

ANALISIS AIRFOIL 2412 DAN STREAMLINE SAYAP PADA PESAWAT TERBANG CESSNA 172

Rizky Aziz; Prof. Ir. Waluyo Adi Siswanto, M.Eng., Ph.D.
Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik,
Universitas Muhammadiyah Surakarta

Abstrak

Airfoil adalah bentuk geometri aerodinamis yang dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambatan sekecil mungkin ketika melalui fluida. Pada penelitian ini telah dilakukan percobaan simulasi airfoil NACA 2412 Dengan Model Pesawat Cessna 172 dirancang dan diambil datanya yang berupa Streamline dan grafik menggunakan Metode komputasi dengan Software XFLR5 . Percobaan dilakukan dengan tujuan untuk menentukan karakteristik aerodinamik Airfoil pada sudut serang tertentu dan kecepatan aliran udara tertentu kemudian melakukan analisis mengenai pengaruh sudut serang dan kecepatan aliran udara terhadap performansi dari airfoil. Variasi yang digunakan adalah sudut serang dari -5° hingga 20° , sedangkan kecepatan angin yang digunakan adalah 25 m/s, 45 m/s dan 65 m/s. pada penelitian ini lift coefficient mengalami gaya angkat yang baik dan drag coefficient mengalami gaya hambat yang sedikit, adapun lift coefficient terhadap Angle of attack Berbanding lurus. Semakin besar sudut serang dan semakin besar kecepatan aliran udara, maka nilai dari gaya angkat dan gaya hambat semakin besar..

Kata Kunci: Airfoil, NACA 2412, Streamline, gaya angkat, gaya hambat.

Abstract

Airfoil is an aerodynamic geometric shape that can produce large lift with the smallest possible drag force when passing through fluid. In this study, a simulation experiment of NACA 2412 airfoil was conducted with the Cessna 172 Aircraft Model designed and data taken in the form of Streamline and graphs using the Computational Method with XFLR5 Software. The experiment was conducted with the aim of determining the aerodynamic characteristics of the Airfoil at a certain angle of attack and a certain airflow velocity and then analyzing the effect of the angle of attack and airflow velocity on the performance of the airfoil. The variations used are the angle of attack from -5° to 20° , while the wind speed used is 25 m / s, 45 m / s and 65 m / s. in this study the lift coefficient experiences good lift and the drag coefficient experiences little drag, while the lift coefficient to the Angle of Attack is directly proportional. The greater the angle of attack and the greater the airflow velocity, the greater the value of the lift and drag forces.

Keywords: Airfoil, NACA 2412, Streamline, lift, drag.

1.PENDAHULUAN

Sayap pesawat adalah bagian penting dari pesawat. Tanpa adanya sayap, pesawat tidak akan memiliki daya angkat dan dan hambat. Sayap pesawat berdampak besar pada fenomena aerodinamika karena adanya gerakan relatif dari udara di sepanjang bentuk bodi sayap pesawat. Streamline adalah garis-garis yang di buat sedemikian rupa di dalam medan kecepatan, sehingga setiap saat garis-garis tersebut akan searah dengan aliran di setiap titik di dalam medan aliran tersebut. Dengan demikian, akan membentuk pola aliran udara pada sekeliling bodi (Sitanggang, 2012).

Cara kerja sayap pesawat adalah dengan membuat aliran di bagian atas pesawat mengalir lebih cepat daripada aliran di bagian bawah agar pesawat mendapatkan tekanan lebih rendah (daya hambat) dan daya angkat yang efektif. Seorang aeroengineer bahkan perlu mengetahui cara membentuk sayap pesawat untuk mendapatkan kombinasi momen lift, drag, dan pitching yang optimal untuk misi pesawat tertentu, dan juga harus memahami bagaimana aerodinamika dari desain dan performa yang seimbang agar gaya-gaya yang bekerja pada sayap tidak melebihi struktur sayap (Handoyo, 2000).

Aliran udara yang mengalir dari bagian permukaan atas dan bawah sayap pesawat mempunyai kecepatan dan tekanan tertentu tergantung dari jenis airfoil yang dipakai. Kecepatan pesawat, kerapatan, dan arah datangnya udara, serta sudut yang terjadi ketika udara melewati bagian sayap pesawat yang disebut sudut serang (angle of attack) merupakan faktor-faktor yang mempengaruhi seberapa besar gaya angkat yang terjadi pada pesawat (Lubis, 2012).

Ground effect merupakan peningkatan gaya angkat (lift) dan menurunnya gaya hambat (drag) pada sayap yang bergerak dekat dengan permukaan tanah atau air dengan jarak biasanya kurang dari satu ketinggian chord sayap. Peningkatan gaya angkat dihasilkan oleh peningkatan tekanan yang lebih besar pada permukaan bawah sayap karena tingginya perlambatan dari udara yang terperangkap di antara permukaan tanah atau air dan permukaan sayap (Rozhdestvensky, 2013).

Nilai lift dan drag akan semakin besar seiring dengan kenaikan sudut angle of attack. Namun pada angle of attack tertentu, lift yang dihasilkan akan hilang. Kejadian itu disebut dengan stall. Dari hasil, percobaan, kondisi stall terjadi pada saat sudut angle of attack menunjukkan diatas 20° . Semakin besar nilai C_L suatu airfoil, maka lift yang didapat pun akan semakin besar, begitu juga dengan drag. Semakin besar nilai C_D , maka semakin besar pula drag yang dihasilkan.

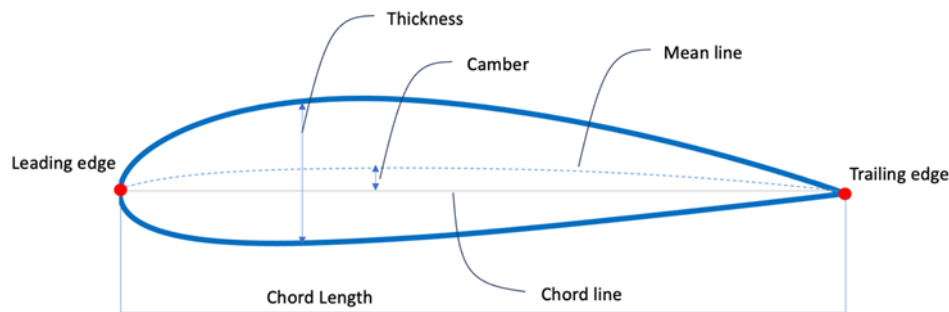
Pada penelitian ini, akan dilakukan metode komputasi dengan menggunakan software XFLR5 untuk mengetahui streamline sebagai manuver pesawat terbang. Kemudian Grafik C_L vs C_D , C_L vs α , C_D vs α . Berdasarkan latar belakang tersebut, maka penulis memilih judul penelitian ini dengan “Analisis Airfoil 2412 dan Streamline Sayap pada Pesawat Terbang Cessna 172”.

Berdasarkan latar belakang yang telah dijelaskan, maka permasalahan yang akan dibahas pada penelitian ini yakni bagaimana pengaruh angle of attack terhadap drag coefficient dan lift coefficient pada airfoil NACA 2412, kapan airfoil mengalami performa terbaik yang dilihat dari manuver angle of attack-nya dan terjadi pada kecepatan atau Reynolds number berapa, bagaimana karakteristik streamline sayap pada airfoil NACA 2412 ketika digunakan pada Pesawat Cessna 172. Tujuan dari permasalahan yakni mengetahui pengaruh bentuk airfoil NACA 2412 sayap pesawat terhadap drag coefficient dan lift coefficient dengan kecepatan 25 m/s (90 km/h), 45 m/s (162 km/h), dan 65 m/s (234 km/h) serta angle of attack -5° hingga 20° , mengetahui pengaruh sudut serang aliran udara

terhadap drag coefficient dan lift coefficient dengan kecepatan 25 m/s (90 km/h), 45 m/s (162 km/h), dan 65 m/s (234 km/h) serta angle of attack -5° hingga 20° , dan mengetahui performa streamline dan grafik C_L vs C_D , C_L vs α , C_D vs α pada sayap Pesawat Cessna 172.

1.1 Airfoil

Sayap pesawat terbang pada Gambar 2.1 melintang pada sumbu y. Udara mengalir dengan kecepatan V paralel dengan bidang xz. Setiap bagian potongan sayap pesawat terbang yang terpotong oleh sumbu xz adalah airfoil.



Gambar 1.1 Bagian-bagian Airfoil

Airfoil adalah bentuk geometri aerodinamika yang dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambatan sekecil mungkin ketika melalui fluida dan airfoil memiliki beberapa bagian yang akan ditunjukkan pada Gambar 2.2. Dikarenakan dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambat yang kecil, maka airfoil dipilih sebagai komponen sayap pesawat terbang. Gaya angkat dari sayap pesawat terbang bergantung pada bentuk geometris airfoil. Begitu juga dengan gaya hambat bergantung pada bentuk geometris airfoil (Eppler, 2012).

1.2 NACA Seri 4 Digit

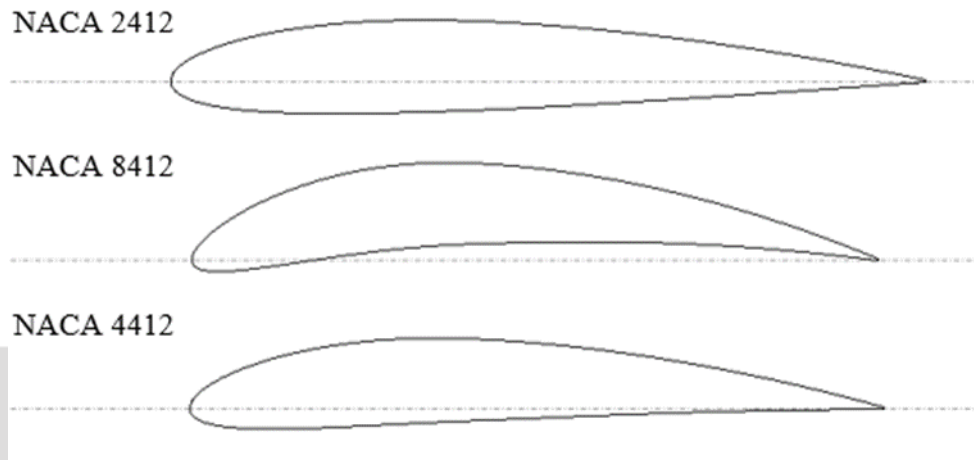
Airfoil NACA adalah bentuk airfoil yang dikembangkan oleh National Advisory Committee for Aeronautics (NACA). Jenis dari airfoil NACA dapat diklasifikasikan dengan jumlah digit, salah satu serinya adalah 4 digit. Ketika digit berbeda maka akan berbeda tampilan airfoilnya seperti pada Gambar 2.3. Pada airfoil NACA seri 4 digit, memiliki arti pada masing-masing angkanya (Bramantya & Ginting, 2020). Adapun artinya sebagai berikut.

1. Digit pertama, menyatakan nilai maksimum camber terhadap chord dalam satuan per seratus.
2. Digit kedua, merupakan posisi camber pada chord dari leading edge dalam satuan per sepuluh.
3. Dua digit terakhir, merupakan ketebalan airfoil terhadap chord dengan nilai per seratus.
4. Jika pada dua digit pertama, menyatakan angka 00 maka airfoil tersebut tidak memiliki camber atau termasuk airfoil simetris.

Sebagai contoh NACA 2412, sebagai berikut:

1. Digit pertama angka 2, menunjukkan 4 per seratus dari chord atau dapat disingkat dengan $0.04c$ dan menunjukkan ketebalan maksimum dari camber.

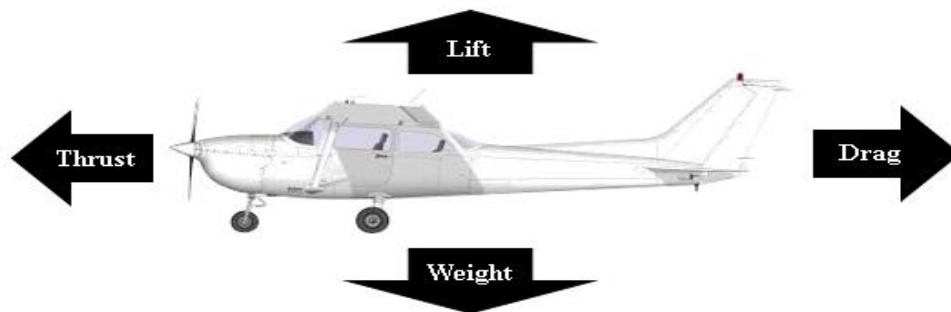
2. Digit kedua angka 4, menunjukkan 4 per sepuluh dari chord atau $0.4c$ sehingga posisi ketebalan maksimum camber terletak pada $0.4c$ dari leading edge.
3. Dua digit terakhir yaitu 12 per seratus dikalikan dengan chord atau $0.12c$ menunjukkan ketebalan maksimum airfoil, jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah airfoil maksimum.



Gambar 1.2 Beberapa Contoh NACA Seri 4 Digit

1.3 Gaya-Gaya pada Pesawat Terbang

Gaya yang bekerja pada pesawat meliputi 4 seperti Gambar 1.4, yaitu gaya angkat (*lift*), gaya dorong (*thrust*), gaya berat (*weight*), dan gaya hambat udara (*drag*). Supaya pesawat dapat terbang, diperlukan gaya angkat (*lift*) lebih besar. Gaya ini harus bisa melawan tarikan gravitasi bumi (*weight*) sehingga pesawat dapat terangkat dan mempertahankan posisinya di angkasa (Sullivan, 2010).



