

**TUGAS AKHIR - TM184835**

**STUDI EKSPERIMEN PENGARUH PENAMBAHAN VORTEX  
GENERATOR TIPE TRIANGULAR TERHADAP PERFORMA  
AERODINAMIS SAYAP UAV ARNAYADIRGA BAYUCARAKA  
ITS**

**Johan Elbert Sebastian**  
NRP 02111840000129

Dosen Pembimbing  
**Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D**  
NIP 196412281990031002

Program Studi S1 Teknik Mesin  
Departemen Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri Dan Rekayasa Sistem  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya  
2022



**TUGAS AKHIR - TM184835**

**STUDI EKSPERIMEN PENGARUH PENAMBAHAN  
*VORTEX GENERATOR* TIPE *TRIANGULAR* TERHADAP  
PERFORMA AERODINAMIS SAYAP UAV ARNAYADIRGA  
BAYUCARAKA ITS**

**JOHAN ELBERT SEBASTIAN**

**NRP 02111840000129**

Dosen Pembimbing

**Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D**

**NIP 196412281990031002**

**Program Studi S1 Teknik Mesin**

Departemen Teknik Mesin

Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2022



**FINAL PROJECT - TM184835**

**EXPERIMENTAL STUDY ON THE INFLUENCE OF  
TRIANGULAR TYPE VORTEX GENERATOR ADDITION  
ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF  
ARNAYADIRGA BAYUCARAKA ITS UAV WING**

**JOHAN ELBERT SEBASTIAN**

**NRP 02111840000129**

Advisor

**Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D**

**NIP 196412281990031002**

**Mechanical Engineering Undergraduate Study Program**

Departement of Mechanical Engineering

Faculty of Industrial and System Technology Engineering

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2022

## LEMBAR PENGESAHAN

**STUDI EKSPERIMEN PENGARUH PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* TIPE  
*TRIANGULAR* TERHADAP PERFORMA AERODINAMIS SAYAP UAV  
ARNAYADIRGA BAYUCARAKA ITS**

### PROPOSAL TUGAS AKHIR

Diajukan untuk memenuhi salah satu syarat  
memperoleh gelar Sarjana pada  
Program Studi S-1 Teknik Mesin  
Departemen Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh : **JOHAN ELBERT SEBASTIAN**  
NRP. 02111840000129

Disetujui oleh Tim Penguji Proposal Tugas Akhir :

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D
2. Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko
3. Vivien Suphandani Djanali, S.T., M.E., Ph.D
4. Nur Ikhwan, S.T., M.Eng.



**SURABAYA**  
**Juli, 2022**

## APPROVAL SHEET

### EXPERIMENTAL STUDY ON THE INFLUENCE OF TRIANGULAR TYPE VORTEX GENERATOR ADDITION ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF ARNAYADIRGA BAYUCARAKA ITS UAV WING

#### FINAL PROJECT


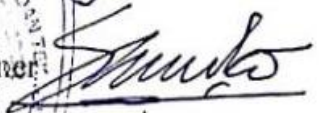


Submitted to fulfill one of the requirements  
for obtaining a Bachelor of Engineering at  
Undergraduate Study Program of Mechanical Engineering  
Department of Mechanical Engineering  
Faculty of Industrial and System Engineering Technology  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

By: **JOHAN ELBERT SEBASTIAN**

NRP. 02111840000129

Approved by Final Project Examiner Team:

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D
2. Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko
3. Vivien Suphandani Djanali, S.T., M.E., Ph.D
4. Nur Ikhwan, S.T., M.Eng.

Advisor   
Examiner   
Examiner   
Examiner 

**SURABAYA**

**July, 2022**

## PERNYATAAN ORISINALITAS

Yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama mahasiswa / NRP : Johan Elbert Sebastian / 02111840000129

Departemen : Teknik Mesin FT-IRS

Dosen pembimbing / NIP: Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D. / 196412281990031002

dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul **"STUDI EKSPERIMEN PENGARUH PENAMBAHAN VORTEX GENERATOR TIPE TRIANGULAR TERHADAP PERFORMA AERODINAMIS SAYAP UAV ARNAYADIRGA BAYUCARAKA ITS"** adalah hasil karya sendiri, bersifat orisinal, dan ditulis dengan mengikuti kaidah penulisan ilmiah.

Bilamana di kemudian hari ditemukan ketidaksesuaian dengan pernyataan ini, maka saya bersedia menerima sanksi sesuai dengan ketentuan yang berlaku di Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

Surabaya, 5 Juli 2022

Mengetahui

Dosen Pembimbing



(Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.)

NIP. 196412281990031002

Mahasiswa



(Johan Elbert Sebastian)

NRP. 02111840000129

## STATEMENT OF ORIGINALITY

The undersigned below:

Name of student / NRP : Johan Elbert Sebastian / 02111840000129

Department : Mechanical Engineering

Advisor / NIP : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D. / 196412281990031002

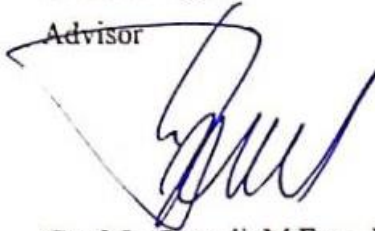
hereby declare that the Final Project with the title of **“EXPERIMENTAL STUDY ON THE INFLUENCE OF TRIANGULAR TYPE VORTEX GENERATOR ADDITION ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF ARNAYADIRGA BAYUCARAKA ITS UAV WING”** is the result of my own work, is original, and is written by following the rules of scientific writing.

If in the future there is a discrepancy with this statement, then I am willing to accept sanctions in accordance with the provisions that apply at Sepuluh Nopember Institute of Technology.

Surabaya, 5<sup>th</sup> July 2022

Acknowledged

Advisor



(Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.)

NIP. 196412281990031002

Student



(Johan Elbert Sebastian)

NRP. 02111840000129

## ABSTRAK

### STUDI EKSPERIMEN PENGARUH PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* TIPE *TRIANGULAR* TERHADAP PERFORMA AERODINAMIS SAYAP UAV ARNAYADIRGA BAYUCARAKA ITS

Nama Mahasiswa : Johan Elbert Sebastian  
NRP : 0211184000129  
Departemen : Teknik Mesin FTIRS – ITS  
Dosen Pembimbing : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

#### Abstrak

Teknologi *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) kini sudah berkembang pesat dan banyak aplikasinya, hingga pemerintah menyelenggarakan Kontes Robot Terbang Indonesia (KRTI) untuk memacu perkembangannya di Indonesia. Dalam salah satu kategorinya, *Fixed Wing* dengan misi pemetaan dan pengamatan, sering ditemukan masalah dimana kapasitas baterai yang tersedia tidak cukup karena *payload* yang berat dan sebagian besar dayanya habis saat *take off*. Masalah tersebut dapat diatasi dengan mengoptimasi *airfoil* agar mampu menghasilkan *lift* yang besar dengan menambahkan *vortex generator* yang bertujuan menunda separasi aliran pada sayap pesawat, sehingga daya yang dihabiskan saat *take off* lebih kecil.

Penelitian ini dilakukan secara eksperimen menggunakan terowongan angin yang ada di Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS dengan ukuran *test section* 660 x 660 x 2000 mm dan kecepatan maksimum 15 m/s, serta alat ukur *drag and lift balance* dan manometer digital. Model dari penelitian ini adalah sayap UAV Arnayadirga dengan profil *airfoil* NACA 2312 dan bentuk *tapered* tanpa dan dengan *vortex generator*. *Vortex generator* berbentuk *triangular* terpasang pada  $x/c = 0,2$  dengan konfigurasi *counter-rotating*.

Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa penambahan *vortex generator* pada *upper side* sayap UAV meningkatkan *lift* pada sudut serang  $0^\circ$  hingga *stall angle*, namun setelah *stall angle* nilai *lift*-nya justru lebih rendah dari model *plain*. Penambahan *vortex generator* juga menurunkan *drag* dan meningkatkan performa sayap, namun juga menurunkan *optimum angle of attack*. Penambahan *vortex generator* juga mempengaruhi distribusi *pressure coefficient* *upper side* sayap pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $8^\circ$  menjadi lebih negatif, sedangkan pada sudut serang  $16^\circ$  distribusi *pressure coefficient* justru lebih positif tetapi mampu menunda separasi aliran. Distribusi *pressure coefficient* pada *lower side* sayap tidak berubah secara signifikan akibat penambahan *vortex generator*. Hasil penelitian juga menunjukkan penambahan *vortex generator* pada bilangan Reynolds yang lebih besar menghasilkan efek yang lebih besar, maka dapat dikatakan penambahan *vortex generator* akan menguntungkan bagi UAV karena UAV beroperasi pada bilangan Reynolds yang lebih besar.

**KATA KUNCI:** *Unmanned Aerial Vehicle, Vortex Generator, lift, drag, pressure coefficient*



## ABSTRACT

### EXPERIMENTAL STUDY ON THE INFLUENCE OF TRIANGULAR TYPE VORTEX GENERATOR ADDITION ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF ARNAYADIRGA BAYUCARAKA ITS UAV WING

**Student Name** : Johan Elbert Sebastian  
**NRP** : 02111840000129  
**Departement** : Mechanical Engineering FTIRS – ITS  
**Advisor** : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

#### Abstract

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) technology has developed rapidly and now has many applications, which drove the government to create the Indonesian Flying Robot Contest (KRTI) to accelerate its development in Indonesia. One of its categories, the Fixed Wing category, has a mapping and monitoring mission, where insufficient battery capacity problems are often found on UAVs with this mission due to its heavy payload and most of its energy is exhausted during take-off. This can be overcome by optimizing the airfoil to be able to produce larger lift force by adding vortex generators which aims to delay the flow separation on the aircraft wing, so that the power consumed during take-off is decreased.

This research was conducted experimentally using a wind tunnel in the Department of Mechanical Engineering FT-IRS ITS with a test section size of 660 x 660 x 2000 mm and a maximum speed of 15 m/s, as well as a drag and lift balance measuring instrument and a digital manometer. The model of this research is the wing of the Arnayadirga UAV with a NACA 2312 airfoil profile and a tapered shape without and with a vortex generator. The vortex generator is triangular in shape and mounted at  $x/c = 0.2$  with a counter-rotating configuration.

The results of this study indicates that the addition of vortex generators on the upper side of the UAV wing increases the lift from  $0^\circ$  to the stall angle, but after the stall angle the lift is actually lower than the plain model. Vortex generators addition also reduces drag and improves wing performance, but also reduces the optimum angle of attack. It also affects the pressure coefficient distribution on the upper side of the wing at angles of attack  $0^\circ$  and  $8^\circ$  to be more negative, while at an angle of attack of  $16^\circ$  the pressure coefficient distribution is actually more positive but is able to delay flow separation. Vortex generator addition does not change the pressure coefficient distribution on the wing's lower side significantly. The results also show that vortex generator addition at higher Reynolds number produces a greater effect, so it can be said that vortex generator addition will benefit the UAV because it operates at a higher Reynolds number.

**KATA KUNCI:** *Unmanned Aerial Vehicle, Vortex Generator, lift, drag, pressure coefficient*

## KATA PENGANTAR

Puji dan syukur dipanjatkan kepada Tuhan Yang Maha Esa, atas berkat dan bimbingan-Nya penulis dapat menyelesaikan tugas akhir dengan judul “Studi Eksperimen Pengaruh Penambahan Vortex Generator Tipe Triangular Terhadap Performa Aerodinamis Sayap UAV Arnayadirga Bayucaraka ITS”. Tugas akhir ini dibuat dalam rangka memenuhi syarat kelulusan pada Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS. Penelitian tugas akhir ini juga dilakukan untuk memberikan informasi khususnya bagi tim *Fixed Wing* Bayucaraka ITS terkait metode optimasi sayap UAV Arnayadirga Bayucaraka ITS.

Proses penelitian tugas akhir ini tentu tidak dapat diselesaikan tanpa bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis mengucapkan banyak terima kasih kepada:

1. Kedua orang tua saya, Bapak Edyson Heryanto Manurung dan Ibu M. M. Mardiyati Rahayuningsih yang selalu memberi dukungan baik materi, moral, dan doa.
2. Abang saya Juan Davin M. Manurung yang sering memberi *refreshing* dan mengalihkan perhatian saya dari mengerjakan tugas akhir ini.
3. Dosen pembimbing tugas akhir saya, Prof. Ir. Sutardi M.Eng, Ph.D, yang telah membimbing saya selama proses penelitian tugas akhir ini.
4. Bapak Sutrisno yang telah membantu proses pembuatan model dan persiapan pengambilan data pada penelitian ini.
5. Vania dan Yanto serta teman-teman Bayucaraka ITS lainnya yang telah membantu proses pembuatan 3D *printing* model.
6. Farhan, Gilang, dan teman-teman Bayucaraka ITS lainnya yang telah membantu dalam penelitian ini.
7. Teman-teman Bultang Araya: Ngab Urat, Ngab Alec, Madara, Natdim, dan Ngab Paris yang telah menemani hari-hari dengan tawa dan *roasting-an*.
8. Partner saya Ignatius Dio alias Masdi alias Bolon alias Ngab Urat sudah sangat membantu saya dalam penelitian ini dan memotivasi saya untuk mengerjakan tugas akhir ini dengan baik sehingga bisa lulus tepat waktu.
9. Keluarga Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida dan angkatan M61 yang sudah menemani selama masa kuliah dan pengerjaan tugas akhir.

Penulis menyadari bahwa penelitian tugas akhir ini tidak luput dari kesalahan. Oleh sebab itu, penulis mengharapkan kritik dan saran dari pembaca agar penulis dapat melakukan penelitian dengan kualitas yang lebih baik untuk ke depannya. Besar harapan penulis bahwa penelitian ini dapat memberikan manfaat bagi pembaca, mahasiswa Teknik Mesin FTIRS ITS, dan masyarakat luas.

Surabaya, 5 Juli 2022

Penulis



Johan Elbert Sebastian

## DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN .....	i
APPROVAL SHEET .....	ii
PERNYATAAN ORISINALITAS .....	iii
STATEMENT OF ORIGINALITY .....	iv
ABSTRAK .....	v
ABSTRACT .....	vi
KATA PENGANTAR .....	vii
DAFTAR ISI .....	viii
DAFTAR GAMBAR .....	ix
DAFTAR TABEL .....	xi
BAB I PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Perumusan Masalah .....	2
1.3 Tujuan Penelitian .....	2
1.4 Batasan Masalah .....	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA .....	4
2.1 Separasi dan <i>Wake</i> pada Aliran .....	4
2.2 Angle of Attack .....	6
2.3 Gaya Angkat ( <i>Lift</i> ) dan Gaya Hambat ( <i>Drag</i> ) .....	7
2.4 Distribusi Tekanan .....	10
2.5 Vortex Generator .....	11
2.6 Penelitian Terdahulu .....	13
BAB III METODE PENELITIAN .....	21
3.1 Model Benda Uji .....	21
3.2 Peralatan Penelitian .....	25
3.3 Alat Ukur .....	26
3.4 Validasi Alat Ukur .....	29
3.5 Pengambilan Data .....	30
3.6 Pengolahan Data .....	31
3.7 Flowchart Penelitian .....	34
BAB IV ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN .....	36
4.1 Hasil Validasi Alat Ukur <i>Drag and Lift Balance</i> .....	36
4.2 Analisa Perubahan Koefisien Tekanan Sepanjang <i>Chordwise</i> Sayap ( $C_p - x/c$ ) .....	37
4.3 Analisa Koefisien <i>Lift</i> ( $C_L$ ) dan Koefisien <i>Drag</i> ( $C_D$ ) .....	41
4.4 Hasil Diskusi .....	45
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN .....	48
5.1 Kesimpulan .....	48
5.2 Saran .....	48
DAFTAR PUSTAKA .....	49
LAMPIRAN .....	51
BIODATA PENULIS .....	52

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Boundary layer aliran ketika terjadi separasi saat melewati objek.....	4
Gambar 2.2 Aliran viscous melewati sebuah silinder .....	5
Gambar 2.3 Separasi aliran pada airfoil dengan sudut serang yang berbeda .....	5
Gambar 2.4 Ilustrasi sudut serang pada airfoil .....	6
Gambar 2.5 Grafik (a) koefisien gaya angkat dan (b) koefisien gaya hambat terhadap sudut serang.....	7
Gambar 2.6 Arah gaya-gaya aerodinamis lift dan drag.....	7
Gambar 2.7 Contoh reference area suatu objek.....	8
Gambar 2.8 Ilustrasi distribusi tekanan aliran yang melewati airfoil.....	9
Gambar 2.9 Grafik $C_L/C_D$ terhadap sudut serang ( $\alpha$ ) pada airfoil NACA 43018 dengan konfigurasi plain dan dengan vortex generator pada bilangan Reynolds yang berbeda .....	10
Gambar 2.10 Bentuk-bentuk vortex generator .....	11
Gambar 2.11 Susunan pemasangan vortex generator secara (a) counter rotating dan (b) co-rotating.....	11
Gambar 2.12 Streamwise vortices pada aliran setelah melewati vortex generator .....	12
Gambar 2.13 Perbandingan bentuk aliran yang melalui airfoil sebelum dan sesudah penambahan vortex generator.....	12
Gambar 2.14 Geometri untuk Pemodelan Simulasi .....	13
Gambar 2.15 Kurva (a) koefisien angkat dan (b) koefisien hambat sayap pesawat LSU-05 yang dipasang vortex generator pada $x/c = 20\%$ .....	14
Gambar 2.16 Konfigurasi vortex generator model pada penelitian.....	15
Gambar 2.17 Perbandingan rasio $C_L/C_D$ antara plain airfoil dan airfoil dengan penambahan vortex generator dari hasil numerik.....	16
Gambar 2.18 Model terpasang pada aerodynamic scale untuk pengujian wind tunnel .....	16
Gambar 2.19 Perbandingan (a) koefisien lift dan (b) koefisien drag sebelum dan sesudah penambahan vortex generator.....	17
Gambar 2.20 Konfigurasi vortex generator pada model dalam penelitian.....	17
Gambar 2.21 Perbandingan (a) koefisien lift dan (b) koefisien drag model tanpa dan menggunakan vortex generator pada kecepatan 10 m/s .....	18
Gambar 2.22 Perbandingan visualisasi aliran melalui model plain dan dengan vortex generator pada kecepatan 10 m/s dan sudut serang $15^\circ$ .....	19
Gambar 3.1 Geometri beserta dimensi Sayap UAV Arnayadirga - Model A dengan vortex generator untuk pengujian distribusi tekanan.....	22
Gambar 3.2 Letak pressure taps pada model A .....	22
Gambar 3.3 Geometri dan dimensi dari vortex generator pada model A.....	23
Gambar 3.4 Geometri beserta dimensi Sayap UAV Arnayadirga Model B dengan vortex generator untuk pengujian lift dan drag.....	24
Gambar 3.5 Geometri dan dimensi dari vortex generator pada model B.....	25
Gambar 3.6 Wind tunnel Subsonic jenis Open Circuit .....	25
Gambar 3.7 Skema Drag and Lift Balance.....	26
Gambar 3.8 Diagram gaya drag balance yang terpasang model .....	27
Gambar 3.9 Gambaran Manometer yang digunakan.....	28
Gambar 3.10 Geometri serta dimensi model validasi.....	29
Gambar 3.11 Flowchart Penelitian .....	35
Gambar 4.1 Grafik Perbandingan $C_L$ terhadap $\alpha$ antara Pengukuran Drag and Lift Balance dengan Penelitian Eftekhari & Al-Obaidi (2019).....	36

Gambar 4.2 Grafik Perbandingan $C_D$ terhadap $\alpha$ antara Pengukuran Drag and Lift Balance dengan Penelitian Eftekhari & Al-Obaidi (2019).....	37
Gambar 4.3 Perbandingan Grafik $C_p - x/C$ model plain dan dengan vortex generator pada $Re = 5,85 \times 10^4$ dan $Re = 8,77 \times 10^4$ saat sudut serang $0^\circ$ .....	38
Gambar 4.4 Perbandingan Grafik $C_p - x/C$ model plain dan dengan vortex generator pada $Re = 5,85 \times 10^4$ dan $Re = 8,77 \times 10^4$ saat sudut serang $8^\circ$ .....	39
Gambar 4.5 Perbandingan Grafik $C_p - x/C$ model plain dan dengan vortex generator pada $Re = 5,85 \times 10^4$ dan $Re = 8,77 \times 10^4$ saat sudut serang $16^\circ$ .....	40
Gambar 4.6 Perbandingan Grafik $C_L - \alpha$ model plain dan dengan vortex generator pada $Re = 5,85 \times 10^4$ dan $Re = 8,77 \times 10^4$ .....	42
Gambar 4.7 Perbandingan Grafik $C_D - \alpha$ model plain dan dengan vortex generator pada $Re = 5,85 \times 10^4$ dan $Re = 8,77 \times 10^4$ .....	43
Gambar 4.8 Perbandingan Grafik $C_L/C_D - \alpha$ model plain dan dengan vortex generator pada $Re = 5,85 \times 10^4$ dan $Re = 8,77 \times 10^4$ .....	44
Gambar 4.9 Perbandingan visualisasi 2D aliran melalui model plain dan dengan vortex generator pada kecepatan kecepatan 4 m/s saat sudut serang $15^\circ$ .....	47

## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Perbandingan hasil simulasi dengan beda bentuk pada posisi $x/c = 20\%$ .....	14
Tabel 2.2 Perbandingan hasil simulasi dengan beda posisi pasang pada bentuk vortex generator triangular.....	14
Tabel 3.1 Spesifikasi Model A Penelitian .....	21
Tabel 3.2 Spesifikasi Model B Penelitian .....	23
Tabel 3.3 Parameter Validasi Alat Ukur Drag and Lift Balance .....	29
Tabel 3.4 Parameter Pengukuran Tekanan Lokal.....	30
Tabel 3.5 Parameter Pengukuran Gaya Drag dan Lift.....	30
Tabel 3.6 Tabel Range Uncertainty Parameter-Parameter Penelitian .....	33

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) merupakan teknologi yang semakin berkembang dan semakin banyak aplikasinya. UAV atau pesawat nirawak adalah wahana yang dapat terbang tanpa adanya manusia di dalam. Pesawat dengan segala kemampuannya, dibatasi oleh bahan bakar yang mahal dan sumber daya manusia yang mengoperasikannya. Sedangkan UAV mampu beroperasi secara *remote* atau jauh dari tanah ataupun otomatis tanpa dikendalikan manusia, serta ukurannya yang umumnya lebih kecil memungkinkannya untuk menggunakan energi yang lebih sedikit. Terdorong oleh faktor tersebut kini teknologi UAV sudah berkembang pesat dan banyak aplikasinya, mulai dari pengiriman logistik, pengintaian, pengamatan, penginderaan, pemetaan, pengiriman logistik, agrikultural (penyiraman), dan lain-lain.

Adapun upaya pemerintah untuk memacu perkembangan teknologi UAV di Indonesia dengan menyelenggarakan Kontes Robot Terbang Indonesia (KRTI), yang diadakan Pusat Prestasi Nasional (Puspresnas), setiap tahunnya. KRTI menyelenggarakan lomba untuk 4 divisi, salah satunya adalah divisi *Fixed Wing* dimana wahana yang dilombakan memiliki konfigurasi sayap tetap (*fixed wing*) dan harus bisa melakukan misi mapping dan monitoring (pemetaan dan pengamatan). Pada KRTI tahun 2021, divisi *Fixed Wing* bertema “Pengiriman Paket Darurat pada Wilayah Karantina” dengan misi wahana terbang ke titik dropping yang berjarak 5 km dari lokasi *take off* dan *landing* serta membuat peta jalur darat yang menghubungkan kedua titik. Misi ini membutuhkan wahana yang mampu terbang dengan *payload* yang berat dan durabilitasnya tinggi.

Mengikuti kebutuhan misi yang tertulis pada paragraf sebelumnya, salah satu aspek yang perlu diperhatikan adalah durabilitas wahana. Durabilitas dalam hal ini berarti kemampuan pesawat terbang dalam jangka waktu yang panjang dengan kapasitas baterai yang tersedia. Dalam prakteknya, sebagian besar daya yang tersedia habis digunakan saat *take off* karena membutuhkan gaya dorong yang besar. Untuk mengatasi masalah tersebut, maka wahana harus dirancang agar mampu menghasilkan gaya angkat yang besar, sehingga daya yang dihabiskan saat *take off* lebih kecil. Beberapa cara untuk meningkatkan gaya angkat pada pesawat antara lain memperbesar *aspect ratio* sayap, menggunakan *high lifting devices* seperti *flaps*, *slats*, dan *Krueger flaps*. Beberapa penelitian juga dilakukan terkait cara alternatif meningkatkan gaya angkat pesawat, yaitu penambahan *vortex generator* pada sayap pesawat. Hariyadi & Prabowo (2019) melakukan penelitian secara numerik atau simulasi terhadap penggunaan *vortex generator* pada *airfoil* NACA 43018 dengan posisi ( $x/c$ ) dari *leading edge* yang bervariasi pada sudut serang ( $\alpha$ ) yang berbeda untuk melihat susunan mana yang memberikan performa terbaik. Penelitian ini menemukan bahwa penempatan *vortex generator* terbaik terletak pada  $x/c = 20\%$  pada sudut serang  $9^\circ$  dan susunan *vortex generator* secara *counter rotating* lebih efektif dibandingkan *straight*. Hariyadi et al., (2018) juga melakukan penelitian yang sama, hanya saja dengan *range* sudut serang yang lebih besar yaitu  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$ . Hasil penelitiannya menunjukkan *vortex generator* dapat menunda separasi aliran dan meningkatkan performa pada sudut serang  $0^\circ - 19^\circ$ , kemudian terjadi stall yang diindikasikan menurunnya  $C_L$  pada  $\alpha = 20^\circ$ . Luthfi et al., (2020) melakukan studi numerik terhadap performa aerodinamik *Quickster* UAV milik Narasena Bengawan UV Team yang ditambahkan *vortex generator* pada sudut serang  $8^\circ$  dan menemukan pemasangan *vortex generator* pada  $x/c = 0,3$  merupakan pemasangan terbaik karena memberi rasio *lift to drag* paling besar. Aji, Rizky P (2020) juga melakukan analisa secara numerik terhadap

penambahan *vortex generator* pada sayap UAV Mohinder Universitas Negeri Semarang (UNNES) dan menemukan bahwa UAV memiliki gaya angkat yang lebih besar serta performa terbaik diberikan pada kecepatan 10 m/s dengan sudut serang 15°. Ada juga Herdiana & Hartono (2020) yang melakukan penelitian secara simulasi pada UAV LSU-05 terkait pemilihan bentuk dan penempatan *vortex generator*. Dari penelitian tersebut didapat bahwa bentuk *vortex generator* yang paling meningkatkan gaya angkat UAV adalah bentuk *Triangular* pada posisi  $x/c = 20\%$ .

Berdasarkan hal-hal yang sudah dijelaskan di atas, diputuskan bahwa dalam penelitian tugas akhir ini akan dilakukan pengujian aerodinamik dari UAV yang digunakan Tim Riset UAV Bayucaraka ITS pada KRTI divisi *Fixed Wing* (Arnayadirga). Kemampuan sayap pesawat menghasilkan gaya angkat akan dibandingkan dengan sayap setelah penambahan *vortex generator* dengan variasi-variasi bentuk dan peletakkannya. Pengujian ini dilakukan untuk menemukan bentuk dan peletakkan *vortex generator* yang dapat menunda separasi aliran dan meningkatkan durabilitas serta performa UAV sehingga dapat menjalani misinya secara optimum.

