

**STUDI PERBANDINGAN AERODINAMIKA NACA 65410
DAN NACA 64A410 SEBAGAI SAYAP PESAWAT TEMPUR
TERHADAP SUDUT SERANG YANG BERVARIASI
DENGAN ANSYS FLUENT**

Diajukan untuk memenuhi persyaratan mengikuti sidang sarjana Strata Satu (S-1)

Prodi Teknik Mesin



Nama : Ivan Ferdinand Simanjuntak

NIM : 1251050006

**PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS KRISTEN INDONESIA
JAKARTA
2016**

LEMBAR PENGESAHAN

Nama : Ivan Ferdinand Simanjuntak
NIM : 1251050006
Fakultas/Jurusan : Teknik Mesin
Judul : **ANALISA AERODINAMIKA *NACA* 65410
DAN *NACA* 64A410 SEBAGAI SAYAP
PESAWAT TEMPUR TERHADAP SUDUT SERANG
YANG BERVARIASI DENGAN *ANALISIS FLUENT***

Diterima dan disahkan untuk memenuhi salah satu persyaratan guna memperoleh gelar Sarjana Strata Satu (S-1) Teknik Mesin.

Dosen Pembimbing I

Dosen Pembimbing II

(Ir. Kimar Turnip, Msc.)

(Ir. Priyono Atmadi, MSc.)

Mengetahui,

Ketua Jurusan Teknik Mesin

(Ir. Kimar Turnip, Msc.)



**UNIVERSITAS KRISTEN INDONESIA
FAKULTAS TEKNIK JURUSAN MESIN
JAKARTA**

SURAT TUGAS AKHIR

1. Dengan persetujuan Kaprodi / Koordinator Tugas Akhir

Jurusan Mesin, maka :

N a m a : Ivan Ferdinand Simanjuntak

N I M : 1251050006

Berjanji akan menyelesaikan tugas ini dalam waktu yang ditentukan dengan kesungguhan, kreatifitas dan penuh tanggung jawab sesuai dengan kepribadian seorang Sarjana Teknik yang diharapkan daripadanya.

2. **Topik Tugas Akhir** : Analisa Aerodinamika *NACA 65410*
Dan *NACA 64A410* Sebagai Sayap Pesawat Tempur
Terhadap Sudut Serang Yang Bervariasi Dengan *Analisis Fluent*
Diberikan pada tanggal :
Selesai pada tanggal :
Dosen Pembimbing : 1. Ir. Kimar Turnip, MSc
2. Ir. Priyono Atmadi, MSc

3. Pembayaran uang tugas tanggal :

4. Tugas selesai dan diterima
pada tanggal :

Nomor .
.../pts/jtm/ft.uki/

T.Tangan :

Ir. Kimar Turnip, MSc.
Kaprodi

Ivan Ferdinand
Simanjuntak
Mahasiswa ybs.

Ir. Kimar Turnip, MSc.
Dosen Pembimbing I

Ir. Priyono Atmadi, Msc.
Dosen Pembimbing II

Bagian Keuangan

Ir. Kimar Turnip, Msc.

LEMBAR PERNYATAAN

Dalam hal ini saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Ivan Ferdinand Simanjuntak
NIM : 1251050006
Institusi/ perguruan : Universitas Kristen Indonesia
Fakultas : Teknik
Jurusan : Mesin

Menyatakan :

Dalam tugas akhir dengan topik **“Analisa Aerodinamika NACA 65410 Dan NACA 64A410 Sebagai Sayap Pesawat Tempur Terhadap Sudut Serang Yang Bervariasi Dengan Analisis Fluent”** adalah hasil dari karya saya sendiri.

Dalam hal topik tersebut baru pertama kali dilakukan di Teknik Mesin UKI.

Demikian surat pernyataan ini saya buat.

Jakarta, 27 Maret 2016

Ivan Ferdinand Simanjuntak

KATA PENGANTAR

Puji syukur kepada Tuhan Yesus Kristus, Allah Yang Esa atas penyertaanNya dan kebaikanNya yang tiada terbatas sehingga penulisan dan penyusunan Tugas Akhir ini dapat terselesaikan, itu semua karena anugerahNya.

