-03 OK
K-TurbKE	0.98	4.9E-03	8.9E-02	5.6	3.6E-03 OK
E-Diss.K	0.52	3.4E-04	7.9E-02	6.8	9.0E-07 OK

OUTER LOOP ITERATION = 16 CPU SECONDS = 1.08E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	0.51	4.9E-03	4.2E-02	3.8E-02	OK
V - Mom	0.69	2.0E-03	2.7E-02	2.5E-01	ok
W - Mom	0.62	1.4E-03	2.0E-02	2.9E-01	ok
P - Mass	0.85	7.1E-04	1.0E-02	40.0	7.6E-01 ok
H-Energy	1.37	5.6E-06	6.5E-05	10.2	1.7E-03 OK
K-TurbKE	2.02	9.8E-03	1.9E-01	5.6	3.1E-03 OK
E-Diss.K	2.63	9.0E-04	2.4E-01	12.6	2.7E-08 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 17 CPU SECONDS = 1.17E+04

=====

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	1.56	7.7E-03	1.3E-01	3.8E-02 OK
V - Mom	1.11	2.2E-03	4.3E-02	3.6E-01 ok
W - Mom	1.25	1.8E-03	3.6E-02	2.9E-01 ok
P - Mass	0.91	6.5E-04	1.1E-02	40.0 6.8E-01 ok
H-Energy	0.85	4.8E-06	8.4E-05	10.2 1.6E-03 OK
K-TurbKE	0.90	8.9E-03	1.7E-01	5.6 2.3E-03 OK
E-Diss.K	0.63	5.7E-04	1.5E-01	12.6 2.4E-08 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 18 CPU SECONDS = 1.25E+04

=====

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	1.02	7.8E-03	1.7E-01	4.7E-02 OK
V - Mom	1.49	3.3E-03	7.0E-02	4.2E-01 ok
W - Mom	1.32	2.3E-03	4.7E-02	3.0E-01 ok
P - Mass	1.17	7.7E-04	1.6E-02	40.0 6.9E-01 ok
H-Energy	0.72	3.4E-06	7.4E-05	10.2 1.8E-03 OK
K-TurbKE	0.63	5.6E-03	1.6E-01	5.6 6.6E-04 OK
E-Diss.K	1.03	5.9E-04	2.3E-01	6.8 6.8E-08 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 19 CPU SECONDS = 1.34E+04

=====

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.70	5.5E-03	3.1E-01	6.8E-02 OK
V - Mom	1.09	3.6E-03	9.6E-02	4.0E-01 ok
W - Mom	0.90	2.1E-03	3.6E-02	3.4E-01 ok
P - Mass	0.86	6.6E-04	2.1E-02	40.0 6.7E-01 ok
H-Energy	0.64	2.2E-06	7.6E-05	10.1 1.9E-03 OK
K-TurbKE	0.48	2.7E-03	7.0E-02	5.6 5.1E-04 OK
E-Diss.K	0.48	2.8E-04	9.9E-02	12.5 2.2E-08 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 20 CPU SECONDS = 1.42E+04

=====

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
----------	------	---------	---------	-----------------

U - Mom	1.24	6.8E-03	3.4E-01	7.9E-02	OK
V - Mom	1.07	3.9E-03	1.3E-01	3.4E-01	ok
W - Mom	0.91	1.9E-03	4.7E-02	3.6E-01	ok
P - Mass	1.21	8.0E-04	2.5E-02	40.0	6.0E-01 ok
H-Energy	0.69	1.5E-06	1.8E-04	10.1	2.7E-03 OK
K-TurbKE	0.50	1.4E-03	5.1E-02	5.5	1.2E-03 OK
E-Diss.K	0.55	1.6E-04	3.8E-02	6.8	5.6E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 21 CPU SECONDS = 1.51E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	0.92	6.3E-03	3.0E-01	4.8E-02	OK
V - Mom	0.82	3.2E-03	7.6E-02	2.7E-01	ok
W - Mom	0.84	1.6E-03	5.5E-02	3.1E-01	ok
P - Mass	1.32	1.1E-03	3.8E-02	40.0	5.0E-01 ok
H-Energy	1.05	1.6E-06	2.0E-04	10.1	3.3E-03 OK
K-TurbKE	0.76	1.0E-03	6.0E-02	5.5	2.7E-03 OK
E-Diss.K	0.70	1.1E-04	3.8E-02	6.8	1.2E-07 OK

OUTER LOOP ITERATION = 22 CPU SECONDS = 1.59E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	0.89	5.6E-03	2.0E-01	2.9E-02	OK
V - Mom	0.68	2.1E-03	5.6E-02	1.9E-01	ok
W - Mom	0.81	1.3E-03	4.4E-02	2.0E-01	ok
P - Mass	0.78	8.3E-04	3.2E-02	40.0	3.8E-01 ok
H-Energy	0.86	1.4E-06	9.9E-05	10.1	2.8E-03 OK
K-TurbKE	0.81	8.4E-04	4.8E-02	5.6	4.4E-03 OK
E-Diss.K	0.62	6.8E-05	1.8E-02	6.8	2.9E-07 OK

OUTER LOOP ITERATION = 23 CPU SECONDS = 1.68E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution	
U - Mom	0.99	5.5E-03	2.2E-01	1.4E-01	ok
V - Mom	1.15	2.5E-03	1.0E-01	3.3E-01	ok
W - Mom	0.94	1.2E-03	5.3E-02	2.9E-01	ok
P - Mass	0.70	5.8E-04	1.8E-02	7.0	6.7E-01 ok

H-Energy	1.03	1.5E-06	2.5E-05	10.1	2.9E-03	OK
K-TurbKE	1.02	8.5E-04	2.7E-02	5.5	4.2E-03	OK
E-Diss.K	1.49	1.0E-04	3.4E-02	6.8	2.8E-07	OK

OUTER LOOP ITERATION = 24 CPU SECONDS = 1.74E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution		
U - Mom	0.76	4.2E-03	1.1E-01	1.5E-01	ok	
V - Mom	0.72	1.8E-03	4.1E-02	5.1E-01	ok	
W - Mom	0.71	8.6E-04	2.3E-02	4.2E-01	ok	
P - Mass	0.88	5.1E-04	1.0E-02	7.0	1.2E+00	
H-Energy	1.17	1.7E-06	2.2E-05	10.1	3.0E-03	OK
K-TurbKE	1.27	1.1E-03	5.9E-02	5.5	3.9E-03	OK
E-Diss.K	2.50	2.5E-04	8.7E-02	6.8	2.1E-07	OK

OUTER LOOP ITERATION = 25 CPU SECONDS = 1.81E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution		
U - Mom	0.89	3.7E-03	5.2E-02	5.4E-02	OK	
V - Mom	0.86	1.5E-03	2.2E-02	3.9E-01	ok	
W - Mom	0.84	7.2E-04	1.8E-02	3.8E-01	ok	
P - Mass	1.15	5.9E-04	1.2E-02	40.0	7.6E-01	
H-Energy	1.23	2.1E-06	3.0E-05	10.1	1.4E-03	OK
K-TurbKE	1.53	1.7E-03	1.8E-01	5.5	2.8E-03	OK
E-Diss.K	2.87	7.3E-04	2.6E-01	6.8	1.1E-07	OK

OUTER LOOP ITERATION = 26 CPU SECONDS = 1.89E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution		
U - Mom	0.97	3.6E-03	5.4E-02	1.7E-01	ok	
V - Mom	1.15	1.7E-03	3.3E-02	5.7E-01	ok	
W - Mom	1.16	8.3E-04	3.1E-02	4.4E-01	ok	
P - Mass	1.14	6.7E-04	2.1E-02	7.0	8.9E-01	
H-Energy	1.33	2.8E-06	2.8E-05	10.1	1.8E-03	OK
K-TurbKE	1.08	1.8E-03	3.2E-02	5.5	5.0E-03	OK
E-Diss.K	0.23	1.7E-04	3.5E-02	6.8	9.6E-07	OK



=====

OUTER LOOP ITERATION = 27 CPU SECONDS = 1.96E+04

-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.85	3.1E-03	3.3E-02	1.6E-01 ok
V - Mom	0.60	1.0E-03	2.1E-02	6.3E-01 ok
W - Mom	0.64	5.4E-04	1.5E-02	6.1E-01 ok
P - Mass	0.78	5.2E-04	1.1E-02	7.0 1.0E+00 ok
H-Energy	1.06	2.9E-06	2.3E-05	10.1 2.3E-03 OK
K-TurbKE	1.63	2.9E-03	2.9E-02	5.5 7.7E-03 OK
E-Diss.K	0.99	1.6E-04	4.4E-02	6.8 1.6E-06 OK

-----

=====

OUTER LOOP ITERATION = 28 CPU SECONDS = 2.02E+04

-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	1.11	3.4E-03	4.1E-02	1.6E-01 ok
V - Mom	0.99	1.0E-03	1.4E-02	7.8E-01 ok
W - Mom	0.92	4.9E-04	8.8E-03	6.4E-01 ok
P - Mass	0.93	4.8E-04	9.1E-03	40.0 8.5E-01 ok
H-Energy	1.63	4.8E-06	5.0E-05	10.1 2.8E-03 OK
K-TurbKE	1.57	4.6E-03	5.8E-02	5.5 9.3E-03 OK
E-Diss.K	1.39	2.3E-04	5.7E-02	6.8 1.9E-06 OK

-----

=====

OUTER LOOP ITERATION = 29 CPU SECONDS = 2.11E+04

-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	1.66	5.7E-03	7.6E-02	1.5E-01 ok
V - Mom	1.27	1.3E-03	2.5E-02	5.6E-01 ok
W - Mom	2.10	1.0E-03	1.7E-02	5.2E-01 ok
P - Mass	0.96	4.7E-04	1.2E-02	40.0 7.3E-01 ok
H-Energy	2.11	1.0E-05	1.2E-04	10.1 7.6E-03 OK
K-TurbKE	1.73	8.0E-03	7.2E-02	5.6 9.3E-03 OK
E-Diss.K	0.67	1.5E-04	4.3E-02	6.8 2.1E-06 OK

-----

=====

OUTER LOOP ITERATION = 30 CPU SECONDS = 2.19E+04

-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	1.28	7.3E-03	8.1E-02	8.8E-02 OK
V - Mom	1.13	1.5E-03	4.4E-02	3.8E-01 ok
W - Mom	1.51	1.6E-03	3.7E-02	4.2E-01 ok
P - Mass	0.95	4.4E-04	8.4E-03	40.0 6.5E-01 ok
H-Energy	1.48	1.5E-05	1.8E-04	14.9 2.8E-03 OK
K-TurbKE	1.27	1.0E-02	2.0E-01	5.6 5.3E-03 OK
E-Diss.K	3.59	5.5E-04	1.5E-01	6.8 3.2E-06 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 31 CPU SECONDS = 2.28E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.79	5.7E-03	8.9E-02	6.4E-02 OK
V - Mom	0.80	1.2E-03	2.2E-02	2.8E-01 ok
W - Mom	0.88	1.4E-03	3.4E-02	3.3E-01 ok
P - Mass	1.00	4.4E-04	7.2E-03	40.0 5.5E-01 ok
H-Energy	0.88	1.3E-05	2.1E-04	10.2 8.6E-03 OK
K-TurbKE	1.34	1.4E-02	1.3E-01	5.6 9.0E-03 OK
E-Diss.K	0.76	4.2E-04	1.0E-01	12.6 1.0E-07 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 32 CPU SECONDS = 2.36E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.52	3.0E-03	5.7E-02	4.7E-02 OK
V - Mom	0.75	8.9E-04	1.8E-02	2.1E-01 ok
W - Mom	0.51	7.1E-04	1.6E-02	2.3E-01 ok
P - Mass	0.85	3.8E-04	7.1E-03	40.0 4.7E-01 ok
H-Energy	0.34	4.5E-06	7.4E-05	10.1 6.2E-03 OK
K-TurbKE	0.70	9.4E-03	2.1E-01	5.6 9.9E-03 OK
E-Diss.K	0.68	2.8E-04	9.4E-02	6.8 1.3E-06 OK

