



ANALISIS AIRFOIL (SAYAP PESAWAT) TERHADAP COEFESIEN LIFT (CL) DAN COEFESIEN DRAF (CD) DENGAN VARIASI KECEPATAN UDARA

Sugihandoko¹, Aryananta Lufti², Budi Harjanto³
 Teknik Mesin Pertahanan Akademi Militer Magelang
sugihandoko@nikmesinhan.akmil.ac.id¹
aryanantalufti@nikmesinhan.akmil.ac.id²
budiharjanto@nikmesinhan.akmil.ac.id³

ABSTRACT

Aerodynamic characteristics are a very important thing in the field of aerodynamic application science which is intended to obtain maximum performance from an object shape. This analysis was carried out to determine the effect of fluid flow velocity on symmetrical model aircraft wings. In this research, analysis of aerodynamic characteristics was carried out by testing an object in the form of a symmetrical model of an airplane wing that was supplied with air using a Wind Tunnel and Smoke Tunnel, so that the comparison and air flow produced could be seen. In connection with this, it is certain that we will not be separated from the topic of aerodynamics which is closely related to the characteristics of the object when flying in the air, which in the end will be able to draw conclusions regarding the aerodynamic characteristics of the object. In this final assignment, what will be discussed further are the aerodynamic parameters which in the world of aviation we usually know as the lift coefficient and also the drag coefficient. The method used is the simulation analysis method. The simulation was carried out by making a symmetrical aircraft wing model, then testing it using the Wind Tunnel and Smoke Tunnel tools. The purpose of this analysis is to determine the pressure characteristics of fluid flow on a symmetrical aircraft wing with a speed of 20 m/s and variations in angle of attack ranging from -20°, -10°, 0°, 10°, and 20° to the lift coefficient and drag coefficient and to determine the effect on each wing of a symmetrical model aircraft given speeds ranging from 12 m/s, 16 m/s, and 20 m/s which are fed by air in a wind tunnel using the drag coefficient and lift coefficient methods.

Keywords: Aerodynamics, Symmetrical, Wind Tunnel, Smoke Tunnel, Drag coefficient, Numerical force coefficient.

ABSTRAK

Karakteristik aerodinamika merupakan suatu hal yang sangat penting dalam bidang ilmu aplikasi aerodinamika yang ditunjukkan untuk mendapatkan performansi maksimum dari suatu bentuk benda. Analisa yang dilakukan ini untuk mengetahui pengaruh kecepatan aliran fluida pada sayap pesawat model simetrikal. Dalam penelitian ini, analisa karakteristik aerodinamika dilakukan dengan pengujian terhadap benda berupa model sayap pesawat yg berbentuk simetrikal yang dialiri udara dengan menggunakan alat *Wind Tunnel dan Smoke Tunnel*, agar terlihat perbandingan serta aliran udara yang dihasilkan. Sehubungan dengan hal ini, maka dipastikan juga tidak akan terlepas dari topik aerodinamika yang berkaitan erat dengan bagaimana karakteristik benda tersebut ketika terbang di udara, yang pada akhirnya akan dapat ditarik kesimpulan mengenai karakteristik aerodinamika dari benda tersebut. Dalam tugas akhir ini yang akan dibahas lebih lanjut adalah parameter aerodinamika yang dalam dunia penerbangan biasa kita kenal dengan koefisien gaya angkat (*coefficient lift*) dan juga koefisien gaya hambat (*coefficient drag*). Metode yang digunakan adalah metode analisis simulasi. Simulasi yang dilakukan dengan membuat model sayap pesawat berbentuk simetrikal, kemudian di uji menggunakan alat *Wind Tunnel dan Smoke Tunnel*. Tujuan dari analisa ini adalah untuk mengetahui karakteristik tekanan aliran fluida pada sayap pesawat jenis simetrikal dengan kecepatan sebesar 20 m/s dan variasi sudut serang mulai dari -20°, -10°, 0°, 10°, dan 20° terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag* dan untuk mengetahui pengaruh pada setiap sayap pesawat model simetrikal dengan diberikan kecepatan mulai dari 12 m/s, 16 m/s, dan 20 m/s yang dialiri udara pada alat *wind tunnel* dengan menggunakan metode koefisien *drag* dan koefisien *lift*.

Kata Kunci : Aerodinamika, Simetrikal, *Wind Tunnel*, *Smoke Tunnel*, Koefisien gaya hambat, Koefisien gaya angkat.

PENDAHULUAN

Perkembangan teknologi yang sangat luar biasa saat ini terutama tentang dunia penerbangan. Sejak manusia menemukan cara untuk dapat terbang maka kemajuan teknologi dunia semakin pesat pula hal ini disebabkan dengan adanya pesawat terbang sehingga koneksi atau hubungan antara Negara-negara di dunia semakin mudah. Sejak pesawat terbang dibuat pertama kali sampai pada era modern seperti sekarang ini bentuk pesawat ataupun ukurannya terus menerus berevolusi mengikuti perkembangan pada jamannya. Dalam perkembangan pesawat terbang ada suatu jaman dimana pesawat dikembangkan sampai ketitik tingkat teknologi yang dapat dikatakan tiada batas atau luar biasa, hal ini yang memicu kenapa pesawat terbang dikembangkan terus menerus sampai sekarang.

Pada perkembangan teknologi saat ini pentingnya Aerodinamika pada dunia penerbangan kurang lebihnya adalah segala hal yang mengenai hambatan angin (*drag*) yang terjadi pada pesawat, terutama dibagian sayap pesawat sebagai dampak dari kelajuan pesawat yang menyebabkan terbelahnya ruang udara di sekitarnya. Aerodinamika (ilmu gaya gerak) merupakan ilmu yang mempelajari, meneliti dan mengembangkan karakteristik gerakan aliran udara di sekitar permukaan benda dengan bentuk tertentu untuk mengetahui distribusi tekanan udara sekitar permukaan benda tersebut serta menetapkan gaya dan momen yang dibangkitkannya. Menggunakan analisa aerodinamika terdapat juga aerofoil sebagai model dari analisa ini, *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*).

Airfoil atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang dirancang sedemikian rupa untuk mendapatkan reaksi terhadap aliran fluida yang dilaluinya. Gaya-gaya aerodinamika yang bekerja pada sebuah airfoil diperoleh dari sebuah hasil penjumlahan atau integrasi distribusi tekanan statik dan tegangan geser sepanjang permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil*, sehingga diperoleh bilangan-bilangan tak berdimensi atau koefisien-koefisien seperti koefisien gaya angkat (*Coefisien Lift*), koefisien gaya hambat (*Coefisien Drag*). Koefisien-koefisien tersebut dan koordinat titik pusat tekan aerodinamika adalah harga-harga yang dibutuhkan guna menentukan sifat-sifat dan karakteristik performa aerodinamika dari bentuk-bentuk airfoil sebagai fungsi sudut serangnya.

Gaya angkat (*lift*) adalah gaya angkat yang menyebabkan terangkatnya pesawat ke atas untuk terbang, sedangkan gaya hambatan udara (*drag*) adalah gaya yang timbul akibat dari pergerakan pesawat yang arahnya berlawanan.

Dengan mengubah sudut serang untuk memperoleh gaya angkat atau (*lift*) mulai dari -20° , -10° , 0° , 10° , dan 20° kita dapat mengetahui keaerodinamisan dari *aerofoil* dengan sudut berapa yang paling efektif untuk pesawat terbang, khususnya dengan memberi perbandingan kecepatan mulai dari 12 m/s, 16 m/s, dan 20 m/s pada sayap model simetrikal, sehingga dapat membedakan keefektifan dari sayap model simetrikal, karena keaerodinamisan berguna untuk meningkatkan stabilitas dari pesawat tersebut, juga dapat mengurangi pemakaian bahan bakar, dan dapat meningkatkan keefesiansian dari pesawat tersebut. Berdasarkan latar belakang diatas maka penelitian ini mengambil judul : Analisis *airfoil* (sayap pesawat) terhadap *coefesien lift* (cl) dan *coefesien draf* (cd) dengan variasi kecepatan udara.

Rumusan Masalah.