Tugas Akhir ini dibuat untuk memenuhi syarat dalam menempuh ujian akhir sarjana Strata satu (S-1) pada jurusan Teknik Mesin Universitas Kristen Indonesia, Jakarta. Tugas akhir yang berjudul, “**Analisa Aerodinamika NACA 65410 Dan NACA 64A410 Sebagai Sayap Pesawat Tempur Terhadap Sudut Serang Yang Bervariasi Dengan Analisis Fluent**” , membahas mengenai karakteristik aerodinamis dari sayap pesawat tempur. Kemudian sayap pesawat tempur yang menggunakan *NACA 65410* dan *64A410*, disimulasikan dan dianalisa menggunakan suatu *software* mekanika fluida yakni, *ANSYS FLUENT*.

Laporan Tugas Akhir ini dapat terselesaikan juga karena adanya dukungan-dukungan serta semangat kepada penulis dari berbagai pihak. Sehingga pada kesempatan ini, penulis ingin menyampaikan terima kasihnya kepada berbagai pihak atas dukungannya dan semangatnya kepada:

1. Keluarga saya, khususnya papa dan mama yang telah menyemangati saya dalam menyelesaikan skripsi dan telah mendidik saya selama ini.
2. Bapak Ir. Kimar Turnip, Msc selaku kepala prodi dan dosen pembimbing pertama yang telah meluangkan waktu dan tenaganya guna mengarahkan skripsi saya serta terima kasih atas semangat dan motivasi yang bapak telah berikan kepada saya.
3. Bapak Ir. Priyono Atmadi, Msc selaku dosen pembimbing kedua yang telah meluangkan waktu, tenaga serta pikirannya untuk mengarahkan dan membina

saya dalam mengerjakan skripsi saya. Terimakasih juga kepada bapak karena motivasi bapak yang telah mendorong saya untuk maju.

4. Dosen-dosen di UKI, khususnya Teknik Mesin UKI yang selama ini telah memberikan ilmunya serta nasihat, kritikan, masukkan kepada setiap mahasiswa/i nya untuk terus berkembang dan berpikir maju.
5. Rekan-rekan satu angkatan baik dari Fakultas Teknik maupun non-teknik, termasuk juga rekan-rekan sekerja sepelayanan rohani di UKK PMUKI atas doa dan semangat yang telah mereka berikan.
6. Terima kasih kepada Usi atas waktu yang pernah diberikannya serta nasihat-nasihatnya yang membangun.

Penulis juga menyadari bahwa terdapat beberapa hal yang kurang memuaskan dalam penyusunan laporan Tugas Akhir ini dan mohon maaf apabila terdapat kesalahan atau kekeliruan yang terjadi, maka dari itu saran-saran dari para pembaca sangat dibutuhkan dan diterima dengan baik guna kemajuan bersama. Saya berharap semoga bermanfaat bagi siapapun yang membacanya.

Akhir kata, saya juga menyampaikan rasa terima kasih kembali, kepada setiap pihak yang juga belum disebutkan satu persatu dan telah ikut berkontribusi dalam laporan Tugas Akhir ini. Kiranya Tuhan memberkati kita semua !.

Jakarta, 27 Maret 2016

Ivan Ferdinand Simanjuntak

ABSTRAK

Pada zaman ini, segala teknologi mengalami kemajuan yang sangat cepat. Hal demikian juga terjadi dalam bidang penerbangan. Dalam bidang penerbangan, seiring dengan kemajuan teknologi, semakin mukhtahir pula teknologi pesawat terbang (tempur dan komersil). Hal ini juga yang kemudian menjadi alasan penulis untuk meneliti kedua jenis *airfoil*, NACA 65410 dan NACA 64A410. Keduanya hampir mirip, hanya saja memiliki keunggulan dan kelemahan pada sudut serang tertentu. Penulis meneliti keduanya dan membandingkannya melalui *software* ANSYS Fluent, kemudian penulis juga membandingkan apakah teori yang berlaku sejalan atau tidak untuk kedua *airfoil* ini.

Penulis memasukkan input berupa variabel-variabel seperti kecepatan (300 m/s, 450 m/s, dan 580 m/s), densitas, nilai iterasi dan lain sebagainya. Dari hasil simulasi fluida didapatkan garis kecepatan, garis gaya, dan kontur tekanan yang ternyata membuktikan bahwa penelitian yang dilakukan sejalan dengan teori yang berlaku, bahwa kecepatan di atas sayap lebih besar dari di bawah sayap dan tekanan yang terjadi di atas sayap lebih kecil dari tekanan di bawah sayap.