Gambar 1.3 Gaya-Gaya pada Pesawat Terbang

Penjelasan terkait gaya-gaya pada pesawat antara lain.

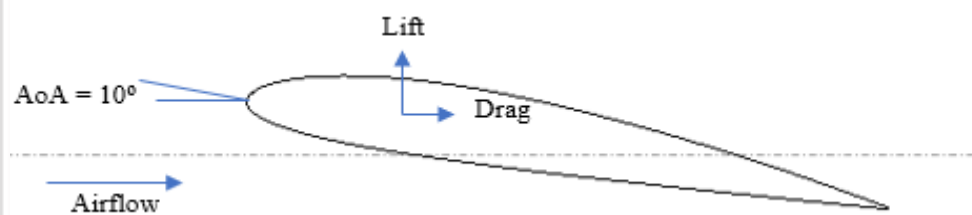
1. *Thrust* adalah gaya dorong yang dihasilkan oleh mesin *power plant* atau baling-baling.
2. *Drag* adalah gaya ke belakang atau menarik mundur yang disebabkan oleh gangguan aliran udara pada sayap, *fuselage*, dan objek-objek lain.

3. *Lift* adalah gaya ke atas pada sayap yang beraksi tegak lurus pada arah angin relatif (*relative wind*).
4. *Weight* disebabkan oleh gaya tarik bumi yang beraksi pada massa pesawat.

1.4 Gaya Aerodinamika pada Airfoil

Ketika sebuah benda bergerak melalui sebuah fluida, interaksi antara benda dengan fluida terjadi. Efek ini dapat digambarkan dalam bentuk gaya-gaya pada pertemuan antar muka fluida benda. Pada *airfoil* gaya yang terjadi ketika melalui fluida adalah gaya angkat dan gaya hambat. Gaya angkat merupakan gaya mekanik yang dihasilkan dari interaksi permukaan *airfoil* dengan fluida yang mengalir (Erlangga, 2017).

Gaya angkat merupakan besaran vektor sehingga angka negatif pada gaya angkat menunjukkan arah dari gaya angkat tersebut. Gaya angkat tegak lurus dengan gaya berat. Untuk membuat objek dapat terangkat maka gaya angkat harus lebih besar daripada gaya berat. Gaya angkat juga terjadi karena perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika tekanan pada permukaan bawah *airfoil* lebih besar, maka *airfoil* akan terangkat (Putranto & Sulisetyono, 2017) seperti yang akan diperlihatkan pada Gambar 1.4.



Gambar 1.4 Gaya Aerodinamika Airfoil

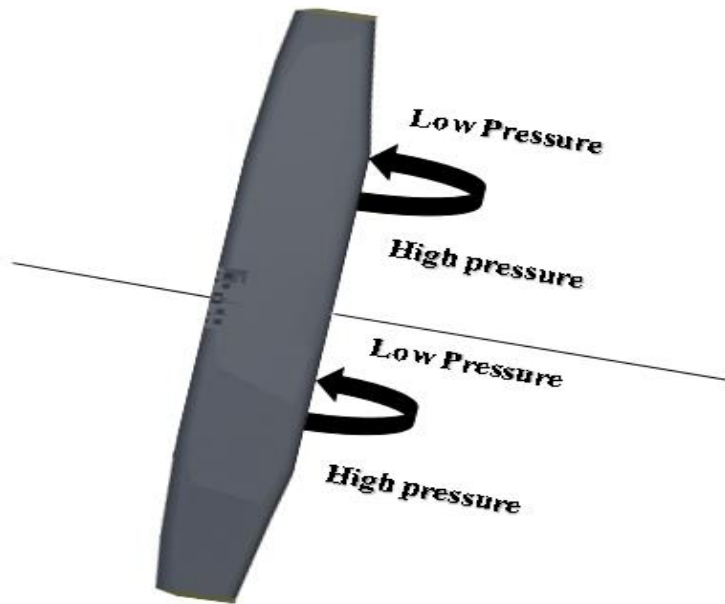
Gaya hambat terjadi ketika ada interaksi atau kontak antara permukaan *airfoil* dengan fluida yang mengalir. Sama halnya dengan gaya angkat, gaya hambat juga termasuk besaran vektor. Gaya hambat berlawanan dengan gaya dorong atau *thrust*. Gaya hambat dapat dibilang sebagai gesekan aerodinamis. Salah satu penyebabnya adalah gesekan antara permukaan *airfoil* dengan molekul fluida. Untuk permukaan *airfoil* yang halus dan mengkilap menghasilkan gaya gesek atau gaya hambat lebih kecil. Dan untuk fluida, dimana pada eksperimental ini yang digunakan adalah udara, kekuatan gaya gesek bergantung pada *viskositas* (Kostic & Rasuo, 2016).

1.5 Induced Drag

Pada *airfoil* yang terjadi adalah gaya angkat dan gaya hambat. Namun, ketika *airfoil* memiliki *span*, *airfoil* akan menjadi menjadi *finite wing* seperti pada Gambar 1.5 sehingga *airfoil* tidak lagi dua dimensi.

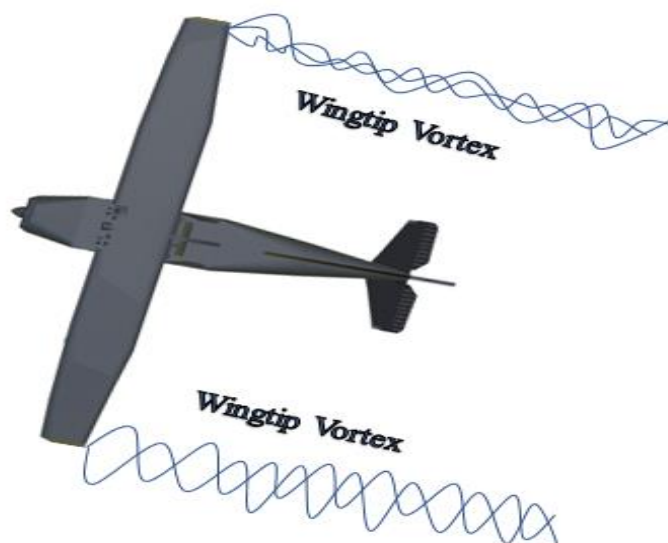
Aliran udara ke bawah di atas ujung sayap ini mempunyai efek yang sama dengan membelokkan vektor gaya angkat ke belakang, karena itu gaya angkat akan agak berbelok ke

belakang sejajar dengan arah udara (*relative wind*) dan menghasilkan komponen *lift* yang arahnya ke belakang. Inilah *induced drag* (Henderson & Holmes, 1989).



Gambar 1.5 *Finite Wing*

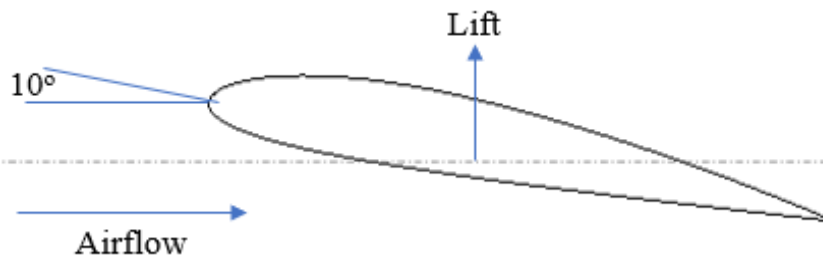
Pada bagian ujung sayap atau *wing tip*, udara bebas bergerak dari daerah dengan tekanan yang tinggi ke daerah dengan tekanan yang rendah. Hal ini menyebabkan aliran udara membentuk seperti tornado kecil atau disebut *vortex* yang diilustrasikan pada Gambar 1.5. Putaran aliran udara *vortex* pada *wing tip* sangat kuat dan mulai melemah putarannya pada *wing root* atau bagian sayap yang menempel pada badan pesawat. Distribusi gaya angkat pada sayap tidak seragam dari *wing tip* hingga *wing root*. Gaya ini disebut *induced drag* karena gaya hambat terjadi oleh induksi dari *vortex* (Simpson, Palacios, & Murua, 2013).



Gambar 1.6 Ilustrasi Vortex pada *Wing Tip*

1.6 Sudut Serang (*Angle of Attack*)

Sudut serang atau *angle of attack* adalah sudut yang terbentuk oleh *chord line* terhadap arah aliran udara seperti pada Gambar 1.7. Semakin besar sudut serang, maka gaya aerodinamik akan semakin besar. Untuk *airfoil* simetris pada sudut serang 0° besar gaya angkat yang dihasilkan akan 0, berbeda dengan *airfoil* asimetris, sekalipun pada sudut serang 0° tetapi gaya angkat sudah terjadi (Klose, Jacobs, Tank, & Spedding, 2018).



Gambar 1.7 Sudut Serang pada *Airfoil*

1.7 Kecepatan Udara

Kecepatan udara dan tekanan memiliki pengaruh penting dalam terjadinya gaya angkat dan hambat pada sayap pesawat terbang. Bagian yang mendasari ilmu aerodinamika merupakan besaran tekanan dan kecepatan pada pesawat.

Kedua ukuran tersebut dapat dilakukan analisis berupa gaya angkat (F_L) dan gaya hambat pesawat (F_D) yang disebabkan dari aliran udara agar pesawat dapat terbang. Kondisi berat pesawat (W) harus lebih kecil daripada kekuatan angkat (F_L) dan kekuatan dorong atau *thrust* harus lebih besar dari pada hambat pesawat (F_D). Pada keadaan normal, yaitu saat pesawat melaju dengan kecepatan kontinu, maka kondisi berat pesawat (W) harus sama dengan kekuatan angkat (F_L) dan kekuatan dorong harus sama dengan hambatan pesawat (F_D) (Kevadiya & Vaidya, 2013).

1.8 Koefisien Angkat dan Koefisien Hambat

Koefisien angkat dan hambat adalah bilangan yang digunakan untuk memodelkan bentuk. *Dynamic pressure* (q) didapat dari massa jenis (ρ) dikalikan dengan kecepatan aliran (u) kuadrat kemudian dibagi dua seperti pada Persamaan (1.1). Koefisien angkat (C_L) juga bisa menjadi rasio gaya angkat (F_L) dengan gaya yang dihasilkan oleh *dynamic pressure* (q) dikalikan luas penampang (A).

Sama seperti koefisien angkat (C_L), koefisien hambat (C_D) juga merupakan bilangan yang digunakan untuk memodelkan bentuk seperti pada Persamaan (1.2). Koefisien hambat (C_D) mempunyai hasil yang sama dengan gaya hambat (F_D) dibagi dengan setengahnya dari massa jenis (ρ) dikalikan dengan kecepatan aliran (u) kuadrat atau gaya hambat (F_D) dibagi *dynamic pressure* (q) dikalikan luas penampang (A). Persamaan (1.3) merupakan rumus dari koefisien

angkat (C_L) mempunyai hasil yang sama dengan gaya angkat (F_L) dibagi dengan setengahnya dari massa jenis (ρ) dikalikan kecepatan aliran (q) kuadrat kemudian dikalikan luas penampang (A) (Maulana, Qaedy, & Nawawi, 2016).

$$q = \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (1.1)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} = \frac{F_D}{qA} \quad (1.2)$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} = \frac{F_L}{qA} \quad (1.3)$$

1.9 Bilangan Reynold

Bilangan Reynolds atau *Reynolds number* (Re) merupakan kuantitas non dimensional yang merepresentasikan rasio antara gaya inersia terhadap gaya yang diakibatkan oleh viskositas fluida. Bilangan Reynolds dapat digunakan untuk menentukan profil aliran seperti laminar, transisi, dan turbulen (Sinaga, 2022). Pada *airfoil*, bilangan Reynold akan dipengaruhi beberapa parameter seperti pada Persamaan (1.4) yaitu densitas fluida atau massa jenis (ρ) dikalikan kecepatan fluida (u) dan panjang *chord airfoil* (D) dibagi dengan *dynamic viscosity* (μ), yang juga merupakan persamaan dari kecepatan fluida (u) dikali panjang *chord airfoil* (D) dibagi dengan *kinematic viscosity* (ν) (Darmawan, Harijanto, & Astutik, 2018).

$$Re = \frac{\rho u D}{\mu} = \frac{u D}{\nu} \quad (1.4)$$

1.10 Manuver Pesawat Terbang

Pesawat memiliki beberapa bidang kendali atau manuver untuk mengendalikan gerakannya. Terdapat *rudder*, *elevator*, dan *aileron*. *Elevator* berfungsi dalam gerakan mengangguk atau *pitching*. *Pitching* adalah gerakan yang dilakukan pada saat *landing* atau *take-off*. Sementara *rudder* dan *aileron* bekerja bersamaan yang mempengaruhi gerakan pesawat saat berbelok ke kanan atau ke kiri (Djuliandri, Triwiyanto, & Setiyono, 2016).

1. *Aileron* adalah bidang kontrol gerak yang berfungsi untuk menggerakkan pesawat dengan gerak *roll (rolling)*. *Aileron* biasanya terdapat pada sayap pesawat terbang dan terletak pada bagian sebelah luar/pinggir dari pesawat. Gerakan *aileron* ini akan saling berlawanan arah dari masing masing *aileron* dengan besar sudut yang sama.
2. *Rudder* adalah bidang kontrol gerak pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan *yaw* pada pesawat. *Rudder* biasanya berada pada bagian ekor pesawat terbang dengan arah vertikal.