## 1.2 Perumusan Masalah

Dalam misi divisi *Fixed Wing* pada lomba KRTI, pesawat harus terbang pulang pergi antara 2 titik yang berjarak minimal 5 km sambil membawa *payload* yang relative berat. Hal ini mengharuskan pesawat memiliki durabilitas yang memadai. Durabilitas dalam arti kemampuan pesawat terbang dalam jangka waktu yang panjang dengan kapasitas baterai yang tersedia. Maka untuk memastikan pesawat mampu menjalankan misi dengan baik, pesawat dirancang agar mampu menghasilkan gaya angkat yang besar sehingga mengurangi daya yang dihabiskan. Dalam prakteknya, sebagian besar daya dari baterai habis ketika *take off* karena harus menyediakan gaya dorong (*thrust*) yang besar agar pesawat dapat menghasilkan gaya angkat yang cukup, sehingga rasio antara daya yang tersedia dengan daya yang dibutuhkan berada di bawah batas aman. Hal tersebut tidak diinginkan karena tidak baik untuk wahana dan masa guna baterai.

Secara teori sebuah *airfoil* menghasilkan gaya angkat dengan mengerahkan gaya ke bawah pada udara saat mengalir mengikuti profil *airfoil* dan melewatinya. Menurut hukum ketiga Newton, udara harus memberi reaksi berupa gaya yang sama dan berlawanan arah (ke atas) pada *airfoil*. Gaya tersebut adalah gaya angkat. Berdasarkan hal tersebut, semakin besar sudut serang dan kelengkungan *airfoil* semakin besar gaya angkatnya. Namun, semakin besarnya kedua hal tersebut semakin cepat juga separasi aliran akan terjadi akibat *adverse pressure gradient*. Di situlah peran *vortex generator* yang diharapkan dapat menunda separasi aliran sehingga gaya angkat yang dihasilkan meningkat dan konsumsi daya baterai bisa berkurang.

Berdasarkan pertimbangan di atas, parameter yang divariasikan penelitian tugas akhir ini adalah kecepatan aliran *upstream* dan sudut serang dari model tanpa dan menggunakan *vortex generator*. Serta rumusan masalah yang ditetapkan adalah:

1. Gaya angkat yang dihasilkan pesawat Arnayadirga diperkirakan dapat meningkat setelah penambahan *vortex generator*.
2. Sudut serang optimal dan *stall angle* pesawat Arnayadirga diperkirakan dapat bertambah besar setelah penambahan *vortex generator*.

## 1.3 Tujuan Penelitian

Dalam upaya menjawab masalah-masalah yang dirumuskan di atas, penelitian ini memiliki tujuan sebagai berikut:



1. Mengetahui pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap nilai koefisien angkat (*lift coefficient*) dan koefisien hambat (*drag coefficient*).
2. Mengetahui pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap distribusi koefisien tekanan (*pressure coefficient*) pada permukaan *airfoil*.
3. Membandingkan pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap performa sayap UAV dari nilai rasio  $C_L/C_D$ .

#### **1.4 Batasan Masalah**

Untuk memperjelas ruang lingkup penelitian ini, pokok bahasan penelitian dibatasi oleh beberapa hal berikut:

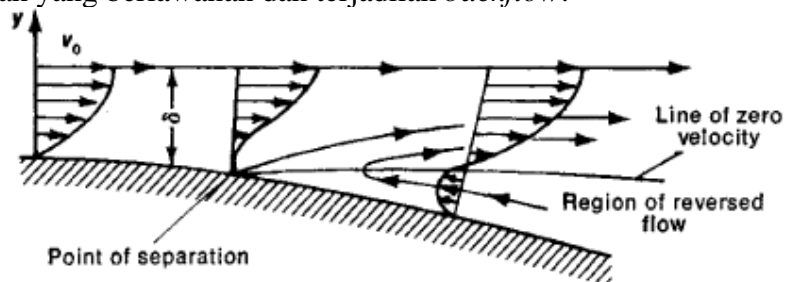
1. Aliran udara dalam terowongan angin diasumsikan sebagai aliran eksternal, *incompressible*, dan *steady*.
2. Kecepatan *free stream* maksimum yang dapat dibangkitkan oleh *wind tunnel* selama pengujian  $\cong 15$  m/s.
3. Kekasaran permukaan tidak dipertimbangkan sebagai bagian dari variable.
4. Perpindahan kalor diabaikan.

## BAB II TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 Separasi dan *Wake* pada Aliran

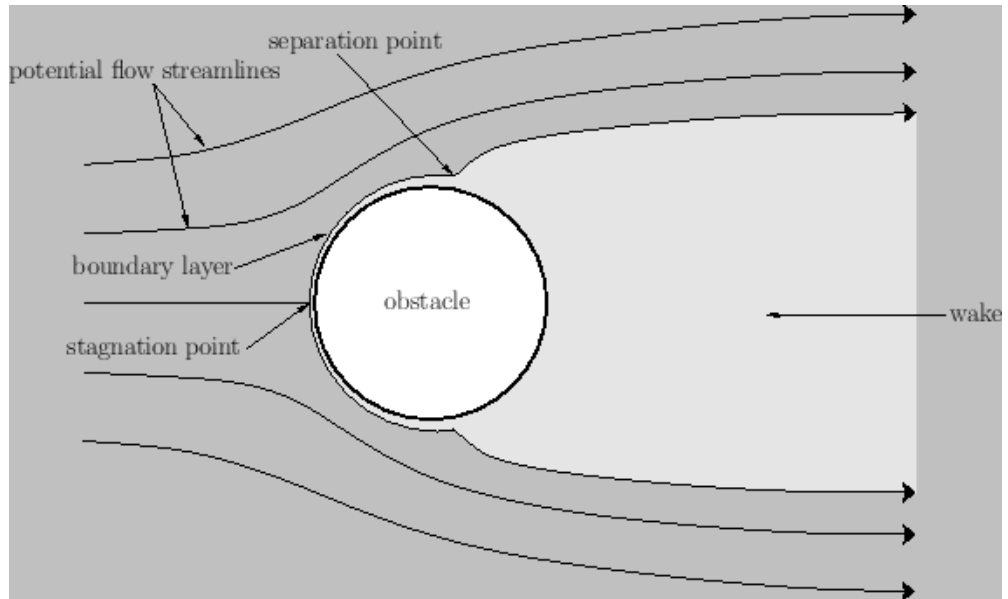
Dalam kondisi ideal, yaitu aliran *inviscid*, ketika aliran melewati sebuah objek aliran tersebut akan terus menempel dan mengikuti bentuk permukaan objek. Hal ini disebabkan efek Coandă yaitu kecenderungan suatu aliran untuk menempel pada permukaan objek yang meskipun bentuk permukaan dapat membelokkan arah aliran. Namun, kenyataannya ketika suatu aliran mengalir melewati sebuah objek aliran tersebut tidak dapat terus menempel sepanjang objek dan akan mengalami separasi. Separasi tersebut akan menghasilkan *wake*, yaitu daerah dimana fluida mengalir secara tidak beraturan dan bertekanan rendah. Semakin besar *wake* akan semakin besar juga *pressure drag* yang terjadi.

Separasi aliran terjadi karena efek *viscous* aliran. Ketika aliran mengalir melewati sebuah objek, aliran akan menabrak bagian depan (*leading edge*) objek dan terjadi stagnasi. Aliran menjadi diam (kecepatan 0 m/s) dan tekanan menjadi sangat tinggi pada titik stagnasi. Selain itu, objek juga berperan sebagai penghalang yang mempersempit area aliran, layaknya *sudden contraction* pada aliran dalam pipa tekanan aliran akan menurun bergantian dengan kecepatan yang meningkat hingga mencapai kecepatan maksimum pada puncak objek. Kemudian mendekati bagian belakang (*trailing edge*) objek, aliran mengalami pelebaran area aliran atau *sudden enlargement* dan tekanan aliran menjadi tinggi. Hal tersebut berlawanan dengan prinsip mekanika fluida, dimana aliran seharusnya mengalir dari daerah tekanan tinggi ke rendah dan bukan sebaliknya. Tekanan yang tinggi pada bagian belakang objek dan daerah tekanan rendah sekitar puncak objek menciptakan *adverse pressure gradient* yang menghambat aliran mengalir secara ideal. Dapat dilihat pada gambar 2.1, *adverse pressure gradient* ditambah dengan gesekan dengan permukaan objek akibat efek viskositas aliran menyebabkan aliran mengalami deselerasi hingga membuat aliran di dekat permukaan objek yang berkecepatan sangat rendah mengalami akselerasi ke arah yang berlawanan dan terjadilah *backflow*.



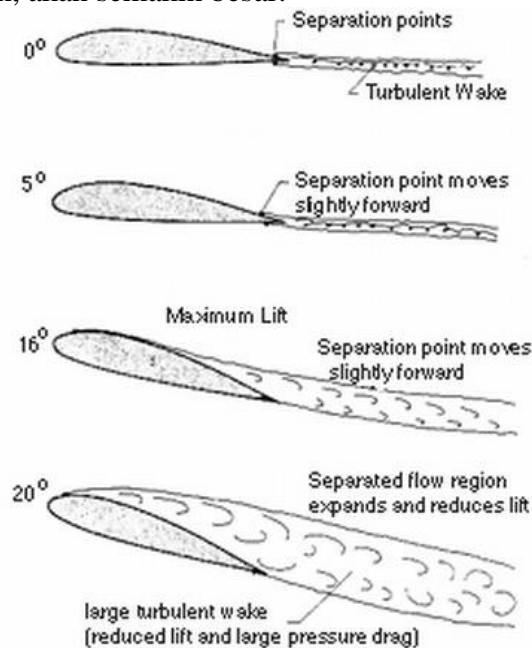
Gambar 2.1 *Boundary layer* aliran ketika terjadi separasi saat melewati objek  
(The Free Encyclopedia, 1979)

Deselerasi dan *backflow* menyebabkan aliran tidak dapat terus menempel dengan permukaan objek dan terjadi separasi. Daerah yang tercipta akibat separasi aliran adalah daerah dimana aliran serta partikel-partikelnya mengalir secara turbulen dengan kecepatan dan arah yang tidak beraturan serta tekanan yang rendah. Daerah tersebut bernama *wake* seperti pada gambar 2.2.



Gambar 2.2 Aliran *viscous* melewati sebuah silinder (Fitzpatrick, 2016)

Ambil contoh aliran melalui sebuah silinder pada gambar 2.2. Aliran dari *upstream* menabrak bagian depan silinder dan terjadi stagnasi. Fluida kemudian tetap mengalir menempel pada permukaan bola hingga terbentuk *boundary layer* aliran sekitar permukaan silinder. Tekanan maksimum pada titik stagnasi dan perlahan menurun sepanjang bagian depan silinder. Melewati puncak silinder di tengah, tekanan di bagian belakang silinder mulai naik dan menciptakan *adverse pressure gradient*. Aliran terus menempel dengan permukaan silinder hingga energi yang dimiliki tidak lagi cukup untuk melawan *adverse pressure gradient* dan gesekan akibat viskositas aliran dan terjadi separasi *boundary layer* seperti pada gambar 2.2. Ketika energi aliran habis, aliran akan terpisah dari permukaan silinder dan membentuk *wake* yang semakin mendekati bagian belakang silinder, bahkan sampai *downstream* aliran, akan semakin besar.



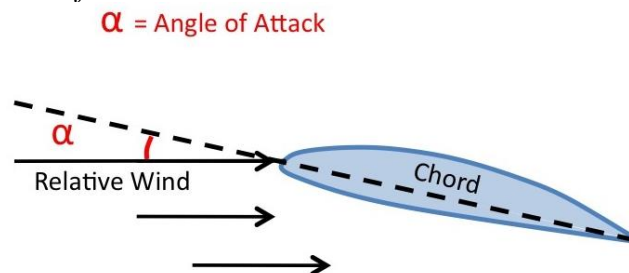
Gambar 2.3 Separasi aliran pada *airfoil* dengan sudut serang yang berbeda (Speed Industries, 2011)

Separasi dan *wake* dapat terjadi pada semua bentuk objek, perbedaannya pada seberapa cepat terjadi separasi dan seberapa besar *wake* yang dihasilkan. Semakin cepat separasi terjadi, maka semakin besar *wake* yang dihasilkan. Contohnya aliran melalui *airfoil* pada gambar 2.3, pada sudut serang  $0^\circ$  separasi terjadi sangat dekat dengan *trailing edge airfoil* dan *wake* yang dihasilkan sangat kecil, berbeda dengan aliran melalui silinder. Hal ini disebabkan profil *airfoil* yang lebih landai memperkecil *adverse pressure gradient* yang terjadi. Gambar 2.3 juga menunjukkan semakin besar sudut serang yang diambil, semakin cepat separasi terjadi dan *wake* yang dihasilkan semakin besar karena perluasan area aliran atau *sudden enlargement* yang lebih besar akan menghasilkan *adverse pressure gradient* yang lebih besar juga.

Separasi aliran dan *wake* yang dihasilkan merupakan fenomena yang merugikan dalam mekanika fluida, terutama bagi pesawat dan wahana terbang lainnya. Hal ini dikarenakan *wake* yang besar berarti tekanan yang lebih kecil pada bagian belakang sayap dan meningkatkan *pressure drag*, sebagaimana terlihat pada gambar 2.3. Selain itu, separasi yang lebih awal juga menurunkan gaya angkat karena tekanan rendah pada permukaan atas sayap yang dihasilkan aliran turbulen dalam *wake* tidak serendah tekanan yang dihasilkan aliran yang mengalir secara lancar dan laminar.

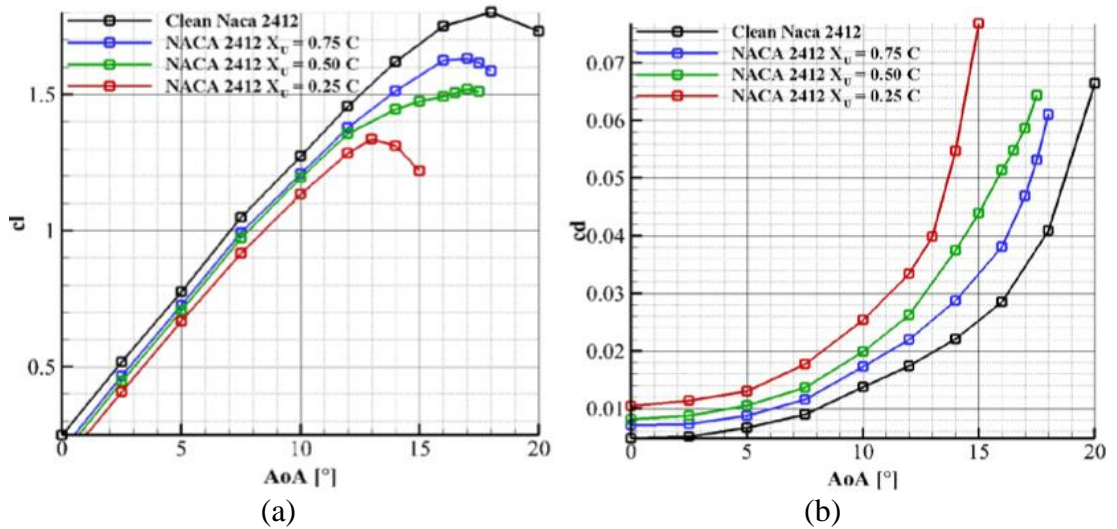
## 2.2 Angle of Attack

Menurut Boeing (2000), *angle of attack* atau sudut serang ( $\alpha$ ) adalah sudut yang terbentuk antara arah aliran udara yang datang (*upstream*) dengan garis referensi suatu objek, dimana garis referensi adalah garis yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge* objek. Terlihat pada gambar 2.4, bahwa untuk sayap pesawat dan *airfoil* garis tersebut berupa *chord line* dari *airfoil*.



Gambar 2.4 Ilustrasi sudut serang pada *airfoil* (Skybrary, diakses tahun 2022)

Semakin besar sudut serang yang diambil, maka semakin besar gaya angkat yang dihasilkan. Hal ini selaras dengan penjelasan gaya angkat secara hukum fisika dasar yang diberikan Lesics (2016), dimana udara yang dibelokkan ke bawah merupakan aksi *airfoil* yang mendorong udara ke bawah. Menurut hukum Newton ketiga, aksi tersebut harus dibalas dengan udara mendorong *airfoil* ke atas sebagai reaksi. Reaksi tersebut adalah gaya angkat. Maka, semakin besar sudut serang yang diambil, semakin banyak udara yang didorong ke bawah, dan semakin besar juga gaya angkat yang dihasilkan. Namun, meningkatkan sudut serang juga meningkatkan *pressure drag* karena mempercepat separasi dan memperbesar *wake* yang dihasilkan seperti yang terlihat pada gambar 2.3 dan 2.5. Meningkatkan sudut serang hanya menguntungkan pada nilai dan jarak yang kecil yaitu dari  $0^\circ$  hingga  $\pm 16^\circ$ , lebih dari itu akan menghasilkan daerah *wake* yang terlalu besar dan menurunkan gaya angkat yang dihasilkan, yang akan berujung pada *stall*.

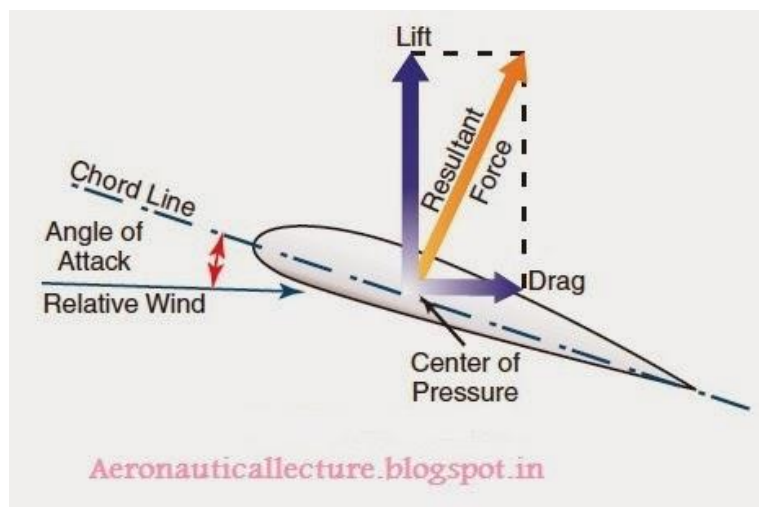


Gambar 2.5 Grafik (a) koefisien gaya angkat dan (b) koefisien gaya hambat terhadap sudut serang (Mishriky & Walsh, 2016)

### 2.3 Gaya Angkat (*Lift*) dan Gaya Hambat (*Drag*)

Ketika sebuah objek bergerak melewati atau melalui sebuah fluida, akan terjadi interaksi antara objek dan fluida. Interaksi tersebut terjadi pada titik temu fluida dan objek, permukaan objek, dalam bentuk gaya. Gaya-gaya tersebut dapat dinyatakan dalam tekanan, yaitu tegangan geser ( $\tau_w$ ) pada dinding atau permukaan objek akibat efek viskositas dan tekanan normal ( $p$ ).

Tekanan geser ( $\tau_w$ ) dan tekanan normal ( $p$ ) tidak terdistribusi secara merata dan memiliki nilai yang bervariasi sepanjang permukaan objek, seperti terlihat pada gambar. Meskipun begitu, hanya mengetahui resultan dari efek-efek tersebut sudah cukup. Sebagaimana terlihat pada gambar 2.6, resultan gaya yang searah atau paralel dengan kecepatan *upstream* aliran adalah gaya hambat atau *drag* ( $D$ ) dan resultan gaya yang normal atau tegak lurus terhadap kecepatan *upstream* aliran adalah gaya angkat atau *lift* ( $L$ ).



Gambar 2.6 Arah gaya-gaya aerodinamis *lift* dan *drag* (Prabakaran, 2013)

#### 2.4.1 Gaya Hambat (*Drag*)

Gaya hambat adalah gaya yang bekerja searah atau paralel dengan arah aliran *upstream*. Gaya hambat terdiri dari *skin friction drag* dan *pressure drag*.

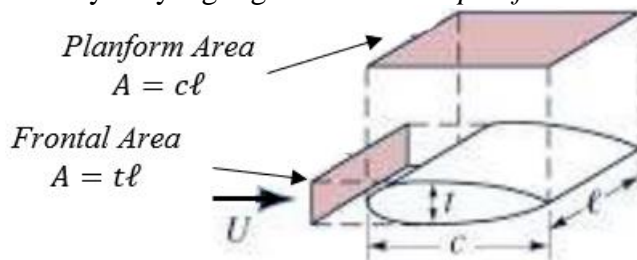
*Skin friction drag* adalah *drag* yang disebabkan interaksi antara permukaan objek dengan aliran akibat efek viskositas aliran. Interaksi yang terjadi merupakan gesekan antara aliran dengan permukaan objek. Oleh karena itu, *skin friction drag* sangat dipengaruhi kekasaran dan luas permukaan objek.

*Pressure drag* adalah *drag* yang disebabkan perbedaan tekanan pada bagian depan dan belakang objek, dimana tekanan di bagian depan lebih besar dari tekanan di bagian belakang sehingga menghambat gerak objek ke depan. Dalam fenomena objek mengalir melewati sebuah aliran, tekanan pada bagian depan objek pasti paling besar karena partikel-partikel fluida bertumbukan dengan objek dan terjadi stagnasi, serta tekanan aliran pada bagian belakang objek cenderung rendah karena *wake* yang terbentuk. Sekilas *pressure drag* yang berupa tahanan akibat aliran yang menabrak objek hanya dipengaruhi luas penampang atau muka (*frontal area*) objek. Tetapi, karena faktor *wake* dari *pressure drag* juga disebabkan efek viskositas, maka luas dan kekasaran permukaan objek juga berpengaruh.

Kedua gaya tersebut pasti terjadi bersamaan dan gaya hambat yang dialami suatu objek merupakan penjumlahan dari kedua *drag* tersebut atau disebut juga *total drag* ( $D$ ). Sulit untuk menghitung *skin friction drag* dan *pressure drag* secara terpisah, bahkan menghitung *total drag* sebagai resultan dari tegangan geser dan tekanan normal aliran juga sulit jika distribusi tegangan geser dan tekanan normal sepanjang objek tidak diketahui. Maka dari itu, digunakan sebuah parameter tidak berdimensi sebagai pendekatan bernama koefisien hambat atau *drag coefficient* ( $C_D$ ). Nilai koefisien hambat didefinisikan sebagai:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U^2 A} \quad (2.1)$$

dimana  $D$  adalah *total drag*,  $\rho$  adalah massa jenis fluida,  $U$  adalah kecepatan *upstream* aliran, dan  $A$  adalah luas area referensi (*reference area*) dari objek.  $A$  yang digunakan dapat berupa luas muka (*frontal area*) objek atau *planform area* dari objek. *Planform area* adalah luas area objek apabila diproyeksikan ke tampak atasnya seperti pada gambar 2.7. Untuk menghitung koefisien hambat dan angkat *airfoil* atau sayap pesawat, umumnya  $A$  yang digunakan adalah *planform area*.

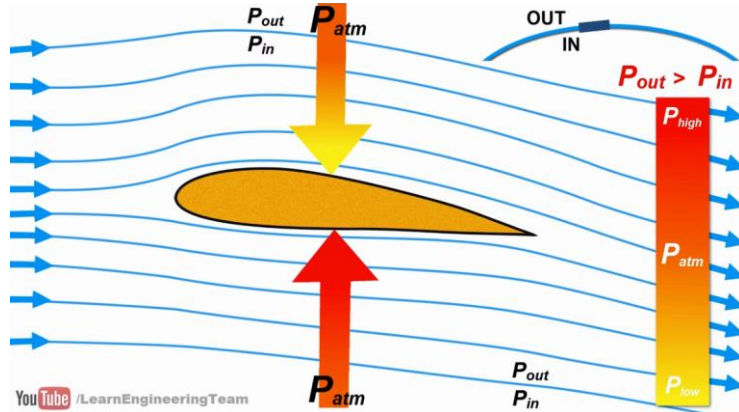


Gambar 2.7 Contoh *reference area* suatu objek (Gerhart, Gerhart, & Hochstein, 2015)

#### 2.4.2 Gaya Angkat (*Lift*)

Gaya angkat adalah gaya yang bekerja pada pusat tekanan (*center of pressure*) objek dengan arah tegak lurus terhadap arah kecepatan *upstream* aliran. Gaya angkat merupakan resultan gaya yang disebabkan perbedaan tekanan pada bagian atas dan bawah objek, dimana tekanan permukaan atas objek yang lebih besar dari tekanan

pada permukaan bawah objek. Pada *airfoil*, perbedaan tekanan tersebut disebabkan fenomena aliran yang dibelokkan ke bawah. Seperti terlihat pada gambar 2.8, aliran akan memiliki kecenderungan untuk menempel pada permukaan objek yang meskipun bentuk permukaan dapat membelokkan arah aliran. Hal ini disebut juga efek Coandă.



Gambar 2.8 Ilustrasi distribusi tekanan aliran yang melewati *airfoil* (Lesics, 2016)

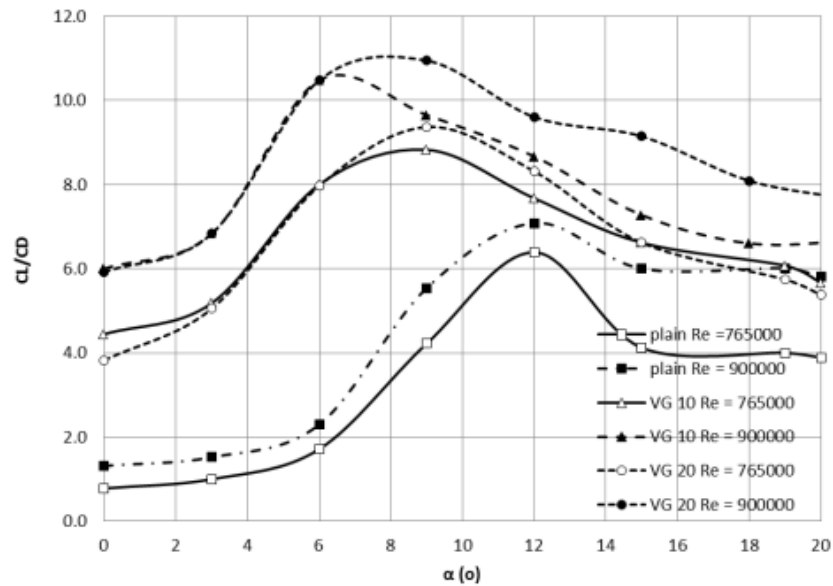
Pada aliran yang dibelokkan, tekanan pada sisi luar aliran harus lebih besar dari sisi dalam agar bisa melawan gaya sentrifugal yang disebabkan gerakan membelok tersebut. Jika aliran dibelokkan ke bawah, sisi atas aliran merupakan sisi luar dan sisi bawah merupakan sisi dalam. Maka dari itu tekanan di sisi atas lebih besar, dan sebaliknya berlaku apabila aliran dibelokkan ke arah yang berlawanan. Pada aliran melalui *airfoil* aliran akan dibelokkan ke bawah, permukaan atas *airfoil* akan menerima tekanan dari sisi dalam aliran dan permukaan bawah akan menerima tekanan dari sisi luar yang relatif lebih tinggi sehingga terjadi distribusi tekanan yang terlihat pada gambar 2.8. Dengan kata lain, *airfoil* mampu menghasilkan gaya angkat karena bentuknya yang membelokkan aliran ke bawah.

