TUGAS AKHIR

ANALISIS PENGARUH VARIASI SUDUT SERANG DAN KECEPATAN ANGIN TERHADAP *COEFFISIENT DRAG* DAN *COEFFISIENT LIFT AIRFOIL NACA* 2421 MENGGUNAKAN *WIND TUNNEL*

Diajukan Untuk Memenuhi Syarat Memperoleh
Gelar Sarjana Teknik Mesin Pada Fakultas Teknik
Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara

Disusun Oleh:

MUHAMMAD NURDIN HAMDY
2107230067



PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA
MEDAN

2026

HALAMAN PENGESAHAN

Laporan penelitian Tugas Akhir ini diajukan oleh :

Nama	: Muhammad Nurdin Hamdy
NPM	: 2107230067
Program Studi	: Teknik Mesin
Judul Tugas Akhir	: Analisis Pengaruh Variasi Sudut Serang dan Kecepatan Angin Terhadap *Coeffisient Drag* dan *Coeffisient Lift Aifoil NACA* 2421 Menggunakan *Wind Tunnel*
Bidang Ilmu	: Manufaktur

Telah berhasil dipertahankan di hadapan Tim Penguji dan diterima sebagai penelitian tugas akhir untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

Medan, Agustus 2026

Mengetahui dan menyetujui:

Dosen Penguji I	Dosen Penguji II
Dr. Suherman S.T., M.T.	Arya Rudi Nasution S.T., M.T

Dosen Pembimbing	Program Studi Teknik Mesin Ketua,
Dr. Khairul Umurani, S.T., M.T	Chandra A Siregar, S.T., M.T

LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR

Saya yang bertandatangan dibawah ini:

Nama Lengkap	: Muhammad Nurdin Hamdy
Tempat/Tanggal Lahir	: Medan, 26 Juni 2002
NPM	: 2107230067
Fakultas	: Teknik
Program Studi	: Teknik Mesin

Menyatakan dengan sesungguhnya dan sejujurnya, bahwa laporan Tugas Akhir saya yang berjudul,

"Analisis Pengaruh Variasi Sudut Serang Dan Kecepatan Angin Terhadap *Coeffisient Drag* Dan *Coeffisient Lift Aifoil NACA* 2421 Menggunakan *Wind Tunnel*"

Bukan merupakan plagiarism, pencurian hasil karya milik orang lain, hasil kerja orang lain untuk kepentingan saya karena hubungan material dan non-material, ataupun segala kemungkinan lain, yang pada hakekatnya bukan merupakan karya tulis Tugas Akhir saya secara orisinil dan otentik.

Bila kemudian hari diduga kuat ada ketidak- sesuaian antara fakta dengan kenyataan ini, saya bersedia diproses oleh Tim Fakultas yang dibentuk untuk melakukan versifikasi, dengan sanksi terberat berupa pembatalan kelulusan kesarjaann saya.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan kesadaran sendiri dan tidak atas tekanan ataupun paksaan dari pihak manapun demi menegakkan integritas akademik di Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

Medan, Agustus 2026

Saya, yang menyatakan



Muhammad Nurdin Hamdy

ABSTRAK

Keterbatasan energi fosil seperti bahan bakar minyak (BBM), batubara, gas, membuat Indonesia harus terus mengembangkan energi terbarukan. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis pengaruh variasi sudut serang dan kecepatan angin terhadap koefisien *lift* (*Cl*) dan koefisien *drag* (*Cd*) pada *airfoil NACA* 2421 menggunakan *wind tunnel*. Penelitian ini merupakan penelitian eksperimen dengan variasi sudut serang 0°, 5°, dan 15° serta kecepatan angin 3 m/s, 4 m/s, 5 m/s, dan 6 m/s. Hasil pengujian menunjukkan bahwa peningkatan sudut serang dan kecepatan angin cenderung meningkatkan gaya angkat dan gaya hambat yang dihasilkan oleh *airfoil*. Gaya angkat tertinggi diperoleh pada kecepatan angin 6 m/s dengan sudut serang 15°, yaitu sebesar 35,3573 N, sedangkan gaya hambat tertinggi juga terjadi pada kondisi yang sama, yaitu sebesar 88,4031 N. Nilai koefisien *lift* (*Cl*) terbesar diperoleh pada kecepatan 3 m/s dengan sudut serang 15°, yaitu sebesar 259,5464, sedangkan nilai koefisien *drag* (*Cd*) terbesar diperoleh pada kecepatan 3 m/s dengan sudut serang 5°, yaitu sebesar 236,8386. Berdasarkan hasil penelitian, dapat disimpulkan bahwa sudut serang 15° memberikan performa aerodinamika terbaik dalam menghasilkan gaya angkat, namun peningkatan sudut serang dan kecepatan angin juga menyebabkan peningkatan gaya hambat. Oleh karena itu, diperlukan pemilihan sudut serang optimum untuk memperoleh efisiensi aerodinamika yang lebih baik.

Kata kunci: *Airfoil NACA* 2421, sudut serang, kecepatan angin, koefisien *lift*, koefisien *drag*, *wind tunnel*.

ABSTRACT

The limited availability of fossil energy sources, such as petroleum (fuel oil), coal, and natural gas, has encouraged Indonesia to continue developing renewable energy. This study aims to analyze the effect of variations in the angle of attack and wind speed on the lift coefficient (Cl) and drag coefficient (Cd) of the NACA 2421 airfoil using a wind tunnel. This research employed an experimental method with angle of attack variations of 0°, 5°, and 15°, and wind speed variations of 3 m/s, 4 m/s, 5 m/s, and 6 m/s. The experimental results indicate that increasing the angle of attack and wind speed generally increases the lift and drag forces generated by the airfoil. The highest lift force was obtained at a wind speed of 6 m/s with an angle of attack of 15°, reaching 35.3573 N, while the highest drag force was also recorded under the same conditions, reaching 88.4031 N. The highest lift coefficient (Cl) was obtained at a wind speed of 3 m/s with an angle of attack of 15°, amounting to 259.5464, whereas the highest drag coefficient (Cd) was obtained at a wind speed of 3 m/s with an angle of attack of 5°, amounting to 236.8386. Based on the findings, it can be concluded that an angle of attack of 15° provides the best aerodynamic performance in generating lift. However, increasing the angle of attack and wind speed also leads to an increase in drag. Therefore, selecting an optimum angle of attack is essential to achieve better aerodynamic efficiency.

Keywords: *NACA 2421 airfoil, angle of attack, wind speed, lift coefficient, drag coefficient, wind tunnel.*

LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR

Saya yang bertandatangan dibawah ini:

Nama Lengkap	: Muhammad Nurdin Hamdy
Tempat/Tanggal Lahir	: Medan, 26 Juni 2002
NPM	: 2107230067
Fakultas	: Teknik
Program Studi	: Teknik Mesin

Menyatakan dengan sesungguhnya dan sejujurnya, bahwa laporan Tugas Akhir saya yang berjudul,

"Analisis Pengaruh Variasi Sudut Serang Dan Kecepatan Angin Terhadap *Coeffisient Drag* Dan *Coeffisient Lift Aifoil NACA* 2421 Menggunakan *Wind Tunnel*"

Bukan merupakan plagiarism, pencurian hasil karya milik orang lain, hasil kerja orang lain untuk kepentingan saya karena hubungan material dan non-material, ataupun segala kemungkinan lain, yang pada hakekatnya bukan merupakan karya tulis Tugas Akhir saya secara orisinil dan otentik.

Bila kemudian hari diduga kuat ada ketidak- sesuaian antara fakta dengan kenyataan ini, saya bersedia diproses oleh Tim Fakultas yang dibentuk untuk melakukan versifikasi, dengan sanksi terberat berupa pembatalan kelulusan kesarjaann saya.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan kesadaran sendiri dan tidak atas tekanan ataupun paksaan dari pihak manapun demi menegakkan integritas akademik di Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

Medan, Agustus 2026

Saya, yang menyatakan

Materai
Rp.6.000,-

Muhammad Nurdin Hamdy

KATA PENGANTAR

Assalamualaikum wr.wb

Dengan nama Allah Yang Maha Pengasih lagi Maha Penyayang. Segala puji dan syukur penulis ucapkan kehadirat Allah SWT yang telah memberikan karunia dan nikmat yang tiada terkira. Salah satu dari nikmat tersebut adalah keberhasilan penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini yang berjudul sebagai syarat untuk meraih gelar akademik Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara (UMSU), Medan.

Banyak pihak telah membantu dalam menyelesaikan Proposal Tugas Akhir ini, untuk itu penulis menghaturkan rasa terimakasih yang tulus dan dalam kepada:

1. Bapak Dr. Khairul Umurani, S.T., M.T selaku Dosen Pembimbing yang telah banyak membimbing dan mengarahkan penulis dalam menyelesaikan Proposal Tugas Akhir ini.
2. Bapak Chandra A Siregar, S.T., M.T dan Bapak Ahmad Marabdi Siregar, S.T., M.T sebagai Ketua dan Sekretaris Program Studi Teknik Mesin, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
3. Bapak Ir. Ade Faisal, S.T.,M.Sc,Ph.D selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara
4. Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara
5. Seluruh Bapak/Ibu Dosen di Program Studi Teknik Mesin, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara yang telah banyak memberikan ilmu keteknikmesinan kepada penulis.
6. Orang tua penulis : M. Sabiqoh Hamdy dan Juliana yang telah bersusah payah membesarkan dan membiayai studi penulis.
7. Bapak/Ibu Staf Administrasi di Biro Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
8. Keluarga penulis : Nursakinah Hamdy yang telah mendukung penulis sampai berada di tingkat Pendidikan sarjana ini.
9. Sahabat penulis : Lidya Syahlina, M. Ali, Arif Budiman, Ridwan, Fadli, Heri

Sofyan dan sahabat penulis yang selalu memberikan dukungan kepada penulis.

Tugas Akhir ini tentunya masih jauh dari kesempurnaan, untuk itu penulis berharap kritik dan masukan yang konstruktif untuk menjadi bahan pembelajaran berkesinambungan penulis di masa depan. Semoga laporan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi pengembangan ilmu keteknik-mesinan.

Medan, Agustus 2026

Muhammad Nurdin Hamdy

DAFTAR ISI

TUGAS AKHIR i
HALAMAN PENGESAHAN ii
ABSTRAK iii
ABSTRACT v
LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR vi
KATA PENGANTAR vii
DAFTAR ISI ix
DAFTAR TABEL xi
DAFTAR GAMBAR xii
DAFTAR NOTASI xiii

BAB 1 PENDAHULUAN 1
1.1 Latar Belakang 1
1.2 Rumusan Masalah 2
1.3 Ruang Lingkup 2
1.4 Tujuan Penelitian 2
1.5 Manfaat Penelitian 3

BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA 4
2.1 Terowongan Angin (*Windtunnel*) 4
2.1.1 Bagian dan Fungsi *Wind Tunnel* 5
2.1.2 Jenis *Wind Tunnel* Berdasarkan Sirkulasinya 7
2.1.3 Jenis *Wind Tunnel* Berdasarkan Kecepatan (*Mach*) 9
2.1.4 Prinsip Kerja *Wind Tunnel* 9
2.2 *Airfoil* 10
2.3 *Airfoil NACA* 2421 12
2.4 Densitas Aliran Udara 13
2.5 *Drag Force* (Gaya Hambat) 14
2.6 *Lift Force* (Gaya Angkat) 15
2.7 Sudut Serang (*Angle of Attack*) 15
2.8 *Coeffisent Lift* dan *Coeffisient Drag* 17
2.9 Pengaruh Sudut Serang Terhadap Koefisien *Lift* dan Koefisien *drag* 18

BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN 20
3.1. Tempat dan Waktu Penelitian 20
3.1.1 Tempat Penelitian 20
3.1.2 Waktu Penelitian 20
3.2. Alat dan Bahan 21
3.2.1 Alat yang Digunakan 21
3.2.2 Bahan 24
3.3 Diagram Alir 25
3.3.1 Penjelasan Diagram Alir 26
3.3.2 Prosedur Penelitian 26

BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN **27**
4.1 Data Pengujian Eksperimen 27
4.1.1 Data Hasil Uji Sudut Serang 0° 29
4.1.2 Data Hasil Uji Sudut Serang 5° 31
4.1.3 Data Hasil Uji Sudut Serang 15° 33
4.2 Nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag* Kecepatan 3 m/s 35
4.3 Nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag* Kecepatan 5 m/s 36
4.4 Nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag* Kecepatan 6 m/s 38
4.5 Hasil Uji Eksperimen 39
4.6 Perbandingan *Average Lift* dan *Drag* Pada Variasi Sudut Serang dan Kecepatan 40
4.7 Perbandingan *Lift* dan *Drag* pada Variasi kecepatan Angin dan Sudut Serang 43

BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN **45**
5.1 Kesimpulan 45
5.2 Saran 46

DAFTAR PUSTAKA **47**
LEMBAR ASISTENSI TUGAS AKHIR **49**

DAFTAR TABEL

Tabel 2. 1 Jenis *Wind Tunnel* Berdasarkan Kecepatan 9
Tabel 2. 2 Tabel Nilai Parameter Udara 13
Tabel 3. 1 Jadwal kegiatan penelitian 20
Tabel 4. 1 Data hasil uji *wind tunnel* 27
Tabel 4. 2 Tabel *goal plot* 39

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 *Wind Tunnel* (Wicaksono et al., 2022) 4
Gambar 2. 2 *Diffuser* (Marbadi, 2016) 5
Gambar 2. 3 *Test Section* (Marbadi, 2016) 5
Gambar 2. 4 *Drive Section* (Marbadi, 2016) 6
Gambar 2. 5 *Inverter* (Mahadi, 2025) 6
Gambar 2. 6 *Intake Contraction* (Marbadi, 2016) 7
Gambar 2. 7 *Closed Return Wind Tunnel* (Hall, 2021) 8
Gambar 2. 8 *Open Return Wind Tunnel* (Hall, 2021b) 8
Gambar 2. 9 Bagian-bagian *Airfoil* (Aziz, 2024) 11
Gambar 3. 1 Anemometer 21
Gambar 3. 2 *Airfoil* dari *Autocad DWG* 21
Gambar 3. 3 Wind Tunnel 22
Gambar 3. 4 Komputer 22
Gambar 3. 5 Sensor Arduino Nano 23
Gambar 3. 6 *Software Calibration Sensor Ultrasonic* (*PLX-DQ*) 23
Gambar 3. 1 Diagram Alir Penelitian 17
Gambar 4. 1 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 0° Kecepatan 3 m/s 29
Gambar 4. 2 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 0° Kecepatan 5 m/s 29
Gambar 4. 3 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 0° Kecepatan 6 m/s 30
Gambar 4. 4 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 5° Kecepatan 3 m/s 31
Gambar 4. 5 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 5° Kecepatan 5 m/s 32
Gambar 4. 6 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 5° Kecepatan 6 m/s 32
Gambar 4. 7 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 15° Kecepatan 3 m/s 33
Gambar 4. 8 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 15° Kecepatan 5 m/s 34
Gambar 4. 9 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 15° Kecepatan 6 m/s 35
Gambar 4. 10 Perbandingan *lift* pada variasi sudut serang dan kecepatan 41
Gambar 4. 11 Perbandingan *drag* pada variasi sudut serang dan kecepatan 42
Gambar 4. 12 Grafik Perbandingan *Lift* dan *Drag* 44

DAFTAR NOTASI

L_f	Gaya Angkat (*lift*) (N)
ρ	Massa Jenis Fluida (kg/m^2)
v	Kecepatan Aliran Fluida (m/dt)
A	Luas Penampang Spesimen Uji (m^2)
C_l	Koefisien *Lift* (N)
L_d	Gaya hambat (*drag*) (N)
C_d	Koefisien *drag* (N)

BAB 1
PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Keterbatasan energi fosil seperti Bahan Bakar Minyak (BBM), batubara, gas, membuat Indonesia harus terus mengembangkan energi terbarukan. Energi angin dan energi matahari merupakan salah satu energi terbarukan yang dapat menggantikan keterbatasan energi fosil, di Indonesia kecepatan angin rata-rata adalah 3-6 m/s yang didapatkan berdasarkan durasi kecepatan angin produktif setiap harinya (J.Bertin & M.Cummings, 2025) .

