

**TUGAS AKHIR - TM184835**

**INVESTIGASI PENGARUH PENGGUNAAN EKOR TIPE  
*CRUCIFORM* DAN *Y-TAIL* PADA UAV *RACING PLANE*  
TIM BAYUCARAKA ITS TERHADAP KEMAMPUAN  
MANUVER *PITCH***

**Ignatius Dio Putra S.**

**NRP 02111840000060**

Dosen Pembimbing

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

**NIP 196412281990031002**

**Program Studi Teknik Mesin**

Departemen Teknik Mesin

Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2022



**TUGAS AKHIR - TM184835**

**INVESTIGASI PENGARUH PENGGUNAAN EKOR TIPE  
*CRUCIFORM* DAN *Y-TAIL* PADA UAV *RACING PLANE*  
TIM BAYUCARAKA ITS TERHADAP KEMAMPUAN  
*MANUVER PITCH***

**Ignatius Dio Putra S.**

**NRP 02111840000060**

Dosen Pembimbing

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

**NIP 196412281990031002**

**Program Studi Teknik Mesin**

Departemen Teknik Mesin

Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2022



**FINAL PROJECT - TM184835**

**INVESTIGATION OF THE EFFECT OF CRUCIFORM AND  
Y-TAIL TYPE ON THE RACING PLANE UAV OF  
BAYUCARAKA ITS TEAM PITCH MANEUVERABILITY**

**Ignatius Dio Putra S.**

**NRP 0211184000060**

**Advisor**

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

**NIP 196412281990031002**

**Study Program of Mechanical Engineering**

**Mechanical Engineering Department**

**Faculty of Industrial and System Engineering Technology**

**Institut Teknologi Sepuluh Nopember**

**Surabaya**

**2022**

## LEMBAR PENGESAHAN

### INVESTIGASI PENGARUH PENGGUNAAN EKOR TIPE *CRUCIFORM* DAN *Y-TAIL* PADA UAV *RACING PLANE* TIM BAYUCARAKA ITS TERHADAP KEMAMPUAN MANUVER *PITCH*

#### TUGAS AKHIR

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

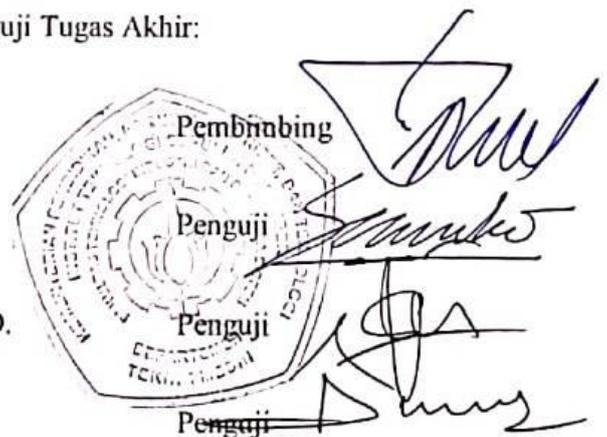
Oleh :

**Ignatius Dio Putra S.**

NRP. 02111840000060

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.
2. Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko
3. Vivien Suphandi Djanali, ST., ME., Ph.D.
4. Nur Ikhwan, ST., M.Eng



SURABAYA

Juli, 2022

## APPROVAL SHEET

### INVESTIGATION OF THE EFFECT OF CRUCIFORM AND Y-TAIL TYPE ON THE RACING PLANE UAV OF BAYUCARAKA ITS TEAM ON PITCH MANUEVERABILITY

#### FINAL POJECT

Submitted to fullfil 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  
Sepuluh Nopember Institute of Technology

By:

Ignatius Dio Putra S.

NRP. 0211184000060

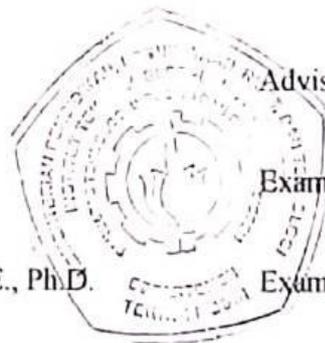
Approved by Final Project Examiner Team:

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

2. Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

3. Vivien Suphandi Djanali, ST., ME., Ph.D.

4. Nur Ikhwan, ST., M.Eng



Advisor

Examiner

Examiner

Examiner

SURABAYA

July, 2022

## PERNYATAAN ORISINALITAS

Yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama mahasiswa/NRP : Ignatius Dio Putra Simbolon/02111840000060

Departemen : Teknik Mesin FT-IRS

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

dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul “**INVESTIGASI PENGARUH PENGGUNAAN EKOR TIPE *CRUCIFORM* DAN *Y-TAIL* PADA UAV *RACING PLANE* TIM BAYUCARAKA ITS TERHADAP KEMAMPUAN MANUEVER *PITCH***” 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

Mahasiswa,



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

NIP. 196412281990031002



(Ignatius Dio Putra S.)

NRP. 02111840000060

## STATEMENT OF ORIGINALITY

The undersigned below:

Name of student/NRP : Ignatius Dio Putra Simbolon/02111840000060  
Department : Mechanical Engineering  
Advisor/NIP : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D./196412281990031002

hereby declare that the Final Project with the title of "INVESTIGATION OF THE EFFECT OF CRUCIFORM AND Y-TAIL TYPE ON THE RACING PLANE UAV OF BAYUCARAKA ITS TEAM ON PITCH MANUEVERABILITY" 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 Juli 2022

Acknowledged

Advisor



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

NIP. 196412281990031002

Student



(Ignatius Dio Putra S.)

NRP. 02111840000060

# INVESTIGASI PENGARUH PENGGUNAAN EKOR TIPE *CRUCIFORM* DAN *Y-TAIL* PADA UAV *RACING PLANE* TIM BAYUCARAKA ITS TERHADAP KEMAMPUAN MANUVER *PITCH*

Nama Mahasiswa : Ignatius Dio Putra Simbolon  
NRP : 0211184000060  
Departemen : Teknik Mesin FTI-RS ITS  
Dosen Pembimbing : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

## Abstrak

Pada tahun 2019, tim Bayucaraka ITS membuat UAV dengan tipe ekor *cruciform*, namun memiliki kendala pada manuver. Pada tahun 2020, UAV didesain dengan *Y-tail* dan UAV mengalami peningkatan kemampuan manuver. Dalam penelitian ini dilakukan pengujian eksperimen terhadap UAV *racing plane* Bayucaraka ITS dengan tipe ekor *cruciform* dan *Y-tail* untuk mendapatkan perbandingan kemampuan manuver *pitch* dari kedua tipe tersebut melalui analisis *pitching moment coefficient* ( $C_m$ ) pada beberapa sudut serang ( $\alpha$ ). Selain itu penelitian ini bertujuan untuk menganalisis pengaruh dari parameter *lift coefficient* ( $C_L$ ), *tail volume ratio* ( $V_T$ ), dan efisiensi ekor ( $\eta$ ) terhadap kemampuan manuver *pitch* pesawat, serta karakteristik aliran pada ekor pesawat.

Penelitian ini dilakukan secara eksperimen menggunakan terowongan angin yang ada di Departemen Teknik Mesin FTI-RS dengan ukuran *test section* 66 x 66 cm dan kecepatan maksimum 16,5 m/s. Model yang digunakan dalam penelitian terbagi menjadi model pesawat (P) dengan skala 1:2,5 dan model ekor (E) dengan skala 1:1. Alat ukur yang digunakan antara lain *force balance*, alat ukur momen, *pressure taps*, *pitot tube*, dan manometer digital.

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan, didapatkan bahwa UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS menggunakan ekor tipe *cruciform* memiliki kemampuan manuver *pitch* yang lebih baik daripada ekor tipe *Y-tail* yang dibuktikan dengan nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  model UAV dengan ekor tipe *cruciform* yang lebih besar. Secara keseluruhan, parameter  $C_L$  ekor merupakan parameter yang paling mempengaruhi adanya perbedaan kemampuan manuver *pitch* dari kedua model UAV yang digunakan, dimana nilai  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  dari ekor tipe *cruciform* lebih kecil dari tipe *Y-tail*. Sementara itu parameter  $V_T$  dan  $\eta$  dari kedua ekor tidak memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kemampuan manuver *pitch*. Pada penelitian ini dilakukan pula analisis karakteristik aliran yang terjadi pada kedua ekor untuk memberikan gambaran distribusi tekanan sepanjang MAC serta separasi aliran yang terjadi. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa buruknya kemampuan manuver *pitch* UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS tahun 2019 bukan disebabkan ekor yang digunakan.

**Kata kunci:** UAV, kemampuan manuver, tipe ekor, terowongan angin

# INVESTIGATION OF THE EFFECT OF CRUCIFORM AND Y-TAIL TYPE ON THE RACING PLANE UAV OF BAYUCARAKA ITS TEAM ON PITCH MANUEVERABILITY

**Name of student** : Ignatius Dio Putra Simbolon  
**NRP** : 02111840000060  
**Department** : Mechanical Engineering  
**Advisor** : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

## Abstract

In 2019, Bayucaraka ITS Team created a UAV using cruciform tail type, but had some problems with maneuverability. In 2020, the UAV is designed with Y-tail type and it experienced an improvement in maneuverability. Through this research, the Racing Plane UAV of Bayucaraka ITS Team with both cruciform and Y-tail type will be tested experimentally to achieve the comparison of the pitch maneuverability through the analysis of pitching moment coefficient ( $C_m$ ) at various angle of attack ( $\alpha$ ). Moreover, this research has another purposes such as analyzing the effect of lift coefficient ( $C_L$ ), tail volume ratio ( $V_T$ ), and tail efficiency ( $\eta$ ) on plane pith maneuverability, and the airflow characteristics on the tail.

This research is conducted experimentally using the wind tunnel of Department of Mechanical Engineering with test section area of 66 x 66 cm and maximum wind speed of 16,5 m/s. The models used in this research are divided into two, which are the plane model (P) with a scale of 1:2,5 and the tail model (E) with a scale of 1:1. The measurement tools used are force balance, moment measurement tool, pressure taps, pitot tube, and digital manometer.

Based on the experiment, it is known that the Racing Plane UAV of Bayucaraka ITS Team using cruciform type has higher pitch maneuverability than the Y-tail, proven by higher  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  value on the Racing Plane UAV of Bayucaraka ITS Team using cruciform type. Overall, the  $C_L$  parameter has the largest impact on the pitch maneuverability diefference between the UAVs, where the  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  value of cruciform tail is lower than the Y-tail. On the other hand, the  $V_T$  and  $\eta$  parameters of both tails do not significantly affect the pitch maneuverability difference. The airflow characteristics on MAC of both tails are also analyzed to give illustrations of pressure distribustion dan airflow separation on the tails. Therefore, it can be concluded that the worse pitch maneuverability of the Racing Plane UAV of Bayucaraka ITS Team in 2019 was not caused by the tail used on the UAV.

**Key words:** UAV, maneuverability, tail type, wind tunnel

## KATA PENGANTAR

Puji dan syukur penulis panjatkan kepada Tuhan Yang Maha Esa, karena melalui berkat dan bimbingan-Nya, penulis dapat menyelesaikan tugas akhir dengan judul “Investigasi Pengaruh Penggunaan Ekor Tipe *Cruciform* dan *Y-tail* pada UAV *Racing Plane* Tim Bayucaraka ITS terhadap Kemampuan Manuver *Pitch*”. Tugas akhir ini dibuat dalam rangka memenuhi syarat kelulusan pada Departemen Teknik Mesin FTIRS ITS. Penelitian tugas akhir ini juga dilakukan untuk memberikan informasi khususnya bagi tim *Racing Plane* Bayucaraka ITS terkait perbandingan tipe ekor yang telah digunakan pada lomba KRTI pada tahun 2019 dan 2020 serta

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 FX. Haposan Andry Simbolon dan Ibu Anastasia Diana yang selalu memberi dukungan baik materi maupun moral
2. Dosen pembimbing tugas akhir saya, Prof. Ir. Sutardi M.Eng, Ph.D, yang telah membimbing saya selama proses penelitian tugas akhir ini
3. Bapak Sutrisno yang telah membantu proses pembuatan model dan alat ukur yang digunakan pada penelitian ini
4. Raplis, Vania, dan Yanto yang telah membantu proses pembuatan 3D *printing* model
5. Johan “Komodo” Elbert selaku *partner* dalam pengerjaan tugas akhir ini
6. Teman-teman Bultang Araya: Masmud, Ngab Alec, Madara, Natdim, dan Ngab Sergi yang telah menemani hari-hari
7. Amien yang telah memberikan masukan-masukan untuk penelitian ini
8. Keluarga Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida

dan masih banyak pihak lain yang tidak dapat disebutkan satu per satu.

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 di kemudian hari. Besar harapan penulis bahwa penelitian ini dapat memberikan manfaat bagi pembaca.

Surabaya, Juli 2022



Ignatius Dio Putra S.

## DAFTAR ISI

<b>Abstrak</b> .....	<i>i</i>
<b>Abstract</b> .....	<i>ii</i>
<b>KATA PENGANTAR</b> .....	<i>iii</i>
<b>DAFTAR ISI</b> .....	<i>iv</i>
<b>DAFTAR GAMBAR</b> .....	<i>vi</i>
<b>DAFTAR TABEL</b> .....	<i>viii</i>
<b>BAB I</b> .....	<i>1</i>
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	2
1.3 Tujuan .....	3
1.4 Batasan Masalah .....	3
<b>BAB II</b> .....	4
2.1 Distribusi Tekanan, Gaya dan Momen Aerodinamis .....	4
2.2.1 Distribusi Tekanan .....	4
2.2.2 Gaya <i>Drag</i> .....	5
2.2.3 Gaya <i>Lift</i> .....	6
2.2.4 Momen Aerodinamis .....	7
2.2 Geometri Referensi Pesawat .....	7
2.3.1 <i>Mean Aerodynamic Chord</i> (MAC) .....	8
2.3.2 <i>Tail Volume Ratio</i> .....	8
2.3 Stabilitas dan Keterkendalian Pesawat .....	9
2.4.1 Stabilitas .....	9
2.4.2 Persamaan <i>Pitching Moment</i> .....	10
2.4.3 Keterkendalian .....	12
2.4 Tipe Ekor Pesawat .....	12
2.5.1 Tipe <i>Y-tail</i> .....	13
2.5.2 Tipe <i>Cruciform</i> .....	13
2.5 Penelitian Terdahulu .....	14
2.5.1 Penelitian tentang Pemilihan <i>Incidence Angle</i> Ekor Pesawat <i>Y-tail</i> .....	14
2.5.2 Penelitian tentang Karakteristik Aerodinamis dan Stabilitas Pesawat <i>Canard</i> ..	15
2.5.3 Penelitian tentang Stabilitas Statis pada UAV <i>Tandem Wing</i> .....	16
2.5.4 Penelitian tentang Stabilitas Statis pada UAV <i>Twin Tail Boom</i> .....	18
2.5.5 Ringkasan Penelitian Terdahulu .....	20
<b>BAB III</b> .....	21
3.1 Tahap Persiapan .....	21
3.1.1 Model Uji .....	21
3.1.2 Terowongan Angin .....	24
3.1.3 Alat Ukur .....	24
3.2 Tahap Validasi .....	30
3.3 Tahap Pengambilan Data .....	31
3.3.1 Pengukuran <i>Lift</i> dan <i>Drag</i> .....	31
3.3.2 Pengukuran Momen .....	32
3.3.3 Pengukuran Kecepatan Aliran .....	33
3.3.4 Pengukuran Distribusi Tekanan .....	33

3.4	Tahap Pengolahan Data .....	34
3.5	<i>Flowchart</i> Penelitian .....	36
<b>BAB IV</b>	.....	<b>38</b>
4.1	Validasi Alat Ukur <i>Lift</i> , <i>Drag</i> , dan Momen .....	38
4.1.1	Validasi <i>Lift</i> dan <i>Drag Coefficient</i> pada <i>Force Balance</i> .....	38
4.1.2	Validasi <i>Pitching Moment Coefficient</i> pada Alat Ukur Momen.....	40
4.2	Analisis Kemampuan Manuver <i>Pitch</i> Pesawat .....	40
4.3	Analisis <i>Lift</i> dan <i>Drag</i> Ekor .....	42
4.3.1	Analisis <i>Lift</i> Ekor.....	43
4.3.2	Analisis <i>Drag</i> .....	46
4.4	Analisis Efisiensi Ekor.....	47
4.5	Analisis Pengaruh <b><i>CL</i></b> , <b><i>VT</i></b> , dan <b><math>\eta</math></b> terhadap Kemampuan Manuver <i>Pitch</i> .....	49
4.6	Analisis Karakteristik Aliran pada Ekor .....	53
<b>BAB V</b>	.....	<b>57</b>
5.1	Kesimpulan .....	57
5.2	Saran .....	57
<b>REFERENSI</b>	.....	<b>58</b>

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Proses separasi aliran dan pembentukan <i>drag</i> .....	5
Gambar 2. 2 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> yang menyebabkan gaya <i>lift</i> .....	6
Gambar 2. 3 Geometri referensi tampak atas .....	8
Gambar 2. 4 Tiga jenis stabilitas statis .....	9
Gambar 2. 5 Grafik $CM$ terhadap $\alpha$ pada tipe stabilitas yang berbeda .....	10
Gambar 2. 6 <i>Free body diagram</i> pesawat secara umum .....	11
Gambar 2. 7 Tipe ekor konvensional.....	13
Gambar 2. 8 Tipe V-tail (kiri) dan Y-tail (kanan) .....	13
Gambar 2. 9 Tipe T-tail (kiri) dan cruciform (kanan) .....	14
Gambar 2. 10 Grafik $CM - \alpha$ pesawat uji.....	15
Gambar 2. 11 Gambar CAD setengah model pesawat VariEze .....	15
Gambar 2. 12 Grafik $Cm - \alpha$ pada variasi lokasi canard .....	16
Gambar 2. 13 UAV sayap lipat: kondisi terlipat (a), transisi (b), dan kondisi terbuka (c) .....	17
Gambar 2. 14 Grafik $Cm - \alpha$ UAV Tandem Wing .....	18
Gambar 2. 15 Model ilustrasi pesawat LSU 05-NG.....	19
Gambar 2. 16 Grafik $Cm - \alpha$ pesawat LSU 05-NG .....	19
Gambar 3. 1 Model pesawat P1 beserta dimensinya dalam mm .....	22
Gambar 3. 2 Model pesawat P2 beserta dimensinya dalam mm .....	22
Gambar 3. 3 Model ekor E1 beserta dimensinya dalam mm.....	23
Gambar 3. 4 Model ekor E2 beserta dimensinya dalam mm.....	24
Gambar 3. 5 Force balance .....	25
Gambar 3. 6 FBD force balance .....	26
Gambar 3. 7 Alat ukur momen .....	27
Gambar 3. 8 FBD alat ukur momen .....	28
Gambar 3. 9 Pemasangan pressure taps pada kedua model .....	29
Gambar 3. 10 Manometer digital.....	29
Gambar 3. 11 Model validasi .....	30
Gambar 3. 12 Susunan force balance dan model.....	32
Gambar 3. 13 Susunan alat ukur momen dan model.....	33
Gambar 3. 14 Flowchart penelitian .....	37
Gambar 4. 1 Grafik perbandingan $CL - \alpha$ antara hasil eksperimen pada force balance dengan referensi pada bilangan Reynolds = $10^5$ .....	39
Gambar 4. 2 Grafik perbandingan drag coefficient terhadap sudut serang antara hasil eksperimen pada force balance dengan referensi pada bilangan Reynolds = $10^5$ .....	39
Gambar 4. 3 Grafik perbandingan hasil pengukuran moment coefficient terhadap sudut serang antara eksperimen pada alat ukur momen dengan referensi pada bilangan Reynolds = $1,2 \times 10^5$ .....	40
Gambar 4. 4 Grafik $Cm - \alpha$ model P1 dan P2 pada kecepatan aliran 15 m/s .....	41
Gambar 4. 5 Regresi linear dari grafik $Cm - \alpha$ model P1 dan P2.....	42
Gambar 4. 6 Grafik $CL - \alpha$ model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 6 m/s.....	43
Gambar 4. 7 Regresi linear grafik $CL - \alpha$ model E1 dan E2.....	44
Gambar 4.8 FBD dari model E1 dan E2.....	45

Gambar 4. 9 Grafik $CD - \alpha$ model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 6 m/s .....	46
Gambar 4. 10 Grafik $\eta - \alpha$ model P1 dan P2 pada kecepatan aliran 15 m/s.....	48
Gambar 4. 11 Grafik $CLVT\eta - \alpha$ model E1 dan E2 .....	50
Gambar 4. 12 Grafik perbandingan model $(-CLVT\eta) - \alpha$ E1 dan E2 dengan $Cm - \alpha$ model P1 dan P2.....	51
Gambar 4. 13 Perbandingan regresi linear grafik $(-CLVT\eta) - \alpha$ model E1 dan E2 dengan grafik $Cm - \alpha$ model P1 dan P2 .....	52
Gambar 4. 14 Grafik $Cp$ terhadap $x/c$ model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 10 m/s dan sudut serang $0^\circ$ .....	54
Gambar 4.15 Grafik $Cp$ terhadap $x/c$ model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 10 m/s dan sudut serang $8^\circ$ .....	55
Gambar 4.16 Grafik $Cp$ terhadap $x/c$ model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 10 m/s dan sudut serang $16^\circ$ .....	56

## DAFTAR TABEL

Tabel 2. 1 Spesifikasi UAV .....	17
Tabel 2. 2 Geometri sayap LSU 05-NG .....	18
Tabel 2. 3 $dC_m/d\alpha$ , $dC_N/d\beta$ , dan $dC_l/d\beta$ dari ketiga hasil simulasi .....	20
Tabel 3. 1 Spesifikasi model pesawat .....	21
Tabel 3. 2 Spesifikasi model ekor .....	23
Tabel 3. 3 Parameter pengambilan data validasi .....	30
Tabel 3. 4 Parameter pengambilan data lift dan drag .....	31
Tabel 3. 5 Parameter pengambilan data pitching moment coefficient .....	32
Tabel 3. 6 Parameter pengambilan data distribusi tekanan .....	34
Tabel 3. 7 Nilai uncertainty setiap parameter .....	36
Tabel 4. 1 Tabel perbandingan $dC_m d\alpha$ , $dC_l d\alpha$ , dan $d(-CLVT\eta)d\alpha$ .....	53

# BAB I PENDAHULUAN

## 1.1 Latar Belakang

*Unmanned Aerial Vehicle* atau sering disingkat UAV adalah kendaraan terbang tanpa adanya pilot di dalam kendaraan tersebut. UAV merupakan bagian dari *Unmanned Aerial System* (UAS) dimana terdapat *ground-based controller* atau sistem kendali dari tanah. Saat ini terdapat banyak jenis UAV bergantung pada tujuan pemakaiannya. Teknologi UAV dapat diterapkan untuk berbagai kebutuhan seperti pemantauan jarak jauh, pemetaan, logistik, agrikultural, pengawasan hukum, militer, dan sebagainya.

Salah satu bentuk pengembangan UAV di Indonesia adalah penyelenggaraan Kontes Robot Terbang Indonesia (KRTI) yang diadakan Pusat Prestasi Nasional (Puspresnas) dimana Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) selalu mengirimkan tim Bayucaraka ITS untuk mengikuti kompetisi tersebut setiap tahunnya. KRTI merupakan perlombaan UAV dimana peserta harus membuat wahana UAV untuk memenuhi misi yang telah ditentukan. KRTI terbagi menjadi 4 divisi, salah satunya adalah divisi *Racing Plane* dimana UAV yang dilombakan merupakan tipe pesawat sayap tetap. Pada tahun 2019 pesawat memiliki misi untuk terbang lurus sejauh 700 m, melakukan putaran 180°, dan kembali ke titik *start* dalam waktu sesingkat-singkatnya. Sedangkan pada tahun 2020 pesawat harus terbang membentuk lintasan angka 8 selama 3 menit dan mendapatkan putaran sebanyak-banyaknya. Pada perlombaan ini pesawat harus berpacu dengan waktu sehingga diperlukan kecepatan yang tinggi dan kemampuan melakukan manuver dengan baik dan cepat. Aplikasi dari perlombaan ini adalah untuk menciptakan UAV yang dapat diterapkan untuk kepentingan militer dimana pesawat mampu terbang dengan cepat dan melakukan manuver dengan baik.

Pada tahun 2019, pesawat yang di desain dan dibuat tim Bayucaraka ITS dengan menggunakan ekor tipe *cruciform* mampu terbang dengan kecepatan tinggi namun memiliki kendala dalam melakukan putaran 180°. Pesawat seringkali mengalami penurunan ketinggian yang cukup besar ketika melakukan manuver tajam dengan sudut belok yang besar, bahkan beberapa kali mengalami *crash* saat melakukan uji coba. Pada tahun 2020, tim Bayucaraka ITS melakukan perubahan desain dengan mengubah tipe ekor menjadi *Y-tail* dan dimensi *wingspan*. Perubahan desain tersebut menghasilkan pesawat yang mampu melakukan manuver tajam tanpa kehilangan ketinggian yang berarti. Dengan demikian diperkirakan bahwa perubahan tipe ekor yang digunakan menyebabkan peningkatan kemampuan manuver pesawat.

Untuk menciptakan pesawat yang mampu memenuhi misi diperlukan desain yang matang sesuai dengan kebutuhan. Untuk menciptakan pesawat dengan kemampuan manuver yang baik, maka aspek yang perlu diperhatikan adalah stabilitas dan keterkendalian pesawat. Pesawat dengan kemampuan manuver yang baik harus memiliki keterkendalian yang tinggi dan stabilitas yang cenderung rendah. Terdapat banyak parameter yang menentukan stabilitas dan keterkendalian pesawat seperti bentuk ekor, posisi ekor, sudut pasang, dan sebagainya. Beberapa penelitian telah dilakukan terkait stabilitas dan keterkendalian pesawat. Wijiatmoko & Kooshartoyo (2018) melakukan penelitian uji terowongan angin terhadap model pesawat *Y-tail* dengan memvariasikan *incidence angle* atau sudut pasang -6°, -3°, 0°, 3°, dan 6° untuk mengetahui pengaruhnya terhadap lift, drag, dan stabilitas pesawat. Ali & Saleh (2019) melakukan penelitian secara eksperimen dan numerik terhadap pesawat VariEze milik Burt Rutan yang memiliki tipe *canard* dengan tujuan mendapatkan karakteristik aerodinamis dan stabilitas. Sugandi, et al. (2019) mengevaluasi stabilitas statis dari UAV *tube launched tandem wing* untuk mencari

koefisien parameter stabilitas statis. Septiyana, et al. (2020) melakukan analisis stabilitas statis pada UAV LSU 05-NG yang memiliki tipe ekor *twin tail boom* dengan metode numerik dengan tujuan mencari parameter stabilitas statis.

Pada penelitian tugas akhir ini akan dilakukan pengujian aerodinamis terhadap model pesawat *racing plane* Bayucaraka ITS dengan kedua tipe ekor pada terowongan angin untuk menguji pengaruhnya terhadap performa manuver *pitch* pesawat. Dari pengujian tersebut diharapkan didapat parameter-parameter yang mempengaruhi performa manuver *pitch* pesawat.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas, permasalahan yang ada adalah pesawat yang dibuat tim Bayucaraka ITS pada tahun 2019 memiliki kendala dimana pesawat mengalami penurunan ketinggian terbang yang signifikan saat melakukan manuver tajam. Hal ini disebabkan kurang baiknya kemampuan pesawat dalam melakukan pergerakan pada arah *pitch*. Dengan fenomena tersebut, maka untuk alasan keamanan pesawat harus diatur untuk melakukan *roll* dengan sudut belok yang kecil. Akibatnya radius putar pesawat akan menjadi lebih besar sehingga waktu yang dibutuhkan untuk menyelesaikan misi lebih panjang. Hal ini tentu sangat merugikan karena waktu sangat berharga dalam kompetisi tersebut.

Pada tahun 2020 terdapat beberapa perubahan desain seperti tipe ekor, bentuk *fuselage*, dan *wingspan* sayap. Namun perubahan bentuk *fuselage* dan *wingspan* tidak signifikan, sedangkan tipe ekor diubah total dari tipe *cruciform* menjadi *Y-tail*. Hasil dari perubahan desain tersebut adalah pesawat mampu mempertahankan ketinggian terbang ketika melakukan manuver lebih tajam. Peningkatan performa belum tentu sepenuhnya disebabkan perubahan tipe ekor karena perbedaan performa bisa jadi dipengaruhi banyak hal lain seperti perbedaan berat pesawat, bentuk *fuselage*, luas sayap, *control surface*, dan komponen elektronik yang digunakan. Namun pada penelitian ini akan dilakukan pengujian pengaruh perubahan tipe ekor terhadap performa manuver *pitch* pesawat, dimana *fuselage* dan sayap yang digunakan sama namun tipe ekornya menggunakan *cruciform* (desain 2019) dan *Y-tail* (desain 2020). Hipotesis dari penelitian ini adalah ekor tipe *Y-tail* akan mampu memberikan kemampuan manuver *pitch* yang lebih baik karena memiliki *tail volume ratio* ( $V_T$ ) yang lebih kecil dan kemungkinan memiliki *lift coefficient* ( $C_L$ ) yang lebih kecil pula dibandingkan ekor tipe *cruciform*. *Lift* yang lebih kecil diprediksi akibat adanya sudut yang terbentuk pada ekor yang menyebabkan komponen gaya *lift* akan semakin kecil. Semakin kecil  $V_T$  dan  $C_L$  maka kemampuan pesawat akan cenderung semakin baik. Efisiensi ekor ( $\eta$ ) dari kedua tipe ekor dihipotesiskan tidak memiliki perbedaan yang signifikan. Berikut ini adalah perumusan masalah pada penelitian tugas akhir ini:

1. Peningkatan kemampuan manuver *pitch* diperkirakan akibat perubahan ekor yang digunakan sehingga perlukan dilakukan analisis perbandingan kemampuan manuver *pitch* yang diinterpretasikan melalui data *moment coefficient* terhadap sudut serang ( $C_m - \alpha$ ).
2. Beberapa parameter pada ekor pesawat seperti *lift* dan *drag coefficient* ( $C_L$  dan  $C_D$ ), *tail volume ratio* ( $V_T$ ), efisiensi ekor ( $\eta$ ) mempengaruhi kemampuan manuver *pitch* pesawat sehingga diperlukan analisis terhadap parameter-parameter tersebut.
3. Untuk mengetahui fenomena aerodinamis yang terjadi, maka perlu dilakukan analisis distribusi tekanan yang terjadi pada bagian ekor dengan menganalisis *pressure coefficient* ( $C_p$ ) sepanjang *Mean Aerodynamic Chord* (MAC).