Dari hasil penelitian juga sejalan dengan teori bahwa NACA 65410 memiliki gaya angkat yang baik dari NACA 64A410 di saat sudut serang 0° dan 13° di saat posisi manuver rendah/ menuju mendarat, sedangkan NACA 64A410 memiliki gaya angkat yang optimal saat posisi manuver tinggi (kristis) -- 13° . Tetapi besarnya nilai gaya hambat yang dihasilkan pada sudut serang yang sama mempengaruhi performansi NACA 65410. Jika dibandingkan dengan NACA 64A410 yang memiliki nilai gaya hambat yang rendah. Tekanan dan kecepatan yang dihasilkan oleh NACA 64A410 lebih baik saat posisi menjelajah, lepas landas atau manuver tinggi akan tetapi pada kecepatan terbang 450 m/s, NACA 65410 lebih stabil. Sedangkan pada kecepatan yang sama pula NACA 64A410 memiliki kunggulan dalam akselerasi.

ABSTRACT

In this century, every technology comes improvement fastly. This thing happen to aviation section. In aviation globalization and improvement of technology pushing the every single avionic and its instrument become more modern, so made jet plane (commercial and fighter) more modern too caused effect of globalization. This thing is writer reason, why writer should made this topic. Writer researching both of NACA 65410 and NACA 64A410 because almost similiar even have efficiency and defficiency in some various angle of attack also then compared it with software named ANSYS Fluent, then writer also comparing that theory with simulation fluid dynamic that writer did.

Writer inputing 'input' some variable like wind speed (300 mps, 450 mps and 580 mps), density, iteration value and anything else same with it. The result of simulation fluid dynamic that writer did was resulting 'output' like pressure contour, velocity contour, streamline, drag force-lift force and it coefficient value.

Then from the result can said that simulation fluid dynamic that did was theory is same way with simulation fluid dynamic was writer did—velocity in upper wing is higher than lower wing and pressure in upper wing is lower than lower wing—from the result was concluded that NACA 65410 better than NACA 64A410 in angle of attack 0° and 13° on cruise, take off and high manuver position then NACA 64A410 have optimal lifting force in critical angle of attack -13° . But, please note that NACA 64A410 have low drag force and coefficient drag force than NACA 65410. Even in 450 mps, NACA 65410 is more stable than NACA 64A410. But, NACA 64A410 have advantage on acceleration even on high manuver, cruise and take off position. But, from this we can said that both is almost same like theory was said before.

DAFTAR ISI

KATA PENGANTAR.....	i
ABSTRAK.....	iii
DAFTAR ISI.....	v
DAFTAR GAMBAR.....	xi
DAFTAR TABEL & GRAFIK.....	xvii
DAFTAR NOTASI.....	xviii
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1.Latar Belakang.....	1
1.2.Tujuan Penulisan.....	8
1.3.Rumusan Masalah.....	8
1.4.Batasan Masalah.....	9
1.5.Sistematika Penulisan.....	10
1.6.Metoda Penulisan.....	10
1.7.Metode Penelitian.....	11
BAB II TINJAUAN TEORI.....	12
2.1.Airfoil dan Streamline.....	12
2.1.1.Tipe-tipe Airfoil.....	14
2.2.Gaya Angkat (Lift) dan Gaya Hambat (Drag).....	15
2.3.Penamaan NACA Sebagai Airfoil.....	17

2.3.1.NACA Seri 4 Digit.....	18
2.3.2.NACA Seri 5 Digit.....	18
2.3.3.NACA Seri 1 (16) Digit.....	19
2.3.4.NACA Seri 6 Digit.....	19
2.3.5.NACA Seri 7 Digit.....	20
2.3.6.NACA Seri 8 Digit.....	20
2.4.Pendekatan Dalam Mengkaji Aliran Fluida.....	20
2.4.1.Pendekatan Komputasional Numerikal.....	21
2.4.1.1.Finite Volume Method (Metode Volume Hingga).....	22
2.4.1.2.Kondisi Batas (Boundary Condition) dan Karakteristik Grid.....	23
2.4.1.3.Model k-Epsilon.....	23
2.4.1.4.Alur Proses CFD.....	24
2.5.Bilangan Reynolds.....	25
2.6.Azas Bernoulli dan Gaya Aerodinamika Airfoil.....	25
2.7.Hukum III Newton.....	27
2.8.Gaya-Gaya Yang Bekerja Pada Pesawat Terbang.....	27
2.9.Konfigurasi Tambahan Sayap Pesawat Terbang.....	28
2.10.Sayap Pesawat Terbang Berdasarkan Kedudukannya Terhadap Fuselage.....	29
2.11.Sayap Pesawat Terbang Berdasarkan Bentuk Sayap.....	30