Untuk menghitung gaya angkat dengan tepat dibutuhkan distribusi tekanan aliran sepanjang objek yang cukup sulit untuk diperoleh. Maka dari itu dilakukan sebuah pendekatan berupa parameter tidak berdimensi bernama koefisien angkat atau *lift coefficient* ( $C_L$ ). Nilai koefisien angkat didefinisikan sebagai:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U^2 A} \quad (2.2)$$

dimana  $L$  adalah gaya angkat,  $\rho$  adalah massa jenis fluida,  $U$  adalah kecepatan *upstream* aliran, dan  $A$  adalah luas area referensi (*reference area*) dari objek. Sama seperti koefisien hambat, dalam menghitung koefisien angkat *airfoil* atau sayap pesawat, umumnya  $A$  yang digunakan adalah *planform area* seperti terlihat pada gambar 2.7.

Gaya angkat dan gaya hambat dipengaruhi oleh bilangan Reynolds aliran yang dilalui. Hal ini terlihat dari persamaan koefisien gaya angkat dan hambat yang keduanya mengandung komponen kecepatan aliran, yang juga merupakan faktor dari bilangan Reynolds. Gambar 2.9 juga menunjukkan bagaimana suatu objek pada sudut serang yang sama dapat memiliki performa aerodinamis, yang ditunjukkan rasio antara  $C_L$  dan  $C_D$ , yang berbeda pada bilangan Reynolds yang berbeda.



Gambar 2.9 Grafik  $C_L/C_D$  terhadap sudut serang ( $\alpha$ ) pada *airfoil* NACA 43018 dengan konfigurasi *plain* dan dengan *vortex generator* pada bilangan Reynolds yang berbeda (Hariyadi dan Prabowo, 2019)

## 2.4 Distribusi Tekanan

Seperti pada penjelasan sebelumnya, suatu objek yang dilalui sebuah aliran akan dibebankan tekanan geser ( $\tau_w$ ) dan tekanan normal ( $p$ ) yang tidak terdistribusi secara merata dan memiliki nilai yang bervariasi sepanjang permukaan objek. Untuk mempelajari perilaku suatu aliran terhadap objek, sangat membantu apabila distribusi tekanan dapat diketahui. Dalam upaya menganalisisnya, distribusi tekanan disajikan dalam bentuk bilangan tak berdimensi yaitu *pressure coefficient* atau koefisien tekanan ( $C_p$ ). Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) merupakan selisih antara tekanan total dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis aliran bebas (*freestream*) seperti pada persamaan berikut.

$$C_p = \frac{p_c - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (2.3)$$

dimana:

$p_c$  : tekanan statis lokal pada kontur

$p_\infty$  : tekanan statis aliran bebas

$\frac{1}{2} \rho U^2$ : tekanan dinamis aliran bebas.

Pada eksperimen ini distribusi koefisien tekanan didapatkan dengan memasang *pressure tap* di sekeliling permukaan silinder. Gaya hambat yang dialami fluida dapat juga dinyatakan dengan *base pressure coefficient* ( $-C_{pb}$ ) yaitu:

$$-C_{pb} = \frac{[p_b - p_\infty]}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (2.4)$$

dimana :

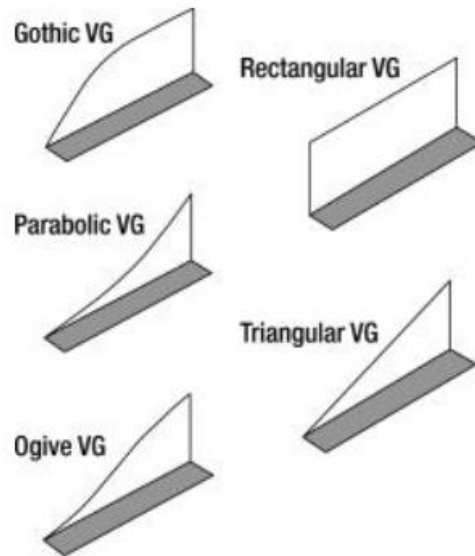
$p_b$  : base pressure

$p_\infty$  : freestrem pressure



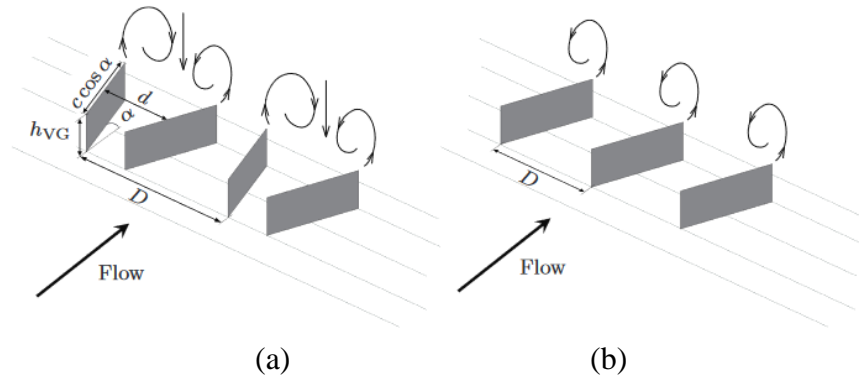
## 2.5 Vortex Generator

*Vortex Generator* (VG) adalah komponen kecil berbentuk *fin* (sirip) yang ditempatkan di sayap maupun pada permukaan *stabilizer* ekor UAV yang bertujuan untuk memodifikasi aliran udara di sekitar permukaan UAV yang terjadi separasi (Romadhon dan Herdiana, 2017). Terdapat beberapa bentuk dari *vortex generator*, sebagaimana terlihat pada gambar 2.10. Tetapi terdapat 3 bentuk yang paling umum digunakan, yaitu *gothic VG*, segiempat atau *rectangular VG*, dan segitiga atau *triangular VG*.



Gambar 2.10 Bentuk-bentuk *vortex generator* (Herdiana dan Hartono, 2020)

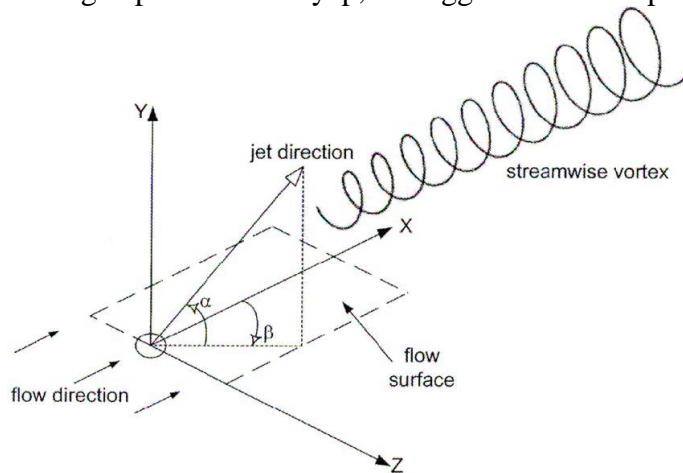
Pada sayap pesawat, *vortex generator* memiliki 2 pilihan susunan pemasangan yaitu *co-rotating* dan *counter rotating* seperti terlihat pada gambar 2.11.



Gambar 2.11 Susunan pemasangan *vortex generator* secara (a) *counter rotating* dan (b) *co-rotating* (Stillfried, 2012)

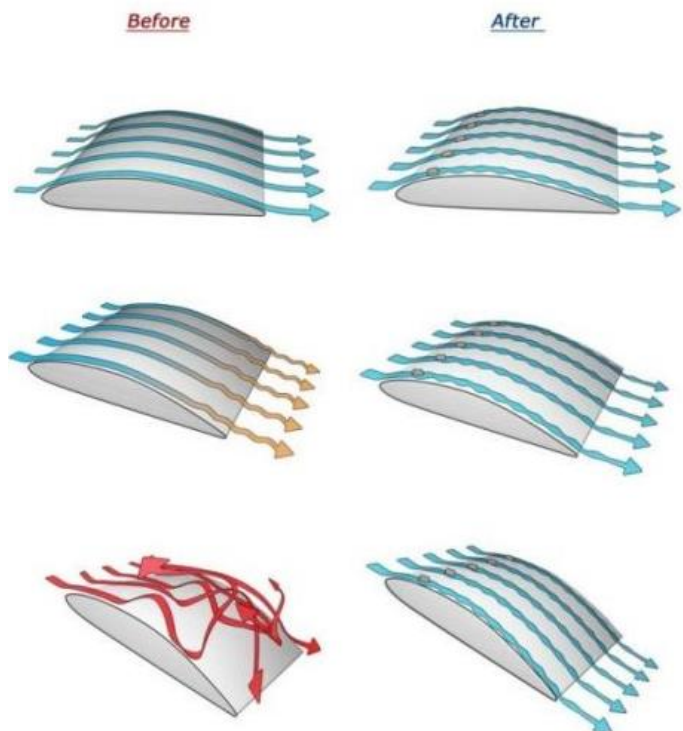
Udris (2015) menjelaskan prinsip kerja *vortex generator* adalah membuat *tip vortices* seperti *wingtip* sayap pesawat. *Tip vortices* adalah aliran udara yang berotasi atau pusaran (*vortex*) yang ditinggalkan sayap pesawat dari ujungnya (*wingtip*). Andryanto, Aristo (2016) menjelaskan bahwa *vortex generator* diletakkan pada *suction side* atau permukaan atas sayap akan menghasilkan *tip vortices* searah aliran, atau disebut juga *streamwise vortices* seperti pada gambar 2.12. *Streamwise vortices* tersebut akan menarik dan mencampurkan aliran udara berenergi tinggi dari *freestream* ke dalam aliran dalam *boundary layer* yang energinya lebih rendah, mengubah *laminar boundary layer* menjadi

*turbulent boundary layer*. Aliran dengan *turbulent boundary layer* memiliki energi dan momentum yang lebih besar untuk lebih lama melawan deselerasi akibat *adverse pressure gradient* dan gesekan dengan permukaan sayap, sehingga menunda separasi aliran.



Gambar 2.12 *Streamwise vortices* pada aliran setelah melewati *vortex generator* (Andryanto, 2016)

Gambar 2.13 menunjukkan bentuk aliran pada *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator*. *Vortex generator* membentuk *turbulent boundary layer* dan menunda separasi, sehingga aliran lebih banyak menempel pada permukaan sayap dan *streamline* aliran akan memiliki bentuk menyerupai permukaan sayap. Hal ini disebut juga *streamlining*. *Streamlining* dapat menurunkan *pressure drag* dengan memperkecil *wake* dan meningkatkan tekanan pada bagian belakang objek sehingga perbedaan tekanannya tidak terlalu besar. Meskipun *streamlining* dapat menurunkan *pressure drag*, ia juga meningkatkan *skin friction drag* karena lebih banyak aliran yang menempel dan bergesekan dengan permukaan sayap.

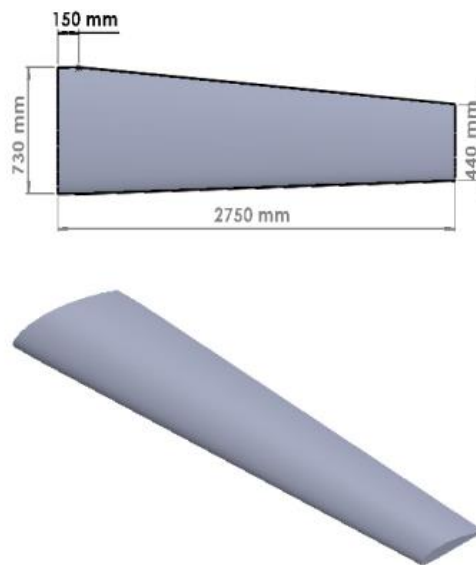


Gambar 2.13 Perbandingan bentuk aliran yang melalui *airfoil* sebelum dan sesudah penambahan *vortex generator* (Aero-Service, diakses tahun 2022)

## 2.6 Penelitian Terdahulu

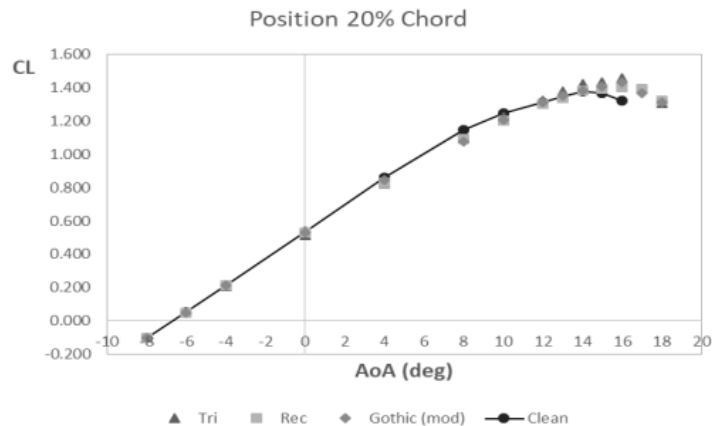
### 2.5.1 Penelitian Numerik Pemilihan Bentuk *Vortex Generator* untuk Sayap Pesawat LSU-05

Pada tahun 2020, Herdiana dan Hartono melakukan penelitian mengenai bentuk *vortex generator* yang paling sesuai untuk sayap UAV yang dikembangkan oleh LAPAN, yaitu LSU-05. Penelitian dilakukan secara numerik dengan bantuan *software ANSYS*, sehingga peneliti pertama membuat geometri objek yang dianalisa terlebih dahulu dengan *software CAD Solidworks*. Objek berupa sayap pesawat dengan bentuk *taper* seperti pada gambar 2.14. Peneliti menambahkan *vortex generator* dengan susunan *counter rotating* dan 3 variasi bentuk yaitu *rectangular*, *triangular*, dan *gothic*. Pada tiap bentuk dilakukan analisis dengan 3 variasi posisi pemasangan yaitu pada  $x/c = 15\%$ ,  $20\%$ , dan  $25\%$ . Setelah membuat geometri peneliti melakukan proses *meshing* dan melakukan analisa numerik terhadap *mesh* dengan bantuan *Solver ANSYS CFX*.

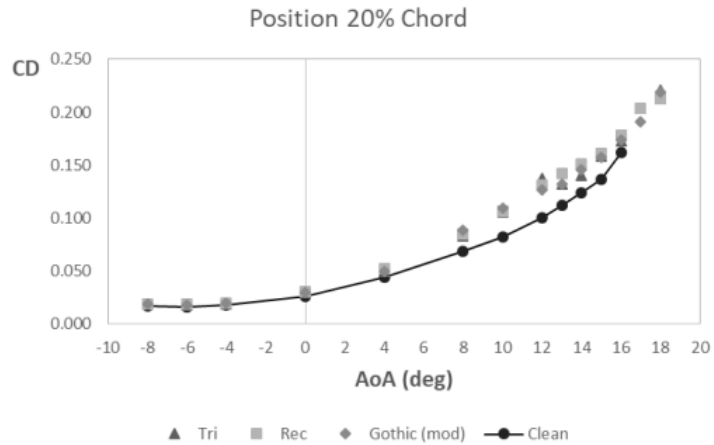


Gambar 2.14 Geometri untuk Pemodelan Simulasi (Herdiana dan Hartono, 2020)

Peneliti memperoleh hasil simulasi berupa data  $C_L$  dan  $C_D$  terhadap sudut serang untuk tiap bentuk dan penempatan *vortex generator* seperti pada gambar 2.15.



(a)



(b)

Gambar 2.15 Kurva (a) koefisien angkat dan (b) koefisien hambat sayap pesawat LSU-05 yang dipasang *vortex generator* pada  $x/c = 20\%$  (Herdiana dan Hartono, 2020)

Peneliti menemukan bahwa *range* peningkatan koefisien angkat seiring peningkatan sudut serang meningkat setelah penambahan *vortex generator*. Peneliti juga mengambil nilai  $C_L$  tertinggi beserta sudut serangnya dari tiap variasi bentuk dan penempatan untuk dibandingkan, seperti terlihat pada tabel 2.1 dan tabel 2.2.

Tabel 2.1 Perbandingan hasil simulasi dengan beda bentuk pada posisi  $x/c = 20\%$

	Clean	Rect.	Tri.	Gothic (mod)
$CL_0$	0.5370	0.5295	0.5164	0.5324
$\alpha$	14	16	16	16
$CL_{max}$	1.3749	1.4044	1.4553	1.4336

Tabel 2.2 Perbandingan hasil simulasi dengan beda posisi pasang pada bentuk *vortex generator triangular*

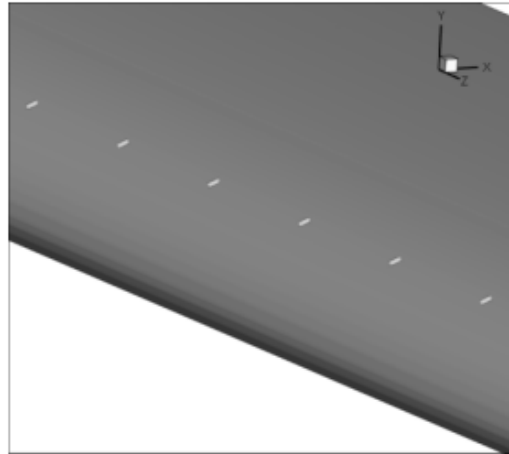
	Clean	15%	20%	25%
$CL_0$	0.5370	0.5138	0.5164	0.5181
$\alpha$	14	16	16	15
$CL_{max}$	1.3749	1.3990	1.4553	1.4015

Dengan melihat nilai  $C_L$  tertinggi yang dapat dihasilkan suatu konfigurasi, peneliti menemukan bahwa sayap pesawat LSU-05 paling cocok jika diapasang *vortex generator* bentuk *triangular* pada posisi  $x/c = 20\%$ .

### 2.5.2 Penelitian Tentang Pengaruh Penambahan *Vortex Generator* pada *Wing Airfoil* NACA 43018

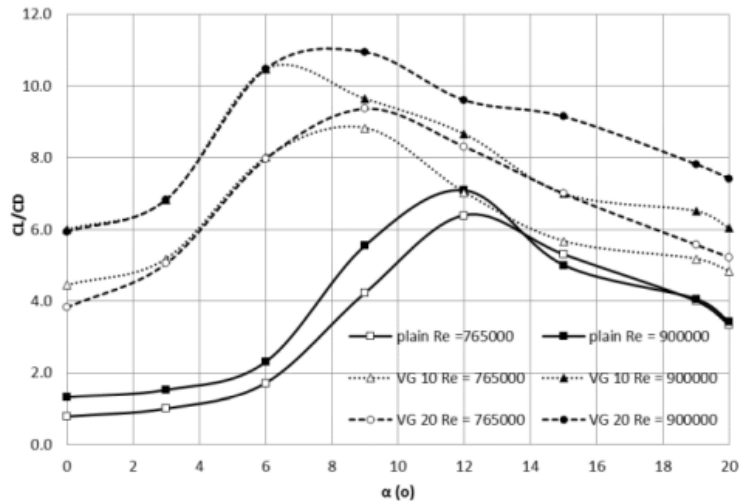
Penelitian ini dilakukan Hariyadi et al. pada tahun 2018. Dalam artikelnya, para peneliti melakukan studi secara numerik dan eksperimental terhadap aliran yang melintasi *airfoil* NACA 43018 sebelum dan sesudah ditambahkan *vortex generator*.

Peneliti melakukan eksperimen terhadap *airfoil* NACA 43018 yang ditambahkan *flat plate/rectangular vortex generator* pada posisi penempatan  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$ , dengan susunan *straight/co-rotating* seperti pada gambar 2.16. Studi numerik dilakukan menggunakan model turbulen  $k-\varepsilon$  *reliable* dengan bantuan *software Fluent 6.3.26, GAMBIT 2.4.6* untuk proses *meshing*, dan *Techplot 360 EX* untuk penyajian data *post processing*. Studi eksperimental dilakukan dengan metode yang tidak didefinisikan dalam artikel, tetapi parameter yang digunakan untuk kedua metode sama. Selain variasi posisi penempatan *vortex generator*, peneliti juga memvariasikan bilangan Reynolds aliran pada  $7,65 \times 10^5$  dan  $9 \times 10^5$ . Dalam penelitian ini, Parameter yang dievaluasi meliputi koefisien tekanan ( $C_p$ ), profil kecepatan, koefisien *lift* ( $C_L$ ), koefisien *drag* ( $C_D$ ), dan rasio  $C_L/C_D$ .



Gambar 2.16 Konfigurasi *vortex generator* model pada penelitian (Hariyadi, et al. 2018)

Dalam artikelnya, peneliti menyajikan hasil penelitiannya dalam grafik yang membandingkan parameter evaluasi *plain airfoil* (*airfoil* tanpa *vortex generator*), *airfoil* dengan *vortex generator* pada  $x/c = 10\%$ , dan *airfoil* dengan *vortex generator* pada  $x/c = 20\%$  pada kedua bilangan Reynolds aliran. Tiap parameter evaluasi  $C_p$ ,  $C_L$ ,  $C_D$ , dan rasio  $C_L/C_D$  disajikan dalam grafik tersendiri seperti pada gambar 2.17. Dari grafik-grafik tersebut peneliti menemukan bahwa pada *plain airfoil* maupun *airfoil* yang ditambahkan *vortex generator*, peneliti menemukan distribusi  $C_p$  semakin negatif semakin meningkatnya sudut serang dari  $0^\circ - 19^\circ$ , serta  $C_L$ ,  $C_D$ , dan rasio  $C_L/C_D$  meningkat semakin meningkatnya sudut serang dari  $0^\circ - 19^\circ$ . Peneliti juga menemukan bahwa peningkatan bilangan Reynolds meningkatkan rasio  $C_L/C_D$  karena momentum aliran lebih tinggi lebih mampu melawan tegangan geser dan *adverse pressure gradient* yang terjadi sehingga separasi semakin tertunda ke belakang, serta penempatan *vortex generator* pada  $x/c = 20\%$  menghasilkan peningkatan performa yang lebih baik dari penempatan pada  $x/c = 10\%$  dilihat dari peningkatan  $C_L$  dan rasio  $C_L/C_D$ .



Gambar 2.17 Perbandingan rasio  $C_L/C_D$  antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik (Hariyadi, et al. 2018)

### 2.5.3 Penelitian tentang Penambahan *Vortex Generator* untuk Pesawat Nirawak atau UAV Kecil

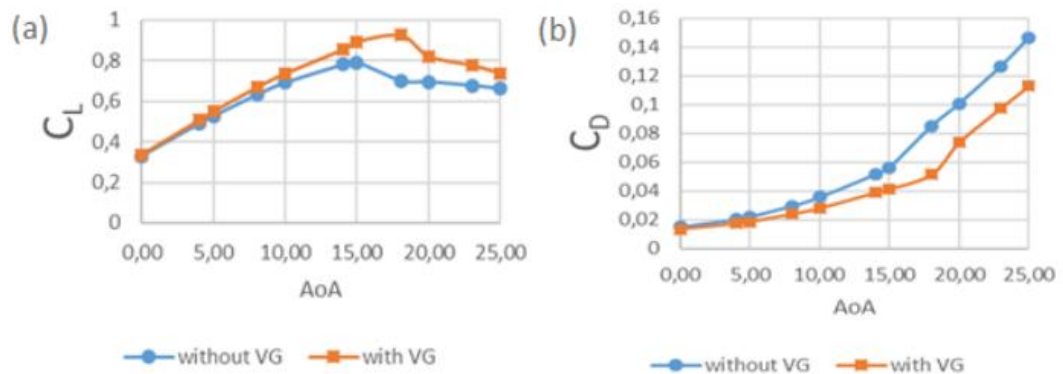


Gambar 2.18 Model terpasang pada *aerodynamic scale* untuk pengujian *wind tunnel* (Neto, et al., 2020)

Penelitian ini dilakukan pada tahun 2020 oleh Neto et al. Para peneliti bertujuan untuk memverifikasi pengaruh dari *vortex generator*. Untuk mencapai tujuan tersebut peneliti membandingkan  $C_L$  dan  $C_D$  dari perhitungan 2D *airfoil* dengan hasil analisa 3D *airfoil* yang ditambahkan *triangular vortex generator* pada  $x/c = 30\%$ . Penelitian ini dilakukan secara numerik dan eksperimental, dimana pada studi numerik peneliti menggambar geometri model dengan bantuan *software CAD* dan disimulasikan dengan *software CFD* untuk memperoleh  $C_L$  dan  $C_D$ . Pada studi eksperimental dilakukan uji terowongan angin atau *wind tunnel test* pada terowongan angin milik *Federal University of Ceara* menggunakan model *airfoil* yang sama dengan Melo, et al. (2019) dan *vortex generator*-nya dibuat terpisah menggunakan *3D printer* dengan material *ABS (acrylonitrile butadiene styrene)*. Dalam uji terowongan angin, model dipasangkan pada sebuah *apparatus* bernama *aerodynamic*

scales yang terlihat pada gambar 2.18. *Apparatus* tersebut memiliki 2 sensor untuk membaca deformasi yang disebabkan gaya angkat dan hambat yang bekerja pada model, lalu data tersebut digunakan untuk memperoleh  $C_L$  dan  $C_D$ . Simulasi dan eksperimen pada kecepatan aliran yang bervariasi yaitu *cruise speed* 16 m/s; *take off speed* 15,3258 m/s; *stall speed* 10,45 m/s; dan *minimum speed* 7,33 m/s.

Setelah melakukan simulasi dan uji terowongan angin, peneliti menyajikan data-data yang diperoleh dan membandingkannya dalam satu grafik seperti pada gambar 2.19. Hasil simulasi dan eksperimen sama-sama menunjukkan penambahan *vortex generator* menghasilkan peningkatan  $C_L$  dan penurunan  $C_D$ . Peneliti juga menemukan bahwa *stall angle* pada *airfoil* yang terpasang *vortex generator* lebih besar. Para peneliti berhasil mencapai tujuan penelitian mereka karena hal-hal tersebut sesuai dengan hasil observasi dan penelitian terdahulu yang dilakukan Sørensen, et al. (2014); Seshagiri, et al. (2009); Zhen, et al. (2011); dan Paiboolsirichit (2016). Hasil penelitian juga menunjukkan bahwa penggunaan metode yang dideskripsikan Sørensen, et al. (2014) membuahkan hasil yang sesuai dengan perbaikan karakteristik dan kinerja aerodinamis prototipe yang diusulkan, walaupun tidak dikembangkan untuk pesawat skala kecil seperti UAV.