3. *Elevator* adalah bidang kontrol gerak pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan *pitch* pada pesawat. *Elevator* biasanya berada pada bagian ekor pesawat terbang dengan arah horizontal.

1.11 Perangkat Lunak Aerodinamika

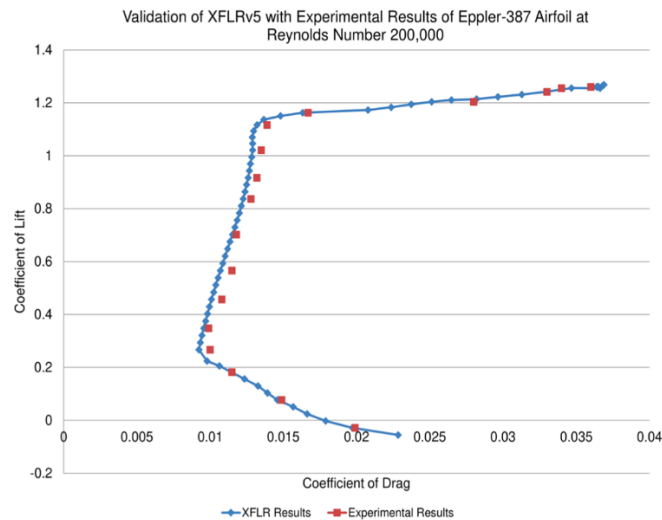
Perangkat lunak aerodinamika adalah aplikasi yang mendukung untuk dapat mensimulasikan aerodinamika pada pesawat. Beberapa contoh aplikasi tersebut yakni *Fluent Aero*, *Ansys Fluent* dan *Flight Stream*. Peneliti sepenuhnya menggunakan perangkat lunak XFLR5.

Software XFLR5 adalah aplikasi yang digunakan untuk suatu variabel yang ditentukan sebuah data simulasi terhadap *software* XFLR5. Simulasi dapat dilakukan analisis untuk *airfoil* yang berbentuk sayap dan pesawat yang beroperasi berisi dari bilangan Reynold yang rendah hingga yang diinginkan.

Software XFLR5 bertujuan untuk mengetahui dan menganalisis suatu pesawat terbang yang akan dibuat untuk hasil terbaik dan dapat meminimalkan terjadinya kesalahan pada pesawat yang akan dibuat .

Hasil analisis *software* XFLR5 adalah data yang ditampilkan dalam grafik standar atau penggunaan data dapat menentukan variabel yang akan digambarkan atau dianalisis pada satu grafik sehingga pengguna dapat membuat perbandingan langsung. *Software* XFLR5 ini membantu pengetahuan aerodinamika dan dirancang di bawah perintah menu yang berbeda. Setelah pesawat dimodelkan, penggunaan menetapkan parameter-parameter untuk kasus analisis yang diinginkan (Yamin & Ramadhan, 2022).

Penelitian Shams et al. (2020) membandingkan hasil penggunaan XFLR5 penelitian sebelumnya. Hasil dari analisis dengan XFLR5 tidak berbeda jauh dari hasil eksperimen yang dilakukan oleh Selig & Guglielmo (1997) dengan *airfoil* E387. Detail dari perbandingan nilai CL vs CD hasil XFLR5 dan hasil eksperimen disajikan pada Gambar 1.8.



Gambar 1.8 Hasil Perbandingan XFLR dengan Eksperimen pada *Airfoil E387*

1.12 Pesawat Cessna 172

Cessna 172 adalah pesawat piston bermesin tunggal empat kursi dengan sayap tinggi yang telah memainkan peran penting dalam sejarah penerbangan. Pesawat ini pertama kali diterbangkan pada tahun 1955 dan tetap populer selama hampir tujuh dekade. Pesawat Cessna 172 di produksi untuk umum oleh perusahaan penerbangan Textron pada tahun 1956 dan menjadi sangat populer karena digunakan sebagai fasilitas pelatihan pilot seluruh dunia.

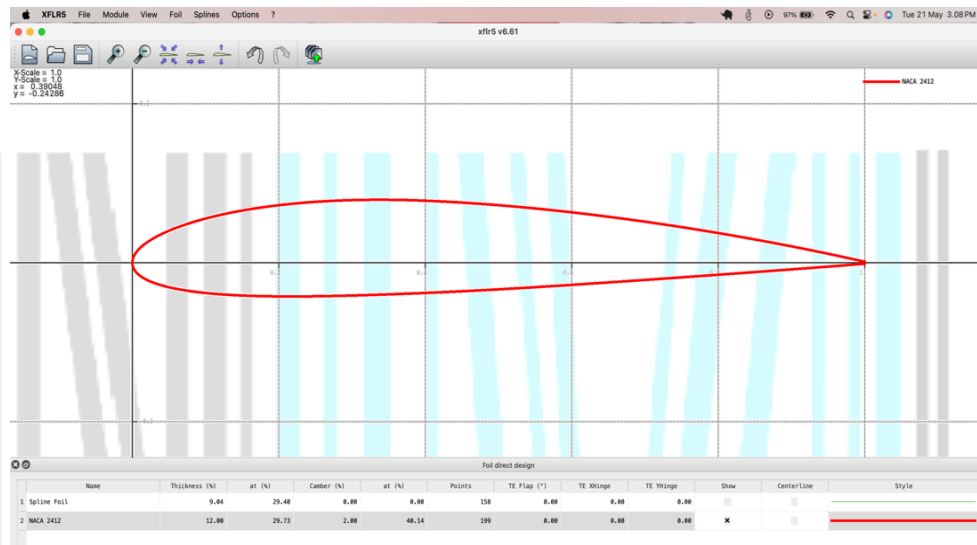
Cessna 172 dilengkapi dengan mesin enam silinder *Contineta O-300* 145 HP (*Horse Power*) dan berpendingin udara serta memiliki bobot 2.200 lb (998 kg). Harga dasar pesawat Cessna 172 adalah US\$8.995 pada lima tahun awal produksinya dan semuanya bersayap tinggi. Hingga saat ini, perusahaan telah memproduksi lebih dari 44.000 unit Pesawat Cessna 172 dengan berbagai macam seri yang membuatnya memiliki sejarah penting dalam dunia penerbangan (Meku A. A, 2023). Data *real* spesifikasi pesawat Cessna 172R ditampilkan pada Tabel 1.1.

Tabel 1.1 Tabel Spesifikasi Data *Real* Cessna 172R

Spesifikasi	Jumlah	Satuan
<i>Wingspan</i>	11	m
<i>Root Chord</i>	1,6	m
<i>Tip Chord</i>	1	m
Maks Penumpang	4	orang
Maks Beban	2400/1080	Pon/kg
Beban Kosong	1454/659	Pon/kg
Kecepatan Maksimal	123/63,2	kt/ m/s
Kecepatan Normal	95/48,8	kt/ m/s
Kecepatan <i>Take-off</i>	55/28,2	kt/ m/s
Mesin tipe O-320.D2J	-	-

1.13 NACA 2412

Generator *airfoil* NACA 2412 adalah NACA yang memiliki seri 4 digit. Nomor *airfoil* NACA adalah deskripsi geometris, dimana NACA 2412 menggambarkan sebuah *airfoil*. Digit pertama yaitu 2 artinya *airfoil* NACA 2412 memiliki nilai maksimum camber terhadap *chord* adalah sebesar 0.2 per seratus. Kemudian digit kedua yaitu 4 merupakan posisi *camber* pada *chord* dari *leading edge* yang artinya posisi *camber airfoil* NACA 2412 terletak pada nilai 0.4 per seratus. Sedangkan 2 digit terakhir yaitu 12 merupakan ketebalan *airfoil* terhadap *chord* yang artinya *airfoil* NACA 2412 memiliki ketebalan 12 per seratus (Meghani, 2018). Adapun contoh NACA 2412 ditampilkan pada Gambar 1.9.

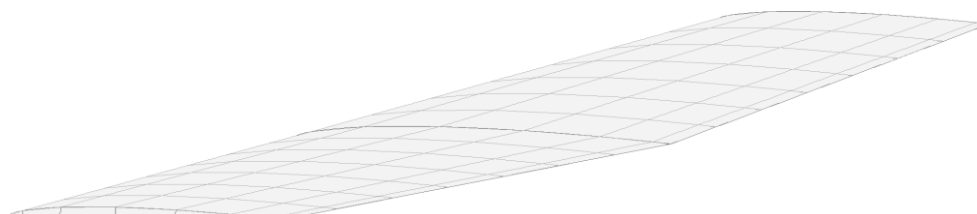


Gambar 1.9 NACA 2412 Desain XFLR5

NACA 2412 memiliki desain yang sedikit ramping yang memudahkannya untuk mengalami daya angkat dengan cepat namun tidak kuat menahan tekanan ketika mengalami *angle of attack* yang cukup tinggi. Dengan demikian, NACA 2412 lebih unggul jika digunakan dalam penerbangan jarak dekat dan kurang efektif jika digunakan untuk penerbangan jarak jauh (Jourdy, 2023).

1.14 Metode Panel

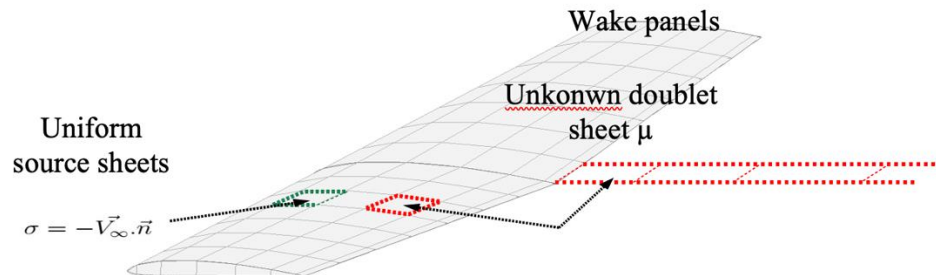
Menerapkan metode yang dijelaskan dalam B. Maskew's laporan NASA 4023 "Program Teori VSAERO Dokumen". Satu-satunya pengecualian adalah gaya angkat dan tarik dihitung dalam bidang medan jauh dan bukan dengan penjumlahan kekuatan panel. Seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1.10.



Gambar 1.10 Doublet pada Panel

Satu doublet dan satu lembar sumber/wastafel terletak di setiap panel dasar Satu Dirichlet BC “tepat di dalam setiap panel”

1. Dua kali lebih banyak hal yang tidak diketahui dibandingkan persamaan yang ada: tambahan d.o.f. tersedia untuk ketebalan permukaan model.
2. Kekuatan sumber sudah ditetapkan sejak awal.



Gambar 1.11 *Kepadatan Doublet*

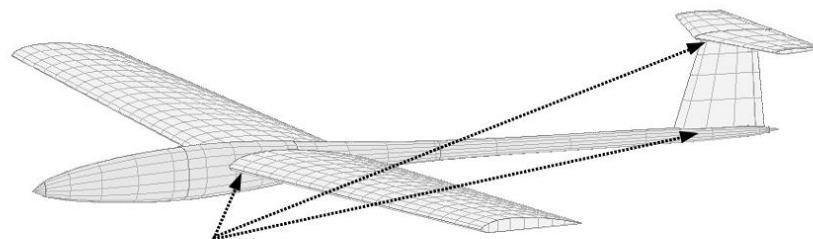
Hal-hal yang perlu diperhatikan tentang metode panel seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1.11:

1. Kepadatan sumber dan *doublet* seragam pada setiap panel; tatanan yang lebih tinggi, metode dengan kepadatan linier atau kuadrat direkomendasikan untuk akurasi yang lebih tinggi.
2. Pusarannya tersembunyi di dalam lembar *doublet*: lembar *doublet* berbentuk persegi panjang secara matematis setara dengan pusaran cincin.
3. Kondisi Kutta diterapkan dengan menyesuaikan kepadatan *doublet* pada panel bangun.

Keterbatasan metode panel:

1. Batasan yang sama seperti untuk VLM.
2. Semua volume harus tertutup dan tidak berpotongan.

Kedua keterbatasan inilah yang menjadi alasan mengapa opsi sayap tebal dipilih dinonaktifkan di XFLR5 v6: sayap, badan pesawat, elevator, dan sirip tidak dapat digabungkan atau terhubung tanpa bantuan *software* CAD seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1.12.



Invalid mesh
intersection

Gambar 1.12 *Invalid Mesh Intersection*

1.15 Hukum Bernoulli

Azas atau hukum Bernoulli merupakan teori yang ditemukan oleh Daniel Bernoulli (1700-1782). Hukum ini ternyata menerangkan tentang keterkaitan kecepatan aliran fluida, ketinggian, dan tekanan dengan memanfaatkan konsep usaha serta energi. Aliran fluida didefinisikan sebagai perpindahan fluida (gas atau cair) yang menghasilkan garis aliran dengan kecepatan tertentu. Aliran fluida berkecepatan tinggi akan menghasilkan tekanan rendah. Sedangkan, aliran fluida yang kecepatannya rendah menghasilkan tekanan tinggi. Dalam hal ini, hukum Bernoulli menjabarkan aliran fluida berdasarkan hukum kekekalan energi. Lebih jelasnya, azas ini mengungkapkan bahwa jumlah tekanan, energi kinetik (per volume), dan energi potensial (per volume) punya nilai setara di setiap titik. Dengan demikian, ketiga aspek tersebut akan menghasilkan konsistensi.