Energi angin dan energi matahari dapat berperan penting dalam pembangkit energi di masa depan dengan energi yang dihasilkan bervariasi tergantung kondisi wilayah. Pemanfaatan energi angin dan energi matahari dinilai lebih efisien dibandingkan energi lainnya yang cenderung lebih mahal. Para ahli mengatakan energi angin dan matahari dapat menyuplai 95% konsumsi energi global yang berkelanjutan (Energi Terbarukan, 2021).

Pengembangan turbin angin untuk model kecepatan angin rendah perlu terus dilakukan guna meningkatkan efisiensi daya yang dihasilkan serta kapasitas awal (*startup*) yang lebih baik dan ramah lingkungan. Secara historis, turbin angin tipe vertikal berasal dari wilayah Afghanistan dan Iran pada abad ke-7 hingga ke-10, dan digunakan untuk memompa air serta menggiling bahan dengan efisiensi yang masih rendah. Dibandingkan dengan turbin angin tipe horizontal, turbin tipe vertikal memiliki keunggulan dalam mengurangi perhentian dinamis dan meningkatkan rasio luncur. Selain itu, turbin vertikal mampu menghasilkan daya yang cukup besar meskipun hanya dengan kecepatan angin rendah, yaitu sekitar 3–5 m/s, sehingga efektif untuk menggerakkan turbin pada kondisi angin lemah (Rohman, 2019).

Perancangan *Airfoil NACA* 2421 (*The United States Nasional Advisory Committee for Aeronautics*) merupakan salah satu solusi dalam meningkatkan keterbatasan energi dengan mengaplikasikan bilah *airfoil* pada turbin angin. Dengan mempertimbangkan tipe yang sesuai dengan kecepatan angin rata-rata Indonesia sehingga turbin dapat beroperasi dengan optimal (Prasetyo et al., 2018).

Gaya *lift* yang dihasilkan berasal aliran udara yang mengalir pada permukaan bawah *airfoil* lebih besar dibandingkan aliran permukaan atas *airfoil*. Sedangkan gaya *drag* dihasilkan disaat aliran udara membentur bagian ujung depan (*leading edge*) *airfoil*. Koefisien daya turbin merupakan penentu kinerja turbin. Semakin tinggi koefisien daya, semakin besar energi angin yang dapat diekstraksi. Pada kecepatan angin rendah, koefisien daya cenderung menurun. Namun, peningkatan performa dapat terjadi pada variasi kecepatan angin tertentu, sesuai dengan desain turbin sebagai pembangkit listrik (Rohman, 2019).

Hasil penelitian ini diharapkan mampu menganalisa efisiensi kinerja *airfoil* terhadap kecepatan angin dan sudut serang yang sesuai sehingga menghasilkan gaya *lift* dan *drag* yang besar dengan mempertimbangkan material yang sesuai dalam pembuatan *airfoil* dengan menguji karakteristik aerodinamis *airfoil* menggunakan *wind tunnel.*

1.2 Rumusan Masalah

Rumusan masalah dari penelitian ini adalah bagaimana pengaruh variasi sudut serang dan kecepatan angin terhadap *coeffisient lift* dan *coeffisient drag airfoil NACA* 2421 menggunakan *wind tunnel.*

1.3 Ruang Lingkup

Menganalisa pengaruh variasi sudut serang yang optimal dan variasi kecepatan angin 3 m/s, 5 m/s, 6 m/s terhadap *coeffisient lift* dan *coeffisient drag airfoil NACA* 2421 menggunakan *windtunnel*.

1.4 Tujuan Penelitian

Berdasarkan latar belakang diatas, tujuan dari penelitian ini adalah :

1. Untuk menganalisa *coeffisient lift* (angkat) dari *airfoil.*
2. Untuk menganalisa *coeffisient drag* (hambat) dari *airfoil*
3. Untuk menganalisa pengaruh variasi sudut serang yang optimal dengan variasi kecepatan angin 3 m/s, 5 m/s, 6 m/s terhadap *coeffisient lift* dan *coeffisient drag airfoil NACA* 2421 sehingga mengetahui kinerja dari *airfoil* yang optimal.

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini adalah :

1. Dapat merancang *airfoil NACA* 2421.
2. Dapat menganalisa pengaruh variasi sudut serang dan kecepatan angin terhadap *coeffisient lift* dan *coeffisient drag airfoil NACA* 2421 menggunakan *wind tunnel.*

BAB 2
TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Terowongan Angin (*Windtunnel*)

Terowongan angin (*wind tunnel*) merupakan alat yang digunakan dalam penelitian aerodinamika untuk mempelajari pengaruh aliran udara terhadap benda padat yang dilewati (Marabdi Siregar, 2016). Terowongan angin terdiri atas beberapa bagian, yaitu *settling chamber* atau disebut juga ruang penenang**,** yang berfungsi untuk mengurangi turbulensi aliran udara di dalam terowongan. Pada bagian ini diletakkan *honeycomb* dan *screen*. *Diffuser* merupakan salah satu bagian dari terowongan angin yang memiliki luas penampang yang secara bertahap melebar. Diffuser berfungsi sebagai komponen yang menyebabkan peningkatan tekanan udara. Ketika udara melewati diffuser, tekanannya meningkat, tetapi kecepatannya menurun, sesuai dengan Prinsip Bernoulli yang menyatakan bahwa pada suatu aliran fluida. Peningkatan kecepatan pada fluida menimbulkan penurunan tekanan pada aliran tersebut, atau sebaliknya.

Contraction adalah suatu ruang pada terowongan angin yang memiliki luas penampang yang secara bertahap menyempit. Bagian ini memiliki fungsi yang berlawanan dengan *diffuser*, yaitu mempercepat aliran udara dengan menurunkan tekanan, sehingga aliran menjadi lebih seragam saat memasuki ruang uji. *Test section* merupakan bagian dari terowongan angin yang digunakan untuk meletakkan model atau benda yang akan diuji. Terowongan angin secara keseluruhan terdiri atas beberapa komponen utama yang bekerja secara terintegrasi untuk menghasilkan aliran udara yang terkendali dan stabil, guna mendukung proses pengujian aerodinamika secara akurat. (Petrilli et al., 2013)



Gambar 2. 1 *Wind Tunnel* (Wicaksono et al., 2022)

2.1.1 Bagian dan Fungsi *Wind Tunnel*

Wind tunnel terdiri dari beberapa bagian dan memiliki fungsinya masing-masing, seperti :

a. *Diffuser*

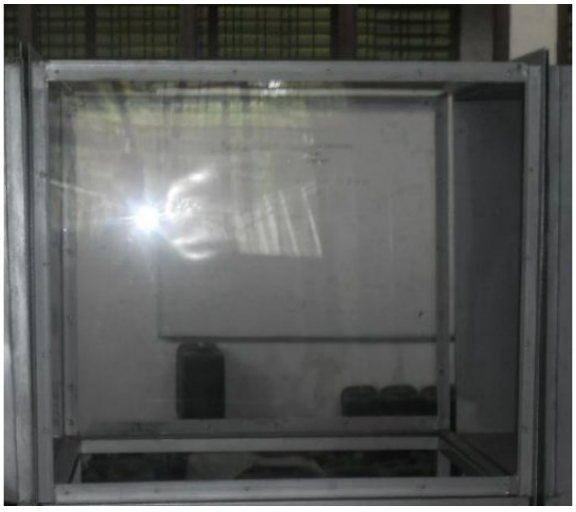
Diffuser dalam konteks terowongan angin adalah suatu bagian yang memiliki bentuk saluran dengan penampang yang semakin melebar. Fungsinya adalah untuk meningkatkan tekanan udara ketika aliran udara melewatinya, dengan cara memperlambat kecepatan udara.



Gambar 2. 2 *Diffuser* (Marabdi, 2016)

b. *Test Section*

Test section merupakan ruang kosong berbentuk persegi dimana benda uji (*prototype*) diletakkan, bagian ini memiliki dinding yang transparan.



Gambar 2. 3 *Test Section* (Marabdi Siregar, 2016)

c. *Drive Section*

Komponen ini ditempatkan pada bagian paling akhir terowongan angin dengan tujuan untuk menarik udara ke dalam *wind tunnel*. Hal ini lebih efektif karena menghasilkan *turbulensi* yang lebih sedikit jika dibandingkan dengan tipe *blow* (tiup).



Gambar 2. 4 *Drive Section* (Marabdi Siregar, 2016)

d. *Inverter*

Inverter adalah alat yang berfungsi untuk mengubah arus AC (arus bolak-balik) menjadi DC (arus searah), guna menyuplai listrik ke dinamo motor yang membutuhkan arus DC. Alat ini pada dasarnya memiliki multifungsi, yaitu mengubah arus AC menjadi DC, kemudian mengubahnya kembali menjadi arus AC.



Gambar 2. 5 *Inverter* (Mahadi Nasution, 2025)

e. *Intake Contraction*

Bagian ini merupakan saluran masuknya udara menuju *working section* yang berfungsi untuk menstabilkan aliran udara agar tidak terjadi perubahan kecepatan yang mendadak.



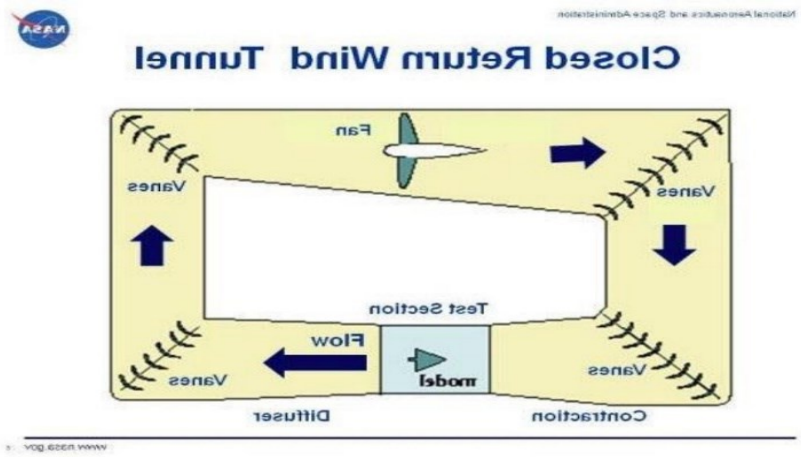
Gambar 2. 6 *Intake Contraction* (Marabdi, 2016)

2.1.2 Jenis *Wind Tunnel* Berdasarkan Sirkulasinya

Wind tunnel terbagi menjadi beberapa jenis berdasarkan sirkulasi aliran, seperti :

1. *Closed Return Wind Tunnel* (Sirkuit Tertutup)

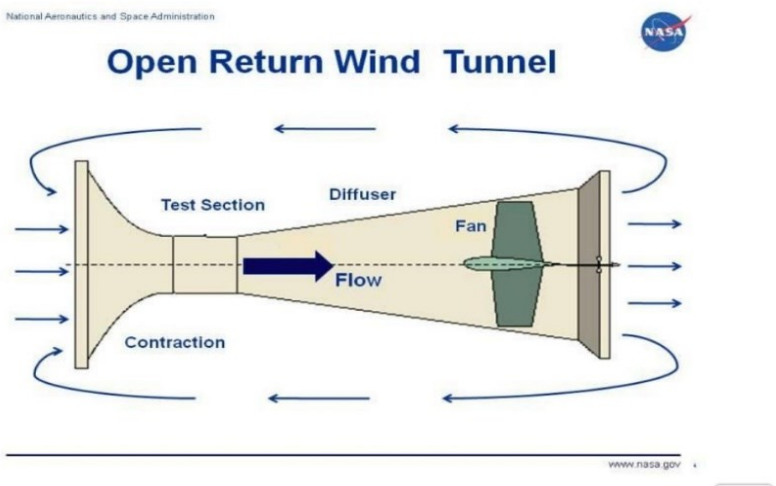
Prinsip kerja dari terowongan angin ini adalah udara bersirkulasi di dalam sistem tertutup secara stabil, dengan tingkat kebisingan yang rendah, sehingga ideal untuk pengujian berdurasi panjang. *Wind Tunnel Closed Loop* menggunakan sirkuit mandiri yang mengalirkan kembali udara di dalam terowongan melalui bagian pengujian, *Wind Tunnel Closed Loop* tidak terbuka ke lingkungan pengujian di sekitarnya, sehingga udara yang sama disirkulasikan berulang-ulang. Baling-baling yang berputar membantu menghasilkan perubahan arah aliran udara yang lebih halus di seluruh *tunnel*. Terowongan angin tertutup juga dikenal sebagai "terowongan Prandtl" yang diambil dari nama Ludwig Prandtl yang mengembangkan teori pertama tentang gelombang kejut supersonik.



Gambar 2. 7 *Closed Return Wind Tunnel* (Hall, 2021a)

2. *Open Return Wind Tunnel* (Sirkuit Terbuka)

Prinsip kerja dari *wind tunnel* ini adalah udara yang masuk dari area sekitar, di uji, dan kembali disalurkan kembali keluar ruangan. *Wind Tunnel Open Loop* memiliki ujung terbuka di kedua sisi bagian pengujian dan mengumpulkan udara dari lingkungan tempat terowongan berada. Setelah udara melewati seksi pengujian dan keluar melalui salah satu ujung terowongan, udara tersebut disirkulasikan kembali melalui ruangan ke pintu masuk terowongan tempat udara tersebut dapat masuk kembali ke dalam terowongan. *Wind Tunnel Open Loop* dengan bagian pengujian terbuka juga dikenal sebagai "terowongan Eiffel", dinamai menurut Gustave Eiffel yang menggunakan terowongan angin Parisien untuk mempelajari sifat daya angkat pada sebuah airfoil.



Gambar 2. 8 *Open Return Wind Tunnel* (Hall, 2021b)

2.1.3 Jenis *Wind Tunnel* Berdasarkan Kecepatan (*Mach*)

Berdasarkan kecepatannya *wind tunnel* terbagi menjadi beberapa jenis, dapat kita lihat pada tabel 2.1 dibawah ini.