Gambar 2.19 Perbandingan (a) koefisien *lift* dan (b) koefisien *drag* sebelum dan sesudah penambahan *vortex generator* (Duarte Neto, et al. 2020)

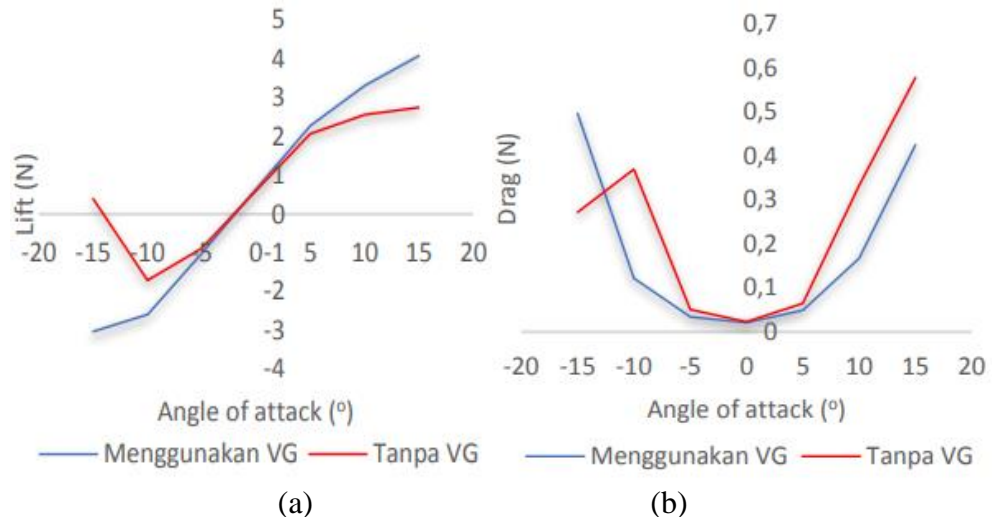
#### 2.5.4 Penelitian tentang Pengaruh Penambahan *Vortex Generator* terhadap Performa UAV Mohinder UNNES



Gambar 2.20 Konfigurasi *vortex generator* pada model dalam penelitian (Aji, 2020)

Aji, Rizky Purnama (2020) melakukan penelitian dimana ia menambahkan *vortex generator* pada sayap UAV Mohinder UNNES (Universitas Negeri Semarang) dan menganalisa pengaruh terhadap performanya secara numerik. Penelitian ini bertujuan membandingkan *lift* dan *drag* yang dihasilkan sayap UAV polos dengan yang ditambahkan *vortex generator* pada kecepatan dan sudut serang yang bervariasi. Peneliti memulai dengan menggambar geometri model dengan bantuan *software CAD Solidworks 2016* seperti terlihat pada gambar 2.20, yaitu sayap UAV dengan profil *NACA 2412* serta bentuk *rectangular*, dan *vortex generator* dengan bentuk *rectangular*. *Vortex generator* terpasang pada posisi  $x/c = 20\%$ . Peneliti melakukan *meshing* terhadap geometri model terlebih dahulu sebelum melakukan simulasi dengan *software* yang sama yaitu *ANSYS Workbench 18.0*. Simulasi dijalankan dengan variasi kecepatan aliran pada 2, 4, 6, 8, 10 m/s dan variasi sudut serang pada  $-15^\circ, -10^\circ, -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ .

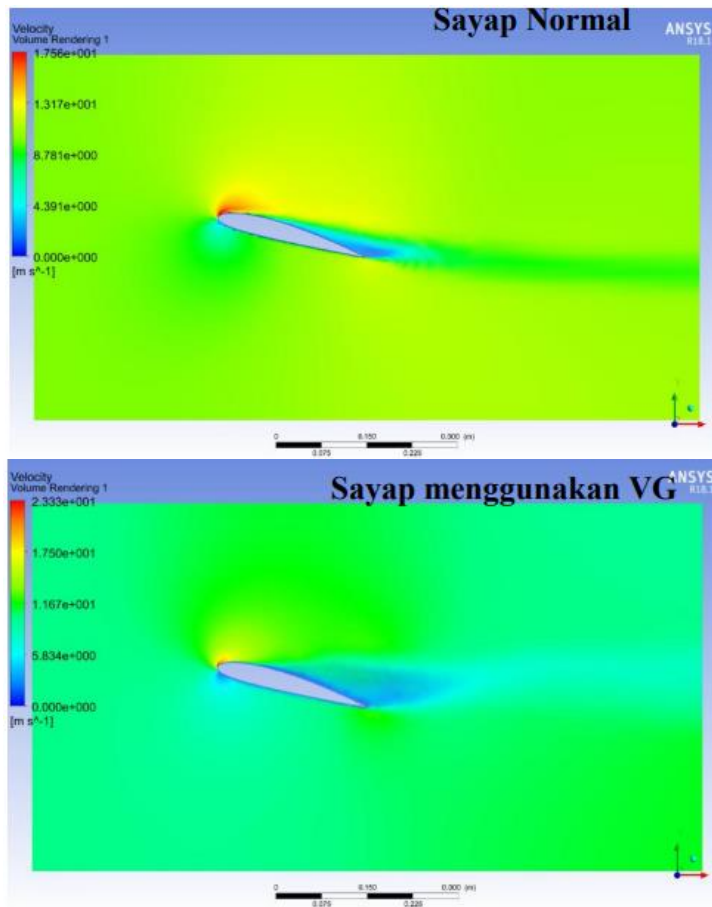
Hasil dari simulasi berupa data *lift* dan *drag* yang dihasilkan sayap sebelum dan sesudah ditambahkan *vortex generator*. Data disajikan dalam bentuk grafik gaya angkat terhadap sudut serang dan gaya hambat terhadap sudut serang seperti yang terlihat pada gambar 2.21.



Gambar 2.21 Perbandingan (a) koefisien *lift* dan (b) koefisien *drag* model tanpa dan menggunakan *vortex generator* pada kecepatan 10 m/s (Aji, 2020)

Dari data-data hasil penelitian tersebut, peneliti menemukan bahwa *vortex generator* berhasil meningkatkan performa UAV Mohinder UNNES dengan meningkatkan *lift* dan menurunkan *drag* yang dihasilkan, dibanding dengan tanpa *vortex generator*. Peningkatan performa terbaik terjadi pada kecepatan 10 m/s dan sudut serang  $15^\circ$ . Peneliti juga melakukan visualisasi 2D aliran yang melalui sayap tanpa *vortex generator* dan sayap dengan *vortex generator* seperti gambar 2.22 untuk dibandingkan.





Gambar 2.22 Perbandingan visualisasi aliran melalui model *plain* dan dengan *vortex generator* pada kecepatan 10 m/s dan sudut serang 15° (Aji, 2020)

Di atas merupakan penelitian-penelitian terdahulu terkait penambahan *vortex generator* pada *airfoil* atau sayap pesawat yang telah dilakukan. Penelitian Hariyadi, et al. (2018) bertujuan mengetahui peningkatan *lift force* yang dihasilkan *wing airfoil NACA 43018* setelah penambahan *rectangular vortex generator* secara numerik. Herdiana & Hartono (2020) meneliti data aerodinamika, khususnya gaya angkat maksimum, sayap pesawat LSU-05 yang telah ditambahkan *vortex generator* yang bentuk dan posisi pemasangannya berbeda-beda melalui studi numerik. Data tersebut dibandingkan satu sama lain bersama data sayap tanpa *vortex generator* dengan tujuan menemukan bentuk dan posisi *vortex generator* yang tepat pada sayap pesawat LSU-05, sehingga dapat meningkatkan koefisien gaya angkat maksimum pada kondisi *take off* maupun *maneuver*. Duarte Neto, et al. (2020) meneliti membandingkan  $C_L$  dan  $C_D$  dari perhitungan 2D *airfoil* dengan hasil analisa 3D *airfoil* yang ditambahkan *triangular vortex generator* pada  $x/c = 30\%$  secara numerik dan eksperimental untuk memverifikasi apakah pengaruh *vortex generator* pada umumnya juga berlaku pada UAV. Aji, Rizky Purnama (2020) mencari tahu pengaruh *vortex generator* terhadap gaya angkat dan hambat pada *range* kecepatan dan sudut serang tertentu dari sayap pesawat Mohinder yang dilombakan UNNES pada perlombaan KRTI. Penelitian-penelitian terdahulu di atas menggambarkan metode yang dapat diambil dan parameter-parameter yang perlu dipertimbangkan serta dievaluasi untuk mengetahui pengaruh *vortex generator* pada UAV. Penelitian tugas akhir ini mirip dengan penelitian terdahulu seperti metodenya dilakukan secara eksperimental menggunakan terowongan angin serta alat yang serupa dengan yang digunakan Duarte Neto, et al. (2020). Objek dari penelitian ini adalah

sayap UAV Arnayadirga milik Tim Bayucaraka ITS yang juga dilombakan pada KRTI dengan misi yang sama dengan UAV Mohinder yang diteliti Aji, Rizky Purnama (2020), yaitu misi *mapping* dan *monitoring*. Penelitian ini akan menganalisa pengaruh yang dibawa oleh penambahan *vortex generator* seperti penelitian terdahulu, namun dengan variasi kecepatan dan sudut serang yang berbeda. Konfigurasi dari saya UAV yang dianalisa juga berbeda dari penelitian terdahulu yang pernah ada.

## BAB III METODE PENELITIAN

### 3.1 Model Benda Uji

Pada penelitian ini model benda uji yang digunakan adalah sayap UAV Arnayadirga milik tim riset UAV Bayucaraka ITS. Sayap ini menggunakan profil *airfoil* NACA 2312. Namun, karena keterbatasan ruang *test section* terowongan angin yang hanya memiliki luas penampang 660 x 660 mm, model harus diskala menjadi lebih kecil dari ukuran aslinya agar muat di dalamnya. Penelitian ini menggunakan 2 set model yaitu set model A yang memiliki lubang-lubang *pressure taps* untuk menganalisa distribusi tekanan lokal sepanjang *chord* sayap dan set model B untuk dipasang pada alat *Drag and Lift Balance*. Masing-masing set model memiliki variasi *plain* (tanpa *vortex generator*) dan dengan *vortex generator*, sehingga totalnya terdapat 4 model. *Vortex generator* yang terpasang berupa tipe *triangular* secara *counter rotating* pada sisi atas sayap dengan posisi 20% C (*Chord*) dari *leading edge*. Dimensi serta tata letak dari *vortex generator* mengacu pada penelitian Herdiana & Hartono (2020) dimana konfigurasi tersebut memberikan peningkatan  $C_L$  tertinggi. Peletakkan *vortex generator* pada  $x/c$  20% juga terbukti memberi peningkatan  $C_L$  terbaik pada bilangan Reynolds rendah oleh penelitian Seshagiri, et al. (2009).

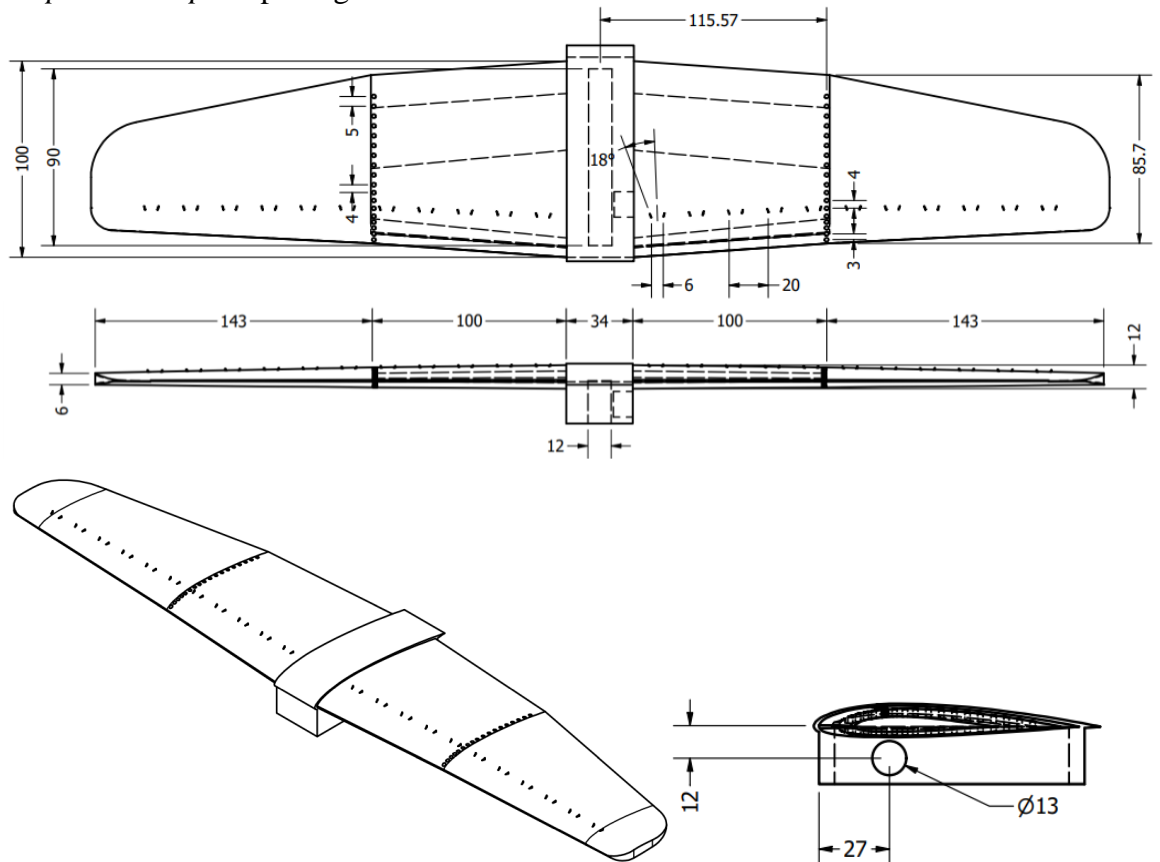
Model A berupa sayap *fullspan* UAV Arnayadirga agar dapat memuat semua *pressure taps* yang dibutuhkan. Hal ini dikarenakan rongga dalam model tidak cukup jika *pressure taps* untuk permukaan atas dan bawah berada pada 1 sisi, sehingga harus dipisah dimana *pressure taps* untuk mengukur distribusi tekanan sisi atas sayap pada sayap bagian kiri dan *pressure taps* pengukur distribusi tekanan sisi bawah sayap pada sayap bagian kanan. Konfigurasi ini merupakan opsi terbaik, karena opsi lainnya untuk memperbesar rongga dalam model akan ikut memperbesar model secara keseluruhan hingga terlalu besar untuk masuk dalam *wind tunnel*. Model A memiliki skala 1:3,5 dari ukuran aslinya, sehingga panjang *span* aslinya 1820 mm menjadi 520 mm dan dapat masuk ke dalam *wind tunnel*. Spesifikasi dan gambar beserta dimensi model A masing-masing dapat dilihat pada tabel 3.1 dan gambar 3.1.

Tabel 3.1 Spesifikasi Model A Penelitian

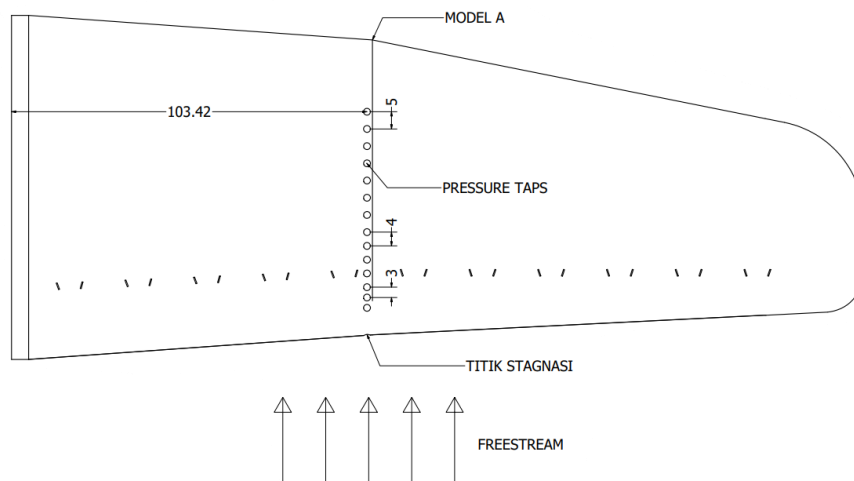
Parameter	Keterangan
Tipe <i>Airfoil</i>	NACA 2312
Panjang <i>Root Chord</i> (C)	100 mm
<i>Tip Chord</i>	50% C
Panjang <i>Span</i>	520% C
<i>Max. Thickness</i>	12% C
Tipe <i>Vortex Generator</i>	<i>Triangular Vortex Generator</i>
Tinggi	1% C
Panjang	2% C
Tebal	0,3% C
Sudut Kemiringan	18°
Posisi VG <i>Chordwise</i>	20% C

Model penelitian dirancang menggunakan *software Autodesk Inventor Pro 2019* dan dibuat menggunakan *3D Printer* dengan material PLA (*polylactide*). Model kemudian dilapisi dempul dan diampelas untuk menurunkan tingkat kekasaran permukaan model. Khusus model A, model di-*print* dengan sisi atas dan bawah terpisah untuk memudahkan

pemasangan *pressure taps*. *Pressure taps* terpasang pada *mean aerodynamic chord* (MAC) model sebagaimana terlihat pada gambar 3.2. Kemudian digabungkan menggunakan lem setelah *pressure taps* terpasang.

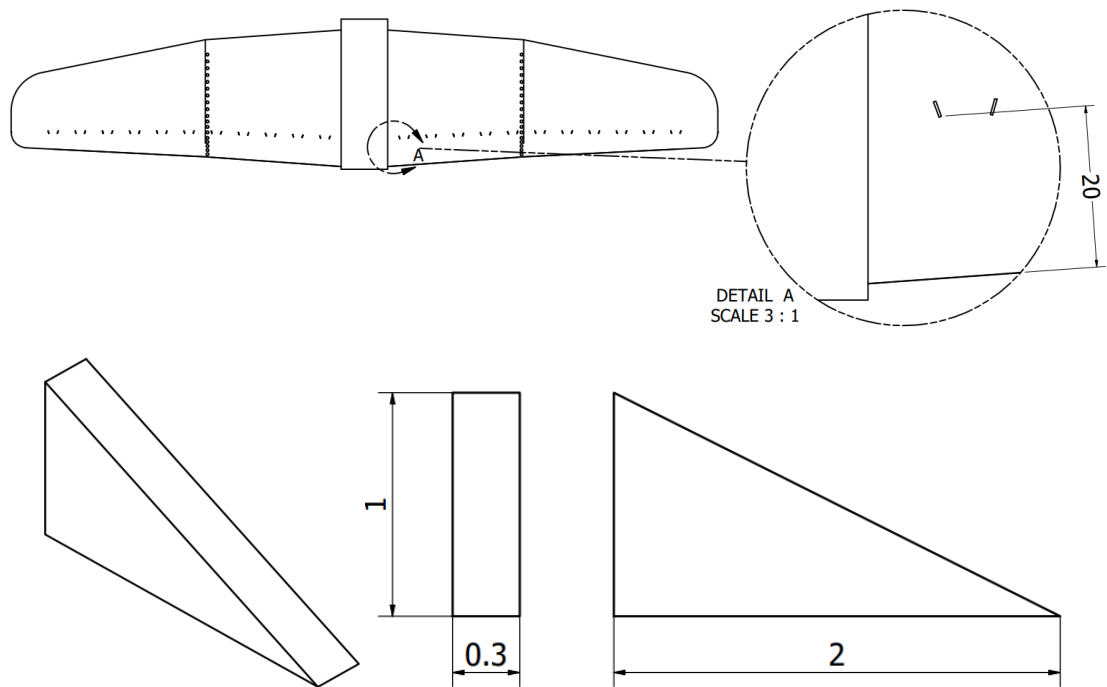


Gambar 3.1 Geometri beserta dimensi Sayap UAV Arnyadirga - Model A dengan *vortex generator* untuk pengujian distribusi tekanan



Gambar 3.2 Letak *pressure taps* pada model A

Untuk gambar beserta dimensi dan spesifikasi dari *vortex generator* masing-masing dapat dilihat pada gambar 3.1 dan tabel 3.2.

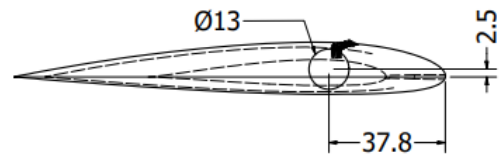
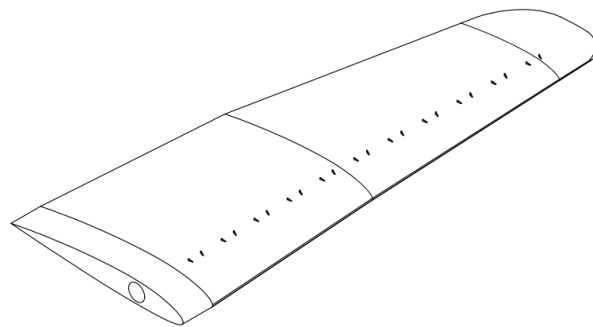
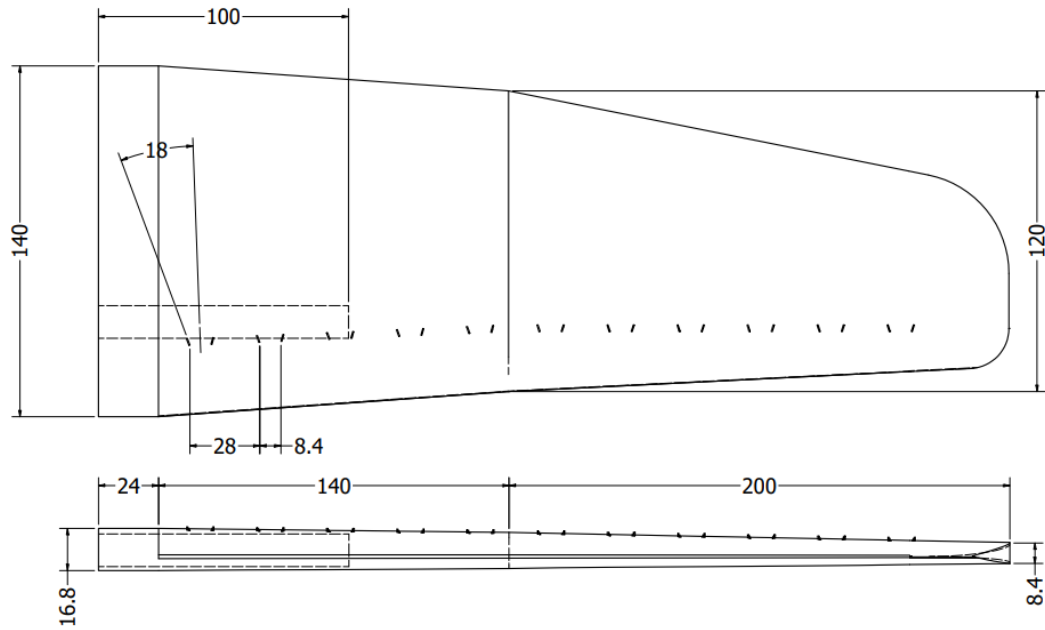


Gambar 3.3 Geometri dan dimensi dari *vortex generator* pada model A

Pada model B yang digunakan pada pengukuran gaya *drag* dan *lift* tidak terdapat *pressure taps* sehingga dapat berupa *halfspan* dari sayap saja. Hal tersebut juga memungkinkan model untuk diskala lebih besar agar dapat dipasang tiang penghubung ke alat ukur *drag and lift balance*. Model A memiliki ketebalan maksimum 12 mm, sedangkan tiang penghubung berbentuk silinder dengan diameter 13 mm. Maka dari itu, model B berukuran 1,4 kali lebih besar dari model A sebagai upaya menyesuaikan dengan alat dan bahan yang ada. Sehingga model B memiliki skala 1,4 : 1 jika dibanding dengan model A, dan skala 1 : 2,5 jika dibanding dengan ukuran aslinya. Spesifikasi model B beserta gambar dan dimensinya masing-masing dapat dilihat pada tabel 3.2 dan gambar 3.3.

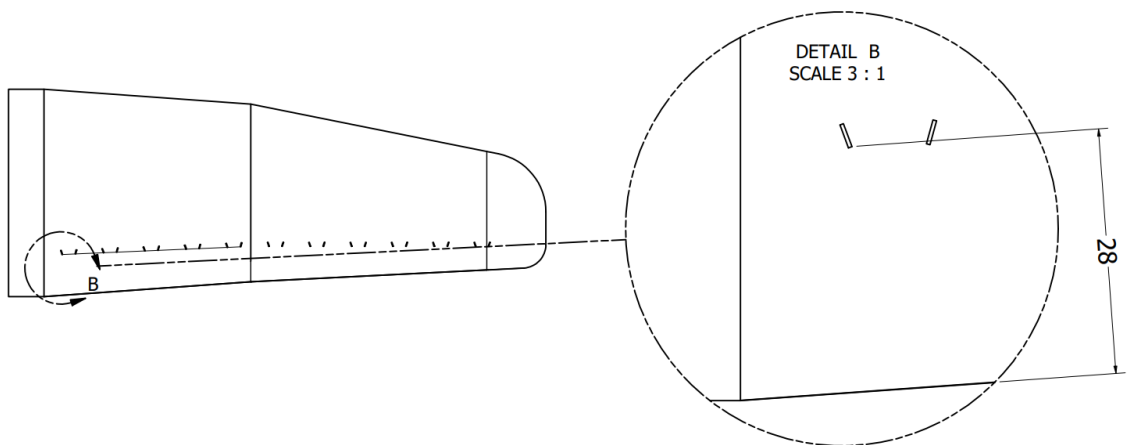
Tabel 3.2 Spesifikasi Model B Penelitian

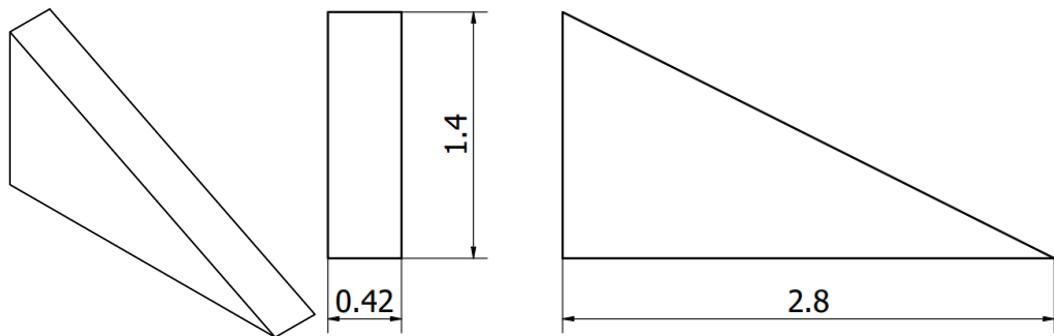
Parameter	Keterangan
Tipe <i>Airfoil</i>	NACA 2312
Panjang <i>Root Chord</i> (C)	140 mm
<i>Tip Chord</i>	50% C
Panjang <i>Span</i>	260% C
<i>Max. Thickness</i>	12% C
Tipe <i>Vortex Generator</i>	<i>Triangular Vortex Generator</i>
Tinggi	1% C
Panjang	2% C
Tebal	0,3% C
Sudut Kemiringan	18°
Posisi VG <i>Chordwise</i>	20% C



Gambar 3.4 Geometri beserta dimensi Sayap UAV Arnaradirga Model B dengan *vortex generator* untuk pengujian *lift* dan *drag*

Ukuran dari *vortex generator* ikut berubah menjadi lebih besar bersama model, sehingga *vortex generator* memiliki dimensi serta spesifikasi seperti pada gambar 3.4 dan tabel 3.2.