### 1.3 Tujuan

Berdasarkan rumusan masalah di atas, maka tujuan dari penelitian tugas akhir ini adalah:

1. Mengetahui pengaruh masing- masing tipe ekor terhadap kemampuan *pitching* manuver *pitch* pesawat dengan menganalisis data  $C_m - \alpha$ .
2. Menganalisis nilai parameter-parameter  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $V_T$ , dan  $\eta$  dari masing-masing tipe ekor terhadap kemampuan manuver *pitch* pesawat.
3. Mengetahui karakteristik aliran pada bagian ekor melalui *plot*  $C_p$  sepanjang MAC

### 1.4 Batasan Masalah

Pada penelitian ini digunakan beberapa batasan masalah agar dapat memperjelas ruang lingkup penelitian. Beberapa batasan tersebut adalah :

1. Aliran dari terowongan angin diasumsikan sebagai aliran eksternal inkompresibel.
2. Kekasaran permukaan tidak dipertimbangkan sebagai bagian dari variabel.
3. Bilangan Reynolds pada penelitian tidak sama dengan riilnya.
4. Momen aerodinamis yang dianalisis hanya pada satu sumbu yaitu *pitching moment*.
5. Aspek yang ditinjau dalam menentukan kemampuan manuver *pitch* tidak mencakup stabilitas dinamik.
6. Pengaruh *control surface* tidak dilibatkan dalam analisis kemampuan manuver.
7. Visualisasi aliran yang terjadi tidak dilakukan.

## BAB II LANDASAN TEORI

### 2.1 Distribusi Tekanan, Gaya dan Momen Aerodinamis

Ketika suatu benda dilewati aliran fluida eksternal maka akan ada gaya dan momen yang dirasakan benda akibat perbedaan distribusi tekanan dan juga tegangan geser antara fluida dengan benda. Gaya akibat perbedaan tekanan bekerja pada arah normal terhadap permukaan, sedangkan gaya akibat tegangan geser bekerja pada arah sejajar terhadap permukaan. Gaya aerodinamis bekerja secara lokal pada setiap titik pada benda dan total gaya yang dialami benda merupakan integrasi dari gaya yang bekerja pada setiap titik. Ketika benda dilewati aliran fluida, maka terdapat dua jenis gaya aerodinamik yang arahnya bergantung pada arah aliran fluida tersebut. Kedua jenis gaya tersebut adalah gaya hambat atau *drag* dan gaya angkat atau *lift* yang berpusat pada pusat tekanan.

#### 2.2.1 Distribusi Tekanan

Pada analisis aliran 2 dimensi, salah satu parameter yang sering digunakan adalah distribusi tekanan, Distribusi tekanan merupakan persebaran tekanan lokal pada setiap titik sepanjang objek yang dilalui aliran. Distribusi tekanan lebih umum dinyatakan dalam bentuk bilangan tak berdimensi yang sering disebut *pressure coefficient* ( $C_p$ ). Setiap titik pada objek memiliki nilai  $C_p$  masing-masing dan seringkali digambarkan pada grafik  $C_p$  sepanjang objek. Berikut ini adalah rumus yang digunakan untuk mendapatkan nilai  $C_p$ :

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} \quad (2.1)$$

di mana  $p$  adalah tekanan statis lokal,  $p_\infty$  adalah tekanan statis *freestream*, dan  $V_\infty$  adalah kecepatan *freestream*. Untuk aliran inkompresibel,  $C_p$  hanya dapat dinyatakan dalam fungsi kecepatan. Untuk merubah persamaan 2.1 dalam bentuk kecepatan, maka digunakan persamaan Bernoulli.

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 = p + \frac{1}{2}\rho V^2$$

$$p - p_\infty = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 - \frac{1}{2}\rho V^2 = \frac{1}{2}\rho(V_\infty^2 - V^2) \quad (2.2)$$

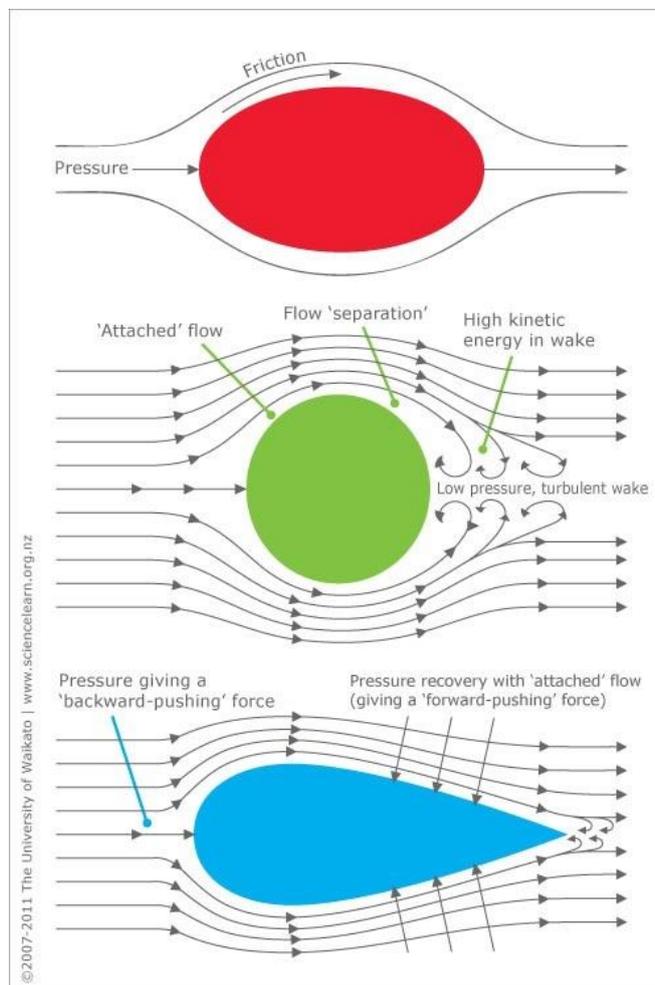
Jika persamaan 2.2 disubstitusikan ke persamaan 2.1, maka didapatkan

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{\frac{1}{2}\rho(V_\infty^2 - V^2)}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \quad (2.3)$$

Pada kondisi tekanan stagnasi, kecepatan aliran adalah nol, sehingga berdasarkan persamaan 2.3, nilai  $C_p$  pada tekanan stagnasi adalah 1. Nilai tersebut merupakan nilai maksimum dari  $C_p$  pada aliran inkompresibel (Anderson, 2017).

### 2.2.2 Gaya Drag

Gaya *drag* merupakan gaya aerodinamik yang arahnya sejajar dengan arah aliran fluida. Secara umum gaya *drag* dapat disebabkan dua hal, yaitu akibat perbedaan tekanan (*pressure drag*) dan akibat gesekan antara fluida dengan benda (*skin friction drag*). *Pressure drag* merupakan *drag* yang disebabkan tekanan aliran pada bagian depan benda lebih besar daripada tekanan aliran pada bagian belakang benda. Fenomena ini dapat diilustrasikan pada gambar 2.1 dimana aliran mengalami fase stagnasi pada bagian depan, kemudian aliran akan mengalami percepatan hingga mencapai kecepatan maksimum pada puncak dan tekanannya menjadi minimum. Kemudian aliran akan mengalami perlambatan akibat *adverse pressure* dimana aliran harus bergerak dari tekanan yang rendah ke tekanan tinggi. Dengan adanya gesekan aliran dengan benda maka aliran akan semakin kehilangan momentum dan akhirnya tidak mampu mencapai bagian belakang, sehingga terjadi separasi dan tercipta *wake* atau pusaran. Fenomena ini menyebabkan tekanan pada bagian belakang jauh lebih rendah daripada bagian depan dan menyebabkan *drag*.



Gambar 2.1 Proses separasi aliran dan pembentukan *drag* (Science Learning Hub, 2011)

*Skin friction drag* merupakan *drag* yang disebabkan efek *viscous* aliran dimana terdapat gesekan antara aliran fluida dengan benda. Arah gesekan ini searah dengan arah aliran fluida. Besarnya *skin friction drag* sangat dipengaruhi oleh kekasaran

permukaan benda. *Friction drag* juga diilustrasikan pada gambar paling atas dari gambar 2.1.

Gaya *drag* yang dirasakan suatu benda merupakan total *drag* dari *pressure drag* dan *skin friction drag*. Untuk menentukan *drag* suatu benda biasanya digunakan parameter tidak berdimensi yang disebut *drag coefficient* yang ditulis dengan simbol  $C_D$ . Rumus *drag coefficient* dapat dituliskan sebagai berikut:

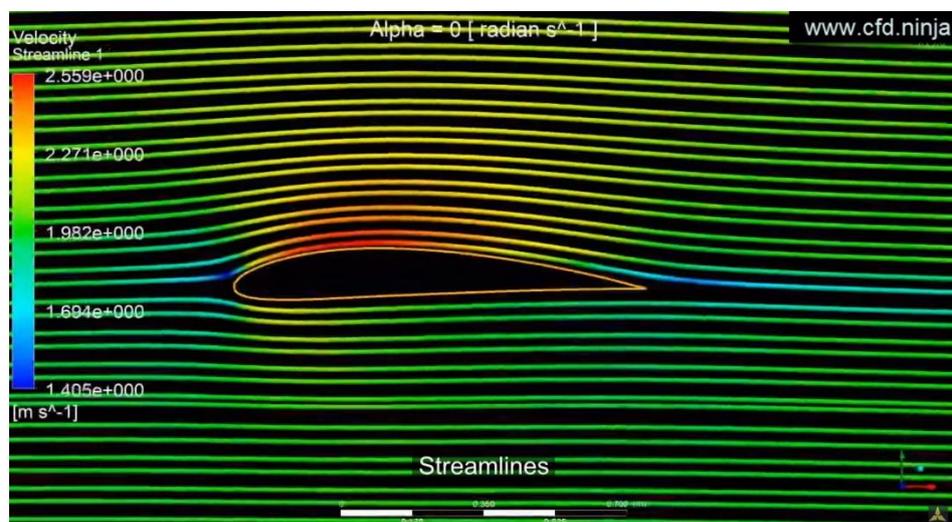
$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (2.4)$$

dimana  $D$  adalah gaya *drag*,  $\rho$  adalah massa jenis fluida *freestream*,  $V$  adalah kecepatan aliran *freestream*, dan  $A$  adalah luas referensi objek. Besarnya *drag coefficient* dipengaruhi sudut serang dan bilangan Reynolds dari aliran.

### 2.2.3 Gaya Lift

Gaya *lift* merupakan gaya aerodinamis yang arahnya tegak lurus terhadap arah aliran fluida. Gaya *lift* disebabkan perbedaan tekanan antara aliran yang melewati sisi atas benda dengan tekanan statis aliran yang melewati sisi bawah benda. Perbedaan tekanan ini disebabkan adanya perbedaan kecepatan aliran pada kedua sisi. Gambaran fenomena tersebut dapat dilihat melalui distribusi tekanan pada *airfoil* pada gambar 2.2.

Pada gambar tersebut terlihat aliran udara melewati sebuah *airfoil*. Agar *streamline* dari aliran dapat mengikuti kurva, maka aliran udara pada bagian atas harus melewati lintasan yang lebih panjang, sehingga aliran pada sisi atas *airfoil* harus bergerak lebih cepat daripada aliran pada sisi bawah. Hal ini terlihat pada gambar 2.2 dimana *streamline* pada sisi atas *airfoil* berwarna merah, menandakan bahwa kecepatan alirannya tinggi. Sementara pada bagian bawah *airfoil* *streamline* berwarna hijau, menandakan bahwa kecepatan aliran lebih rendah. Dengan prinsip Bernoulli, maka aliran berkecepatan tinggi akan memiliki tekanan statis yang rendah. Hal ini lah yang menyebabkan adanya perbedaan tekanan statis pada sisi atas dan bawah *airfoil*, sehingga menyebabkan gaya *lift*.



Gambar 2.2 Kontur *streamline* dan kecepatan aliran pada *airfoil* yang menyebabkan gaya *lift* (cfd.ninja, 2020)

Untuk menentukan *lift* suatu benda biasanya digunakan parameter tidak berdimensi yang disebut *lift coefficient* yang ditulis dengan simbol  $C_L$ . Rumus *lift coefficient* dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (2.5)$$

dimana  $L$  adalah gaya *lift*,  $\rho$  adalah massa jenis fluida *freestream*,  $V$  adalah kecepatan aliran *freestream*, dan  $A$  adalah luas referensi objek. Besarnya *lift coefficient* dipengaruhi sudut serang dan bilangan Reynolds dari aliran.

#### 2.2.4 Momen Aerodinamis

Momen adalah ukuran kecenderungan gaya untuk menyebabkan benda berputar pada suatu titik referensi. Momen merupakan perkalian gaya terhadap lengan momen dimana komponen gaya yang bekerja merupakan gaya yang tegak lurus dengan lengan momen. Momen aerodinamis disebabkan adanya gaya aerodinamis yang pusat gayanya memiliki jarak tertentu dari titik referensi.

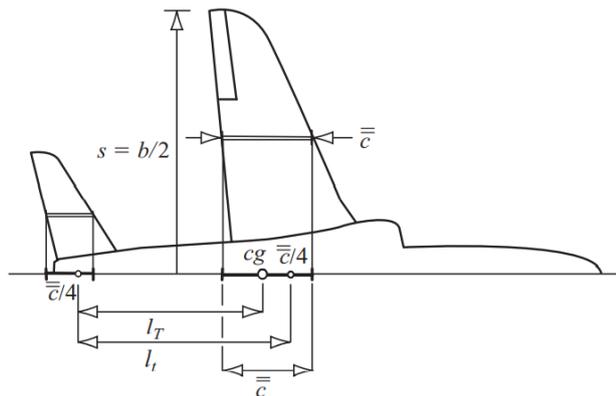
Dalam konteks pesawat, terdapat 3 jenis momen berdasarkan sumbu putarnya yaitu momen *pitch*, momen *yaw*, dan momen *roll*. Momen *pitch* merupakan momen yang menyebabkan pesawat berotasi pada sumbu transversal/lateral (gerakan *pitch*), momen *yaw* merupakan momen yang menyebabkan pesawat berotasi pada sumbu vertikal (gerakan *yaw*), dan momen *roll* merupakan momen yang menyebabkan pesawat berotasi pada sumbu longitudinal (gerakan *roll*). Ketiga momen tersebut diukur dengan titik referensi pusat masa pesawat. Momen-momen tersebut disebabkan adanya gaya aerodinamis yang berpusat pada titik dengan jarak tertentu dari pusat massa pesawat. Untuk menyatakan momen-momen tersebut biasanya digunakan parameter tak berdimensi yang disebut *pitching*, *yawing*, dan *rolling moment coefficient* yang ditulis dengan simbol  $C_m$ ,  $C_n$ , dan  $C_l$ . Rumus *moment coefficient* dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 A s} \quad (2.6)$$

dimana  $M$  adalah gaya momen aerodinamik,  $\rho$  adalah massa jenis fluida *freestream*,  $V$  adalah kecepatan aliran *freestream*,  $A$  adalah luas referensi objek, dan  $s$  adalah lengan momen. Besarnya *moment coefficient* dipengaruhi sudut serang dan bilangan Reynolds dari aliran.

## 2.2 Geometri Referensi Pesawat

Tata letak geometris pesawat merupakan hal yang sangat penting dalam pemodelan matematika. Dalam menganalisis dinamika pesawat, geometri pesawat dapat dideskripsikan melalui parameter referensi yang dapat diilustrasikan pada gambar 2.3.



Gambar 2.3 Geometri referensi tampak atas (Cook, 2007)

Berikut ini adalah keterangan dari gambar tersebut:

1.  $\bar{c}$  : *Mean Aerodynamic Chord* (MAC)
2.  $cg$  : *Center of gravity*/pusat gravitasi
3.  $b$  : *Wingspan*/panjang sayap
4.  $l_T$  : Jarak dari pusat gravitasi pesawat ke pusat aerodinamis ekor horizontal
5.  $l_t$  : Jarak dari pusat aerodinamis sayap ke pusat aerodinamis ekor horizontal

### 2.3.1 Mean Aerodynamic Chord (MAC)

MAC ( $\bar{c}$ ) merepresentasikan letak *chord* akar dari sayap segi empat yang memiliki pengaruh aerodinamis yang sama dengan sayap aslinya. Referensi MAC ditentukan dengan memproyeksikan  $\bar{c}$  ke sumbu longitudinal seperti pada gambar 2.3. Parameter MAC sering digunakan dalam studi stabilitas dan keterkendalian pesawat karena beberapa referensi aerodinamik berada sepanjang MAC, seperti pusat aerodinamik ( $a_c$ ) yang terletak pada  $\bar{c}/4$  untuk aliran *subsonic* dengan bilangan Mach rendah. Berikut ini adalah perumusan MAC:

$$\bar{c} = \frac{\int_{-s}^s c_y^2 dy}{\int_{-s}^s c_y dy} \quad (2.7)$$

(Cook, 2007)

### 2.3.2 Tail Volume Ratio

*Tail volume ratio* merupakan ukuran efektivitas aerodinamis dari ekor horizontal sebagai komponen penstabil dan merupakan salah satu parameter yang penting dalam studi stabilitas dan keterkendalian. Parameter ini memiliki simbol  $\bar{V}_T$  dan dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$\bar{V}_T = \frac{S_T l_T}{S \bar{c}} \quad (2.8)$$

dimana  $S_T$  adalah luas ekor horizontal dan  $l_T$  (*tail moment arm*) merupakan jarak dari pusat gravitasi pesawat ke pusat aerodinamis ekor horizontal sesuai gambar 2.3. Pusat aerodinamis ekor horizontal terletak pada seperempat MAC dari ekor horizontal itu sendiri. Terkadang *tail moment arm* diukur dari pusat aerodinamis

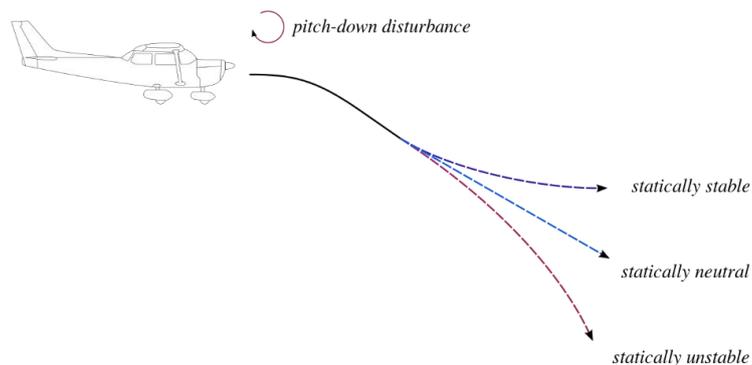
sayap sehingga menggunakan  $l_t$  dibanding  $l_T$ . Umumnya nilai  $\bar{V}_T$  berkisar antara 0,5 sampai 1,3 (Cook, 2007).

## 2.3 Stabilitas dan Keterkendalian Pesawat

Salah satu aspek yang penting diperhatikan dalam proses desain pesawat adalah stabilitas dan keterkendalian pesawat. Kedua aspek tersebut sangat penting karena berkaitan dengan tujuan dari desain pesawat tersebut.

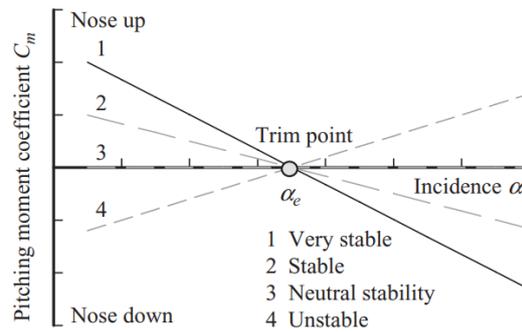
### 2.4.1 Stabilitas

Stabilitas terbagi menjadi dua yaitu stabilitas statis dan dinamis, namun pada penelitian ini stabilitas dinamis tidak dibahas. Stabilitas statis adalah kecenderungan pesawat untuk kembali ke kondisi awal atau *trim* ketika menerima gangguan. Stabilitas dinamis adalah gerakan transien yang terlibat pada proses pengembalian pesawat ke kondisi awal saat menerima gangguan (Cook, 2007). Stabilitas statis terbagi menjadi tiga yaitu stabilitas statis positif, netral, dan negatif. Stabilitas statis positif adalah kecenderungan pesawat untuk kembali ke kondisi awal saat menerima gangguan. Stabilitas statis netral adalah kecenderungan pesawat mempertahankan kondisinya setelah menerima gangguan. Sedangkan stabilitas statis negatif adalah kecenderungan pesawat tetap bergerak menjauhi kondisi awal ketika menerima gangguan (Cutler, 2015). Ilustrasi dari ketiga jenis stabilitas statis dapat dilihat pada gambar 2.4.



Gambar 2.4 Tiga jenis stabilitas statis (Wikimedia Commons, 2013)

Stabilitas pesawat dapat ditinjau terhadap ketiga sumbu putar yaitu longitudinal, vertikal (atau sering disebut direksional), dan lateral, namun stabilitas pesawat yang paling umum ditinjau adalah stabilitas statis longitudinal. Derajat stabilitas statis biasa dinyatakan sebagai turunan *pitching moment coefficient* ( $C_m$ ) terhadap sudut serang ( $\alpha$ ) atau ditulis sebagai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$ . Turunan *pitching moment coefficient* terhadap sudut serang merupakan gradien kemiringan pada grafik  $C_m$  terhadap  $\alpha$  seperti terlihat pada gambar 2.5.



Gambar 2.5 Grafik  $C_M$  terhadap  $\alpha$  pada tipe stabilitas yang berbeda (Cook, 2007)

Dari gambar 2.5 dapat dilihat bahwa titik *trim* adalah titik dimana nilai *pitching moment coefficient* nya adalah nol. Dengan kata lain *trim* adalah kondisi dimana pesawat berada pada kondisi setimbang dan resultan momennya adalah nol. Kemudian dari gambar tersebut juga dapat dilihat bahwa syarat sebuah pesawat stabil atau memiliki stabilitas statis positif adalah:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \tag{2.9}$$

Hal ini juga berlaku untuk stabilitas statis lateral dan direksional dimana syaratnya adalah:

$$\frac{dC_l}{d\phi} < 0 \tag{2.10}$$

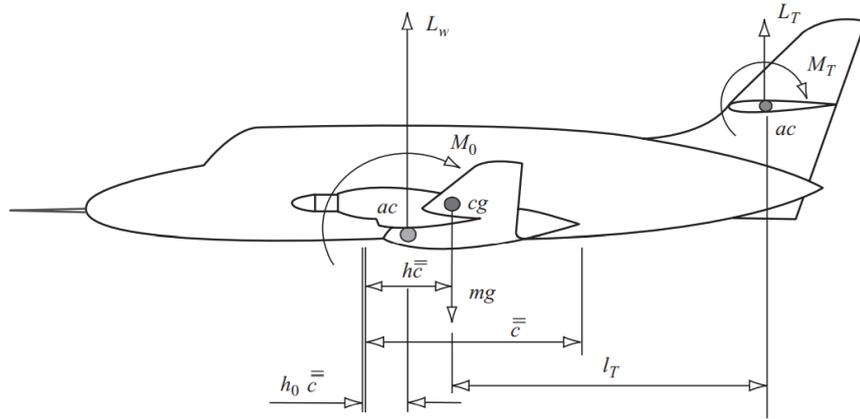
dan

$$\frac{dC_n}{d\beta} > 0 \tag{2.11}$$

dimana  $\phi$  dan  $\beta$  adalah sudut *bank* (roll) dan sudut *slip* (yaw) (Cook, 2007).

#### 2.4.2 Persamaan *Pitching Moment*

*Pitching moment* sangat penting dalam menentukan stabilitas pesawat sehingga persamaan *pitching moment* perlu diketahui untuk menganalisis hal-hal yang mempengaruhi stabilitas pesawat. Persamaan *pitching moment* untuk setiap pesawat berbeda karena perbedaan geometri dan sistem propulsi yang digunakan dapat mempengaruhi *pitching moment*, namun persamaan yang cukup mendekati dapat dibuat dan mampu merepresentasikan *pitching moment* dari setiap pesawat. Untuk membangun persamaan tersebut, maka diperlukan *free body diagram* (FBD) yang menunjukkan gaya dan momen yang bekerja pada pesawat. Gambar 2.6 merupakan FBD dari pesawat secara umum.



Gambar 2.6 *Free body diagram* pesawat secara umum (Cook, 2007)

Pada gambar 2.6 tidak terdapat gaya *drag*, hal ini dikarenakan asumsi bahwa gaya *drag* bekerja pada pusat masa dan tidak menyebabkan adanya momen. Ketika terdapat perubahan sudut serang, maka momen akibat *drag* dianggap tidak signifikan. Kemudian badan pesawat dan sayap dianggap sebagai satu komponen sayap dan ekor merupakan komponen yang terpisah. Pada gambar 2.6,  $L_w$  merupakan gaya angkat gabungan badan dan sayap,  $M_0$  merupakan *pitching moment* residual pada pusat aerodinamis badan dan sayap,  $L_T$  merupakan gaya angkat ekor, dan  $M_T$  merupakan *pitching moment* ekor yang bekerja pada pusat aerodinamis ekor. Kemudian  $h\bar{c}$  merupakan jarak dari pusat gravitasi ke *leading edge* dan  $h_0\bar{c}$  merupakan jarak dari pusat aerodinamis ke *leading edge*. Berikut ini adalah persamaan *pitching moment* ( $M$ ) yang berpusat pada  $cg$  berdasarkan FBD:

$$M = M_0 + L_w(h\bar{c} - h_0\bar{c}) - L_T l_T + M_T \quad (2.12)$$

Secara umum, ekor pesawat menggunakan *airfoil* yang simetris, sehingga diasumsikan bahwa tidak ada  $M_T$ . Maka persamaan 2.12 menjadi:

$$M = M_0 + L_w(h - h_0)\bar{c} - L_T l_T \quad (2.13)$$

*Pitching moment* lebih umum dinyatakan dalam bentuk koefisien  $C_M$  sehingga persamaan 2.13 dibagi dengan  $\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}$  menjadi:

$$\frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}} = \frac{M_0}{\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}} + \frac{L_w(h - h_0)\bar{c}}{\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}} - \frac{L_T l_T}{\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}}$$

$$C_m = C_{M_0} + C_{L_w}(h - h_0) - \frac{C_{L_T}(\frac{1}{2}\rho V^2 S_T)l_T}{\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}}$$

$$C_m = C_{M_0} + C_{L_w}(h - h_0) - C_{L_T}\bar{V}_T \quad (2.14)$$

(Cook, 2007)

Dari persamaan 2.13, dapat dilihat bahwa nilai  $C_M$  dipengaruhi oleh nilai  $\bar{V}_T$ . Artinya stabilitas pesawat juga dipengaruhi oleh geometri ekor karena  $\bar{V}_T$  sangat berkaitan dengan geometri ekor. Selain  $\bar{V}_T$ , terdapat parameter lain yang mempengaruhi stabilitas yaitu efisiensi ekor yang merupakan rasio antara tekanan dinamis ekor terhadap tekanan dinamis pesawat. Efisiensi ekor memiliki simbol  $\eta_h$  dan dinyatakan sebagai berikut:

$$\eta = \frac{\frac{1}{2}\rho V_h^2}{\frac{1}{2}\rho V^2} = \frac{V_h^2}{V^2} \quad (2.15)$$

Dengan adanya parameter tersebut, maka persamaan 2.14 menjadi:

$$C_M = C_{M_0} + C_{L_W}(h - h_0) - \eta C_{L_T} \bar{V}_T \quad (2.16)$$

(Sadraey, 2012)

### 2.4.3 Keterkendalian

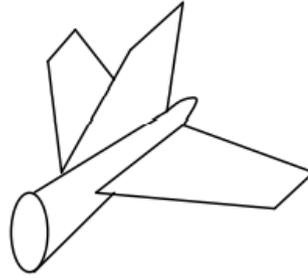
Keterkendalian adalah kemampuan pesawat untuk mengubah kondisinya dari kondisi *trim* satu ke kondisi *trim* lainnya. Sama seperti stabilitas, keterkendalian juga berlaku untuk ketiga sumbu putar sehingga ada keterkendalian longitudinal, direksional, dan transversal. (Sadraey, 2012). Keterkendalian longitudinal diatur oleh pergerakan *elevator*, keterkendalian direksional diatur oleh pergerakan *rudder*, dan keterkendalian transversal diatur oleh pergerakan *ailerons*. Keterkendalian sangat dipengaruhi ukuran dan sudut defleksi dari *control surface*.