=====

OUTER LOOP ITERATION = 33 CPU SECONDS = 2.44E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.77	2.3E-03	2.9E-02	1.5E-01 ok
V - Mom	0.95	8.4E-04	2.1E-02	3.5E-01 ok
W - Mom	0.86	6.1E-04	1.5E-02	3.5E-01 ok
P - Mass	0.91	3.4E-04	7.0E-03	7.0 7.8E-01 ok

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
H-Energy	0.65	2.9E-06	2.7E-05	10.1 5.4E-03 OK
K-TurbKE	0.41	3.9E-03	6.9E-02	5.6 8.3E-03 OK
E-Diss.K	0.57	1.6E-04	5.1E-02	12.6 6.0E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 34 CPU SECONDS = 2.49E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.91	2.1E-03	1.9E-02	4.4E-02 OK
V - Mom	0.99	8.4E-04	1.2E-02	2.9E-01 ok
W - Mom	0.75	4.5E-04	1.3E-02	2.8E-01 ok
P - Mass	1.01	3.5E-04	5.7E-03	40.0 7.1E-01 ok
H-Energy	0.68	2.0E-06	3.3E-05	10.2 3.9E-03 OK
K-TurbKE	0.58	2.2E-03	4.1E-02	5.6 4.3E-03 OK
E-Diss.K	1.11	1.8E-04	6.2E-02	6.8 4.5E-07 OK

OUTER LOOP ITERATION = 35 CPU SECONDS = 2.56E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	1.13	2.4E-03	3.9E-02	1.3E-01 ok
V - Mom	1.13	9.5E-04	4.6E-02	4.5E-01 ok
W - Mom	1.06	4.8E-04	1.6E-02	4.2E-01 ok
P - Mass	0.93	3.2E-04	5.0E-03	7.0 8.9E-01 ok
H-Energy	1.11	2.2E-06	1.6E-05	10.2 3.2E-03 OK
K-TurbKE	1.11	2.5E-03	7.6E-02	5.6 4.4E-03 OK
E-Diss.K	0.69	1.2E-04	2.6E-02	6.8 5.8E-07 OK

OUTER LOOP ITERATION = 36 CPU SECONDS = 2.62E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.89	2.1E-03	2.4E-02	5.3E-02 OK
V - Mom	0.93	8.8E-04	1.5E-02	4.4E-01 ok
W - Mom	0.76	3.6E-04	7.4E-03	3.9E-01 ok
P - Mass	1.02	3.3E-04	4.2E-03	40.0 8.4E-01 ok
H-Energy	0.67	1.5E-06	2.4E-05	10.2 3.2E-03 OK
K-TurbKE	0.83	2.1E-03	4.0E-02	5.6 2.5E-03 OK
E-Diss.K	1.33	1.6E-04	3.9E-02	12.6 2.4E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 37 CPU SECONDS = 2.69E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	1.46	3.1E-03	5.5E-02	6.6E-02 OK
V - Mom	1.23	1.1E-03	4.0E-02	5.2E-01 ok
W - Mom	1.46	5.3E-04	2.2E-02	4.1E-01 ok
P - Mass	1.01	3.4E-04	7.3E-03	40.0 7.4E-01 ok
H-Energy	0.84	1.3E-06	2.0E-05	10.2 2.8E-03 OK
K-TurbKE	0.86	1.8E-03	5.4E-02	5.6 2.4E-03 OK
E-Diss.K	0.91	1.5E-04	3.9E-02	12.6 1.4E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 38 CPU SECONDS = 2.76E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.90	2.8E-03	5.6E-02	7.9E-02 OK
V - Mom	1.23	1.3E-03	4.3E-02	4.6E-01 ok
W - Mom	1.23	6.5E-04	1.9E-02	4.1E-01 ok
P - Mass	1.12	3.8E-04	9.1E-03	40.0 7.0E-01 ok
H-Energy	0.88	1.1E-06	1.8E-05	10.2 2.6E-03 OK
K-TurbKE	0.70	1.2E-03	3.8E-02	5.6 2.0E-03 OK
E-Diss.K	1.09	1.6E-04	5.7E-02	6.8 8.3E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 39 CPU SECONDS = 2.83E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.96	2.7E-03	7.7E-02	8.3E-02 OK
V - Mom	1.19	1.6E-03	4.4E-02	3.8E-01 ok
W - Mom	1.12	7.3E-04	1.6E-02	3.9E-01 ok
P - Mass	1.27	4.8E-04	1.6E-02	40.0 6.5E-01 ok
H-Energy	0.93	1.0E-06	1.3E-05	10.2 3.2E-03 OK
K-TurbKE	0.65	8.1E-04	3.4E-02	5.6 2.0E-03 OK
E-Diss.K	0.82	1.3E-04	5.0E-02	6.8 5.5E-08 OK

OUTER LOOP ITERATION = 40 CPU SECONDS = 2.90E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	1.04	2.8E-03	6.8E-02	6.2E-02 OK
V - Mom	0.89	1.4E-03	3.6E-02	3.1E-01 ok
W - Mom	0.88	6.4E-04	1.5E-02	3.4E-01 ok
P - Mass	1.13	5.4E-04	1.8E-02	40.0 5.6E-01 ok
H-Energy	1.04	1.1E-06	7.7E-06	10.2 3.6E-03 OK
K-TurbKE	0.82	6.6E-04	2.2E-02	5.6 2.7E-03 OK
E-Diss.K	0.63	8.3E-05	3.3E-02	6.8 1.1E-07 OK

OUTER LOOP ITERATION = 41 CPU SECONDS = 2.96E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.97	2.7E-03	4.5E-02	4.1E-02 OK
V - Mom	0.69	9.7E-04	2.4E-02	2.3E-01 ok
W - Mom	0.72	4.6E-04	1.2E-02	2.4E-01 ok
P - Mass	0.91	4.9E-04	1.7E-02	40.0 4.5E-01 ok
H-Energy	1.11	1.2E-06	9.2E-06	10.2 3.2E-03 OK
K-TurbKE	1.28	8.5E-04	1.5E-02	5.6 3.7E-03 OK
E-Diss.K	0.64	5.3E-05	2.3E-02	6.8 4.4E-07 OK

OUTER LOOP ITERATION = 42 CPU SECONDS = 3.03E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.86	2.3E-03	4.3E-02	1.5E-01 ok
V - Mom	0.85	8.3E-04	1.7E-02	3.7E-01 ok
W - Mom	0.82	3.8E-04	1.4E-02	3.3E-01 ok
P - Mass	0.79	3.9E-04	1.3E-02	7.0 7.0E-01 ok
H-Energy	1.42	1.7E-06	1.1E-05	10.1 3.8E-03 OK
K-TurbKE	1.49	1.3E-03	1.9E-02	5.6 4.9E-03 OK
E-Diss.K	1.34	7.1E-05	2.3E-02	6.8 7.8E-07 OK

OUTER LOOP ITERATION = 43 CPU SECONDS = 3.09E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.98	2.3E-03	3.2E-02	1.4E-01 ok
V - Mom	1.02	8.4E-04	1.2E-02	5.3E-01 ok
W - Mom	0.94	3.6E-04	8.5E-03	4.6E-01 ok
P - Mass	0.89	3.4E-04	9.1E-03	7.0 1.1E+00 ok

H-Energy	1.18	2.0E-06	1.6E-05	10.1	5.6E-03	OK
K-TurbKE	1.27	1.6E-03	2.1E-02	5.6	7.5E-03	OK
E-Diss.K	1.29	9.2E-05	3.1E-02	6.8	1.2E-06	OK

OUTER LOOP ITERATION = 44 CPU SECONDS = 3.14E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution		
U - Mom	0.94	2.1E-03	2.9E-02	5.7E-02	OK	
V - Mom	0.92	7.7E-04	7.0E-03	3.9E-01	ok	
W - Mom	0.99	3.6E-04	6.9E-03	3.9E-01	ok	
P - Mass	1.02	3.5E-04	5.7E-03	40.0	7.0E-01	ok
H-Energy	1.27	2.5E-06	2.4E-05	10.1	3.3E-03	OK
K-TurbKE	1.36	2.2E-03	5.0E-02	5.6	6.0E-03	OK
E-Diss.K	2.14	2.0E-04	5.1E-02	6.8	6.5E-07	OK

OUTER LOOP ITERATION = 45 CPU SECONDS = 3.21E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution		
U - Mom	1.26	2.7E-03	4.8E-02	1.6E-01	ok	
V - Mom	0.99	7.7E-04	1.4E-02	5.6E-01	ok	
W - Mom	1.64	5.0E-04	1.5E-02	4.8E-01	ok	
P - Mass	0.95	3.3E-04	7.2E-03	7.0	8.5E-01	ok
H-Energy	1.73	4.4E-06	3.9E-05	10.1	5.7E-03	OK
K-TurbKE	1.27	2.8E-03	2.9E-02	10.1	1.8E-03	OK
E-Diss.K	0.39	7.7E-05	1.9E-02	6.8	1.9E-06	OK

OUTER LOOP ITERATION = 46 CPU SECONDS = 3.27E+04

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution		
U - Mom	1.23	3.3E-03	3.5E-02	1.5E-01	ok	
V - Mom	0.79	6.1E-04	1.1E-02	7.5E-01	ok	
W - Mom	1.48	8.6E-04	1.7E-02	6.0E-01	ok	
P - Mass	0.93	3.1E-04	5.2E-03	7.0	1.0E+00	ok
H-Energy	1.40	6.1E-06	5.7E-05	10.2	6.8E-03	OK
K-TurbKE	1.08	3.0E-03	4.4E-02	5.6	9.9E-03	OK
E-Diss.K	0.95	7.3E-05	1.5E-02	6.8	2.3E-06	OK



-----  
-----  
OUTER LOOP ITERATION = 47 CPU SECONDS = 3.32E+04  
-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.69	2.3E-03	3.1E-02	1.1E-01 ok
V - Mom	0.87	5.2E-04	9.0E-03	7.1E-01 ok
W - Mom	0.78	6.7E-04	1.3E-02	5.9E-01 ok
P - Mass	0.98	3.0E-04	4.7E-03	40.0 8.6E-01 ok
H-Energy	0.70	4.3E-06	7.9E-05	14.7 2.1E-03 OK
K-TurbKE	0.85	2.5E-03	4.2E-02	10.1 2.1E-03 OK
E-Diss.K	0.94	6.9E-05	1.6E-02	6.8 2.6E-06 OK