Hukum Bernoulli pada sayap pesawat terbang dijelaskan bahwa seseorang akan merasa terdorong lantaran udara tersebut menabraknya. Dengan kata lain, udara tersebut membawa aliran fluida dan membentuk tekanan kepada tubuh. Berlanjut ke penerapan hukum Bernoulli di pesawat terbang, pesawat bisa lepas landas akibat terangkat oleh udara yang melewati sayapnya. Mengutip catatan, penampang pada sayap ini punya sisi belakang yang tajam dari belakang dan sisi atas yang lebih melengkung dibanding bagian bawah. Hal ini menyebabkan aliran udara di atas sayap mengalir lebih besar dibanding bagian bawahnya. Lantaran mengalir cepat, maka tekanan pada bagian atas pun menjadi lebih kecil. Sedangkan bagian bawah, memperoleh tekanan yang lebih tinggi. Setelah tekanan yang lebih tinggi terjadi di bagian bawahnya, muncul gaya atau daya angkat yang menjadikan pesawat terbang bisa terangkat. Namun, pesawat hanya bisa terangkat jika gaya tersebut lebih besar dibanding berat pesawat.

Sebelumnya sudah dibahas mengenai gaya angkat yang dihasilkan oleh udara. Ternyata, pesawat terbang juga membutuhkan gaya dorong sebelum benda tersebut lepas landas dari bandara. Gaya ini diciptakan oleh baling-baling yang biasanya terdapat di pesawat. Ketika sudah di terbang, ada beberapa gaya lain yang dapat mempengaruhi keadaan pesawat di angkasa. Salah satunya adalah gaya hambat udara yang berbanding terbalik dengan gaya dorong. Oleh karena itu, pesawat yang terbang dengan cepat mendapatkan hambatan yang besar pula. Untuk mengontrol hambatan ini, pilot musti bijak memberikan gaya dorong melalui mesin pesawat. Selain itu, bisa juga menggunakan mesin aerodinamis yang dapat digunakan untuk mengurangi kinerja mesin ketika pesawat di angkasa. Terakhir, ada juga gaya berat pesawat yang menjadi perhatian para pengendali pesawat. Gaya ini meliputi berat muatan, awak, bahan bakar, penumpang, dan barang di bagasi. Semakin banyak yang naik, maka gaya beratnya akan semakin

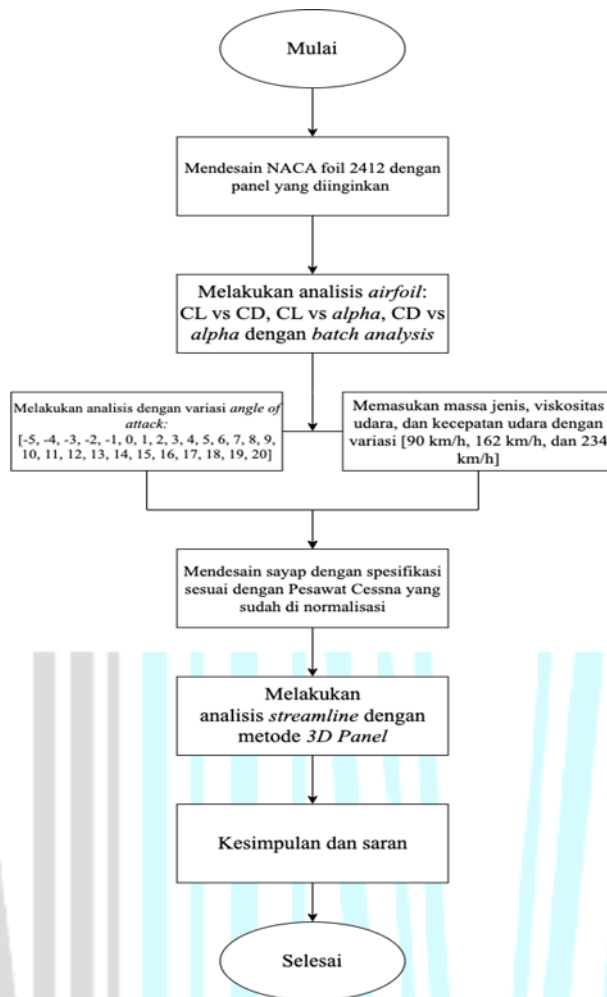
tinggi pula. Gaya tersebut dapat diantisipasi dengan mengurangi isi pesawat atau dengan menambah performa gaya angkat pesawatnya.

Mengacu dari keterangan tersebut, dapat disimpulkan pesawat mengangkasa lewat empat faktor yakni gaya angkat, dorong, hambat, dan berat pesawat. Oleh karena itu, pada akhirnya pengendara pesawat perlu mengendalikan kestabilan empat faktor tersebut. Terakhir, ada juga fitur pesawat untuk bisa bergerak ke kiri, kanan, bawah, dan atas. Agar bisa bermanuver ke kiri dan kanan, pesawat menggunakan fitur yang disebut *rudder*. Lalu, untuk gerak atas-bawah menggunakan *elevator*.

2. METODE

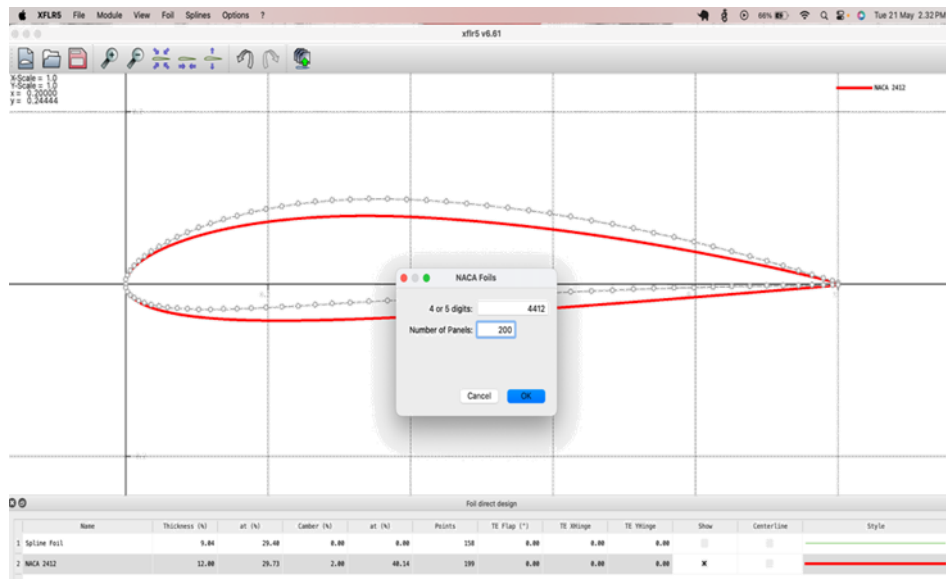
Penelitian ini bertujuan yang pertama untuk menganalisis pengaruh sudut angle of attack (AoA) terhadap coefficient lift dan drag NACA 2412 yang digunakan pada pesawat Cessna 172 dengan berbagai variasi kecepatan aliran dan sudut serang yang beragam. Setelah itu, penelitian ini melihat karakteristik streamline sayap pesawat Cessna 172 dengan menggunakan airfoil NACA 2412, kemudian mengambil data – data yang diperlukan yakni grafik C_L vs C_D , C_L vs α , dan C_D vs α serta streamline. Penelitian ini akan menggunakan alat bantu perangkat lunak berbasis metode numerik Computational Fluid Dynamic (CFD) yaitu XFLR5. Rancangan penelitian yang digunakan dalam penelitian ini dijabarkan pada Gambar 2.1.

UMS LIBRARY
-TERAKREDITASI A-



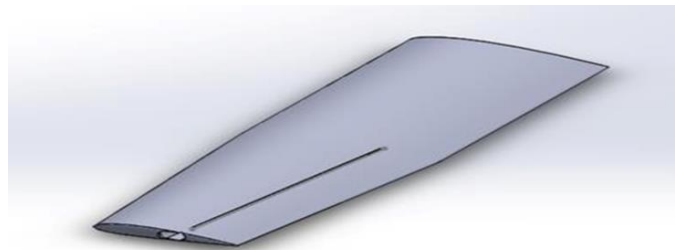
Gambar 2.1 Diagram Alir

Model airfoil NACA 2412 dapat dibuat dengan menggunakan perangkat lunak XFLR5. Langkah pertama yang dilakukan adalah masuk ke dalam module ‘direct foil design’ kemudian masuk ke foil dan pilih opsi NACA foils, lalu masukan digit airfoil dan panel yang diinginkan yaitu 2412 dengan panel 199 seperti pada Gambar 3.2. Contoh NACA 2412 yang berwarna merah dan contoh hasil NACA 4412 yang berwarna abu-abu dan memiliki titik dirancang pada XFLR5 di opsi NACA foils.

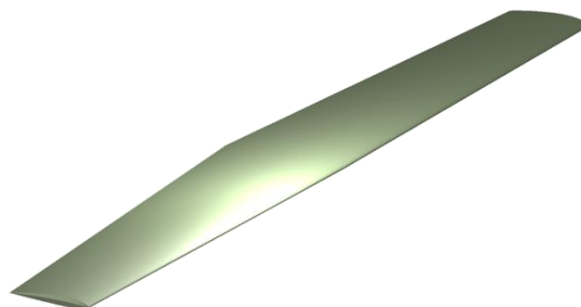


Gambar 2.2 Opsi NACA 4412 Foils XFLR5

Sayap pesawat Cessna dapat dibuat melalui perangkat lunak XFLR. Langkah pertama yakni masuk pada module 'Wing and plane design' kemudian masuk pada 'Plane' pilih opsi 'Define a new plane' setelah itu masukan parameter yang diperlukan yakni wing span, chord, airfoil dan lain-lain. Sayap pesawat asli Cessna 172 dapat dilihat pada Gambar 3.3 dan sayap pesawat yang dibuat penulis dapat dilihat pada Gambar 3.4. Sayap-sayap tersebut memiliki sedikit perbedaan dengan sayap pesawat asli Cessna 172 yaitu pada pertengahan sayap. Penulis membuat desain Cessna 172 tanpa ada perubahan pada bagian tengah sayap sedangkan pesawat memiliki perubahan dibagian tengah sayap.



Gambar 2.3 Gambar Sayap Pesawat Cessna 172

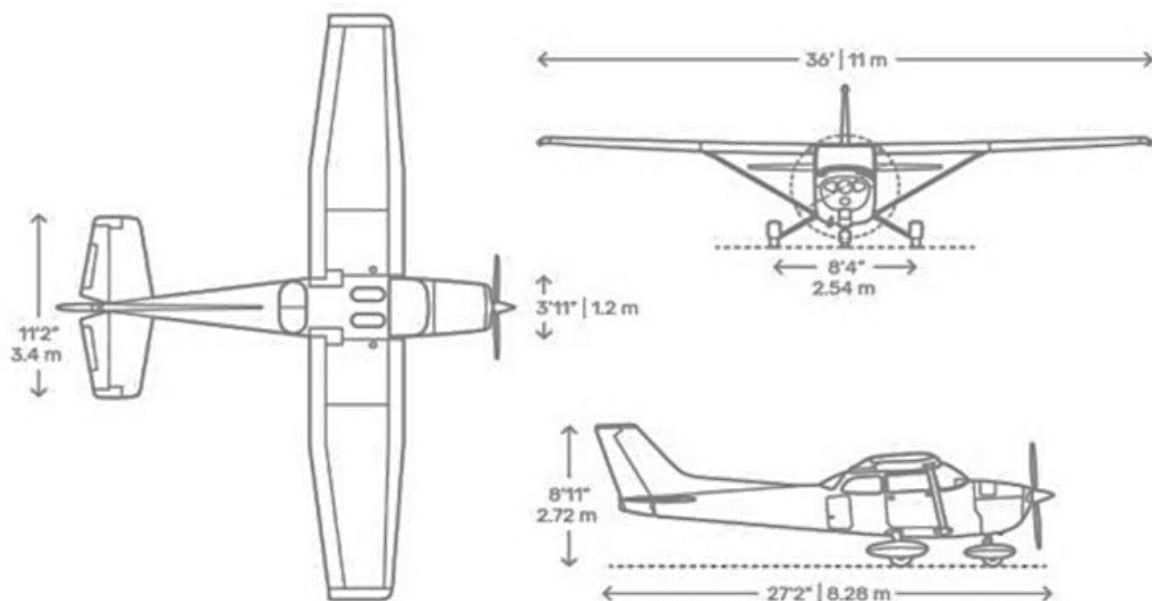


Gambar 2.4 Gambar Sayap Cessna 172 XFLR5

Pastikan komputer yang digunakan memiliki spesifikasi yang memadai untuk menjalankan simulasi dengan lancar termasuk kapasitas penyimpanan yang cukup dan kecepatan pemrosesan yang memadai.

Data ukuran sayap pesawat Cessna 172 R diambil dari spesifikasi standard pesawat seperti yang ditampilkan pada Gambar 3.5. Bagian yang tidak dijumpai ukuran seperti jarak pergantian chord di sayap diambil berdasarkan perkiraan dari spesifikasi gambar.

1. Airfoil : NACA 2412
2. Panels Airfoil : 199
3. Massa maks. pesawat : 1000 kg
4. Wingspan : 11 m
5. Setengah wingspan : 5.5 m
6. Panels wing : 50
7. Root chord : 1.5 m
8. Tip chord : 1 m
9. Kecepatan take-off : 90 km/h atau 25 m/s
10. Kecepatan maks jelajah : 234 km/h atau 65 m/s



Gambar 2.5 Contoh Pesawat Cessna 172 R

Manuver yang digunakan peneliti adalah pitch dengan range AoA yakni -5° sampai dengan 20° dengan selisih sudut ($\Delta\alpha$) sebesar 1° untuk menghasikan data yang lebih akurat dan efektif. Adapun variasi kecepatan yang digunakan peneliti yakni sebesar 25 m/s, 45 m/s, dan 65 m/s dengan detail yang ditampilkan pada Tabel 2.1 yang mewakili kecepatan pesawat ketika take-off, landing, kecepatan jelajah, dan kecepatan maksimum.