Tabel 2. 1 Jenis *Wind Tunnel* Berdasarkan Kecepatan (idris maulana, 2019)

Tipe	Mach	Kegunaan
Subsonic	<1	Aerodinamika pesawat lambat, otomotif
Transonic	~0,75-1.2	Pesawat cepat
Supersonic	>1.2	Studi gelombang kejut, pesawat *supersonic*
Hypersonic	~5-15	Uji ulang atmosfer, roket
Trisonic	*Sub/Trans/Supersonic*	Fleksibel dalam satu fasilitas di *NASA*

2.1.4 Prinsip Kerja *Wind Tunnel*

Prinsip kerja *wind tunnel* adalah menggerakkan udara melewati benda uji dengan kondisi aliran yang dapat dikendalikan. Udara yang berada di dalam sistem digerakkan oleh kipas atau *blower*. Udara kemudian diarahkan melalui beberapa komponen sebelum mencapai benda uji. Setiap komponen mempunyai fungsi tertentu untuk menghasilkan aliran yang sesuai dengan kebutuhan pengujian. Proses kerja *wind tunnel* diawali dengan penggerakan udara menggunakan sistem penggerak, seperti kipas atau blower. Ketika sistem penggerak dioperasikan, udara akan mengalami perpindahan dari bagian masuk menuju bagian pengujian. Besarnya kecepatan udara dapat diatur sesuai kebutuhan penelitian. Pada *wind tunnel* yang digunakan untuk pengujian aerodinamika, aliran udara tidak langsung diarahkan menuju benda uji. Udara terlebih dahulu melewati beberapa komponen yang berfungsi untuk mengurangi ketidak-teraturan aliran. Hal tersebut diperlukan karena aliran yang dihasilkan oleh kipas atau *blower* dapat mengandung turbulensi, pusaran, dan distribusi kecepatan yang tidak seragam.

Udara yang belum terkondisikan dapat menyebabkan hasil pengukuran gaya pada *airfoil* mengalami fluktuasi. Oleh sebab itu, sistem *wind tunnel*

dirancang sedemikian rupa agar aliran udara yang memasuki test section memiliki karakteristik yang lebih seragam dan terarah, (J.Bertin & M.Cummings, 2025).

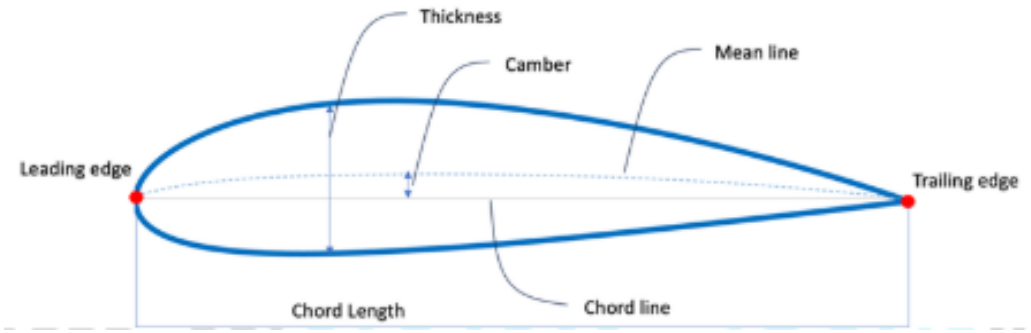
Salah satu tahapan penting dalam prinsip kerja *wind tunnel* adalah proses penyearahan aliran udara. Udara yang bergerak dari sistem penggerak dapat memiliki komponen kecepatan yang tidak hanya searah dengan sumbu utama *wind tunnel*. Kondisi tersebut perlu dikurangi sebelum udara mencapai benda uji. Komponen seperti *honeycomb* dan *screen* dapat digunakan untuk membantu mengurangi gerakan melintang dan pusaran udara. *Honeycomb* bekerja dengan membagi aliran menjadi sejumlah saluran kecil sehingga komponen kecepatan yang menyimpang dari arah utama dapat dikurangi. Setelah melewati proses tersebut, aliran menjadi lebih sejajar dengan arah utama *wind tunnel.*

Penyearahan aliran sangat penting dalam pengujian *airfoil* karena arah aliran menjadi salah satu acuan dalam menentukan sudut serang. Apabila arah aliran berubah-ubah, maka sudut serang efektif yang diterima *airfoil* juga dapat mengalami perubahan. Kondisi tersebut dapat menyebabkan ketidakpastian pada hasil pengujian. Selain arah aliran, keseragaman kecepatan juga merupakan faktor penting. Pada suatu penampang *test section*, kecepatan udara idealnya relatif seragam sehingga seluruh bagian benda uji menerima kondisi aliran yang mendekati sama.

Ketidak-seragaman kecepatan dapat menyebabkan sebagian permukaan airfoil menerima aliran yang lebih cepat dibandingkan bagian lainnya. Hal tersebut dapat menghasilkan distribusi tekanan yang tidak sesuai dengan kondisi pengujian yang diharapkan, untuk memperoleh aliran yang lebih seragam, wind tunnel menggunakan bagian pengkondisi aliran (*flow conditioning section*). Bagian ini dapat terdiri dari *settling chamber,* honeycomb, *screen,* dan *contraction*. Komponen-komponen tersebut bekerja secara berurutan untuk mengurangi turbulensi dan memperbaiki keseragaman aliran.

2.2 *Airfoil*

Airfoil merupakan bentuk geometri aerodinamis yang dirancang untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang besar dengan gaya hambatan (*drag*) sekecil mungkin saat mengalir melalui fluida. *Airfoil* terdiri atas beberapa bagian utama yang akan ditunjukkan pada Gambar 2.9 di bawah ini.



Gambar 2. 9 Bagian-bagian *Airfoil* (Aziz, 2024)

a. Bagian depan *airfoil* disebut *leading edge.*
b. Bagian belakang *airfoil* disebut *trailing edge.*
c. Garis yang membagi permukaan atas dan bawah dari *airfoil mean chamber line* disebut *chamber line.*
d. Garis lurus yang menghubungkan *trailing edge* dan *leading edge* disebut *chord line.*
e. Jarak antara *trailing edge* dan *leading edge* disebut *chord* (*c*).
f. Jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line* disebut *Maksimum chamber*, yang diukur dari *leading edge* dengan bentuk persentase *chord.*
g. Jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang diukur tegak lurus terhadap *chord line* disebut *maksimum thickness* (*t*). (Mahadi Nasution, 2025).

Distribusi tekanan pada airfoil dengan variasi sudut Serang ditunjukkan seperti pada gambar di bawah ini. Tanda (+) dan (-) mewakili besarnya tekanan, sedangkan panah menunjukkan total gaya. Distribusi tekanan yang terjadi sepanjang kontur permukaan *airfoil* akan dapat dipresentasikan dalam bentuk koefisien tekanan (*Cp*).

Gaya angkat yang dihasilkan Oleh suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang yang timbul pada *airfoil* juga kecil- Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga akan meningkat sampai suatu ketika terjadi *stall.* Peristiwa *stall* bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil.* Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang tinggi adalah pengurangan gaya angkat dan bertambah besarnya gaya hambat akibat pressure *drag.* Harga maksimum dari *CL* berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan

Conn merupakan aspek paling penting pada performansi airfoil, karena menentukan kecepatan dan sudut stall pesawat udara. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *lake off, take On,* dan manuever. Hubungan antara gaya angkat dengan variasi angle of attack ditunjukkan Seperti pada gambar di bawah ini.

2.3 *Airfoil NACA* 2421

Sistem *NACA* empat digit menggunakan empat angka untuk menunjukkan karakteristik geometris utama *airfoil.* Pada kode *NACA* 2421, setiap angka mempunyai arti tertentu. Angka pertama menunjukkan *maximum camber* dalam persen terhadap panjang chord. Angka kedua menunjukkan posisi *maximum camber* dalam satuan sepersepuluh panjang *chord* dari *leading edge*. Dua angka terakhir menunjukkan *maximum thickness* dalam persen terhadap panjang *chord.*

NACA 2421 memiliki *camber* maksimum sebesar 2% dari panjang *chord,* posisi *camber* maksimum pada 40% *chord* dari *leading edge,* serta ketebalan maksimum sebesar 21% dari panjang *chord.* Karakteristik tersebut memberikan bentuk geometris tertentu pada *airfoil*. Perubahan bentuk tersebut selanjutnya memengaruhi bagaimana aliran udara melewati permukaan airfoil dan akhirnya memengaruhi gaya *lift* dan *drag* yang dihasilkan. Geometri *airfoil* merupakan salah satu aspek penting dalam menentukan karakteristik aerodinamika. Geometri *NACA* 2421 tersusun atas permukaan atas dan permukaan bawah yang membentuk suatu profil tertentu dari *leading edge* hingga *trailing edge*.

Camber merupakan salah satu karakteristik geometris yang sangat penting pada *airfoil. Camber* menggambarkan tingkat kelengkungan profil *airfoil* terhadap garis *chord. Airfoil* dengan camber memiliki distribusi geometris yang tidak simetris antara permukaan atas dan bawah. Pada *NACA* 2421, nilai *maximum camber* adalah 2% dari panjang chord. Posisi *maximum camber* berada pada 40% chord dari *leading edge*. Posisi tersebut menunjukkan bahwa titik kelengkungan maksimum berada pada bagian depan hingga pertengahan *airfoil. Camber* memiliki hubungan dengan kemampuan *airfoil* menghasilkan *lift.* Ketika udara mengalir melewati *airfoil* yang memiliki camber, distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah dapat berbeda. Perbedaan tekanan tersebut menghasilkan gaya aerodinamika yang salah satu komponennya merupakan gaya angkat. Besarnya pengaruh *camber* terhadap gaya angkat juga bergantung pada

sudut serang, kecepatan aliran, bilangan *Reynolds*, serta kondisi aliran di sekitar *airfoil*. Oleh sebab itu, bentuk geometris tidak dapat dipisahkan dari kondisi pengujian ketika menganalisis karakteristik suatu *airfoil*.Selain *camber*, ketebalan merupakan parameter penting dalam menentukan bentuk dan karakteristik aerodinamika *airfoil*. Pada *NACA* 2421, ketebalan maksimum adalah 21% dari panjang *chord*.

Ketebalan *airfoil* memengaruhi distribusi kecepatan dan tekanan di sekitar permukaan. Perubahan ketebalan juga dapat memengaruhi struktur aliran, perkembangan *boundary layer*, serta kecenderungan terjadinya separasi. *Airfoil* yang lebih tebal dapat memberikan karakteristik struktural yang berbeda dibandingkan *airfoil* yang lebih tipis. Dalam perancangan *airfoil,* ketebalan tidak hanya dipertimbangkan berdasarkan aspek aerodinamika, tetapi juga berdasarkan kebutuhan kekuatan struktur dan proses manufaktur, (Arnedo, 2014).

2.4 Densitas Aliran Udara

Densitas udara (dalam konteks aliran udara) merupakan massa udara per satuan volume, yang umumnya dinyatakan dalam satuan kilogram per meter kubik (kg/m³)**.** Besaran ini menggambarkan seberapa padat suatu aliran udara, dan merupakan parameter penting dalam perhitungan aliran fluida, termodinamika, serta rekayasa ventilasi dan sistem *HVAC*.

Tabel 2. 2 Tabel Nilai Parameter Udara (Schlichting & Gersten, 2023)

Parameter	Nilai Standart
Suhu	15°C (288,15 K)
Tekanan	1 atm (101.325 Pa)
Densitas	1,225 kg/m³ (di permukaan laut)

Nilai ini sering digunakan sebagai acuan dalam perhitungan teknik, khususnya dalam aerodinamika dan sistem ventilasi. Densitas memengaruhi kecepatan aliran, energi kinetik, dan gaya angkat dalam sistem perpindahan udara dan aerodinamika. Dalam sistem *HVAC*, densitas digunakan untuk menghitung massa aliran udara dan menentukan kapasitas perpindahan panas serta efisiensi pendinginan/pemanasan.

Densitas udara memberikan pengaruh langsung terhadap gaya angkat dan gaya hambat, dapat diketahui bahwa kenaikan densitas, dengan kondisi kecepatan,

luas bidang, dan koefisien aerodinamika tetap, akan menyebabkan kenaikan nilai lift dan drag.

Hal tersebut terjadi karena udara yang lebih rapat memiliki massa yang lebih besar pada volume yang sama. Ketika udara tersebut bergerak dengan kecepatan tertentu dan berinteraksi dengan *airfoil*, momentum aliran yang berinteraksi dengan permukaan *airfoil* juga menjadi lebih besar.

Dengan demikian, densitas menjadi salah satu parameter yang harus diperhatikan ketika membandingkan hasil pengujian aerodinamika pada kondisi lingkungan yang berbeda.

2.5 *Drag Force* (Gaya Hambat)

Gaya hambat adalah gaya aerodinamika yang berkerja sejajar dan berlawanan arah terhadap gerakan suatu benda dalam fluida (udara atau cairan). Gaya ini merupakan resistansi terhadap gerakan karena gesekan antara permukaan benda dengan fluida dan karena turbulensi di belakang benda. Jenis gaya hambat terbagi menjadi :

a. Hambatan bentuk (*form drag*), disebabkan oleh bentuk geometri benda dan aliran turbulen di belakangnya.
b. Hambatan gesek (*skin friction drag*), timbul dari gaya gesekan antara fluida dan permukaan benda.
c. Hambatan induksi (*induced drag*), terjadi akibat pembentukan gaya angkat, terutama pada sayap.

$$L_d = \frac{1}{2} . \rho . v^2 . A . C_d \tag{2.1}$$

atau,

$$C_d = \frac{2.L_d}{\rho . v^2 . A} \tag{2.2}$$

Koefisien hambat merupakan suatu bilangan tak berdimensi yang digunakan untuk memodelkan pengaruh bentuk suatu benda terhadap gaya hambat yang dialaminya saat bergerak dalam fluida. Nilai koefisien hambat diperoleh dari perbandingan antara gaya hambat dengan setengah dari hasil perkalian massa jenis fluida dan kuadrat kecepatan aliran, atau secara alternatif

dapat dinyatakan sebagai gaya hambat dibagi dengan tekanan dinamis dikalikan dengan luas penampang benda. (Aziz, 2024)

2.6 *Lift Force* (Gaya Angkat)

Gaya angkat adalah gaya aerodinamika yang bekerja tegak lurus terhadap arah aliran udara relatif terhadap suatu benda (biasanya sayap atau permukaan *aerofoil*). Gaya ini timbul akibat perbedaan tekanan udara pada sisi atas dan bawah suatu permukaan yang bergerak melalui udara. Udara yang mengalir lebih cepat di atas permukaan menghasilkan tekanan yang lebih rendah (sesuai prinsip Bernoulli) dibandingkan dengan bagian bawah, sehingga menghasilkan gaya ke atas.

$$L_f = \frac{1}{2} . \rho . v^2 . A . C_l \tag{2.3}$$

atau,

$$C_l = \frac{2.L_f}{\rho . v^2 . A} \tag{2.4}$$

Sebuah benda yang dialiri aliran viscous, *incompressible* akan menghasilkan gaya—gaya aerodinamika. Gaya—gaya tersebut dihasilkan karena adanya tekanan dan gaya geser pada permukaan benda. Gaya yang sejajar horisontal dengan arah aliran disebut dengan gaya *drag*, sedangkan gaya dengan arah vertikal atau tegak lurus dengan arah *freestream* disebut dengan gaya *lift.* Gaya drag yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (*FM*) yaitu gaya hambat yang menymggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya *viskositas* (tegangan geser antara fluida dan permukaan benda) dan *pressure drag* (*Fop*) yaitu gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan.

2.7 Sudut Serang (*Angle of Attack*)

Sudut serang atau *angle of attack* merupakan salah satu parameter penting dalam analisis aerodinamika airfoil. Sudut serang didefinisikan sebagai sudut yang terbentuk antara garis chord (*chord line*) suatu *airfoil* dengan arah aliran udara bebas (*free stream*). Parameter ini sangat menentukan karakteristik aliran udara yang melewati permukaan *airfoil* karena perubahan sudut serang akan menyebabkan perubahan arah relatif antara *airfoil* dan aliran udara. Dalam

pengujian aerodinamika, sudut serang biasanya dinyatakan dalam satuan derajat (°),.