-----  
-----  
OUTER LOOP ITERATION = 48 CPU SECONDS = 3.39E+04  
-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.89	2.0E-03	4.0E-02	1.3E-01 ok
V - Mom	1.24	6.8E-04	1.1E-02	5.4E-01 ok
W - Mom	0.83	5.6E-04	1.3E-02	5.4E-01 ok
P - Mass	0.95	2.9E-04	6.9E-03	40.0 7.5E-01 ok
H-Energy	0.69	3.0E-06	8.9E-05	14.6 3.1E-03 OK
K-TurbKE	0.93	2.4E-03	5.7E-02	5.5 3.8E-03 OK
E-Diss.K	2.49	1.7E-04	4.7E-02	6.8 5.3E-07 OK

-----  
-----  
OUTER LOOP ITERATION = 49 CPU SECONDS = 3.46E+04  
-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
U - Mom	0.94	1.9E-03	4.9E-02	9.3E-02 OK
V - Mom	0.81	5.3E-04	9.9E-03	3.7E-01 ok
W - Mom	0.93	5.2E-04	1.6E-02	4.4E-01 ok
P - Mass	0.92	2.7E-04	5.8E-03	40.0 6.8E-01 ok
H-Energy	1.03	3.1E-06	8.8E-05	14.7 2.4E-03 OK
K-TurbKE	0.92	2.2E-03	6.2E-02	5.5 4.3E-03 OK
E-Diss.K	1.05	1.8E-04	5.4E-02	6.8 5.9E-07 OK

-----  
-----  
OUTER LOOP ITERATION = 50 CPU SECONDS = 3.54E+04  
-----

Equation	Rate	RMS Res	Max Res	Linear Solution
----------	------	---------	---------	-----------------

U - Mom	0.77	1.5E-03	2.4E-02	7.1E-02	OK
V - Mom	0.95	5.0E-04	1.1E-02	2.9E-01	ok
W - Mom	0.78	4.0E-04	1.1E-02	3.5E-01	ok
P - Mass	0.94	2.5E-04	6.4E-03	40.0	5.9E-01 ok
H-Energy	0.65	2.0E-06	3.3E-05	10.1	7.9E-03 OK
K-TurbKE	0.87	1.9E-03	4.1E-02	5.6	5.8E-03 OK
E-Diss.K	0.70	1.3E-04	3.8E-02	6.8	7.3E-07 OK

CFD Solver finished: Mon April 19 14:55:35 2004

Execution terminating: maximum number of time-step iterations,  
or maximum time has been reached.

#### Boundary Flow and Total Source Term Summary

U - Mom	
Boundary : ground	-4.7113E+01
Boundary : in	5.5240E+03
Boundary : out	-6.0382E+03
Boundary : wing down	-1.8081E+01
Boundary : wing up	-5.1051E+01
Boundary : Default	-8.9495E+01
Domain : 0.8gr0.3aca10	0.0000E+00

Global U - Mom Balance: -7.1987E+02

Global Imbalance, in %: -11.9220 %

V - Mom	
Boundary : ground	-3.0691E+03
Boundary : in	-2.6922E-03
Boundary : out	1.0838E+02
Boundary : wing down	3.9101E+02
Boundary : wing up	-6.9071E+02
Boundary : Default	3.2265E+03
Domain : 0.8gr0.3aca10	0.0000E+00

Global V - Mom Balance: -3.3916E+01

Global Imbalance, in %: -0.5617 %

W - Mom	
Boundary : ground	2.1404E-02



Boundary	: in	3.7478E-05
Boundary	: out	-1.5833E+01
Boundary	: wing down	8.8950E-04
Boundary	: wing up	8.5015E-04
Boundary	: Default	3.1394E+01
Domain	: 0.8gr0.3aoa10	0.0000E+00

Global W - Mom Balance: 1.5584E+01

Global Imbalance, in %: 0.2581 %

-----  
P - Mass

Boundary	: ground	0.0000E+00
Boundary	: in	2.8634E+02
Boundary	: out	-2.8646E+02
Boundary	: wing down	0.0000E+00
Boundary	: wing up	0.0000E+00
Boundary	: Default	0.0000E+00
Domain	: 0.8gr0.3aoa10	0.0000E+00

Global P - Mass Balance: -1.2350E-01

Global Imbalance, in %: -0.0431 %

-----  
H-Energy

Boundary	: ground	0.0000E+00
Boundary	: in	8.5429E+07
Boundary	: out	-8.5466E+07
Boundary	: wing down	0.0000E+00
Boundary	: wing up	0.0000E+00
Boundary	: Default	0.0000E+00
Domain	: 0.8gr0.3aoa10	0.0000E+00

Global H-Energy Balance: -3.6944E+04

Global Imbalance, in %: -0.0432 %

-----  
Normal Force On Walls

	X-Comp.	Y-Comp.	Z-Comp.
ground	0.0000E+00	-6.6827E+06	0.0000E+00
wing down	1.5373E+01	4.0481E+05	-9.9070E-02
wing up	4.6104E+01	-4.0451E+05	-4.4778E-02
Default	0.0000E+00	6.6826E+06	-3.1094E+01

-----  
Tangential Force On Walls

	X-Comp.	Y-Comp.	Z-Comp.
ground	4.7113E+01	2.1904E-05	-2.1404E-02
wing down	2.2639E+00	-5.4134E-02	-3.1014E-03

wing up	4.7666E+00	5.8450E-02	-2.8572E-03
Default	8.9495E+01	2.4261E-01	4.6769E-02

Normal Moment On Walls

	X-Comp.	Y-Comp.	Z-Comp.
ground	5.0120E+06	0.0000E+00	-6.6867E+06
wing down	-4.0481E+05	1.5552E+01	4.0495E+05
wing up	4.0451E+05	4.6295E+01	-4.0447E+05
Default	-5.0119E+06	1.0942E+02	6.6867E+06

Tangential Moment On Walls

	X-Comp.	Y-Comp.	Z-Comp.
ground	6.3910E-03	3.5060E+01	1.4133E+01
wing down	5.5106E-02	2.2574E+00	-2.0128E-01
wing up	-8.6768E-02	4.7681E+00	-1.3231E+00
Default	-3.0385E-01	6.7183E+01	-1.2584E+02

Locations of Maximum Residuals

Equation	Node #	X	Y	Z
U - Mom	22208	5.589E-01	8.955E-02	2.000E+00
V - Mom	62018	1.833E+00	5.533E-02	-2.719E-03
W - Mom	32559	1.934E+00	2.108E-02	1.972E+00
P - Mass	15736	9.146E-03	-6.944E-03	1.515E+00
H-Energy	5863	1.021E+00	2.204E-01	1.901E+00
K-TurbKE	2965	1.987E+00	3.857E-03	1.831E+00
E-Diss.K	2965	1.987E+00	3.857E-03	1.831E+00

Peak Values of Residuals

Equation	Loop #	Peak Residual	Final Residual
U - Mom	7	1.67767E-02	1.49033E-03
V - Mom	7	1.33305E-02	5.03435E-04
W - Mom	7	4.86999E-03	4.04475E-04
P - Mass	2	3.56248E-03	2.49573E-04
H-Energy	1	2.06006E-05	2.02147E-06
K-TurbKE	7	3.91140E-02	1.87948E-03
E-Diss.K	7	1.34479E-02	1.25910E-04

False Transient Information

Equation	Type	Elapsed Pseudo-Time
U - Mom	Auto	3.93780E+00
V - Mom	Auto	3.93780E+00
W - Mom	Auto	3.93780E+00

P - Mass	Auto	3.93780E+00
H-Energy	Auto	3.93780E+00
K-TurbKE	Auto	3.54402E+00
E-Diss.K	Auto	3.54402E+00

Average Scale Information

Domain Name : 0.8gr0.3a0a10

Global Length	=	5.2504E+00
Density	=	1.1822E+00
Dynamic Viscosity	=	1.7900E-05
Velocity	=	1.9104E+01
Advection Time	=	2.7483E-01
Reynolds Number	=	6.6245E+06
Mach Number	=	5.3261E-02
Thermal Conductivity	=	2.5200E-02
Specific Heat Capacity at Constant Pressure	=	1.0000E+03
Prandtl Number	=	7.1032E-01
Temperature Range	=	3.9811E-01
Specific Heat Ratio	=	1.4027E+00

Variable Range Information

Domain Name : 0.8gr0.3a0a10

Variable Name	min	max
Velocity u	-6.47E+00	2.75E+01
Velocity v	-1.93E+01	9.32E+00
Velocity w	-1.51E+01	1.53E+01
Pressure	-4.81E+02	3.33E+02
Dynamic Viscosity	1.79E-05	1.79E-05
Specific Heat Capacity at Constant Pressure	1.00E+03	1.00E+03
Thermal Conductivity	2.52E-02	2.52E-02
Density	1.18E+00	1.19E+00
Isentropic Compressibility	8.32E-06	8.33E-06
Turbulence Kinetic Energy	7.07E-04	6.77E+01
Turbulence Eddy Dissipation	8.76E-03	1.61E+07
Eddy Viscosity	3.98E-09	1.11E-02
Temperature	2.98E+02	2.98E+02
Static Enthalpy	2.98E+05	2.98E+05
Total Enthalpy	2.98E+05	2.98E+05

-----  
CPU Requirements of Numerical Solution

Subsystem Name	Discretization		Linear Solution	
	(secs.)	%total)	(secs.)	%total)
Momentum - Mass	1.49E+04	42.3 %	8.16E+03	23.1 %
Energy	3.39E+03	9.6 %	1.79E+03	5.1 %
TurbKE - Diss.K	4.55E+03	12.9 %	2.46E+03	7.0 %
Summary	2.29E+04	64.8 %	1.24E+04	35.2 %

-----  
Job Information

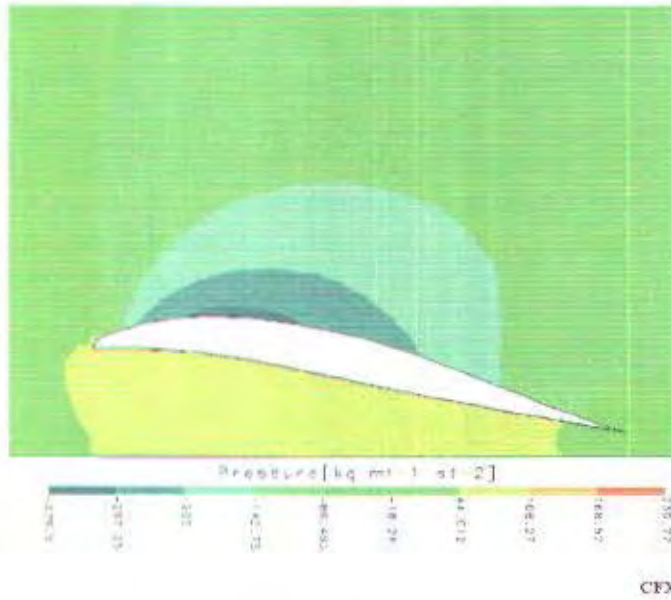
Host computer: WORK1  
 Job finished: Mon April 19 14:56:35 2001  
 Total CPU time: 3.609E+04 seconds  
 or: { 0: 10: 1: 30.453 }  
 { Days: Hours: Minutes: Seconds }

End of solution stage.