Tabel 2.1 Detail Kecepatan dan Reynolds Number

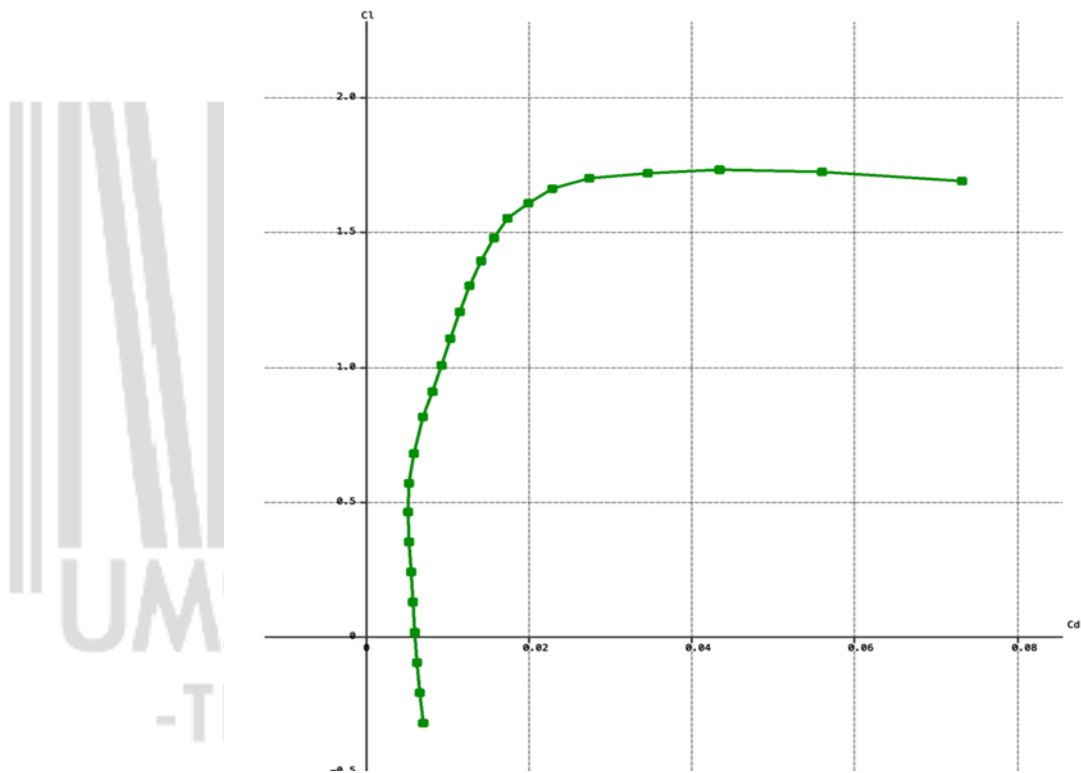
Kecepatan (km/h)	Kecepatan (m/s)	<i>Reynolds Number</i>
90	25	2.567.157
162	45	4.620.883
234	65	6.674.609

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

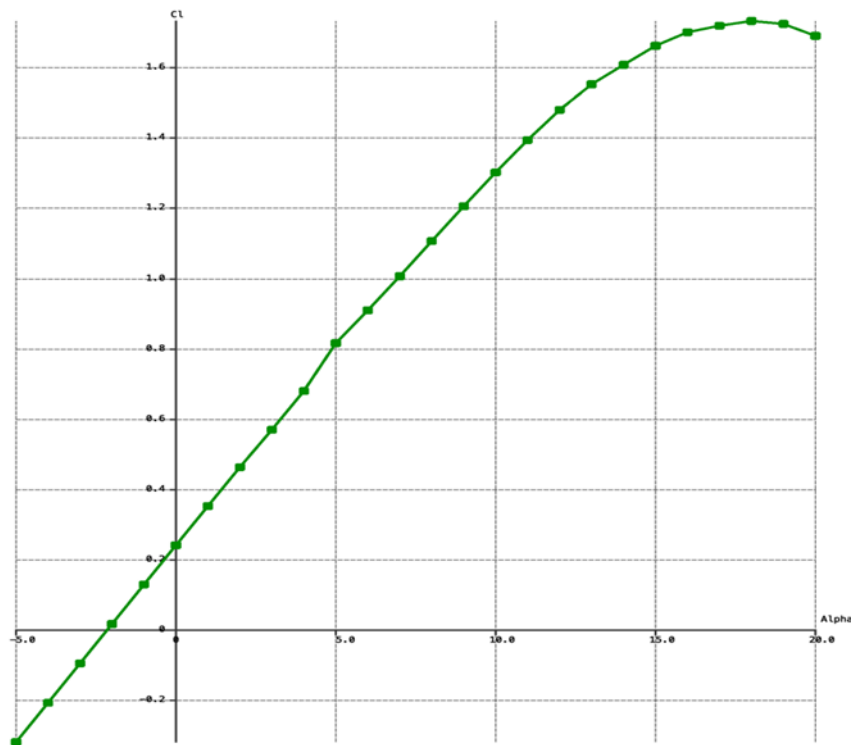
Hasil penelitian dari penelitian ini berupa grafik simulasi streamline sayap pesawat dari berbagai sudut serang dan kecepatan dari airfoil NACA 2412 dengan model desain pesawat Cessna 172R, kemudian hasil dari grafik antara C_L vs C_D , C_L vs α , serta C_D vs α .

3.1 Karakteristik Aerodinamika NACA 2412

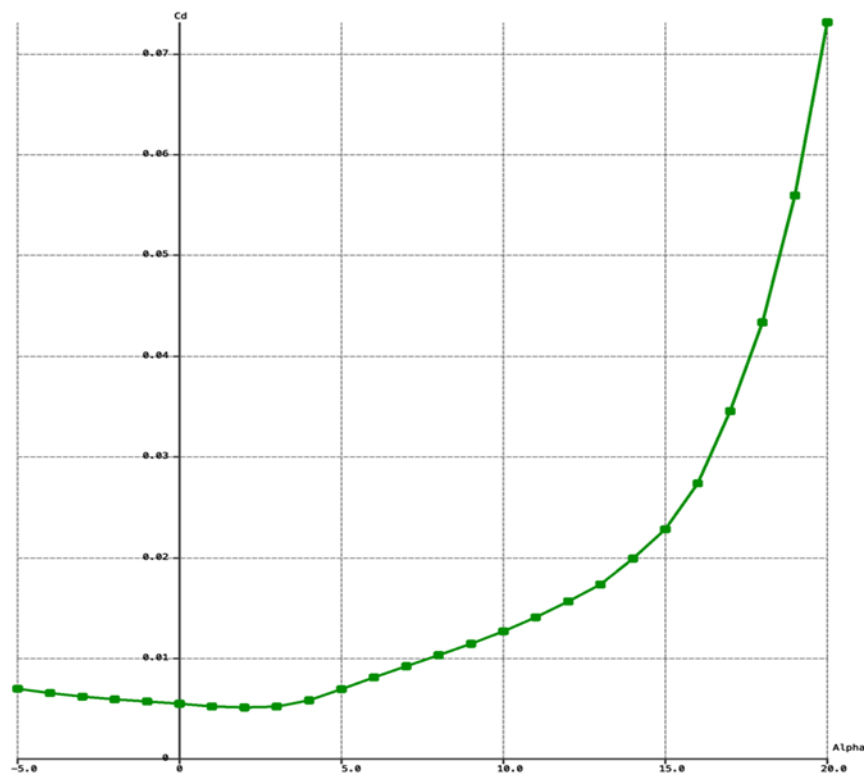
1. Reynolds Number: 2.567.157



Gambar 3.1 Grafik C_L vs C_D AoA $-5^\circ - 20^\circ$ pada $Re: 2.567.157$



Gambar 3.2 Grafik CL vs Alpha AoA -5° – 20° pada Re: 2.567.157

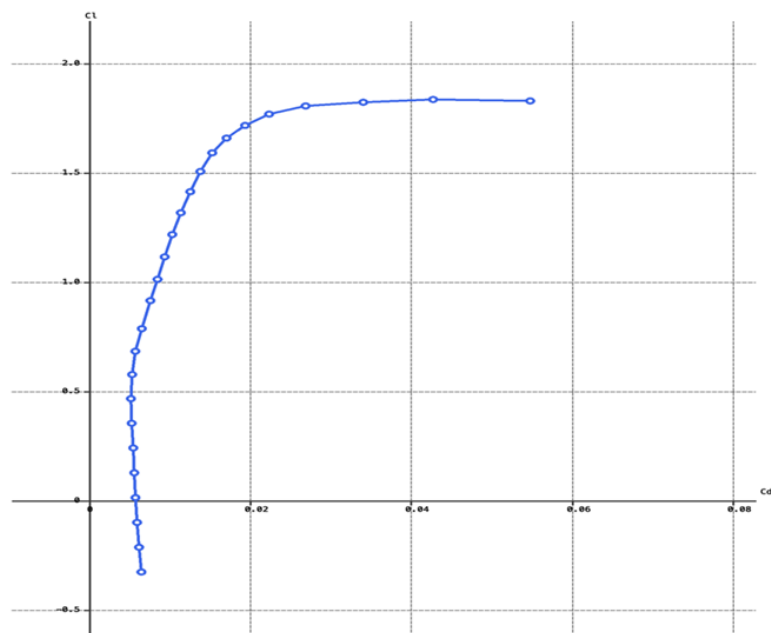


Gambar 3.3 Grafik CD vs Alpha AoA -5° – 20° pada Re: 2.567.157

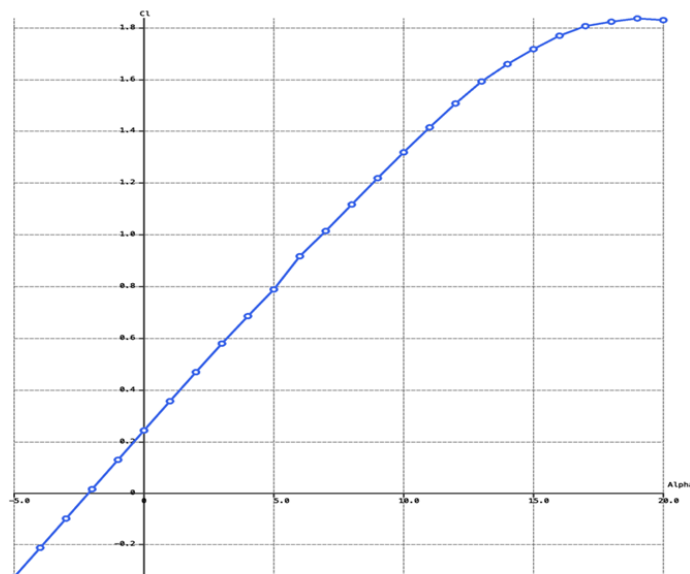
Setelah melakukan batch analysis, hasil karakteristik aerodinamika akan muncul dalam bentuk grafik seperti pada Gambar 4.1. Pada Reynolds number 2.567.157 dari AoA -5o hingga 15o, coefficient lift mengalami peningkatan signifikan dengan coefficient drag kecil. Kemudian

pada AoA 16o hingga 18o, coefficient lift dan drag berbanding lurus yang artinya coefficient lift tetap mengalami kenaikan dan coefficient drag juga mengalami kenaikan. Kemudian pada AoA 19o dan 20o, coefficient lift mengalami penurunan gaya angkat atau stall. Akan tetapi, drag terus tetap naik. Pada Gambar 4.2, coefficient lift terus mengalami kenaikan dari AoA -5o hingga 18o. Kemudian coefficient lift akan kehilangan gaya angkat atau mengalami penurunan gaya angkat pada AoA 18o dan seterusnya, yang artinya titik tertinggi coefficient lift terjadi pada AoA 18o yaitu sebesar 1.7315. Pada Gambar 4.3, coefficient drag mengalami penurunan gaya hambat dari AoA -5o hingga 2o dan titik terendah coefficient drag terjadi pada AoA 2o yaitu sebesar 0.00511. Kemudian coefficient drag terus mengalami kenaikan dari AoA 3o hingga seterusnya.