Garis *chord* merupakan garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge* pada *airfoil*. Oleh karena itu, posisi garis *chord* digunakan sebagai acuan utama dalam menentukan besarnya sudut serang. Apabila garis chord sejajar dengan arah aliran udara, maka sudut serang dianggap 0°. Ketika bagian depan *airfoil* dinaikkan terhadap arah aliran udara, maka sudut serang menjadi positif. Sebaliknya, apabila bagian depan *airfoil* diturunkan terhadap arah aliran, maka sudut serang menjadi negatif.

Dalam penelitian aerodinamika, sudut serang menjadi variabel yang sangat penting karena memiliki hubungan langsung dengan pembentukan gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (*drag*). Perubahan sudut serang menyebabkan perubahan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah *airfoil*. Perubahan distribusi tekanan tersebut selanjutnya memengaruhi besarnya gaya aerodinamika yang diterima oleh *airfoil.*

Koefisien *lift* merupakan parameter yang digunakan untuk menunjukkan kemampuan aerodinamis *airfoil* dalam menghasilkan gaya angkat tanpa dipengaruhi secara langsung oleh besarnya skala gaya akibat perubahan kecepatan. Hubungan antara *Cl* dan sudut serang menjadi salah satu karakteristik utama airfoil. Pada daerah sebelum *stall*, nilai umumnya mengalami peningkatan ketika sudut serang bertambah. Setelah mencapai nilai maksimum, peningkatan sudut serang lebih lanjut dapat menyebabkan *Cl* menurun akibat separasi aliran.

Koefisien *drag* (*Cd*) digunakan untuk menggambarkan karakteristik hambatan *airfoil*.Perubahan sudut serang dapat menyebabkan perubahan nilai *Cd*. Pada sudut serang rendah, hambatan yang dihasilkan relatif lebih kecil. Ketika sudut serang meningkat, hambatan dapat meningkat akibat perubahan distribusi tekanan, gesekan permukaan, dan perkembangan separasi aliran.

Pada sudut serang tinggi, peningkatan *pressure drag* menjadi semakin penting karena separasi menghasilkan daerah *wake* yang lebih besar di belakang *airfoil.* Dokumen penelitian juga menguraikan bahwa *form drag, skin friction drag,* dan *induced drag* merupakan komponen yang berhubungan dengan hambatan aerodinamika, (Anderson, 2017).

2.8 *Coeffisent Lift* dan *Coeffisient Drag*

Koefisien *lift* dan koefisien *drag* merupakan dua parameter penting yang digunakan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika suatu *airfoil* ketika berinteraksi dengan aliran udara. Kedua parameter tersebut digunakan untuk menggambarkan kemampuan suatu airfoil dalam menghasilkan gaya angkat dan besarnya hambatan yang ditimbulkan selama berada di dalam aliran udara. Dalam penelitian *airfoil* menggunakan wind tunnel, kedua koefisien tersebut menjadi parameter penting karena dapat memberikan gambaran yang lebih objektif mengenai performa aerodinamika airfoil pada berbagai kondisi pengujian.

Gaya *lift* dan *drag* yang diperoleh dari pengujian secara langsung dipengaruhi oleh kecepatan aliran udara, densitas udara, ukuran benda uji, bentuk *airfoil,* dan kondisi aliran. Oleh karena itu, nilai gaya yang diperoleh pada satu kondisi pengujian tidak dapat langsung digunakan untuk membandingkan performa airfoil pada kondisi lainnya. Koefisien *lift* dan *drag* digunakan untuk memberikan gambaran karakteristik aerodinamika yang lebih umum dengan mempertimbangkan kondisi aliran dan ukuran benda uji.

Koefisien *lift* merupakan parameter yang menunjukkan kemampuan suatu airfoil dalam menghasilkan gaya angkat ketika berada dalam aliran udara. Gaya angkat merupakan gaya yang bekerja pada *airfoil* dalam arah yang tegak lurus terhadap arah aliran udara. Pada aplikasi aerodinamika, gaya angkat mempunyai peranan penting karena berkaitan dengan kemampuan suatu profil untuk menghasilkan gaya yang dapat digunakan untuk mendukung atau mengangkat suatu benda.

Besarnya koefisien *lift* dipengaruhi oleh karakteristik geometris *airfoil* dan kondisi aliran yang melewatinya. Bentuk *airfoil,* tingkat kelengkungan atau *camber*, ketebalan, sudut serang, kecepatan aliran, dan kondisi lapisan batas merupakan beberapa faktor yang dapat memengaruhi karakteristik *lift.*

Pada *airfoil* yang memiliki *camber*, distribusi tekanan antara permukaan atas dan bawah dapat menghasilkan perbedaan gaya yang menyebabkan terbentuknya gaya angkat. Semakin sesuai kondisi aliran dengan karakteristik geometris *airfoil,* semakin baik kemampuan *airfoil* dalam menghasilkan lift pada kondisi tersebut.

Koefisien *lift* juga dapat digunakan untuk melihat perubahan kemampuan airfoil menghasilkan gaya angkat ketika sudut serang diubah. Hal ini sangat penting dalam penelitian karena peningkatan sudut serang tidak selalu menghasilkan peningkatan *lift* secara terus-menerus.

Koefisien drag merupakan parameter yang digunakan untuk menggambarkan karakteristik hambatan aerodinamika suatu *airfoil* ketika berinteraksi dengan aliran udara. *Drag* merupakan gaya yang arahnya berlawanan dengan arah gerak relatif *airfoil* terhadap aliran udara. Setiap benda yang berada dalam aliran udara akan mengalami hambatan. Pada *airfoil*, hambatan tersebut dipengaruhi oleh bentuk geometris, kondisi permukaan, viskositas udara, distribusi tekanan, kondisi lapisan batas, dan tingkat separasi aliran.

Koefisien *drag* memberikan gambaran mengenai seberapa besar hambatan relatif yang dihasilkan oleh suatu profil. Nilai koefisien *drag* yang semakin tinggi menunjukkan bahwa *airfoil* mengalami hambatan aerodinamika yang semakin besar pada kondisi pengujian tersebut. Dalam penelitian menggunakan wind tunnel, perubahan koefisien drag dapat diamati pada berbagai variasi kecepatan dan sudut serang. Pengamatan tersebut penting karena kondisi dengan gaya angkat tinggi tidak selalu memberikan kondisi aerodinamika yang paling baik apabila diikuti oleh peningkatan *drag* yang besar, (Rahman et al., 2025).

2.9 Pengaruh Sudut Serang Terhadap Koefisien *Lift* dan Koefisien *drag*

Sudut serang merupakan salah satu faktor yang paling berpengaruh terhadap perubahan koefisien lift. Ketika sudut serang dinaikkan dari kondisi rendah menuju kondisi yang lebih tinggi, arah relatif antara airfoil dan aliran udara mengalami perubahan. Perubahan tersebut menyebabkan pola aliran udara di sekitar permukaan *airfoil* ikut berubah.

Pada sudut serang yang relatif kecil, aliran udara masih dapat mengikuti kontur permukaan airfoil dengan baik. Perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah airfoil kemudian menghasilkan peningkatan gaya angkat. Kondisi ini menyebabkan koefisien *lift* cenderung meningkat seiring bertambahnya sudut serang. Namun, peningkatan tersebut memiliki batas tertentu. Ketika sudut serang semakin besar, aliran udara mulai mengalami kesulitan untuk tetap mengikuti

permukaan *airfoil*. Kondisi tersebut dapat menyebabkan terbentuknya separasi aliran pada bagian tertentu dari permukaan airfoil.

Apabila sudut serang terus ditingkatkan, daerah separasi dapat semakin luas. Kondisi tersebut menyebabkan kemampuan airfoil menghasilkan *lift* menjadi berkurang. Oleh karena itu, hubungan antara sudut serang dan koefisien lift pada umumnya memiliki daerah peningkatan, daerah maksimum, dan daerah penurunan.

Peningkatan sudut serang dapat menyebabkan perubahan karakteristik drag pada *airfoil*. Ketika sudut serang masih rendah, aliran udara cenderung mengikuti permukaan *airfoil* dengan lebih baik sehingga separasi yang terjadi relatif kecil. Ketika sudut serang semakin tinggi, distribusi tekanan pada permukaan airfoil berubah dan lapisan batas semakin berpotensi mengalami separasi. Separasi menyebabkan terbentuknya daerah aliran terganggu atau wake yang lebih besar di belakang airfoil.

Semakin besar daerah *wake,* semakin besar pula kehilangan energi aliran yang terjadi di belakang *airfoil.* Kondisi tersebut berkontribusi terhadap peningkatan hambatan aerodinamika. Oleh karena itu, peningkatan sudut serang umumnya diikuti oleh peningkatan koefisien drag, terutama ketika *airfoil* mulai mendekati kondisi stall. Pada daerah tersebut, peningkatan drag dapat berlangsung lebih cepat dibandingkan pada kondisi sudut serang rendah, (Talib et al., 2024).

BAB 3
METODOLOGI PENELITIAN

3.1. Tempat dan Waktu Penelitian

3.1.1 Tempat Penelitian

Penelitian ini dilakukan di Laboratorium program studi teknik mesin UMSU, Medan, Sumatera Utara dengan melakukan metode eksperimen pada *airfoil windtunnel.*

3.1.2 Waktu Penelitian

Pelaksanaan penelitian dimulai setelah mendapat persetujuan dari dosen pembimbing dan pihak terkait tempat penelitian dilakukan, yang dimulai dari tanggal 2 9 Januari 2025 yang tersusun pada table 3.1.

Tabel 3. 1 Jadwal kegiatan penelitian.

	Kegiatan	Waktu (Bulan)					
		1	2	3	4	5	6
1	Pengajuan judul						
2	Studi literature						
3	Penulisan proposal						
4	Seminar proposal						
5	Pengambilan Data						
6	Penyelesaian skripsi						
7	Sidang Tugas Akhir						

3.2. Alat dan Bahan

3.2.1 Alat yang Digunakan

Alat-alat yang digunakan dalam proses pembuatan *airfoil* dan menghitung kecepatan angin, yaitu :

1. Anemometer

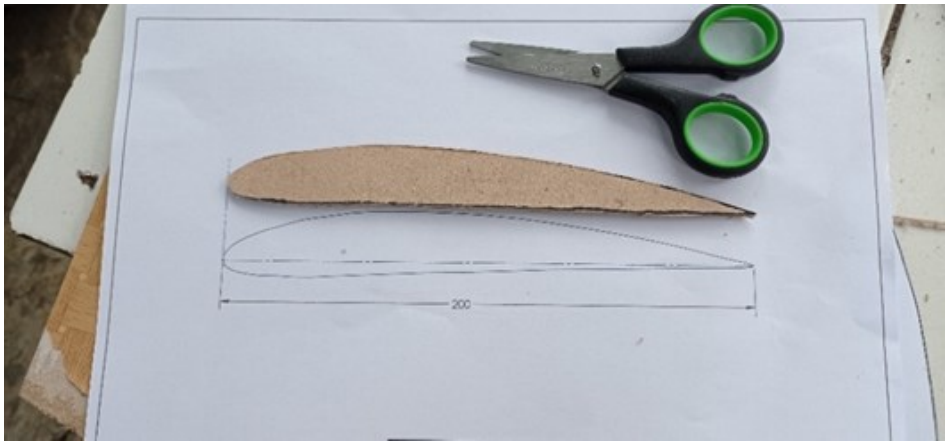
   Anemometer merupakan alat yang digunakan dalam mengukur kecepatan angin. Alat ini biasanya digunakan dalam bidang geofisika dan meteorologi dalam menentukan prakiraan cuaca.



Gambar 3. 2 Anemometer

2. *Airfoil NACA*

   Perangkat lunak komputer yang digunakan dalam menggambar 2 atau 3 dimensi *airfoil* dengan mengkonversikan ukuran dari *NACA* (*The United States Nasional Advisory Committee for Aeronautics*).



Gambar 3. 3 *Airfoil* dari *Autocad DWG*

3. *Wind Tunnel*

   Wind tunnel digunakan sebagai alat untuk mempelajari sifat-sifat aerodinamika dengan menciptakan aliran udara yang stabil dan terkontrol. Alat ini beroperasi menggunakan motor penggerak yang memutar kipas untuk menghasilkan aliran udara. Dalam pengujian, objek yang akan diteliti dipasang di bagian tengah terowongan angin agar interaksi antara aliran udara dan objek tersebut dapat dianalisis secara menyeluruh.



Gambar 3. 4 *Wind Tunnel*

4. Komputer (*PC*)

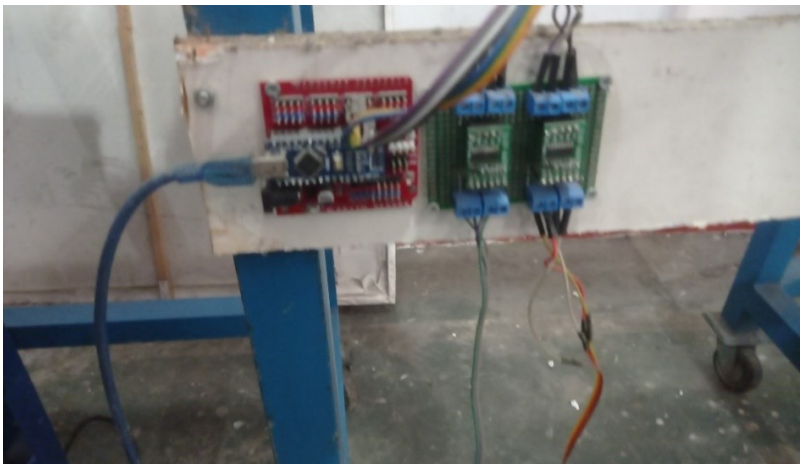
   Perangkat komputer ini digunakan sebagai media untuk menampilkan output data dalam analisis *airfoil*. Spesifikasinya meliputi prosesor Intel Core i7-10700, layar LED berukuran 19,5 inci, RAM 8GB DDR4 SDRAM, serta dilengkapi dengan papan ketik dan tetikus berkabel. Sistem operasi yang digunakan adalah Windows 10.



Gambar 3. 5 Komputer

5. *Sensor Arduino Nano*

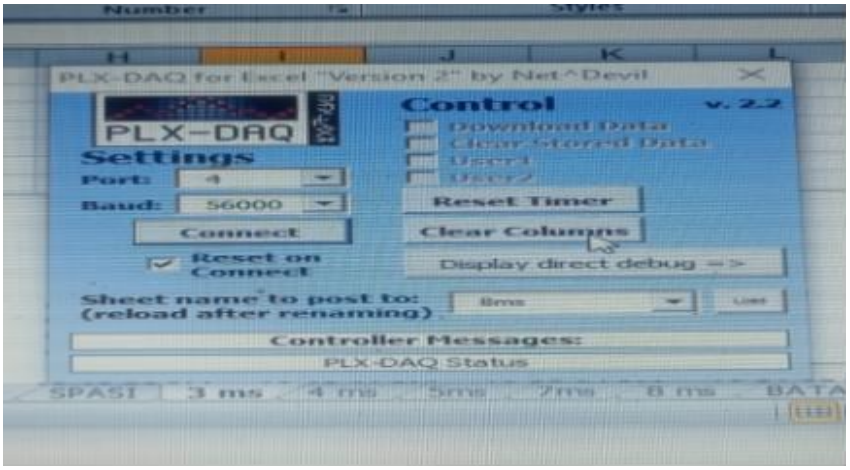
   Arduino Nano V3 ATmega328P (papan kompatibel dengan koneksi USB-C) digunakan sebagai media pembelajaran pemrograman khusus yang dikenal dengan *Arduino IDE* (Integrated Development Environment). Melalui aplikasi Arduino IDE, pengguna dapat menulis, menyusun, dan mengunggah kode program ke papan Arduino untuk menjalankan berbagai fungsi elektronika dan otomasi.