Keterkendalian berbanding terbalik dengan stabilitas. Pesawat yang stabil cenderung tahan terhadap gangguan karena mampu mengembalikan kondisi pesawat seperti semula. Kemampuan dalam menahan gangguan ditentukan melalui derajat stabilitas. Akibat dari tingginya derajat stabilitas, pesawat yang stabil akan menahan kendali yang diberikan karena kendali dianggap sama seperti gangguan (Cook, 2007). Pesawat dengan stabilitas yang baik memiliki keterkendalian yang kurang baik, dan sebaliknya peningkatan keterkendalian pesawat menyebabkan penurunan stabilitas pesawat. Sebagai contoh, pesawat komersial dirancang untuk membawa penumpang sehingga diperlukan stabilitas yang baik, namun cenderung lebih berat untuk dikendalikan. Di sisi lain, pesawat tempur yang mampu melakukan manuver dengan mudah cenderung kurang stabil atau bahkan tidak stabil. Dalam mendesain pesawat, stabilitas dan keterkendalian harus dipertimbangkan untuk memenuhi kebutuhan, karena salah satu aspek harus dikorbankan.

## 2.4 Tipe Ekor Pesawat

Pemilihan tipe ekor merupakan langkah awal yang dilakukan dalam mendesain ekor pesawat. Pemilihan tipe ekor bukan berdasarkan hasil perhitungan, melainkan penalaran, logika, dan evaluasi kebutuhan desain terhadap karakteristik dari setiap tipe pesawat. Secara umum tipe ekor terbagi menjadi dua yaitu konvensional dan non-konvensional. Ekor konvensional, yang diilustrasikan pada gambar 2.7, merupakan bentuk ekor yang paling sederhana dan sering digunakan karena mampu menjalankan seluruh fungsi ekor itu sendiri. Ekor konvensional terdiri dari ekor horizontal dan vertikal yang masing-masing berfungsi menjaga stabilitas longitudinal dan direksional (Sadraey, 2012). Tipe ekor non-

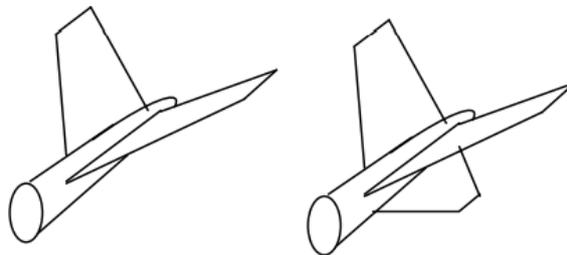
konvensional terdiri dari banyak jenis, namun untuk menyesuaikan kebutuhan penelitian, maka tipe non-konvensional yang dibahas hanya tipe *Y-tail* dan *cruciform*.



Gambar 2.7 Tipe ekor konvensional (modifikasi dari Sadraey, 2012)

### 2.5.1 Tipe *Y-tail*

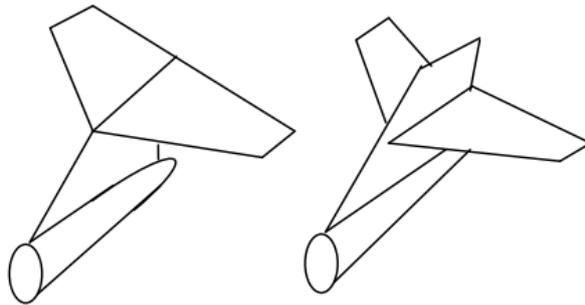
Tipe *Y-tail* merupakan penambahan dari tipe *V-tail* dimana terdapat tambahan permukaan pada bagian bawah. Tipe *V-Tail* sendiri merupakan tipe ekor yang memiliki dua bagian dengan bentuk seperti ekor horizontal yang membentuk sudut dihedral tanpa adanya ekor vertikal. Setiap bagian dari *V-tail* berfungsi sebagai ekor horizontal dan vertikal di saat yang bersamaan dimana setiap bagian menghasilkan gaya angkat ke arah sumbu vertikal dan sumbu longitudinal. Tipe *V-tail* mampu mengurangi total area ekor dibandingkan ekor konvensional, namun memiliki stabilitas longitudinal dan direksional yang kurang baik dan memiliki sistem kontrol yang kompleks. Salah satu keuntungan tipe *Y-tail* adalah ekor akan terhindar dari efek *wake* dari sayap pada sudut serang tinggi (Sadraey, 2012). Gambar 2.8 merupakan ilustrasi tipe *V-tail* dan *Y-tail*.



Gambar 2.8 Tipe *V-tail* (kiri) dan *Y-tail* (kanan) (modifikasi dari Sadraey, 2012)

### 2.5.2 Tipe *Cruciform*

Tipe *cruciform* merupakan kombinasi dari tipe konvensional dengan *T-tail*. Tipe *cruciform*, sesuai namanya yang berarti bentuk salib (" +"). Artinya ekor horizontal dipasang pada sekitar tengah ekor vertikal. Tujuan penggunaan tipe *cruciform* adalah untuk menggabungkan keuntungan dan mengeliminasi kelemahan dari ekor konvensional dan *T-tail*. Keuntungan yang didapat adalah meminimalisir efek *downwash* dari sayap dan kerugian yang dihindarkan adalah struktur yang berat untuk menopang ekor horizontal dan *deep stall* yang terjadi pada *T-tail*. *Deep stall* merupakan kondisi dimana ekor horizontal mengalami *stall* akibat efek *wake* dari sayap pada sudut serang yang besar dan menyebabkan hilangnya stabilitas. Hal ini sangat berbahaya dan dapat terjadi pada pesawat yang menggunakan tipe *T-tail* (Sadraey, 2012). Tipe *T-tail* dan *cruciform* ditunjukkan pada gambar 2.9.



Gambar 2. 9 Tipe T-tail (kiri) dan *cruciform* (kanan) (modifikasi dari Sadraey, 2012)

## 2.5 Penelitian Terdahulu

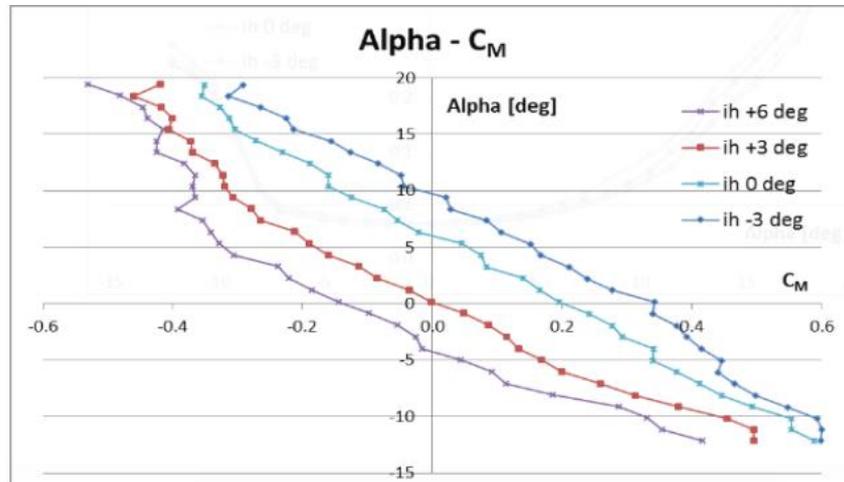
Berikut ini adalah beberapa penelitian terdahulu terkait stabilitas dan keterkendalian pesawat:

### 2.5.1 Penelitian tentang Pemilihan *Incidence Angle* Ekor Pesawat *Y-tail*

Wijiatmoko & Kooshartoyo (2018) melakukan penelitian uji terowongan angin terhadap model pesawat *Y-tail* dengan memvariasikan *incidence angle* atau sudut pasang  $-6^\circ$ ,  $-3^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ , dan  $6^\circ$ . Tujuan dari penelitian ini adalah mencari tahu pengaruh sudut pasang terhadap *lift* dan *drag*, serta stabilitas longitudinal dan direksional jika pengaruh terhadap *lift* dan *drag* tidak signifikan. Model yang digunakan adalah pesawat dengan tipe *Y-tail* dengan skala 1:5 dan *wingspan* 3022 mm. Tipe model adalah *clean* yaitu tidak ada variasi sudut dari *control surface*. Pengujian dilakukan pada terowongan angin dengan kecepatan angin 60 m/s. Pengukuran dilakukan dengan menggunakan *external balance* untuk mengukur tiga gaya dan tiga momen aerodinamika. Sudut serang yang digunakan adalah  $-12^\circ$  hingga  $20^\circ$  dengan interval pengambilan data setiap  $1^\circ$ .

Dari pengujian terowongan angin didapatkan data  $C_L$  dan  $C_D$  dari pesawat yang diuji untuk setiap sudut pasang pada sudut serang dan sudut *slip* yang berbeda. Data-data tersebut kemudian disajikan dalam grafik  $C_L - \alpha$  dan  $C_D - \alpha$ ,  $C_L - \beta$ , dan  $C_D - \beta$ . Selain itu terdapat data sudut *stall* yang disajikan dalam bentuk tabel. Dari grafik  $C_L - \alpha$  dan  $C_D - \alpha$ , didapatkan bahwa nilai  $C_L$  meningkat seiring meningkatnya sudut serang dan nilai  $C_D$  berbentuk menyerupai parabola definit positif dengan nilai minimum pada sudut serang sekitar  $0^\circ$ . Perbedaan  $C_L$  dan  $C_D$  terhadap sudut serang dari setiap variasi sudut pasang tidaklah signifikan, sehingga dilakukan analisis lanjutan terkait stabilitas longitudinal dan direksional. Hasil pengujian terkait stabilitas berupa grafik  $C_m - \alpha$  dan  $C_N - \beta$ . Gambar 2.10 merupakan grafik  $C_m - \alpha$  sebagai gambaran dari grafik yang dihasilkan pada penelitian ini. Pada gambar 2.10 dapat dilihat bahwa untuk setiap sudut pasang memiliki nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  yang serupa dan bernilai negatif, sehingga dapat dikatakan pesawat stabil untuk setiap sudut pasang. Pada grafik  $C_N - \beta$ , didapat  $\frac{dC_N}{d\beta} > 0$  sehingga dapat dikatakan pesawat memiliki stabilitas direksional yang baik. Grafik  $C_N - \beta$  untuk setiap sudut pasang tidak memiliki perbedaan yang signifikan. Untuk menentukan sudut pasang yang paling baik, maka yang diperhatikan adalah nilai  $C_M$  saat sudut serang  $0^\circ$ . Karena pesawat sering berada pada kondisi *cruise*, maka

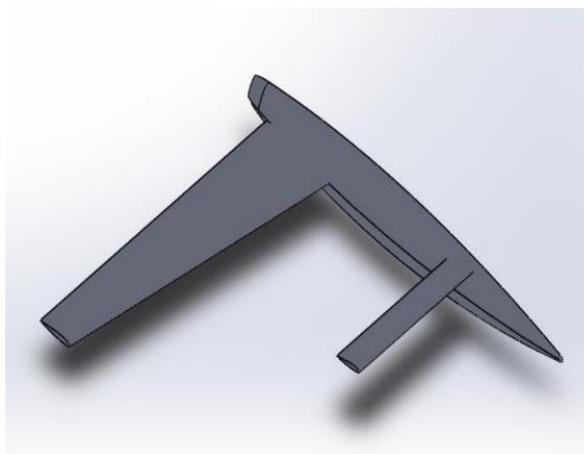
diharapkan nilai  $C_m$  pada sudut serang  $0^\circ$  mendekati 0. Dengan demikian sudut pasang 3 dianggap yang paling sesuai.



Gambar 2.10 Grafik  $C_M - \alpha$  pesawat uji (Wijiatmoko & Kooshartoyo, 2018)

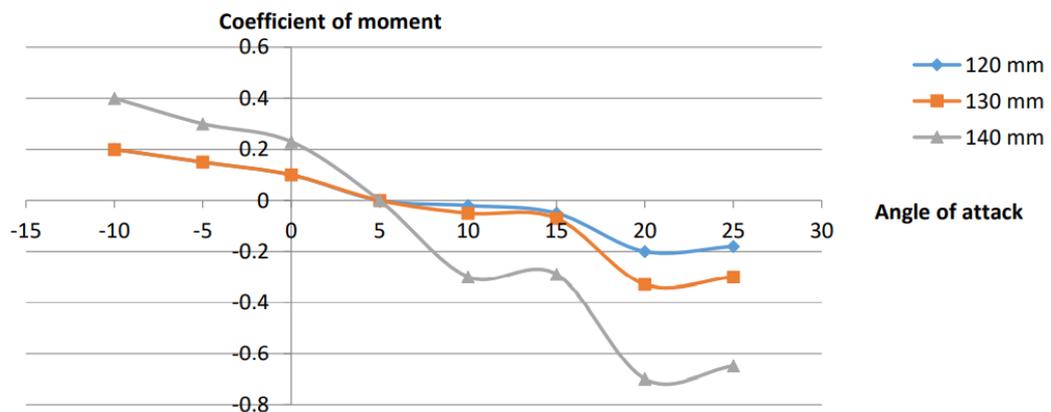
### 2.5.2 Penelitian tentang Karakteristik Aerodinamis dan Stabilitas Pesawat *Canard*

(Ali & Saleh, 2019) melakukan penelitian secara eksperimen dan numerik terhadap pesawat VariEze milik Burt Rutan yang memiliki tipe *canard* dengan tujuan mendapatkan karakteristik aerodinamis dan stabilitas. Pengujian eksperimen dilakukan pada terowongan angin TE-45. Model yang digunakan hanya setengah model seperti pada gambar 2.11 dan memiliki skala 1:12,5 dari ukuran aslinya dengan dimensi *fuselage* dan sayap setelah di skala antara lain panjang *fuselage* 348,6 mm, setengah *wingspan* 270,8 mm, *root chord* 78,48 mm, *tip chord* 19,64 mm, dan *taper ratio* 0.5. Untuk dimensi ekor (dalam hal ini *canard*) antara lain setengah *span* 135,4 mm, *chord* 25,76 mm, dan sudut pasang  $5^\circ$ . Pengujian terowongan angin dilakukan untuk sudut serang  $-25^\circ$  sampai  $25^\circ$  dengan pengambilan data setiap  $5^\circ$ . Analisis numerik dilakukan menggunakan CFD ANSYS Fluent dengan model turbulensi SST  $k - \omega$ , fluida kerja udara dengan massa jenis  $1,225 \text{ kg/m}^3$ , temperatur *inlet* 288,16K, tekanan *outlet* 101,325 KPa, Mach number 0,2-0,4, dan rasio intensitas turbulensi 10. Simulasi awal dilakukan untuk validasi eksperimen sehingga kecepatan *inlet* 10 m/s dan variasi sudut serang dari  $-10^\circ$  sampai  $25^\circ$  dengan kenaikan setiap  $5^\circ$ . Kemudian kecepatan diatur hingga Mach number 0,2-0,4.



Gambar 2.11 Gambar CAD setengah model pesawat VariEze (Ali & Saleh, 2019)

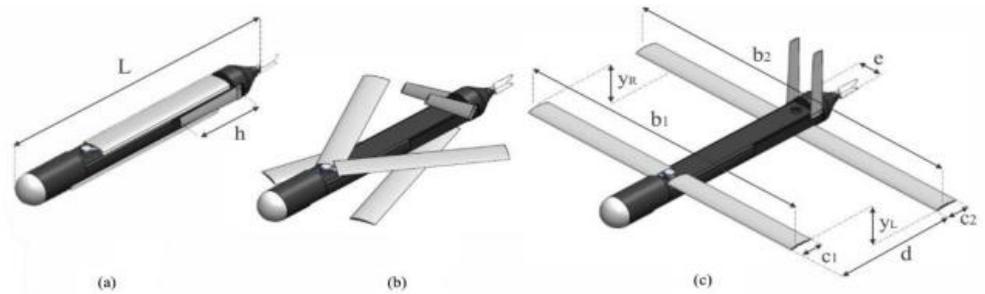
Hasil penelitian pertama yang didapat adalah validasi antara simulasi dengan eksperimen berupa grafik perbandingan  $C_m - \alpha$  dan  $C_L - \alpha$  eksperimen dengan simulasi. Dari grafik tersebut didapat bahwa hasil eksperimen cukup sesuai dengan simulasi dengan eror yang relatif kecil, sehingga dapat dikatakan valid. Selanjutnya peneliti menguji efek penggunaan *canard* terhadap gaya angkat dan *pitching moment* yang dilakukan melalui simulasi. Grafik yang disajikan yaitu  $C_m - \alpha$  dan  $C_L - \alpha$  antara model dengan dan tanpa *canard*. Hasilnya menunjukkan bahwa penggunaan *canard* menambah gaya angkat namun mengurangi stabilitas pesawat. Kemudian efek Mach number terhadap kompresibilitas diuji dengan grafik  $C_m - \alpha$  pada Mach number 0,2 dan 0,4. Hasil yang didapatkan menunjukkan pesawat mengalami *stall* lebih cepat pada Mach number 0,4, yang membuktikan bahwa efek kompresibilitas meningkat seiring peningkatan Mach number. Terakhir pengujian yang dilakukan adalah efek lokasi penempatan *canard* terhadap gaya angkat dan *pitching moment*. Variasi lokasi *canard* yaitu 120, 130, dan 140 mm dari pusat gravitasi pesawat. Grafik yang disajikan adalah  $C_m - \alpha$  dan  $C_L - \alpha$  dari ketiga variasi. Dari grafik  $C_m - \alpha$  didapatkan bahwa penambahan jarak *canard* dari pusat gravitasi meningkatkan lengan momen, sehingga meningkatkan stabilitas, namun menurunkan keterkendalian. Dari grafik  $C_L - \alpha$  didapatkan bahwa semakin jauh posisi *canard* dari pusat gravitasi, semakin besar  $C_L$  pada sudut serang kecil, namun mempercepat *stall* pada sudut serang yang lebih besar. Sebagai gambaran hasil penelitian, maka ditampilkan grafik  $C_m - \alpha$  pada variasi lokasi *canard* pada gambar 2.12.



Gambar 2.12 Grafik  $C_m - \alpha$  pada variasi lokasi *canard* (Ali & Saleh, 2019)

### 2.5.3 Penelitian tentang Stabilitas Statis pada UAV *Tandem Wing*

Sugandi, et al. (2018) mengevaluasi stabilitas statis dari UAV *tube launched tandem wing*. Penelitian ini bertujuan mencari koefisien parameter stabilitas statis seperti  $C_L$ ,  $C_m$ ,  $C_l$ ,  $C_N$ , dan  $C_Y$  (*side force coefficient*). *Software* yang digunakan pada penelitian ini adalah ANSYS CFX yang memiliki akurasi yang baik untuk bentuk UAV yang kompleks. Model yang dianalisis merupakan UAV yang terdiri dari *canard*, sayap, dan dua ekor vertikal. Gambar dan spesifikasi UAV dapat dilihat pada gambar 2.13 dan tabel 2.1. Domain simulasi yang digunakan memiliki bentuk C dengan jumlah nodal  $7,5 \times 10^5$  dan jumlah elemen  $3,3 \times 10^6$ .

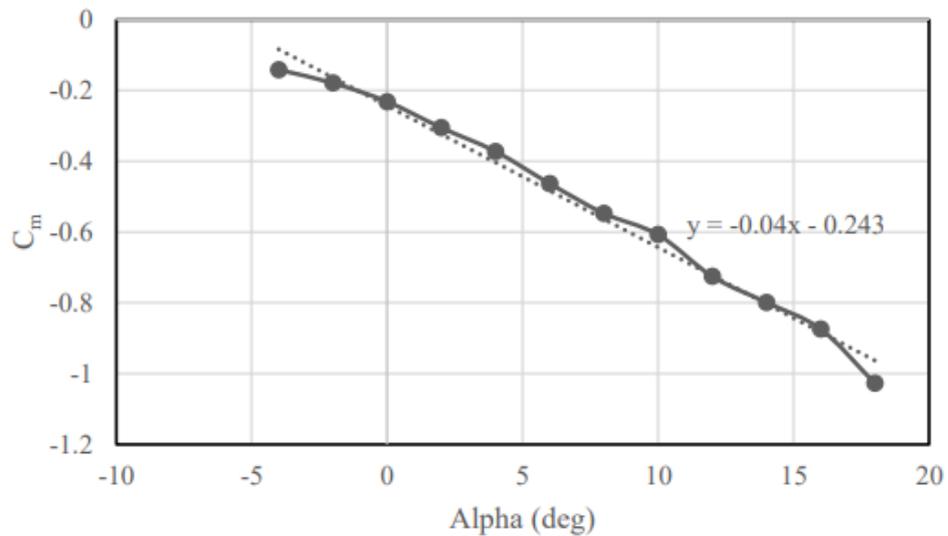


Gambar 2.13 UAV sayap lipat: kondisi terlipa (a), transnsisi (b), dan kondisi terbuka (c) (Sugandi, et al., 2019)

Tabel 2.1 Spesifikasi UAV (Sugandi et al., 2018)

Definition	Value
Altitude	100 m
Length <b>L</b>	1124 mm
Chord Length <b>c1</b>	100 mm
Chord Length <b>c2</b>	100 mm
Canard Span <b>b1</b>	1318 mm
Wing Span <b>b2</b>	1508 mm
Vertical Stabilizer <b>h</b>	300 mm
Canard-Wing LE distance <b>d</b>	635 mm
Distance among Vertical stabilizers	118 mm
Canard Airfoil	NACA 8408
Wing Airfoil	NACA 8408
Vertical Stabilizer Airfoil	NACA 0010
MTOW	3 kg
Cruise Speed	25 m/s
S ref	0.269 m <sup>2</sup>

Hasil yang didapatkan dari simulasi antara lain grafik  $C_m - \alpha$ ,  $C_L - \alpha$ ,  $C_l - \beta$ ,  $C_Y - \beta$ , dan  $C_N - \beta$ . Grafik  $C_m - \alpha$  ditunjukkan pada gambar 2.14 sebagai gambaran dari hasil penelitian. Pada grafik  $C_m - \alpha$ , nilai  $C_m$  menurun seiring peningkatan sudut serang, sedangkan pada grafik  $C_L - \alpha$ , nilai  $C_L$  meningkat seiring peningkatan sudut serang, dimana nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  adalah -0,04 dan  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  adalah 0,1007. Hal ini menunjukkan bahwa UAV yang diuji tergolong stabil. Kemudian pada grafik  $C_l - \beta$ ,  $C_N - \beta$ , dan  $C_Y - \beta$ , nilai  $C_l$  dan  $C_Y$  menurun seiring meningkatnya sudut *slip*, sedangkan nilai  $C_N$  meningkat. Nilai  $\frac{dC_l}{d\beta}$  adalah -0,0194,  $\frac{dC_Y}{d\beta}$  adalah -0,0077, dan  $\frac{dC_N}{d\beta}$  adalah 0,02. Hal tersebut mengindikasikan bahwa ketika terdapat gangguan angin dengan sudut  $\beta$ , maka pesawat akan memberikan momen *rolling* dan *yawing* yang melawan arah sudut  $\beta$  tersebut. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa UAV yang diuji memenuhi syarat stabilitas statis longitudinal dan direksional-lateral.



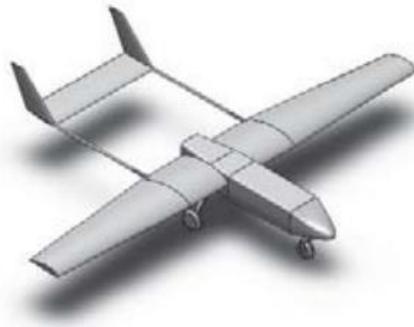
Gambar 2.14 Garfik  $C_m - \alpha$  UAV Tandem Wing (Sugandi, et al., 2019)

#### 2.5.4 Penelitian tentang Stabilitas Statis pada UAV *Twin Tail Boom*

Septiyana, et al. (2020) melakukan analisis stabilitas statis pada UAV LSU 05-NG yang memiliki tipe ekor *twin tail boom* dengan metode numerik. Tujuan dari penelitian ini adalah mencari parameter stabilitas statis seperti  $C_L$ ,  $C_m$ ,  $C_l$ , dan  $C_N$ . Penelitian dilakukan menggunakan *software* XFLR5 dengan basis *Vortex Lattice Method* (VLM), *Computational Fluid Dynamics* (CFD), dan *Data Compendium* (DATCOM). Parameter simulasi yang digunakan yaitu kecepatan aliran 30 m/s, massa jenis udara 1,185 kg/m<sup>3</sup>, dan tekanan udara 1 atm. Sayap pesawat memiliki setengah *wingspan* 2,75 m, *aspect ratio* 8,769, *root chord* 0,73 m, *tip chord* 0,44 m, dan *taper ratio* 1,659. Airfoil yang digunakan adalah FX 76-MP-160. Geometri ekor pesawat LSU 05-NG disajikan dalam bentuk tabel geometri seperti pada tabel 2.2. Ilustrasi pesawat LSU 05-NG dapat dilihat pada gambar 2.15.

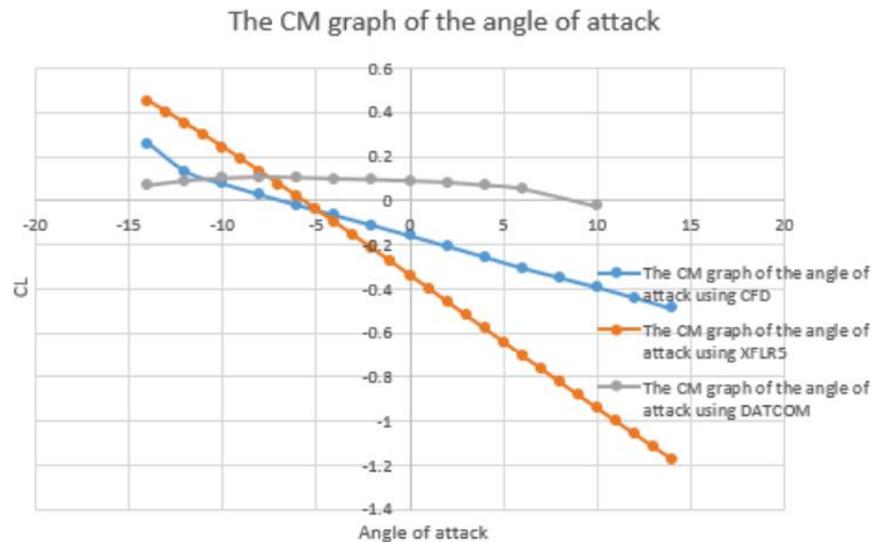
Tabel 2.2 Geometri sayap LSU 05-NG (Septiyana, et al. 2020)

Parameter	Symbol	HTP	VTP
HTP and VTP Area	$S$	0,6603 m <sup>2</sup>	0,1610 m <sup>2</sup>
Aspect Ratio	$AR$	3,4	1,6
HTP and VTP Span	$b$	1,5 m	0,5 m
Taper Ratio	$\lambda$	1	0,46
Swept Angle 0.25c	$\wedge 0.25c$	0°	40°
Swept angle LE	$\wedge LE$	0°	37°
Root Chord	$C_r$	0,44 m	0,44 m
Tip Chord	$C_t$	0,44 m	0,204 m
Airfoil	–	Naca 0012	Naca 0012



Gambar 2.15 Model ilustrasi pesawat LSU 05-NG (Septiyana, et al., 2020)

Dari simulasi yang telah dilakukan, maka didapatkan masing-masing tiga data terkait  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$ ,  $C_l$ , dan  $C_N$  dari *software* yang berbeda. Data-data tersebut kemudian disajikan dalam bentuk grafik,  $C_D - \alpha$ ,  $C_m - \alpha$ ,  $C_N - \beta$ , dan  $C_l - \beta$ . Sebagai gambaran dari grafik yang didapatkan dari simulasi yang dilakukan, maka ditampilkan gambar 2.16 yang merupakan grafik  $C_m - \alpha$ .



Gambar 2.16 Grafik  $C_m - \alpha$  pesawat LSU 05-NG (Septiyana, et al., 2020)

Penjelasan terkait hasil antara lain, grafik  $C_L - \alpha$  menunjukkan gradien yang positif dan ketiga simulasi menunjukkan nilai yang serupa. Pada grafik  $C_D - \alpha$ , grafik berbentuk seperti parabola definit positif, namun ketiga hasil simulasi menunjukkan hasil yang berbeda, terlihat dari nilai  $C_D$  minimum yang berbeda dan sudut serang pada  $C_D$  minimum tersebut. Grafik  $C_m - \alpha$  menunjukkan gradien yang negatif untuk ketiga simulasi, namun nilainya berbeda, khususnya pada simulasi DATCOM yang gradiennya mendekati nol. Pada grafik  $C_N - \beta$  dan  $C_l - \beta$ , hanya terdapat hasil simulasi CFD dan XFLR5, karena DATCOM tidak dapat melakukan simulasi tersebut. Dari grafik tersebut juga dapat dilihat bahwa hasil simulasi menggunakan XFLR5 terlihat sangat fluktuatif karena aliran dianggap *inviscid*. Namun kedua simulasi tetap menunjukkan gradien positif pada grafik  $C_N - \beta$  dan gradien negatif pada grafik  $C_l - \beta$ . Gradien kemiringan grafik yang menunjukkan derajat stabilitas ditunjukkan pada tabel 2.3.

Tabel 2. 3  $dC_m/d\alpha$ ,  $dC_N/d\beta$ , dan  $dC_l/d\beta$  dari ketiga hasil simulasi (Septiyana, et al., 2020)

Method	$C_{M_\alpha}$	$C_{n_\beta}$	$C_{l_\beta}$
CFD	-0.0242	0.0013	-0.0003
VLM XFLR5	-0.0543	0.0018	-0.0002
DATCOM	-0.00296	0.000383	-0.00055

Dari tabel 2.3, dapat disimpulkan bahwa ketiga simulasi menunjukkan bahwa pesawat LSU 05-NG masih memenuhi syarat untuk dikatakan stabil. Namun ketiga simulasi menunjukkan derajat stabilitas yang berbeda-beda.