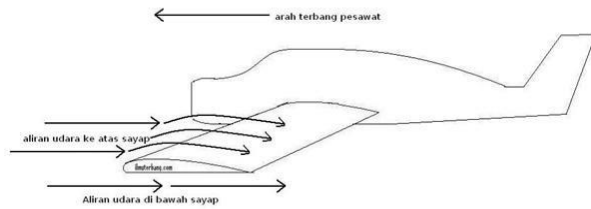
Berdasarkan latar belakang di atas, maka rumusan masalah penelitian sebagai berikut:

- a. Melalui eksperimen apakah *aerofoil* akan diteliti secara nyata mengenai efek variasi sudut serang mulai dari -20° , -10° , 0° , 10° , dan 20° terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag*?
- b. Apakah ada pengaruh pada *aerofoil* model simetrikal dengan diberikan kecepatan mulai dari 12 m/s, 16 m/s, dan 20 m/s yang dialiri udara pada alat *wind tunnel* dengan menggunakan metode koefisien *drag* dan koefisien *lift*?

LANDASAN TEORI

Teori dari Penerbangan berhadapan dengan ilmu gaya udara Istilah aerodinamika berasal dari kombinasi dari dua kata Greek/Yunani AER maksud/arti Udara , DYNE maksud/arti Kekuatan. Aero Dihubungkan dengan Dynamics menjadi Dinamika Ilmu gaya udara. Maksud/Arti Ilmu yang mempelajari objek sedang bergerak melalui udara dan gaya-gaya yang menghasilkan atau perubahan gerak. *Aerodynamic/Aerodinamika* mempunyai kaitan dengan tiga bagian yang terpisah/berbeda ini mungkin dapat digambarkan sebagian dipesawat terbang, diangin yang relatif dan di atmosfir. Aplikasi Pada Sayap Pesawat dengan teori di atas, maka sayap pesawat di buat seperti gambar di bawah ini.

(Sumber : Streeter, V. L., Wylie, Benyamin E., diterjemahkan oleh Arko Prijono.,Mekanika Fluida, Edisi Kedelapan, Jilid 1, Erlangga, Jakarta, 1999)



Gambar 2.1 Aliran udara mengakibatkan gaya gesek

Udara akan mengalir melewati bagian atas sayap dan bagian bawah sayap. Sebenarnya bukan udara yang mengalir melewati sayap pesawat, tapi sayap pesawatlah yang maju “menembus” udara. Tapi kita akan mengasumsikan aliran ini dengan gambar sayap yang diam. Dengan bentuk yang melengkung di atas, maka aliran udara di atas sayap membutuhkan jarak yang lebih panjang dan membuatnya “mengalir” lebih cepat dibandingkan dengan aliran udara di bawah sayap pesawat. Karena kecepatan udara yang lebih cepat di atas sayap, maka tekanannya akan lebih rendah dibandingkan dengan tekanan udara yang “mengalir” di bawah sayap. Tekanan di bawah sayap yang lebih besar akan “mengangkat” sayap pesawat dan disebut Gaya Angkat/*Lift*.



Gambar 2.2 Terjadinya gaya angkat

Karena itu, kecepatan pesawat harus dijaga sesuai dengan rancangannya. Jika kecepatannya turun maka *lift* nya akan berkurang dan pesawat akan jatuh, dalam ilmu penerbangan disebut *Stall*. Kecepatan minimum ini disebut *Stall Speed*. Jika kecepatan pesawat melebihi rancangannya maka juga akan terjadi *stall* yang dinamakan *High Speed Stall*.

7. **Fluida.**

Fluida adalah zat yang dapat mengalir. Kata Fluida mencakup zat cair, air dan gas karena kedua zat ini dapat mengalir, sebaliknya batu dan benda-benda keras atau seluruh zat padat tidak digolongkan kedalam fluida karena tidak bisa mengalir. Susu, minyak pelumas, dan air merupakan contoh zat cair. Dan semua zat cair itu dapat dikelompokkan ke dalam fluida karena sifatnya yang dapat mengalir dari satu tempat ke tempat yang lain. Selain zat cair, zat gas juga termasuk fluida. Zat gas juga dapat mengalir dari satu satu tempat ke tempat lain. Hembusan angin

merupakan contoh udara yang berpindah dari satu tempat ke tempat lain.

Fluida merupakan salah satu aspek yang penting dalam kehidupan sehari-hari. Setiap hari manusia menghirupnya, meminumnya, terapung atau tenggelam di dalamnya. Setiap hari pesawat udara terbang melaluinya dan kapal laut mengapung di atasnya. Demikian juga kapal selam dapat mengapung atau melayang di dalamnya. Air yang diminum dan udara yang dihirup juga bersirkulasi di dalam tubuh manusia setiap saat meskipun sering tidak disadari, fluida ini dapat kita bagi menjadi dua bagian yakni:

a. **Fluida Statis.**

Fluida statis adalah fluida yang berada dalam fase tidak bergerak (diam) atau fluida dalam keadaan bergerak tetapi tak ada perbedaan kecepatan antar partikel fluida tersebut atau bisa dikatakan bahwa partikel-partikel fluida tersebut bergerak dengan kecepatan seragam sehingga tidak memiliki gaya geser.

Contoh fenomena fluida statis dapat dibagi menjadi statis sederhana dan tidak sederhana. Contoh fluida yang diam secara sederhana adalah air di bak yang tidak dikenai gaya oleh gaya apapun, seperti gaya angin, panas, dan lain-lain yang mengakibatkan air tersebut bergerak. Contoh fluida statis yang tidak sederhana adalah air sungai yang memiliki kecepatan seragam pada tiap partikel di berbagai lapisan dari permukaan sampai dasar sungai. Cairan yang berada dalam bejana mengalami gaya-gaya yang seimbang sehingga cairan itu tidak mengalir. Gaya dari sebelah kiri diimbangi dengan gaya dari sebelah kanan, gaya dari atas ditahan dari bawah. Cairan yang massanya M menekan dasar bejana dengan gaya sebesar Mg .

Gaya ini tersebar merata pada seluruh permukaan dasar bejana. Selama cairan itu tidak mengalir (dalam keadaan statis), pada cairan tidak ada gaya geseran sehingga hanya melakukan gaya ke bawah oleh akibat berat cairan dalam kolom tersebut.

b. **Fluida Dinamis.**

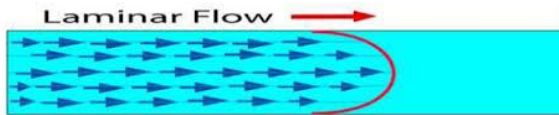
Fluida dinamis adalah fluida (bisa berupa zat cair, gas) yang bergerak. Untuk memudahkan dalam mempelajari, fluida disini dianggap steady (mempunyai kecepatan yang konstan terhadap waktu), tak termampatkan (tidak mengalami

perubahan volume), tidak kental, tidak turbulen (tidak mengalami putaran-putaran).

8. **Aliran Fluida.**

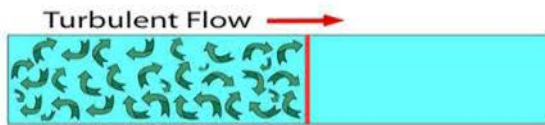
Aliran fluida dapat diaktegorikan menjadi 3 macam:

Aliran laminar adalah aliran dengan fluida yang bergerak dalam lapisan-lapisan, atau laminar-laminar dengan satu lapisan meluncur secara lancar. Dalam aliran laminar ini viskositas berfungsi untuk meredam kecendrungan terjadinya gerakan relative antara lapisan. Sehingga aliran laminar memenuhi hukum viskositas Newton.



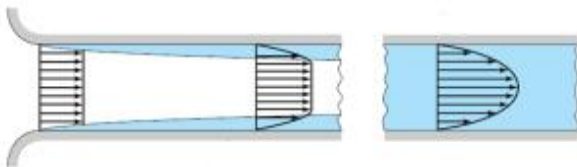
Gambar 2.3 Aliran laminar

Aliran turbulen adalah aliran dimana pergerakan dari partikel – partikel fluida sangat tidak menentu karena mengalami percampuran serta putaran partikel antar lapisan, yang mengakibatkan saling tukar momentum dari satu bagian fluida kebagian fluida yang lain dalam skala yang besar. Dalam keadaan aliran turbulen maka turbulensi yang terjadi membangkitkan tegangan geser yang merata diseluruh fluida sehingga menghasilkan kerugian – kerugian aliran.



Gambar 2.4 Aliran turbulen

Aliran transisi merupakan aliran peralihan dari aliran laminar ke aliran turbulen.



Gambar 2.5 Aliran transisi

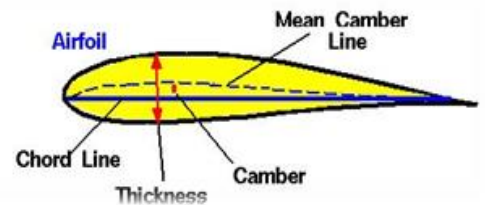
9. **Airfoil NACA (National Advisory Committee for Aeronautics).**

NACA *airfoil* adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil*. Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap

karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa CL, dan kemudian akan terkait dengan lift (gaya angkat yang dihasilkan) (Mulyadi, 2010).