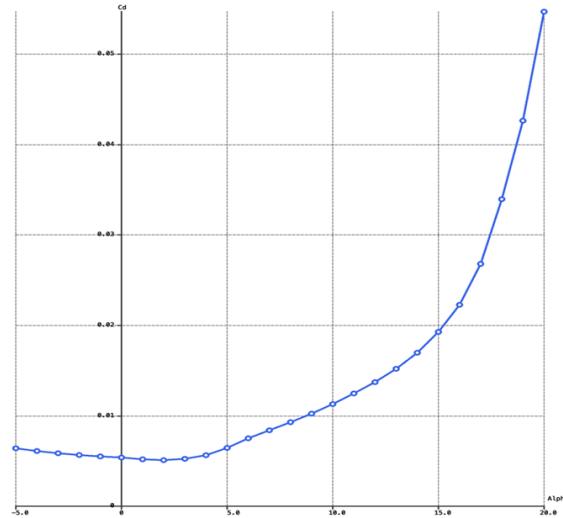
2. Reynolds Number: 4.620.883



Gambar 3.4 Grafik CL vs CD AoA -5° – 20° pada Re: 4.620.883



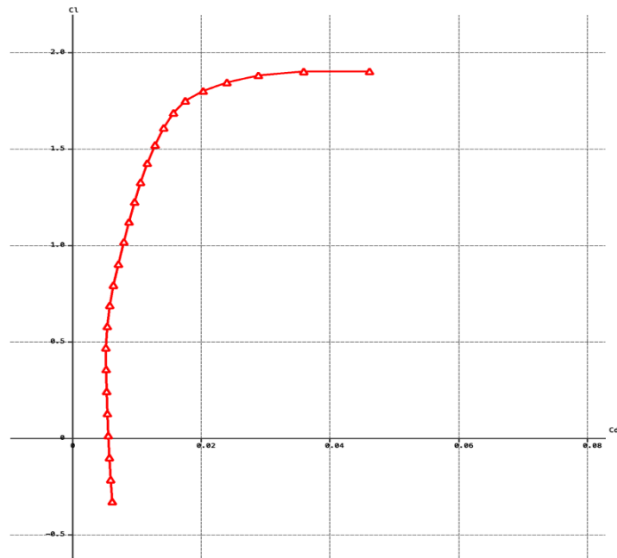
Gambar 3.5 Grafik CL vs CD AoA $-5^\circ - 20^\circ$ pada Re: 4.620.883



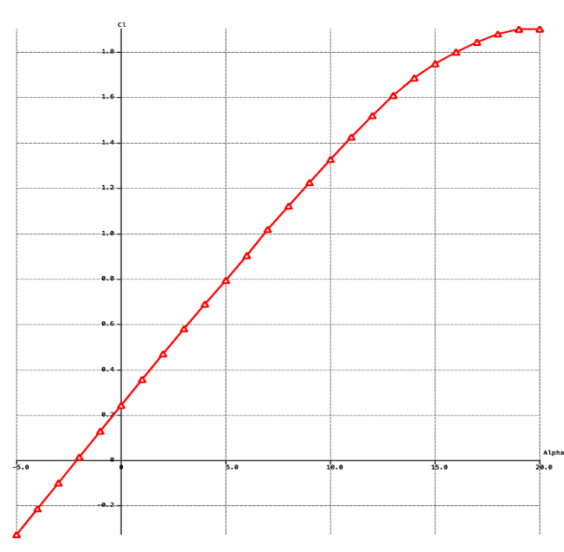
Gambar 3.6 Grafik CD vs Alpha AoA $-5^\circ - 20^\circ$ pada Re: 4.620.883

Setelah melakukan batch analysis, hasil karakteristik aerodinamika akan muncul dalam bentuk grafik seperti pada Gambar 4.4. Pada Reynolds number 4.620.883 dengan AoA -5° hingga 16° , coefficient lift mengalami peningkatan signifikan dengan coefficient drag kecil. Kemudian, pada AoA 17° hingga 19° , coefficient lift dan drag berbanding lurus yang artinya coefficient lift tetap mengalami kenaikan dan coefficient drag juga mengalami kenaikan. Kemudian pada AoA 20° , coefficient lift mengalami penurunan gaya angkat atau stall akan tetapi drag terus tetap naik. Pada Gambar 4.5, coefficient lift terus mengalami kenaikan dari AoA -5° hingga 19° . Kemudian, coefficient lift akan kehilangan gaya angkat atau mengalami penurunan gaya angkat pada AoA 20° dan seterusnya, yang artinya titik tertinggi coefficient lift terjadi pada AoA 19° yaitu sebesar 1.8353. Pada Gambar 4.6, coefficient drag mengalami penurunan gaya hambat dari AoA -5° hingga 2° dan titik terendah coefficient drag terjadi pada AoA 2° yaitu sebesar 0.00509. Kemudian, coefficient drag terus mengalami kenaikan dari AoA 3° hingga seterusnya.

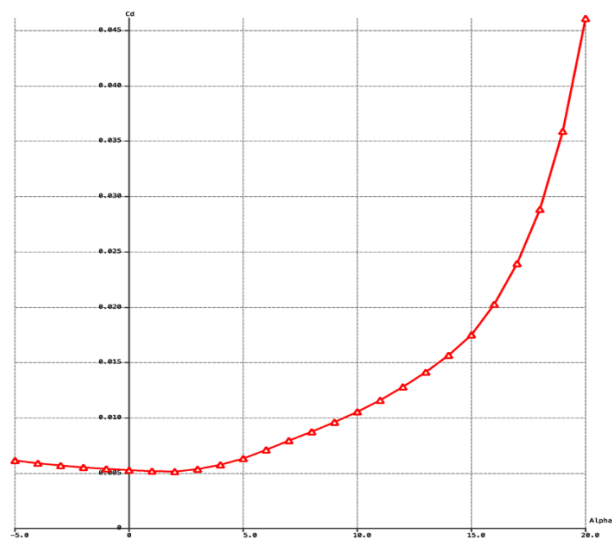
3. Reynolds Number: 6.674.609



Gambar 3.1 Grafik C_L vs C_D AoA $-5^\circ - 20^\circ$ pada Re: 6.674.609



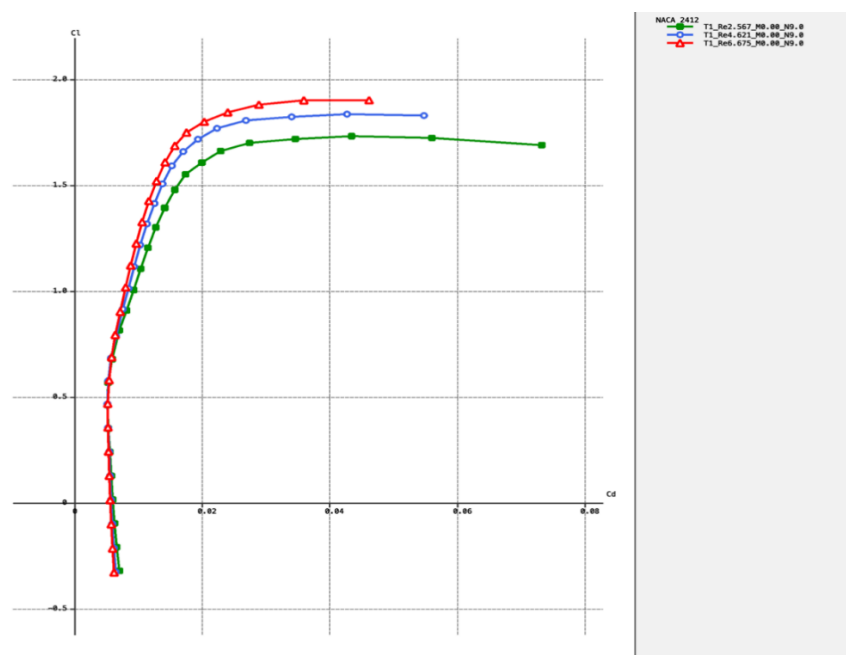
Gambar 3.2 Grafik C_L vs $Alpha$ AoA $-5^\circ - 20^\circ$ pada Re: 6.674.609



Gambar 3.3 Grafik C_D vs $Alpha$ AoA $-5^\circ - 20^\circ$ pada Re: 6.674.609

Setelah melakukan *batch analysis*, hasil karakteristik aerodinamika akan muncul dalam bentuk grafik seperti pada Gambar 3.7. Pada *Reynolds number* 4.620.883 dengan AoA -5° hingga 17° , *coefficient lift* mengalami peningkatan signifikan dengan *coefficient drag* kecil. Kemudian, pada AoA 18° hingga 20° , *coefficient lift* dan *drag* berbanding lurus yang artinya *coefficient lift* tetap mengalami kenaikan dan *coefficient drag* juga mengalami kenaikan. Pada *Reynolds number* 6.674.609, *airfoil* belum mengalami *stall*. Akan tetapi kenaikan *coefficient lift* yang terjadi pada AoA 19° ke 20° sangat kecil yaitu dari 1.9007 ke 1.9013. Pada Gambar 3.8, *coefficient lift* terus mengalami kenaikan dari AoA -5° hingga 20° dan belum mengalami penurunan gaya angkat sama sekali, tetapi kenaikan yang terjadi dari AoA 19° ke 20° sangatlah kecil yaitu dari 1.9007 ke 1.9013. Pada Gambar 3.9, *coefficient drag* mengalami penurunan gaya hambat dari AoA -5° hingga 2° dan titik terendah *coefficient drag* terjadi pada AoA 2° yaitu sebesar 0.00514. Kemudian *coefficient drag* terus mengalami kenaikan dari AoA 3° hingga seterusnya.

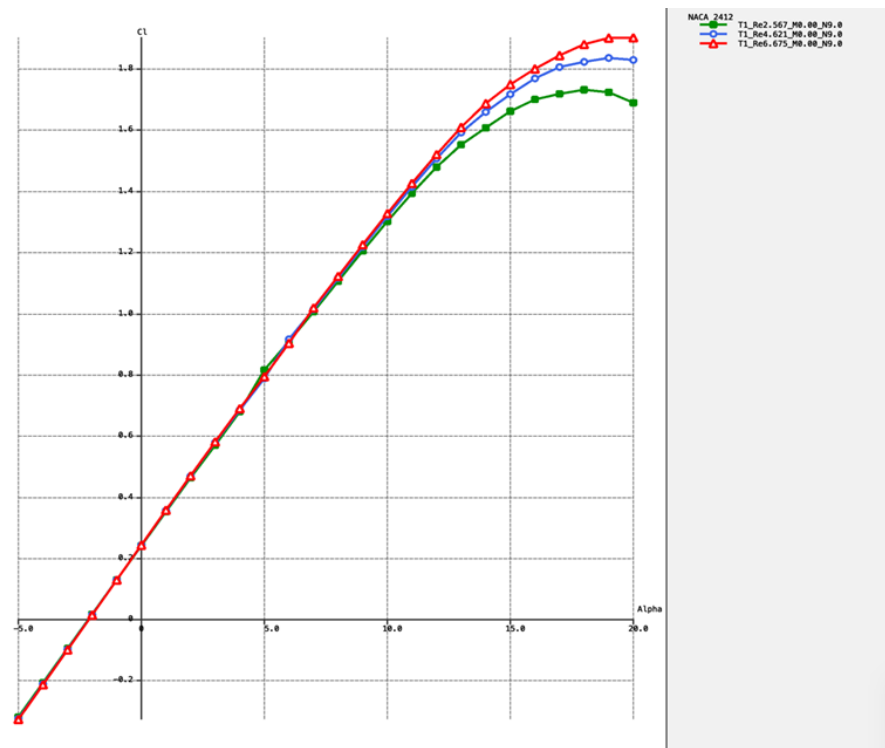
Setelah mendapat semua data, didapatkan grafik perbandingan antara kecepatan 25 m/s, 45 m/s, dan 65 m/s.



Gambar 3.4 Perbandingan Grafik C_L vs C_D dari Semua Variasi Kecepatan

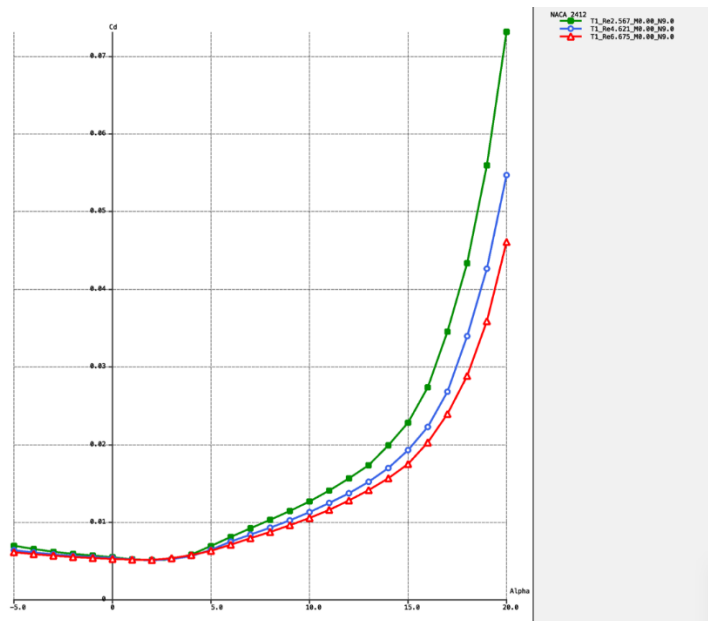
Hasil grafik yang sudah di analisis menggunakan batch analysis kemudian akan dibandingkan dari beberapa Reynold number yang diinginkan. Gambar 4.10 merupakan perbandingan grafik C_L vs C_D dari Reynolds number 2.567.157, 4.620.883, dan 6.674.609 yang bearti bahwa *coefficient lift* yang terjadi pada Reynold number 2.567.157 dengan AoA -5° sebesar -3.181 yang mana angkat tersebut lebih kecil dibandingkn dengan Reynold number 4.620.883 dan Reynold number 6.674.609 hingga AoA -1° . Akan tetapi, *coefficient lift* yang

terjadi pada Reynolds number 2.567.157 pada AoA 0o yaitu sebesar 0.2416 lebih kecil dibandingkan dengan Reynold number 4.620.883 dan Reynold number 6.674.609 hingga AoA 20o. Adapun coeffient drag yang terjadi pada Reynolds number 2.567.157 pada AoA -5o yaitu sebesar 0.00697 lebih besar dibandingkan dengan Reynold number 4.620.883 dan Reynold number 6.674.609 hingga AoA 20o. Kemudian dapat disimpulkan bahwa performa terbaik pada penelitian ini terjadi pada manuver AoA 11° – 14° kecepatan 65 m/s atau 234 km/h.