### 2.5.5 Ringkasan Penelitian Terdahulu

Penelitian-penelitian terdahulu yang telah dilakukan merupakan penelitian terkait stabilitas dan keterkendalian pesawat. Penelitian yang dilakukan Wijiatmoko & Kooshartoyo (2018) bertujuan mencari pengaruh sudut pasang ekor terhadap stabilitas pesawat melalui eksperimen. Ali & Saleh (2019) menyelidiki pengaruh penggunaan *canard*, *Mach number*, dan posisi *canard* terhadap stabilitas dan keterkendalian pesawat secara eksperimen dan numerik. Sugandi, et al. (2018) dan Septiyana, et al. (2020) mengevaluasi koefisien-koefisien aerodinamis dan stabilitas dari pesawat UAV. Dari penelitian-penelitian tersebut, didapatkan gambaran terkait parameter-parameter yang harus diuji dan interpretasi dari hasil yang didapat terhadap performa pesawat atau UAV yang diuji. Selain itu penelitian terdahulu yang dilakukan secara eksperimen dapat memberikan gambaran terkait pengujian secara eksperimen menggunakan terowongan angin. Penelitian tugas akhir ini bertujuan meneliti pengaruh perubahan tipe ekor terhadap performa aerodinamik serta stabilitas dan keterkendalian. Hal yang membedakan penelitian tugas akhir ini dari penelitian terdahulunya adalah variabel bebas yang digunakan berbeda, yaitu tipe ekor. Kemudian pesawat UAV yang diuji juga berbeda dari seluruh penelitian terdahulu yang telah dilakukan.

## BAB III METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan secara eksperimen menggunakan terowongan angin yang ada di Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS. Prosedur penelitian eksperimen tersebut terbagi menjadi beberapa tahap yaitu tahap persiapan, tahap validasi, tahap pengambilan data, serta tahap pengolahan data dan penulisan laporan. Berikut ini adalah penjelasan detail terkait tahap-tahap tersebut.

### 3.1 Tahap Persiapan

Pada tahap persiapan, proses pertama yang dilakukan adalah pembuatan model uji. Kemudian setelah model dibuat, terowongan angin dan alat ukur yang akan digunakan dipersiapkan.

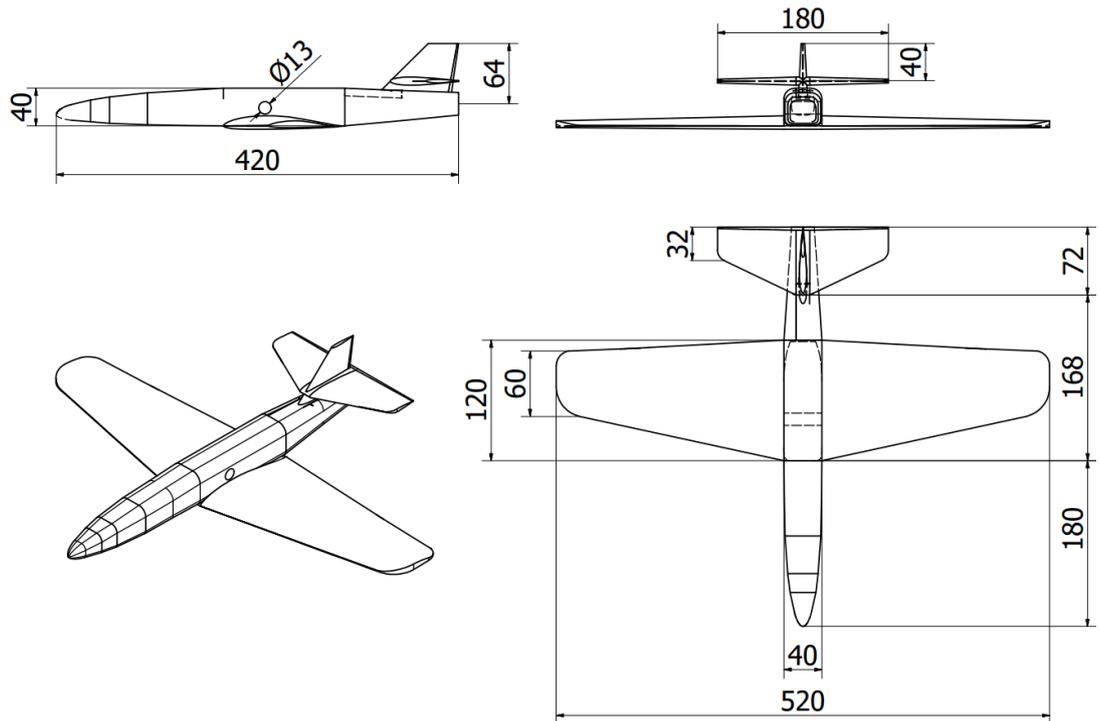
#### 3.1.1 Model Uji

Model uji yang digunakan terbagi menjadi dua yaitu model pesawat secara keseluruhan dan model ekor pesawat yang terisolasi. Model pesawat akan digunakan untuk membandingkan kemampuan manuver *pitch* pesawat dengan masing-masing tipe ekor, sehingga dilakukan pengukuran momen aerodinamis untuk mendapatkan *moment coefficient*, sedangkan model ekor akan digunakan untuk mengetahui pengaruh tipe ekor terhadap performa pesawat dengan melakukan pengukuran *lift coefficient*, efisiensi ekor, serta *pressure coefficient*.

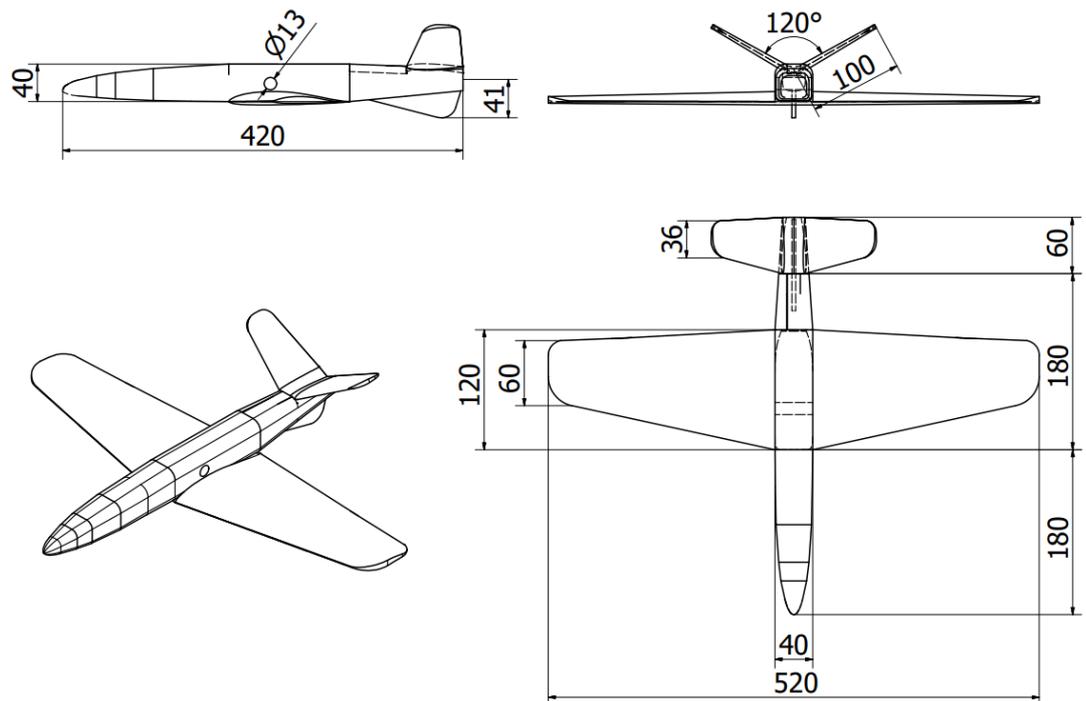
Model pesawat terbagi menjadi 2 yaitu model 1 (P1) yang merepresentasikan UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS dengan tipe *cruciform* dan model 2 (P2) dengan tipe dengan tipe *Y-tail*. Model pesawat menggunakan skala 1:2,5 agar syarat *blockage ratio* maksimum 10% terpenuhi. Model pesawat dibuat menggunakan *3D print* dengan filamen PLA yang kemudian dihaluskan menggunakan dempul. Spesifikasi model yang digunakan disajikan pada tabel 3.1. Gambar model pesawat beserta dimensinya (dalam mm) dapat dilihat pada gambar 3.1 dan 3.2

Tabel 3.1 Spesifikasi model pesawat

Parameter	Model P1	Model P2
<i>Panjang fuselage</i>	400 mm	400 mm
<i>Wingspan</i>	520 mm	520 mm
<i>Root chord</i>	120 mm	120 mm
<i>Tip chord</i>	60 mm	60 mm
<i>Aspect ratio sayap</i>	5,68	5,68
Luas planform	476,3 cm <sup>2</sup>	476,3 cm <sup>2</sup>
<i>Sweep angle</i>	7,8 °	7,8 °
<i>Twist angle</i>	0 °	0 °
<i>Incidence angle</i>	0 °	0 °
Lokasi pusat massa (dari LE)	4,4 cm	4,4 cm
Tipe ekor	<i>Cruciform</i>	<i>Y-tail</i>
<i>Tail volume ratio</i>	0,35	0,34
<i>Blockage ratio</i>	9,23%	8,82%



Gambar 3.1 Model pesawat P1 beserta dimensinya dalam mm



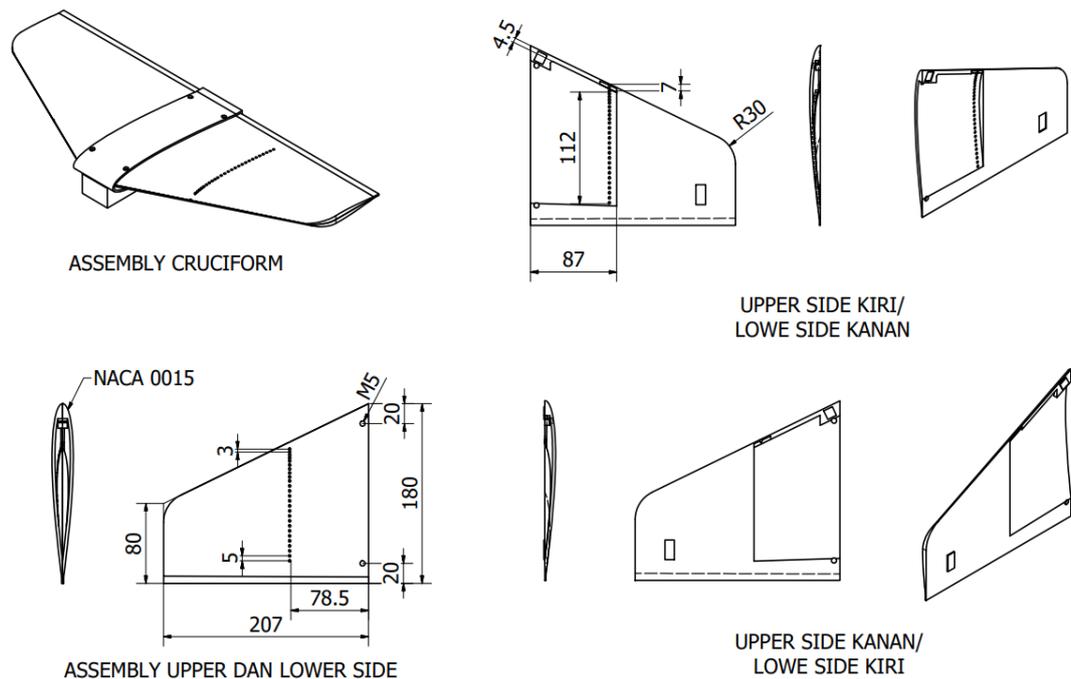
Gambar 3.2 Model pesawat P2 beserta dimensinya dalam mm

Model uji ekor terbagi menjadi 2 yaitu model 1 (E1) yang merepresentasikan tipe *cruciform* yang digunakan pada UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS dan model 2 (E2) dengan tipe *Y-tail*. Model uji ekor menggunakan skala 1:1 agar syarat *blockage ratio* maksimum 10% terpenuhi. Model uji ekor dibuat menggunakan *3D print* yang kemudian dihaluskan menggunakan dempul. Model ekor dipasang *pressure taps* dengan jarak antar *pressure taps* 3 mm pada area *leading edge* dan 5 mm pada area

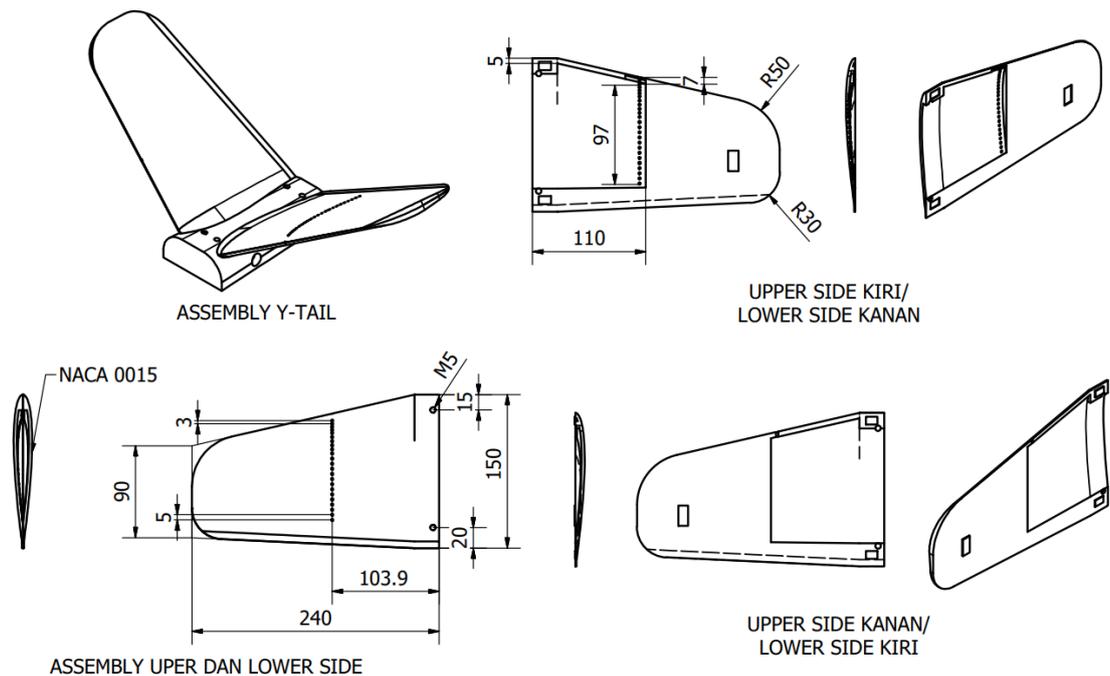
tengah hingga ke *trailing edge*. *Pressure taps* dipasang sepanjang MAC ekor sebagai *chord* yang merepresentasikan seluruh ekor. Pemasangan *pressure taps* terbagi pada kedua sisi ekor dimana *pressure taps* pada *suction side* dipasang pada ekor kanan dan *pressure side* pada sisi kiri. Pada pengujian *lift* dan *drag*, lubang *pressure taps* ditutup. Spesifikasi model disajikan pada tabel 3.2. Gambar model ekor beserta dimensinya (dalam mm) dapat dilihat pada gambar 3.3 dan 3.4.

Tabel 3.2 Spesifikasi model ekor

Parameter	Model E1	Model E2
<i>Span</i> ekor	450 mm	433 mm
<i>Root chord</i>	180 mm	150 mm
<i>Tip chord</i>	80 mm	90 mm
<i>Aspect ratio</i>	3,36	4,03
Luas planform	603 cm <sup>2</sup>	537,24 cm <sup>2</sup>
<i>Sweep angle</i>	19,9 °	10,6 °
<i>Incidence angle</i>	0 °	0 °
<i>Dihedral angle</i>	0 °	30 °
Posisi MAC	97,6 mm	98,7 mm
Panjang MAC	141,1 mm	127 mm
Airfoil	NACA 0015	NACA 0015
<i>Blockage ratio</i> maksimum	8,69%	8,12%



Gambar 3.3 Model ekor E1 beserta dimensinya dalam mm



Gambar 3.4 Model ekor E2 beserta dimensinya dalam mm

### 3.1.2 Terowongan Angin

Terowongan angin yang digunakan adalah terowongan angin milik Laboratorium Mekanika Fluida Departemen Teknik Mesin FT-IRS ITS. Udara pada terowongan angin tersebut mengalir dari udara terbuka menuju saluran uji melewati *honeycomb* dan *nozzle* akibat hisapan dari *fan*. Udara tersebut kemudian melewati *diffuser* dan dibuang kembali ke udara terbuka. Berikut ini adalah spesifikasi dari terowongan angin yang digunakan:

- Tinggi saluran uji : 660 mm
- Lebar saluran uji : 660 mm
- Panjang saluran uji : 1165 mm
- Tipe *fan* : Aksial
- Diameter *fan* : 36 in
- Kapasitas maksimum : 3997 ft<sup>3</sup>/menit
- Kecepatan udara (max) : 16,5 m/s
- Putaran maksimum : 1500 RPM
- Daya motor : 20 hp
- Model inverter : MMV300/3
- Voltase masuk : AC 380V-500V
- Arus masuk (max) : 11,1 A

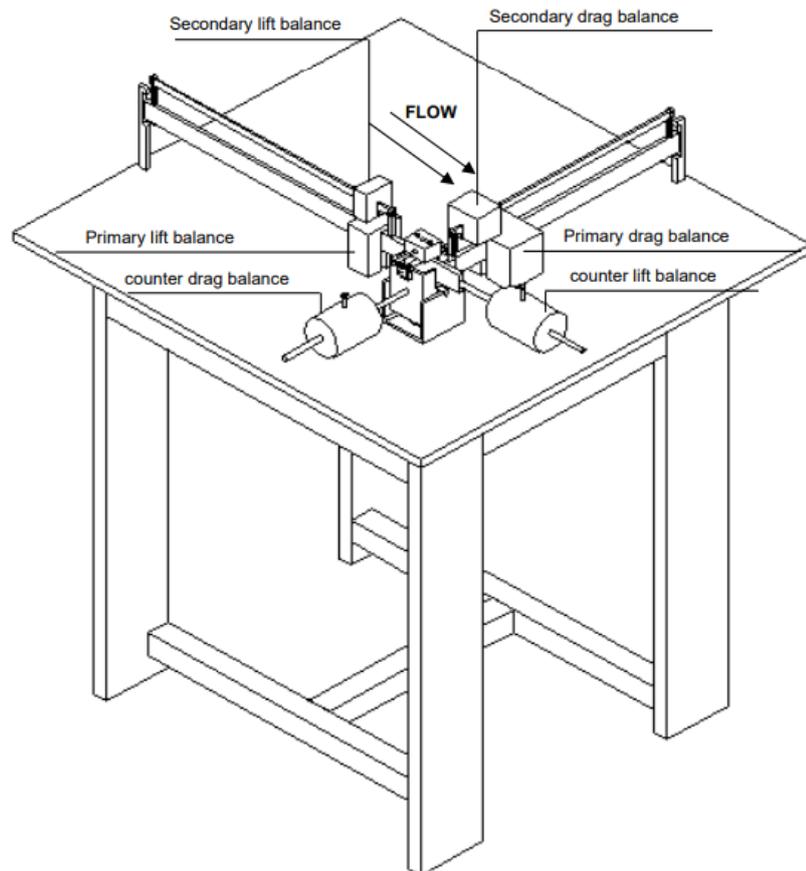
### 3.1.3 Alat Ukur

Alat ukur yang digunakan pada penelitian ini antara lain:

#### 3.1.3.1 Force Balance

*Force balance* merupakan alat ukur gaya aerodinamis yang bekerja pada model. *Force balance* yang digunakan pada penelitian ini adalah *force balance* yang didesain dan dibuat oleh Hari (2006). *Force balance* tersebut mencakup gaya *lift* dan *drag*. Alat ini terdiri dari dua batang yang ditumpu

dengan *knife edge* dan dipasang secara tegak lurus. Alat ini dilengkapi dengan beban yang dapat digeser sepanjang batang untuk mendapatkan kesetimbangan. Sistem alat ini mirip seperti neraca dimana beban harus digeser hingga terjadi kesetimbangan. Posisi beban tersebut menentukan gaya aerodinamis yang dihasilkan. Alat ini juga terhubung dengan pemberat yang dimasukkan ke dalam bejana yang berisi oli sebagai peredam getaran. Gambar 3.5 merupakan gambar dari *force balance*.

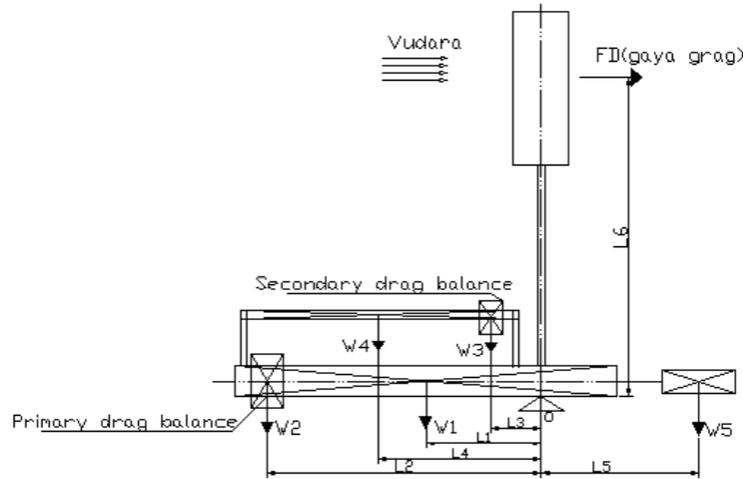


Gambar 3.5 *Force balance* (Iqbal, 2006)

Berikut ini adalah spesifikasi dari *force balance*:

- Dimensi utama : 825 x 807 x 240 mm
- Skala maksimum *lift* : 0,4 kg
- Skala maksimum *drag* : 1 kg
- Skala minimum *lift* : 0,025 kg
- Skala minimum *drag* : 0,025 kg
- Massa *primary lift balance* : 407 g
- Massa *secondary lift balance* : 100 g
- Massa *counter lift balance* : 756 g
- Massa *primary drag balance* : 1151 g
- Massa *secondary drag balance* : 185 g
- Massa *counter drag balance* : 1128 g

Berikut ini adalah konsep perhitungan yang digunakan pada *force balance*. *Free body diagram* dari *force balance* ditunjukkan pada gambar 3.6.



Gambar 3.6 FBD *force balance* (Iqbal, 2006)

Keterangan dari gambar 3.6 antara lain:

- W1 : Berat *primary drag balance bar*
- W2 : Berat *primary drag balance*
- W3 : Berat *secondary drag balance*
- W4 : Berat *primary drag balance bar*
- W5 : Berat *counter drag balance*
- L1 : Jarak pusat massa *primary drag balance bar* ke tumpuan *knife edge*
- L2 : Jarak pusat massa *primary drag balance* ke tumpuan *knife edge*
- L3 : Jarak pusat massa *secondary drag balance* ke tumpuan *knife edge*
- L4 : Jarak pusat massa *primary drag balance bar* ke tumpuan *knife edge*
- L5 : Jarak pusat massa *counter drag balance* ke tumpuan *knife edge*
- L6 : Jarak *aerodynamic center* ke tumpuan *knife edge*
- $F_D$  : Gaya drag

Dengan demikian, maka persamaan yang digunakan untuk mendapatkan gaya drag adalah:

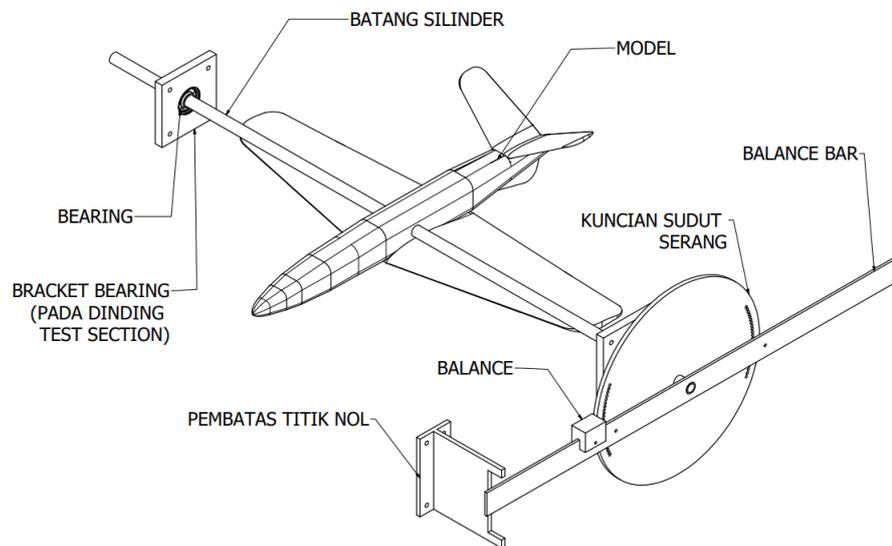
$$\Sigma M = 0$$

$$W1.L1 + W2.L2 + W3.L3 + W4.L4 = W5.L5 + F_D.L6 \quad (3.1)$$

dimana L2 dan L3 diubah untuk mendapatkan kesetimbangan. Seluruh nilai variabel selain  $F_D$  telah diketahui sehingga dapat diselesaikan dengan 1 persamaan.

### 3.1.3.2 Alat Ukur Momen

Alat ukur momen merupakan alat ukur yang dibuat oleh peneliti guna mendapatkan pengukuran momen aerodinamis yang terjadi pada model. Prinsip kerja dari alat ini hampir sama dengan *force balance* yaitu menggerakkan beban sepanjang lengan beban untuk mendapatkan kesetimbangan momen. Alat ini terdiri dari batang silinder sebagai tumpuan model, *bearing* untuk meminimalisir gesekan saat ada momen, lengan beban sebagai tempat Bergeraknya beban, beban penyeimbang, dan kunciian lengan beban untuk mengatur sudut serang model. Batang silinder berada di dalam *test section* dan ditumpu oleh 2 *bearing* yang dipasang pada dinding *test section*. Pada salah satu ujung silinder, dipasang kunciian lengan beban serta lengan beban untuk menyeimbangkan momen. Model uji dipasang pada batang silinder. Gambar 3.7 merupakan gambar alat ukur momen.

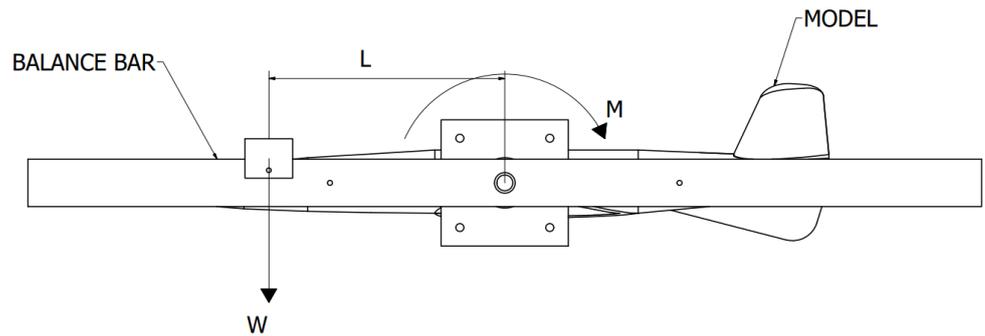


Gambar 3.7 Alat ukur momen

Berikut ini adalah spesifikasi dari alat ukur momen:

- Dimensi utama : 850 x 600 x 100 mm
- Massa *balance* : 520 g
- Skala momen : 0,0052 N.m
- Momen maksimum : 1,56 N.m

Berikut ini adalah konsep perhitungan yang digunakan pada alat ukur momen. FBD dari alat ukur momen ditampilkan pada gambar 3.8.



Gambar 3.8 FBD alat ukur momen

Keterangan dari gambar 3.8 antara lain:

- W : Berat *balance* 1
- L : Jarak pusat rotasi ke *balance* 1
- M : Momen aerodinamis

Dengan demikian, maka persamaan yang digunakan untuk mendapatkan momen aerodinamis adalah sebagai berikut:

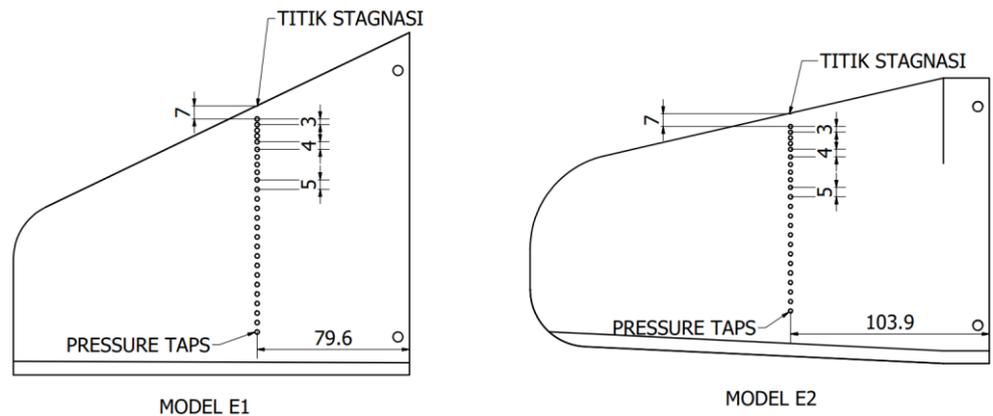
$$\begin{aligned} \Sigma M &= 0 \\ M &= W \cdot L \end{aligned} \quad (3.2)$$

Dimana nilai L diubah-ubah untuk mendapatkan kesetimbangan. Seluruh variabel selain momen aerodinamis telah diketahui sehingga dapat diselesaikan dengan 1 persamaan.

### 3.1.3.3 Pressure Taps

*Pressure taps* merupakan alat yang digunakan untuk mengukur distribusi tekanan pada model. *Pressure taps* merupakan lubang yang terdapat pada permukaan model yang kemudian dihubungkan dengan pipa tembaga kecil dan selang sehingga fluida yang melewati model dapat memasuki lubang tersebut dan memberikan informasi berupa tekanan statis. Untuk dapat membaca nilai tekanan statis, maka *pressure taps* harus dihubungkan dengan manometer atau *pressure transducers*.