Hingga sekitar Perang Dunia II, *airfoil* yang banyak digunakan adalah hasil riset Göttingen. Selama periode ini banyak pengujian *airfoil* dilakukan diberbagai negara, namun hasil riset NACA lah yang paling terkemuka. Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan atau thickness serta pengujiannya dilakukan pada bilangan Reynold yang lebih tinggi dibanding yang lain. Hal ini sering dirangkum oleh beberapa parameter seperti: ketebalan maksimum, maksimum bentuk melengkung, posisi maks ketebalan, posisi maks bentuk melengkung, dan hidung jari-jari. Seperti terlihat pada gambar 1 suatu *airfoil* terdiri dari (Mulyadi, 2010):

1. Permukaan atas (*Upper Surface*).
2. Permukaan bawah (*Lowerer Surface*).
3. *Mean camber line* adalah tempat kedudukan titik-titik antara permukaan atas dan bawah *airfoil* yang diukur tegak lurus terhadap *mean camber line* itu sendiri.
4. *Leading edge* adalah titik paling depan pada *mean camber line*, biasanya berbentuk lingkaran dengan jari-jari mendekati 0,02 c.
5. *Trailing edge* adalah titik paling belakang pada *mean camber line*.
6. *Camber* adalah jarak maksimum antara *mean camber line* dan garis *chord* yang diukur tegak lurus terhadap garis *chord*.
7. Ketebalan (*thickness*) adalah jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah yang diukur tegak lurus terhadap garis *chord*.

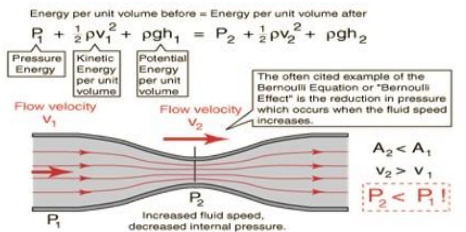


Gambar 2.5 NACA Airfoil Geometry

10. **Prinsip Bernoulli.**

Daniel Bernoulli, seorang ahli matematika dari Swiss, menerangkan bagaimana tekanan dari sebuah fluida yang bergerak (cairan atau pun gas)

berubah-ubah sesuai dengan kecepatan dari gerakan. Secara khusus, dia menyatakan bahwa penambahan kecepatan atau aliran akan menyebabkan pengurangan dari tekanan fluida tersebut. Hal inilah yang terjadi pada udara yang lewat di atas sayap pesawat yang melengkung. (Sumber : Anderson, John D.(2007). Fundamentals of Aerodynamics (4th ed). McGraw-Hill. ISBN 0-07-125408-0. OCLC 60589123 diunduh pada 24 Oktober 2015)



Gambar 2.6 Persamaan Bernoulli

Jika udara dianggap sebagai sebuah benda dan disetujui bahwa udara mengikuti hukum Bernoulli maka kita dapat mulai melihat bagaimana dan kenapa sebuah sayap pesawat dapat menghasilkan daya angkat sewaktu sayap pesawat tersebut bergerak melalui udara. Sesuai hukum kekekalan energi, Sigma Energi sebelum, pada, dan sesudah titik penyempitan adalah sama. Pada penampang kecil, karena massa fluida yg lewat adalah tetap, maka yg berubah ada kecepatannya. Karena kecepatan berubah, energi kinetik berubah, dan konsekuensinya, tekanan pada penampang kecil berkurang. Pesawat dapat terbang karena adanya gaya angkat guna mengimbangi berat pesawat.

Ada empat gaya yang bekerja pada pesawat terbang, yaitu *thrust* (gaya dorong), *drag* (gaya hambat), *lift* (gaya angkat), dan *weight* (gaya berat). Ini adalah aplikasi dari ide Bernoulli (1700-1782). Memang kalau kita mempelajari aerodinamika lebih dalam, teori ini mungkin tidak berlaku lagi pada kecepatan tertentu, tapi ide Bernoulli masih merupakan prinsip dasar dari cara kerja sebuah sayap pesawat. Seorang penerbang/teknisi tidak memerlukan aplikasi rumit dari persamaan Bernoulli, tapi dapat memahami cara kerja pesawat dengan memahami hukum fisika dari persamaan tersebut, tinjauan dengan hukum Bernoulli:

- a. Laju aliran udara pada sisi atas pesawat (v_2) lebih besar di Banding laju aliran udara pada sisi bawah pesawat (v_1). Maka sesuai dengan azas Bernoulli, maka tekanan udara pada sisi bawah pesawat (p_1) lebih besat dari tekanan udara pada sisi atas pesawat (p_2).
- b. Syarat agar pesawat bisa terangkat, maka gaya angkat pesawat (F_a) harus lebih besar dari gaya berat

($W=mg$), $F_a > mg$, ketika sudah mencapai ketinggian tertentu, untuk mempertahankan ketinggian pesawat, maka harus diatur sedemikian sehingga : $F_a = mg$.

c. Jika pesawat ingin bergerak mendarat dengan percepatan tertentu, maka : gaya dorong harus lebih besar dari gaya hambat ($f_d > f_g$), dan gaya angkat harus sama dengan gaya berat, ($F_a = mg$).

d. Jika pesawat ingin naik/menambah ketinggian yang tetap, maka gaya dorong harus sama dengan gaya hambat ($f_d = f_g$), dan gaya angkat harus lebih besar dari gaya berat ($F_a = mg$).

Persamaan Bernoulli :

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + \rho g h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 + \rho g h_2$$

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2$$

(Sumber: <http://www.paarif.com/hukum-bernoulli/>)
Dimana :

- P_2 = Tekanan dari atas pesawat (Pa)
- P_1 = Tekanan dari bawah pesawat (Pa)
- v_2 = Kecepatan udara di atas pesawat (m/s)
- v_1 = Kecepatan udara di bawah pesawat (m/s)
- ρ = Massa jenis udara (kg/m^3)

Untuk menghitung Tekanan Udara :

$$P = \frac{F}{A} \text{ atau } P = \frac{Fl}{A}$$

Dimana:

- P = Tekanan Udara ($\frac{N}{m^2}$)
- Fl = Gaya Angkat (N)
- A = Luas Penampang (cm^2)

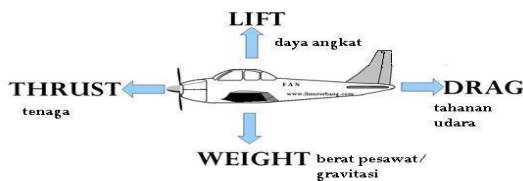
Pada prinsipnya, pada saat pesawat mengudara, terdapat 4 gaya utama yang bekerja pada pesawat, yakni gaya dorong (*thrust/T*), hambat (*drag/D*), angkat (*lift/L*), dan berat pesawat (*weight/W*). Pada saat pesawat sedang menjelajah (*cruise*) pada kecepatan dan ketinggian konstan, ke-4 gaya tersebut berada dalam kesetimbangan: $T = D$ dan $L = W$. Sedangkan pada saat pesawat *take off* dan *landing*, terjadi akselerasi dan deselerasi yang dapat dijelaskan menggunakan Hukum II Newton (total) gaya adalah sama dengan massa dikalikan dengan percepatan).

11. Prinsip Penerbangan 4 Gaya Yang Mempengaruhi Pesawat.

Hal yang menarik dari kendaraan yang bernama pesawat terbang adalah terbang ke atas melawan gravitasi bumi. Ini di sebut *lift* atau gaya angkat. Pembahasan dalam aerodinamika ini dibatasi pada pesawat berbaling-baling dan bermesin piston. Aneka kombinasi letak mesin tidak dibahas. Pesawat dengan model seperti ini mempunyai mesin piston yang memutar baling-baling di depan pesawat. Seperti halnya kipas angin, baling-baling ini meniup udara ke belakang dengan kuat sehingga terjadi reaksi dari pesawat itu sendiri untuk bergerak ke depan.

Gaya dorong dari baling-baling ini disebut *Thrust*. Gaya ini bekerja ke depan.