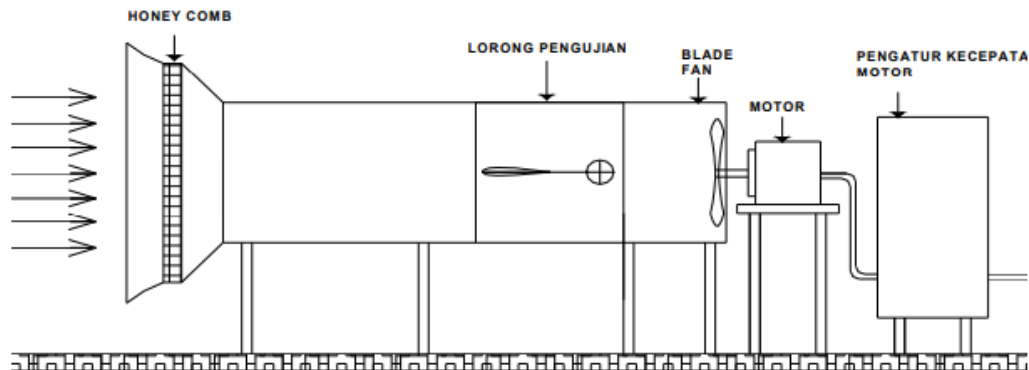


Gambar 3.5 Geometri dan dimensi dari *vortex generator* pada model B

Model A dan B masing-masing memiliki versi *plain* (tanpa *vortex generator*) dengan ukuran dan bentuk yang sama.

### 3.2 Peralatan Penelitian

Peralatan utama penelitian ini adalah terowongan angin (*wind tunnel*) jenis *subsonic open circuit* seperti pada gambar 3.6, yang dirancang oleh Tim dari Laboratorium Mekanika Fluida Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS pada tahun 2001. Seluruh percobaan akan dilakukan pada daerah uji (*test section*) terowongan angin. Udara dalam saluran uji digerakkan oleh *fan* yang terletak pada keluaran *diffuser*. Udara dihisap oleh *fan* dari udara terbuka sehingga alirannya masuk ke dalam *nozzle* melewati *honeycomb* yang kemudian diteruskan ke dalam saluran uji. Setelah melewati saluran uji kemudian aliran menuju *diffuser* dan *fan* untuk kemudian dibuang ke ruangan terbuka kembali. Kecepatan udara maksimum dalam saluran uji kurang lebih 43,3 m/s. Dalam operasionalnya untuk sekarang ini, kecepatan maksimal yang bisa dicapai hanya sekitar 15 m/s.



Gambar 3.6 *Wind tunnel Subsonic* jenis *Open Circuit*

Lorong pengujian atau *test section* berfungsi sebagai tempat pengujian benda kerja. Penampangnya berbentuk bujur sangkar dengan dimensi:

- Tinggi: 660 mm
- Lebar : 660 mm
- Panjang: 2000 mm

*Fan* berfungsi sebagai penggerak udara dari ruangan terbuka agar melewati saluran uji dengan kecepatan tertentu. *Fan* yang digunakan adalah jenis aksial dengan spesifikasi sebagai berikut :

- Type : aksial
- Diameter : 0,9144 m
- Kapasitas Maksimum : 1,886 m<sup>3</sup>/s

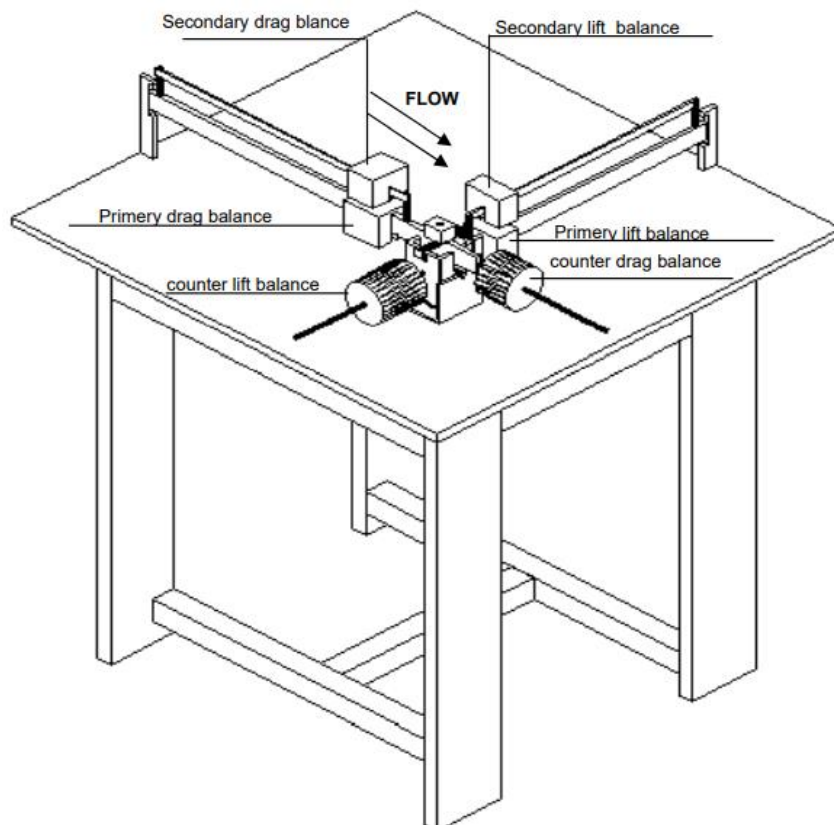
- Motor :
  - ♣ Putaran : 1400 rpm
  - ♣ Phase : 3 phase
  - ♣ Power: 20 hp

*Inverter* berfungsi sebagai pengatur kecepatan dari putaran *motor fan* (rpm) secara *smooth* dan *continuous*. *Inverter* ini menggunakan arus 3 fase, yang merupakan keluaran dari SIEMENS dengan motor 4 kutub.

### 3.3 Alat Ukur

#### 3.2.1 Drag and Lift Balance

Alat ini telah divalidasi dalam penelitian Iqbal (2006). Gambar 3.7 menunjukkan desain dari *drag and lift balance* yang sudah dibuat, lengkap dengan sebuah meja untuk menyangga bodi dari *drag and lift balance*. Tujuan utama dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap model sayap UAV Arnyadirga milik Tim Bayucaraka ITS menggunakan alat *drag and lift balance*.



Gambar 3.7 Skema Drag and Lift Balance (Iqbal, 2006)

Spesifikasi drag and lift balance:

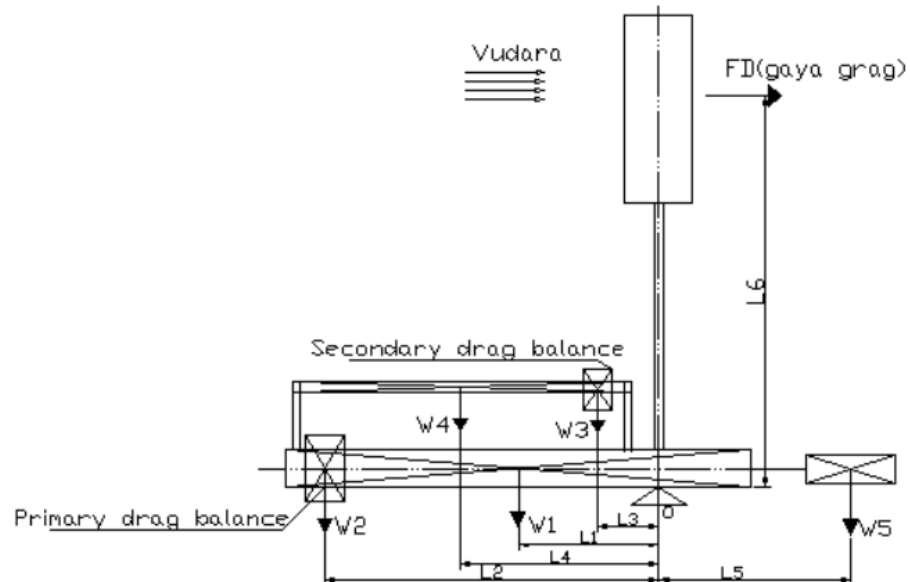
- Dimensi utama : 825 x 807 x 240 mm
- Batas ukur maksimum gaya *lift* : 0,4 kg
- Batas ukur maksimum gaya *drag* : 1 kg
- Skala pengukuran terkecil gaya *drag* : 0,025 kg
- Skala pengukuran terkecil gaya *lift* : 0,025 kg
- Massa *primary lift balance* : 0,407 kg.



- Massa *secondary lift balance* : 0,100 kg
- Massa *counter lift balance* : 0,756 kg.
- Massa *primary drag balance* : 1,151 kg
- Massa *secondary drag balance* : 0,185 kg
- Massa *counter drag balance* : 1,128 kg

*Drag and lift balance* adalah alat ukur yang digunakan untuk mengukur gaya-gaya aerodinamis yang terjadi pada suatu benda uji yaitu gaya *lift* dan gaya *drag*. *Drag and lift balance* ini terdiri dari sepasang batang yang ditumpu dengan sepasang *knife edge* pada sumbu silang yang saling tegak lurus, dengan arah paralel dan normal garis sumbu terowongan angin. Untuk menjaga kestabilan *balance arm* dari gaya-gaya aerodinamis yang terjadi, *drag and lift balance* balance juga dihubungkan dengan suatu pemberat yang diletakkan didalam bejana yang diletakkan dibawah *drag and lift balance*. Bejana tersebut kemudian diisi oli (minyak pelumas) dengan viskositas (SAE 20W-50) yang berfungsi untuk meredam getaran yang timbul ketika benda uji mulai dialiri oleh aliran udara. Skema dari *drag and lift balance* dapat dilihat pada gambar 3.7.

Pengukuran gaya *drag* dan *lift* oleh *drag and lift balance* memanfaatkan prinsip kesetimbangan gaya dan momen. Apabila suatu benda berada dalam suatu aliran fluida, benda tersebut akan mengalami gaya-gaya aerodinamis yaitu gaya hambat (*drag*) dan angkat (*lift*). Sehingga, ketika model terpasang pada *drag and lift balance*, gaya *drag* dan *lift* yang dialami model akan mengganggu kesetimbangan alat. Gambar 3.8 menunjukkan gambaran kesetimbangan gaya dan momen pada sebuah silinder yang mengalami gaya yang diukur dengan menggunakan *drag balance*. Kemudian *drag and lift balance* dapat disetimbangkan kembali dengan menggeser-geser beban *primary* dan *secondary balance* pada batang *slider*.



Gambar 3.8 Diagram gaya *drag balance* yang terpasang model (Iqbal, 2006)

dimana:

$W_1$  = Berat batang *slider primary drag balance*

$W_2$  = Berat *primary drag balance*

$W_3$  = Berat *secondary drag balance*

$W_4$  = Berat batang *slider drag balance*

$W_5$  = Berat batang penyeimbang atau *counter balance*

$F_D$  = Gaya *drag* pada model

Setelah setimbang, gaya *drag* dan *lift* dapat diukur dengan menggunakan persamaan kesetimbangan momen *drag and lift balance* berikut.

$$\sum M_o = 0$$
$$W_1 \cdot L_1 + W_2 \cdot L_2 + W_3 \cdot L_3 + W_4 \cdot L_4 - W_5 \cdot L_5 - F_D \cdot L_6 = 0$$
$$F_D = \frac{W_1 \cdot L_1 + W_2 \cdot L_2 + W_3 \cdot L_3 + W_4 \cdot L_4 - W_5 \cdot L_5}{L_6} \quad (3.1)$$

dimana besar  $L_2$  dan  $L_3$  bervariasi sesuai dengan letak  $W_2$  dan  $W_3$ .

### 3.2.2 Pressure Taps

*Pressure taps* merupakan lubang-lubang kecil berdiameter 2 mm yang dipasang sepanjang kontur benda uji. *Pressure taps* ini dihubungkan dengan pipa tembaga kemudian dengan manometer pipa yang berfungsi untuk mengukur tekanan statis di sepanjang permukaan benda uji. Pada percobaan ini, *pressure taps* ditempatkan pada *mean aerodynamic chord* sayap seperti pada gambar 3.2.

### 3.2.3 Digital Manometer



Gambar 3.9 Gambaran Manometer yang digunakan

Manometer digunakan sebagai alat pengukur tekanan pada benda uji penelitian. Manometer yang digunakan berupa manometer digital seperti pada gambar 3.9 dengan spesifikasi sebagai berikut:

Jarak pengukuran :  $\pm 10$  kPa

*Full Scale Output* (FSO): 20 kPa

Resolusi : 7 Pa

Akurasi : 0,3% FSO atau  $\sim 7$  Pa

### 3.2.4 Termometer

Termometer ini digunakan untuk mengukur temperatur udara di ruangan tempat wind tunnel berada. Pengukuran temperatur udara ditujukan untuk mengukur properti udara guna menghitung bilangan Reynolds aliran.

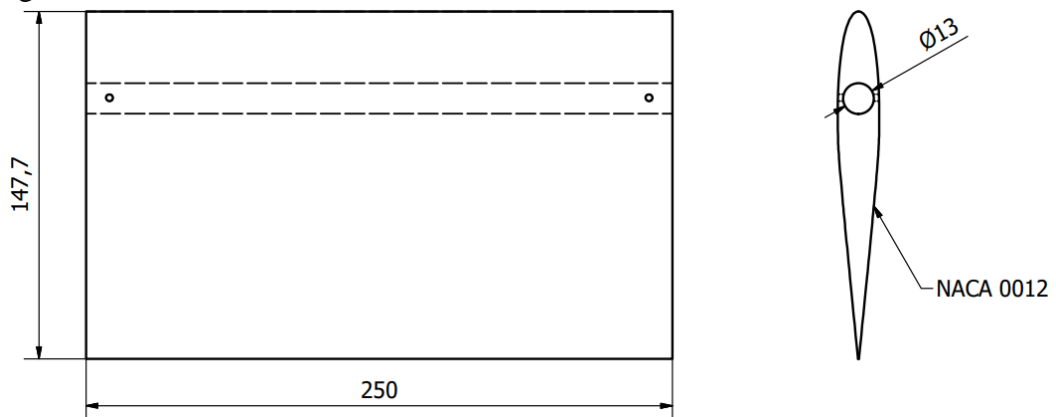
### 3.4 Validasi Alat Ukur

Tahap validasi merupakan tahapan pengujian akurasi dan presisi alat ukur dimana hasil pengukurannya dibandingkan dengan data dari sebuah referensi. Jika hasil yang didapat sama atau memiliki selisih yang tidak signifikan dari referensi, maka alat ukur dapat dikatakan valid dan layak digunakan. Pada penelitian ini alat ukur yang perlu divalidasi adalah *drag and lift balance*. Referensi yang digunakan merupakan hasil penelitian dari Eftekhari & Al-Obaidi (2019). Prosedur penggunaan alat ukur mengikuti langkah-langkah bagian 3.5.2.

Tabel 3.3 Parameter Validasi Alat Ukur *Drag and Lift Balance*

Parameter	Keterangan
Model	<i>Airfoil NACA 0012</i>
Panjang <i>Root Chord</i> (C)	147,7 mm
$V_{\infty}$	10 m/s atau $Re = 1 \times 10^5$
Sudut Serang	0°, 4°, 8°, 10°, 12°, dan 14°

Model yang digunakan dalam validasi alat berupa sayap *rectangular* dengan profil *airfoil* NACA 0012 dengan chord 147,7 mm dan span 250 mm. Model juga dibuat dengan *3D printer* menggunakan filamen PLA yang kemudian dihaluskan menggunakan dempul dan amplas. Kecepatan angin yang digunakan adalah 10 m/s dengan bilangan Reynolds 100.000. Bentuk dan ukuran model *airfoil* yang digunakan untuk validasi dapat dilihat pada gambar 3.10 berikut.



Gambar 3.10 Geometri serta dimensi model validasi

Hasil dari validasi kemudian akan dibandingkan dengan referensi. Apabila terdapat selisih antara hasil validasi dan data referensi, maka yang menjadi penentu alat ukur valid atau tidak adalah keserupaan bentuk, keserupaan *trendline*, dan *error* (selisih) antar nilai. Selain melihat *error* pada tiap datanya, *error* secara keseluruhan juga diperhatikan melalui nilai *Root Mean Square Error* (RMSE) yang dapat dihitung dengan persamaan berikut:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \hat{x}_i)^2}{n}} \quad (3.2)$$

Dimana  $n$  adalah jumlah data,  $x_i$  adalah data ke- $i$  hasil validasi, dan  $\hat{x}_i$  adalah data ke- $i$  dari referensi. *Root Mean Square Error* yang semakin kecil menandakan hasil validasi semakin sesuai dengan data referensi, dan alat ukur semakin valid. Nilai RMSE juga dapat disesuaikan dengan rentang data yang dianalisa menggunakan *Normalized Root Mean Square Error* (NRMSE). NRMSE dapat dihitung menggunakan persamaan ini:

$$NRMSE = \frac{RMSE}{x_{max} - x_{min}} \quad (3.3)$$

dimana  $x_{max}$  adalah data hasil validasi dengan nilai terbesar dan  $x_{min}$  adalah data hasil validasi dengan nilai terkecil.

### 3.5 Pengambilan Data

Pengambilan data yang dilakukan yaitu membandingkan dua airfoil yaitu plain airfoil dan airfoil dengan vortex generator sudut serang dan Reynolds Number yang bervariasi. Pada penelitian ini, pengambilan data dilakukan melalui 2 pengukuran, yaitu:

#### 3.5.1 Pengukuran Tekanan Lokal

Tabel 3.4 Parameter Pengukuran Tekanan Lokal

Parameter	Keterangan
Model	A (Tanpa VG dan Dengan VG)
Panjang <i>Root Chord</i> (C)	100 mm
$V_{\infty}$	10 m/s atau $Re = 5,85 \times 10^4$ 15 m/s atau $Re = 8,77 \times 10^4$
Sudut Serang	$0^{\circ}$ , $8^{\circ}$ , dan $16^{\circ}$

Pengukuran pertama adalah pengukuran distribusi tekanan lokal pada titik-titik sepanjang *Mean Aerodynamic Chord* model A yang terpasang *pressure taps*. Pengukuran tekanan lokal dilakukan dengan parameter pada tabel 3.4.

1. Persiapan peralatan yang digunakan untuk eksperimen.
2. Model A *plain* (model A tanpa *vortex generator*) dipasang pada *wind tunnel* dan menghubungkan semua *pressure tap* dengan manometer.
3. Pastikan model terpasang dengan baik dan tidak mudah goyang.
4. Menghidupkan kipas pada *wind tunnel* dengan aliran udara berkecepatan  $U_{\infty} = 10$  m/s atau  $Re = 5,85 \times 10^4$ .
5. Pemberian variasi sudut serang pada posisi  $0^{\circ}$ ,  $8^{\circ}$ , dan  $16^{\circ}$ .
6. Hasil pengukuran pada manometer dicatat pada setiap perubahan sudut serang.
7. Aliran pada *wind tunnel* diubah kecepatannya menjadi  $U_{\infty} = 15$  m/s atau  $Re = 8,77 \times 10^4$ .
8. Langkah 5 – 6 diulangi.
9. Model A dengan *vortex generator* dipasang pada *wind tunnel* menghubungkan semua *pressure tap* dengan manometer.
10. Langkah 3 – 8 diulangi.

#### 3.5.2 Pengukuran Drag dan Lift

Tabel 3.5 Parameter Pengukuran Gaya Drag dan Lift

Parameter	Keterangan
Model	B (Tanpa VG dan Dengan VG)
Panjang <i>Root Chord</i> (C)	140 mm
$V_{\infty}$	7,15 m/s atau $Re = 5,85 \times 10^4$ 10,72 m/s atau $Re = 8,77 \times 10^4$
Sudut Serang	$0^{\circ}$ , $4^{\circ}$ , $8^{\circ}$ , $10^{\circ}$ , $12^{\circ}$ , $14^{\circ}$ , $16^{\circ}$ , dan $18^{\circ}$

Pengukuran gaya drag dan lift menggunakan model B menggunakan kecepatan aliran berbeda dengan pengukuran tekanan lokal sebagaimana terlihat pada tabel 3.5. Hal ini dikarenakan model B memiliki skala dan ukuran yang berbeda dengan model A. Kecepatan aliran dinaikkan agar memiliki *Reynolds Number* yang sama dengan

model A pada pengukuran tekanan lokal dan kedua model akan menerima pengaruh aerodinamik yang sama, sehingga hasil kedua pengukuran dapat dihubungkan.

1. Persiapan peralatan yang digunakan untuk eksperimen.
2. Model B *plain* (Model B tanpa *vortex generator*) dipasang pada *wind tunnel* dan *drag and lift balance*.
3. Melakukan *zero setting* dengan cara mengeser-geser *counter-balance* sampai pada kondisi setimbang.
4. Menghidupkan kipas pada *wind tunnel* dengan aliran udara berkecepatan  $U_{\infty} = 7,15 \text{ m/s}$  atau  $Re = 0,585 \times 10^5$ .
5. Pemberian variasi sudut serang pada posisi  $0^{\circ}$ ,  $4^{\circ}$ ,  $8^{\circ}$ ,  $10^{\circ}$ ,  $12^{\circ}$ ,  $14^{\circ}$ ,  $16^{\circ}$ , dan  $18^{\circ}$ .
6. Mengukur gaya *lift* (L) dan gaya *drag* (D) yang terbaca pada setiap perubahan sudut serang.
7. Aliran pada *wind tunnel* diubah kecepatannya menjadi  $U_{\infty} = 10,72 \text{ m/s}$  atau  $Re = 0,877 \times 10^5$ .
8. Langkah 5 – 7 diulangi.
9. Model B dengan *vortex generator* dipasang pada *wind tunnel* dan *drag and lift balance*.
10. Langkah 3 – 8 diulangi.

### 3.6 Pengolahan Data

#### 3.6.1 Blockage Effect Correction

Dalam studi eksperimental yang menggunakan pengujian terowongan angin, akan terjadi fenomena terhadap aliran yang bernama *blockage effect*. Khalid & Suda (2020) menjelaskan *blockage effect* sebagai efek yang ditimbulkan terhadap aliran akibat adanya hambatan berupa model uji yang dapat menyebabkan percepatan lokal sehingga nilai koefisien gaya angkat dan hambat sehingga nilainya berbeda dari nilai aslinya.

*Blockage effect* sangat dipengaruhi oleh parameter yang disebut *blockage ratio*. *Blockage ratio* adalah rasio perbandingan antara luas tampak depan (*frontal area*) model uji terhadap luas penampang terowongan angin, atau dirumuskan sebagai berikut:

$$B_R = \frac{A_M}{A_W} \quad (3.4)$$

di mana  $B_R$  adalah *blockage ratio*,  $A_M$  adalah luas tampak depan (*frontal area*) model, dan  $A_W$  adalah luas penampang terowongan angin. Berdasarkan berbagai penelitian yang telah dilakukan, *blockage ratio* berbanding lurus dengan *error* yang ditimbulkan *blockage effect*. Oleh karena itu, koreksi dilakukan untuk mengeliminasi *error* akibat *blockage effect* yaitu *blockage correction*. Terdapat banyak metode *blockage correction* yang dipaparkan Khalid & Suda (2020) dalam tesisnya, salah satunya adalah metode koreksi Thom & Herriot (1950) yang digunakan dalam penelitian tugas akhir ini dengan rumus koreksi tekanan dinamis sebagai berikut:

$$\frac{q}{q_c} = \left( 1 + T \left( \frac{V_m}{\frac{3}{A_w^2}} \right) + \frac{1}{4} C_D \frac{A_m}{A_w} \right)^2 \quad (3.5)$$

di mana  $T$  adalah faktor bentuk terowongan yang ditentukan nilainya sebagai berikut:

$$T = 0,36 \left( \frac{W_t}{h_t} + \frac{h_t}{W_t} \right) \quad (3.6)$$

Pada sisi kanan dari persamaan 3.5, penggalan kedua dan ketiga masing-masing menyatakan koreksi *solid blockage* dan *wake blockage*. Kemudian untuk mencari nilai  $C_D$  dan  $C_L$  yang terkoreksi, digunakan rumus sebagai berikut:

$$C_{Dc} = \frac{q_c}{q} \left( C_D - T \left( \frac{V_m}{\frac{3}{A_w^2}} \right) C_D \right) \quad (3.7)$$

$$C_{Lc} = \frac{q_c}{q} \left( C_L - T \left( \frac{V_m}{\frac{3}{A_w^2}} \right) C_L \right) \quad (3.8)$$

Persamaan 3.7 dan 3.8 juga berlaku untuk koefisien aerodinamis lainnya karena berhubungan dengan tekanan dinamis. Berikut ini adalah keterangan dari denotasi yang terdapat pada persamaan-persamaan di atas:

- $q$  : Tekanan dinamis
- $q_c$  : Tekanan dinamis terkoreksi
- $T$  : Faktor bentuk terowongan angin
- $V_m$  : Volume model
- $A_w$  : Luas penampang terowongan angin
- $A_m$  : Luas penampang model
- $W_t$  : Lebar penampang terowongan angin
- $h_t$  : Tinggi penampang terowongan angin

### 3.6.2 Experiment Uncertainty

Dalam sebuah studi eksperimen akan selalu terdapat *error* akibat berbagai faktor, terutama dari ketidakpastian (*measurement uncertainty*) dari alat ukur yang digunakan. Maka untuk mengantisipasi *error* tersebut, digunakan *experiment uncertainty* (ketidakpastian eksperimen) yang akan memberi rentang dari nilai terukur dimana nilai sebenarnya terletak. Untuk menghitung *uncertainty* dari parameter yang dihitung atau parameter yang merupakan fungsi dari parameter lain seperti  $R = R(x_1, x_2, x_3, \dots)$ , maka Pritchard (2011) merumuskan sebagai berikut:

$$u_{R_i} = \frac{x_i}{R} \frac{\partial R}{\partial x_i} u_{x_i} \quad (3.9)$$

Dimana  $R$  merupakan parameter yang dihitung,  $x_i$  merupakan salah satu parameter terukur yang mempengaruhi nilai  $R$ ,  $u_{R_i}$  merupakan *uncertainty* dari  $R$  akibat  $x_i$ , dan  $u_{x_i}$  merupakan *uncertainty* dari  $x_i$  yang diukur sebagai berikut:

$$u_{x_i} = \pm \frac{\varepsilon_{x_i}}{x_i} \quad (3.10)$$

dimana  $\varepsilon_{x_i}$  adalah ketidakteelitian dari alat ukur, umumnya setengah dari resolusi pengukuran terkeci, dan  $x_i$  berupa hasil pengukuran.