Pada penelitian ini, *pressure taps* dipasang pada model ekor untuk mengetahui distribusi tekanan pada MAC ekor serta mendapatkan grafik *pressure coefficient*. Gambar 3.9 merupakan ilustrasi dari *pressure taps* yang terpasang pada model.



Gambar 3.9 Pemasangan *pressure taps* pada kedua model

### 3.1.3.4 Manometer

Manometer merupakan alat yang digunakan untuk mengukur tekanan statis dari sebuah aliran fluida. Salah satu ujung manometer terhubung dengan selang *pressure taps* dan ujung lainnya terhubung ke udara terbuka dengan tekanan atmosfer. Jenis manometer yang digunakan pada penelitian ini adalah manometer digital 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

Gambar 3.10 berikut merupakan gambar manometer digital yang digunakan.



Gambar 3.10 Manometer digital

### 3.1.3.5 *Pitot Tube*

*Pitot tube* merupakan alat yang digunakan untuk mengukur kecepatan aliran fluida. Data yang terukur merupakan tekanan stagnasi dan tekanan statis, sehingga didapatkan tekanan dinamis. Dari tekanan dinamis tersebut

makan bisa didapatkan kecepatan aliran. Pada penelitian ini *pitot tube* digunakan untuk mengukur kecepatan aliran pada *test section* serta kecepatan aliran pada bagian ekor untuk mendapatkan efisiensi ekor.

### 3.2 Tahap Validasi

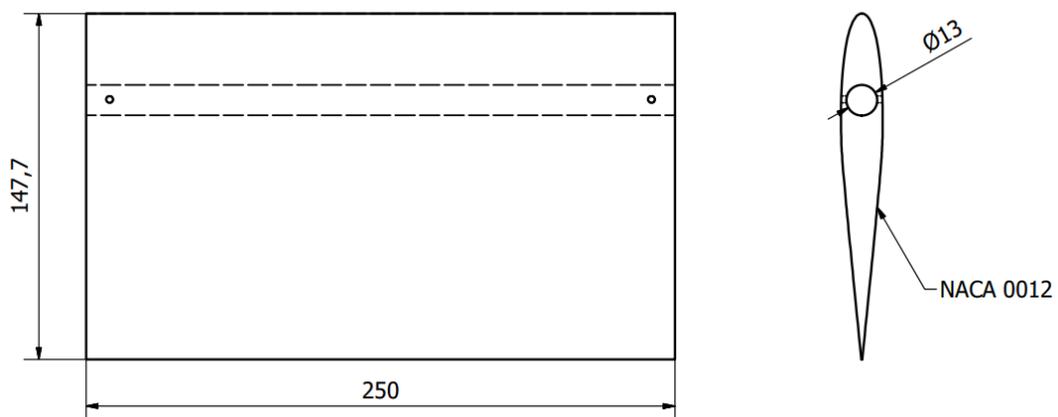
Tahap validasi merupakan tahapan dimana hasil pengukuran alat ukur dibandingkan dengan data dari sebuah referensi. Jika hasil yang didapat cukup sesuai, maka alat ukur dapat dikatakan valid dan dapat digunakan. Alat ukur yang perlu divalidasi adalah *force balance* dan alat ukur momen. Referensi yang digunakan merupakan hasil penelitian dari Eftekhari & Al-Obaidi (2019) untuk pengukuran *lift* dan *drag* dan Paula (2016) untuk pengukuran momen. Prosedur penggunaan alat ukur mengikuti langkah yang ada pada bagian 3.3.1 dan 3.3.2.

Pada validasi ini digunakan model berupa sayap *rectangular* dengan airfoil NACA 0012 dengan chord 147,7 mm dan span 250 mm. Model juga dibuat dengan 3D print menggunakan filamen PLA yang kemudian dihaluskan menggunakan dempul. Tabel 3.3 berikut ini menunjukkan parameter yang digunakan pada tahap validasi.

Tabel 3.3 Parameter pengambilan data validasi

Parameter	Keterangan	
	<i>Lift</i> dan <i>Drag</i>	Momen
Kecepatan aliran	10 m/s	12 m/s
Bilangan Reynolds (Panjang karakteristik: MAC ekor)	$10^5$	$1,2 \times 10^5$
Variasi Sudut serang	$0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ$	$0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ, \text{ dan } 20^\circ$

Bilangan Reynolds yang digunakan disesuaikan dengan bilangan Reynolds yang terdapat pada referensi. Gambar 3.11 berikut merupakan model airfoil yang digunakan untuk validasi data.



Gambar 3.11 Model validasi

Untuk menganalisis kesesuaian data eksperimen dengan referensi yang digunakan, maka digunakan analisis *Root Mean Square Error* (RMSE). Semakin kecil nilai RMSE semakin sesuai data eksperimen dengan data referensi. Berikut ini adalah rumus RMSE:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \hat{x}_i)^2}{N}} \quad (3.1)$$

dimana  $N$  adalah jumlah data,  $x_i$  adalah data ke- $n$  yang diobservasi, dan  $\hat{x}_i$  adalah data acuan ke- $n$ . Untuk membandingkan nilai RMSE terhadap kisaran data yang digunakan, maka digunakan *Normalized Root Mean Square Error* (NRMSE). Berikut ini adalah rumus NRMSE:

$$\frac{RMSE}{x_{max} - x_{min}} \quad (3.2)$$

dimana  $x_{max}$  adalah nilai maksimum pada pengukuran dan  $x_{min}$  adalah nilai minimum pada pengukuran.

### 3.3 Tahap Pengambilan Data

Pada tahap pengambilan data terdapat tiga tahapan yaitu pengukuran *lift* dan *drag*, pengukuran momen, dan pengukuran distribusi tekanan.

#### 3.3.1 Pengukuran *Lift* dan *Drag*

Dalam penelitian ini, pengukuran *lift* dilakukan pada model ekor. Tujuan dari pengukuran ini adalah untuk mendapatkan data  $C_L$  dan  $C_D$  model E1 dan E2 pada sudut serang tertentu, dimana referensi area yang digunakan pada perhitungan  $C_L$  dan  $C_D$  adalah luas *planform* ekor. Parameter pengujian dapat dilihat pada tabel 3.4 berikut ini:

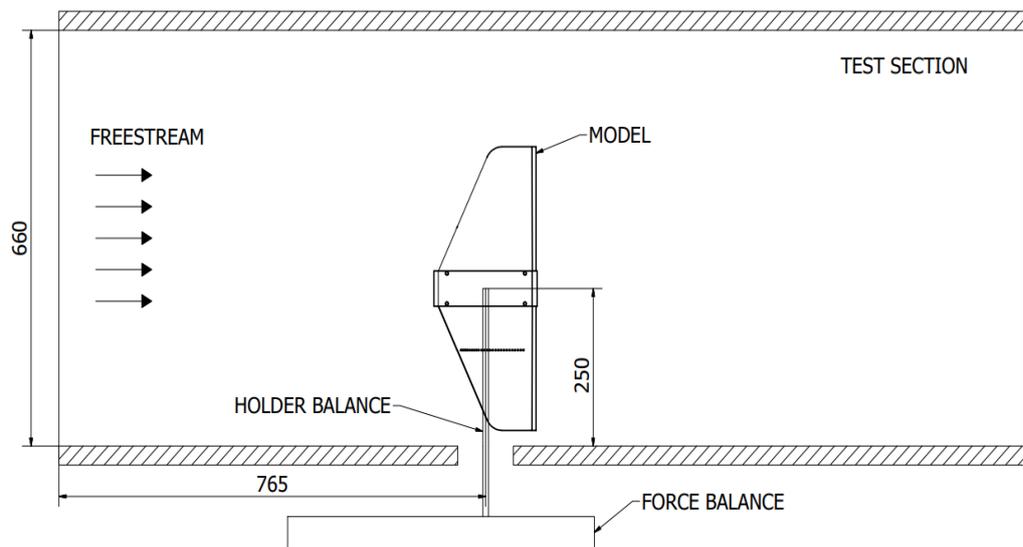
Tabel 3.4 Parameter pengambilan data *lift* dan *drag*

Parameter	Keterangan	
	Model E1	Model E2
Kecepatan aliran	6 m/s	6 m/s
Bilangan Reynolds (Panjang karakteristik: MAC ekor)	$5,7 \times 10^4$	$5,2 \times 10^4$
Variasi Sudut serang	$0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ, \text{ dan } 20^\circ$	$0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ, \text{ dan } 20^\circ$

Kecepatan 6 m/s digunakan untuk menyamakan bilangan Reynolds (jika panjang karakteristik yang digunakan sama) model P dan model E. Pada model P digunakan kecepatan aliran 15 m/s, dimana skala model E 2,5 kali lebih besar daripada model P, sehingga kecepatan aliran menjadi 2,5 kali lebih kecil. Pengukuran *lift* dilakukan menggunakan alat ukur *force balance* yang diletakkan di bawah *test section*. Model dipasang pada *holder* yang terhubung dengan *force balance* dengan posisi vertikal seperti terlihat pada gambar 3.12. Berikut ini adalah langkah pengambilan data *lift* dan *drag*:

1. *Force balance* dan model E1 disusun seperti terlihat pada gambar 3.12
2. Sudut serang model diatur pada sudut  $0^\circ$  dan posisi *force balance* diatur hingga mencapai posisi setimbang

3. Terowongan angin dihidupkan dan kecepatan angin diatur hingga mencapai kecepatan 6 m/s
4. *Primary* dan *secondary lift balance* digeser sepanjang *primary* dan *secondary lift bar* untuk mendapatkan kesetimbangan, kemudian hasil yang terbaca dicatat
5. *Primary* dan *secondary drag balance* digeser sepanjang *primary* dan *secondary drag bar* untuk mendapatkan kesetimbangan, kemudian hasil yang terbaca dicatat
6. Langkah 3 hingga 5 diulang untuk setiap sudut serang
7. Data *drag* model dikurangi data *drag holder force balance*
8. Hasil data yang didapat diolah untuk mendapatkan nilai  $C_L$  dan  $C_D$  kemudian dikoreksi menggunakan *blockage correction*
9. Langkah 1-8 diulang untuk model E2



Gambar 3.12 Susunan *force balance* dan model E (satuan dalam mm)

### 3.3.2 Pengukuran Momen

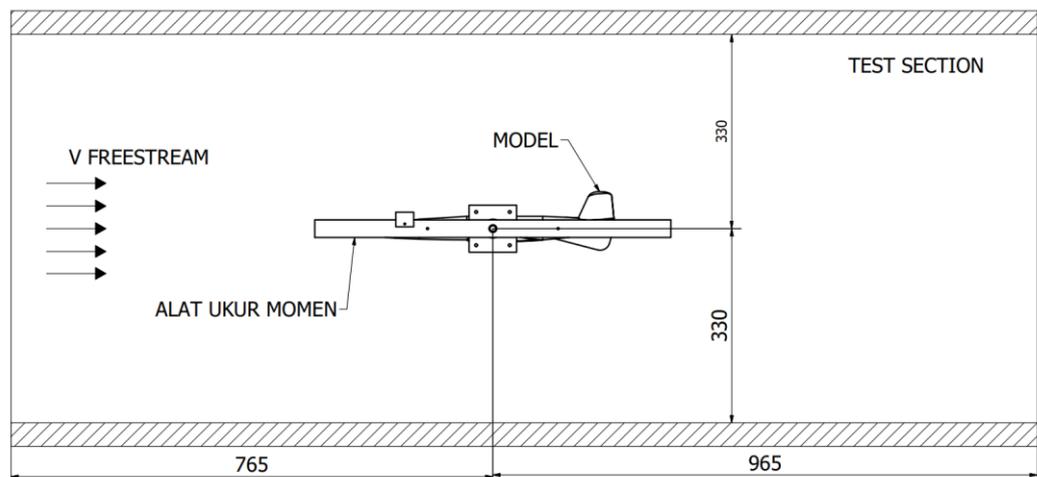
Pada penelitian ini pengukuran momen dilakukan pada model pesawat P1 dan P2 untuk mendapatkan nilai  $C_m$  kedua model pada setiap sudut serang, dimana referensi area yang digunakan pada perhitungan  $C_m$  adalah luas *planform* sayap dan lengan momennya adalah MAC sayap. Parameter pengujian dapat dilihat pada tabel 3.5.

Tabel 3.5 Parameter pengambilan data *pitching moment coefficient*

Parameter	Keterangan	
	Model P1	Model P2
Kecepatan aliran	15 m/s	15 m/s
Bilangan Reynolds (Panjang karakteristik: MAC sayap pesawat)	$9,8 \times 10^4$	$9,8 \times 10^4$
Variasi Sudut serang	$0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ,$ $12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ,$ dan $20^\circ$	$0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ,$ $12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ,$ dan $20^\circ$

Kecepatan aliran yang digunakan 15 m/s merupakan kecepatan maksimum yang dapat dihasilkan terowongan angin. Kecepatan maksimum dipilih agar kondisi pengujian lebih mendekati kondisi asli saat pesawat terbang. Meskipun demikian, bilangan Reynolds pada pengujian ini masih jauh lebih kecil dibandingkan kondisi riilnya, yaitu 3 hingga 3,5 kali lebih kecil dari bilangan Reynolds riilnya. Nilai  $C_m$  tersebut digunakan sebagai perbandingan kemampuan manuver *pitch* kedua model. Pengukuran momen dilakukan menggunakan alat ukur momen. Model dipasang pada alat ukur momen di dalam *test section* seperti terlihat pada gambar 3.13. Berikut ini adalah langkah pengambilan data momen:

1. Alat ukur momen dan model P1 disusun seperti pada gambar 3.13
2. Sudut serang model diatur pada sudut  $0^\circ$  dan posisi alat ukur momen diatur hingga mencapai posisi setimbang
3. Terowongan angin dihidupkan dan kecepatan angin diatur hingga mencapai kecepatan 15 m/s
4. *Balance* digeser sepanjang *balance bar* untuk mendapatkan kesetimbangan, kemudian hasil pengukuran dicatat
5. Langkah 4 diulang untuk setiap sudut serang
6. Data yang didapat diolah untuk mendapatkan nilai  $C_m$  dan kemudian dikoreksi dengan *blockage correction*
7. Langkah 1-6 diulang untuk model P2



Gambar 3.13 Susunan alat ukur momen dan model P (satuan dalam mm)

### 3.3.3 Pengukuran Kecepatan Aliran

Pengukuran kecepatan angin digunakan untuk mengukur kecepatan aliran pada daerah ekor pesawat. Pengukuran ini dilakukan pada model P1 dan P2 bersamaan saat pengukuran momen, sehingga parameter pengambilan data yang digunakan sama dengan parameter yang tertera pada tabel 3.5. Data kecepatan angin pada daerah ekor digunakan untuk mendapatkan efisiensi ekor dan melihat pengaruhnya terhadap kemampuan manuver *pitch* pesawat. Pengukuran kecepatan angin dilakukan menggunakan *pitot tube*.

### 3.3.4 Pengukuran Distribusi Tekanan

Pengukuran distribusi tekanan dilakukan pada model E1 dan E2 untuk mendapatkan distribusi tekanan dan  $C_p$  sepanjang MAC. Pengambilan data ini bertujuan untuk mengamati profil distribusi tekanan dan separasi aliran yang

terjadi pada masing-masing model ekor. Tabel 3.6 menunjukkan parameter pengukuran distribusi tekanan yang digunakan.

Tabel 3.6 Parameter pengambilan data distribusi tekanan

Parameter	Keterangan	
	Model E1	Model E2
Kecepatan aliran	10 m/s	10 m/s
Bilangan Reynolds (Panjang karakteristik: MAC ekor)	$9,5 \times 10^4$	$8,6 \times 10^4$
Variasi Sudut serang	$0^\circ, 8^\circ, \text{ dan } 16^\circ$	$0^\circ, 8^\circ, \text{ dan } 16^\circ$

Kecepatan aliran yang digunakan pada pengukuran distribusi tekanan adalah 10 m/s. dengan alasan agar perbedaan tekanan yang terdapat pada setiap titik tidak terlalu kecil yang dapat mengakibatkan kesalahan pengukuran. Pengukuran dilakukan menggunakan manometer digital yang terhubung dengan *pressure taps* yang sudah terpasang pada model. Hasil pembacaan dari manometer kemudian dikonversi menjadi *pressure coefficient*.

### 3.4 Tahap Pengolahan Data

Pada tahap ini, data yang telah didapat perlu diolah menjadi bentuk koefisien dan disajikan dalam bentuk grafik sesuai dengan tujuan penelitian. Pengolahan data tersebut dilakukan dengan memasukkan data mentah ke dalam rumus-rumus yang tercantum pada bab 2. Selain pengolahan data mentah menjadi koefisien, diperlukan juga koreksi data serta perhitungan *uncertainty*. Koreksi data diperlukan akibat adanya efek *blockage* pada pengujian terowongan angin, sedangkan perhitungan *uncertainty* dilakukan untuk mengetahui validitas data dan signifikansi dari perbedaan data yang telah didapat. Berikut ini adalah *blockage correction* yang digunakan serta *uncertainty* dari parameter-parameter yang ada pada penelitian ini.

#### 3.4.1 *Blockage Correction*

*Blockage effect* adalah efek yang ditimbulkan terhadap aliran akibat adanya hambatan dari model uji dimana aliran sekitar model uji akan mengalami percepatan lokal karena ada batasan dari dinding terowongan (*solid blockage*). Percepatan lokal aliran juga menyebabkan peningkatan ketebalan *boundary layer* sehingga daerah *viscous* semakin besar dan menyebabkan *wake* yang terbentuk akan semakin besar (*wake blockage*) (Hyvarinen, 2015).

Koreksi yang dilakukan untuk mengeliminasi eror akibat *blockage effect* disebut *blockage correction*. Dalam tesisnya, Khalid & Suda (2020) memaparkan beberapa metode *blockage correction* untuk aplikasi yang berbeda-beda, salah satunya adalah metode koreksi yang dibangun oleh Thom dan Herriot yang cocok digunakan dalam aplikasi aeronautika. Metode ini akan digunakan dalam penelitian tugas akhir ini karena berhubungan dengan aeronautika. Rumus koreksi tekanan dinamis ditunjukkan sebagai berikut:

$$\frac{q}{q_c} = \left( 1 + T \left( \frac{V_m}{A_w^{\frac{3}{2}}} \right) + \frac{C_D A_m}{4A_w} \right)^2 \quad (3.3)$$

dimana

$$T = 0,36 \left( \frac{W_t}{h_t} + \frac{h_t}{W_t} \right) \quad (3.4)$$

. Kemudian untuk mencari nilai koefisien yang terkoreksi, digunakan rumus sebagai berikut:

$$C_{xc} = \frac{q_c}{q} \left( C_D - T \left( \frac{V_m}{A_w^{\frac{3}{2}}} \right) C_x \right) \quad (3.5)$$

Rumus 3.3 diterapkan pada seluruh data yang telah diolah menjadi koefisien aerodinamis. 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
$C_x$	: Nilai koefisien aerodinamis
$C_{xc}$	: Nilai koefisien aerodinamis yang telah dikoreksi

### 3.4.2 Uncertainty

Pada studi eksperimen, eror merupakan hal yang tidak dapat dihindari sehingga analisis *uncertainty* diperlukan untuk mengkuantifikasi validitas dan akurasi data. Pada analisis *uncertainty*, eror yang dianalisis adalah eror acak yang tidak dapat dieliminasi dan tidak memperhitungkan eror manusia. Untuk menghitung *uncertainty* dari parameter yang diukur, maka digunakan rumus berikut:

$$u_x = \frac{n\sigma_x}{x} \quad (3.6)$$

Dimana  $u_x$  merupakan *uncertainty* dari pengukuran,  $\sigma_x$  merupakan standar deviasi pengukuran,  $x$  merupakan hasil pengukuran, dan  $n$  merupakan bilangan bulat bergantung pada interval keyakinan. Pada pengukuran yang dilakukan 1 kali, maka  $n\sigma_x$  dapat didefinisikan setengah dari resolusi pembacaan terkecil.

Untuk menghitung *uncertainty* dari parameter yang dihitung, atau parameter yang merupakan fungsi dari parameter lain. Jika  $R = R(x_1, x_2, x_3, \dots)$ , maka digunakan rumus sebagai berikut:

$$u_{R_i} = \frac{x_i}{R} \frac{\partial R}{\partial x_i} u_{x_i} \quad (3.7)$$

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  $x_i$ .

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

$$u_R = \pm \left[ \sum \left( \frac{x_i}{R} \frac{\partial R}{\partial x_i} u_{x_i} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.8)$$

(Pritchard, 2011)

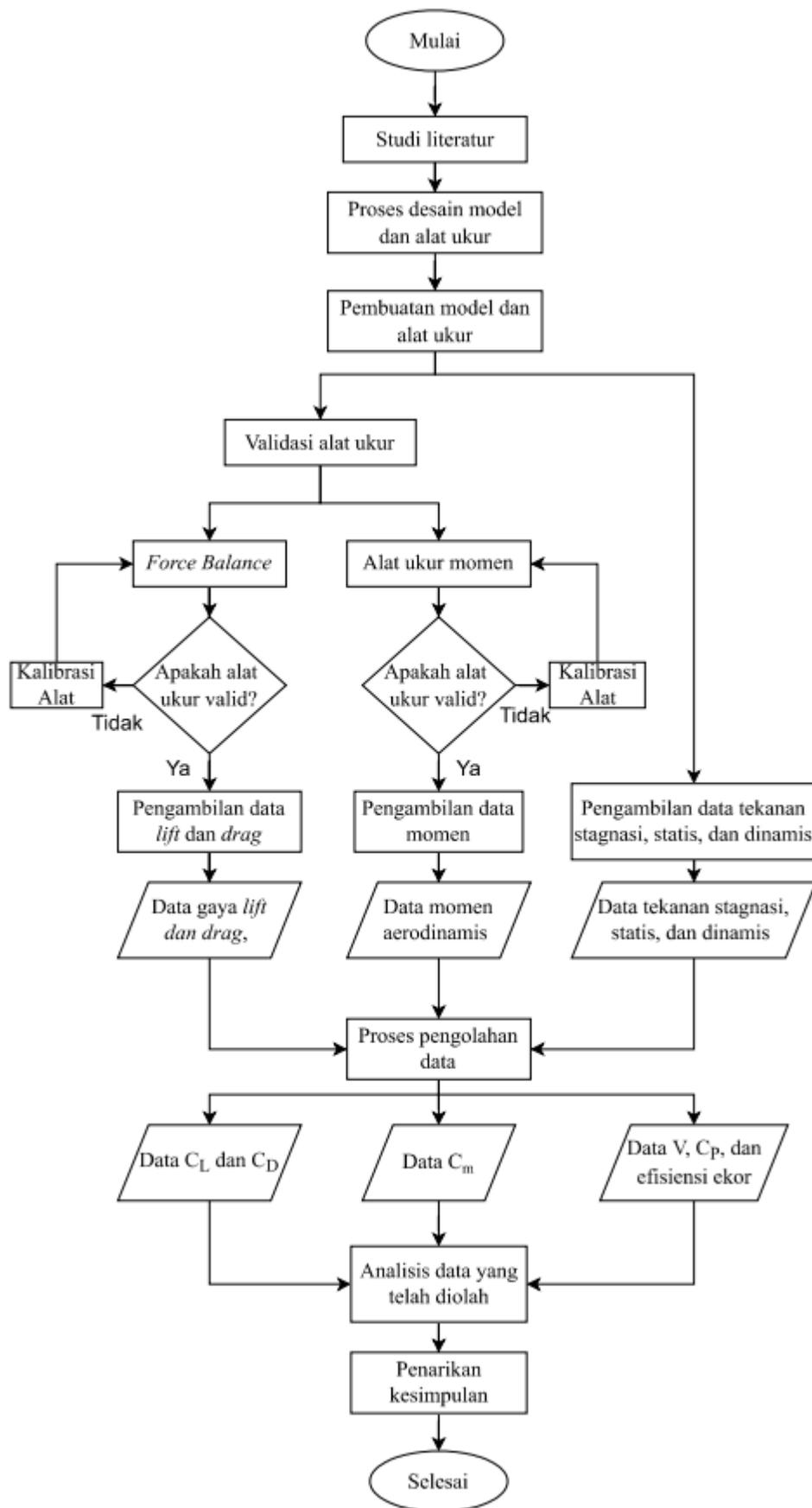
Dari rumus 3.6 hingga 3.8, maka didapatkan nilai *uncertainty* dari setiap parameter yang digunakan pada penelitian ini yang ditampilkan pada tabel 3.7 berikut:

Tabel 3.7 Nilai *uncertainty* setiap parameter

Parameter	Nilai <i>Uncertainty</i>	Penyebab
Massa jenis ( $u_\rho$ )	diabaikan	-
Area ( $u_A$ )	$\pm 0,059\%$	Ketelitian 3D <i>printer</i>
Tekanan ( $u_p$ )	$\pm 0,748\%$	Ketelitian manometer
Gaya <i>lift</i> ( $u_L$ )	$\pm 3,609\%$	Ketelitian <i>lift balance</i>
Gaya <i>drag</i> ( $u_D$ )	$\pm 7,945\%$	Ketelitian <i>drag balance</i>
Momen ( $u_m$ )	$\pm 0,600\%$	Ketelitian alat ukur momen
Kecepatan ( $u_v$ )	$\pm 0,374\%$	Ketelitian manometer
<i>Pressure coefficient</i> ( $u_{c_l}$ )	$\pm 1,058\%$	Ketelitian manometer
<i>Lift coefficient</i> ( $u_{c_L}$ )	$\pm 3,686\%$	Ketelitian <i>lift balance</i> , 3D <i>printer</i> dan manometer
<i>Drag coefficient</i> ( $u_{c_D}$ )	$\pm 7,980\%$	Ketelitian <i>drag balance</i> , 3D <i>printer</i> dan manometer
<i>Pitching moment</i> <i>coefficient</i> ( $u_{c_m}$ )	$\pm 0,962\%$	Ketelitian alat ukur momen 3D <i>printer</i> , dan manometer
Efisiensi ekor ( $u_\eta$ )	$\pm 1,058\%$	Ketelitian manometer
<i>Tail volume ratio</i> ( $u_{V_T}$ )	$\pm 0,102\%$	Ketelitian 3D <i>printer</i>
$C_L V_T \eta$ ( $u_{C_L V_T \eta}$ )	$\pm 3,836\%$	Ketelitian <i>lift balance</i> , 3D <i>printer</i> dan manometer

### 3.5 Flowchart Penelitian

*Flowchart* penelitian ditunjukkan pada gambar 3.14 berikut ini:



Gambar 3.14 Flowchart penelitian

## BAB IV

### PEMBAHASAN

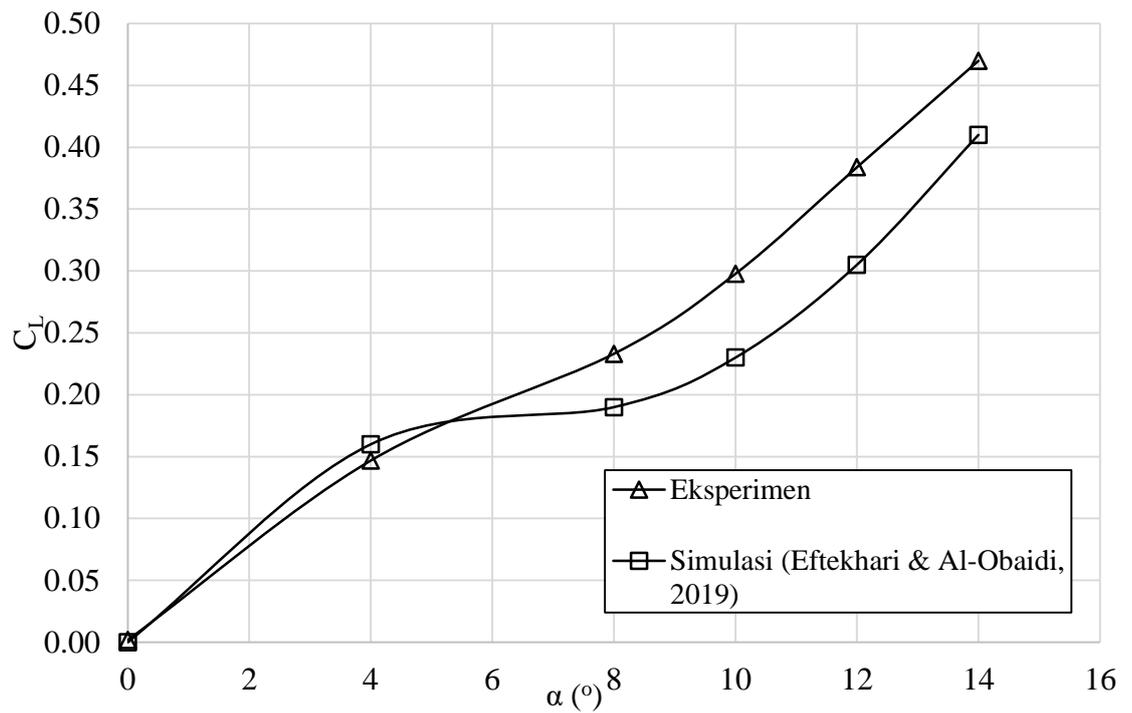
#### 4.1 Validasi Alat Ukur *Lift*, *Drag*, dan Momen

Validasi alat ukur dilakukan untuk memastikan bahwa alat ukur memiliki akurasi yang cukup baik. Pada penelitian ini, validasi dilakukan untuk pengukuran *lift*, *drag*, dan momen menggunakan alat ukur *force balance* dan alat ukur momen, serta model airfoil NACA 0012 dengan dimensi seperti yang tercantum pada bagian 3.2. Hasil pengukuran *lift* dan *drag* dibandingkan dengan hasil penelitian dari Eftekhari & Al-Obaidi (2019) sedangkan hasil pengukuran momen dibandingkan dengan hasil penelitian dari De Paula (2016) untuk momen. Berikut ini adalah pembahasan terkait validasi dari masing-masing alat ukur.