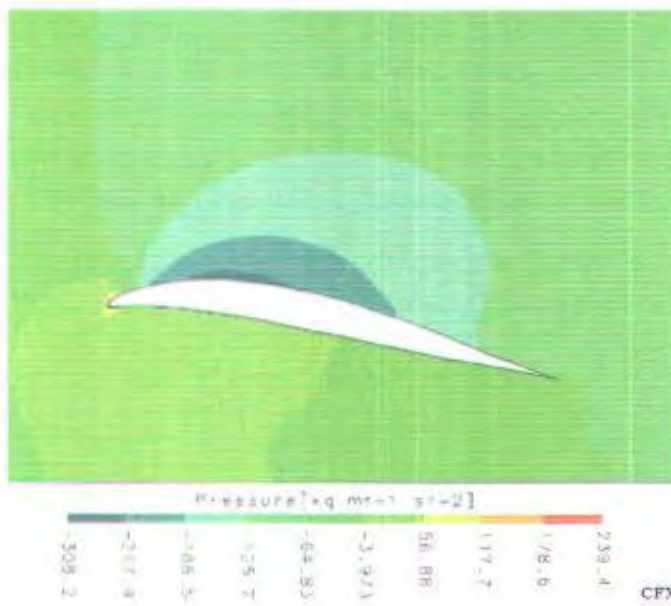
This run of the CFX-5 Solver has finished.

### LAMPIRAN 4

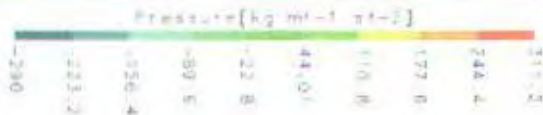
PRESSURE  $V = 20 \text{ m/s}$



Mean Line  $0.2 h/c = 0.05$

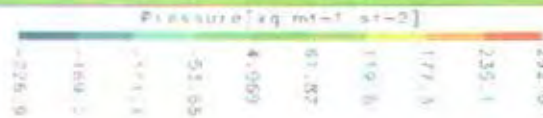
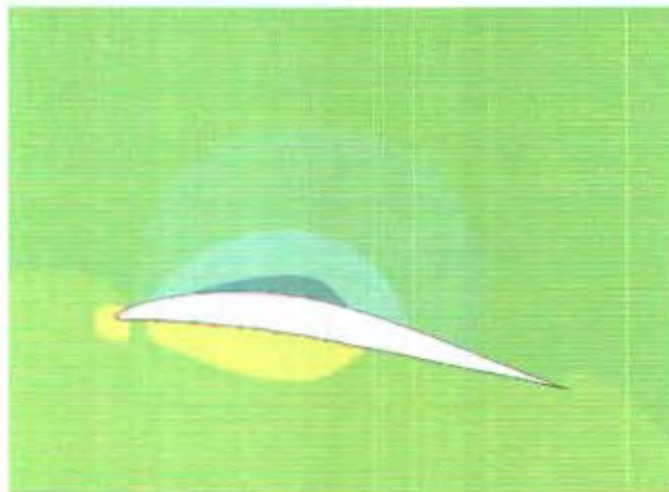