Jika  $R$  merupakan fungsi yang terdiri dari lebih dari satu parameter, maka *uncertainty* dari  $R$  akibat seluruh parameter yang mempengaruhi nilai  $R$  adalah sebagai berikut.

$$u_R = \pm \left[ \left( \frac{x_1}{R} \frac{\partial R}{\partial x_1} u_{x_1} \right)^2 + \dots + \left( \frac{x_n}{R} \frac{\partial R}{\partial x_n} u_{x_n} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.11a)$$

atau

$$u_R = \pm \left[ \sum_{i=1}^n \left( \frac{x_i}{R} \frac{\partial R}{\partial x_i} u_{x_i} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.11b)$$

Persamaan 3.9 hingga 3.11b pun digunakan untuk menghitung rentang *uncertainty* seperti contoh berikut:

*Uncertainty lift coefficient*

Diketahui:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho v^2 A}$$

*Uncertainty* dari  $C_L$  dipengaruhi *uncertainty* pengukuran  $F_L$  dari *Drag and Lift Balance*, pemilihan massa jenis udara, perhitungan  $v$  dari tekanan dinamis aliran, dan  $A$  dari ketidatelitian 3D *Printer* sehingga *uncertainty* dari  $C_L$  dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$u_{C_L} = \pm \left[ \left( \frac{F_L}{C_L} \frac{\partial C_L}{\partial F_L} u_{F_L} \right)^2 + \left( \frac{\rho}{C_L} \frac{\partial C_L}{\partial \rho} u_{\rho} \right)^2 + \left( \frac{v}{C_L} \frac{\partial C_L}{\partial v} u_v \right)^2 + \left( \frac{A}{C_L} \frac{\partial C_L}{\partial A} u_A \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

- *Uncertainty*  $F_L$

$$\frac{F_L}{C_L} \frac{\partial C_L}{\partial F_L} = \frac{F_L}{C_L} \frac{\partial}{\partial F_L} \left( \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \right) = \frac{F_L}{C_L} \frac{1}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} = \frac{C_L}{C_L} = 1$$

$$u_{F_L} = \pm \frac{\varepsilon_{F_L}}{F_L} = \pm \frac{0,125 \text{ N}}{3,463 \text{ N}} = \pm 3,609 \%$$

- *Uncertainty* pemilihan  $\rho$  akibat selisih temperatur dapat diabaikan karena tidak signifikan.

- *Uncertainty*  $v$

$$\frac{v}{C_L} \frac{\partial C_L}{\partial v} = \frac{v}{C_L} \frac{\partial}{\partial v} \left( \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \right) = \frac{v}{C_L} \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho v^3 A} (-2) = -2 \frac{C_L}{C_L} = -2$$

$$u_v = \pm 0,374 \% \text{ (dari perhitungan akibat } \textit{uncertainty} \text{ pengukuran tekanan dinamis)}$$

- *Uncertainty*  $A$

$$\frac{A}{C_L} \frac{\partial C_L}{\partial A} = \frac{A}{C_L} \frac{\partial}{\partial A} \left( \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \right) = \frac{A}{C_L} \frac{1}{\frac{1}{2} \rho v^2 A^2} (-1) = -\frac{C_L}{C_L} = -1$$

$$u_A = \pm 0,038 \% \text{ (dari perhitungan akibat } \textit{uncertainty} \text{ 3D Printer pada panjang dan lebar model)}$$

Maka,

$$u_{C_L} = \pm [(1 \cdot 3,609)^2 + (-2 \cdot 0,374)^2 + (-1 \cdot 0,038)^2]^{\frac{1}{2}} = \pm 3,686 \%$$

Perhitungan di atas dilakukan untuk mencari rentang *uncertainty* dari setiap parameter penelitian dan ditampilkan pada tabel 3.6 berikut:

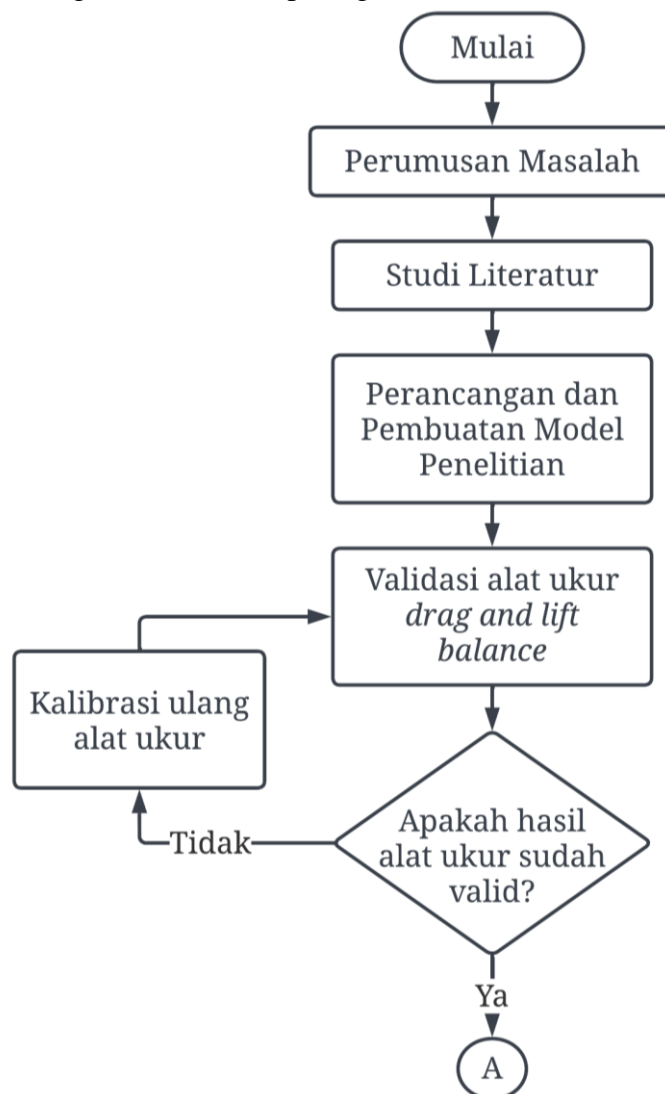
Tabel 3.6 Tabel *Range Uncertainty* Parameter-Parameter Penelitian

Parameter	<i>Range Uncertainty</i>	Penyebab
Massa jenis ( $u_{\rho}$ )	diabaikan	-
Area ( $u_A$ )	$\pm 0,038\%$	Ketelitian 3D <i>printer</i>
Tekanan ( $u_p$ )	$\pm 0,748\%$	Ketelitian manometer
Gaya lift ( $u_L$ )	$\pm 3,609\%$	Ketelitian <i>lift balance</i>

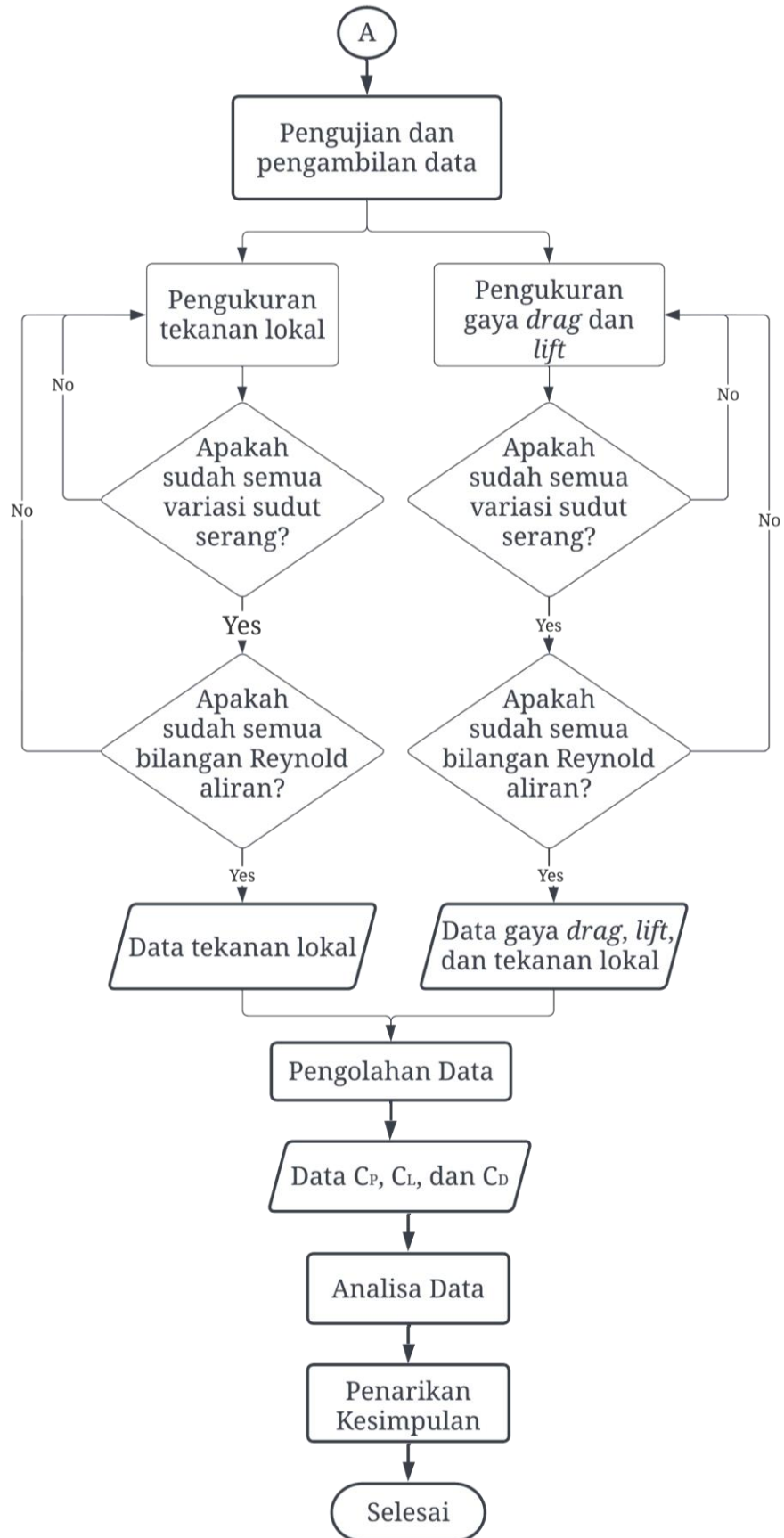
Gaya drag ( $u_D$ )	$\pm 7,945\%$	Ketelitian <i>drag balance</i>
Kecepatan ( $u_v$ )	$\pm 0,374\%$	Ketelitian manometer
Pressure coefficient ( $u_{c_p}$ )	$\pm 1,058\%$	Ketelitian manometer
Lift coefficient ( $u_{c_L}$ )	$\pm 3,686\%$	Ketelitian <i>lift balance</i> , 3D printer dan manometer
Drag coefficient ( $u_{c_D}$ )	$\pm 7,980\%$	Ketelitian <i>drag balance</i> , 3D printer dan manometer
Lift to Drag Ratio ( $u_{c_L/c_D}$ )	$\pm 8,790\%$	Ketelitian <i>drag balance</i> , 3D printer dan manometer

### 3.7 Flowchart Penelitian

Langkah-langkah yang diambil dalam melaksanakan penelitian ini digambarkan dalam *flowchart* sebagaimana terlihat pada gambar 3.11.





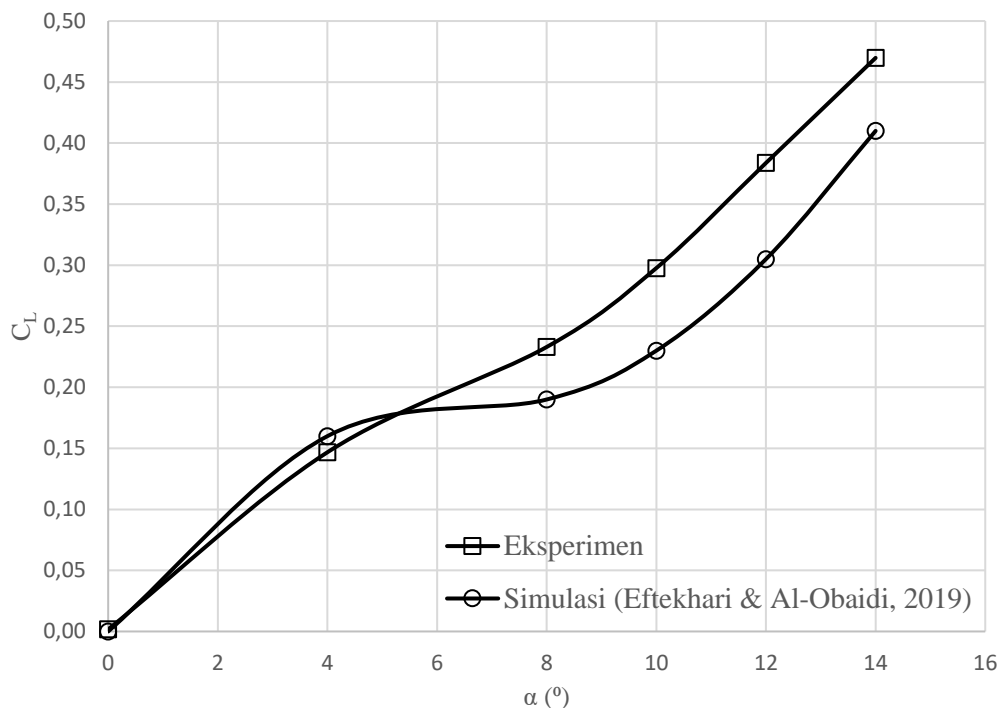


Gambar 3.11 Flowchart Penelitian

## BAB IV ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

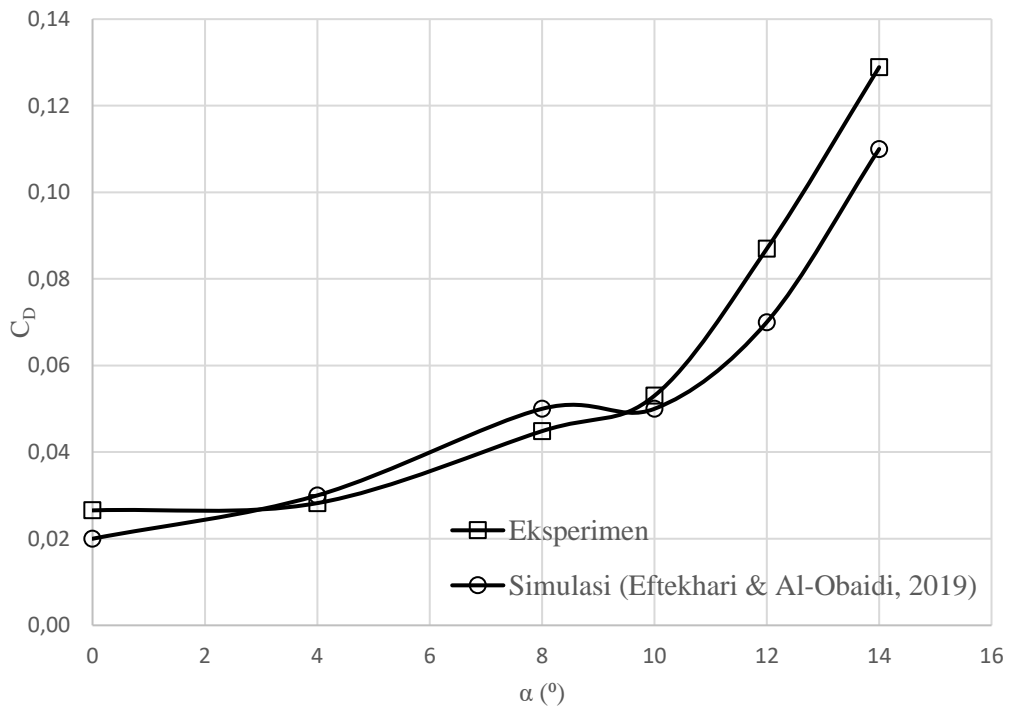
### 4.1 Hasil Validasi Alat Ukur *Drag and Lift Balance*

Sebagaimana telah dijelaskan dalam subbab 3.4, validasi alat ukur dilakukan terlebih dahulu untuk memastikan kelayakan dan ketelitian dari alat ukur. Validasi dilakukan terhadap alat *Drag and Lift Balance* yang digunakan untuk mengukur gaya *drag* dan *lift* yang dialami model uji. Validasi dilakukan dengan *airfoil* NACA 0012, yang dapat dilihat pada gambar 3.9, sebagai model uji dan parameter lainnya yang dapat dilihat pada subbab 3.4. Hasil pengukuran gaya *drag* dan *lift* kemudian diolah, masing-masing menjadi grafik koefisien *drag* dan *lift* terhadap sudut serang ( $C_D - \alpha$  dan  $C_L - \alpha$ ) lalu dibandingkan dengan referensi yaitu hasil penelitian Eftekhari & Al-Obaidi (2019) seperti yang terlihat pada gambar 4.1 dan 4.2.



Gambar 4.1 Grafik Perbandingan  $C_L$  terhadap  $\alpha$  antara Pengukuran *Drag and Lift Balance* dengan Penelitian Eftekhari & Al-Obaidi (2019)

Gambar 4.1 menunjukkan bahwa terdapat selisih antara grafik  $C_L$  hasil pengukuran *Drag and Lift Balance* dengan data penelitian Eftekhari & Al-Obaidi (2019). Pada sudut serang  $0^{\circ}$  hingga  $6^{\circ}$  terlihat bahwa grafik hasil pengukuran dan referensi memiliki selisih yang kecil, bahkan berimpitan dan bersilangan pada beberapa titik. Akan tetapi pada sudut serang yang semakin tinggi, selisih tersebut semakin besar dengan selisih terbesar terjadi pada sudut serang  $12^{\circ}$  sekitar 0,078. Namun, setelah menganalisa *error* tiap titik ditemukan *root mean square error* (RMSE) dari grafik pengukuran hanya senilai 0,052 dan *normalized root mean square error* (NRMSE) senilai 0,11. Nilai RMSE dan NRMSE diperoleh masing-masing menggunakan persamaan 3.2 dan 3.3. Terlebih lagi kedua grafik memiliki bentuk dan *trendline* yang serupa.



Gambar 4.2 Grafik Perbandingan  $C_D$  terhadap  $\alpha$  antara Pengukuran *Drag and Lift Balance* dengan Penelitian Eftekhari & Al-Obaidi (2019)

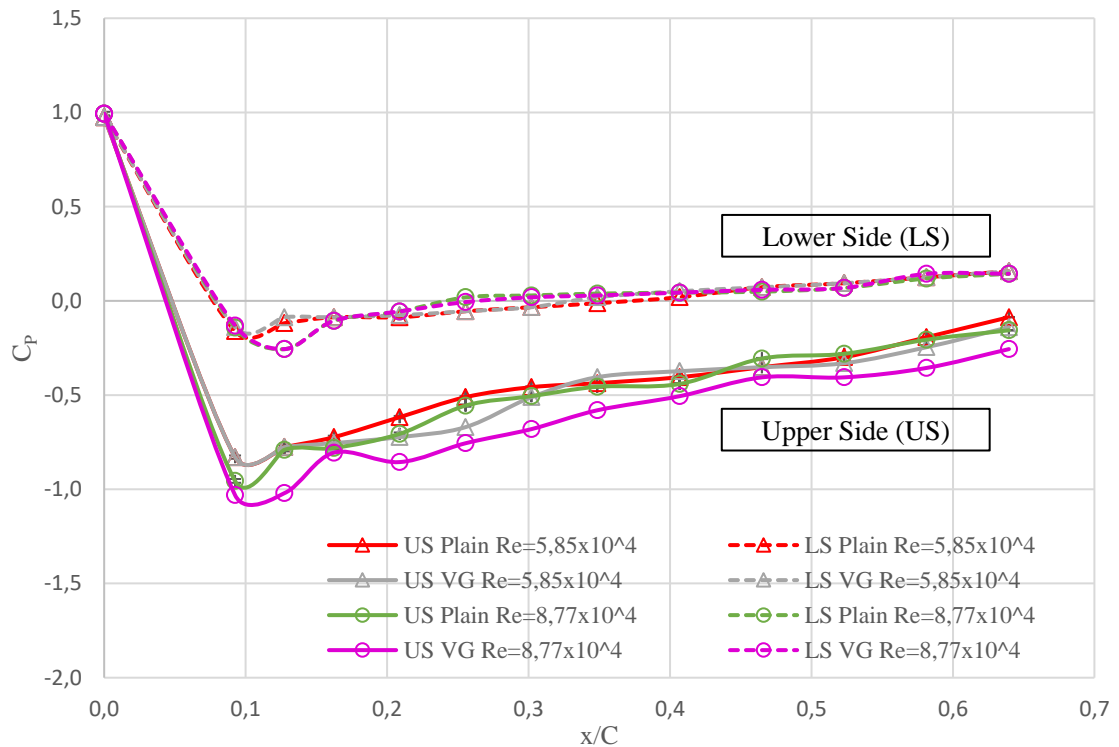
Pada gambar 4.2 terlihat bahwa grafik  $C_D$  hasil pengukuran dan referensi memiliki selisih yang kecil, bahkan berimpitan dan bersilangan pada beberapa titik. Akan tetapi, selisih tersebut semakin besar setelah sudut serang  $10^\circ$  dengan selisih terbesar terjadi pada sudut serang  $14^\circ$  sekitar 0,018. Namun, setelah menganalisa *error* tiap titik ditemukan *root mean square error* (RMSE) dari grafik pengukuran hanya senilai 0,0099 dan *normalized root mean square error* (NRMSE) senilai 0,011. Terlebih lagi kedua grafik memiliki bentuk yang serupa serta *trendline* yang sama-sama positif.

Berdasarkan percobaan dan analisa di atas ditemukan bahwa hasil pengukuran tidak sama dengan referensi. Walaupun begitu, meski tidak berimpitan selisih antara hasil pengukuran dan referensi cukup kecil, baik untuk *drag* maupun *lift*, sebagaimana dibuktikan nilai RMSE dan NRMSE -nya. Disertakan fakta bentuk dan *trendline* yang serupa, maka alat ukur masih dapat dikatakan *valid*.

#### 4.2 Analisa Perubahan Koefisien Tekanan Sepanjang *Chordwise* Sayap ( $C_p - x/c$ )

Analisa  $C_p$  dilakukan untuk mengetahui distribusi tekanan sepanjang *mean aerodynamic chord* (MAC) sayap, yang dapat digunakan untuk memahami karakteristik aliran yang melewati model. Grafik  $C_p$  dapat digunakan untuk mengetahui pada titik mana separasi aliran mulai terjadi, hal tersebut diindikasikan oleh nilai  $C_p$  *upper side* sayap yang konstan. Namun, dikarenakan penempatan *pressure taps* yang hanya terdapat pada MAC sayap, grafik  $C_p$  tidak dapat digunakan untuk menghitung gaya *drag* dan *lift* yang dialami model serta hanya dapat digunakan sebagai estimasi titik separasi sepanjang *spanwise* sayap. Meskipun MAC merupakan *chord* yang mewakili *chord* dari sayap *rectangular* dengan pengaruh aerodinamis yang sama dengan sayap aslinya, hal tersebut tidak menutup kemungkinan adanya distribusi tekanan berbeda pada luasan sayap. Selain itu gaya *drag* dan *lift* juga dipengaruhi gaya *viscous* yang tidak dapat dianalisa melalui grafik  $C_p$ . *Pressure taps* juga hanya terdapat pada  $0 \leq x/C \leq 0,64$ . Penelitian ini membandingkan distribusi tekanan sepanjang MAC sayap *plain* (*vortex generartor*) dan dengan *vortex*

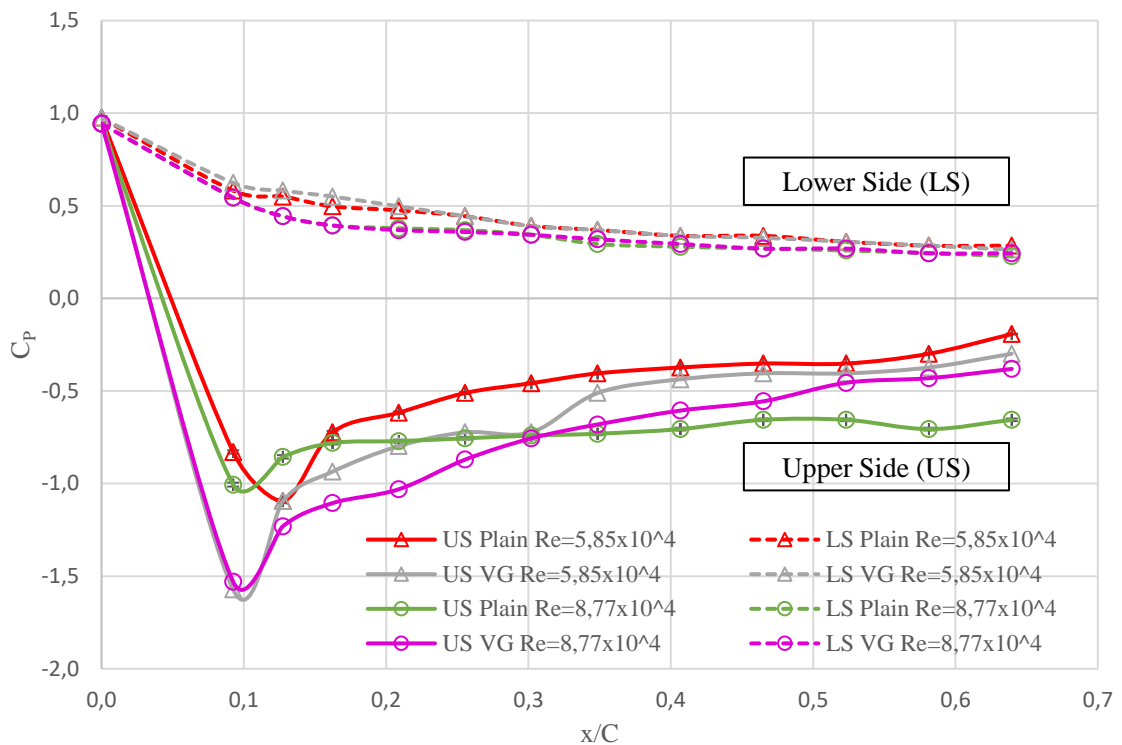
generattor (VG), pada 2 bilangan Reynolds yaitu  $Re = 5,85 \times 10^4$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$ , serta 3 sudut serang ( $\alpha$ ) yaitu  $0^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $16^\circ$ .



Gambar 4.3 Perbandingan Grafik  $C_p - x/C$  model *plain* dan dengan *vortex generator* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$  saat sudut serang  $0^\circ$

Gambar 4.3 menunjukkan perbandingan grafik  $C_p$  sisi atas (*upper side/US*) dan sisi bawah (*lower side/LS*) pada 2 bilangan Reynolds saat sudut serang  $0^\circ$ . Dapat dilihat bahwa  $C_p$  *lower side* antara model *plain* dan dengan *vortex generator* pada bilangan Reynolds yang sama sebagian besar berimpitan dan hanya memiliki selisih kecil yang dapat diabaikan. Hal ini dikarenakan *vortex generator* hanya diletakkan pada *upper side* sayap dan tidak mempengaruhi karakteristik aliran di bawah sayap. Untuk bilangan Reynolds yang berbeda,  $C_p$ -nya juga berbeda. Meskipun grafiknya sangat berdekatan dan bersilangan di beberapa titik, masih ada perbedaan yang cukup signifikan seperti pada  $0 \leq x/C \leq 0,16$  dan  $0,46 \leq x/C \leq 0,56$ , dimana nilai  $C_p$  LS pada  $Re = 8,77 \times 10^4$  lebih rendah dari milik aliran dengan  $Re = 5,85 \times 10^4$ . Secara keseluruhan keempat grafik  $C_p$  *lower side* memiliki *trendline* yang sama, yaitu turun sekitar  $0 \leq x/C \leq 0,1$  kemudian naik hingga *pressure tap* terakhir pada  $x/C = 0,64$ .