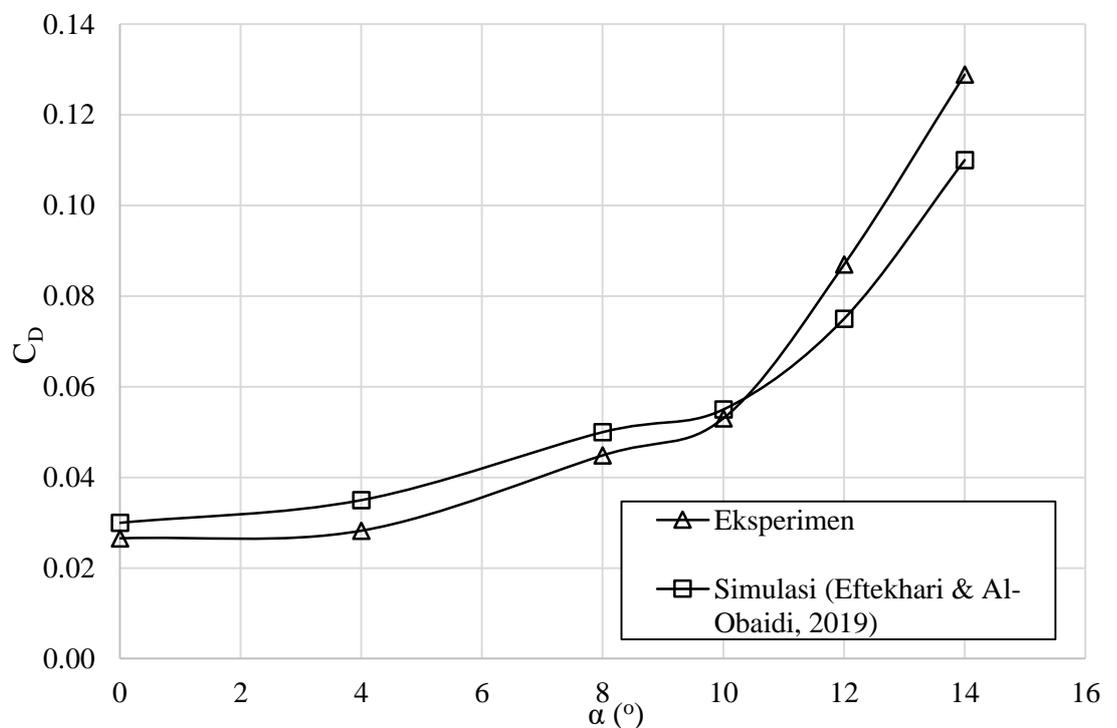
##### 4.1.1 Validasi *Lift* dan *Drag Coefficient* pada *Force Balance*

Grafik perbandingan *lift* dan *drag coefficient* terhadap sudut serang antara eksperimen dengan referensi Eftekhari & Al-Obaidi (2019) dapat dilihat pada gambar 4.1 dan 4.2. Pada gambar 4.1, dapat dilihat bahwa grafik hasil eksperimen menggunakan *force balance* memiliki *trend line* yang serupa dengan grafik dari penelitian Eftekhari & Al-Obaidi (2019). Pada sudut serang  $0^{\circ}$ - $6^{\circ}$ , grafik hasil eksperimen memiliki *error* yang sangat kecil dan kemudian setelah melewati  $6^{\circ}$  terjadi peningkatan *error*. Hal ini kemungkinan disebabkan adanya penurunan kemampuan *lift balance* akibat umurnya yang sudah tua dan adanya kesalahan dalam pembacaan alat ukur, dimana fluktuasi yang terjadi *lift bar* cukup besar sehingga sulit untuk menentukan nilai *lift* yang tepat. Nilai RMSE dari kedua grafik adalah 0,052 dan nilai NRMSE sebesar 0,11. Dengan demikian dapat dikatakan bahwa *lift balance* masih layak digunakan untuk pengukuran *lift* dengan keakuratan yang cukup, namun tidak tinggi.

Pada gambar 4.2, dapat dilihat bahwa grafik hasil eksperimen juga memiliki *trend line* yang serupa dengan grafik dari penelitian Eftekhari & Al-Obaidi (2019). Grafik pada gambar 4.2 memiliki *error* yang relatif lebih kecil dibandingkan grafik pada gambar 4.1. Hal ini dibuktikan dengan nilai RMSE yang lebih kecil yaitu 0,0099 dan Nilai NRMSE sebesar 0,011. Nilai *error* yang lebih kecil ini menunjukkan bahwa *drag balance* pada alat *force balance* masih memiliki akurasi yang lebih baik dibandingkan *lift balance*. Sama seperti pengukuran *lift*, *error* yang terjadi kemungkinan disebabkan umur *drag balance* yang sudah tua dan adanya kesalahan dalam pembacaan alat ukur. Namun fluktuasi yang terjadi pada *drag balance* cukup kecil sehingga lebih mudah untuk menentukan nilai *drag* yang tepat. Dengan demikian *drag balance* masih layak digunakan untuk pengukuran *drag* dan memiliki keakuratan yang tinggi.



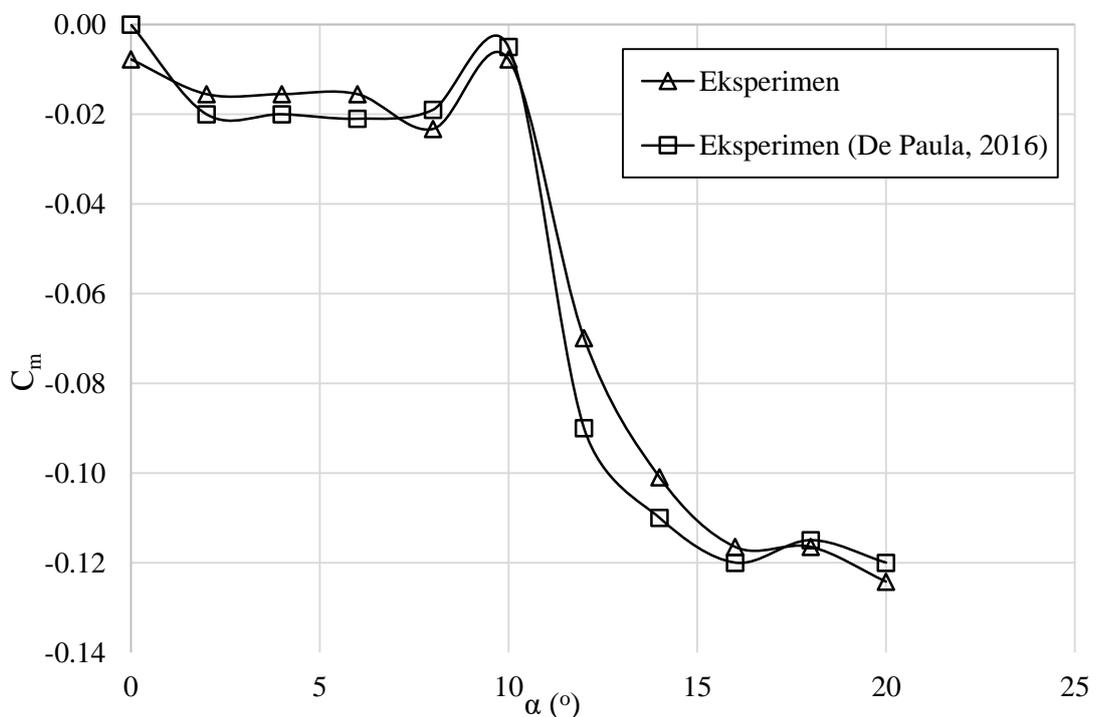
Gambar 4.1 Grafik perbandingan  $C_L - \alpha$  antara hasil eksperimen pada *force balance* dengan Eftekhari & Al-Obaidi (2019) pada bilangan Reynolds =  $10^5$



Gambar 4.2 Grafik perbandingan  $C_D - \alpha$  antara hasil eksperimen pada *force balance* dengan Eftekhari & Al-Obaidi (2019) pada bilangan Reynolds =  $10^5$

#### 4.1.2 Validasi *Pitching Moment Coefficient* pada Alat Ukur Momen

Gambar 4.3 merupakan grafik *pitching moment coefficient* terhadap sudut serang antara hasil eksperimen dengan referensi De Paula (2016). Pengukuran momen dilakukan dengan menggunakan *aerodynamic center* (*ac*) sebagai titik referensi. Pada gambar 4.3, dapat dilihat bahwa grafik hasil eksperimen cukup mendekati grafik dari penelitian De Paula (2016). *Trend line* yang dihasilkan juga sama dimana nilai  $C_m$  meningkat saat sudut serang  $10^\circ$  dan kemudian turun setelah melewati  $10^\circ$ . *Error* yang dihasilkan juga cukup kecil dimana hasil eksperimen cenderung memiliki nilai yang lebih besar dibandingkan hasil dari penelitian De Paula (2016). Hal ini menunjukkan bahwa alat ukur sedikit kurang sensitif yang kemungkinan disebabkan adanya gesekan pada *bearing*. Nilai RMSE dari grafik ini adalah 0,0078 dan nilai NRMSE sebesar 0,079. Dengan demikian alat ukur momen layak untuk digunakan dalam pengukuran momen aerodinamis dengan keakuratan yang cukup tinggi.



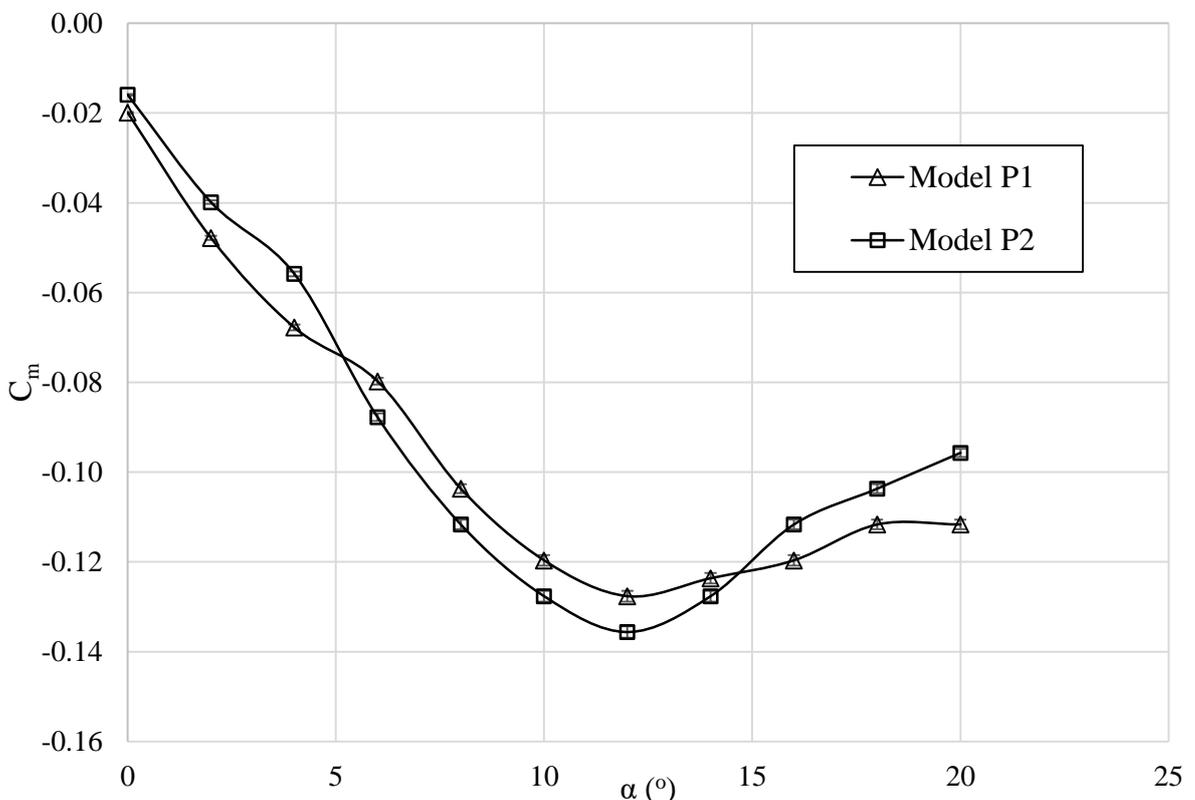
Gambar 4.3 Grafik perbandingan hasil pengukuran  $C_m - \alpha$  antara eksperimen pada alat ukur momen dengan De Paula (2016) pada bilangan Reynolds =  $1,2 \times 10^5$

#### 4.2 Analisis Kemampuan Manuver *Pitch* Pesawat

Kemampuan manuver *pitch* pesawat pada penelitian ini ditinjau dari parameter stabilitas statis pesawat melalui grafik  $C_m - \alpha$ . Derajat stabilitas pesawat dapat dianalisis melalui  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  grafik  $C_m - \alpha$ , dimana semakin kecil nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  kemiringan grafik semakin stabil pesawat tersebut. Sebaliknya kemampuan manuver *pitch* pesawat berbanding terbalik dengan stabilitas pesawat, sehingga  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  yang lebih besar menunjukkan kemampuan manuver *pitch* pesawat yang lebih baik. Pada pengujian ini, model yang digunakan adalah model pesawat secara keseluruhan menggunakan model P1 dan P2 dengan instalasi pada terowongan angin seperti terlihat pada gambar 3.13. Gambar 4.4 merupakan grafik  $C_m - \alpha$  dari model P1 dan P2.

Pada gambar 4.4, terlihat bahwa grafik  $C_m - \alpha$  model P1 dan P2 memiliki *trendline* yang serupa, dimana nilai  $C_m$  menurun dari sudut serang  $0^\circ$  hingga  $12^\circ$ . Setelah melewati sudut serang  $12^\circ$ , nilai  $C_m$  kembali naik. Hal ini disebabkan terjadinya *stall* pada ekor pada sudut serang tersebut. Pada sudut serang  $0^\circ$  hingga  $5^\circ$  nilai  $C_m$  model P2 lebih tinggi dari model P1, kemudian pada sudut serang  $5^\circ$  hingga  $14^\circ$ , nilai  $C_m$  model P2 menjadi lebih rendah dari model P1, dan setelah melewati sudut  $14^\circ$ , nilai  $C_m$  model P2 kembali menjadi lebih tinggi dari model P1.

Pada sudut serang  $0^\circ$ , nilai  $C_m$  kedua model bernilai negatif, yang menunjukkan bahwa pada sudut serang  $0^\circ$  ekor pesawat sudah memberikan *lift*. Hal ini kurang sesuai dengan teori dimana ekor yang digunakan menggunakan *airfoil* simetris dan seharusnya tidak menghasilkan *lift* pada sudut serang  $0^\circ$ . Timbulnya gaya *lift* ini kemungkinan disebabkan pemasangan sudut serang yang kurang tepat sehingga terbentuk sudut serang di atas  $0^\circ$ . Nilai  $C_m$  yang didapat dari eksperimen dan pengolahan data memiliki *uncertainty* yang cukup kecil yaitu  $\pm 0,962\%$ , sehingga, seperti terlihat pada *error bar* pada gambar 4.4, perbedaan nilai  $C_m$  antara kedua model dianggap signifikan dan valid.

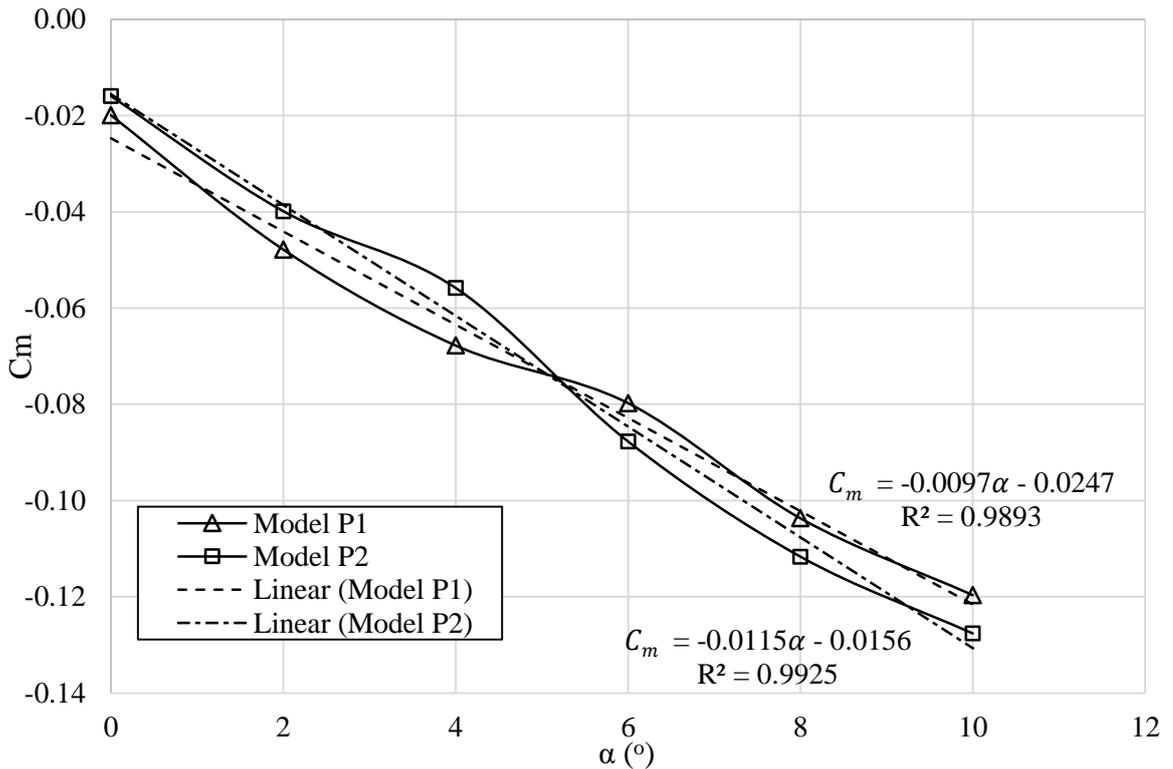


Gambar 4.4 Grafik  $C_m - \alpha$  model P1 dan P2 pada kecepatan aliran 15 m/s

Dari grafik kedua model tersebut, dapat disimpulkan bahwa kedua pesawat masih dikategorikan sebagai stabil, dimana  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  bernilai negatif, namun perbandingan kemampuan manuver *pitch* kedua model belum dapat ditentukan melalui grafik  $C_m - \alpha$  pada gambar 4.4. Untuk menganalisis hal tersebut, maka diperlukan regresi linear untuk dapat melihat kemiringan kedua grafik. Regresi linear dilakukan pada sudut serang  $0^\circ$  hingga  $10^\circ$ . Gambar 4.5 merupakan regresi linear dari kedua grafik.

Dari gambar 4.5, didapatkan persamaan regresi linear dari grafik  $C_m - \alpha$  P1 dan P2. Persamaan regresi linear model P1 adalah  $C_m = -0,0097 \alpha - 0,0247$ , sedangkan

persamaan regresi linear model P2 adalah  $C_m = -0,0115\alpha - 0,0156$ . Dari persamaan tersebut didapatkan bahwa grafik  $C_m - \alpha$  model P1 memiliki nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  sebesar  $-0,0097$  dan grafik  $C_m - \alpha$  model P2 memiliki nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  sebesar  $-0,0115$ . Kedua regresi linear juga memiliki nilai  $R^2$  yang baik yaitu  $0,9893$  dan  $0,9925$  secara berturut-turut. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa model P1 yang menggunakan ekor tipe *cruciform* memiliki kemampuan manuver *pitch* yang lebih baik dibanding model P2 yang menggunakan ekor tipe *Y-tail*.



Gambar 4.5 Regresi linear dari grafik  $C_m - \alpha$  model P1 dan P2

Hasil eksperimen yang dilakukan tidak sesuai dengan hipotesis dimana pada hipotesis diperkirakan bahwa UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS yang menggunakan ekor tipe *Y-tail* memiliki kemampuan manuver *pitch* yang lebih baik dibanding ekor tipe *cruciform*. Untuk mengetahui penyebab dari ketidaksesuaian hasil eksperimen dengan hipotesis diperlukan analisis lebih lanjut pada bagian ekor yang dibahas pada subbab selanjutnya.

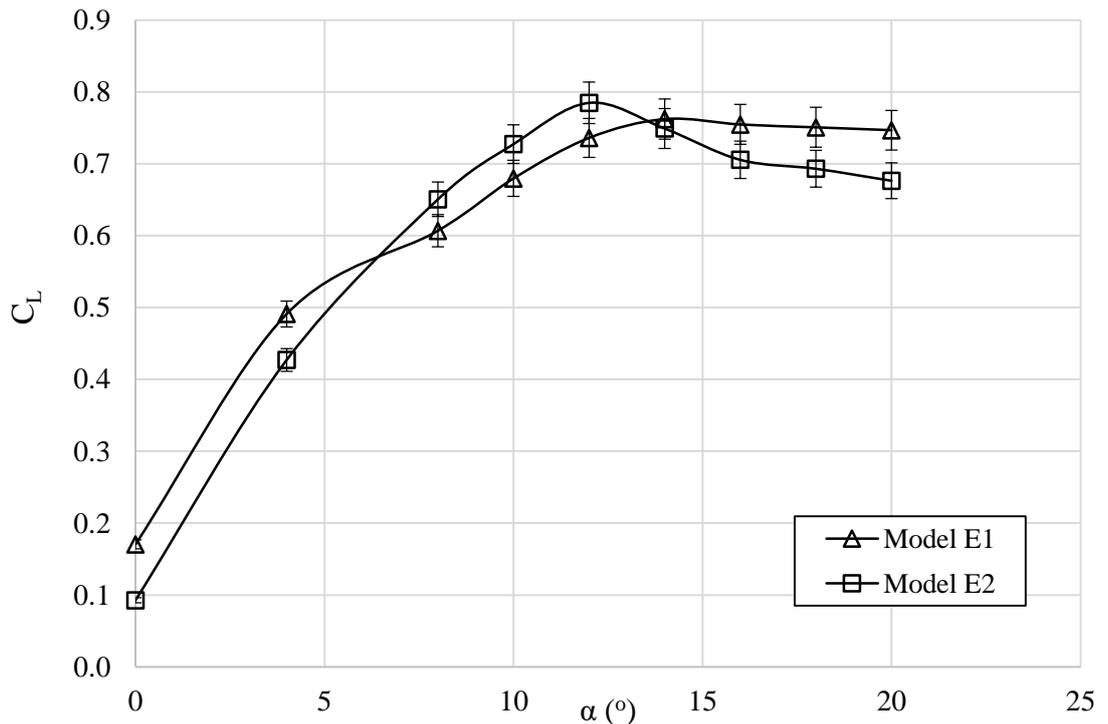
### 4.3 Analisis *Lift* dan *Drag* Ekor

Pada subbab ini, *lift* dari ekor dianalisis untuk melihat pengaruhnya terhadap kemampuan manuver *pitch* pesawat, sementara *drag* dari ekor dianalisis untuk mengetahui kontribusi ekor dalam memberikan *drag*. Pengukuran *lift* dan *drag* ekor dilakukan menggunakan model E1 dan E2 secara terisolasi tanpa adanya *fuselage* dan sayap dengan instalasi pada terowongan angin seperti pada gambar 3.12.

#### 4.3.1 Analisis *Lift* Ekor

Gambar 4.6 adalah grafik  $C_L - \alpha$  dari model E1 dan E2. Pada gambar 4.6, dapat dilihat bahwa kedua grafik memiliki *trendline* yang serupa, namun terdapat sedikit perbedaan terutama pada fenomena *stall*. Pada model E1, nilai  $C_L$  meningkat dari sudut serang  $0^\circ$  hingga mencapai nilai maksimal pada sudut serang  $14^\circ$ . Setelah itu model E1 mengalami *stall* dan nilai  $C_L$  mengalami penurunan. Sedangkan, pada model E2 peningkatan  $C_L$  terjadi dari sudut serang  $0^\circ$  hingga  $12^\circ$  dan kemudian mengalami *stall*. Pada sudut serang  $0^\circ$  hingga  $6^\circ$ , nilai  $C_L$  model E1 lebih tinggi dari model E2. Kemudian pada sudut serang  $6^\circ$  hingga  $14^\circ$  nilai  $C_L$  model E1 lebih rendah dari model E2. Pada sudut serang di atas  $14^\circ$  nilai  $C_L$  model E1 kembali menjadi lebih tinggi dari model E2.

Pada sudut serang  $0^\circ$ , nilai  $C_L$  dari kedua model tidak 0, sehingga hasil eksperimen ini sedikit kurang sesuai dengan teori, dimana *airfoil* simetris seharusnya tidak menghasilkan *lift* pada sudut serang  $0^\circ$ . Timbulnya gaya *lift* ini kemungkinan disebabkan pemasangan sudut serang yang kurang tepat sehingga terbentuk sudut serang di atas  $0^\circ$ . Nilai  $C_L$  yang didapat dari eksperimen dan pengolahan data memiliki *uncertainty* sebesar  $\pm 3,686\%$ . Pada gambar 4.6, terlihat bahwa secara umum grafik  $C_L - \alpha$  kedua model berada di luar *error bar*, sehingga perbedaan nilai  $C_L$  antara kedua model masih dianggap signifikan dan valid.

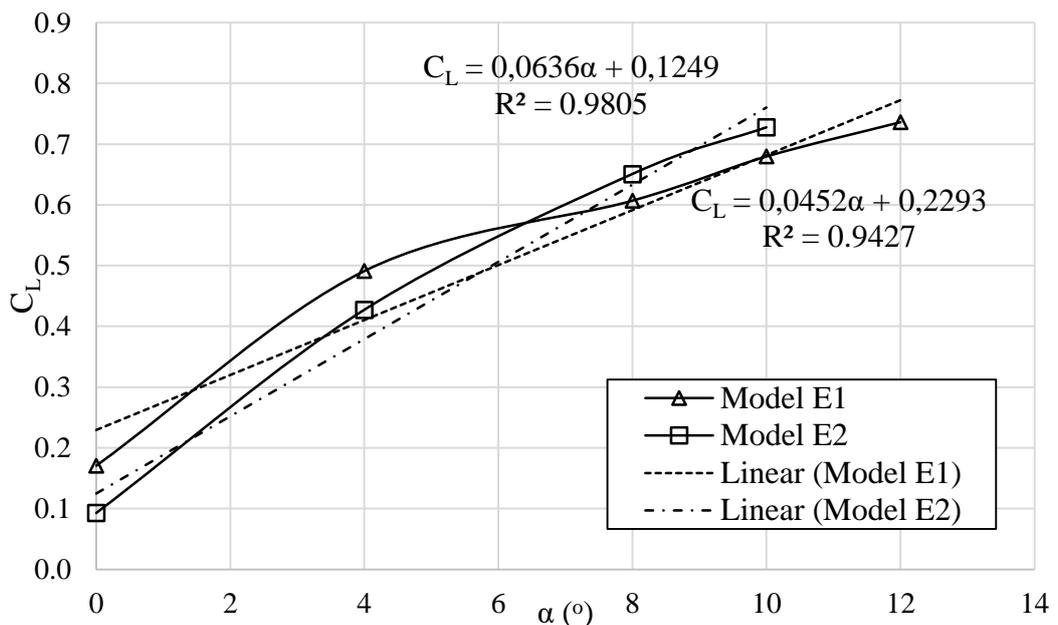


Gambar 4.6 Grafik  $C_L - \alpha$  model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 6 m/s

Jika dibandingkan dengan grafik  $C_m - \alpha$  pada gambar 4.4, maka grafik  $C_L - \alpha$  model E1 memiliki sudut *stall* yang berbeda dengan grafik  $C_m - \alpha$  model P1, sedangkan grafik  $C_L - \alpha$  model E2 sesuai dengan grafik  $C_m - \alpha$  model P2, dimana *stall* terjadi pada sudut serang yang sama. Ketidaksesuaian yang terjadi antara  $C_m - \alpha$  model P1 dengan  $C_L - \alpha$  model E1 ini kemungkinan disebabkan adanya kesalahan pengukuran yang terjadi serta akurasi *lift balance* yang kurang baik dibanding alat

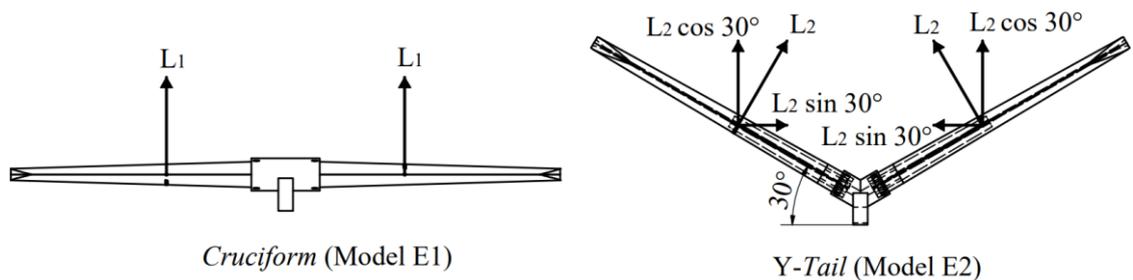
ukur momen. Selain itu kesalahan pemasangan sudut serang juga bisa menjadi faktor yang menyebabkan ketidaksesuaian tersebut.