Mean Line  $0.2 h/c = 0.25$



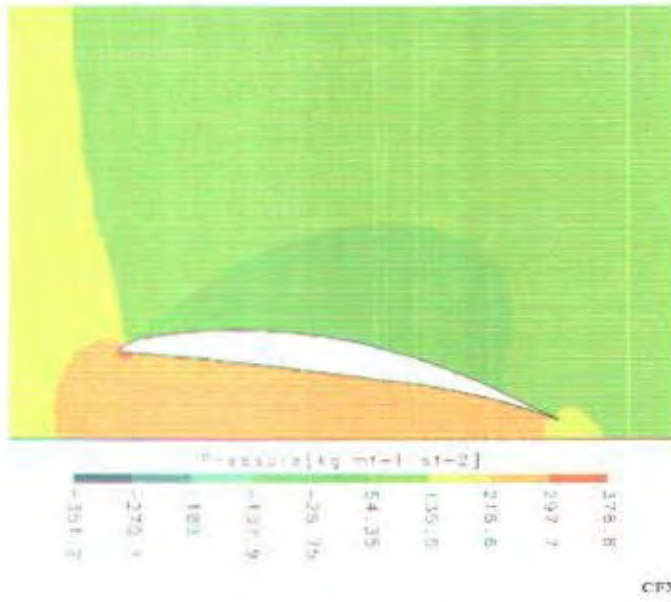
CFX

**Mean Line 0.4 h/c = 0.05**

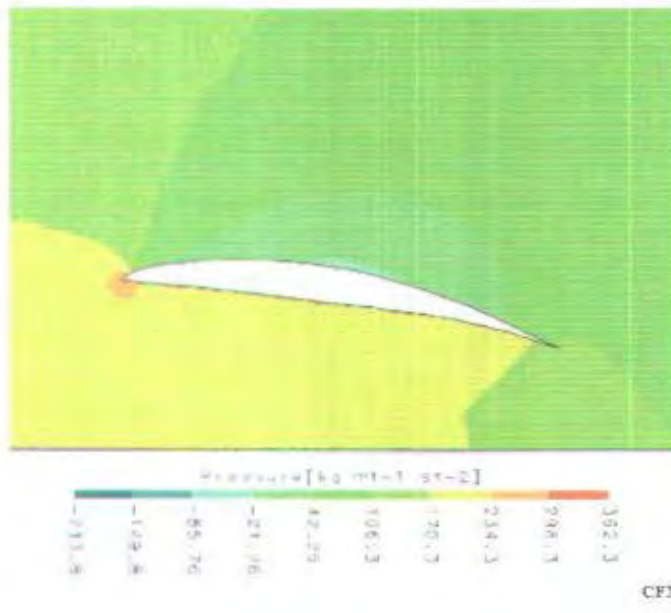


CFX

**Mean Line 0.4 h/c = 0.25**



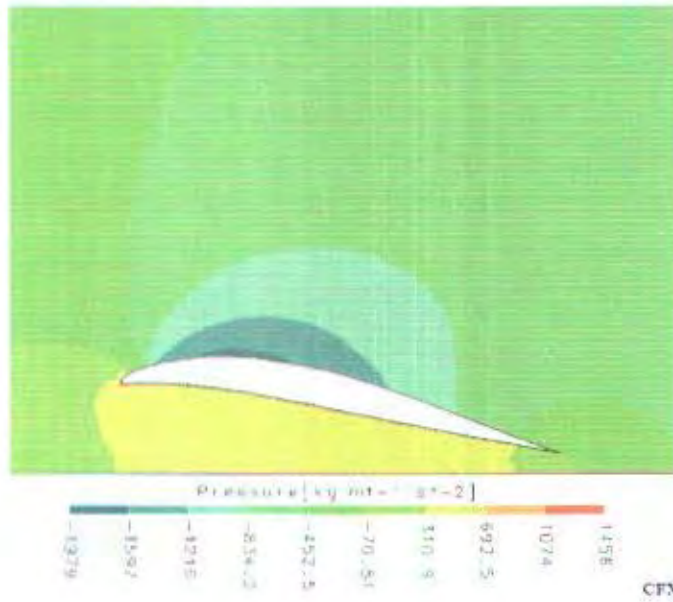
Mean Line 0.8 h/c = 0.05



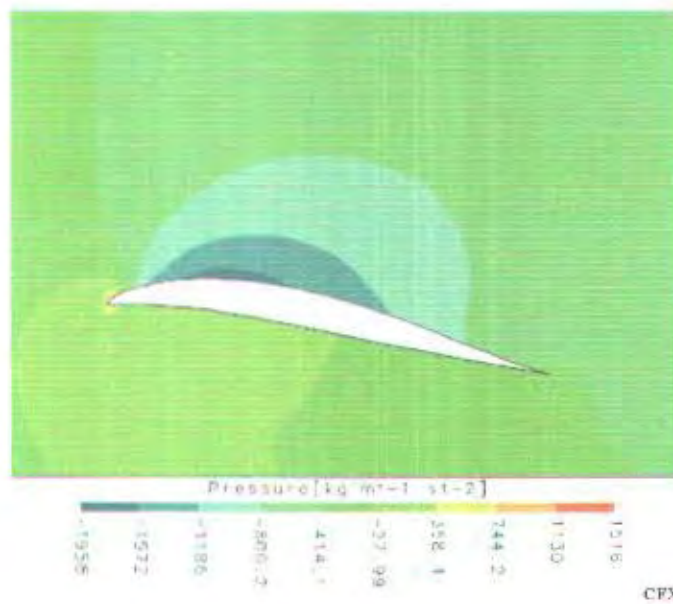
Mean Line 0.8 h/c = 0.25

### LAMPIRAN 5

PRESSURE  $V = 50 \text{ m/s}$

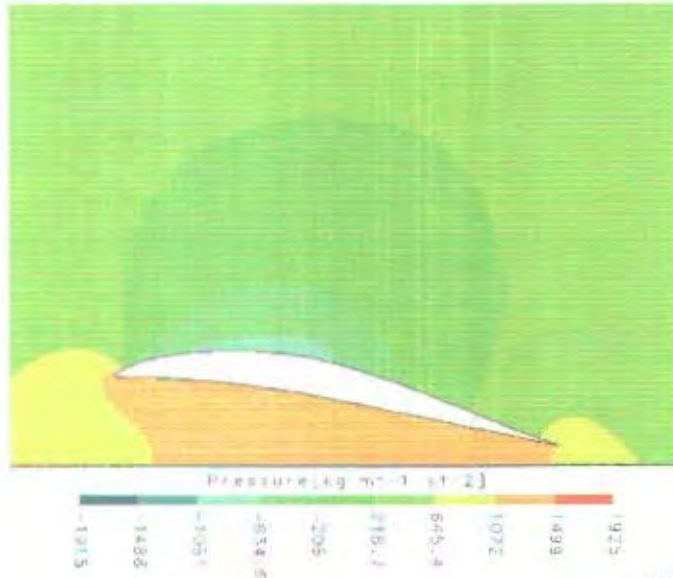


Mean Line  $0.2 \text{ h/c} = 0,05$

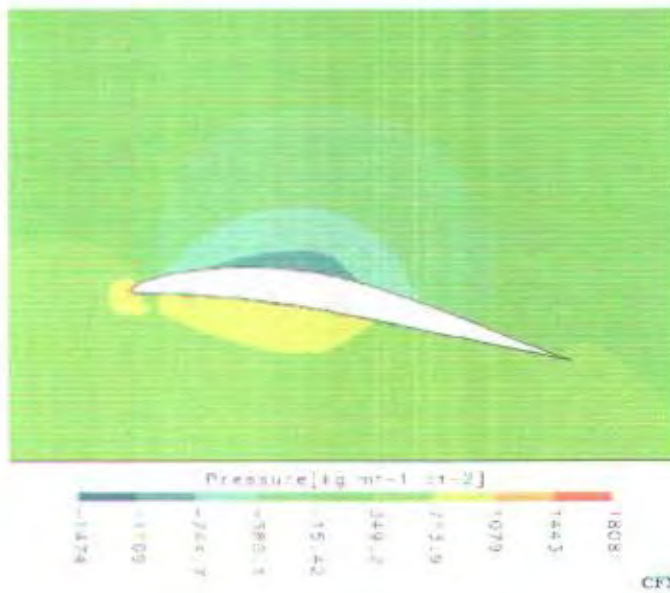


Mean Line  $0.2 \text{ h/c} = 0,25$

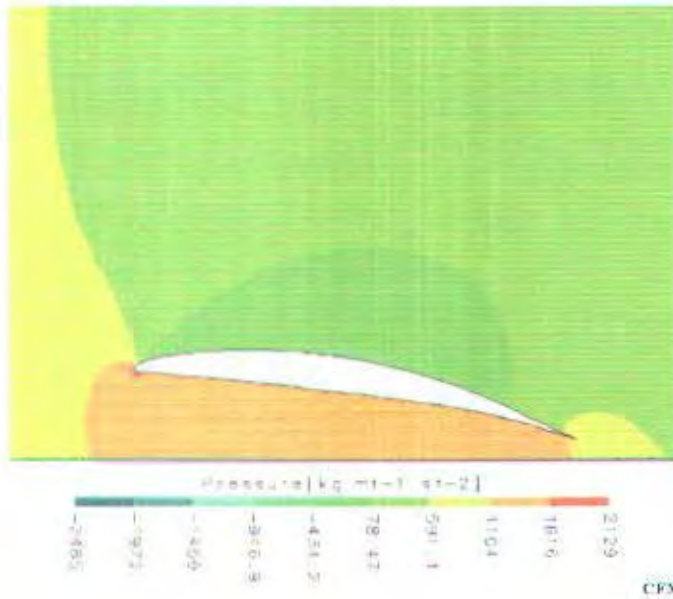




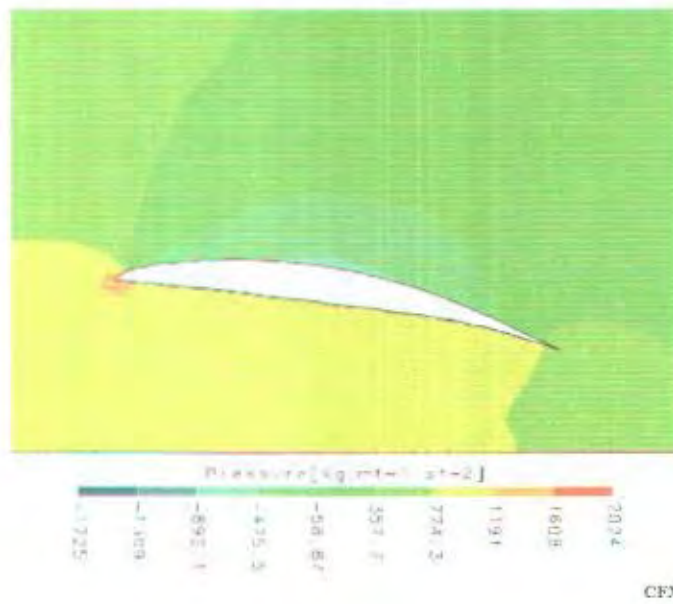
Mean Line 0.4 h/c = 0,05



Mean Line 0.4 h/c = 0,25



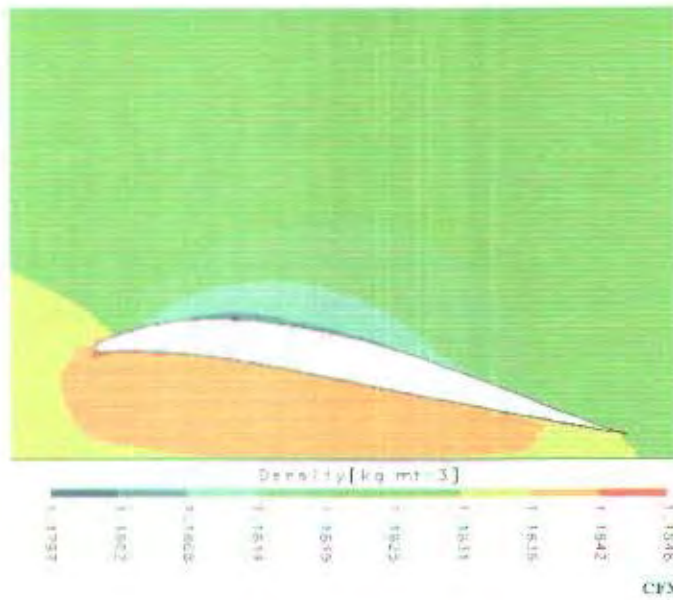
**Mean Line 0.8 h/c = 0,05**



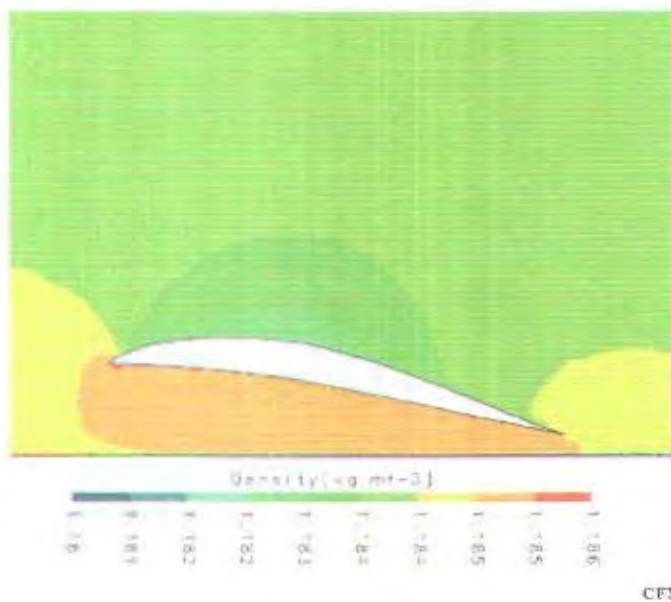
**Mean Line 0.8 h/c = 0,25**

## LAMPIRAN 6

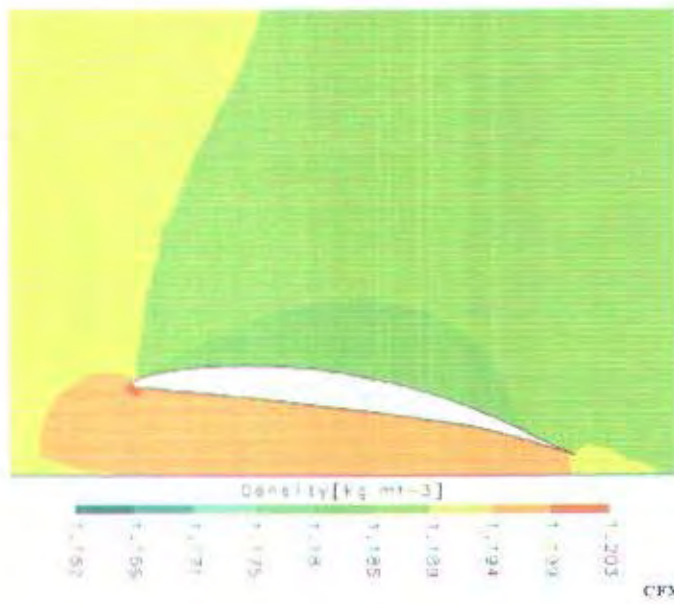
### DENSITY



Mean Line 0.2 h/c = 0,05



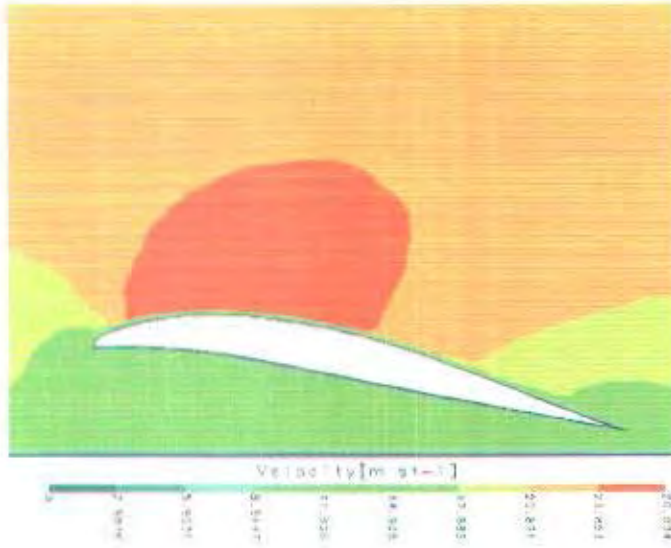
Mean Line 0.4 h/c = 0,05



**Mean Line 0.8 h/c = 0,05**

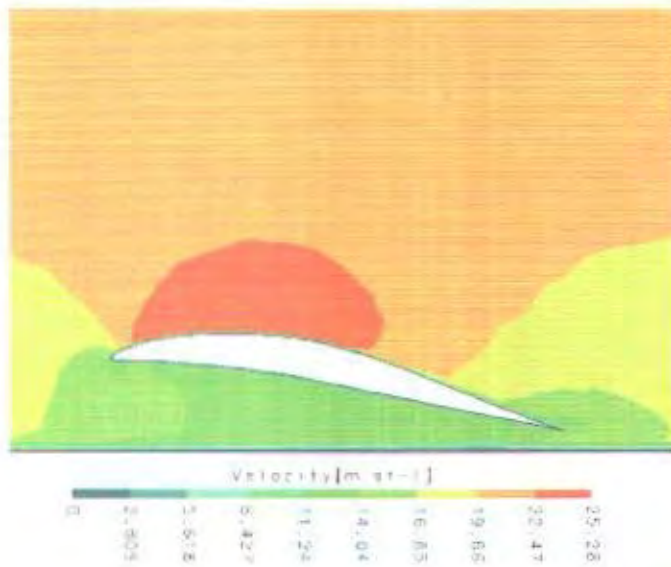
## LAMPIRAN 7

VELOCITY  $V = 20\text{m/s}$



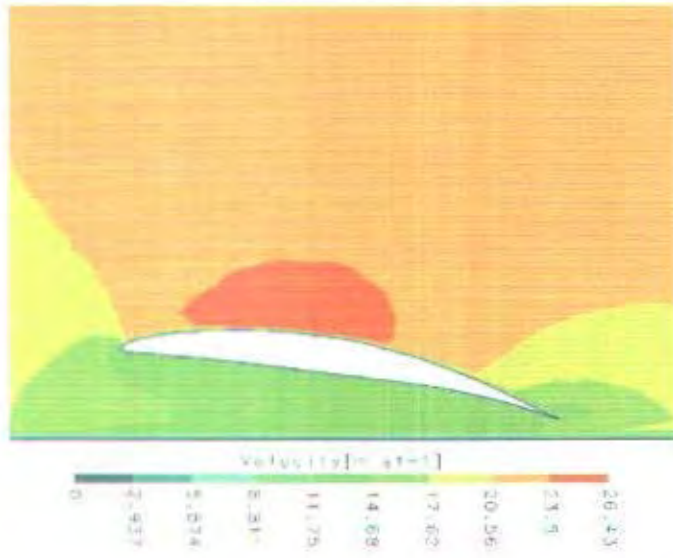
CFX

Mean Line  $0.2 h/c = 0,05$



CFX

Mean Line  $0.4 h/c = 0,05$

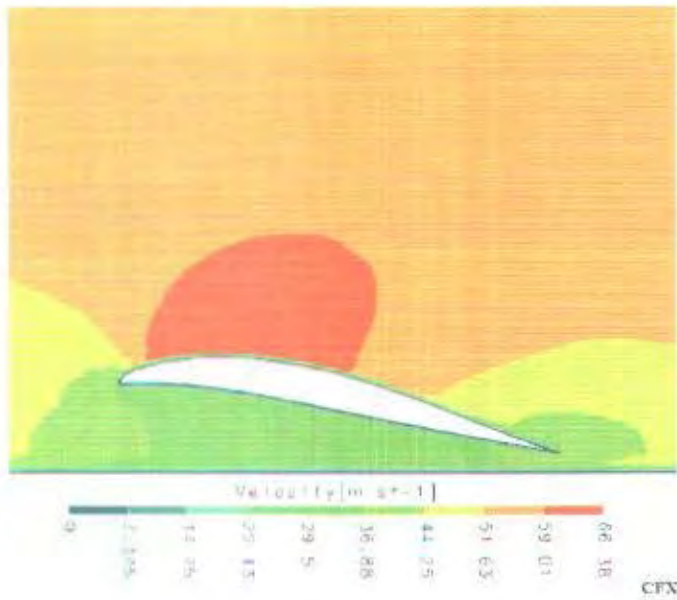


CFX

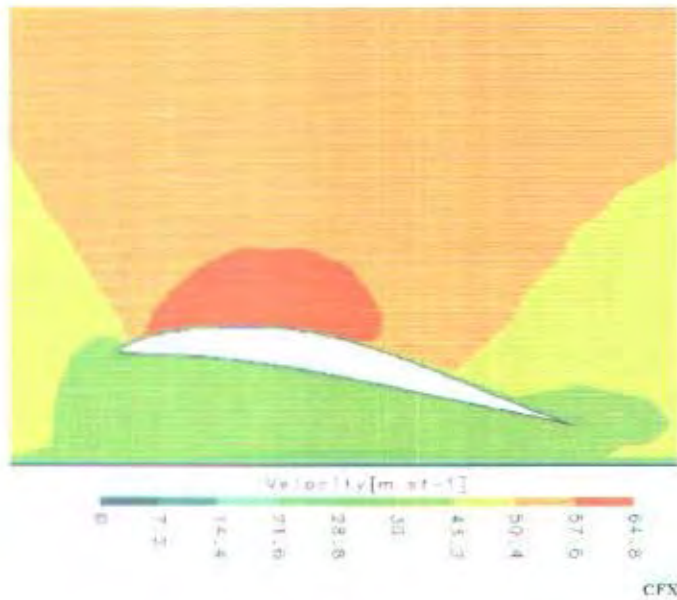
**Mean Line  $0.8 h/c = 0,05$**

### LAMPIRAN 8

VELOCITY  $V = 50\text{m/s}$