Sedangkan untuk grafik  $C_p$  *upper side* (US), dapat dilihat bahwa antara model *plain* dan dengan *vortex generator* terdapat perbedaan yang cukup signifikan. Pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , model dengan *vortex generator* memiliki nilai  $C_p$  *upper side* yang lebih rendah dari model *plain* sekitar  $0,1 \leq x/C \leq 0,32$  dan  $0,46 \leq x/C \leq 0,64$ . Pada  $Re = 8,77 \times 10^4$ , model dengan *vortex generator* memiliki nilai  $C_p$  *upper side* yang lebih rendah dari model *plain* sepanjang sayap dari  $x/C = 0$  hingga  $x/C = 0,64$ . Secara garis besar penambahan *vortex generator* pada *upper side* menyebabkan nilai  $C_p$  yang lebih rendah. Lalu jika membandingkan model yang sama pada  $Re$  yang berbeda, baik keduanya *plain* ataupun keduanya dengan *vortex generator*, terlihat bahwa  $C_p$  dengan  $Re$  yang lebih besar memiliki nilai yang lebih rendah. Keempat grafik  $C_p$  US memiliki *trendline* yang sama yaitu turun dari  $0 \leq x/C \leq 0,1$  kemudian naik terus hingga ujung MAC.



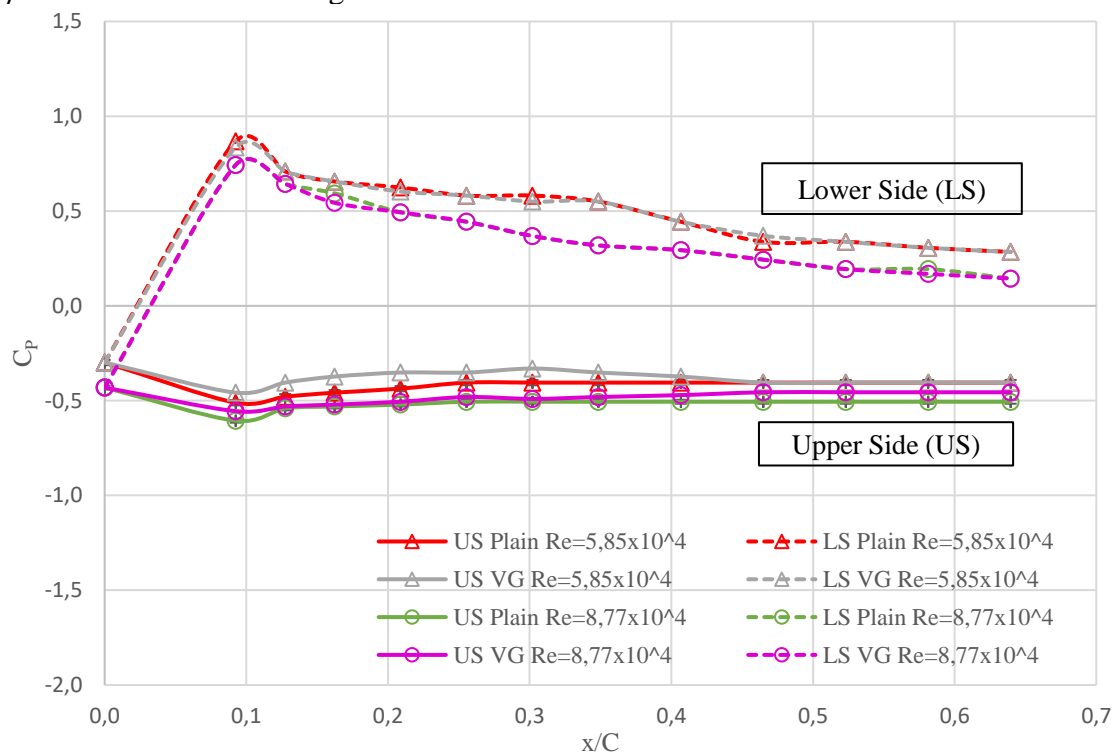
Gambar 4.4 Perbandingan Grafik  $C_p - x/C$  model *plain* dan dengan *vortex generator* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$  saat sudut serang  $8^\circ$

Gambar 4.4 menunjukkan perbandingan grafik  $C_p$  sisi atas (*upper side/US*) dan sisi bawah (*lower side/LS*) pada 2 bilangan Reynolds saat sudut serang  $8^\circ$ . Secara keseluruhan keempat grafik  $C_p$  *lower side* sama-sama memiliki *trendline* turun, meskipun tidak linear. Namun, nilai  $C_p$  pada  $x/C = 0$  bukan 1. Hal ini menandakan titik stagnasi aliran sudah bergeser ke *lower side* sayap, titik stagnasi diperkirakan bergeser ke sekitar  $0 \leq x/C \leq 0,09$  yang sayangnya tidak dapat diukur karena keterbatasan ruang dalam model tidak memungkinkan ditematkannya *pressure tap* pada kisaran tersebut. Dapat dilihat bahwa seperti saat  $\alpha = 0^\circ$ , penambahan *vortex generator* tidak mempengaruhi  $C_p$  *lower side*. Perbedaan  $C_p$  *lower side* yang signifikan hanya disebabkan bilangan Reynolds yang berbeda, sebagaimana terlihat pada gambar 4.4 dimana  $C_p$  *lower side* dengan  $Re$  lebih besar memiliki nilai yang lebih rendah sepanjang MAC.

Berbeda dengan *lower side*, penambahan *vortex generator* menyebabkan perbedaan yang cukup signifikan pada grafik  $C_p$  *upper side* (US). Pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , model dengan *vortex generator* memiliki nilai  $C_p$  *upper side* yang lebih rendah dari model *plain* sepanjang MAC. Hal yang serupa juga terjadi pada  $Re = 8,77 \times 10^4$ , model dengan *vortex generator* memiliki nilai  $C_p$  *upper side* yang lebih rendah dari model *plain* sepanjang  $0 \leq x/C \leq 0,3$ . Namun, dari  $x/C = 0,3$  hingga  $x/C = 0,64$  nilai  $C_p$  *upper side* model dengan *vortex generator* lebih rendah dari model *plain*. Secara keseluruhan keempat grafik  $C_p$  *upper side* memiliki *trendline* yang sama yaitu turun sekitar  $0 \leq x/C \leq 0,1$  kemudian naik hingga *pressure tap* terakhir pada  $x/C = 0,64$  dan model dengan *vortex generator* memiliki nilai  $C_p$  yang lebih rendah, namun  $C_p$  *upper side* model *plain* pada  $Re = 8,77 \times 10^4$  merupakan pengecualian. Pada  $0,3 \leq x/C \leq 0,64$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$ , model *plain* memiliki nilai  $C_p$  US yang lebih rendah dari model dengan *vortex generator*. Namun, nilai tersebut cenderung konstan dengan berfluktuasi pada nilai yang sama yaitu sekitar -0,68, dan menandakan mulai terjadinya separasi aliran. Dari hal tersebut terlihat

bahwa, meskipun penambahan *vortex generator* menyebabkan nilai  $C_p$  yang lebih tinggi, model menunjukkan kemampuan menunda separasi aliran yang baik. Selain itu, terlihat bahwa  $C_p$  dengan  $Re$  yang lebih besar memiliki nilai yang lebih rendah.

Pada gambar 4.5 terlihat perbandingan grafik  $C_p$  sisi atas (*upper side/US*) dan sisi bawah (*lower side/LS*) pada 2 bilangan Reynolds saat sudut serang  $16^\circ$ . Seperti saat  $\alpha = 0^\circ$  dan  $8^\circ$ , penambahan *vortex generator* tidak mempengaruhi  $C_p$  *lower side*. Perbedaan  $C_p$  *lower side* yang signifikan hanya disebabkan bilangan Reynolds yang berbeda, dimana aliran dengan Reynolds yang lebih besar memiliki  $C_p$  yang lebih rendah. Secara garis besar *trendline* keempat grafik  $C_p$  *lower side* tetap sama yaitu turun dari titik stagnasi hingga ujung MAC, meskipun tidak linear. Namun, seperti dengan aliran saat sudut serang  $8^\circ$ , titik stagnasi tersebut tidak terdapat pada  $x/C = 0$ . Sudut serang yang relatif besar menyebabkan titik stagnasi bergeser ke *lower side* sekitar  $0 \leq x/C \leq 0,09$  dan  $C_p$  pada  $x/C = 0$  memiliki nilai negatif.



Gambar 4.5 Perbandingan Grafik  $C_p - x/C$  model *plain* dan dengan *vortex generator* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$  saat sudut serang  $16^\circ$

Berkebalikan dengan yang terjadi pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $8^\circ$ , penambahan *vortex generator* justru meningkatkan nilai  $C_p$  *upper side* (US) sayap sebagaimana terlihat pada gambar 4.5. Pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , model dengan *vortex generator* memiliki nilai  $C_p$  *upper side* yang lebih tinggi dari model *plain* sepanjang MAC. Hal yang serupa juga terjadi pada  $Re = 8,77 \times 10^4$ , model dengan *vortex generator* memiliki nilai  $C_p$  *upper side* yang lebih tinggi dari model *plain* sepanjang MAC. Hal ini menunjukkan efektivitas *vortex generator* yang menurun akibat sudut serang yang terlalu besar. Tapi model dengan *vortex generator* menunjukkan kemampuan menunda separasi aliran yang cukup bagus, dimana pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  model *plain* dan model dengan *vortex generator* mengalami separasi masing-masing mulai dari  $x/C = 0,25$  dan  $x/C = 0,46$ . Pada  $Re = 8,77 \times 10^4$  model *plain* mulai mengalami separasi dari sekitar  $x/C = 0,25$  dan model dengan *vortex generator* baru mulai mengalami separasi mulai dari  $x/C = 0,46$ . Pada kedua bilangan

Reynolds, model dengan *vortex generator* memiliki nilai  $C_p$  *upper side* yang lebih tinggi tapi separasi yang lebih lambat dari model *plain*. Hal ini sesuai dengan teori dimana meskipun *turbulent boundary layer* yang dihasilkan *vortex generator* memiliki tekanan yang lebih besar dari *laminar boundary layer* yang terbentuk pada model *plain*, tetapi memiliki kemampuan melawan *adverse pressure gradient* yang lebih baik. Secara keseluruhan grafik  $C_p$  *upper side* memiliki *trendline* yang sama yaitu turun sekitar  $0 \leq x/C \leq 0,1$  kemudian naik hingga dan perlahan mendatar menjadi konstan hingga *pressure tap* terakhir pada  $x/C = 0,64$ , namun  $C_p$  *upper side* model dengan *vortex generator* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  merupakan pengecualian. Grafik  $C_p$  pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  memiliki *trendline* yang serupa hingga  $x/C = 0,3$ , kemudian turun lagi sebelum konstan pada nilai yang sama dengan model *plain*.

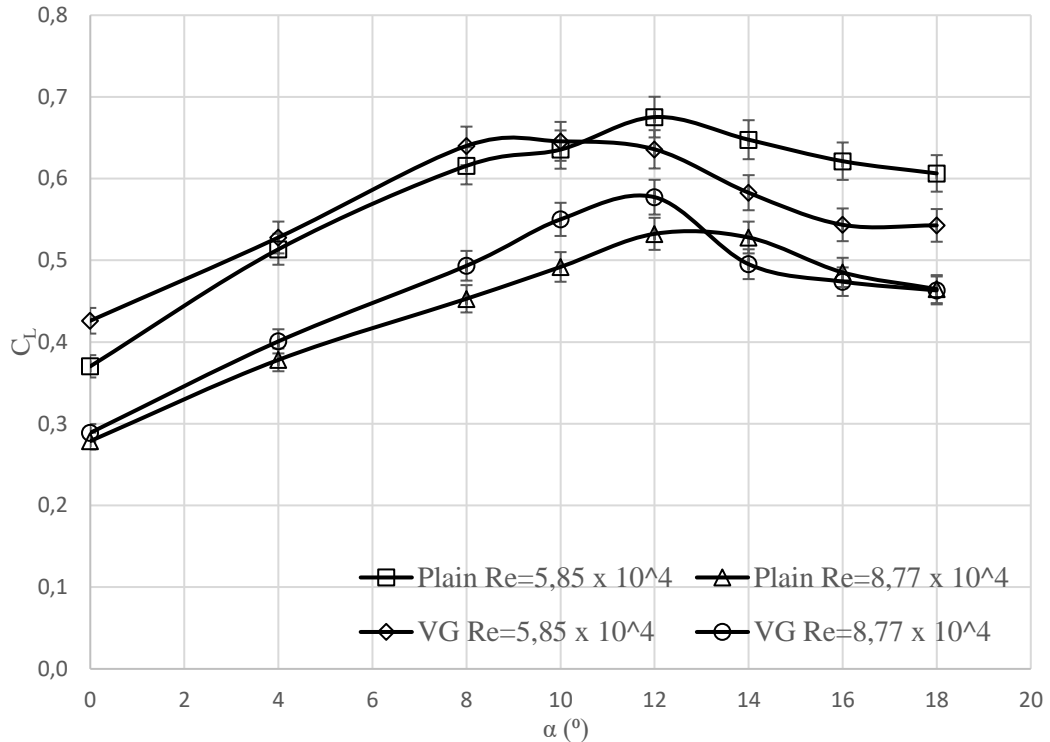
### 4.3 Analisa Koefisien Lift ( $C_L$ ) dan Koefisien Drag ( $C_D$ )

#### 4.1 Analisa Koefisien Lift terhadap Sudut Serang ( $C_L - \alpha$ )

Pada gambar 4.6 terlihat perbandingan grafik  $C_L - \alpha$  model *plain* (tanpa *vortex generator*) dan dengan *vortex generator* pada 2 bilangan Reynolds. Keempat grafik  $C_L$  memiliki *trendline* yang sama yaitu naik seiring peningkatan sudut serang hingga mencapai *stall angle*-nya, kemudian turun seiring sudut serang yang semakin besar. *Stall angle* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  adalah  $12^\circ$  untuk model *plain* dan  $10^\circ$  untuk model dengan *vortex generator*. Sedangkan *stall angle* pada  $Re = 8,77 \times 10^4$  untuk model *plain* dan dengan *vortex generator* masing-masing adalah  $13^\circ$  dan  $12^\circ$ . Pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , model dengan *vortex generator* memiliki  $C_L$  yang lebih besar dibanding dengan model *plain* pada  $\alpha$  senilai  $0^\circ - 10^\circ$ , meningkat sekitar 5,85%, namun dari  $\alpha$   $10^\circ - 18^\circ$  nilai  $C_L$  model *plain* justru lebih besar. Perbedaan  $C_L$  pada sudut serang  $4^\circ - 10^\circ$  tersebut juga dapat diabaikan karena nilainya masih berada di dalam *range uncertainty* pengukuran. Saat model berada pada aliran dengan  $Re = 8,77 \times 10^4$ , penambahan *vortex generator* juga menunjukkan peningkatan  $C_L$  pada sudut serang  $0^\circ - 12^\circ$  sekitar 7,76%, namun perbedaan nilai  $C_L$  pada sudut serang  $0^\circ - 4^\circ$  dan  $16^\circ - 18^\circ$  berada pada *range uncertainty* pengukuran sehingga dapat diabaikan. Pada kedua bilangan Reynolds, penambahan *vortex generator* meningkatkan  $C_L$  hingga *stall angle*. Lalu setelah *stall angle* nilai  $C_L$ -nya justru lebih rendah dari model *plain*. Gambar 4.6 juga menunjukkan peningkatan bilangan Reynolds menyebabkan penurunan nilai  $C_L$ .

Secara teori, penambahan *vortex generator* seharusnya menunda separasi sehingga *stall angle*-nya lebih tinggi  $C_L$  dan meningkatkan nilai. Akan tetapi hasil penelitian menunjukkan hal yang kurang sesuai, dimana model *plain* pada kedua bilangan Reynolds memiliki *stall angle* yang lebih tinggi. Hal ini dapat disebabkan beberapa faktor seperti kekasaran permukaan model yang kurang baik, terutama pada model dengan *vortex generator*. Hal ini dikarenakan pelapisan dempul dan pengamplasan (*finishing*) sangat terbatas agar tidak merusak *vortex generator*. Kedua, ukuran dan bentuk *vortex generator* juga tidak seragam akibat beberapa faktor seperti keterbatasan 3D Printer yang kurang mampu mencetak objek yang kecil dengan sangat teliti serta kerusakan akibat proses *finishing*. Faktor ketiga adalah cara kerja *Drag and Lift Balance* yang bersifat mekanis kurang mampu mengukur gaya aerodinamis seperti *lift* yang dalam kenyataannya fluktuatif. Gaya *lift* yang dialami model tidak konstan pada satu nilai sehingga ketika *lift balance* sudah digeser untuk mengimbangi gaya *lift*, *lift* yang dialami model dapat tiba-tiba berubah dan menyebabkan alat dan model tidak lagi setimbang. Hal ini juga menyebabkan *lift balance* dapat setimbang pada beberapa titik sepanjang penggarisnya. Kemudian terdapat faktor *human error* pada pembacaan

busur saat mengatur sudut serang dan pada pembacaan hasil pengukuran. Peningkatan  $C_L$  yang tidak signifikan pada beberapa sudut serang juga dapat disebabkan faktor-faktor tersebut, namun bisa juga disebabkan bilangan Reynolds yang terlalu rendah sehingga *vortex generator* kurang efektif. Hal ini dibuktikan dengan nilai  $Re$  yang lebih tinggi, peningkatan  $C_L$  yang signifikan lebih banyak. Melihat hal tersebut dan mempertimbangkan kondisi aktual UAV yang terbang pada bilangan Reynolds yang lebih tinggi, dapat dikatakan bahwa pengaruh *vortex generator* akan lebih besar. Peningkatan nilai  $C_L$  dan *stall angle* yang lebih besar. Sehingga, penambahan *vortex generator* menguntungkan bagi sayap UAV.



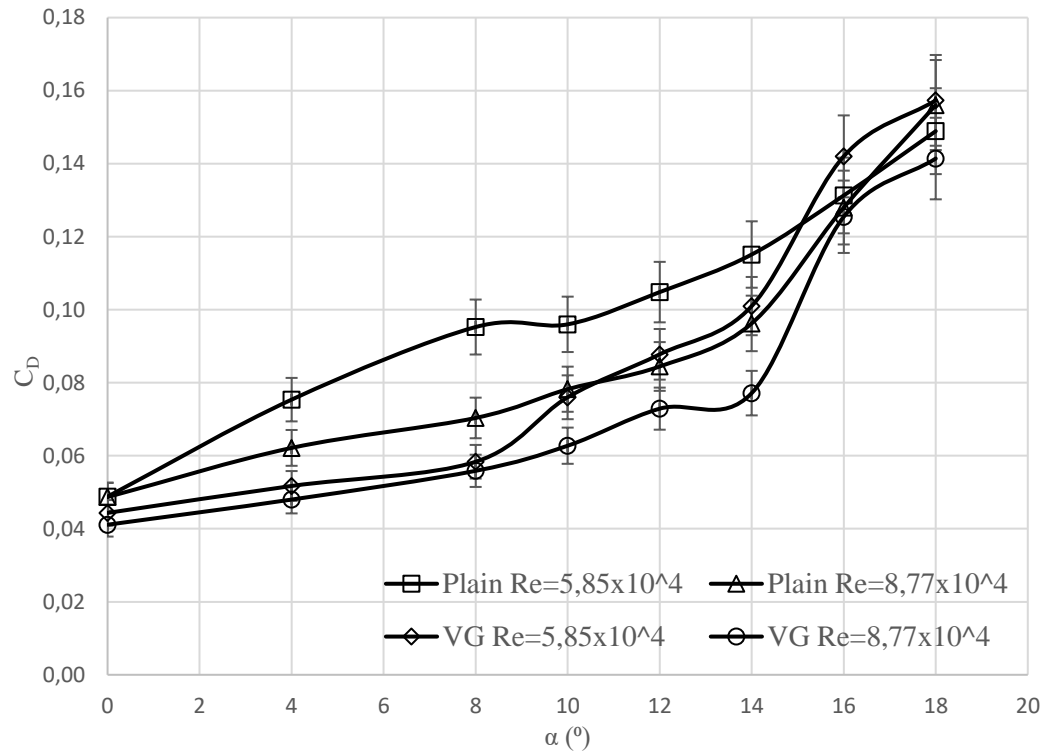
Gambar 4.6 Perbandingan Grafik  $C_L - \alpha$  model *plain* dan dengan *vortex generator* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$

#### 4.2 Analisa Koefisien *Drag* terhadap Sudut Serang ( $C_D - \alpha$ )

Gambar 4.7 menunjukkan perbandingan grafik  $C_D - \alpha$  model *plain* (tanpa *vortex generator*) dan dengan *vortex generator* pada 2 bilangan Reynolds. Pada umumnya bentuk grafik  $C_D$  menyerupai grafik kuadratik ( $y = x^2$ ) dimana peningkatannya akan semakin curam seiring sudut serang yang akan semakin besar. Tiga grafik  $C_D$  sudah sesuai bentuk pada umumnya, hanya grafik model *plain* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  saja yang kurang menyerupai grafik kuadratik karena gradiennya yang justru sedikit melandai seiring peningkatan sudut serang. Keempat grafik  $C_D$  juga terlihat sama-sama memiliki *trendline* naik seiring meningkatnya sudut serang, berbeda dengan  $C_L$  yang nilainya turun setelah *stall angle*. Pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , model dengan *vortex generator* memiliki  $C_D$  yang lebih kecil dari model *plain* pada  $\alpha$  senilai  $0^{\circ} - 15^{\circ}$ , mengecil sekitar 21,43%, kemudian dari  $\alpha 15^{\circ} - 18^{\circ}$  nilai  $C_D$  model *plain* menjadi lebih kecil. Namun, perbedaan  $C_D$  pada sudut serang  $15^{\circ} - 18^{\circ}$  tersebut dapat diabaikan karena nilainya masih berada di dalam *range uncertainty* pengukuran. Pada aliran dengan  $Re = 8,77 \times 10^4$ , penambahan *vortex generator* juga menunjukkan penurunan nilai  $C_D$  pada sudut serang  $0^{\circ} - 18^{\circ}$ , yaitu sekitar 15,45%. Namun,



perbedaan nilai  $C_D$  pada sudut serang  $16^\circ - 18^\circ$  berada pada *range uncertainty* pengukuran sehingga dapat diabaikan. Gambar 4.6 juga menunjukkan bahwa meskipun beberapa perbedaan tersebut kurang signifikan, secara garis besar peningkatan bilangan Reynolds juga menurunkan nilai  $C_D$ .



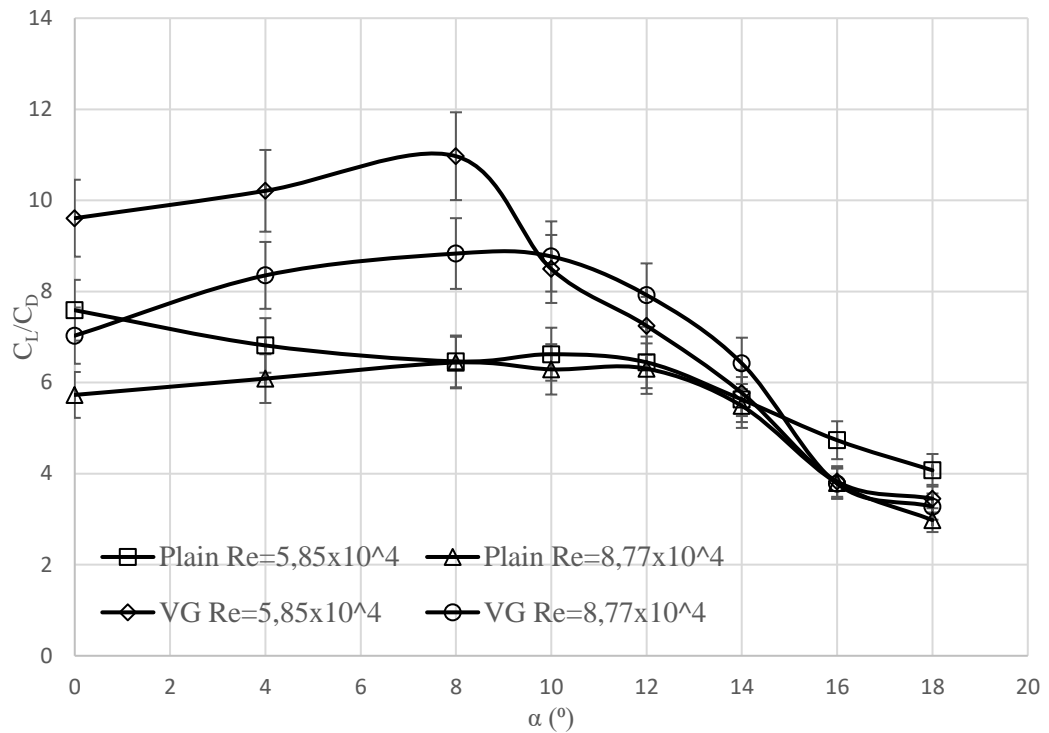
Gambar 4.7 Perbandingan Grafik  $C_D - \alpha$  model *plain* dan dengan *vortex generator* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$

Berdasarkan gambar 4.7 dan analisa di atas, ditemukan bahwa pengukuran *drag* memiliki ketidakpastian pengukuran yang lebih besar dari pengukuran *lift*. Hal ini disebabkan alat *Drag and Lift Balance* yang digunakan dirancang untuk mampu mengukur *drag* silinder dan bola yang relatif besar, sehingga kurang teliti dalam mengukur *drag airfoil* yang nilainya lebih kecil. Pengukuran ini juga dipengaruhi faktor-faktor yang sama dengan pengukuran *lift* seperti bentuk *vortex generator* yang kurang baik dan tidak seragam sepanjang sayap, *finishing* permukaan yang kurang baik, cara kerja alat yang bersifat mekanis dan kurang mampu mengukur gaya aerodinamis yang tidak konstan pada satu nilai, serta *human error* pada pembacaan busur saat mengatur sudut serang dan pada pembacaan hasil pengukuran. Nilai *drag*, beserta fluktuasinya, yang relatif kecil memungkinkan pengukuran yang lebih mudah dan akurat. Mempertimbangkan penurunan  $C_D$  pada  $Re$  yang lebih tinggi terjadi pada *range  $\alpha$*  yang lebih besar, terdapat kemungkinan bahwa penambahan *vortex generator* akan semakin efektif. Sehingga, dapat disimpulkan bahwa penambahan *vortex generator* menguntungkan bagi sayap UAV.