Gambar 3.5 Perbandingan Grafik C_L vs α dari Semua Variasi Kecepatan

Hasil grafik yang sudah di analisis menggunakan *batch analysis* kemudian akan dibandingkan dari beberapa *Reynold number* yang diinginkan. Gambar 4.11 merupakan perbandingan grafik C_L vs α dari *Reynolds number* 2.567.157, 4.620.883, dan 6.674.609 yang berarti bahwa ketiga *Reynolds number* mengalami kenaikan gaya angkat yang signifikan. Kemudian *Reynolds number* 2.567.157 mengalami penurunan gaya angkat atau *stall* lebih dulu yaitu pada AoA 19° dengan nilai gaya angkat sebesar 1.7231 turun dari 1.7315. Kemudian, *Reynolds number* 4.620.883 juga mengalami penurunan gaya angkat atau *stall* pada AoA 20° dengan nilai gaya angkat sebesar 1.6891 turun dari 1.7231. Namun, pada *Reynolds number* 6.674.609, *coeffient lift* tidak mengalami penurunan gaya angkat tetapi kenaikan gaya angkat pada AoA 19° ke 20° sangatlah kecil yaitu sebesar 1.9007 ke 1.9013.



Gambar 3.6 Perbandingan Grafik C_D vs α dari Semua Variasi Kecepatan

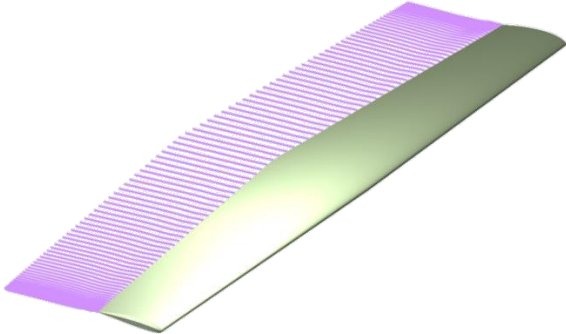
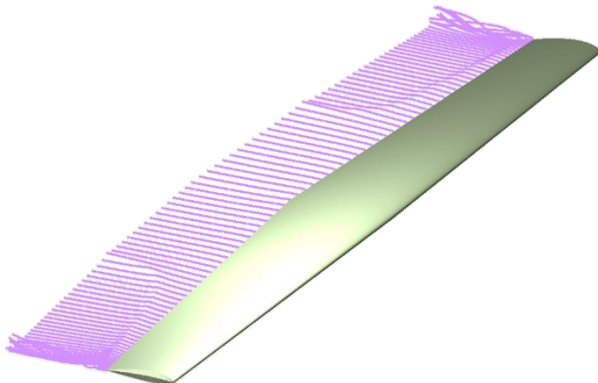
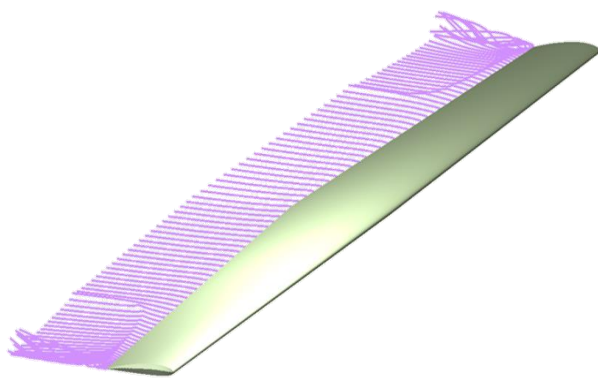
Hasil grafik yang sudah di analisis menggunakan *batch analysis* kemudian akan dibandingkan dari beberapa *Reynold number* yang diinginkan. Gambar 4.12 merupakan perbandingan grafik C_D vs α dari *Reynolds number* 2.567.157, 4.620.883, dan 6.674.609. Pada *Reynolds number* 2.567.157 mengalami gaya hambat yang lebih besar dari pada *Reynold number* 4.620.883 dan 6.674.609 dari berbagai AoA yaitu dengan nilai gaya hambat sebesar 0.00697 pada AoA -5° dan 0.07311 pada AoA 20° . Kemudian pada *Reynolds number* 4.620.883 mengalami gaya hambat yang lebih besar daripada *Reynold number* 6.674.609 dan lebih kecil daripada *Reynolds number* 2.567.157 dari berbagai AoA yaitu dengan nilai gaya hambat sebesar 0.00640 pada AoA -5° dan 0.05468 pada AoA 20° . Kemudian, pada *Reynold number* 6.674.609 mengalami gaya hambat yang lebih kecil dari pada *Reynold number* 2.567.157 dan 4.620.883 dari berbagai AoA yaitu dengan nilai gaya hambat sebesar 0.00614 pada AoA -5° dan 0.04607 pada AoA 20° .

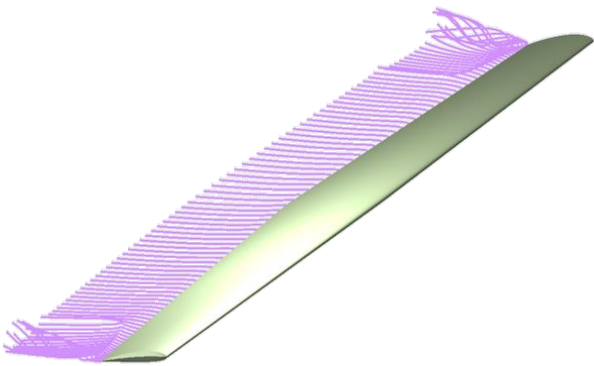
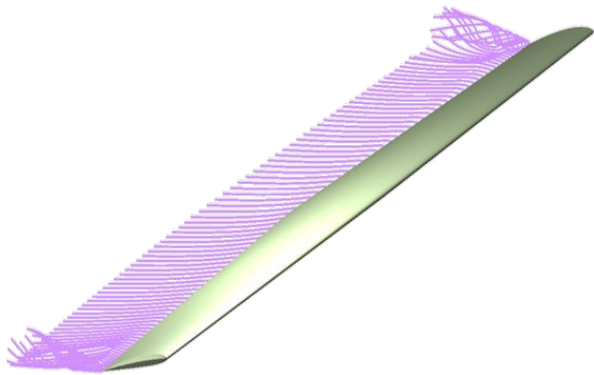
3.2 Karakteristik Streamline Sayap Cessna 172

1. Reynolds Number: 2.567.157

Tabel 3.13 Menunjukkan hasil *streamline* pada kecepatan 90 km/h atau 25 m/s dan *angle of attack* -3° , 3° , 8° , 13° , 18° pada *airfoil* NACA 2412.

Tabel 3.1 Hasil *Streamline* pada *Reynolds Number*: 2.567.157

Angle of attack (AoA)	Gambar <i>Streamline</i>
-3°	
3°	
8°	

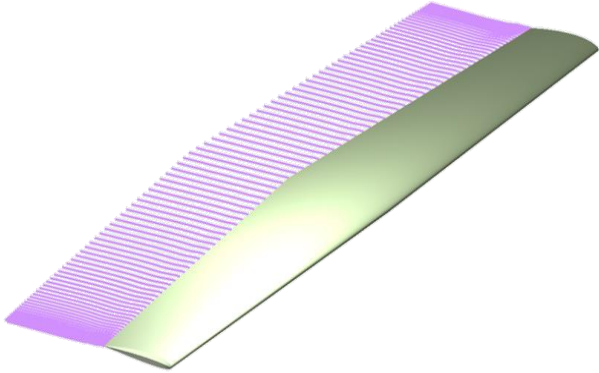
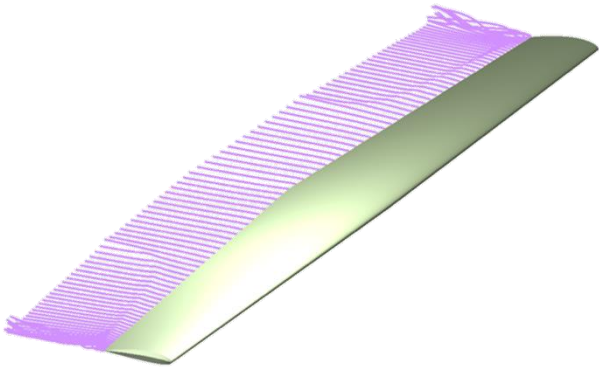
13°	
18°	

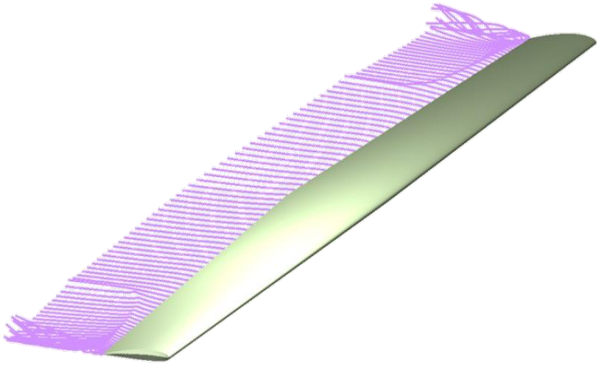
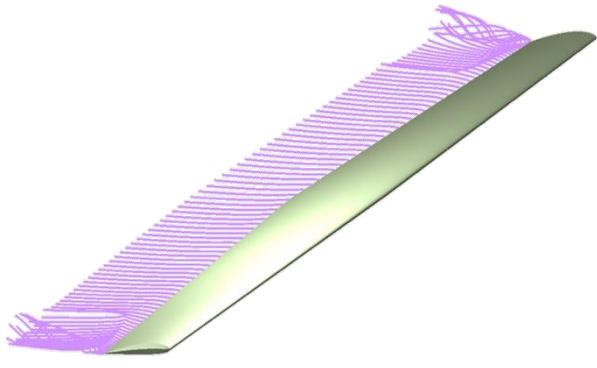
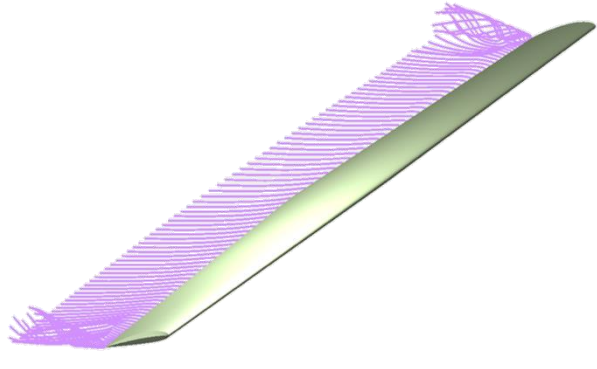
Dapat dilihat dari hasil Tabel 3.1 bahwa airfoil mengalami turbulensi di ujung dan pangkal pesawat mulai dari AoA 3° hingga seterusnya.

2. Reynolds Number: 4.620.883

Tabel 3.2 menunjukkan hasil *streamline* pada kecepatan 162 km/h atau 45 m/s dan *angle of attack* -3°, 3°, 8°, 13°, 18° pada *airfoil* NACA 2412.

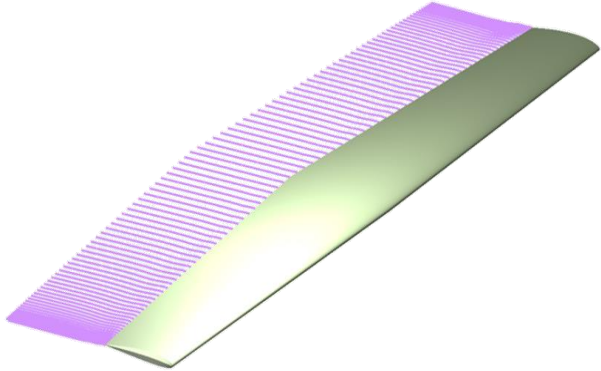
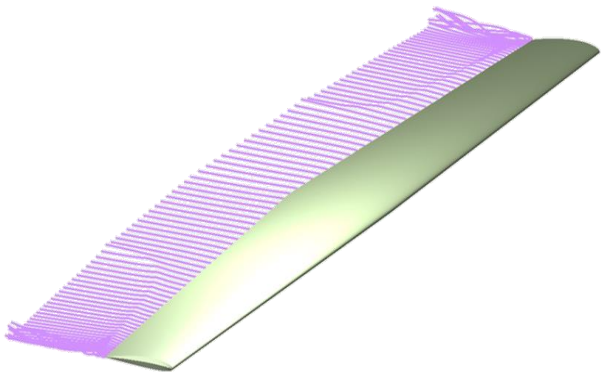
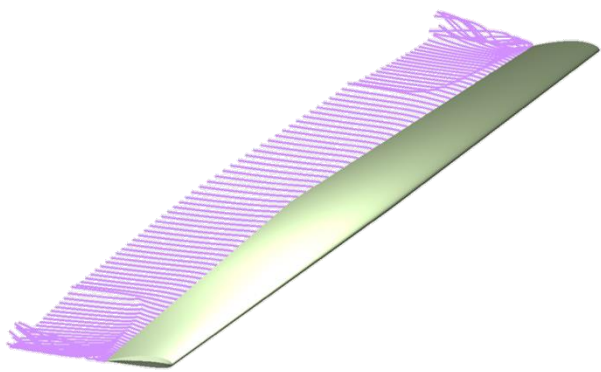
Tabel 3.2 Hasil Streamline pada Reynolds Number: 4.620.883

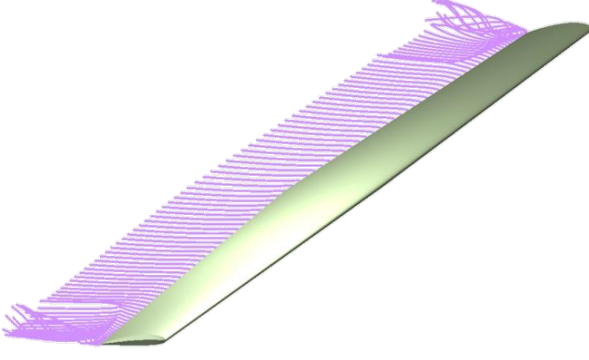
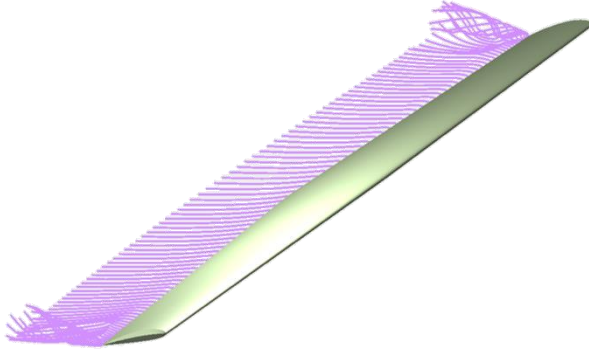
<i>Angle of attack (AoA)</i>	<i>Gambar Streamline</i>
-3°	
3°	

8°	
13°	
18°	

3. Reynolds Number: 6.674.609

Tabel 3.3 menunjukkan hasil *streamline* pada kecepatan 90 km/h atau 25 m/s dan *angle of attack* -3°, 3°, 8°, 13°, 18° pada *airfoil* NACA 2412.