(Sumber: <http://www.ilmuterbang.com/blog-mainmenu-9/26-private-pilot/71-aerodinamika-4-gaya-yang-mempengaruhi-pesawat>)



Gambar 2.7 Gaya pada pesawat

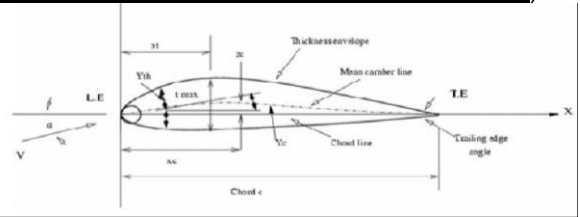
Pada waktu bergerak ke depan, udara yang dilewati oleh pesawat menghasilkan gesekan yang menahan gerakan pesawat tersebut. Gaya gesek ini disebut *Drag*. Dengan adanya *Drag* maka dibutuhkan lebih banyak *Thrust* untuk menggerakkan pesawat.

Pada waktu pesawat digerakkan ke depan dengan kecepatan tertentu, sayap menghasilkan gaya angkat yang disebut *Lift*. *Lift* ini bertambah seiring dengan bertambahnya kecepatan pesawat. Tapi jika kecepatan pesawat terus ditambah, Maka *Drag* yang terjadi akan terlalu besar dan sayap pesawat akan berhenti menghasilkan *Lift*. Gaya yang terakhir adalah gaya yang kita kenal dengan berat, yang dalam tulisan ini selanjutnya disebut *Weight*.

12. **Airfoil.**

Airfoil atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang dirancang sedemikian rupa untuk mendapatkan reaksi terhadap aliran fluida yang dilaluinya. Gaya-gaya aerodinamika yang bekerja pada sebuah airfoil diperoleh dari sebuah hasil penjumlahan atau integrasi distribusi tekanan statik dan tegangan geser sepanjang permukaan atas dan permukaan bawah airfoil, sehingga diperoleh bilangan-bilangan tak berdimensi atau koefisien-koefisien seperti koefisien gaya angkat (*Coefisien Lift*), koefisien gaya hambat (*Coefisien Drag*). Koefisien-koefisien tersebut dan koordinat titik pusat tekan aerodinamika adalah harga-harga yang dibutuhkan guna menentukan sifat-sifat dan karakteristik performa aerodinamika dari bentuk-bentuk airfoil sebagai fungsi sudut serangnya.

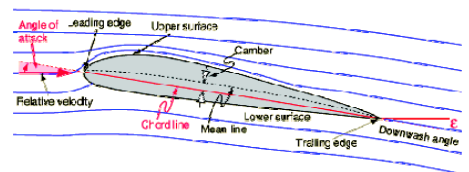
(Sumber : https://id.wikipedia.org/wiki/Pesawat_terbang)



Gambar 2.8 Bentuk bagian dan geometri sebuah airfoil.

Airfoil atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Pada airfoil terdapat bagian-bagian seperti berikut :

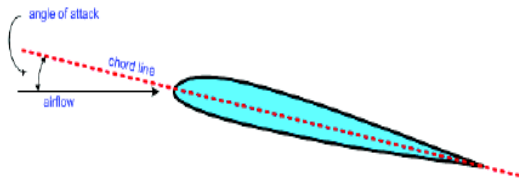
- a. *Leading Edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoil*.
- b. *Trailing Edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoil*.
- c. *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- d. *Chord (c)* adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- e. *Maksimum chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- f. *Maksimum thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.



Gambar 2.9. Bagian-bagian airfoil

13. **Angle Of Attack.**

Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah *airfoil* dan arah aliran udara yang melewatinya (*relative wind*). Biasanya diberi tanda α (*alpha*). Untuk airfoil simetris, besar *lift* yang dihasilkan akan nol bila sudut serang nol, sedang pada airfoil tidak simetris sekalipun sudut serang nol tetapi gaya angkat telah timbul. Gaya angkat menjadi nol bila airfoil tidak simetris membentuk sudut negatif terhadap aliran udara. Sudut serang dimana gaya angkat sebesar nol ini disebut *zero angle lift*. (Sumber : <http://www.dynamicflight.com/aerodynamics/airfoils/>)



Gambar 2.10. Angle of attack sebuah airfoil

14. Koefisien Gaya Angkat (Coefisien Drag).

Koefisien drag (C_d) adalah bilangan yang menunjukkan besar kecilnya tahanan fluida yang diterima oleh suatu benda. Harga koefisien drag yang kecil menunjukkan hambatan fluida yang diterima benda saat berjalan adalah kecil, dan begitu juga sebaliknya. Koefisien drag (biasanya dinotasikan sebagai: c_d , c atau c_w). nilai C_d sangat bergantung pada bentuk dari suatu geometri. berikut adalah berbagai variasi nilai adalah:

(Sumber : <https://mrchemilo.wordpress.com/2012/05/20/aliran-eksternal-pada-cfd/>)

Shape	Drag Coefficient
Sphere	0.47
Half-sphere	0.42
Cone	0.50
Cube	1.05
Angled Cube	0.80
Long Cylinder	0.82
Short Cylinder	1.15
Streamlined Body	0.04
Streamlined Half-body	0.09

Gambar 2.11 Pengukuran koefisien drag

Dari gambar di samping, tidak ada nilai $C_d = 1$. Sebuah sama dengan 1 akan diperoleh dalam kasus di mana semua cairan mendekati objek dibawa untuk beristirahat, membangun tekanan stagnasi di atas permukaan depan secara keseluruhan.

(Sumber : Team Yayasan Pendidikan Haster., ikhtisar rumus - rumus lengkap fisika: Perguruan Tinggi, Penerbit Gunung Ilmu Press, Bandung, 2001)

$$\text{Koefisien Drag} = C_d = \frac{2F_d}{\rho v^2 A}$$

(Sumber: Hanjar Aerodinamika dan Propulsi, Akademi Militer 2015)

Dimana:
 F_d = Gaya hambat/drag (N)
 ρ = Massa jenis fluida (kg/m^3)

V = Kecepatan aliran udara (m/s)
 A = Luas penampang sayap *aerofoil* (m^2)

15. Koefisien Gaya Angkat (Coefisien Lift).

Aerofoil didesain sedemikian rupa agar mampu menghasilkan gaya angkat ketika berada di udara yang bergerak di sekitarnya. Meski bentuk *aerofoil* mampu menghasilkan gaya angkat, dalam beberapa kasus penerbangan dibutuhkan alat tambahan seperti *high lift devices*. Bentuk *flaps* yang saat ini digunakan ada beberapa macam, misalnya seperti pada gambar di bawah ini. *Flaps* sangat membantu pada saat pesawat melakukan *take-off* atau *landing*.

Dalam percobaan ini akan diselidiki bagaimana grafik hubungan antara besar sudut serang (α) dengan koefisien gaya angkat (C_l). Koefisien gaya angkat dapat diperoleh dari rumus berikut:

(Sumber : <https://maglevworld.wordpress.com/2012/05/09/konsep-lift-dan-drag/>)

$$\text{Koefisien Lift} = C_l = \frac{2F_l}{\rho v^2 A}$$

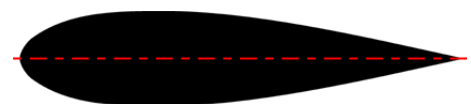
(Sumber: Hanjar Aerodinamika dan Propulsi, Akademi Militer 2022)

Dimana :
 F_l = Gaya angkat (N)
 ρ = Massa jenis fluida (kg/m^3)
 V = Kecepatan aliran udara (m/s)
 A = Luas penampang sayap *aerofoil* (m^2)

16. Sayap Model Simetrikal.

Digunakan pada pesawat terbang aerobatik, terutama *monoplanes simetris aeirfoil*. Sebuah desain dimaksudkan untuk menjadi *aerobatic* harus selalu memiliki permukaan penerbangan simetris (sayap, *stabilizer horizontal* dan *vertical stabilizer*). Permukaan datar (yang bagian simetris) bekerja dengan baik untuk ekor permukaan ke titik tetap tidak sebagus bagian *airfoiled* benar.

(Sumber: http://www.airfieldmodels.com/informati-on_source/math_and_science_of_model_aircraft/rc_aircraft_design/plotting_airfoils/about_airfoils.html)



Gambar 2.12. Simetrikal *airfoil*

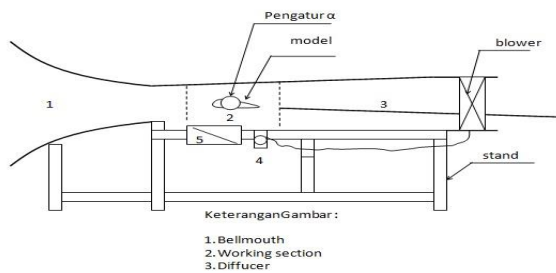
METODE PENELITIAN

17. Alat dan Bahan.

a. Peralatan yang digunakan dalam penelitian ini antara lain:

1) Terowongan angin *subsonic* (*subsonic wind tunnel*) dengan spesifikasi sebagai berikut :

- (a) Tegangan motor listrik 240V/50Hz
- (b) Daya motor listrik 1,50 KW
- (c) Panjang keseluruhan 2,98m
- (d) Lebar keseluruhan 0,80 m
- (e) Tinggi seksi uji 1,83 m
- (f) Dimensi seksi uji 300x450 mm
- (g) Kecepatan udara maksimum 30 m/s
- (h) Specific gravity cair manometer 0,787

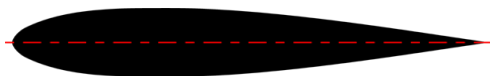


Gambar 3.1 *Subsonic Wind Tunnel*

b. Bahan.