#### 4.3 Analisa Lift to Drag Ratio terhadap Sudut Serang ( $C_L/C_D - \alpha$ )

Performa suatu sayap dipengaruhi oleh gaya *lift* dan *drag* yang dihasilkan dan penelitian ini memungkinkan perbandingan dan evaluasi performa sayap, baik *plain* maupun dengan *vortex generator*, secara kuantitatif melalui nilai rasio  $C_L/C_D$ . Sebagaimana telah dibahas dalam subbab sebelumnya, peningkatan sudut serang tidak hanya meningkatkan *lift* tapi juga meningkatkan *drag*. Sehingga, peningkatan sudut

serang hanya meningkatkan performa sayap sepanjang rentang tertentu, dari  $0^\circ$  hingga *optimum angle of attack* (sudut serang optimum) dimana *optimum angle of attack* adalah sudut serang dengan nilai *Lift to Drag ratio* ( $C_L/C_D$ ).



Gambar 4.8 Perbandingan Grafik  $C_L/C_D - \alpha$  model *plain* dan dengan *vortex generator* pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$

Gambar 4.8 membandingkan grafik rasio  $C_L/C_D$  model *plain* dengan model yang ditambahkan *vortex generator* pada 2 bilangan Reynolds. Pada umumnya grafik rasio  $C_L/C_D$  terhadap sudut serang memiliki bentuk dan *trendline* yang serupa dengan grafik  $C_L$  yaitu naik hingga nilai maksimumnya pada sudut serang optimum, kemudian peningkatan sudut serang selebihnya akan membuat nilainya turun. Grafik milik model dengan *vortex generator* sudah sesuai, akan tetapi grafik model *plain* tidak seperti itu. Grafik model *plain* pada  $Re = 8,77 \times 10^4$  sempat turun saat sudut serang  $10^\circ$  lalu naik lagi saat  $12^\circ$  sebelum turun terus pada sudut serang di atasnya, tetapi karena rasio  $C_L/C_D$  pada sudut serang  $10^\circ$  masih berada pada rentang ketidakpastian pengukuran  $C_L/C_D$  pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , dapat diasumsi nilai  $C_L/C_D$  pada  $Re = 8,77 \times 10^4$  sama dengan  $C_L/C_D$  pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  sehingga grafik  $C_L/C_D$  pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  memiliki bentuk dan *trendline* yang serupa dengan bentuk grafik  $C_L/C_D$  pada umumnya.

Sekarang hanya grafik model *plain* yang masih tidak sesuai karena sudut serang optimumnya justru berada pada  $0^\circ$  dan peningkatan sudut serang justru menurunkan rasio  $C_L/C_D$ -nya. Melihat grafik  $C_L - \alpha$  dan  $C_D - \alpha$  masing-masing pada gambar 4.6 dan 4.7, diperkirakan penyebab kejanggalan ini adalah ketidakakuratan dalam pengukuran *drag* karena grafik  $C_D$ -nya juga kurang sesuai dengan bentuk umumnya (tidak menyerupai grafik kuadratik). Diperkirakan nilai *drag* yang terukur pada sudut serang awal lebih kecil dari aslinya sehingga bentuk grafik  $C_D$  dan  $C_L/C_D$  seperti pada gambar 4.7 dan 4.8, namun hal tersebut juga tidak menutup kemungkinan bahwa kesalahan pengukuran juga terjadi saat pengukuran *lift*.

Gambar 4.8 menunjukkan bahwa peningkatan bilangan Reynolds menurunkan rasio  $C_L/C_D$  sayap, tetapi bagi model *plain* perbedaan tersebut tidak signifikan. Sebagaimana terlihat bahwa sebagian besar titiknya masih berada dalam *range uncertainty* pengukuran masing-masing. Meskipun begitu, penambahan *vortex generator* memberi pengaruh yang cukup baik pada kedua bilangan Reynolds. Pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  dan  $Re = 8,77 \times 10^4$  terjadi peningkatan performa rata-rata masing-masing sekitar 43,6% dan 29,86%. Peningkatan performa terbaik terlihat pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , dimana penambahan model memberi peningkatan rasio  $C_L/C_D$  terbesar saat sudut serang  $8^\circ$  sebesar 69,7% dari 6,46 menjadi 10,97. Meskipun tidak sebesar pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , penambahan *vortex generator* pada  $Re = 8,77 \times 10^4$  juga meningkatkan rasio  $C_L/C_D$ . Peningkatan terbesar juga terjadi pada sudut serang  $8^\circ$  yaitu sebesar 37,17% dari 6,44 menjadi 8,83. Namun, gambar 4.8 juga menunjukkan bahwa penambahan *vortex generator* juga menyebabkan rentang peningkatan sudut serang yang menguntungkan menjadi lebih pendek dan menurunkan nilai sudut serang optimal. Model *plain* pada kedua bilangan Reynolds memiliki sudut serang optimum sekitar  $10^\circ$ , sedangkan sudut serang optimum model dengan *vortex generator* berada sekitar  $8^\circ$ . Hal ini menunjukkan bahwa penambahan *vortex generator* meningkatkan performa sayap, tetapi memperkecil rentang dimana peningkatan sudut serang menguntungkan dan mempercepat *stall*. Fenomena ini serupa dengan yang terjadi pada penelitian Hariyadi, et al. (2018). Pada penelitiannya, penambahan *vortex generator* juga meningkatkan rasio  $C_L/C_D$  sayap tapi juga menurunkan sudut serang optimumnya dari  $12^\circ$  menjadi sekitar  $8^\circ$ .

Segala ketidaksesuaian di atas mungkin disebabkan oleh faktor-faktor yang sama pada pengukuran *lift* dan *drag*, yang sudah dijelaskan masing-masing pada subbab 4.3.1 dan 4.3.2, seperti bentuk *vortex generator* yang kurang baik dan tidak seragam, baik akibat keterbatasan 3D Printer ataupun kerusakan dari proses *finishing*, kualitas kekasaran permukaan yang kurang baik. Faktor utama merupakan keterbatasan kemampuan alat dan *human error*. Cara kerja alat ukur yang bersifat mekanis kurang mampu mengukur gaya-gaya aerodinamis yang fluktuatif secara akurat dan juga adanya kemungkinan inersia dari alat menyebabkan nilai yang terukur berbeda dari *drag* atau *lift* yang sebenarnya dialami model.

#### 4.4 Hasil Diskusi

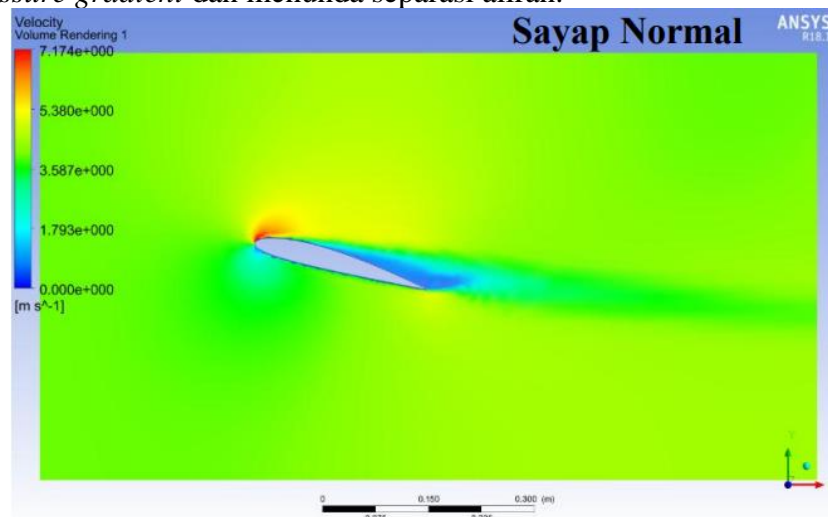
Setelah dilakukannya diskusi terkait hasil penelitian di atas, ditemukan beberapa poin penting dari pembahasan yang patut ditulis. Pertama ada pada pengukuran distribusi  $C_p$  yang dilakukan pada sudut serang  $0^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $16^\circ$ . Pengukuran pada sudut serang  $8^\circ$  kurang mampu menunjukkan pengaruh *vortex generator* dalam menunda separasi aliran karena separasi yang terjadi masih kecil, bahkan tidak terbaca pada pengukuran. Sedangkan sudut serang  $16^\circ$  terlalu besar dan sayap sudah mengalami *stall* sehingga pengaruh *vortex generator* tidak dapat dilihat. Sudut serang yang dapat menunjukkan kemampuan *vortex generator* menunda separasi aliran paling baik adalah sekitar  $12^\circ$  atau pada sudut *stall*-nya. Hal ini dikarenakan separasi aliran yang terjadi pada model *plain* sudah cukup besar sehingga separasi aliran dan seberapa jauh penambahan *vortex generator* menundanya dapat terlihat pada pengukuran.

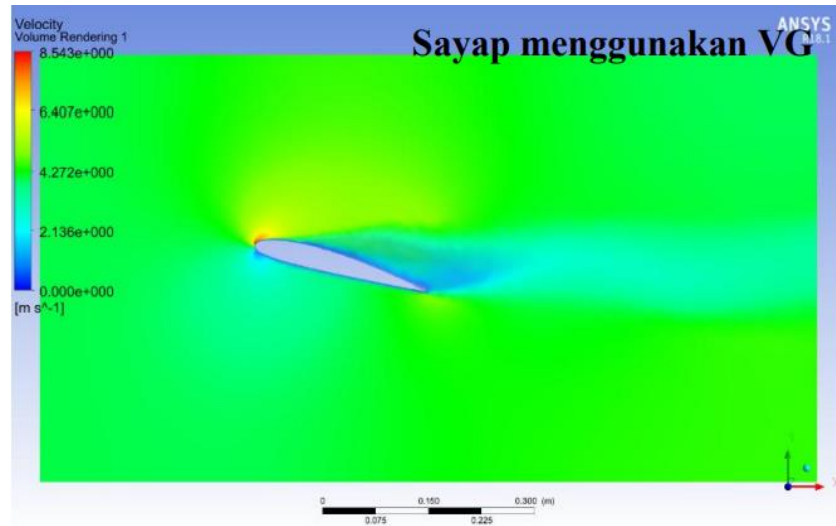
Poin kedua adalah penelitian ini menunjukkan bahwa penambahan *vortex generator* menunda separasi aliran, meningkatkan  $C_L$  dan gradien *trendline* grafiknya, serta menurunkan  $C_D$  dan gradien *trendline* grafiknya. Hasil penelitian juga menunjukkan bahwa pengaruh tersebut akan semakin besar pada bilangan Reynolds yang lebih besar, sehingga dikatakan bahwa semakin besar bilangan Reynolds-nya semakin besar juga

efektivitas dari *vortex generator*. Namun, fenomena ini tidak terjadi terus menerus, setelah melewati nilai bilangan Reynolds tertentu efektivitas *vortex generator* berhenti meningkat. Melihat penelitian Hariyadi, et al. (2018) pada  $Re = 9 \times 10^5$  dan Herdiana & Hartono (2020) pada  $Re = 1,27 \times 10^6$  nilai tersebut diperkirakan pada  $Re = 1 \times 10^6$  karena penelitian Herdiana & Hartono (2020) pada bilangan Reynolds yang lebih besar tidak menunjukkan peningkatan  $C_L$  yang lebih besar. Pada aliran eksternal, aliran dengan  $Re \geq 5 \times 10^5$  mulai mengalami transisi dari laminar menjadi turbulen, dan sebagaimana diketahui bahwa *vortex generator* bekerja dengan membentuk *turbulent boundary layer* pada permukaan sayap. Maka, apabila aliran yang dilalui sayap sudah turbulen, *vortex generator* tidak akan memberi pengaruh yang signifikan.

Ketiga, penambahan *vortex generator* menyebabkan perubahan yang sama dengan penelitian Hariyadi, et al. (2018) yaitu distribusi  $C_p$  menjadi lebih turun dan selisih bilangan Reynolds memberikan pengaruh yang cukup signifikan sebagaimana terlihat pada gambar 4.3 dan 4.4. Distribusi  $C_p$  yang lebih rendah, tepatnya saat mendekati *trailing edge*, menunjukkan bahwa penambahan *vortex generator* dapat mengurangi *adverse pressure gradient*. Sama dengan penelitian Hariyadi, et al. (2018), gambar 4.5 juga menunjukkan terjadinya separasi pada  $x/C = 0,25$  dan penambahan *vortex generator* memundurkannya ke sekitar  $x/C = 0,46$ .

*Vortex generator* menurunkan tekanan dan *adverse pressure gradient* pada sayap dengan meningkatkan kecepatan aliran dekat permukaan sayap. Hal tersebut juga dapat dilihat pada visualisasi 2D aliran dari penelitian Aji (2020) pada gambar 4.9 yang menunjukkan perbedaan warna yang dihasilkan. Gambar 4.9 diperoleh pada bilangan Reynolds yang paling dekat dengan penelitian ini yaitu  $Re = \pm 6,6 \times 10^4$ . Penambahan *vortex generator* pada sayap *plain* mengubah kontur kecepatan dari berwarna biru tua yang menandakan terdapatnya *boundary layer* dengan kecepatan rendah menjadi biru muda kehijauan dengan kecepatan yang lebih tinggi. Peningkatan kecepatan tersebut mengurangi *adverse pressure gradient* dan menunda separasi aliran.





Gambar 4.9 Perbandingan visualisasi 2D aliran melalui model *plain* dan dengan *vortex generator* pada kecepatan kecepatan 4 m/s saat sudut serang  $15^\circ$  (Aji, 2020)

## BAB V KESIMPULAN DAN SARAN

### 5.1 Kesimpulan

Berdasarkan penelitian beserta pengambilan dan analisa data yang telah dilakukan, dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut:

1. Penambahan *vortex generator* membawa dampak yang bagus yaitu meningkatkan koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan menurunkan koefisien *drag* ( $C_D$ ). Pada  $Re = 5,85 \times 10^4$ , penambahan *vortex generator* meningkatkan  $C_L$  sekitar 5,85% saat sudut serang  $0^\circ - 10^\circ$  dan menurunkan  $C_D$  sekitar 21,43% saat sudut serang  $0^\circ - 15^\circ$ . Pada  $Re = 8,77 \times 10^4$ , penambahan *vortex generator* meningkatkan  $C_L$  pada rentang sudut serang yang lebih besar yaitu  $0^\circ - 12^\circ$  sebanyak 7,76% dan juga menurunkan  $C_D$  pada rentang sudut serang yang lebih besar yaitu  $0^\circ - 18^\circ$  sebanyak 15,45%. Peningkatan  $C_L$  yang lebih tinggi terjadi pada  $Re$  yang lebih tinggi sehingga dapat dikatakan bahwa penambahan *vortex generator* akan menguntungkan UAV karena kondisi aktual dimana UAV beroperasi memiliki  $Re$  yang lebih tinggi lagi tetapi belum sampai.
2. Penambahan *vortex generator* juga mempengaruhi karakteristik aliran, sebagaimana terlihat dari distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) yang berubah. Tetapi untuk *upper side*, saat sudut serang  $0^\circ$  dan  $8^\circ$  pada kedua bilangan Reynolds, penambahan *vortex generator* menurunkan distribusi  $C_p$  menjadi lebih rendah atau lebih negatif. Sedangkan pada sudut serang  $16^\circ$  yang sudah terjadi *stall*, penambahan *vortex generator* meningkatkan distribusi  $C_p$  menjadi lebih positif tetapi menunda separasi aliran pada kedua bilangan Reynolds.
3. Penambahan *vortex generator* tidak mempengaruhi  $C_p$  *lower side* pada setiap sudut serang dan kedua bilangan Reynolds secara signifikan.
4. Peningkatan rasio  $C_L/C_D$  menunjukkan pengaruh penambahan *vortex generator* yang menguntungkan bagi performa sayap. Penambahan *vortex generator* meningkatkan performa sayap pada kedua bilangan Reynolds, tapi memperkecil rentang dimana peningkatan sudut serang menguntungkan bagi performa sayap serta menurunkan sudut serang optimum dimana rasio  $C_L/C_D$  tertinggi terjadi. Pada  $Re = 5,85 \times 10^4$  terjadi peningkatan sebesar 43,6% saat sudut serang  $0^\circ - 14^\circ$  dan pada  $Re = 8,77 \times 10^4$  terjadi peningkatan sebesar 29,86% saat sudut serang  $0^\circ - 16^\circ$ .

### 5.2 Saran

Dari penelitian yang telah dilakukan, ditemukan beberapa saran untuk penelitian lebih lanjut serta saran terkait sarana prasarana penelitian yang terdapat pada Departemen Teknik Mesin FTIRS ITS sebagai berikut:

1. Dilakukan perbaikan atau restorasi terhadap *wind tunnel* milik Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS serta ruangan D 304 tempat *wind tunnel* terletak dikarenakan kondisi dan performa *wind tunnel* yang sudah sangat menurun dan kurangnya fasilitas seperti meja untuk alat ukur serta meja dan kursi untuk peneliti.
2. Pengukuran distribusi  $C_p$  sebaiknya dilakukan sekitar *stall angle* agar kemampuan *vortex generator* menunda separasi lebih terlihat.
3. Alat ukur *Drag and Lift Balance* sebaiknya diganti dengan alat yang memanfaatkan *load cell* serta memiliki skala digital agar mampu memberi pengukuran yang lebih akurat dan presisi dari gaya *drag* dan *lift* yang tidak stabil.
4. Untuk memverifikasi efek penambahan *vortex generator* terhadap sayap UAV lebih dalam, penelitian ini dapat dilanjutkan secara studi numerik sehingga kondisi aktual UAV beroperasi dapat disimulasikan.

## DAFTAR PUSTAKA

- Aero-Service, n.d. *Vortex-Generators*. [Online]  
Available at: [vortex-generators.com/vortex-generators.html](http://vortex-generators.com/vortex-generators.html)  
[Accessed 13 January 2022].
- Aji, R. P., 2020. *Analisis Penambahan Vortex Generator Terhadap Performa Sayap UAV Mohinder UNNES*, Semarang: Universitas Negeri Semarang.
- Andryanto, A., 2016. *STUDI NUMERIK OPTIMASI POSISI VORTEX GENERATOR GUNA MEREDUKSI ALIRAN SEKUNDER DEKAT ENDWALL PADA AIRFOIL BRITISH 9C7/32.5C50*, Surabaya: Departemen Teknik Mesin FTI ITS.
- Anon., 1979. *The Free Encyclopedia*. [Online]  
Available at: <https://encyclopedia2.thefreedictionary.com/Separation+of+Flow>  
[Accessed 3 January 2022].
- Anon., 2011. *Speed Industries*. [Online]  
Available at: <https://www.speed-industries.ch/wordpress/wp-content/uploads/2011/03/flow-separation-wing.jpg>
- Anon., n.d. *Aeroservice*. [Online]  
Available at: <https://www.vortex-generators.com/vortex-generators.html>  
[Accessed 8 January 2022].
- Anon., n.d. *Skybrary*. [Online]  
Available at: <https://skybrary.aero/sites/default/files/AoA.jpg>  
[Accessed 7 January 2022].
- bin Khalid, U. & Suda, J. M., 2020. *COMPARATIVE STUDY OF WIND TUNNEL BLOCKAGE CORRECTION METHODS FOR BLUFF BODY AERODYNAMICS*, Budapest: Budapest University of Technology and Economics.
- Eftekhari, S. & Al-Obaidi, A. S. M., 2019. Investigation of a NACA0012 Finite Wing Aerodynamics at Low Reynolds's Numbers and 0° to 90° Angle of Attack. *J. Aerosp Technol. Manag.*, 11(e1519).
- Fitzpatrick, R., 2016. *The University of Texas at Austin*. [Online]  
Available at: <https://farside.ph.utexas.edu/teaching/336L/Fluidhtml/img3089.png>
- Gerhart, P. M., Gerhart, A. L. & Hochstein, J. I., 2015. *Fundamentals of Fluid Mechanics 8th edition*. Michigan: Wiley.
- Hariyadi, S. et al., 2018. Studi Numerik dan Eksperimental Perbandingan Bentuk Vortex Generator dengan Posisi Straight pada Wing Airfoil NACA 43018. *Jurnal Teknologi Penerbangan*, pp. 14-19.
- Herdiana, D. & Hartono, F., 2020. Analisa Pemilihan Bentuk Vortex Generator untuk Sayap Pesawat LSU-05 Menggunakan Metode Numerik. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 1 June, Volume 18, pp. 15-29.
- Iqbal, M., 2006. *Validasi terhadap Prototype Drag and Lift Balance pada Wind Tunnel Kecepatan Rendah Menggunakan Model Standart: Bola, Silinder, dan Airfoil NACA 0012*, Surabaya: Departemen Teknik Mesin FTI ITS.

Lesics, 2016. *Lesics*. [Online]

Available at: <https://youtu.be/w78JT6azrZU>

Luthfi, M. F., Danardono, D., Budiana, E. P. & Kurniawan, Y., 2021. CFD Modeling of Narasena Bengawan UV Team Quickster UAV Wings with Addition of Vortex Generator to Aerodynamic Performance. *Mekanika: Majalah Ilmiah Mekanika*, 20(2), pp. 77-85.

Mishriky, F. & Walsh, P., 2016. Effect of the Backward-Facing Step Location on the Aerodynamics of a Morphing Wind. *Aerospace*, 3(25).

Neto, J. B. D., Martinez, M. E. M., dos Reis, M. C. & Wehmann, C. F., 2020. Vortex Generators Project for an Unmanned Small Airplane. *Revista Brasileira de Fisica Tecnologica Aplicada*, pp. 51-66.

Prabakaran, 2013. *AERONAUTICAL LECTURING NOTES*. [Online]

Available at: [http://4.bp.blogspot.com/-](http://4.bp.blogspot.com/-4CmbJ2fX_X4/UsGThmPqsVI/AAAAAAAAABqc/PLwFOIPzes0/s1600/Lift+and+drag.jpg)

[4CmbJ2fX\\_X4/UsGThmPqsVI/AAAAAAAAABqc/PLwFOIPzes0/s1600/Lift+and+drag.jpg](http://4.bp.blogspot.com/-4CmbJ2fX_X4/UsGThmPqsVI/AAAAAAAAABqc/PLwFOIPzes0/s1600/Lift+and+drag.jpg)

Pritchard, P. J., 2011. *Fox and McDonald's Introduction to Fluid Mechanics*. 8th ed. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc..

Seshagiri, A., Cooper, E. & Traub, L. W., 2009. Effects of Vortex Generators on an Airfoil at Low Reynolds Number. *Journal of Aircraft*, 46(1), pp. 116-122.

Stillfried, F. v., 2012. *Computational Fluid-Dynamics Investigations of Vortex Generators for Flow Separation Control*, Stockholm: Royal Institute of Technology.

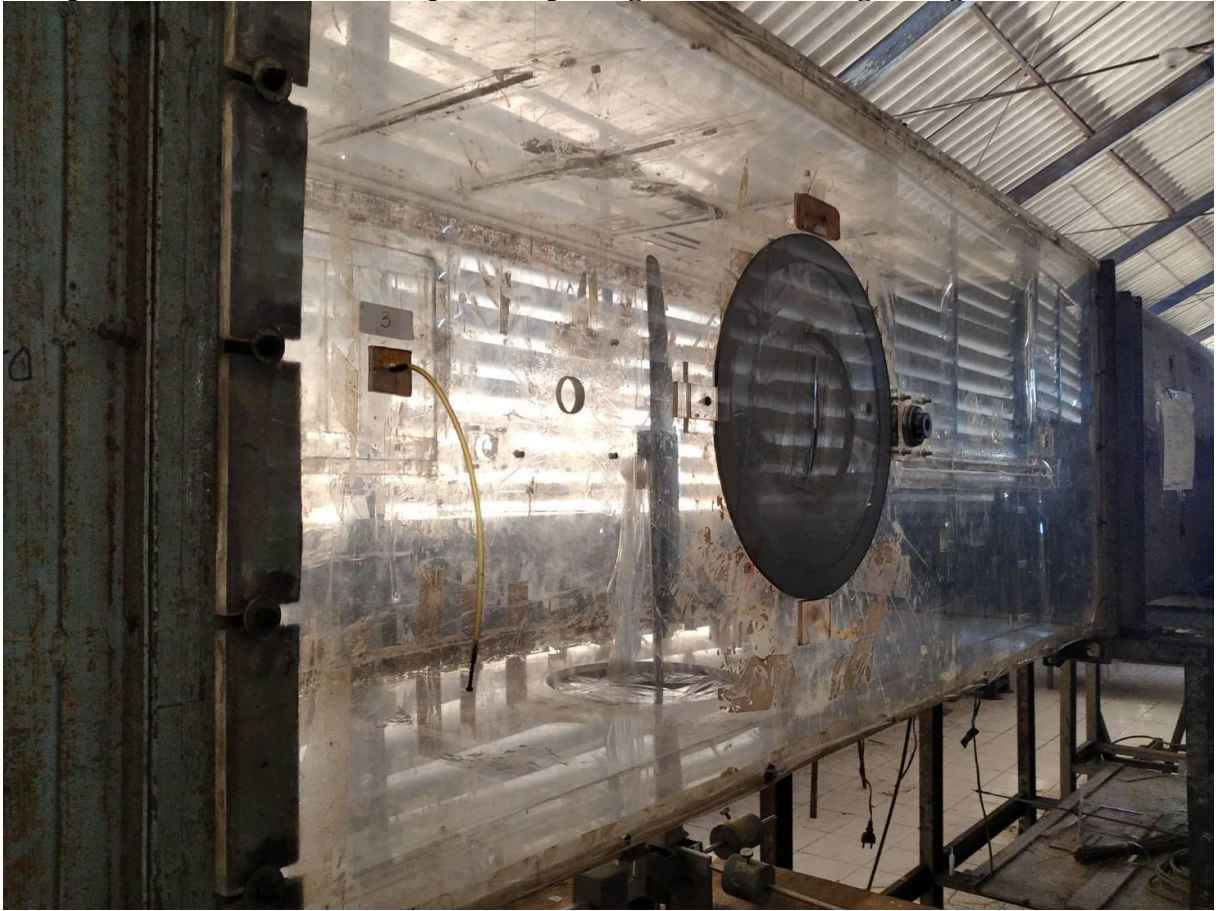
Udris, A., 2015. *boldmethod*. [Online]

Available at: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/vortex-generators/>



## LAMPIRAN

Lampiran 1. Gambar Model A *plain* terpasang dalam terowongan angin



## BIODATA PENULIS



Penulis bernama Johan Elbert Sebastian dilahirkan di Batam, 16 September 2000, merupakan anak terakhir dari 3 bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu di TK Charitas Batam, SD Charitas Batam, SMP Charitas Batam dan SMAN 3 Batam. Setelah lulus dari SMAN tahun 2018, Penulis mengikuti SBMPTN dan diterima di Departemen Teknik Mesin FTIRS - ITS pada tahun 2018 dan terdaftar dengan NRP 02111840000129.

Selama masa kuliahnya di Departemen Teknik Mesin penulis sempat aktif di beberapa kegiatan Seminar yang diselenggarakan oleh Departemen, Himpunan Mahasiswa Teknik Mesin (HMM) dan aktif sebagai Asisten Praktikum Mekanika Fluida Dasar maupun *grader* mata kuliah Termodinamika. Penulis juga aktif sebagai anggota Tim Riset UAV Bayucaraka ITS dan pernah menjabat sebagai ketua divisi *Fixed Wing* pada tahun 2020-2021.