Angle of attack (AoA)	Gambar Streamline
-3°	
3°	
8°	

13°	
18°	

Dapat dilihat dari hasil Tabel 3.3 bahwa *airfoil* mengalami turbulensi di ujung dan pangkal pesawat mulai dari AoA 3° hingga seterusnya.

Tabel 3.4 menunjukkan hasil penelitian dan simulasi pada sayap pesawat NACA 2412 dengan *Reynolds number* 2.567.157

Tabel 3.2 Hasil Perhitungan pada *Reynolds Number*: 2.567.157

<i>Reynold Number: 2.567.157 Kecepatan udara: 25 m/s (90 km/h)</i>		
<i>Angle of attack (°)</i>	NACA 2412	
	Cl	Cd
-5	-0.3181	0.00697
-4	-0.2064	0.00654
-3	-0.0944	0.00619
-2	0.0176	0.00592
-1	0.1299	0.00571

0	0.2416	0.00548
1	0.3528	0.00522
2	0.4635	0.00511
3	0.5698	0.00520
4	0.6799	0.00582
5	0.8158	0.00693
6	0.9091	0.00809
7	1.0060	0.00921
8	1.1059	0.01030
9	1.2050	0.01144
10	1.3014	0.01267
11	1.3932	0.01407
12	1.4787	0.01564
13	1.5517	0.01733
14	1.6070	0.01989
15	1.6611	0.02281
16	1.6996	0.02735
17	1.7180	0.03452
18	1.7315	0.04334
19	1.7231	0.05592
20	1.6891	0.07311

Tabel 3.5 menunjukkan hasil penelitian dan simulasi pada sayap pesawat NACA 2412 dengan Reynolds number 4.620.883.

Tabel 3.5 Hasil Perhitungan pada Reynolds Number: 4.620.883

Reynold Number: 4.620.883 Kecepatan udara: 45 m/s (162 km/h)		
Angle of attack (°)	NACA 2412	
	Cl	Cd
-5	-0.3236	0.00640
-4	-0.2105	0.00610
-3	-0.0973	0.00585
-2	0.0161	0.00566
-1	0.1296	0.00550

0	0.2431	0.00538
1	0.3562	0.00518
2	0.4685	0.00509
3	0.5788	0.00524
4	0.6848	0.00564
5	0.7881	0.00644
6	0.9163	0.00750
7	1.0137	0.00840
8	1.1162	0.00929
9	1.2182	0.01023
10	1.3179	0.01129
11	1.4142	0.01247
12	1.5066	0.01372
13	1.5916	0.01519
14	1.6588	0.01696
15	1.7167	0.01927
16	1.7685	0.02226
17	1.8057	0.02679
18	1.8225	0.03394
19	1.8353	0.04263
20	1.8288	0.05468

Tabel 3.6 menunjukkan hasil penelitian dan simulasi pada sayap pesawat NACA 2412 dengan Reynolds number 6.674.609.

Tabel 3.6 Hasil Perhitungan pada Reynolds Number: 6.674.609.

Reynold Number: 6.674.609 Kecepatan udara: 65 m/s (234 km/h)		
Angle of attack (°)	NACA 2412	
	Cl	Cd
-5	-0.3263	0.00614
-4	-0.2127	0.00589
-3	-0.0988	0.00569
-2	0.0152	0.00551
-1	0.1294	0.00538
0	0.2438	0.00527

1	0.3578	0.00518
2	0.4701	0.00514
3	0.5809	0.00536
4	0.6896	0.00575
5	0.7942	0.00631
6	0.9034	0.00710
7	1.0186	0.00794
8	1.1219	0.00873
9	1.2253	0.00961
10	1.3271	0.01054
11	1.4258	0.01158
12	1.5200	0.01279
13	1.6088	0.01412
14	1.6864	0.01565
15	1.7489	0.01748
16	1.7997	0.02025
17	1.8436	0.02393
18	1.8800	0.02882
19	1.9007	0.03586
20	1.9013	0.04607

4. PENUTUP

Berdasarkan hasil simulasi dan analisis data yang telah dilakukan, maka kesimpulan yang dapat diambil dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut.

- 1) Pada Penelitian ini, angle of attack memiliki pengaruh terhadap Lift Coefficient dan Drag Coefficient pada Airfoil NACA 2412. Semakin besar angle of attack maka semakin besar gaya angkat dan gaya hambat yang terjadi pada airfoil sampai pada titik tertinggi. Seperti Pada reynolds number : 2.567.157 yang mengalami titik tertinggi CL pada AoA 18° dan Kehilangan gaya angkat pada AoA 19°. Kemudian pada reynolds number : 4.620.883 yang mengalami titik tertinggi CL pada AoA 19° dan kehilangan gaya angkat pada AoA 20°. Sedangkan kan pada Pada reynolds number : 6.674.609 Airfoil belum mengalami STALL akan tetapi kenaikan Coefficient lift yang terjadi pada AoA 19° ke 20° sangat kecil yaitu dari 1.9007 ke 1.9013.

- 2) Pada penelitian ini, performace terbaik terjadi pada manuver AoA 11° - 14° dengan reynolds number : 6.674.609 yang mana pada AoA tersebut gaya angkat yang terjadi sangat signifikan dengan sedikitnya gaya hambat.
- 3) Karakteristik NACA 2412 sangat baik untuk digunakan pada pesawat Cessna 172, dikarenakan Coefficient lift yang terjadi pada semua kecepatan sangat signifikan dengan gaya hambat yang sedikit.
- 4) Pada analisis streamline semua Reynolds number mengalami turbulensi pada ujung pesawat ketika angle of attack dinaikkan sedangkan bagian tengahnya tetap linear.

DAFTAR PUSTAKA

- Bramantya, M. A., & Ginting, R. R. (2020). Study of the effect of 4-digit NACA variation on airfoil performance using computation fluid dynamics. AIP Conference Proceedings. 2248. AIP Publishing.
- Cattafesta, L., Bahr, C., & Mathew, J. (2010). Fundamentals of Wind-tunnel Design. Encyclopedia of Aerospace Engineering, 1-10.
- Darmawan, D., Harijanto, A., & Astutik, S. (2018). Analisis Bilangan Reynold (Re) Untuk Menentukan Jenis Aliran Fluida Menggunakan CFD (Computational Fluid Dynamic) Sebagai Rancangan Bahan Ajar Di SMA. FKIP e-Proceeding, 3(1), 178-182.
- Djuliandri, F. R., Triwiyatno, A., & Setiyono, B. (2016). Desain Sistem Kontrol Fuzzy Untuk Kendali Sudut Pitch Pada Model Pesawat Konvensional Dengan Tipe Fixed Wing. Transient: Jurnal Ilmiah Teknik Elektro, 5(2), 343-348.
- Eppler, R. (2012). Airfoil design and data. Stuttgart: Springer Science & Business Media.
- Erlangga, G. P. (2017). Studi Eksperimental Karakteristik Aerodinamik Airfoil Naca 4412 Dengan Variasi Kecepatan Aliran Udara. Departemen Teknik Fisika, Fakultas Teknologi, Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.
- Handoyo, E. A. (2000). Pengaruh Kecepatan Aliran Terhadap Efektivitas Shell-and-Tube Heat Exchanger. Jurnal Teknik Mesin, 2(2), 86-90.
- Henderson, W. P., & Holmes, B. J. (1989). Induced drag-historical perspective (No. 892341). SAE Technical Paper.
- Jourdy Ardi Pratama, I. P. (2023). Studi Aerodinamika Dampak Terjadinya Icing Pada Airfoil NACA 2412 Dengan Menggunakan Computational Fluid Dynamic (Doctoral dissertation, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto).
- Kevadiya, M. & Vaidya, H.A., 2013. "2D Analysis of NACA 4412 Airfoil". International Journal of Innovative Research in Science, Engineering, and Technology, 2(5), pp.1686–1691.
- Klose, B. F., Jacobs, G. B., Tank, J., & Spedding, G. R. (2018). Low Reynolds number airfoil aerodynamics: three different flow patterns within an angle of attack range of four degrees. Fluid Dynamics Conference, (p. 3731).
- Kostic, C. L., & Rasuo, B. P. (2016). Aerodynamic airfoil at critical angles of attack. Vojnotehnički glasnik, 64(3), 784-811.
- Lubis, M. M. (2012). Analisis aerodinamika airfoil naca 2412 pada sayap pesawat model tipe glider dengan menggunakan software berbasis computational fluid dinamic untuk memperoleh gaya

angkat maksimum. Jurnal e-Dinamis, II(2).

- Maulana, M. I., Qaedy, T., & Nawawi, M. (2016). Design Analysis of Vertical Wind Turbine with Airfoil Variation. AIP Conference Proceedings. 1717. AIP Publishing.
- Meghani, P. (2018). A 2D Aerodynamic Study on Morphing in The NACA 2412 Aerofoil. In 13th Research and Education in Aircraft Design Conference, Brno, Czech Republic.
- Meku, A. A., Nageswara Rao, D. K., Mebratu, M. M., & Getnet, L. A. (2023). Evaluation of the Impact of Wing Span and Wing Chord Length on the Aerodynamic Performance of Cessna 172-R Aircraft. In Advancement of Science and Technology: Materials and Energy (pp. 419-434). Cham: Springer Nature Switzerland.
- Mulyadi, M. (2009). Analisis Aerodinamika pada Sayap Pesawat Terbang dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics (CFD). Universitas Guna Darma: Fakultas Teknologi Industri, Jurusan Teknik Mesin.
- Pane, M. (2023). Simulasi Sayap Menggunakan Airfoil NACA 0008 dan 0010 dengan Variasi Sudut Serang terhadap Gaya Angkat dan Gaya Dorong. J-Proteksion: Jurnal Kajian Ilmiah dan Teknologi Teknik Mesin, 8(1), 7-11.
- Putranto, T., & Sulisetyono, A. (2017). Lift-drag coefficient and form factor analyses of hydrofoil due to the shape and angle of attack. International Journal of Applied Engineering Research, 12(21), 11152-11156.
- Rozhdestvensky, K. V. (2013). Aerodynamics of a lifting system in extreme ground effect. Saint-Petersburg: Springer Science & Business Media.
- Selig, M. S., & Guglielmo, J. J. (1997). High-lift low Reynolds number airfoil design. Journal of aircraft, 34(1), 72-79.
- Simpson, R. J., Palacios, R., & Murua, J. (2013). Induced-drag calculations in the unsteady vortex lattice method. AIAA journal, 51(7), 1775-1779.
- Sinaga, A. E. E. U. (2022). Perencanaan pompa sentrifugal untuk pengisian air boiler dengan kapasitas 0, 01 m³/detik daya 15, 3 hp dan putaran 1500 rpm. Jurnal Persegi Bulat, 1(2), 47-54.
- Sitanggang, M. (2012). Penelitian Aerodinamika Sayap Pesawat Terbang. In Prosiding SIPTEKGAN XVI-2012 Seminar Nasional IPTEK Dirgantara XVI Tahun 2012 (pp. 395-404). Pusat Teknologi Penerbangan.
- Sullivan, A. (2010). Aerodynamic forces acting on an airfoil. Physics Department, The College of Wooster.
- Yamin, M., & Ramadhan, Z. A. (2022). Neural network approach for predicting aerodynamic performance of NACA airfoil at low Reynolds number. Jurnal Polimesin, 20(2), 190-193.
- Zain, R., Pamungkas, I. R., Wafiqni, W., & Yusni, A. Development of Auto-Generating Aerodynamic Loads For Wing-Box Finite Element Model Based on Schrenk Method. Mesin, 24, 146-161.