Bahan yang akan digunakan dalam penelitian ini antara lain:

- 1) Bentuk *prototype* model *aerofoil* simetrikal.



Gambar 3.2 *Prototype model airfoil simetrikal*

c. Tempat dan Waktu Penelitian.

- 1) Lokasi pengambilan data dan keterangan pengujian analisa airfoil simetrikal dilaksanakan di Laboratorium Aeronautika AAU Yogyakarta.
- 2) Pengujian dilaksanakan pada bulan Oktober 2023.

d. Prosedur Penelitian.

Di dalam penelitian ini diperoleh data dengan menggunakan:

- 1) Pengujian *prototype* model *aerofoil* simetrika dilakukan di Laboratorium Universitas Gajah Mada.
- 2) Analisa Studi Pustaka dilakukan dengan cara mencari

penelitian terdahulu yang relevan tujuan dari penelitian.

3) Analisa berfikir dilihat dari data-data yang diperoleh dari hasil penelitian.

e. Pengambilan Data.

1) Uji Kestabilan *prototype* model *aerofoil*

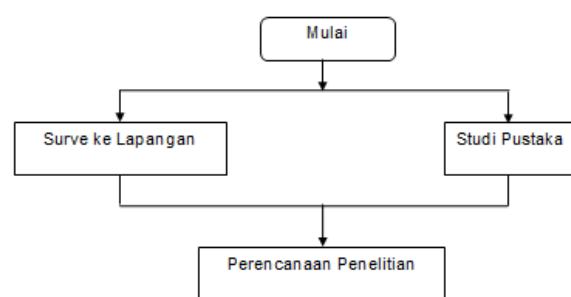
Mengetahui seberapa besar koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang dihasilkan pada kedua *prototype* tersebut, Langkah-langkah persiapan yang dilakukan untuk benda uji *aerofoil* adalah sebagai berikut:

a) Persiapan Benda Uji Setelah mesin uji *Wind Tunnel* yang ada di dipersiapkan, maka akan dilakukan pengujian.

b) Pelaksanaan Pengujian Setelah mesin uji *Wind Tunnel* siap, maka akan di ambil data dari model *aerofoil* simetrikal dan semi simetrikal.

18. Diagram Alir Penelitian.

Tahapan penelitian yang akan dilakukan dapat dilihat pada diagram di bawah ini:



- f. Catat kedudukan pemberat dalam keadaan ini.
- g. Ulangi langkah c, d, e, dan f dengan memvariasikan sudut serang -20°, -10°, 0°, 10°, dan -20°.
- h. Jika data telah diambil semuanya, ganti sudut serang dan kecepatan yg telah ditentukan, dan lakukan kembali percobaan c, d, e, f, dan g.
- i. Jika data telah diambil semuanya, hentikan percobaan.

21. Analisis Data.

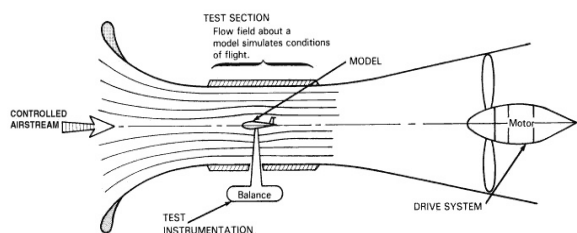
Setelah data diperoleh selanjutnya adalah menganalisa data dengan cara mengolah data yang sudah dikumpulkan. Data dari hasil pengujian tersebut dimasukkan ke dalam penghitungan koefisien *drag* dan koefisien *lift* serta persamaan-persamaan yang ada sehingga diperoleh hasil data yang bersifat kuantitatif, yaitu data yang berupa angka-angka. Teknik analisa data kemudian dilakukan dengan cara membandingkan data satu dengan data yang lainnya berdasarkan sudut serang (*angle of attack*) yang telah ditentukan. Selain itu juga diamati sifat-sifat dan perbandingan baik keuntungan maupun kerugian dari kedua model sayap yang akan diuji.

22. Diagram Pengujian.

Tahapan pengujian yang akan dilakukan dapat dilihat pada diagram di bawah ini.

Gambar 3.3 Diagram Alir Penelitian

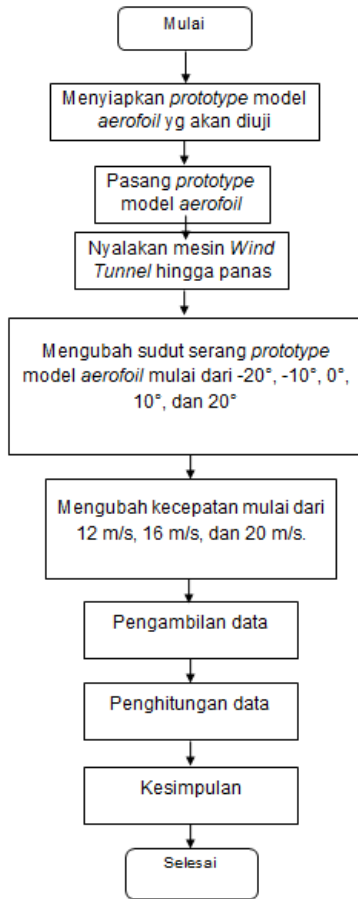
19. Peralatan Penelitian.



Gambar 3.4 Subsonic Wind Tunnel

20. Langkah Pengujian Pengambilan Data.

- a. Nyalakan saklar arus listrik pada alat *Wind Tunnel*.
- b. Pasang timbangan pengukur *lift* dan *drag* pada drum penyangga timbangan.
- c. Pasang model *aerofoil* pertama diatas timbangan dan letakkan dengan sudut serang *aerofoil* sebesar -10°.
- d. Atur timbangan agar benar-benar dalam keadaan setimbang.
- e. Putar tombol pengatur kecepatan aliran udara hingga mencapai kecepatan 12, 16, dan 20 m/s.



Gambar 3.5 Diagram Alir Pengujian

DATA PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

24. Uji Airfoil Simetrikal.

Aerodinamika dapat diartikan sebagai suatu cabang ilmu yang mempelajari interaksi antara aliran fluida dengan benda-benda solid yang bergerak secara relatif di dalam aliran tersebut. *Wind Tunnel* atau terowongan angin merupakan salah satu alat percobaan yang cukup penting dalam mempelajari ilmu aerodinamika. Percobaan yang telah dilakukan bertujuan untuk memperkenalkan cara pengukuran gaya hambat (gaya yang menahan laju benda) dan gaya angkat (gaya yang terjadi pada benda yang memiliki bentuk *airfoil* misalnya sayap pesawat) yang terdapat pada suatu model dalam terowongan

angin. Dalam hal ini, profil benda sangat mempengaruhi besarnya gaya hambat (*drag force*) yang telah dihasilkan. Besarnya hambatan yang dialami oleh suatu benda dalam aliran fluida biasanya dinyatakan dalam koefisien hambat (*drag coefficient*) hingga diperoleh rumus sebagai berikut.

$$C_d = \frac{2F_d}{\rho v^2 A}$$

Dimana:

- F_d : Gaya hambat (N)
- ρ : Densitas udara (kg/m^3)
- V : Kecepatan aliran udara (m/s)
- A : Luas penampang frontal model (m^2).

Airfoil didesain sedemikian rupa agar mampu menghasilkan gaya angkat ketika berada di udara yang bergerak di sekitarnya. Sudut serang (α) adalah sudut yang dibentuk oleh *chordline* penampang *airfoil* dengan arah datangnya aliran udara (*relative wind*). Sudut serang yang semakin besar akan memberikan gaya angkat yang semakin besar pula. Meski demikian terdapat nilai maksimum dimana *airfoil* justru kehilangan gaya angkat.