2.12.Solidwork Sebagai Pemodelan 2D dan 3D.....	30
2.13.ANSYS Sebagai Program CFD.....	31
BAB III METODOLOGI PEMROGRAMAN DAN HASIL KOMPUTASI.....	32
3.1.Metodologi Pemrograman.....	32
3.1.1.Diagram Alir Pemrograman.....	33
3.1.2.Input, Proses, Output Untuk Pemodelan (CAD) Airfoil.....	34
3.1.3.Input, Proses, Output Untuk Analisa Dinamika Fluida (CFD).....	34
3.2.Hasil Komputasi Simulasi Fluida Dan Analisa.....	35
3.2.1.Perbandingan Coefficient of Lift dan Coefficient of Drag.....	35
3.2.1.1.NACA 65410.....	35
3.2.1.2.NACA 64A410.....	36
3.2.2.Streamline NACA 65410 dan NACA 64A410.....	41
3.2.2.1.Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA 0 ⁰	41
3.2.2.1.1.Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA 0 ⁰ 300 m/s.....	41
3.2.2.1.2.Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA 0 ⁰ 450 m/s.....	42
3.2.2.1.3.Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA 0 ⁰ 580 m/s.....	43
3.2.2.2. Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA 13 ⁰	44
3.2.2.2.1.Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA 13 ⁰ 300 m/s.....	44
3.2.2.2.2.Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA 13 ⁰ 450 m/s.....	45

3.2.2.2.3. Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA 13^0 580 m/s.....	46
3.2.2.3. Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA -13^0	47
3.2.2.3.1. Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA -13^0 300 m/s.....	47
3.2.2.3.2. Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA -13^0 450 m/s.....	48
3.2.2.3.3. Hasil Streamline NACA 65410 Untuk AoA -13^0 580 m/s.....	49
3.2.2.4. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA 0^0	50
3.2.2.4.1. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA 0^0 300 m/s.....	50
3.2.2.4.2. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA 0^0 450 m/s.....	51
3.2.2.4.3. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA 0^0 580 m/s.....	52
3.2.2.5. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA 13^0	53
3.2.2.5.1. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA 13^0 300 m/s.....	53
3.2.2.5.2. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA 13^0 450 m/s.....	54
3.2.2.5.3. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA 13^0 580 m/s.....	55
3.2.2.6. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA -13^0	56
3.2.2.6.1. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA -13^0 300 m/s.....	56
3.2.2.6.2. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA -13^0 450 m/s.....	57
3.2.2.6.3. Hasil Streamline NACA 64A410 Untuk AoA -13^0 580 m/s.....	58
3.2.3. Pressure Contour Untuk NACA 65410 dan NACA 64A410.....	59
3.2.3.1.1. Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA 0^0 300 m/s.....	59

3.2.3.1.2.Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA 0 ⁰ 450 m/s.....	61
3.2.3.1.3.Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA 0 ⁰ 580 m/s.....	63
3.2.3.2.1.Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA 13 ⁰ 300 m/s.....	65
3.2.3.2.2.Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA 13 ⁰ 450 m/s.....	67
3.2.3.2.3.Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA 13 ⁰ 580 m/s.....	69
3.2.3.3.1.Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA -13 ⁰ 300 m/s.....	71
3.2.3.3.2.Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA -13 ⁰ 450 m/s.....	73
3.2.3.3.3.Pressure Contour NACA 65410 Untuk AoA -13 ⁰ 580 m/s.....	75
3.2.3.4.1.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA 0 ⁰ 300 m/s.....	77
3.2.3.4.2.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA 0 ⁰ 450 m/s.....	79
3.2.3.4.3.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA 0 ⁰ 580 m/s.....	81
3.2.3.5.1.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA 13 ⁰ 300 m/s.....	83
3.2.3.5.2.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA 13 ⁰ 450 m/s.....	85
3.2.3.5.3.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA 13 ⁰ 580 m/s.....	87
3.2.3.6.1.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA -13 ⁰ 300 m/s.....	89
3.2.3.6.2.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA -13 ⁰ 450 m/s.....	91
3.2.3.6.3.Pressure Contour NACA 64A410 Untuk AoA -13 ⁰ 580 m/s.....	93
BAB IV PENUTUP.....	95
4.1.Kesimpulan.....	95