Gambar 3. 6 Sensor *Arduino Nano*

6. *Software Calibration Sensor Ultrasonic* (PLX-DQ)

   PLX-DAQ (*Parallax Data Acquisition*) adalah aplikasi berbasis Excel yang digunakan untuk mengakuisisi dan merekam data secara langsung dari mikrokontroler, seperti Arduino, ke dalam lembar kerja Microsoft Excel melalui komunikasi serial.



Gambar 3. 7 *Software Calibration Sensor Ultrasonic* (PLX-DQ)

3.2.2 Bahan

Adapun bahan yang digunakan ketika analisa *airfoil NACA* 2421, yaitu :

a. Literatur

   Bahan berupa studi tentang hasil penelitian terdahulu yang berkaitan dengan penelitian yang sedang dikerjakan.

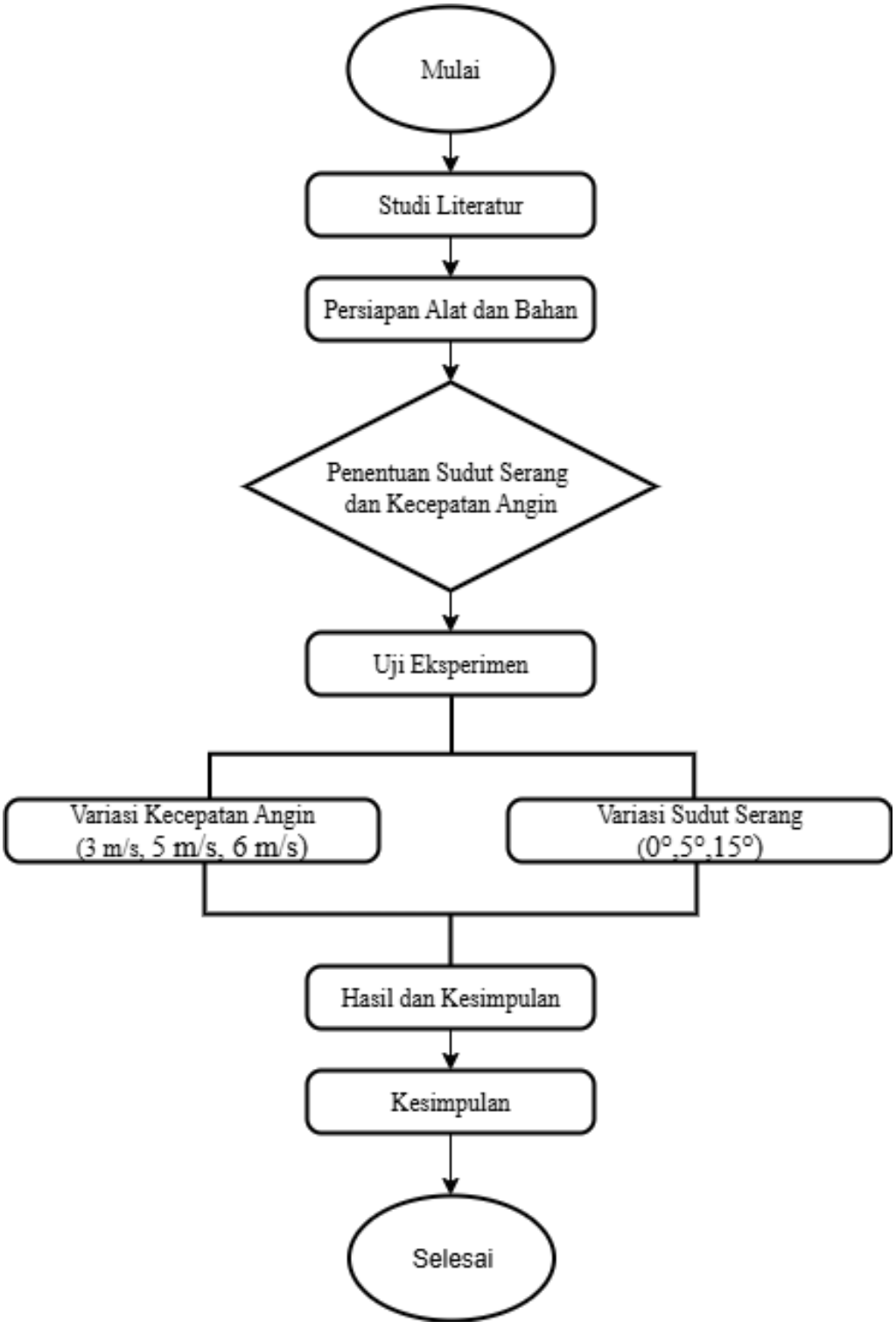
b. Jurnal atau artikel

   Jurnal atau artikel yang sudah di legalkan dari penelitian sebelumnya sebagai referensi dalam penulisan penelitian.

c. Buku-buku referensi

   Referensi yang relevan digunakan sebagai landasan teori dalam penulisan penelitian yang sedang dilakukan, Buku ini memuat berbagai referensi yang relevan dan dijadikan sebagai dasar teori dalam penyusunan penelitian yang sedang dilaksanakan.

3.3 Diagram Alir



Gambar 3. 8 Diagram Alir Penelitian

3.3.1 Penjelasan Diagram Alir

1. Penentuan sudut serang yang digunakan adalah 0°,5°,15°.
2. Pengaturan kecepatan angin yang digunakan adalah 3 m/s, 5 m/s, dan 6 m/s.
3. Memprogramkan *windtunnel* sesuai dengan prosedur penelitian.
4. Mendapatkan hasil dan data yang sesuai dari hasil program *windtunnel* dengan variasi kecepatan dan sudut serang yang ditentukan.
5. Kesimpulan merupakan hasil yang didapat setelah dilakukannya pengujian untuk mengetahui efisiensi operasional dari *airfoil* tersebut menggunakan *load cell* yang kemudian di analisa melalui perangkat *output sensor ultrasonic* (*PLX-DAQ*) yang dihubungkan ke *microsoft excel*.

3.3.2 Prosedur Penelitian

Adapun prosedur penelitian *airfoil* dijelaskan dengan beberapa tahapan berikut :

1. Pemilihan *airfoil* sebagai objek penelitian.
2. Merancang *airfoil* menggunakan *Autocad DWG* dengan standar bentuk yang ditetapkan *NACA* yang kemudian dibangun sebagai objek uji pada *wind tunnel.*
3. Menyalakan *wind tunnel.*
4. Menyalakan komputer.
5. Menyalakan *panel box* pada *wind tunnel.*
6. Membuka aplikasi *microsoft excel.*
7. Membuka aplikasi aplikasi kalibrasi sensor ultrasonik (PLX-DAQ) yang telah di instal pada aplikasi *microsoft excel.*
8. Mengatur kecepatan angin pada *panel box.*
9. Mengatur letak *airfoil* pada *test section wind tunnel.*
10. Menekan tombol *start* pada *panel box.*
11. Menganalisa data hasil *output* dari sensor ultrasonik yang dihubungkan ke *microsoft excel.*
12. Mematikan kembali perangkat setelah pengujian selesai

BAB 4
HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Data Pengujian Eksperimen

Data pengujian diperoleh dari hasil uji eksperimental menggunakan *wind tunnel* menghasilkan nilai gaya angkat dan gaya hambat dengan memvariasikan kecepatan angin (3 m/s, 5m/s, 6 m/s) terhadap *airfoil* dan variasi sudut serang (0°,5°,15°). Berikut merupakan hasil uji *airfoil NACA* 2421 menggunakan *wind tunnel* dengan variasi kecepatan 3 m/s, 5 m/s, dan 6 m/s sehingga didapatkan sebagai berikut :

Tabel 4. 1 Data hasil uji *wind tunnel*

Kecepatan (m/s)	Sudut Serang	*Average lift* (N)	*Average Drag* (N)	*Min. Lift Value* (N)	*Max. Lift Value* (N)	*Min. Drag Value* (N)	*Max. Drag Value* (N)
3	0°	0.2027	0.5146	0.01	0.35	0.01	0.82
3	5º	25.3220	28.0417	19.25	27.75	27	29
3	15°	30.7303	23.6994	30	31.25	21	26
5	0°	0.3579	6.9146	0.21	0.63	2.24	13.11
5	5º	26.5025	31.1868	23.25	29	29.5	34.25
5	15°	32.0523	35.6805	30.679	48.75	32.739	38.627
6	0°	0.3009	23.7891	0.02	0.5	7.25	37.61
6	5º	29.6439	32.0290	27.5	30.75	30.25	33.25
6	15°	35.3573	88.4031	32.827	37.498	85.849	91.145

Tabel 4.1 menunjukkan hasil pengujian aerodinamika *airfoil* menggunakan wind tunnel pada tiga variasi kecepatan aliran, yaitu 3 m/s, 5 m/s, dan 6 m/s, serta tiga variasi sudut serang (0°, 5°, dan 15°). Parameter yang diamati meliputi rata-rata gaya angkat (*average lift*), rata-rata gaya hambat (*average drag*), serta nilai minimum dan maksimum dari masing-masing gaya.

Berdasarkan hasil pengujian, pada sudut serang 0° nilai gaya angkat yang dihasilkan sangat kecil pada semua kecepatan. Hal ini disebabkan karena posisi *airfoil* hampir sejajar dengan arah aliran udara sehingga perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah *airfoil* sangat kecil. Nilai rata-rata *lift* masing-masing

sebesar 0,2027 N pada kecepatan 3 m/s, 0,3579 N pada kecepatan 5 m/s, dan 0,3009 N pada kecepatan 6 m/s.

Pada sudut serang 5°, terjadi peningkatan gaya angkat yang cukup signifikan. Nilai rata-rata *lift* meningkat menjadi 25,3220 N pada kecepatan 3 m/s, 26,5025 N pada kecepatan 5 m/s, dan 29,6439 N pada kecepatan 6 m/s. Hal ini menunjukkan bahwa bertambahnya sudut serang menyebabkan perbedaan tekanan di sekitar *airfoil* semakin besar sehingga gaya angkat meningkat. Selanjutnya, pada sudut serang 15°, rata-rata gaya angkat mencapai nilai tertinggi pada setiap variasi kecepatan, yaitu 30,7303 N pada kecepatan 3 m/s, 32,0523 N pada kecepatan 5 m/s, dan 35,3573 N pada kecepatan 6 m/s. Peningkatan ini menunjukkan bahwa kombinasi kecepatan aliran dan sudut serang yang lebih besar mampu menghasilkan gaya angkat yang lebih tinggi.

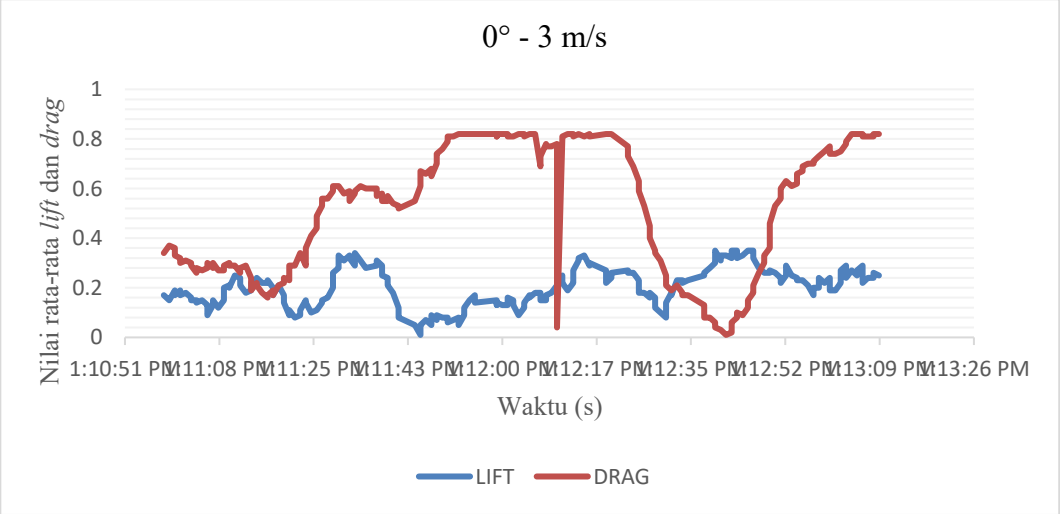
Selain gaya angkat, gaya hambat (*drag*) juga mengalami peningkatan seiring bertambahnya kecepatan dan sudut serang. Pada sudut serang 0°, nilai *drag* relatif rendah, sedangkan pada sudut serang 5° dan terutama 15°, nilai *drag* meningkat cukup tajam. Nilai rata-rata *drag* tertinggi diperoleh pada kecepatan 6 m/s dan sudut serang 15°, yaitu sebesar 88,4031 N. Kondisi ini menunjukkan bahwa peningkatan sudut serang memang dapat meningkatkan gaya angkat, tetapi di sisi lain juga menyebabkan kenaikan gaya hambat akibat semakin besarnya luas bidang yang berinteraksi dengan aliran udara dan meningkatnya turbulensi di belakang *airfoil*.

Secara keseluruhan, hasil pengujian menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan aliran dan sudut serang memberikan pengaruh positif terhadap gaya angkat, namun juga meningkatkan gaya hambat. Berdasarkan data pada Tabel 4.1, kombinasi kecepatan 6 m/s dengan sudut serang 15° menghasilkan gaya angkat terbesar, tetapi juga menghasilkan gaya hambat terbesar. Oleh karena itu, dalam aplikasi aerodinamika diperlukan pemilihan sudut serang yang optimal agar diperoleh keseimbangan antara gaya angkat yang tinggi dan gaya hambat yang masih dapat diterima.