Dalam percobaan yang telah kita lakukan dapat diamati grafik hubungan antara besar sudut serang (α) dengan koefisien gaya angkat (C_l). Koefisien gaya angkat dapat diperoleh rumus sebagai berikut.

$$C_l = \frac{2F_l}{\rho v^2 A}$$

Dimana:

- F_l : Gaya angkat (N)
- ρ : Densitas udara (kg/m^3)
- V : Kecepatan aliran udara (m/s)
- A : Luas penampang frontal model (m^2).

Dimana di dalam penelitian ini, pengujian terhadap dua buah *airfoil* dilakukan untuk memperoleh nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag* untuk mengetahui *airfoil* mana yang mempunyai kemampuan gaya angkat maksimal seperti yang terdapat pada tabel percobaan berikut

Tabel Pengambilan Data.

- a. *Airfoil* simetrikal dengan kecepatan 12 m/s.

No	Sudut Serang/Angle of Attack (°)	Kecepatan (v) m/s	Panjang (p) cm	Lebar (l) cm	Lift (Fl) N	Drag (Fd) N
1	-20	12	0.00198	0.001321	0	0.15
2	-10	12	0.00198	0.001321	0	0.07
3	0	12	0.00198	0.001321	0.27	0.05
4	10	12	0.00198	0.001321	0.78	0.08
5	20	12	0.00198	0.001321	0.91	0.2

Tabel 4.1 Dengan Kecepatan 12 m/s

- b. *Airfoil* simetrikal dengan kecepatan 16 m/s.

No	Sudut Serang/Angle of Attack (°)	Kecepatan (v) m/s	Panjang (p) cm	Lebar (l) cm	Lift (Fl) N	Drag (Fd) N
1	-20	16	0.00198	0.001321	0	0.26
2	-10	16	0.00198	0.001321	0	0.07
3	0	16	0.00198	0.001321	0.35	0.06
4	10	16	0.00198	0.001321	1	0.09
5	20	16	0.00198	0.001321	1.1	0.36

Tabel 4.2 Dengan Kecepatan 16 m/s

- c. *Airfoil* simetrikal dengan kecepatan

No	Sudut Serang/Angle of Attack (°)	Kecepatan (v) m/s	Panjang (p) cm	Lebar (l) cm	Lift (Fl) N	Drag (Fd) N
1	-20	20	0.00198	0.001321	0	0.41
2	-10	20	0.00198	0.001321	0	0.095
3	0	20	0.00198	0.001321	0.45	0.07
4	10	20	0.00198	0.001321	1.05	0.14
5	20	20	0.00198	0.001321	1.7	0.73

Tabel 4.3 Dengan Kecepatan 20 m/s

25. **Pengukuran Luas Permukaan Airfoil Simetrikal.**

Luas Permukaan :

- a. $A = C \times S$
 $A = 0.001321 \times 0.00198$
 $A = 0.0261558 \text{ cm}^2$
 C : Chord (cm)
 S : Spand (cm)
 A : Luas permukaan (cm^2)

26. **Pengukuran Tekanan Udara (P).**

$$P = \frac{F}{A}$$

$$P = \frac{Fl}{A}$$

$$P = \frac{1,05}{0,0261558}$$

$$P = 40,23 \frac{N}{m^2}$$

P : Tekanan Udara ($\frac{N}{m^2}$)

Fl : Gaya Angkat (N)

A : Luas Penampang (cm^2)

27. **Pengukuran Gaya Hambat (Drag).**

- a. Koefisien *Drag* dengan Kecepatan 12 m/s pada sudut -20° dan 20° .

- 1) Pada sudut -20° .

$$Cd = \frac{Fd}{(\frac{1}{2} \rho V^2)A}$$

$$Cd = \frac{0.15}{(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 12^2)0.0261558}$$

$$Cd = \frac{0.15}{2.25986112}$$

$$Cd = 0.06637576$$

Cd : Koefisien Hambat

Fd : Gaya Hambat (N)

ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)
A : Luas Penampang (cm^2)
V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

2) Pada sudut 20° .

$$Cd = \frac{Fd}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$Cd = \frac{0.2}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 12^2\right)0.0261558}$$

$$Cd = \frac{0.2}{2.25986112}$$

$$Cd = 0.088501013$$

Cd : Koefisien Gaya Hambat
Fd : Gaya Hambat (N)
 ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)
A : Luas Penampang (cm^2)
V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

b. Koefisien gaya hambat dengan Kecepatan 16 m/s pada sudut -20° dan 20° .

1) Pada sudut -20° .

$$Cd = \frac{Fd}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$Cd = \frac{0.26}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 16^2\right)0.0261558}$$

$$Cd = \frac{0.26}{4.01753088}$$

$$Cd = 0.064716366$$

Cd : Koefisien Gaya Hambat
Fd : Gaya Hambat (N)
 ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)
A : Luas Penampang (cm^2)
V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

2) Pada sudut 20° .

$$Cd = \frac{Fd}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$Cd = \frac{0.36}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 16^2\right)0.0261558}$$

$$Cd = \frac{0.36}{4.01753088}$$

$$Cd = 0.089607276$$

Cd : Koefisien Gaya Hambat
Fd : Gaya Hambat (N)
 ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)
A : Luas Penampang (cm^2)
V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

c. Koefisien *Drag* dengan Kecepatan 20 m/s pada sudut -20° dan 20° .

1) Pada sudut -20° .

$$Cd = \frac{Fd}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$Cd = \frac{0.41}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 20^2\right)0.0261558}$$

$$Cd = \frac{0.41}{6.277392}$$

$$Cd = 0.065313748$$

Cd : Koefisien Hambat
Fd : Gaya Hambat (N)
 ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)
A : Luas Penampang (cm^2)
V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

2) Pada sudut 20° .

$$Cd = \frac{Fd}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$Cd = \frac{0.73}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 20^2\right)0.0261558}$$

$$Cd = \frac{0.73}{6.277392}$$

$$C_d = 0.116290332$$

C_d : Koefisien Hambat

F_d : Gaya Hambat (N)

ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)

A : Luas Penampang (cm^2)

V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

28. Pengukuran Gaya Angkat (*Lift*).

a. Koefisien Angkat dengan Kecepatan 12 m/s pada sudut -20° dan 20° .

1) Pada sudut -20° .

$$C_l = \frac{Fl}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$C_l = \frac{0}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 12^2\right)0.0261558}$$

$$C_l = \frac{0}{2.25986112}$$

$$C_l = 0$$

C_l : Koefisien Angkat

F_l : Gaya Angkat (N)

ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)

A : Luas Penampang (cm^2)

V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

2) Pada sudut 20° .

$$C_l = \frac{Fl}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$C_l = \frac{0.91}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 12^2\right)0.0261558}$$

$$C_l = \frac{0.91}{2.25986112}$$

$$C_l = 0.402679612$$

C_l : Koefisien Angkat

F_l : Gaya Angkat (N)

ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)

A : Luas Penampang (cm^2)

V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

b. Koefisien Angkat dengan Kecepatan 16 m/s.

1) Pada sudut -20° .

$$C_l = \frac{Fl}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$C_l = \frac{0}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 16^2\right)0.0261558}$$

$$C_l = \frac{0}{4.01753088}$$

$$C_l = 0$$

C_l : Koefisien Angkat

F_l : Gaya Angkat (N)

ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)

A : Luas Penampang (cm^2)

V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

2) Pada sudut 20° .

$$C_l = \frac{Fl}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$C_l = \frac{1.1}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 16^2\right)0.0261558}$$

$$C_l = \frac{1.1}{4.01753088}$$

$$C_l = 0.273800011$$

C_l : Koefisien Angkat

F_l : Gaya Angkat (N)

ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)

A : Luas Penampang (cm^2)

V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

c. Koefisien Angkat dengan Kecepatan 20 m/s pada sudut -20° dan 20° .