4.2.Saran-Saran.....	96
DAFTAR PUSTAKA.....	98
LAMPIRAN-LAMPIRAN.....	98 - 120

DAFTAR GAMBAR

- Gambar 1.1. Irisan dari *airfoil* sayap pesawat terbang.
- Gambar 1.2. Aliran udara yang melintas *airfoil* dan menunjukkan arah *lift* dan *drag*.
- Gambar 1.3. Menerangkan *airfoil* pada saat sudut serang tertentu.
- Gambar 2.1. Menunjukkan bagian-bagian *airfoil*.
- Gambar 2.2. Aliran kompresibel dan viskos serta menunjukkan *streamline* yang terjadi pada *airfoil*.
- Gambar 2.3. Berbagai tipe *airfoil* beserta karakteristik dan kegunaan dalam penerbangan.
- Gambar 2.4. Gaya *lift* dan *drag* yang terjadi menghasilkan resultan gaya terhadap aliran fluida pada sudut serang tertentu.
- Gambar 2.5. *Airfoil* 2D, *grid* dan *mesh*.
- Gambar 2.6. Berlakunya persamaan Bernoulli pada saat *airfoil* melintasi udara.
- Gambar 2.7. Gaya-gaya yang terjadi pada pesawat saat jelajah.
- Gambar 3.1. Mekanisme aliran udara, $v = 300 \text{ m/s}$, $\text{AoA } 0^\circ$, NACA 65410.
- Gambar 3.2. Mekanisme aliran udara $v = 450 \text{ m/s}$, 0° , NACA 65410.
- Gambar 3.3. Mekanisme aliran udara $v = 580 \text{ m/s}$, 0° , NACA 65410.
- Gambar 3.4. Mekanisme aliran udara $v = 300 \text{ m/s}$, 13° , NACA 65410.
- Gambar 3.5. Mekanisme aliran udara $v = 450 \text{ m/s}$, 13° , NACA 65410.
- Gambar 3.6. Mekanisme aliran udara $v = 580 \text{ m/s}$, 13° , NACA 65410.

Gambar 3.7. Mekanisme aliran udara $v = 300 \text{ m/s}$, -13° , NACA 65410.

Gambar 3.8. Mekanisme aliran udara $v = 450 \text{ m/s}$, -13° , NACA 65410.

Gambar 3.9. Mekanisme aliran udara $v = 580 \text{ m/s}$, -13° , NACA 65410.

Gambar 3.10. Mekanisme aliran udara $v = 300 \text{ m/s}$, 0° , NACA 64A410.

Gambar 3.11. Mekanisme aliran udara $v = 450 \text{ m/s}$, 0° , NACA 64A410.

Gambar 3.12. Mekanisme aliran udara $v = 580 \text{ m/s}$, 0° , NACA 64A410.

Gambar 3.13. Mekanisme aliran udara $v = 300 \text{ m/s}$, 13° , NACA 64A410.

Gambar 3.14. Mekanisme aliran udara $v = 450 \text{ m/s}$, 13° , NACA 64A410.

Gambar 3.15. Mekanisme aliran udara $v = 580 \text{ m/s}$, 13° , NACA 64A410.

Gambar 3.16. Mekanisme aliran udara $v = 300 \text{ m/s}$, -13° , NACA 64A410.

Gambar 3.17. Mekanisme aliran udara $v = 450 \text{ m/s}$, -13° , NACA 64A410.

Gambar 3.18. Mekanisme aliran udara $v = 580 \text{ m/s}$, -13° , NACA 64A410.

Gambar 3.19. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 300 m/s dan $\text{AoA } 0^\circ$ NACA 65410.

Gambar 3.20. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 300 m/s dan $\text{AoA } 0^\circ$ NACA 65410.

Gambar 3.21. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 450 m/s dan $\text{AoA } 0^\circ$ NACA 65410.

Gambar 3.22. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 450 m/s dan $\text{AoA } 0^\circ$ NACA 65410.

Gambar 3.23. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 580 m/s dan AoA 0° NACA 65410.

Gambar 3.24. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 580 m/s dan AoA 0° NACA 65410.

Gambar 3.25. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 300 m/s dan AoA 13° NACA 65410.

Gambar 3.26. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 300 m/s dan AoA 13° NACA 65410.

Gambar 3.27. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 450 m/s dan AoA 13° NACA 65410.