4.1.1 Data Hasil Uji Sudut Serang 0°

Hasil uji *wind tunnel* diperoleh grafik, sebagai berikut :

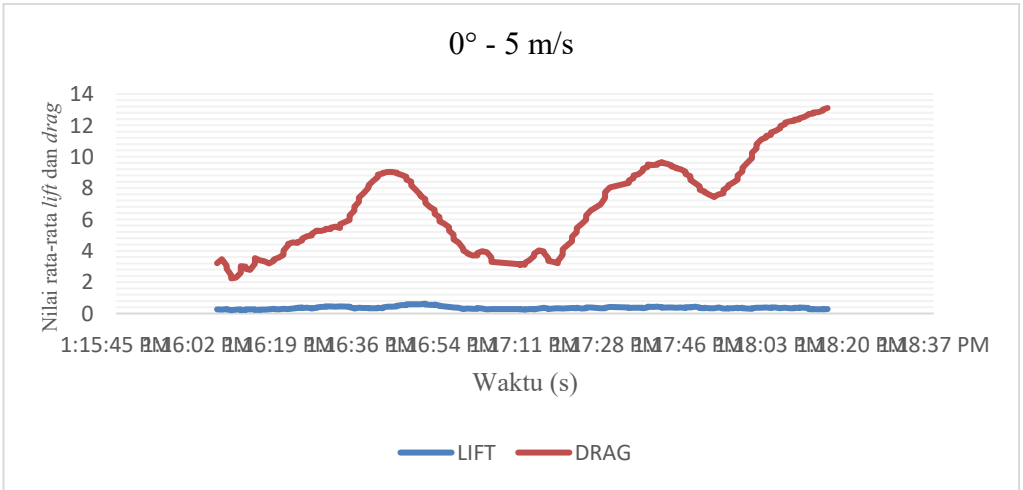
a. *Velocity* 3 m/s



Gambar 4. 1 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 0° Kecepatan 3 m/s

Pada Gambar 4.1 menunjukkan kecepatan 3 m/s, nilai *lift* dan *drag* masih relatif kecil. Grafik menunjukkan bahwa kedua gaya tersebut cenderung stabil dengan fluktuasi yang tidak terlalu signifikan. Hal ini disebabkan energi kinetik aliran yang masih rendah sehingga tekanan yang dihasilkan pada permukaan objek belum terlalu besar.

b. *Velocity* 5 m/s

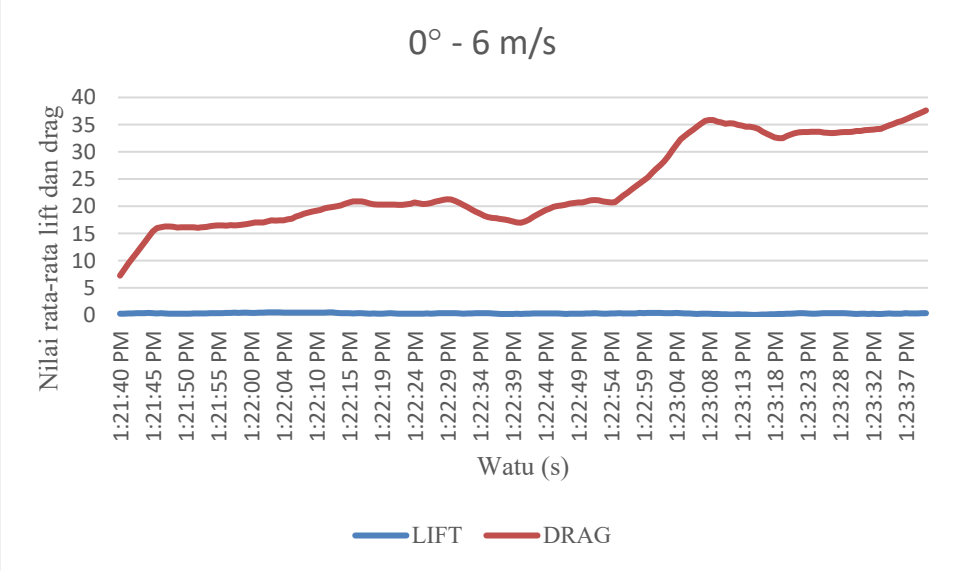


Gambar 4. 2 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 0° Kecepatan 5 m/s

Berdasarkan Gambar 4.2, nilai gaya angkat (*lift*) pada sudut serang 0° relative sangat kecil dan cenderung konstan selama proses pengambilan

data. Hal ini menunjukkan bahwa pada posisi *airfoil* sejajar terhadap arah aliran udara, perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah *airfoil* belum cukup besar untuk menghasilkan gaya angkat yang signifikan. Sebaliknya, nilai gaya hambat (*drag*) mengalami fluktuasi yang cukup besar dan menunjukkan kecenderungan meningkat hingga akhir pengujian. Kondisi tersebut mengindikasikan bahwa meskipun gaya angkat masih rendah, gaya hambat tetap dipengaruhi oleh gesekan permukaan serta turbulensi aliran udara di sekitar *airfoil*.

c. *Velocity* 6 m/s



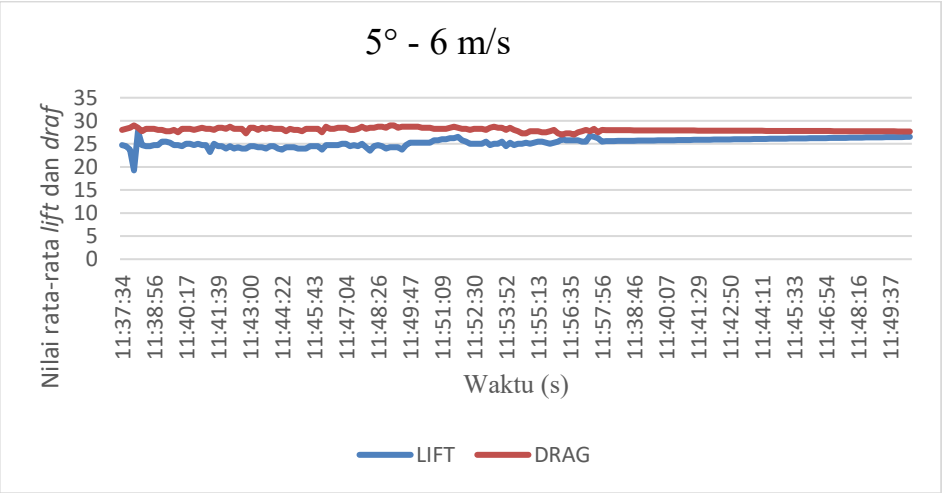
Gambar 4. 3 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 0° Kecepatan 6 m/s

Pada Gambar 4.3 terlihat bahwa gaya angkat masih berada pada nilai yang sangat kecil meskipun kecepatan aliran meningkat menjadi 6 m/s. Sementara itu, gaya hambat mengalami peningkatan yang lebih besar dibandingkan pada kecepatan 5 m/s. Hal ini menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan aliran memberikan pengaruh yang lebih dominan terhadap kenaikan gaya hambat daripada gaya angkat ketika sudut serang masih berada pada 0°. Fluktuasi yang terjadi masih berada dalam batas yang dapat diterima dan menunjukkan bahwa proses pengambilan data berlangsung dalam kondisi aliran yang relatif stabil.

4.1.2 Data Hasil Uji Sudut Serang 5°

Hasil uji *wind tunnel* diperoleh grafik, sebagai berikut :

a. *Velocity* 3 m/s

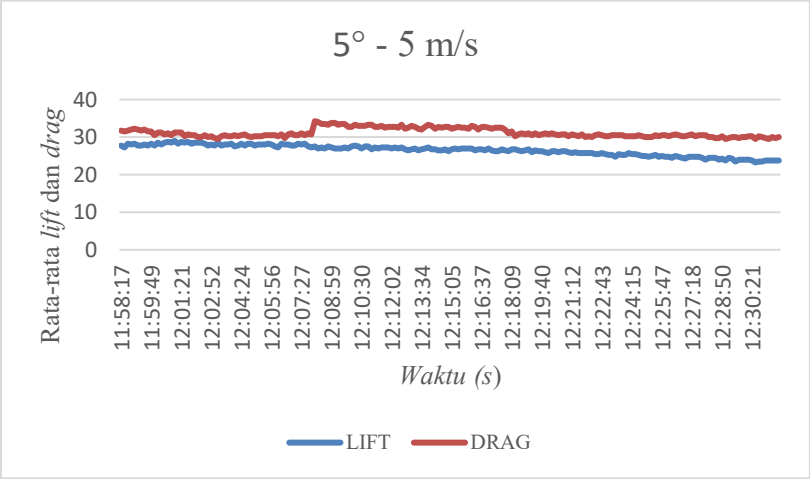


Gambar 4. 4 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 5° Kecepatan 3 m/s

Berdasarkan Gambar 4.4, hasil pengujian pada sudut serang 5° dengan kecepatan aliran 3 m/s menunjukkan bahwa nilai gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (*drag*) relatif stabil selama proses pengambilan data.

Grafik menunjukkan bahwa kurva *drag* selalu berada di atas kurva *lift*, yang menandakan bahwa gaya hambat masih lebih besar dibandingkan gaya angkat pada kondisi pengujian ini. Kondisi tersebut sesuai dengan data rata-rata hasil pengujian, yaitu gaya angkat sebesar 25,3220 N dan gaya hambat sebesar 28,0417 N.

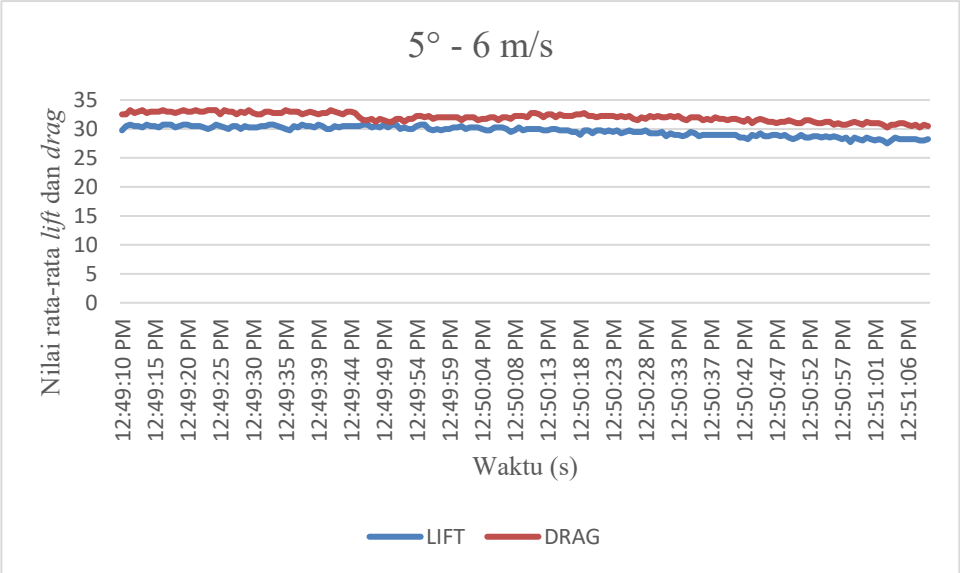
b. *Velocity* 5 m/s



Gambar 4. 5 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 5° Kecepatan 5 m/s

Berdasarkan Gambar 4.5, peningkatan sudut serang menjadi 5° menyebabkan gaya angkat meningkat secara signifikan dibandingkan sudut serang 0°. Nilai *lift* berada pada kisaran 25–28 N dengan fluktuasi yang relatif kecil. Gaya hambat juga meningkat hingga berada pada kisaran 30–34 N. Selama pengujian terlihat adanya sedikit kenaikan dan penurunan nilai *drag*, namun secara umum kedua kurva menunjukkan pola yang stabil. Hal ini menunjukkan bahwa *airfoil* telah mampu menghasilkan gaya angkat yang lebih besar akibat meningkatnya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah *airfoil*.

c. *Velocity* 6 m/s



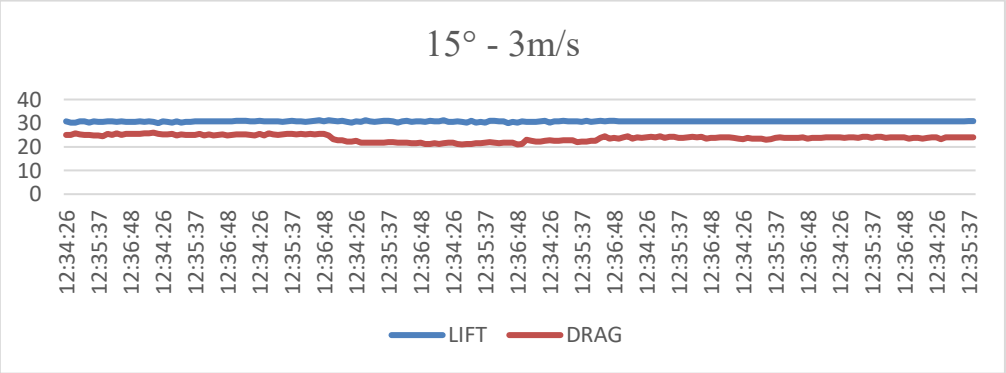
Gambar 4. 6 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 5° Kecepatan 6 m/s

Pada Gambar 4.6 terlihat bahwa peningkatan kecepatan menjadi 6 m/s menghasilkan kenaikan nilai *lift* dan *drag* dibandingkan kecepatan 5 m/s. Nilai *lift* cenderung stabil pada kisaran 27–30 N, sedangkan *drag* berada pada kisaran 30–33 N. Meskipun terdapat sedikit fluktuasi pada awal pengujian, kondisi tersebut segera kembali stabil. Hal ini menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan aliran memberikan kontribusi terhadap bertambahnya gaya aerodinamis yang bekerja pada *airfoil*.

4.1.3 Data Hasil Uji Sudut Serang 15°

Hasil uji *wind tunnel* diperoleh grafik, sebagai berikut :

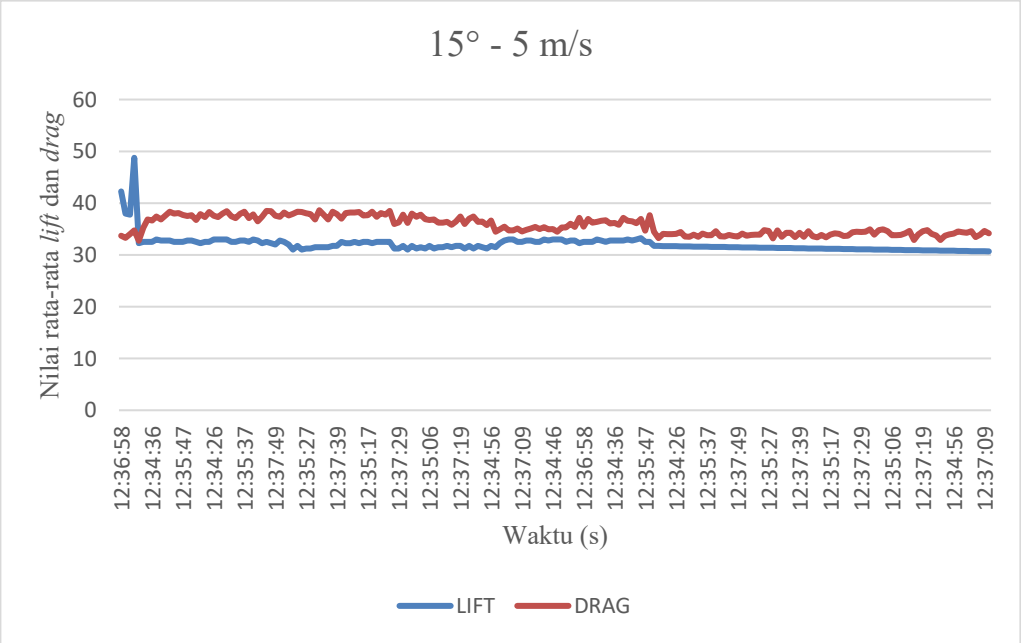
a. *Velocity* 3 m/s



Gambar 4. 7 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 15° Kecepatan 3 m/s

Pada Gambar 4.5 terlihat bahwa gaya angkat berada pada kisaran 29–31 N dan relatif stabil selama proses pengambilan data. Sebaliknya, gaya hambat mengalami sedikit penurunan pada pertengahan pengujian sebelum kembali stabil pada kisaran 22–24 N. Kondisi ini menunjukkan bahwa sudut serang 15° telah menghasilkan distribusi tekanan yang lebih baik sehingga gaya angkat meningkat secara nyata, sementara gaya hambat masih berada pada tingkat yang relatif terkendali.