1) Pada sudut -20° .

$$Cl = \frac{Fl}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$Cl = \frac{0}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 20^2\right)0.0261558}$$

$$Cl = \frac{0}{6.277392}$$

$$Cl = 0$$

Cl : Koefisien Angkat

Fl : Gaya Angkat (N)

ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)

A : Luas Penampang (cm^2)

V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

2) Pada sudut 20° .

$$Cl = \frac{Fl}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)A}$$

$$Cl = \frac{1.7}{\left(\frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 20^2\right)0.0261558}$$

$$Cl = \frac{1.7}{6.277392}$$

$$Cl = 0.270813102$$

Cl : Koefisien Angkat

Fl : Gaya Angkat (N)

ρ : Densitas Udara
(kg/m^3)

A : Luas Penampang (cm^2)

V : Kecepatan Aliran Udara
(m/s)

29. Hasil Pengolahan Data.

Tabel Hasil Pengolahan Data.

a. *Airfoil* simetrikal dengan kecepatan
12 ml

No	Sudut Serang / Angle of Attack ($^\circ$)	Kecepatan (v) m/s	Luas Permukaan (A) m^2	Masa Jenis (ρ) kg/m^3	Lift (Fl) N	Koefisien Lift (Cl)	Koefisien Drag (Cd)	Tekanan (P) N/m^2
1	-20	12	0.026	1.2	0	0	0.066	0
2	-10	12	0.026	1.2	0	0	0.030	0
3	0	12	0.026	1.2	0.27	0.119	0.022	10.322
4	10	12	0.026	1.2	0.78	0.345	0.035	29.821
5	20	12	0.026	1.2	0.91	0.402	0.088	34.791

Tabel 4.4 Dengan Kecepatan 12 m/s

b. *Airfoil* simetrikal dengan kecepatan
16 m/s

No	Sudut Serang / Angle of Attack ($^\circ$)	Kecepatan (v) m/s	Luas Permukaan (A) m^2	Masa Jenis (ρ) kg/m^3	Lift (Fl) N	Koefisien Lift (Cl)	Koefisien Drag (Cd)	Tekanan (P) N/m^2
1	-20	16	0.026	1.2	0	0	0.064	0
2	-10	16	0.026	1.2	0	0	0.017	0
3	0	16	0.026	1.2	0.35	0.087	0.014	13.381
4	10	16	0.026	1.2	1	0.248	0.022	38.232
5	20	16	0.026	1.2	1.1	0.273	0.089	42.055

Tabel 4.5 Dengan Kecepatan 16 m/s

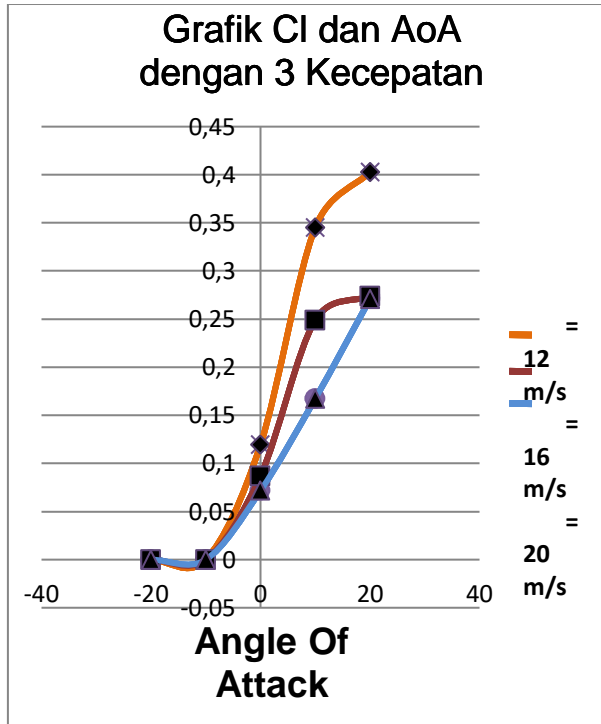
c. *Airfoil* simetrikal dengan kecepatan

No	Sudut Serang / Angle of Attack (a)	Kecepatan (v) m/s	Luas Permukaan (A) m^2	Masa Jenis (ρ) kg/m^3	Lift (Fl) N	Koefisien Lift (Cl)	Koefisien Drag (Cd)	Tekanan (P) N/m^2
1	-20	20	0.026	1.2	0	0	0.065	0
2	-10	20	0.026	1.2	0	0	0.015	0
3	0	20	0.026	1.2	0.45	0.071	0.011	17.204
4	10	20	0.026	1.2	1.05	0.167	0.022	40.144
5	20	20	0.026	1.2	1.7	0.270	0.116	64.995

Tabel 4.6 Dengan Kecepatan 20 m/s

30. **Pembahasan.**

Grafik Cl dan AoA dengan
Membandingkan 3 Kecepatan.

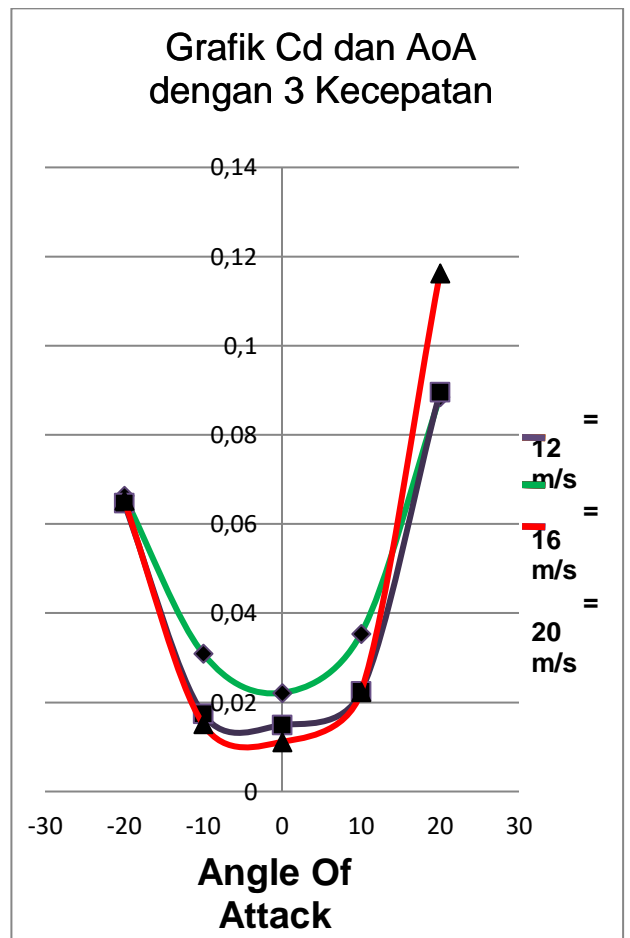


Gambar 4.1 Grafik Cl dan AoA dengan 3 Kecepatan

Dari grafik di atas merupakan grafik hubungan antara koefisien *lift* dengan *angle of attack* (AoA), dengan menggunakan *airfoil* jenis simetrisal dimana pengujian yang saya lakukan dengan membandingkan 3 jenis kecepatan yang berbeda-beda diantaranya kecepatan 12 m/s, 16 m/s, dan 20 m/s. maka dari kedua hubungan tersebut dapat kita analisa, untuk kecepatan 12 m/s pada mula-mula sudut serang -20° didapat koefisien *lift* sebesar 0 kemudian untuk sudut serang 0° didapat koefisien *lift* sebesar 0,119 dan pada sudut serang 20° didapat koefisien lift sebesar 0,402. Kemudian pada kecepatan 16 m/s dengan sudut serang -20° didapat koefisien *lift* sebesar 0 kemudian untuk sudut serang 0° didapat koefisien *lift* sebesar 0,087 dan pada sudut serang 20° didapat koefisien *lift* sebesar 0,273. Lalu pada kecepatan 20 m/s dengan sudut serang -20° didapat koefisien *lift* sebesar 0 kemudian untuk sudut serang 0° didapat koefisien *lift* sebesar 0,071 dan pada sudut serang 20°

didapat koefisien *lift* sebesar 0,270. Jadi dapat ditarik sebuah kesimpulan bahwa semakin besar sudut serang maka semakin besar pula koefisien *lift* yang didapat.

Grafik Cd dengan AoA dengan Membandingkan 3 Kecepatan.



Gambar 4.2 Grafik Cd dan AoA dengan 3 Kecepatan

Dari grafik di atas merupakan grafik hubungan antara koefisien *drag* dengan *angle of attack* (AoA), dengan menggunakan *airfoil* jenis simetrisal dimana pengujian yang saya lakukan dengan membandingkan 3 jenis kecepatan yang berbeda-beda diantaranya kecepatan 12 m/s, 16 m/s, dan 20 m/s. maka dari kedua hubungan tersebut dapat kita analisa, untuk kecepatan 12 m/s pada mula-mula sudut serang -20° didapat

koefisien *drag* sebesar 0,066 kemudian untuk sudut serang 0° didapat koefisien *drag* sebesar 0,022 dan pada sudut serang 20° didapat koefisien *drag* sebesar 0,088. Kemudian pada kecepatan 16 m/s dengan sudut serang -20° didapat koefisien *drag* sebesar 0,064 kemudian untuk sudut serang 0° didapat koefisien *drag* sebesar 0,014 dan pada sudut serang 20° didapat koefisien *drag* sebesar 0,089. Lalu pada kecepatan 20 m/s dengan sudut serang -20° didapat koefisien *drag* sebesar 0,065 kemudian untuk sudut serang 0° didapat koefisien *drag* sebesar 0,011 dan pada sudut serang 20° didapat koefisien *drag* sebesar 0,116. Jadi dapat ditarik sebuah kesimpulan bahwa dari titik 0° semakin kecil sudut serang maka semakin besar koefisien *drag* yang didapat begitupun sama saja dengan semakin besar sudut serang maka semakin besar pula koefisien *drag* yang didapat.