Secara teori,  $C_L$  model ekor merupakan salah satu komponen pengurang dari  $C_m$  model pesawat (lihat persamaan 2.14), sehingga, dengan nilai *tail volume ratio* ( $V_T$ ) dan efisiensi ekor ( $\eta$ ) yang sama, semakin besar nilai  $C_L$  model ekor semakin kecil nilai  $C_m$  model pesawatnya. Pada penelitian ini, nilai  $V_T$  kedua model ekor tidak memiliki perbedaan yang signifikan, sementara  $\eta$  kedua model dihipotesiskan tidak berbeda jauh. Dengan demikian, pada penelitian ini diperkirakan bahwa semakin besar nilai  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  model ekor semakin kecil nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  model pesawat. Gambar 4.7 merupakan regresi linear dari grafik  $C_L - \alpha$  pada gambar 4.6. Pada gambar 4.7, didapatkan persamaan regresi linear dari grafik  $C_L - \alpha$  kedua model. Persamaan regresi linear model E1 adalah  $C_L = 0,0452\alpha + 0,2293$ , sedangkan persamaan regresi linear model E2 adalah  $C_L = 0,0636\alpha + 0,1249$ . Dari persamaan tersebut didapatkan bahwa grafik  $C_L - \alpha$  model E1 memiliki nilai  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  sebesar 0,0452 dan grafik  $C_m - \alpha$  model E2 memiliki nilai  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  sebesar 0,0636. Regresi linear grafik  $C_L - \alpha$  model E1 dan E2 memiliki nilai  $R^2$  sebesar 0,9427 dan 0,9805 secara berturut-turut. Nilai  $R^2$  dari regresi linear grafik  $C_L - \alpha$  model E1 cukup rendah dan dapat dikatakan bahwa keakuratan regresi dalam melinearkan grafik tersebut kurang baik. Hal ini disebabkan adanya data yang menyebabkan grafik aslinya menjauhi *trend* linear. Kejanggalaan data tersebut disebabkan adanya *uncertainty* dari alat ukur *lift balance*. Namun demikian, meskipun nilai  $R^2$  menunjukkan regresi linear yang kurang akurat, namun regresi linear tersebut tetap digunakan karena secara teori, grafik  $C_L - \alpha$  pada sudut serang rendah (sebelum *stall*) memiliki *trend* yang linear. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa grafik  $C_L - \alpha$  model ekor sesuai dengan grafik  $C_m - \alpha$ , dimana  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  model E1 lebih besar daripada model E2 sedangkan  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  model E1 lebih kecil daripada model E1. Namun demikian, karena grafik  $C_m - \alpha$  tersebut tidak sesuai dengan hipotesis, maka otomatis grafik  $C_L - \alpha$  juga tidak sesuai dengan hipotesis.



Gambar 4.7 Regresi linear grafik  $C_L - \alpha$  model E1 dan E2

Menurut hipotesis, grafik  $C_L - \alpha$  dari ekor tipe *Y-tail* yang digunakan pada UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS seharusnya memiliki grafik yang lebih landai, dengan kata lain nilai  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  yang lebih kecil daripada ekor tipe *cruciform*. Hipotesis ini didasari bentuk ekor *Y-tail* yang membentuk sudut tertentu, sehingga resultan gaya *lift* yang dihasilkan juga membentuk sudut tertentu. Ilustrasi dari fenomena ini ditunjukkan pada FBD dari kedua tipe ekor yang ditampilkan pada gambar 4.8. Pada gambar 4.8,  $L_1$  merupakan gaya *lift* yang dihasilkan ekor *cruciform* (model E1) dan  $L_2$  merupakan gaya *lift* yang dihasilkan ekor *Y-tail* (model E2). Dari gambar 4.8 terlihat bahwa resultan gaya *lift* yang dihasilkan model E1 sebesar  $2L_1$ , sedangkan resultan gaya *lift* yang dihasilkan model E2 sebesar  $2L_2 \cos 30^\circ$ . Dengan adanya pengali sebesar  $\cos 30^\circ$ , maka komponen gaya *lift* arah vertikal yang dihasilkan model E2 dihipotesiskan lebih rendah dibanding total gaya *lift* yang dihasilkan model E1, dengan demikian  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  model E2 juga lebih rendah dari model E1. Namun setelah melalui proses pengujian secara eksperimen, komponen gaya *lift* arah vertikal yang dihasilkan pada model E2 masih lebih besar daripada model E1, terutama pada sudut serang yang lebih tinggi. Dengan kata lain, nilai  $L_2 \cos 30^\circ > L_1$ , sehingga  $L_2/L_1 > \sec 30^\circ$  atau  $L_2/L_1 > 1,155$ . Artinya  $L_2$  jauh lebih besar dibandingkan  $L_1$ .



Gambar 4.8 FBD dari model E1 dan E2

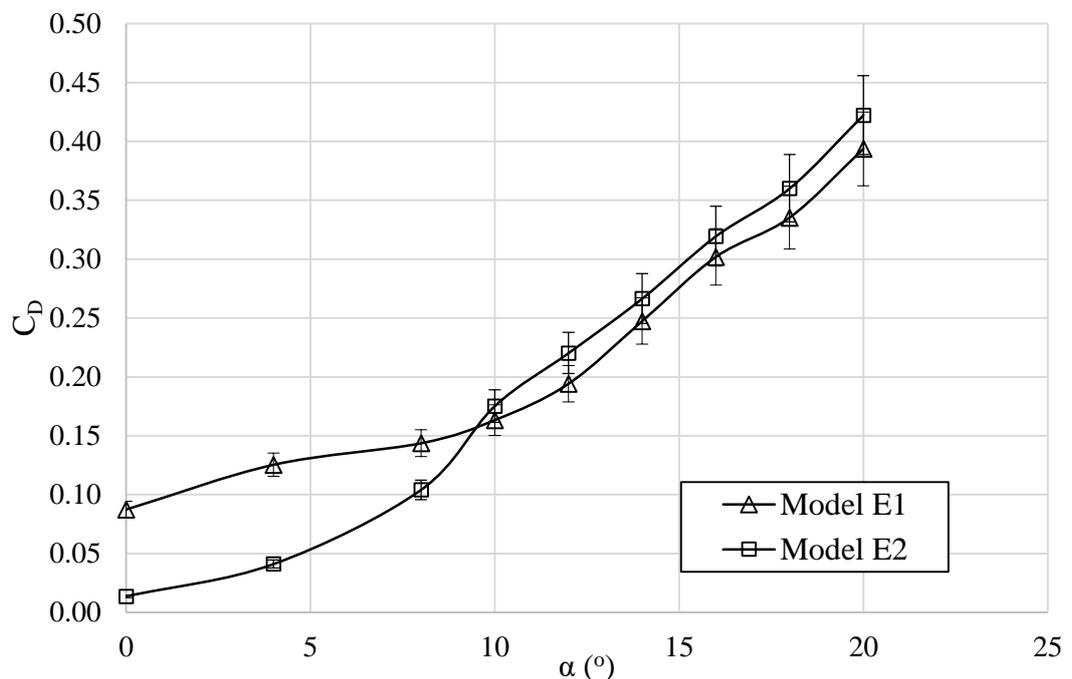
Perbedaan gaya *lift* yang dihasilkan tentu dipengaruhi oleh area serta bentuk *planform* yang dimiliki kedua model. Dari segi area, model E2 memiliki area yang lebih besar dibanding model E1. Tanpa melibatkan pengaruh bentuk *planform* terhadap *lift* yang dihasilkan, maka seharusnya gaya *lift* yang dihasilkan berbanding lurus dengan area, sehingga  $\frac{L_2}{L_1} = \frac{A_2}{A_1}$ . Nilai  $\frac{A_2}{A_1} = 1,029$ , sehingga nilai  $L_2/L_1 = 1,029$ . Hal ini tidak sesuai dengan hasil eksperimen dimana seharusnya  $L_2/L_1 > 1,115$ . Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa bentuk *planform* dari kedua model sangat mempengaruhi besarnya gaya *lift* yang dihasilkan. Bentuk *planform* dari ekor tipe *Y-tail* yang digunakan pada UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS mampu menghasilkan gaya *lift* yang jauh lebih besar dibanding bentuk *planform* ekor tipe *cruciform*.

Salah satu parameter dari *planform* yang mempengaruhi *lift* yang dihasilkan adalah *aspect ratio* (*AR*). Semakin besar *AR* suatu *planform* maka *lift* yang dihasilkan cenderung semakin besar, bahkan untuk area yang sama. Ekor tipe *cruciform* memiliki *AR* sebesar 3,36, sementara tipe *Y-tail* memiliki *AR* sebesar 4,03. Jika menggunakan *planform* yang diproyeksikan, ekor tipe *Y-tail* masih memiliki *AR* yang lebih besar yaitu 3,49. Atas dasar ini, maka dapat diperkirakan bahwa penyebab lebih tingginya  $C_L$  ekor tipe *Y-tail* adalah lebih tingginya *AR* yang dimiliki ekor tersebut. Fenomena ini sangat dipengaruhi karakteristik aliran yang terjadi pada ekor,

termasuk separasi 3 dimensi yang terjadi pada sambungan ekor. Namun untuk dapat memahami fenomena ini secara komprehensif, maka diperlukan visualisasi aliran serta data distribusi tekanan secara menyeluruh. Hal ini dapat dilakukan melalui visualisasi secara eksperimen maupun secara numerik, namun hal tersebut berada di luar cakupan penelitian ini.

#### 4.3.2 Analisis Drag

Gaya *drag* yang terjadi pada ekor tidak memberikan pengaruh yang besar terhadap kemampuan manuver *pitch* arah *pitch*, namun analisis *drag* yang terjadi dapat memberi gambaran terkait kontribusi ekor dalam memberikan hambatan terhadap pesawat. Gambar 4.9 berikut ini adalah grafik  $C_D - \alpha$  dari model E1 dan E2. Gambar 4.9 menunjukkan bahwa grafik  $C_D - \alpha$  kedua model memiliki *trendline* yang sesuai dengan teori, yaitu nilai *drag* semakin besar seiring meningkatnya sudut serang. Pada sudut serang  $0^\circ$  hingga sekitar  $9^\circ$ , nilai  $C_D$  model E1 lebih rendah dari  $C_D$  model E2. Kemudian setelah melewati sudut serang  $9^\circ$ , nilai  $C_D$  model E1 menjadi lebih tinggi dari  $C_D$  model E2. Namun demikian jika melihat *error bar* yang terdapat pada grafik, maka nilai  $C_D$  dari kedua model pada sudut serang di atas  $14^\circ$  masuk ke dalam kisaran *error bar*, sehingga dapat dikatakan bahwa perbedaan nilai  $C_D$  dari kedua model pada sudut serang  $14^\circ$  tidak signifikan. Hal ini disebabkan adanya nilai *uncertainty* yang cukup tinggi yaitu sebesar  $\pm 7,98\%$ . Besarnya nilai *uncertainty* ini disebabkan kecilnya hasil pengukuran *drag* dibanding kemampuan dari alat ukur itu sendiri.



Gambar 4.9 Grafik  $C_D - \alpha$  model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 6 m/s

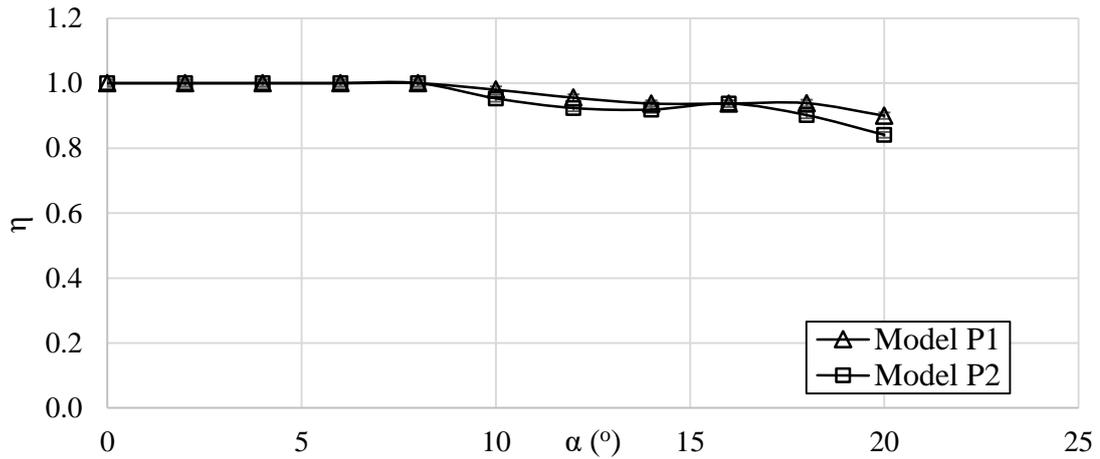
Dengan hasil yang didapat pada gambar 4.9, maka dapat dikatakan bahwa tipe ekor *Y-tail* yang digunakan pada UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS mampu menghasilkan gaya *drag* yang lebih kecil dari ekor *cruciform*, khususnya pada sudut serang  $0^\circ$  hingga  $8^\circ$ . Pada sudut serang  $10^\circ$  hingga  $12^\circ$ , perbedaan yang ada cukup kecil, dan pada sudut serang di atas  $14^\circ$ , tidak terdapat perbedaan yang signifikan.

Meskipun tipe ekor *Y-tail* yang digunakan pada UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS menghasilkan gaya *drag* yang lebih kecil, namun belum dapat dipastikan apakah perbedaan tersebut signifikan jika dibandingkan dengan gaya *drag* keseluruhan dari UAV.

#### 4.4 Analisis Efisiensi Ekor

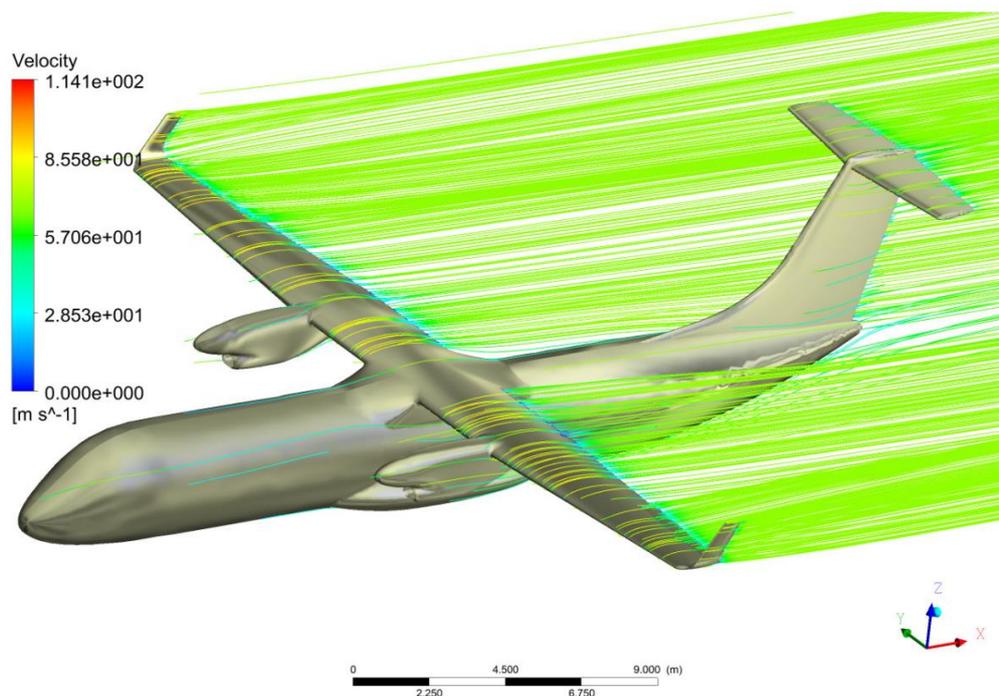
Efisiensi ekor merupakan parameter yang menunjukkan pengaruh aliran *downstream* dari sayap dan *fuselage* terhadap performa ekor. Efisiensi ekor didefinisikan sebagai rasio antara tekanan dinamis pada sayap dengan tekanan dinamis pada ekor. Nilai  $\eta$  berkisar antara 0 sampai 1. Semakin kecil nilai  $\eta$  semakin kecil tekanan dinamis pada ekor sehingga performa aerodinamis semakin menurun. Analisis efisiensi ekor perlu dilakukan karena koefisien aerodinamis ekor yang dihasilkan pada kondisi terisolasi akan berbeda dengan kondisi terpasang pada pesawat. Pada pengukuran tekanan dinamis ini digunakan model P1 dan P2 dimana ekor, *fuselage*, dan sayap tersusun pada satu konfigurasi. Kemudian *pitot tube* dipasang pada bagian sayap dan bagian ekor dari model. Pengukuran ini perlu dilakukan pada model pesawat secara keseluruhan karena pengaruh aliran dari sayap dan *fuselage* terhadap ekor dipertimbangkan. Pemasangan model pada terowongan angin dapat dilihat pada gambar 3.13. Grafik  $\eta - \alpha$  dapat dilihat pada gambar 4.10. Pada gambar 4.10, dapat dilihat bahwa grafik  $\eta - \alpha$  kedua model memiliki *trendline* yang serupa dan memiliki perbedaan yang kecil. Pada sudut serang  $0^\circ$  sampai  $8^\circ$ , baik grafik  $\eta - \alpha$  pada model P1 maupun P2 memiliki nilai efisiensi yang sama yaitu 1. Artinya aliran *downstream* dari sayap maupun *fuselage* tidak berpengaruh terhadap performa aerodinamis ekor. Hal ini disebabkan posisi ekor yang relatif lebih tinggi daripada sayap, sehingga pada sudut serang rendah aliran ekor tidak terpengaruh aliran dari sayap. Pada sudut serang di atas  $8^\circ$ , nilai  $\eta$  dari kedua model mulai mengalami penurunan. Fenomena ini menunjukkan bahwa ketika sudut serang semakin besar, maka efek aliran *downstream* dari sayap dan *fuselage* semakin besar. Hal ini disebabkan adanya separasi aliran yang mulai terjadi pada sayap yang menyebabkan aliran *downstream* memiliki tekanan dinamis yang rendah. Kemudian efek *downwash* yang tercipta dari sayap juga mempengaruhi aliran *upstream* ekor. Selain itu ketika sudut serang semakin meningkat, maka posisi ekor dan sayap memiliki ketinggian yang relatif sama terhadap *streamline*, sehingga efek dari aliran *downstream* sayap semakin terasa. Dengan penurunan nilai  $\eta$  ini, maka kontribusi dari ekor terhadap *pitching moment* dari pesawat juga semakin menurun.

Pada sudut serang  $8^\circ$ , nilai  $\eta$  pada model P2 memiliki nilai yang cenderung lebih rendah dibanding model E1. Hal ini kemungkinan disebabkan posisi ekor pada model P1 relatif lebih tinggi dibanding posisi ekor pada model P2. Semakin tinggi posisi ekor dari pesawat, maka  $\eta$  dari ekor cenderung lebih tinggi karena efek *downstream* dari sayap dan *fuselage* dapat dihindari. Pada grafik  $\eta - \alpha$  ini, perbedaan nilai  $\eta$  antara kedua model dianggap signifikan karena seperti terlihat pada gambar 4.10, *error bar* yang terbentuk sangat kecil. Nilai *uncertainty* dari  $\eta$  cukup kecil yaitu sebesar  $\pm 1,058\%$ .



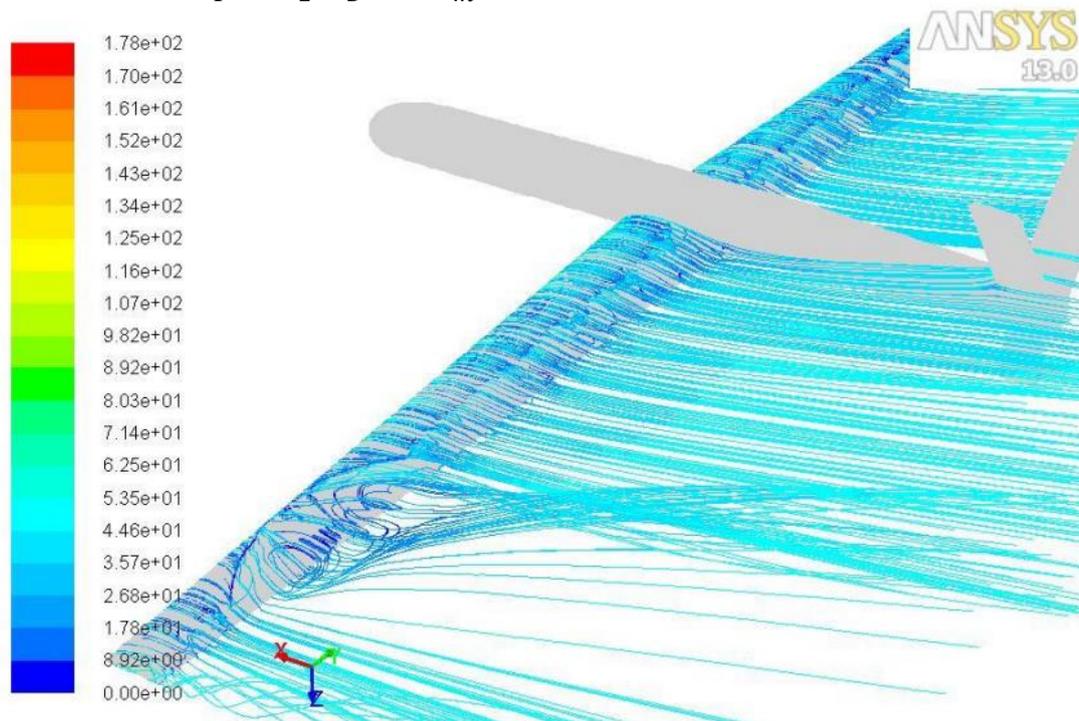
Gambar 4.10 Grafik  $\eta - \alpha$  pada model P1 dan P2 pada kecepatan aliran 15 m/s

Untuk mengamati fenomena aliran *downstream* dari sayap dan *fuselage* terhadap ekor, maka diperlukan visualisasi atau analisis numerik yang tidak dapat dilakukan pada penelitian ini. Oleh sebab itu diperlukan tinjauan pustaka terkait hal tersebut. Natale, et al. (2020) melakukan studi numerik aliran pada pesawat dengan tipe T-tail. Gambar kontur *streamline* yang terjadi pada sudut serang  $0^\circ$  dapat dilihat pada gambar 4.11. Pada gambar tersebut terlihat bahwa aliran *downstream* tidak berpengaruh pada ekor horizontal. Hal ini disebabkan posisi ekor yang lebih tinggi daripada sayap relatif terhadap arah aliran *freestream*. Selain itu efek separasi dan *downwash* dari sayap masih kecil sehingga tidak memberikan efek pada ekor horizontal. Kondisi ini cukup serupa dengan model yang digunakan pada penelitian ini, dimana posisi ekor horizontal baik *cruciform* maupun Y-tail memiliki posisi yang lebih tinggi dari sayap relatif terhadap arah aliran *freestream* pada sudut serang  $0^\circ$ , hanya saja tidak setinggi ekor horizontal yang digunakan pada model pada gambar 4.11. Oleh sebab itu efisiensi ekor pada sudut serang  $0^\circ$  bernilai 1.



Gambar 4.11 *Streamline* dan besar kecepatan aliran (dalam m/s) pada model pesawat T-tail pada sudut serang  $0^\circ$  (Natale, et al., 2020)

Pada sudut serang yang lebih tinggi, maka aliran *downstream* sayap dan *fuselage* akan mulai mempengaruhi aliran pada ekor. Mahdi (2015) melakukan analisis numerik terhadap pesawat dengan tipe ekor V-tail. Gambar kontur *streamline* yang terjadi pada pesawat tersebut pada sudut serang  $12^\circ$  dapat dilihat pada gambar 4.12. Pada gambar tersebut terlihat bahwa pada sudut serang yang lebih tinggi, aliran *downstream* dari sayap dan *fuselage* mulai mempengaruhi aliran pada ekor. Adanya *tip vortex* yang terjadi pada ujung sayap menyebabkan adanya *downwash*, sehingga aliran *downstream* dari sayap terinduksi dan mengalami penurunan sudut serang. Dengan demikian, sudut serang efektif yang dialami ekor berbeda dengan sudut serang absolutnya. Hal inilah yang menyebabkan penurunan tekanan dinamis yang terukur pada *pitot tube* dibanding tekanan dinamis yang terjadi pada sayap. Penurunan tekanan dinamis ini akan mempengaruhi koefisien aerodinamis ekor seperti  $C_L$ ,  $C_D$ , dan  $C_m$ .

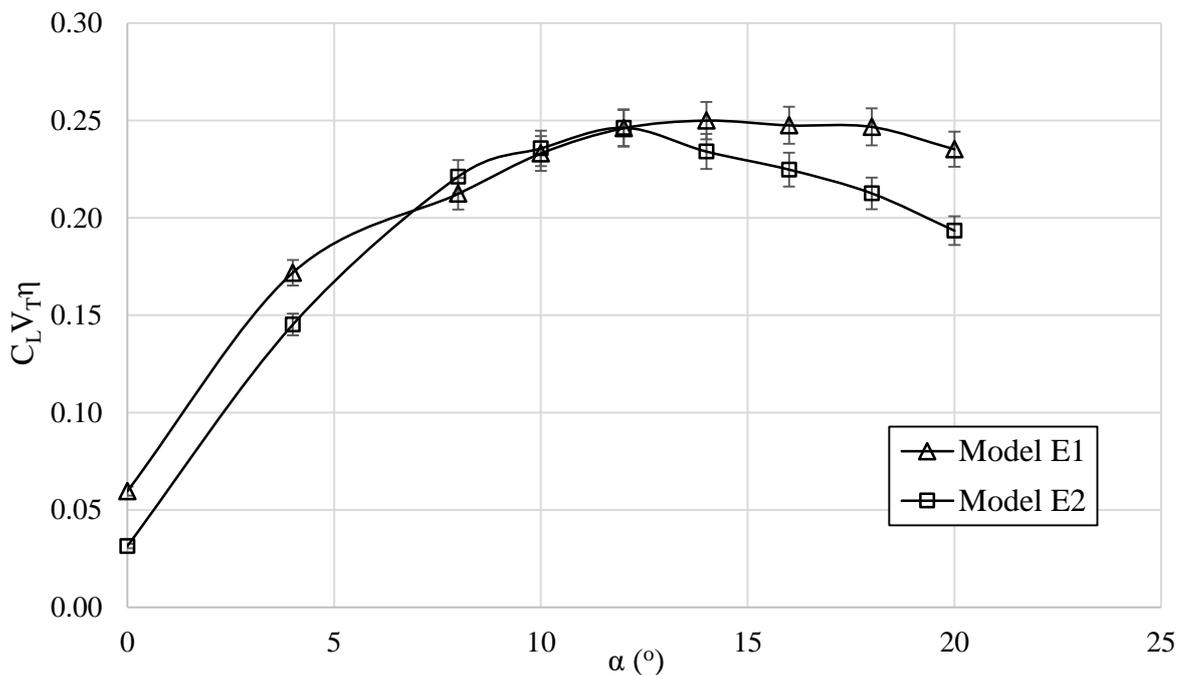


Gambar 4.12 *Streamline* dan besar kecepatan aliran (dalam m/s) pada pesawat V-tail pada sudut serang  $12^\circ$  (Mahdi, 2015)

#### 4.5 Analisis Pengaruh $C_L$ , $V_T$ , dan $\eta$ terhadap Kemampuan Manuver *Pitch*

Setelah menganalisis grafik  $C_L - \alpha$  dan  $\eta - \alpha$ , maka selanjutnya perlu dilakukan analisis parameter  $C_L$ ,  $V_T$ , dan  $\eta$ . Sesuai dengan persamaan 2.14, parameter-parameter tersebut merupakan beberapa parameter-parameter yang mempengaruhi nilai  $C_m$  selain  $C_{M_0}$ ,  $C_{LW}$ , dan  $(h - h_0)$ . Pada penelitian ini, parameter  $C_{M_0}$ ,  $C_{LW}$ , dan  $(h - h_0)$  merupakan variabel tetap dimana sayap dan *fuselage* yang digunakan pada model P1 dan P2 sama. Sementara itu parameter  $C_L$ ,  $V_T$ , dan  $\eta$  merupakan variabel bebas karena ekor yang digunakan berbeda. Oleh sebab itu pada subbab ini dibahas bagaimana pengaruh ketiga parameter tersebut terhadap nilai  $C_m$  pesawat, yang dalam hal ini merepresentasikan kemampuan manuver *pitch* pesawat. Grafik  $C_L V_T \eta$  ditunjukkan pada gambar 4.13. Pada gambar 4.13, dapat dilihat bahwa grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  kedua model memiliki *trendline* yang serupa dengan grafik  $C_L - \alpha$  pada gambar 4.6, namun dengan nilai yang lebih kecil. Sudut *stall* yang terjadi juga sama dimana pada grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  model E1, *stall* terjadi

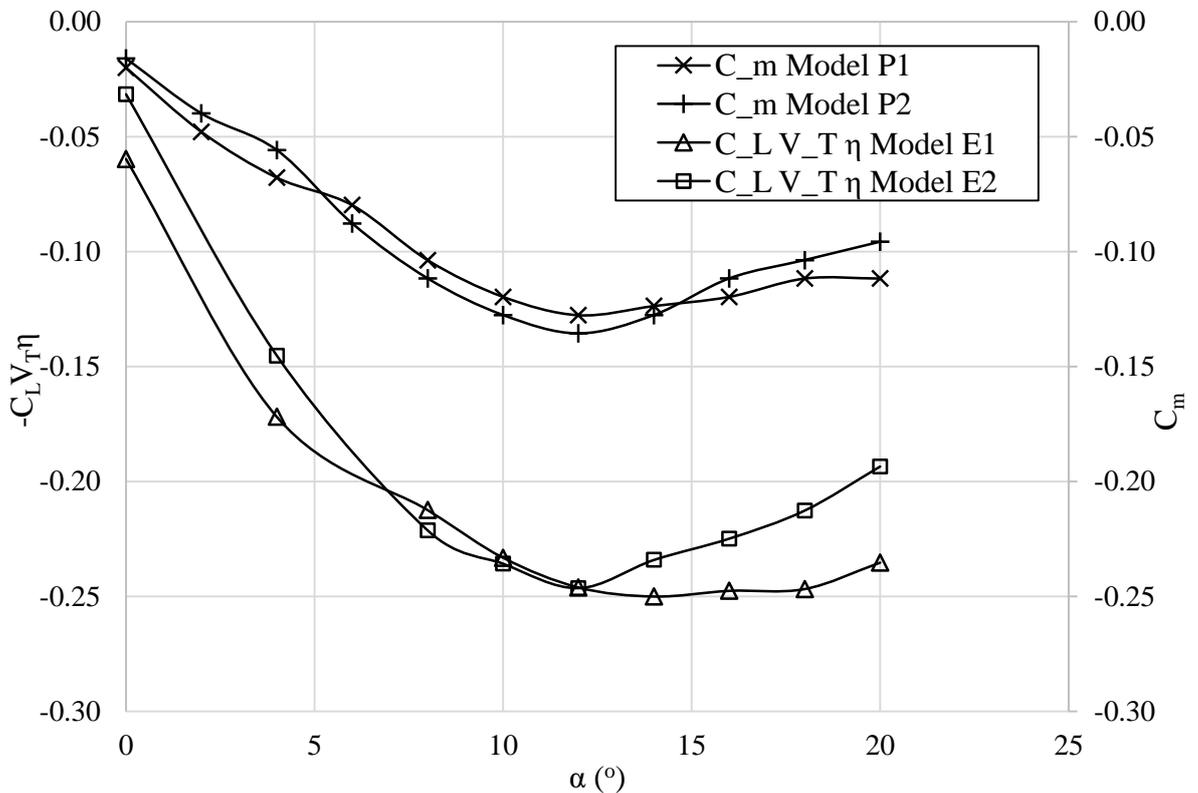
pada sudut serang  $14^\circ$ , sedangkan pada model E2 terjadi pada sudut  $12^\circ$ . Namun demikian, setelah nilai  $C_L$  dikalikan  $V_T$  dan  $\eta$  dari masing-masing model, maka terjadi perubahan khususnya pada sudut serang di atas  $6^\circ$ . Pada sudut serang  $6^\circ$  hingga  $10^\circ$ , selisih nilai  $C_L V_T \eta$  dari kedua model menjadi tidak signifikan dibanding selisih nilai  $C_L$  kedua model. Perbedaan tersebut dikatakan tidak signifikan akibat nilai *uncertainty* yang cukup besar yaitu  $\pm 3,836\%$ . Hal tersebut juga dapat terlihat melalui *error bar* pada grafik, dimana pada sudut erang  $6^\circ$  hingga  $10^\circ$  nilai kedua  $C_L V_T \eta$  masuk pada kisaran *error bar*. Kemudian pada sudut serang di atas  $14^\circ$ , selisih nilai  $C_L V_T \eta$  dari kedua model relatif lebih besar dari selisih nilai  $C_L$  kedua model. Hal ini disebabkan efisiensi ekor model E2 pada sudut serang di atas  $8^\circ$  lebih rendah daripada model E1.