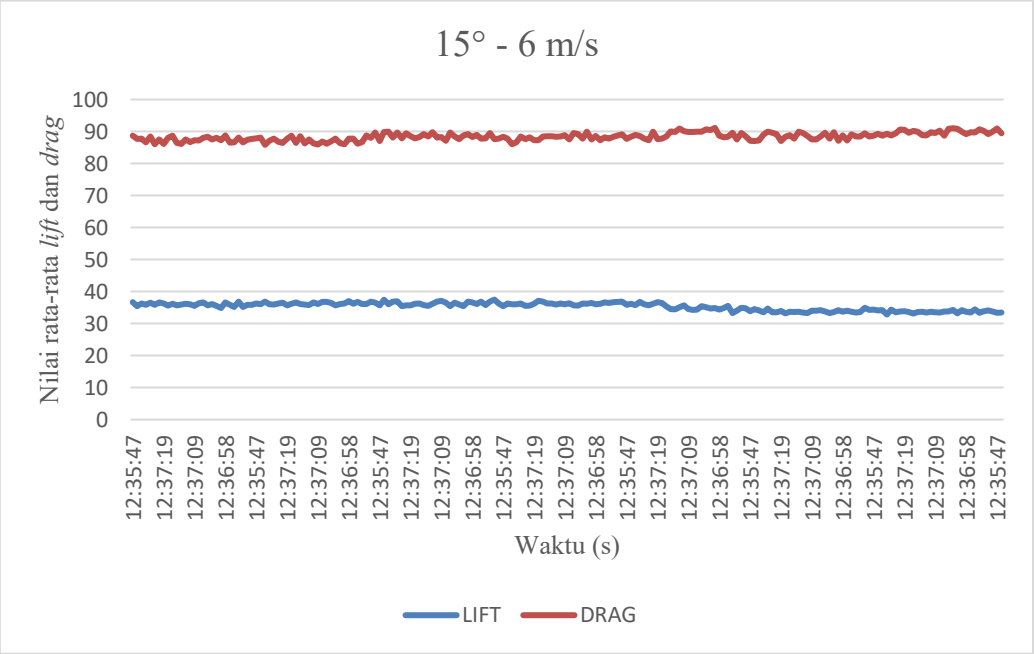
b. *Velocity* 5 m/s



Gambar 4. 8 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 15° Kecepatan 5 m/s

Berdasarkan Gambar 4.8, nilai *lift* mengalami sedikit penurunan secara bertahap dari awal hingga akhir pengujian, sedangkan *drag* berada pada kisaran 31–37 N. Pada awal pengujian terdapat lonjakan nilai *lift* yang kemudian kembali stabil. Secara keseluruhan, grafik menunjukkan bahwa kondisi aliran tetap stabil meskipun terdapat fluktuasi kecil yang kemungkinan disebabkan oleh variasi tekanan aliran selama pengujian.

c. *Velocity* 6 m/s



Gambar 4. 9 Grafik *Lift* dan *Drag* pada Sudut Serang 15° Kecepatan 6 m/s

Gambar 4.7 menunjukkan bahwa gaya angkat berada pada kisaran 33–35 N, sedangkan gaya hambat mencapai kisaran 78–86 N. Nilai *drag* jauh lebih tinggi dibandingkan seluruh kondisi pengujian lainnya. Kondisi ini menunjukkan bahwa pada kombinasi sudut serang 15° dan kecepatan 6 m/s, *airfoil* menghasilkan gaya angkat terbesar, namun peningkatan sudut serang dan kecepatan juga menyebabkan gaya hambat meningkat secara signifikan akibat bertambahnya tekanan dinamis dan *turbulensi* di belakang *airfoil*.

4.2 Nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag* Kecepatan 3 m/s

Dari Hasil Uji ditemukan nilai rata yang menentukan nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag.*

a. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 0°

$$C_l = \frac{2(0{,}2027)}{(1{,}29)(3^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{0{,}4054}{0{,}2368}$$

C_l= 1,7119

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(0{,}5146)}{(1{,}29)(3^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{1{,}0292}{0{,}2368}$$

C_d= 4,3462

b. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 5°

$$C_l = \frac{2(25{,}3220)}{(1{,}29)(3^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{50{,}644}{0{,}2368}$$

C_l= 213,8682

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(28{,}0417)}{(1{,}29)(3^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{56{,}0834}{0{,}2368}$$

C_d= 236,8386

c. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 15°

$$C_l = \frac{2(30{,}7303)}{(1{,}29)(3^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{61{,}4606}{0{,}2368}$$

C_l= 259,5464

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(23{,}6994)}{(1{,}29)(3^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{47{,}3988}{0{,}2368}$$

C_d= 200,1638

4.3 Nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag* Kecepatan 5 m/s

Dari Hasil Uji ditemukan nilai rata yang menentukan nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag.*

a. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 0°

$$C_l = \frac{2(0{,}3579)}{(1{,}29)(5^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{0{,}7158}{0{,}6579}$$

C_l= 1,1880

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(6{,}9146)}{(1{,}29)(5^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{13{,}8292}{0{,}6579}$$

C_d= 21,0202

b. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 5°

$$C_l = \frac{2(26{,}5025)}{(1{,}29)(5^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{53{,}005}{0{,}6579}$$

C_l= 80,5669

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(31{,}1868)}{(1{,}29)(5^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{62{,}3736}{0{,}6579}$$

C_d= 94,8071

c. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 15°

$$C_l = \frac{2(32{,}0523)}{(1{,}29)(t^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{64{,}1046}{0{,}6579}$$

C_l= 97,4382

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(35{,}6805)}{(1{,}29)(5^2)(0{,}0204)}$$

$$= \frac{71,361}{0,6579}$$

C_d= 108,4678

4.4 Nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag* Kecepatan 6 m/s

Dari Hasil Uji ditemukan nilai rata yang menentukan nilai *Coeffisient Lift* dan *Coeffisient Drag.*

a. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 0°

$$C_l = \frac{2(0,3009)}{(1,29)(6^2)(0,0204)}$$

$$= \frac{0,6018}{0,9473}$$

C_l= 0,6349

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(23,7891)}{(1,29)(6^2)(0,0204)}$$

$$= \frac{47,5782}{0,9473}$$

C_d= 50,2250

b. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 5°

$$C_l = \frac{2(29,6439)}{(1,29)(6^2)(0,0204)}$$

$$= \frac{59,2878}{0,9473}$$

C_l= 62,5860

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(32,0290)}{(1,29)(6^2)(0,0204)}$$

$$= \frac{64,058}{0,9473}$$

C_d= 67,6216

c. Nilai *coeffisient lift* dan *coeffisient drag velocity* sudut serang 15°

$$C_l = \frac{2(35,3573)}{(1,29)(6^2)(0,0204)}$$

$$= \frac{70,7146}{0,9473}$$

C_l= 74,6485

dan nilai C_d,

$$C_d = \frac{2(88,4031)}{(1,29)(6^2)(0,0204)}$$

$$= \frac{176,8042}{0,9473}$$

C_d= 186,6422

4.5 Hasil Uji Eksperimen

Dari hasil perhitungan dan eksperimen pada *wind tunnel* didapat hasil yang diuraikan dalam tabel dan grafik perbandingan, sebagai berikut :

Tabel 4. 2 Tabel hasil uji eksperimen

Kecepatan (m/s)	Sudut Serang	*Average lift*	*Average drag*	*Min. Lift*	*Max. Lift*	*Min. Drag*	*Max. Drag*	*Coeffisient Lift*	*Coeffisient Drag*
3	0°	0.202	0.514	0.01	0.35	0.01	0.82	1.713	43,46
3	5º	25.32	28.04	19.2	27.75	27	29	213.86	236.83
3	15°	30.73	23.69	30	31.25	21	26	259.54	200.16
5	0°	0.357	6.914	0.21	0.63	2.24	13.11	1.188	21.02
5	5º	26.50	31.18	23.25	29	29.5	34.25	80.56	94.80
5	15°	32.05	35.68	30.67	48.75	32.739	38.62	97.43	108.46
6	0°	0.300	23.78	0.02	0.5	7.25	37.61	0.63	50.22
6	5º	29.64	32.02	27.5	30.75	30.25	33.25	62.58	67.6216
6	15°	35.3573	88.4017	32.827	37.498	85.849	91.145	74.64	186.6422

Berdasarkan data pada tabel, diperoleh beberapa hasil sebagai berikut :

1. Kecepatan aliran 3 m/s
   - Pada sudut serang 0°, rata-rata gaya angkat sebesar 0,20277 N, sedangkan gaya hambat hanya 0,51469 N. Nilai ini menunjukkan

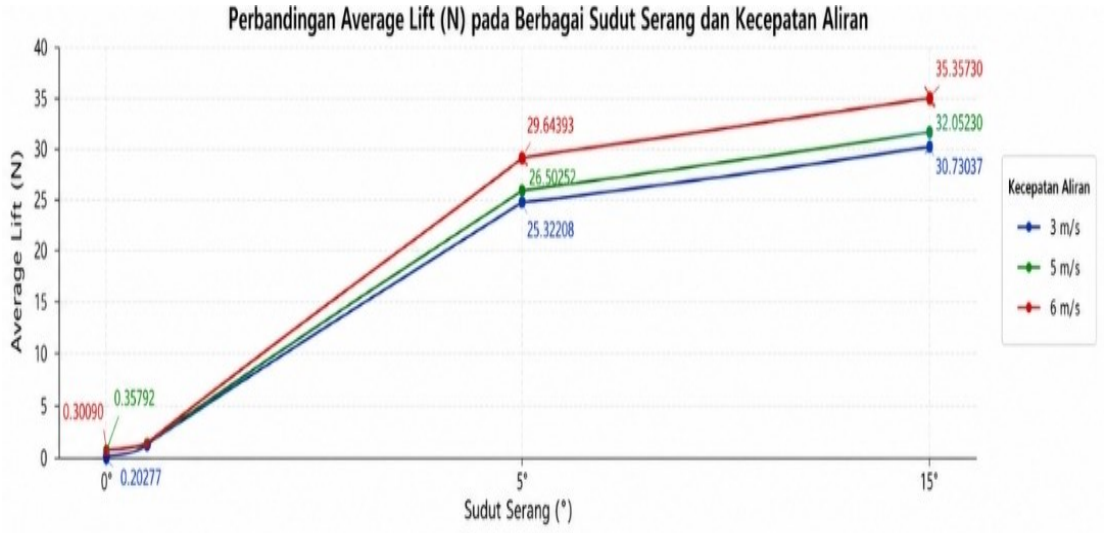
bahwa pada sudut serang nol, *airfoil* belum mampu menghasilkan gaya angkat yang signifikan.

- Pada sudut serang 5°, rata-rata gaya angkat meningkat menjadi 25,32208 N, sedangkan gaya hambat meningkat menjadi 28,04176 N.
- Pada sudut serang 15°, gaya angkat kembali meningkat menjadi 30,73037 N, sementara gaya hambat justru sedikit menurun menjadi 23,69949 N. Hal ini menunjukkan bahwa pada kecepatan 3 m/s, sudut serang 15° masih mampu meningkatkan gaya angkat tanpa peningkatan *drag* yang terlalu besar.

2. Kecepatan aliran 5 m/s
   - Pada sudut serang 0°, rata-rata gaya angkat sebesar 0,35792 N dengan gaya hambat 6,91469 N.
   - Pada sudut serang 5°, gaya angkat meningkat menjadi 26,50252 N, sedangkan gaya hambat mencapai 31,18686 N.
   - Pada sudut serang 15°, gaya angkat kembali meningkat menjadi 32,05230 N dengan gaya hambat sebesar 35,68057 N. Hal ini menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan aliran menyebabkan gaya angkat dan gaya hambat sama-sama meningkat.
3. Kecepatan aliran 6 m/s
   - Pada sudut serang 0°, rata-rata gaya angkat sebesar 0,30090 N, sedangkan gaya hambat mencapai 23,78914 N.
   - Pada sudut serang 5°, gaya angkat meningkat menjadi 29,64393 N dan gaya hambat menjadi 32,02904 N.
   - Pada sudut serang 15°, diperoleh gaya angkat tertinggi sebesar 35,35730 N, namun juga menghasilkan gaya hambat tertinggi sebesar 88,40317 N. Nilai *drag* yang meningkat sangat besar mengindikasikan bahwa pada kondisi ini aliran udara mulai mengalami separasi sehingga hambatan meningkat secara signifikan.

4.6 Perbandingan *Average Lift* dan *Drag* Pada Variasi Sudut Serang dan

Kecepatan



Gambar 4. 10 Perbandingan *average lift* pada variasi sudut serang dan kecepatan

Hubungan antara sudut serang (0°, 5°, dan 15°) terhadap rata-rata gaya angkat (*average Lift*) pada tiga variasi kecepatan aliran, yaitu 3 m/s, 5 m/s, dan 6 m/s seperti Gambar 4.10.

Berdasarkan grafik, terlihat bahwa gaya angkat (*lift*) cenderung meningkat seiring bertambahnya sudut serang dan kecepatan aliran. Pada sudut serang 0°, nilai rata-rata *lift* masih sangat kecil, yaitu sebesar 0,20277 N pada kecepatan 3 m/s, 0,35792 N pada 5 m/s, dan 0,30090 N pada 6 m/s. Hal ini menunjukkan bahwa pada sudut serang nol, *airfoil* belum mampu menghasilkan gaya angkat yang signifikan karena distribusi tekanan antara permukaan atas dan bawah *airfoil* masih relatif kecil.

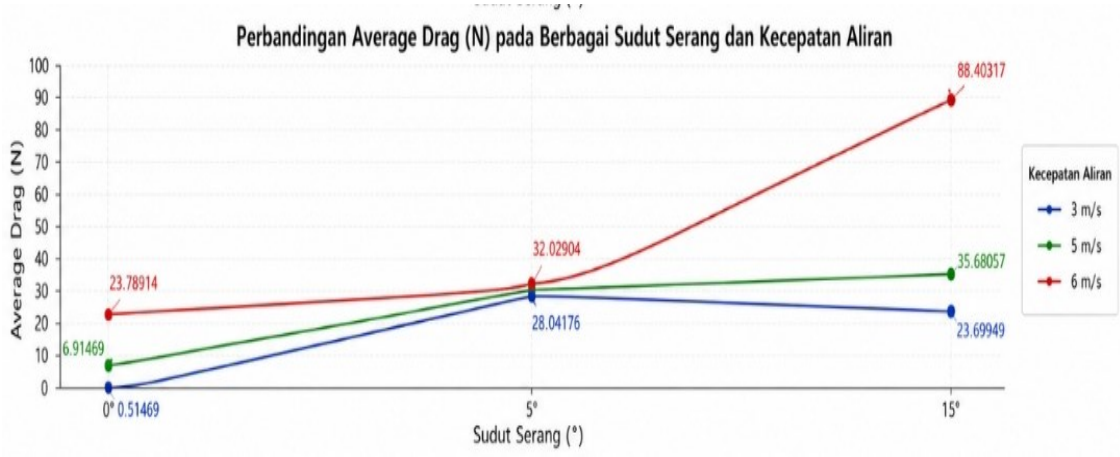
Ketika sudut serang dinaikkan menjadi 5°, terjadi peningkatan gaya angkat yang cukup signifikan. Nilai rata-rata *lift* mencapai 25,32208 N pada kecepatan 3 m/s, 26,50252 N pada 5 m/s, dan 29,64393 N pada 6 m/s. Peningkatan ini menunjukkan bahwa bertambahnya sudut serang menyebabkan perbedaan tekanan pada permukaan *airfoil* semakin besar sehingga menghasilkan gaya angkat yang lebih tinggi.

Pada sudut serang 15°, gaya angkat kembali mengalami peningkatan pada seluruh variasi kecepatan. Nilai rata-rata *lift* sebesar 30,73037 N untuk kecepatan 3 m/s, 32,05230 N untuk kecepatan 5 m/s, dan mencapai nilai tertinggi 35,35730 N pada kecepatan 6 m/s. Hasil tersebut menunjukkan bahwa kombinasi sudut serang 15° dan kecepatan aliran 6 m/s menghasilkan performa gaya angkat terbaik

pada pengujian ini.