Mean Line  $0.2 h/c = 0,05$



Mean Line  $0.4 h/c = 0,05$



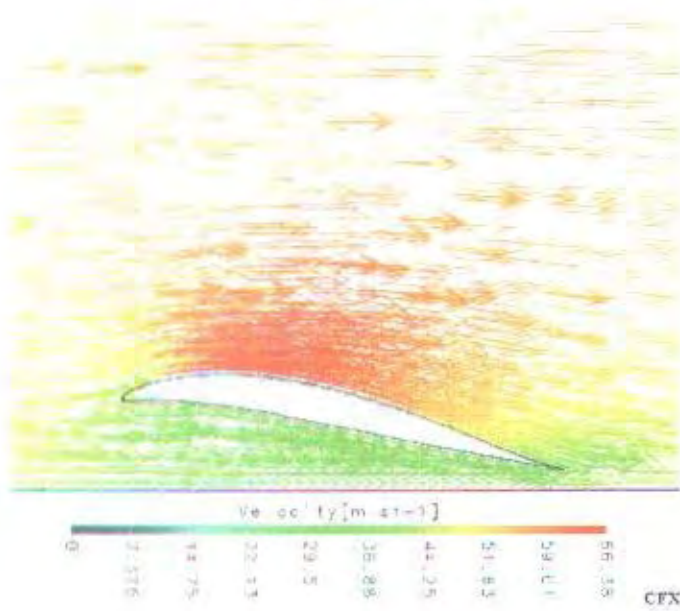
Mean Line  $0.8 h/c = 0,05$



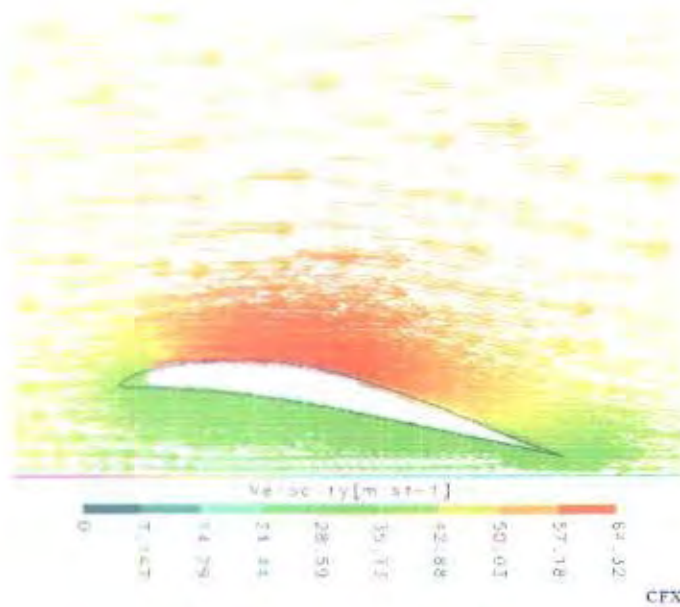


## LAMPIRAN 9

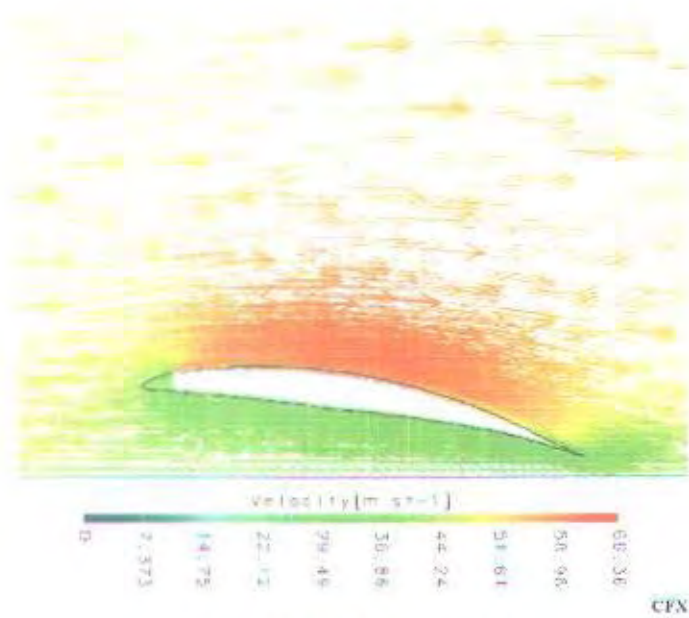
### VELOCITY VEKTOR



Mean Line 0.2 h/c = 0,05

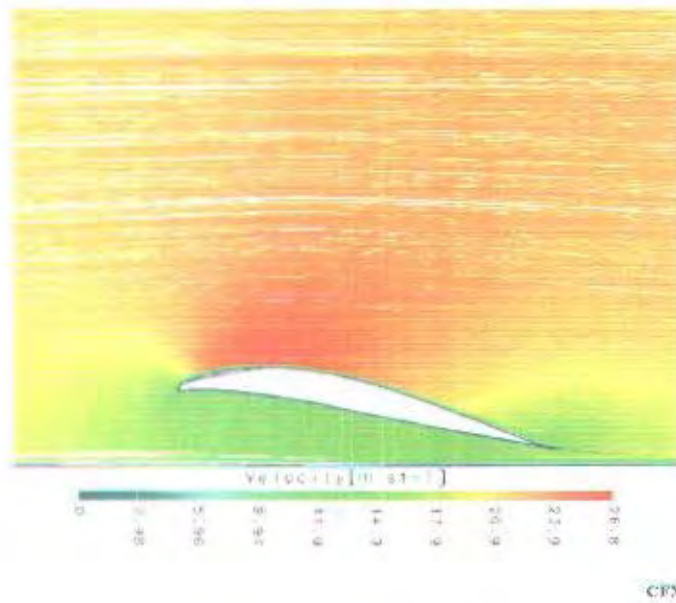


Mean Line 0.4 h/c = 0,05

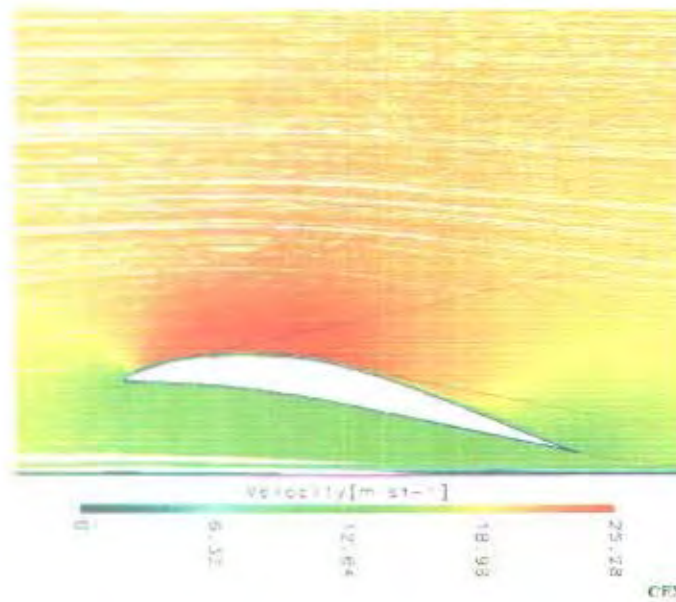


Mean Line  $0.8 h/c = 0,05$

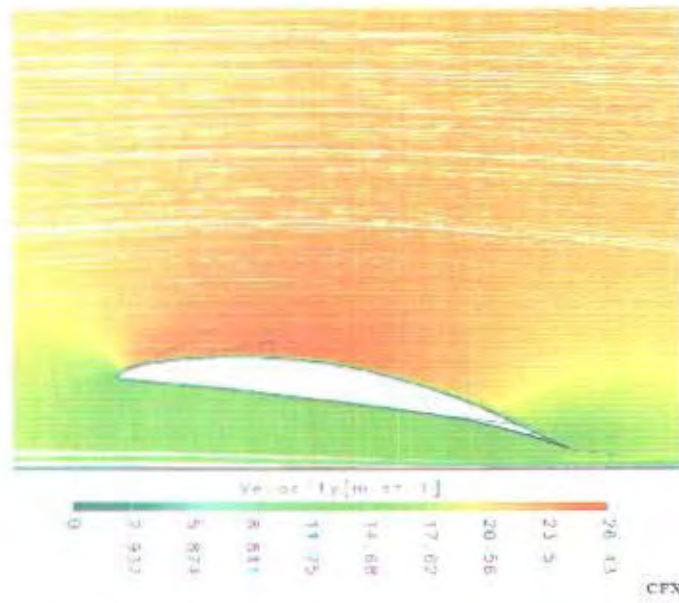
LAMPIRAN 10  
STREAM - VELOCITY



Mean Line 0.2 h/c = 0,05



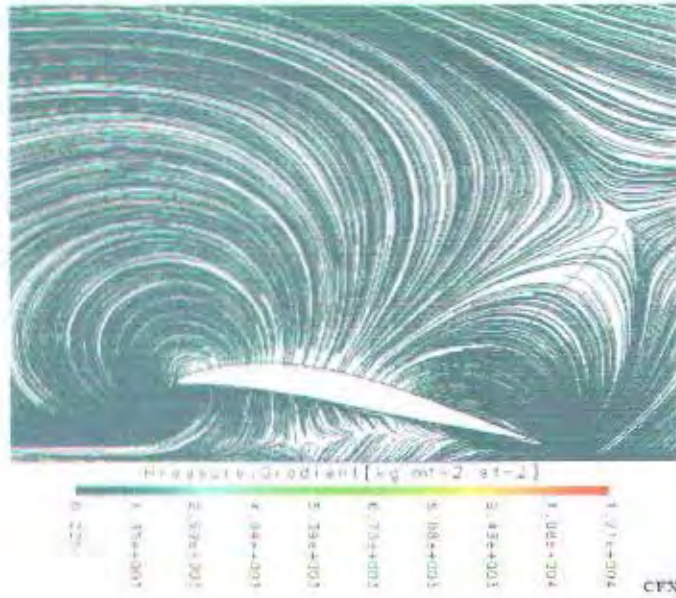
Mean Line 0.4 h/c = 0,05



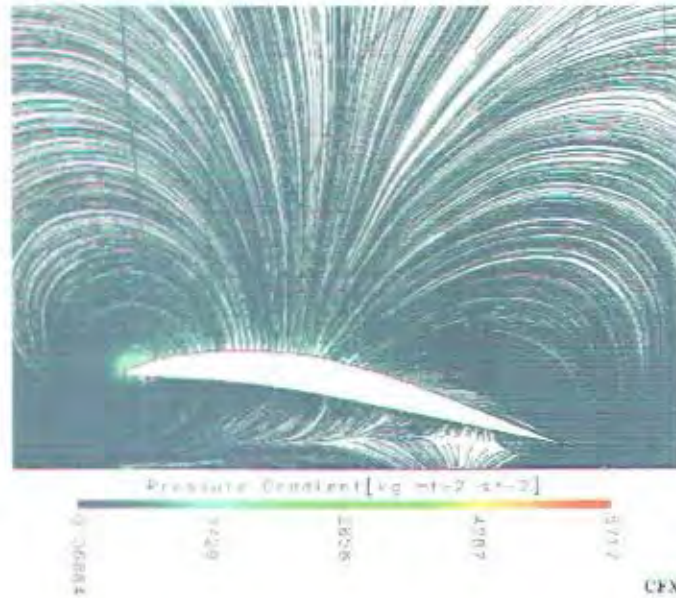
**Mean Line 0.8 h/c = 0,05**

# LAMPIRAN 11

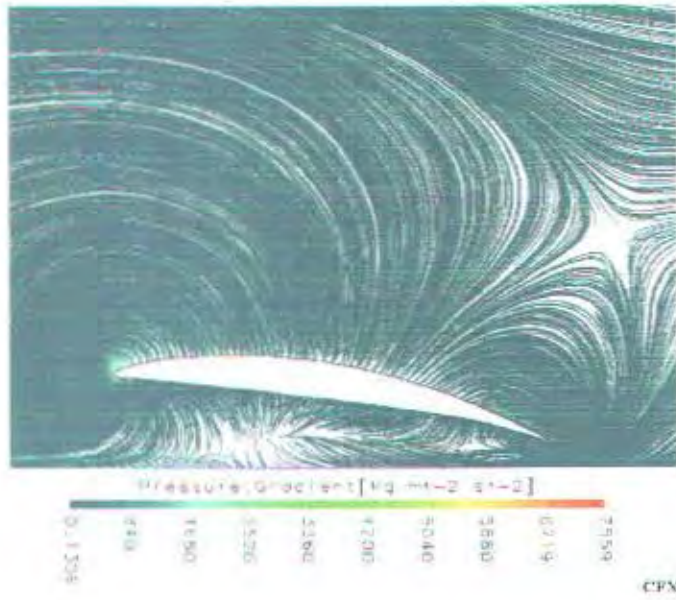
## STREAM - PRESSURE GRADIENT



Mean Line 0.2 h/c = 0,05



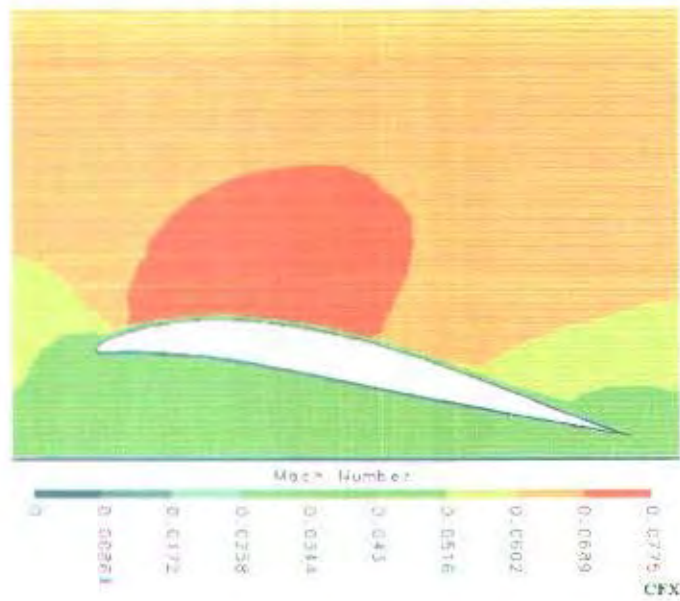
Mean Line 0.4 h/c = 0,05



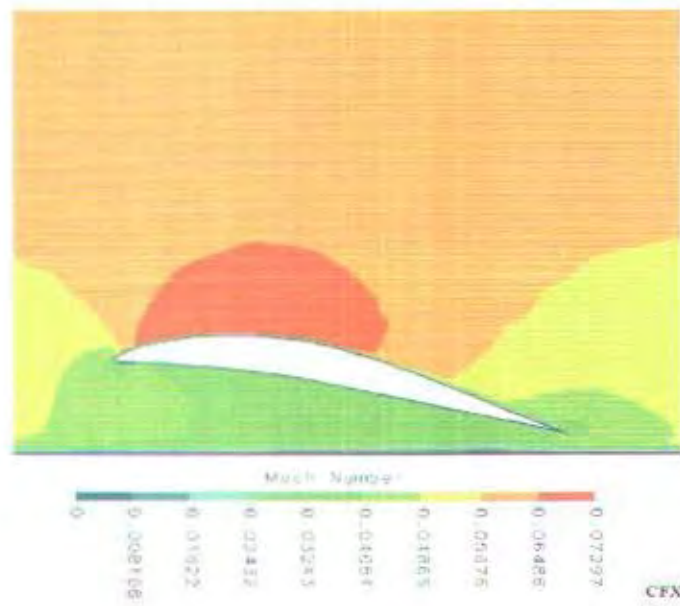
Mean Line 0.8 h/c = 0,05

## LAMPIRAN 12

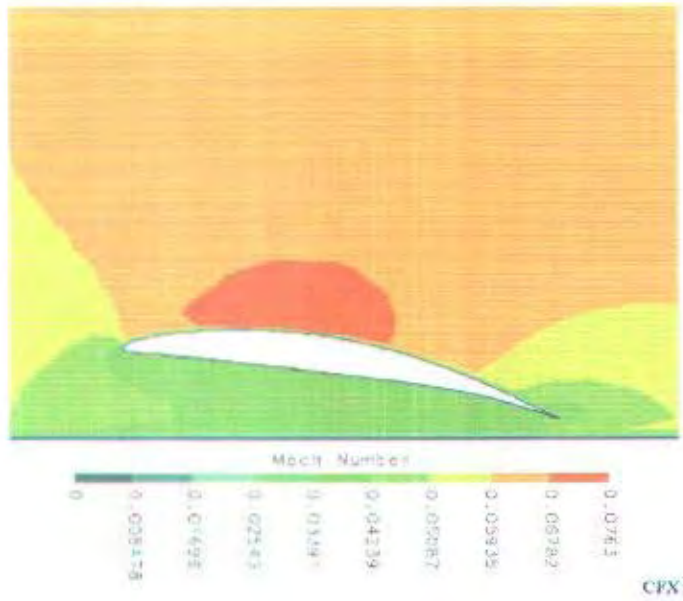
MACH NUMBER  $V = 20\text{m/s}$



Mean Line  $0.2 h/c = 0,05$



Mean Line  $0.4 h/c = 0,05$

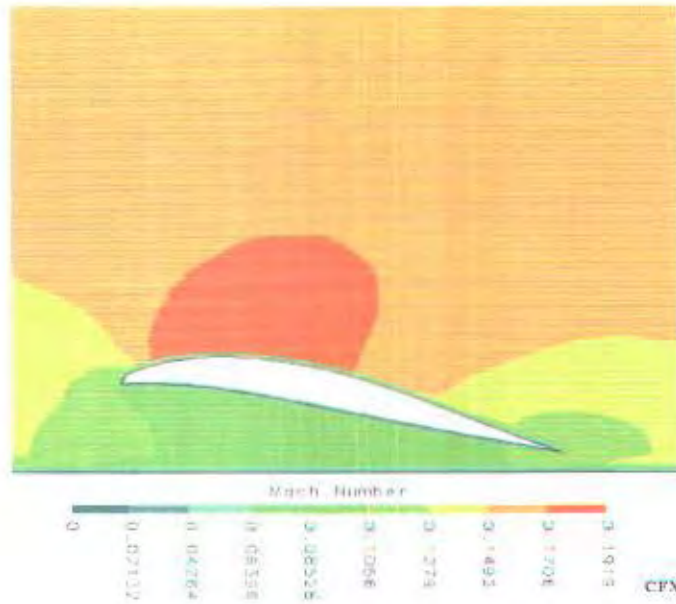


Mean Line 0.8 h/c = 0,05

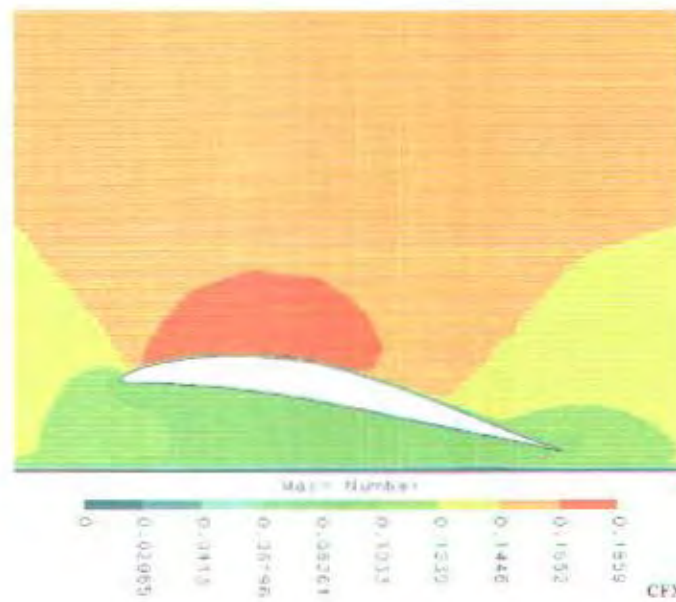


### LAMPIRAN 13

MACH NUMBER  $V = 50\text{m/s}$



Mean Line  $0.2 h/c = 0,05$



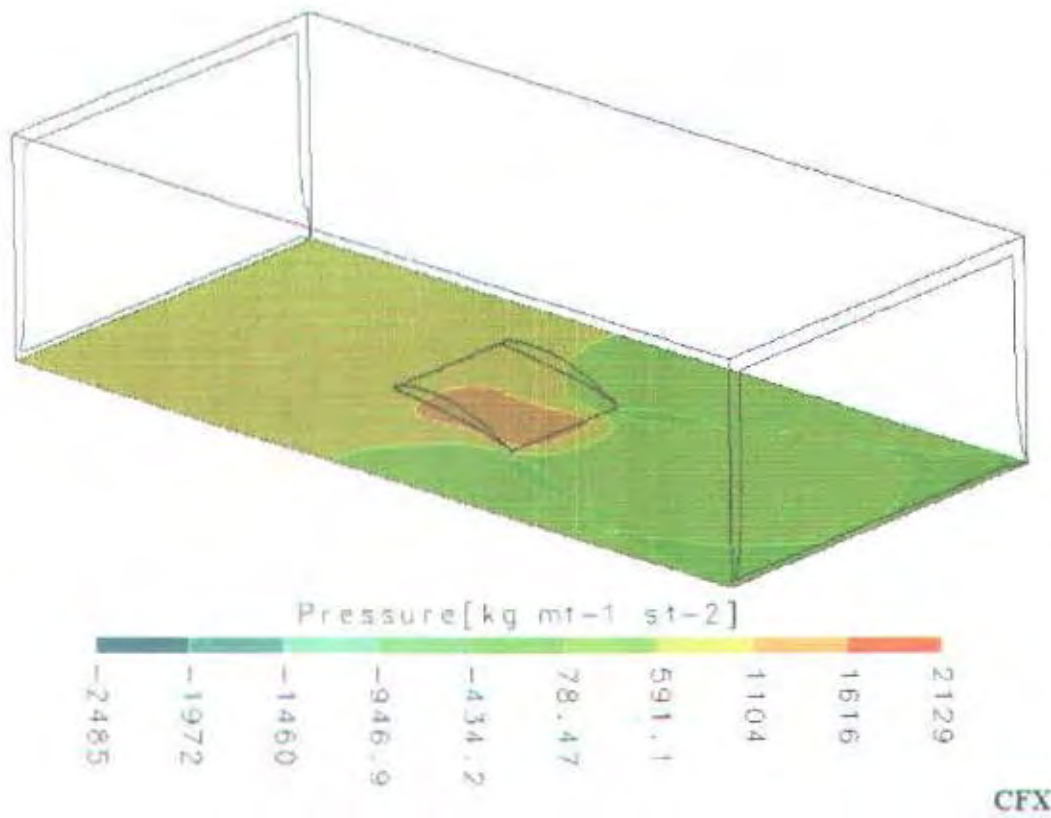
Mean Line  $0.4 h/c = 0,05$