Gambar 3.28. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 450 m/s dan AoA 13° NACA 65410.

Gambar 3.29. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 580 m/s dan AoA 13° NACA 65410.

Gambar 3.30. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 580 m/s dan AoA 13° NACA 65410.

Gambar 3.31. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 300 m/s dan AoA -13° NACA 65410.

Gambar 3.32. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 300 m/s dan AoA -13° NACA 65410.

Gambar 3.33. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 450 m/s dan AoA -13° NACA 65410.

Gambar 3.34. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 450 m/s dan AoA -13° NACA 65410.

Gambar 3.35. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 580 m/s dan AoA -13° NACA 65410.

Gambar 3.36. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 580 m/s dan AoA -13° NACA 65410.

Gambar 3.37. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 300 m/s dan AoA 0° NACA 64A410.

Gambar 3.38. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 300 m/s dan AoA 0° NACA 64A410.

Gambar 3.39. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 450 m/s dan AoA 0° NACA 64A410.

Gambar 3.40. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 450 m/s dan AoA 0° NACA 64A410.

Gambar 3.41. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 580 m/s dan AoA 0° NACA 64A410.

Gambar 3.42. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 580 m/s dan AoA 0° NACA 64A410.

Gambar 3.43. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 300 m/s dan AoA 13° NACA 64A410.

Gambar 3.44. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 300 m/s dan AoA 13° NACA 64A410.

Gambar 3.45. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 450 m/s dan AoA 13° NACA 64A410.

Gambar 3.46. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 450 m/s dan AoA 13° NACA 64A410.

Gambar 3.47. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 580 m/s dan AoA 13° NACA 64A410.

Gambar 3.48. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 580 m/s dan AoA 13° NACA 64A410.

Gambar 3.49. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 300 m/s dan AoA 13° NACA 64A410.

Gambar 3.50. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 300 m/s dan AoA -13° NACA 64A410.

Gambar 3.51. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 450 m/s dan AoA -13° NACA 64A410.

Gambar 3.52. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 450 m/s dan AoA -13° NACA 64A410.

Gambar 3.53. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian atas sayap, 580 m/s dan AoA -13° NACA 64A410.

Gambar 3.54. Menampilkan *pressure contour* yang terjadi pada bagian bawah sayap, 580 m/s dan AoA -13° NACA 64A410.

DAFTAR TABEL DAN GRAFIK

Tabel 3.1. Hasil simulasi aerodinamika dengan CFD ANSYS Fluent untuk NACA 65410.

Tabel 3.2. Hasil simulasi aerodinamika dengan CFD ANSYS Fluent untuk NACA 64A410.

Grafik 3.1. Perbandingan C_D v C_D NACA 65410 dengan NACA 64A410.

Grafik 3.2. Perbandingan C_L v C_L NACA 65410 dengan NACA 64A410.

Grafik 3.3. Perbandingan *lift force* v *lift force* NACA 65410 dengan NACA 64A410.

Grafik 3.4. Perbandingan *drag force* v *drag force* NACA 65410 dengan NACA 64A410.

DAFTAR NOTASI

Notasi :	Satuan :
L = Gaya angkat	: N/s
D = Gaya hambat	: N/s
C_L = <i>Coefficient of lift</i>	: -
C_D = <i>Coefficient of drag</i>	: -
ρ = Densitas udara	: kg/m^3
v = Kecepatan udara atau kecepatan pesawat	: m/s
A = Luas penampang sayap (<i>airfoil</i>)	: m^2
d = Diameter penampang	: m
l = Panjang penampang airfoil	: m
Re = Bilangan Reynolds	: -
α = AoA = Sudut serang (<i>Angle of Attack</i>)	: $^\circ$
P = Tekanan udara yang terjadi pada pesawat/ <i>airfoil</i>	: Pascal [Pa]
F = Gaya yang terjadi pada pesawat/ <i>airfoil</i>	: Newton [N]
g = Gravitasi bumi	: m/s^2
h = Ketinggian	: m
m = Massa udara	: kg
μ = <i>Dynamic viscosity</i>	: $\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$

a = Percepatan	: m/s^2
T = Temperatur absolute	: $^{\circ}\text{K}$
t = Suhu	: $^{\circ}\text{C}$
ν = <i>Kinematic viscosity</i>	: m^2/s
W = Berat, dalam hal ini beban sayap pesawat	: Newton [N]