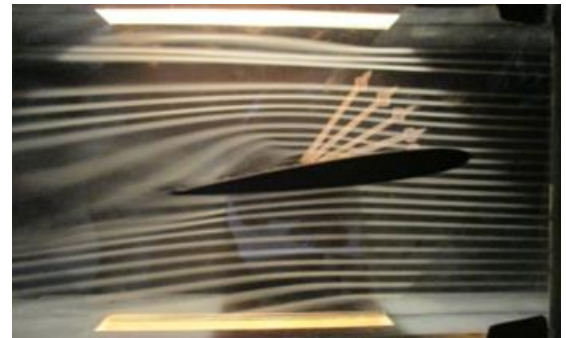
Gambar Model *Airfoil* Simetrikal Pada *Smoke Tunnel*.



Gambar 4.3 Model *Airfoil* Simetrikal Posisi 0°

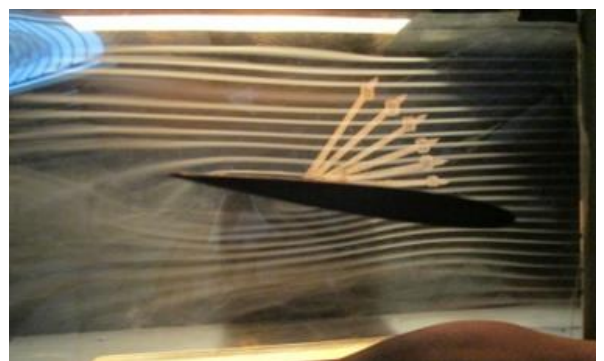
Pada aliran fluida yang dihasilkan mesin *Smoke Tunnel* dengan kecepatan 20 m/s saat model *airfoil* simetrikal pada posisi 0° , ketika melewati *leading edge* aliran fluida tersebut terbagi dua, ada yang melintasi *chamber of upper surface* dan juga ada yang melintasi *chamber of lower surface*, pada *trailing edge* terlihat bahwa

turbulent yang dihasilkan masih kecil dan untuk pola aliran masih laminar.



Gambar 4.4 Model *Airfoil* Simetrikal Posisi 10°

Pada aliran fluida yang dihasilkan mesin *Smoke Tunnel* dengan kecepatan 20 m/s saat model *airfoil* simetrikal pada posisi 10° , ketika melewati *leading edge* aliran fluida tersebut terbagi dua, ada yang melintasi *chamber of upper surface* dan juga ada yang melintasi *chamber of lower surface*, pada *trailing edge* terlihat bahwa *turbulent* yang dihasilkan lumayan besar di bagian *chamber of upper surface*.



Gambar 4.5 Model *Airfoil* Simetrikal Posisi -10°

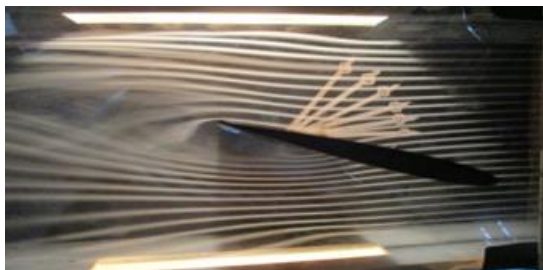
Pada aliran fluida yang dihasilkan mesin *Smoke Tunnel* dengan kecepatan 20 m/s saat model *airfoil* simetrikal pada posisi -10° , ketika melewati *leading edge* aliran fluida tersebut terbagi dua, ada yang melintasi *chamber of upper surface* dan juga ada yang melintasi *chamber of lower surface*, pada *trailing edge* terlihat bahwa

turbulent yang dihasilkan lumayan besar di bagian *chamber of lower surface*.



Gambar 4.6 Model *Airfoil* Simetrikal Posisi 20°

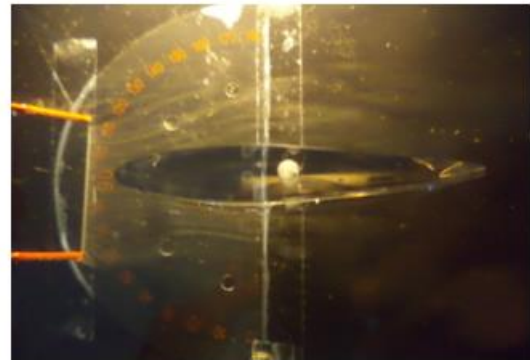
Pada aliran fluida yang dihasilkan mesin *Smoke Tunnel* dengan kecepatan 20 m/s saat model airfoil simetrikal pada posisi 20°, ketika melewati *leading edge* aliran fluida tersebut terbagi dua, ada yang melintasi *chamber of upper surface* dan juga ada yang melintasi *chamber of lower surface*, pada *trailing edge* terlihat bahwa *turbulent* yang dihasilkan lumayan besar di bagian *chamber of upper surface* dan terlihat juga *turbulent* pada *chamber of lower surface*.



Gambar 4.7 Model *Airfoil* Simetrikal Posisi -20°

Pada aliran fluida yang dihasilkan mesin *Smoke Tunnel* dengan kecepatan 20 m/s saat model airfoil simetrikal pada posisi -20°, ketika melewati *leading edge* aliran fluida tersebut terbagi dua, ada yang melintasi *chamber of upper surface* dan juga ada yang melintasi *chamber of lower surface*, pada *trailing edge* terlihat bahwa *turbulent* yang dihasilkan lumayan besar di bagian

chamber of lower surface dan terlihat juga *turbulent* pada *chamber of upper surface*.



Gambar 4.8 Model *Airfoil* Simetrikal pada *Hydrogen Bubble*

Hydrogen Bubble merupakan suatu alat uji untuk menghasilkan visualisasi pola aliran ketika melewati suatu profil benda tertentu. Garis-garis pada aliran yang terbentuk oleh gelembung-gelembung hasil elektrolisis air yang sudah dicampur garam tertentu. Dari gambar tersebut didapat bahwa model airfoil yang berbentuk simetrikal memiliki aliran yang berbentuk laminar, dan sedikit menghasilkan *turbulent*.

KESIMPULAN DAN SARAN

Kesimpulan.

Dari hasil penelitian bahwa penulis dapat menyimpulkan sebagai berikut :

- a. Dengan kecepatan 20 m/s dapat kita ketahui karakteristik tekanan aliran fluida pada *aerofoil* jenis simetrikal dengan sudut 10° yang menghasilkan tekanan sebesar $40,23 \frac{N}{m^2}$ dan koefisien lift sebesar 1,05 N pada *trailing edge* terlihat bahwa *turbulent* yang besar di bagian *chamber of upper surface* sesuai dengan hukum Bernoulli yang menyatakan bahwa bila gaya (F) besar maka kecepatan (v) kecil.

b. Dapat kita ketahui dari grafik C_l dan AoA di atas untuk kecepatan 20 m/s dengan sudut serang -20° didapat koefisien *lift* sebesar 0 kemudian untuk sudut serang 20° didapat koefisien *lift* sebesar 0,270 bahwa semakin besar sudut serang (*Angle Of Attack*) maka semakin besar koefisien *lift* yang didapat.

c. Dapat kita ketahui juga dari grafik C_d dan AoA di atas untuk kecepatan 20 m/s dengan sudut serang -20° didapat koefisien *drag* sebesar 0,065 kemudian untuk sudut serang 0° didapat koefisien *drag* sebesar 0,011 dan pada sudut serang 20° didapat koefisien *drag* sebesar 0,116. Bahwa dari titik 0° semakin kecil sudut serang (*Angle Of Attack*) maka semakin besar koefisien *drag* yang didapat dan sama saja dengan semakin besar sudut serang maka semakin besar koefisien *drag* yang didapat.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, John D.(2007). Fundamentals of Aerodynamics (4th ed). McGraw-Hill. ISBN 0-07-125408-0. OCLC 60589123 diunduh pada 24 Oktober 2015
- Streeter, V. L., Wylie, Benjamin E., diterjemahkan oleh Arko Prijono., MEKANIKA FLUIDA, Edisi Kedelapan, Jilid 1, Erlangga, Jakarta, 1999
- Team Yayasan Pendidikan Haster., IKHTISAR RUMUS - RUMUS LENGKAP FISIKA: Untuk SMU, Penerbit Gunung Ilmu Press, Bandung, 1991.