Mean Line 0.8 h/c = 0,05

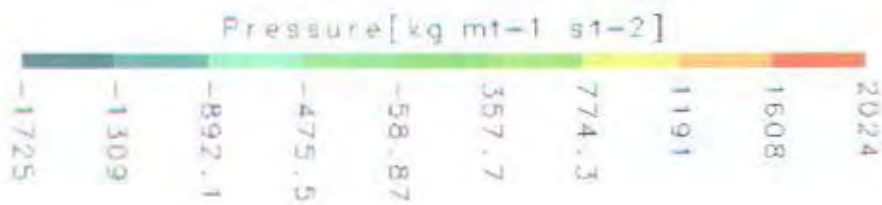
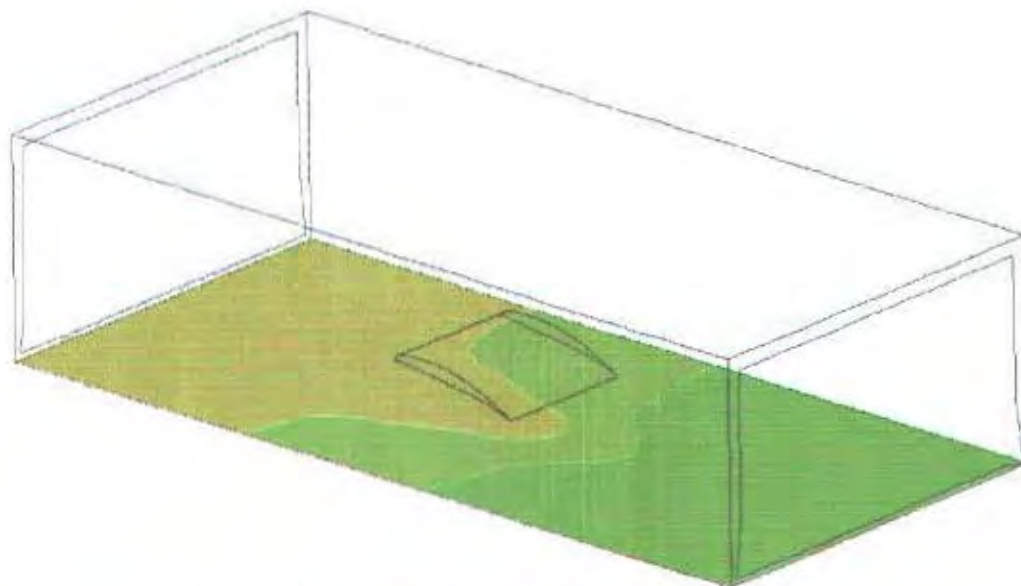
LAMPIRAN 14

TAMPILAN 3D UNTUK SAYAP DENGAN GROUND EFFECT



LAMPIRAN 15

TAMPILAN 3D UNTUK SAYAP TANPA GROUND EFFECT



CFX



## LAMPIRAN 16

### TABEL PERHITUNGAN KOEFISIEN LIFT DAN KOEFISIEN DRAG

#### Mean Line 0.2, $v = 20m/s$

h/c	P-Lift	F-Lift	CL	P-Drag	F-Drag	Cd	Cl/Cd
0.05	218.6244	874.4976	0.580579	1.805067	7.220268	0.00479	121.1171
0.1	196.3997	785.5988	0.521559	1.875402	7.501608	0.00498	104.7241
0.15	178.1829	712.7314	0.473183	1.893297	7.573188	0.00503	94.11247
0.2	171.6645	686.6578	0.455872	1.897795	7.59118	0.00504	90.45469
0.25	166.3892	665.5568	0.441863	1.916259	7.665036	0.00509	86.83022

#### Mean Line 0.4, $v = 20m/s$

h/c	P-Lift	F-Lift	CL	P-Drag	F-Drag	Cd	Cl/Cd
0.05	200.3734	801.4936	0.532112	1.616239	6.464956	0.00429	123.9751
0.1	184.9236	739.6944	0.491083	1.674975	6.6999	0.00445	110.4038
0.15	173.4014	693.6056	0.460485	1.702436	6.809744	0.00452	101.8549
0.2	165.7781	663.1124	0.440241	1.717267	6.869068	0.00456	96.53601
0.25	160.2879	641.1516	0.425661	1.72889	6.91556	0.00459	92.71145

#### Mean Line 0.8, $v = 20m/s$

h/c	P-Lift	F-Lift	CL	P-Drag	F-Drag	Cd	Cl/Cd
0.05	221.1281	884.5124	0.587228	1.560286	6.241144	0.00414	141.7228
0.1	198.1191	792.4765	0.526125	1.617381	6.469524	0.00430	122.4938
0.15	181.8288	727.3152	0.482865	1.622471	6.489884	0.00431	112.0691