Selain itu, grafik juga memperlihatkan bahwa pada setiap sudut serang, kecepatan aliran yang lebih tinggi menghasilkan gaya angkat yang lebih besar. Hal ini sesuai dengan teori aerodinamika, di mana gaya angkat berbanding lurus dengan kuadrat kecepatan aliran. Dengan meningkatnya kecepatan udara yang melewati *airfoil*, perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah *airfoil* semakin besar sehingga nilai *lift* ikut meningkat.

Secara keseluruhan, grafik ini menunjukkan bahwa peningkatan sudut serang dari 0° hingga 15° memberikan pengaruh positif terhadap peningkatan gaya angkat, dan pengaruh tersebut semakin nyata pada kecepatan aliran yang lebih tinggi. Berdasarkan hasil pengujian, kondisi terbaik untuk menghasilkan gaya angkat maksimum diperoleh pada sudut serang 15° dengan kecepatan aliran 6 m/s, yaitu sebesar 35,35730 N. Hasil ini menunjukkan bahwa kombinasi tersebut merupakan kondisi operasi yang paling efektif dalam meningkatkan kemampuan *airfoil* menghasilkan gaya angkat pada penelitian ini.



Gambar 4. 11 Perbandingan *average drag* pada variasi sudut serang dan kecepatan

Hubungan antara sudut serang (0°, 5°, dan 15°) terhadap rata-rata gaya hambat (*Average Drag*) pada tiga variasi kecepatan aliran, yaitu 3 m/s, 5 m/s, dan 6 m/s seperti Gambar 4.11.

Pada kecepatan aliran 3 m/s, nilai rata-rata *drag* pada sudut serang 0° hanya sebesar 0,51469 N. Ketika sudut serang dinaikkan menjadi 5°, nilai *drag* meningkat cukup tajam menjadi 28,04176 N. Namun, pada sudut serang 15°, nilai *drag* sedikit menurun menjadi 23,69949 N. Penurunan ini menunjukkan bahwa

pada kecepatan 3 m/s, peningkatan sudut serang hingga 15° belum menyebabkan kenaikan hambatan yang signifikan.

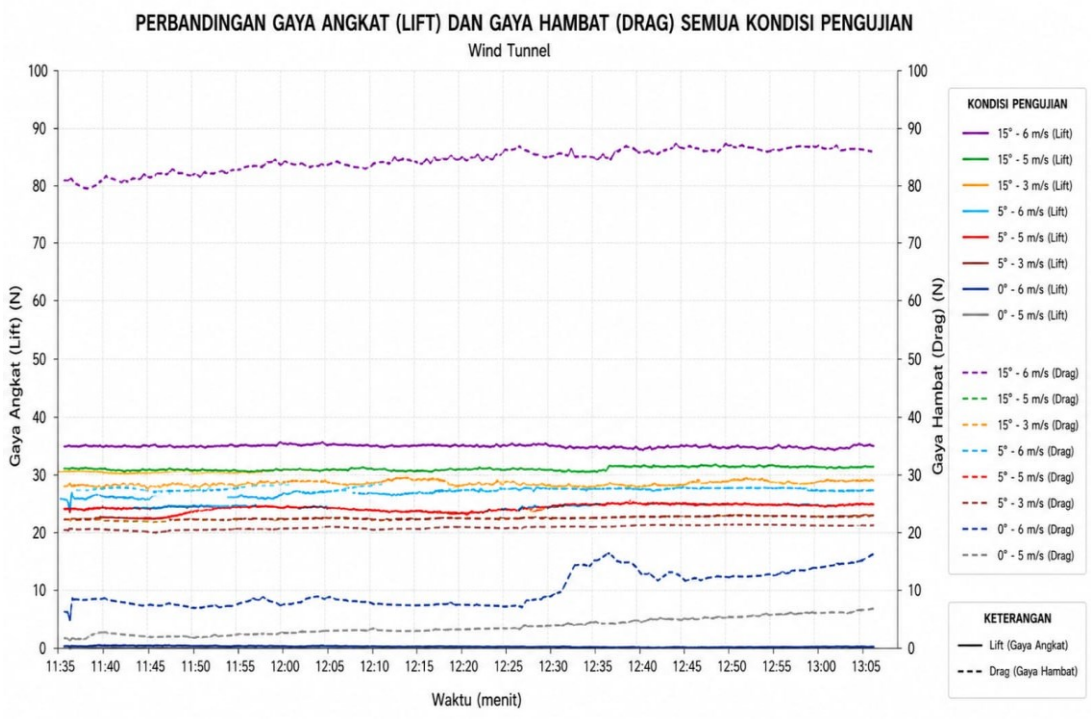
Pada kecepatan aliran 5 m/s, rata-rata *drag* meningkat secara bertahap dari 6,91469 N pada sudut serang 0°, menjadi 31,18686 N pada sudut serang 5°, dan kembali meningkat menjadi 35,68057 N pada sudut serang 15°. Hal ini menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan aliran menyebabkan gaya hambat bertambah seiring dengan bertambahnya sudut serang.

Sementara itu, pada kecepatan aliran 6 m/s, nilai *drag* menunjukkan peningkatan yang paling signifikan. Pada sudut serang 0°, rata-rata *drag* sebesar 23,78914 N, kemudian meningkat menjadi 32,02904 N pada sudut serang 5°, dan mengalami lonjakan yang sangat besar hingga mencapai 88,40317 N pada sudut serang 15°. Kenaikan yang sangat tinggi ini mengindikasikan bahwa pada kombinasi sudut serang dan kecepatan tersebut mulai terjadi separasi aliran (*flow separation*) atau kecenderungan menuju kondisi s*tall*, sehingga tekanan hambatan meningkat secara drastis.

Secara umum, grafik menunjukkan bahwa peningkatan sudut serang dan kecepatan aliran tidak hanya meningkatkan gaya angkat, tetapi juga meningkatkan gaya hambat. Semakin tinggi kecepatan aliran, semakin besar energi kinetik udara yang berinteraksi dengan permukaan *airfoil*, sehingga gaya hambat yang dihasilkan juga semakin besar. Pada sudut serang yang tinggi, distribusi tekanan di sekitar *airfoil* menjadi kurang stabil sehingga hambatan meningkat lebih cepat dibandingkan peningkatan gaya angkat.

Berdasarkan hasil penelitian, nilai rata-rata *drag* tertinggi diperoleh pada sudut serang 15° dengan kecepatan aliran 6 m/s, yaitu sebesar 88,40317 N. Sebaliknya, nilai *drag* terendah diperoleh pada sudut serang 0° dengan kecepatan aliran 3 m/s, yaitu sebesar 0,51469 N. Dengan demikian, dapat disimpulkan bahwa kombinasi kecepatan tinggi dan sudut serang besar menghasilkan hambatan aerodinamis yang paling tinggi, sehingga perlu dipertimbangkan dalam menentukan kondisi operasi *airfoil* agar diperoleh keseimbangan antara gaya angkat yang tinggi dan gaya hambat yang masih dapat diterima.

4.7 Perbandingan *Lift* dan *Drag* pada Variasi kecepatan Angin dan Sudut Serang



Gambar 4. 12 Grafik Perbandingan *Lift* dan *Drag*

Pada Gambar 4.12 dapat dilihat bahwa grafik gaya angkat meningkat hingga mencapai nilai maksimum pada sudut serang 15° dan kecepatan 6 m/s, tetapi peningkatan tersebut diikuti oleh kenaikan gaya hambat yang sangat besar. Oleh karena itu, dalam aplikasi aerodinamika diperlukan pemilihan sudut serang optimum agar diperoleh keseimbangan antara gaya angkat yang tinggi dan gaya hambat yang rendah, sehingga performa *airfoil* menjadi lebih efisien. Dari seluruh kondisi pengujian dapat disimpulkan bahwa peningkatan sudut serang dan kecepatan aliran memberikan pengaruh yang signifikan terhadap karakteristik aerodinamika *airfoil*.

BAB 5
KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil pengujian dan pembahasan mengenai pengaruh variasi sudut serang dan kecepatan angin terhadap *coefficient lift* (*Cl*) dan *coefficient drag* (*Cd*) *airfoil NACA* 2421 menggunakan wind tunnel, maka dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Variasi sudut serang dan kecepatan angin berpengaruh terhadap karakteristik aerodinamika *airfoil NACA* 2421. Peningkatan kecepatan aliran udara cenderung meningkatkan gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (d*rag*) yang dihasilkan. Pada sudut serang 0°, gaya angkat relatif kecil karena perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah airfoil masih rendah.
2. Kinerja aerodinamika terbaik diperoleh pada sudut serang 15°. Pada kondisi tersebut, gaya angkat tertinggi sebesar 35,3573 N diperoleh pada kecepatan 6 m/s, sedangkan gaya hambat tertinggi sebesar 88,4031 N juga terjadi pada kondisi yang sama. Nilai *coefficient* of *lift* (*CL*) terbesar sebesar 259,5464 diperoleh pada kecepatan 3 m/s dan sudut serang 15°, sedangkan *coefficient of drag* (*CD*) terbesar sebesar 236,8386 diperoleh pada kecepatan 3 m/s dan sudut serang 5°.
3. Diantara sudut serang 0°, 5°, 15°, didapatkan sudut serang 15° dengan performa aerodinamika yang paling optimal pada kecepatan angina 6 m/s dalam menghasilkan gaya angkat, tetapi peningkatan kecepatan juga menyebabkan gaya hambat meningkat secara signifikan. Oleh karena itu, diperlukan pemilihan sudut serang dan kecepatan aliran yang tepat untuk memperoleh keseimbangan antara gaya angkat dan gaya hambat sesuai kebutuhan aplikasi airfoil

5.2 Saran

Berdasarkan hasil penelitian yang telah dilakukan, penulis memberikan beberapa saran sebagai berikut:

1. Penelitian selanjutnya disarankan menggunakan variasi sudut serang yang lebih banyak, misalnya setiap 2° atau 5°, sehingga karakteristik aerodinamika *airfoil* dapat dianalisis dengan lebih rinci.
2. Variasi kecepatan angin dapat diperluas hingga di atas 6 m/s agar dapat diketahui batas performa *airfoil* serta kecenderungan terjadinya stall pada kondisi kecepatan yang lebih tinggi.
3. Penelitian berikutnya sebaiknya membandingkan *airfoil NACA 2421* dengan tipe *airfoil NACA* lainnya, seperti *NACA 2412*, *NACA 4412*, atau *NACA 0012*, sehingga dapat diketahui *airfoil* yang paling sesuai untuk aplikasi turbin angin berkecepatan rendah di Indonesia.
4. Kalibrasi sensor, *load cell*, dan sistem *wind tunnel* perlu dilakukan secara berkala agar data pengujian yang diperoleh memiliki tingkat akurasi dan presisi yang lebih tinggi.
5. Penelitian selanjutnya dapat dikembangkan menggunakan simulasi *Computational Fluid Dynamics* (*CFD*) untuk dibandingkan dengan hasil eksperimen *wind tunnel* sehingga validitas hasil penelitian menjadi lebih kuat.
6. Dalam aplikasi turbin angin, penggunaan sudut serang sebaiknya mempertimbangkan keseimbangan antara nilai *lift* dan *drag* sehingga diperoleh efisiensi aerodinamika yang optimal serta mampu meningkatkan performa sistem secara keseluruhan.

DAFTAR PUSTAKA

Anderson, J. D. (2017). *FUNDAMENTAL OF AERODYNAMICS* (7th Editio). McGraw-Hill.

Arnedo, M. S. (2014). *FUNDAMENTALS OF AEROSPACE* (1st ed.). Universidad Carlos III de Madrid.

Aziz, R. (2024). *ANALISIS AIRFOIL 2412 DAN STREAMLINE SAYAP PADA PESAWAT TERBANG CESSNA 172*. Universitas Muhammadiyah Surakarta.

Energi Terbarukan. (2021). *Seberapa Besar Potensi Energi Angin di Masa Depan?* Dw.Com. https://www.dw.com/id/potensi-besar-pembangkit-listrik-tenaga-angin/a-60100287

Hall, N. (2021a). *CLOSED RETURN WIND TUNNEL*. NATIONAL AEROUNATICS AND SPACE ADMINISTRATION. https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/tunoret.html

Hall, N. (2021b). *OPEN RETURN WIND TUNNEL*. NATIONAL AEROUNATICS AND SPACE ADMINISTRATION. https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/tunoret.html

idris maulana, I. (2019). RANCANG BANGUN TEROWONGAN ANGIN (WIND TUNNEL) TIPE SUBSONIC DENGAN TEST SECTION 0,2 X 0,2 M UNTUK ALAT PERAGA MEKANIKA FLUIDA. *Mechonversio: Mechanical Engineering Journal*, *2*(2), 19. https://doi.org/10.51804/mmej.v2i2.614

J.Bertin, J., & M.Cummings, R. (2025). *Aerodynamics for Engineers* (SEVENTH ED). Cambridge University Press & Assessment.

Mahadi Nasution, Y. (2025). *ANALISIS AIRFOIL NACA 4412 MENGGUNAKAN WINDTUNNEL DENGAN VARIASI KECEPATAN*. Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

Marabdi Siregar, A. (2016). *RANCANG BANGUN WIND TUNNEL SEDERHANA UNTUK ALAT PENDUKUNG STUDI EKSPERIMENTAL*. *2*(2), 92–97.

Petrilli, J. L., Paul, R. C., Gopalarathnam, A., & Frink, N. T. (2013). *A CFD Database for Airfoils and Wings at Post-Stall Angles of Attack*. *919*, 1–18.

Prasetyo, A., Notosudjono, D., & Soebagja, H. (2018). *Pembangkit Listrik Tenaga Angin di Indonesia*. Universitas Pakuan.

Rahman, M. M., Abrar Shayor, A., Al-faruk, A., & Rahman Evan, M. T. (2025). Numerical investigation with experimental validation of aerodynamics performance of NACA 2414 airfoil with passive momentum injection through channeling. *Results in Engineering*, *25*(January), 104533. https://doi.org/10.1016/j.rineng.2025.104533

Rohman, H. (2019). Rancang Bangun Pembangkit Listrik Tenaga Angin Menggunakan Turbin Angin Savonius Pada Kecepatan Angin Rendah. In *Digital Repository University Jember*. Universitas Jember.

Schlichting, H., & Gersten, K. (2023). Boundary-Layer Theory. *Open Journal of Fluid Dynamics*, *Vol.13 No.*

Talib, I., Zafar, A., Furqan, M., Ahmad, Z., Hussain, J., & Jaffri, N. R. (2024). *An experimental and numerical investigation on aerodynamic characteristics for different airfoil sections for external flow Abstract : 7*(2), 3–10.

Wicaksono, M. F. A., Pohan, G. A., & Hidayath, I. T. (2022). Analisa Aerodinamika Airfoil Pesawat Dengan Pendekatan Computational Fluid Dynamic Dan Wind Tunnel. *Jurnal Flywheel*, *13*(1), 21–35. https://doi.org/10.36040/flywheel.v13i1.4744

LEMBAR ASISTENSI TUGAS AKHIR

Judul : Analisis Pengaruh Variasi Sudut Serang dan Kecepatan Angin Terhadap *Coeffisient Drag* dan *Coeffisient Lift Aifoil NACA* 2421 Menggunakan *Wind Tunnel*

Nama : Muhammad Nurdin Hamdy

NPM : 2107230067

Dosen Pembimbing : Dr. Khairul Umurani, S.T., M.T.

No	Hari/Tanggal	Kegiatan	Paraf