0.2	175.5155	702.062	0.466099	1.6491	6.5964	0.00438	106.4311
0.25	170.5557	682.2228	0.452928	1.662645	6.65058	0.00442	102.5809

#### Mean Line 0.2, $v = 50m/s$

h/c	P-Lift	F-Lift	CL	P-Drag	F-Drag	Cd	Cl/Cd
0.05	1343.464	5373.856	3.567705	9.19734	36.78936	0.02442	146.0709
0.1	1243.913	4975.65	3.303336	9.63717	38.54868	0.02559	129.0745
0.15	1143.246	4572.984	3.036006	9.90648	39.62592	0.02631	115.4039
0.2	1090.287	4361.147	2.895367	10.01997	40.07988	0.02661	108.8114
0.25	1055.885	4223.539	2.804009	10.11885	40.4754	0.02687	104.3483

Mean Line 0.4,  $v = 50\text{m/s}$

h/c	P-Lift	F-Lift	CL	P-Drag	F-Drag	Cd	Cl/Cd
0.05	1286.877	5147.508	3.417433	8.60283	34.41132	0.02285	149.5876
0.1	1168.786	4675.144	3.10383	8.88548	35.54192	0.02360	131.5389
0.15	1097.291	4389.164	2.913968	9.04064	36.16256	0.02401	121.3732
0.2	1047.49	4189.96	2.781716	9.11774	36.47096	0.02421	114.8848
0.25	1012.672	4050.688	2.689253	9.1828	36.7312	0.02439	110.2792

Mean Line 0.8,  $v = 50\text{m/s}$

h/c	P-Lift	F-Lift	CL	P-Drag	F-Drag	Cd	Cl/Cd
0.05	1352.908	5411.632	3.592785	8.43267	33.73068	0.02239	160.4365
0.1	1258.249	5032.996	3.341408	8.76265	35.0506	0.02327	143.5923
0.15	1200.293	4801.172	3.1875	8.98631	35.94524	0.02386	133.5691
0.2	1159.67	4638.68	3.079622	9.1436	36.5744	0.02428	126.8286
0.25	1126.705	4506.82	2.99208	9.20057	36.80228	0.02443	122.4603