Gambar 4.13 Grafik  $C_L V_T \eta - \alpha$  model E1 dan E2

Selanjutnya untuk mempermudah analisis pengaruh  $C_L V_T \eta$  terhadap  $C_m$ , digunakan grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$ . Nilai negatif digunakan karena parameter  $C_L V_T \eta$  merupakan komponen pengurang nilai  $C_m$ , sehingga grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  lebih mudah dibandingkan dengan grafik  $C_m - \alpha$ . Gambar 4.14 adalah grafik perbandingan  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  dan  $C_m - \alpha$ . Pada gambar 4.14, dapat terlihat bahwa nilai  $C_L V_T \eta$  dari model E1 dan E2 lebih rendah dibandingkan nilai  $C_m$  dari model P1 dan P2. Hal tersebut menunjukkan bahwa hasil eksperimen sesuai dengan teori, dimana  $C_{M_0}$  dan  $C_{LW}(h - h_0)$  memiliki nilai positif, sehingga nilai  $C_m$  lebih besar daripada nilai  $C_L V_T \eta$ . Pada gambar 4.14 dapat dilihat pula bahwa *trendline* grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  model E1 dan E2 cukup serupa dengan grafik  $C_m - \alpha$  model P1 dan P2. Namun demikian, selisih nilai  $C_L V_T \eta$  model E1 dan E2 tidak sama dengan selisih nilai  $C_m$  model P1 dan P2. Secara teori, seharusnya selisih nilai  $C_L V_T \eta$  model E1 dan E2 sama dengan dengan selisih nilai  $C_m$  model P1 dan P2, karena pada penelitian ini, nilai  $C_{M_0}$  dan  $C_{LW}(h - h_0)$  konstan pada kedua model. Perbedaan selisih nilai  $C_L V_T \eta$  model E1 dan E2 dengan selisih nilai  $C_m$  model P1 dan P2 yang terdapat antar kedua grafik disebabkan adanya berbagai faktor pada eksperimen. Pengukuran  $C_L$ ,  $V_T$ ,  $\eta$ , dan  $C_m$  tidak dilakukan pada waktu yang bersamaan dan menggunakan model yang berbeda. Hal ini tentu dapat menyebabkan perbedaan karena pada setiap pengujian kondisi aliran tidak sama,

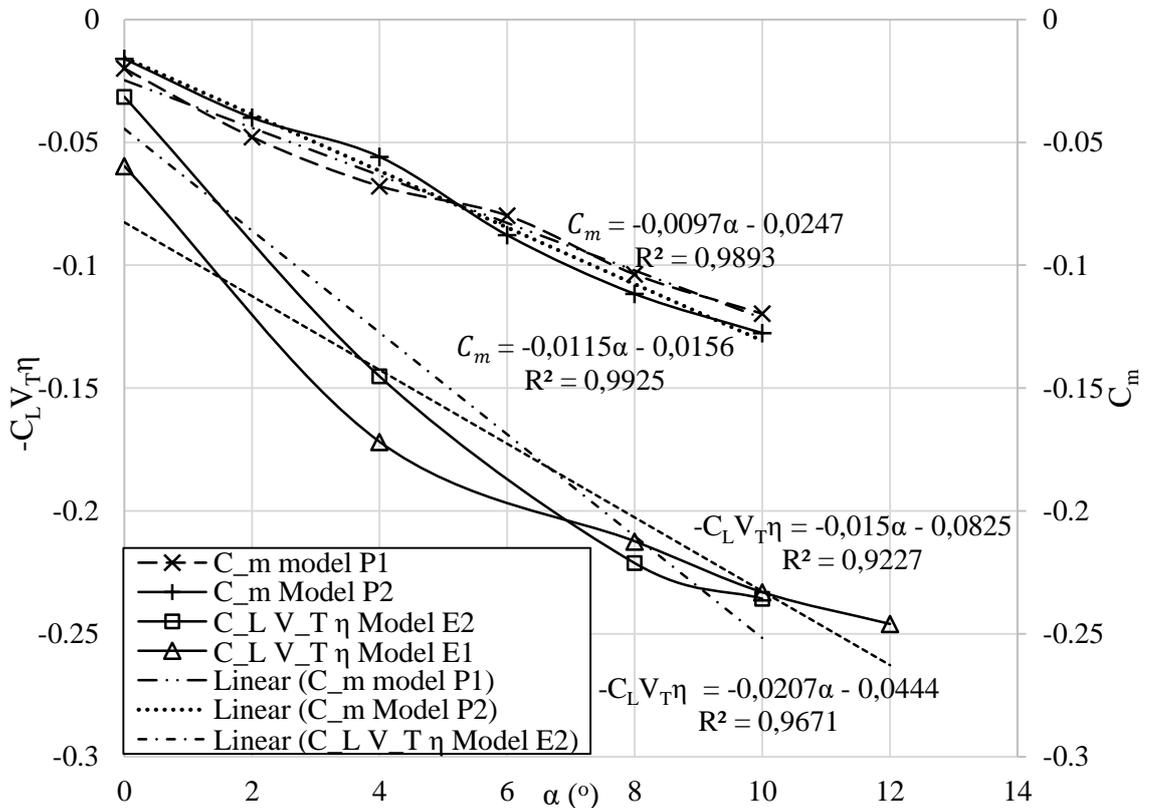
sehingga hasil pengukuran juga berbeda. Kemudian karena model pesawat dan ekor diuji secara terpisah, maka kemungkinan ada efek aliran akibat sambungan ekor dengan pesawat yang tidak dialami oleh model ekor yang terisolasi, sehingga hasil eksperimen tidak betul-betul sama dengan kondisi aslinya, meskipun bilangan Reynolds dari model ekor dan pesawat sudah disamakan. Selain itu adanya *uncertainty* eksperimen menyebabkan ketidakakuratan dalam pengukuran.



Gambar 4.14 Grafik perbandingan model  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  E1 dan E2 dengan  $C_m - \alpha$  model P1 dan P2

Meskipun terdapat perbedaan antara grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  model ekor dengan grafik  $C_m - \alpha$  model pesawat yang telah disebutkan di atas, namun hasil eksperimen tersebut masih cukup sesuai dengan teori dapat menunjukkan pengaruh parameter  $C_L V_T \eta$  ekor terhadap  $C_m$  pesawat. Untuk analisis lebih lanjut terkait pengaruh  $C_L$ ,  $V_T$ , dan  $\eta$  terhadap kemampuan manuver *pitch* pesawat, maka diperlukan analisis perbandingan regresi linear dari grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  dan  $C_m - \alpha$  untuk melihat perbandingan  $\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$  dengan  $\frac{dC_m}{d\alpha}$ . Regresi linear tersebut ditampilkan pada gambar 4.15. Pada gambar 4.15, didapatkan persamaan regresi dari grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  model E1 dan E2. Regresi linear dari grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  model E1 adalah  $-C_L V_T \eta = -0,015\alpha - 0,0825$  sementara untuk model E2 adalah  $-C_L V_T \eta = -0,0207\alpha - 0,0444$ . Dari persamaan tersebut didapatkan bahwa  $\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$  model E1 adalah -0,015 dan model E2 adalah -0,0207. Nilai  $R^2$  dari regresi linear grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  model E1 adalah 0,9227 dan dari model E2 adalah 0,9671. Dengan nilai  $R^2$  tersebut, maka regresi linear tersebut kurang mampu menggambarkan *trend* linear. Hal ini disebabkan data  $(-C_L V_T \eta)$  yang sedikit lebih acak akibat adanya perkalian nilai  $C_L$

dengan  $V_T$  dan  $\eta$ . Selain itu *uncertainty* dari pengukuran menyebabkan grafik yang didapat kurang sesuai dengan teori, dimana pada sudut serang rendah, grafik yang terbentuk seharusnya memiliki *trendline* yang cenderung linear. Namun demikian regresi linear ini tetap digunakan untuk dapat menganalisis pengaruh dari  $C_L$ ,  $V_T$ , dan  $\eta$  terhadap kemampuan manuver pesawat.



Gambar 4.15 Perbandingan regresi linear grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  model E1 dan E2 dengan grafik  $C_m - \alpha$  model P1 dan P2

Selanjutnya hasil regresi linear dari grafik  $(-C_L V_T \eta) - \alpha$  dibandingkan dengan regresi linear dari grafik  $C_m - \alpha$ . Nilai  $\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$  dari model E1 lebih besar dari model E2. Hal ini sejalan dengan nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  model P1 yang lebih besar dari model P2. Dengan demikian, semakin besar nilai  $\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$  maka semakin baik kemampuan manuver *pitch* pesawat dan sebaliknya, semakin kecil nilai  $\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$  maka semakin baik stabilitas pesawat. Tabel 4.1 berikut ini adalah tabel yang menunjukkan perbandingan antara  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  model P1 dan P2,  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  model E2 dan E2, dan  $\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$  model E1 dan E2. Berdasarkan tabel perbandingan pada pada tabel 4.1, dapat disimpulkan bahwa UAV *racing plane* Bayucaraka ITS dengan ekor tipe *cruciform* memiliki kemampuan manuver *pitch* yang lebih baik dari ekor tipe *Y-tail*. Hal tersebut secara umum disebabkan ekor tipe *cruciform* yang menghasilkan gaya *lift* yang relatif lebih kecil dibandingkan ekor tipe *Y-tail*. Nilai  $V_T$  dan  $\eta$  tidak memberikan pengaruh yang signifikan pada penelitian ini karena nilai  $V_T$  dan  $\eta$  dari kedua model hanya memiliki perbedaan yang kecil.

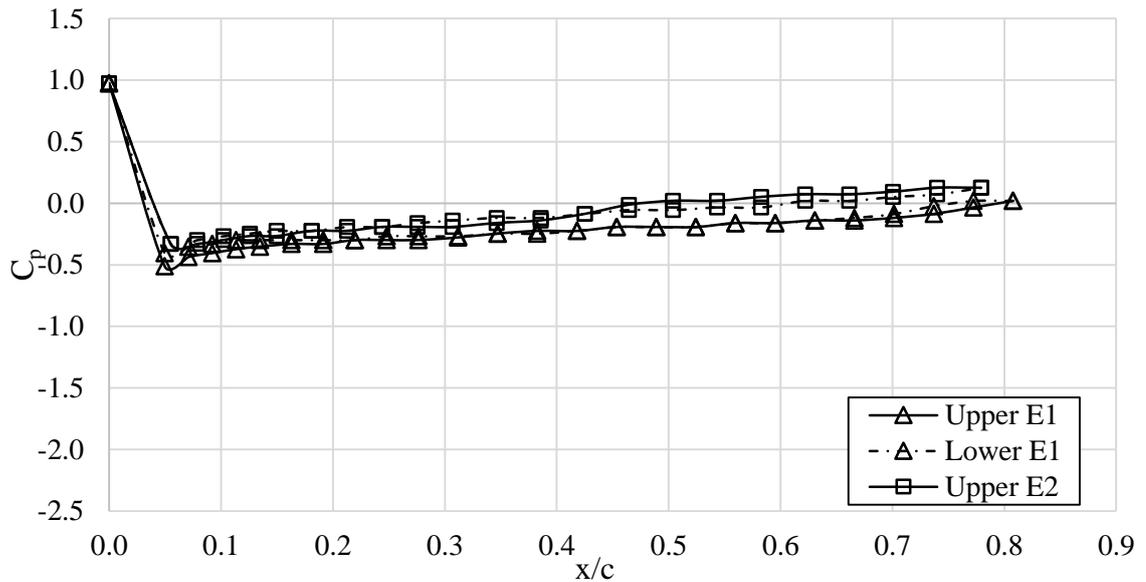
Tabel 4.1 Tabel perbandingan  $\frac{dC_m}{d\alpha}$ ,  $\frac{dC_L}{d\alpha}$ , dan  $\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$

Model	$\frac{dC_m}{d\alpha}$	$\frac{dC_L}{d\alpha}$	$\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$
P1/E1	-0,0097	0,0452	-0,015
P2/E2	-0,0115	0,0636	-0,0207

#### 4.6 Analisis Karakteristik Aliran pada Ekor

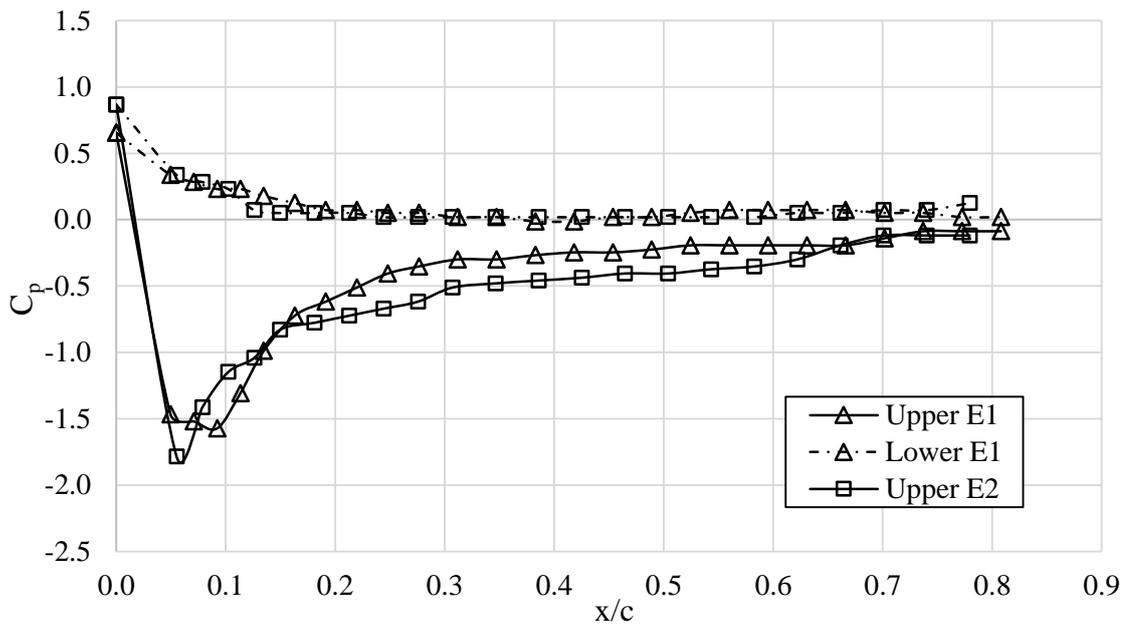
Karakteristik aliran pada ekor ditinjau melalui distribusi tekanan sepanjang MAC dari masing-masing ekor yang disajikan dalam grafik  $C_p$  terhadap rasio antara jarak dari *leading edge* ke suatu titik sepanjang MAC terhadap panjang MAC ( $x/c$ ). Data distribusi tekanan berupa grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  ini hanya ditujukan untuk menganalisis karakteristik aliran yang terjadi pada MAC dan bukan untuk menganalisis *lift* dan *drag* yang terjadi. Hal ini dikarenakan data distribusi tekanan hanya dianalisis pada MAC sehingga tidak dapat merpresentasikan distribusi tekanan yang terjadi pada seluruh ekor. Meskipun secara teori MAC merupakan *chord* yang merepresentasikan *chord* dari *rectangular planform* yang memiliki pengaruh aerodinamis sama dengan *planform* aslinya, namun tidak berarti bahwa distribusi tekanan yang terjadi pada MAC dapat merepresentasikan distribusi tekanan yang terjadi pada seluruh *planform*. Selain itu gaya *lift* dan *drag* tidak hanya disebabkan perbedaan tekanan, namun juga dipengaruhi gaya *viscous* yang tidak dapat dianalisis melalui distribusi tekanan. Pada penelitian ini dilakukan pengujian  $C_p$  terhadap  $x/c$  pada 3 sudut serang yaitu  $0^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $16^\circ$ . Gambar 4.16, 4.17, dan 4.18 merupakan grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  pada masing-masing sudut serang.

Pada gambar 4.16, dapat dilihat bahwa pada sudut serang  $0^\circ$  baik model E1 maupun E2 memiliki selisih tekanan pada *upper* dan *lower side* yang relatif kecil. Hal ini disebabkan bentuk *airfoil* yang simetris, dimana secara teori distribusi tekanan pada *upper* dan *lower side* pada sudut serang  $0^\circ$  memiliki nilai yang sama karena lintasan pada *upper* dan *lower side* sama, sehingga *streamline* dan kecepatan aliran pada kedua sisi juga sama. Dengan demikian grafik  $C_p$  *upper* dan *lower* berhimpitan. Tekanan rendah terjadi pada daerah dekat *leading edge* dan semakin mengecil saat mendekati *trailing edge*, sementara tekanan stagnasi terjadi pada  $x/c = 0$  yang ditunjukkan dengan nilai  $C_p = 1$ . Hal ini cukup akurat karena pada sudut serang  $0^\circ$  aliran menabrak model tepat pada *leading edge*. Karakteristik aliran kedua model pada sudut serang  $0^\circ$  cukup serupa, namun nilai distribusi  $C_p$  pada *upper* dan *lower side* pada model E1 relatif lebih rendah. Kedua model juga tidak mengalami separasi hingga  $x/c = 0,81$  untuk model E1 dan  $x/c = 0,78$  untuk model E1. Distribusi tekanan pada  $0,81 < x/c \leq 1$  pada model E1 dan  $0,78 < x/c \leq 1$  pada model E2 tidak dapat ditampilkan karena adanya keterbatasan dalam pembuatan model, dimana terdapat penyempitan rongga pada bagian belakang *airfoil* hingga *trailing edge* sehingga tidak ada ruang untuk pemasangan *pressure taps*.



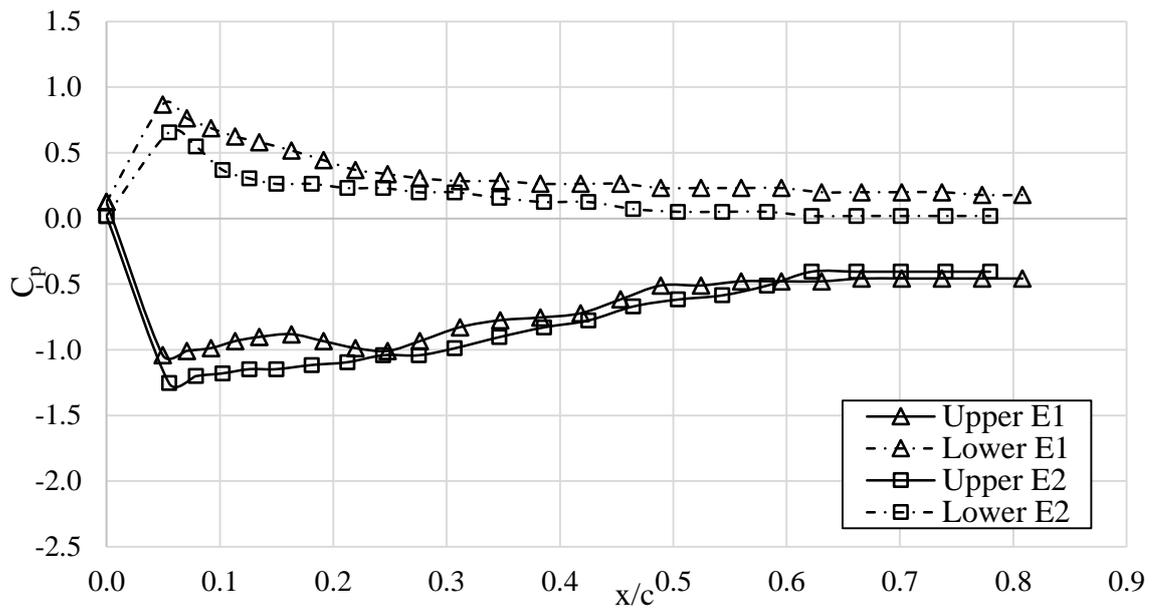
Gambar 4.16 Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 10 m/s dan sudut serang  $0^\circ$

Pada gambar 4.17, terlihat bahwa distribusi tekanan *upper* dan *lower side* dari kedua model pada sudut serang  $8^\circ$  tidak lagi berhimpitan seperti pada sudut serang  $0^\circ$ . Hal ini disebabkan adanya perbedaan antara *streamline* pada *upper* dan *lower side* dari kedua model. Perbedaan *streamline* ini menyebabkan kecepatan aliran pada *upper side* lebih tinggi, khususnya pada daerah dekat *leading edge*, sehingga distribusi tekanan pada *upper side* lebih rendah dibandingkan *lower side* seperti terlihat pada gambar 4.17. Distribusi nilai  $C_p$  pada *lower side* berhimpitan dengan  $C_p = 0$ . Hal ini menunjukkan bahwa pada sudut serang  $8^\circ$  tekanan pada *lower side* mendekati tekanan statis pada *freestream*. Titik stagnasi kedua model tidak dapat terlihat pada grafik karena keterbatasan pembuatan model seperti pada bagian belakang *airfoil*, dimana *pressure taps* tidak dapat di pasang pada  $0 < x/c < 0,05$  pada model E1 dan  $0 < x/c < 0,055$  pada model E2. Hal ini disebabkan adanya kelengkungan *airfoil* yang menyebabkan penyempitan sehingga rongga yang tercipta pada daerah tersebut terlalu kecil untuk dapat dipasangi *pressure taps*. Namun demikian, titik stagnasi dapat diperkirakan sedikit mundur dari *leading edge* karena pada sudut serang diatas  $0^\circ$  aliran menabrak objek pada bagian depan dari *lower side*. Karakteristik aliran pada model E1 dan E2 pada sudut serang  $8^\circ$  cukup serupa. Distribusi tekanan pada *lower side* dari kedua model tidak memiliki perbedaan yang signifikan, sementara nilai distribusi tekanan *upper side* model E1 cenderung lebih besar dari model E2. Hal ini menunjukkan bahwa perbedaan tekanan pada model E2 relatif lebih besar dibanding model E1. Pada model E1, separasi mulai terjadi pada  $x/c \geq 0,74$ . Pada model E2, separasi aliran tidak terjadi hingga  $x/c \geq 0,7$ .



Gambar 4.17 Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 10 m/s dan sudut serang  $8^\circ$

Pada sudut serang  $16^\circ$ , terlihat pada gambar 4.18 bahwa perbedaan tekanan pada bagian *upper* dan *lower side* dari kedua model semakin besar. Hal ini disebabkan semakin besarnya sudut serang yang terbentuk sehingga *streamline* pada *upper side* menjadi lebih pendek dibandingkan *lower side*. Jika dibandingkan dengan sudut serang  $8^\circ$ , maka terlihat bahwa daerah bertekanan rendah pada *upper side* lebih luas. Kemudian distribusi tekanan pada *lower side* semakin menjauhi nilai  $C_p = 0$  yang menunjukkan bahwa tekanan pada *lower side* pada sudut serang  $16^\circ$  lebih besar dibanding sudut  $8^\circ$ . Sama seperti pada sudut serang  $8^\circ$ , titik stagnasi pada variasi sudut ini tidak dapat ditampilkan karena keterbatasan model yang telah disebutkan. Pada sudut serang  $16^\circ$ , karakteristik kedua aliran juga cukup serupa, namun distribusi  $C_p$  baik *upper* maupun *lower side* dari model E1 lebih rendah dibanding model E2. Selain itu terdapat perbedaan pada karakteristik separasi yang terjadi pada kedua model. Pada model E1 separasi mulai terjadi pada  $x/c \geq 0,49$ . Pada model E2, separasi mulai terjadi pada  $x/c \geq 0,62$ .



Gambar 4.18 Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  model E1 dan E2 pada kecepatan aliran 10 m/s dan sudut serang  $16^\circ$

## BAB V KESIMPULAN & SARAN

### 5.1 Kesimpulan

Setelah penelitian eksperimen dilakukan, maka didapatkan beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Berdasarkan hasil eksperimen, dapat disimpulkan bahwa UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS yang menggunakan ekor tipe *cruciform* memiliki kemampuan manuver *pitch* yang lebih baik daripada ekor tipe *Y-tail*. Hal ini dibuktikan dengan nilai  $\frac{dC_m}{d\alpha}$  model UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS dengan ekor tipe *cruciform* (-0,0097) yang lebih besar dibandingkan tipe ekor *Y-tail* (-0,0115).
2. Hasil eksperimen tidak sesuai dengan hipotesis ekor tipe *cruciform* yang digunakan mampu memberikan kemampuan manuver *pitch* yang lebih baik. Kemampuan manuver *pitch* yang buruk pada UAV *Racing Plane* Bayucaraka ITS tahun 2019 kemungkinan disebabkan faktor lain seperti berat UAV, dimensi *control surface*, elektronik yang digunakan, dan sebagainya.
3. Pada penelitian ini, parameter  $C_L$  ekor merupakan parameter yang paling mempengaruhi adanya perbedaan kemampuan manuver *pitch* dari kedua model UAV yang digunakan. Nilai  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  dari ekor tipe *cruciform* (0,0452) lebih kecil dari  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  ekor tipe *Y-tail* (0,0636). Parameter  $V_T$  dari kedua model memiliki nilai yang hampir sama, sementara parameter  $\eta$  dari kedua ekor pada setiap sudut serang juga serupa. Jika ketiga parameter tersebut digabungkan, maka didapatkan bahwa  $\frac{d(-C_L V_T \eta)}{d\alpha}$  dari ekor tipe *cruciform* (-0,015) lebih besar dibanding ekor tipe *Y-tail* (-0,0207).
4. Parameter  $C_D$  dianggap tidak memberikan pengaruh terhadap kemampuan manuver *pitch*, namun dari penelitian ini dapat disimpulkan bahwa ekor tipe *Y-tail* mampu menghasilkan *drag* yang lebih kecil.
5. Karakteristik aliran pada masing-masing ekor pada sudut serang  $0^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $16^\circ$  sepanjang MAC telah dianalisis melalui grafik  $C_p - x/c$ . Analisis tersebut dapat memberikan gambaran distribusi tekanan yang terjadi sepanjang MAC serta separasi aliran yang terjadi, namun analisis tersebut tidak dapat digunakan dalam menganalisis *lift* dan *drag* yang terjadi karena *lift* dan *drag* dipengaruhi distribusi aliran pada seluruh ekor.

### 5.2 Saran

Berikut ini adalah saran yang dapat diberikan untuk penelitian lebih lanjut serta saran terkait sarana prasarana penelitian yang terdapat pada Departemen Teknik Mesin FTIRS ITS.

1. Untuk dapat memahami fenomena aliran yang terjadi di sekitar pesawat dan ekor, maka diperlukan penelitian eksperimen dengan visualisasi aliran atau penelitian numerik dengan data kualitatif aliran di sekitar model.
2. Diperlukan pengadaan alat ukur *force balance* dan alat ukur momen baru dengan sistem listrik menggunakan *load cell* sehingga hasil pengukuran lebih akurat dan mudah dilakukan.
3. Diperlukan restorasi dari terowongan angin yang dimiliki Departemen Teknik Mesin FTIRS ITS agar performa terowongan angin dapat kembali optimum, terutama agar kecepatan maksimum aliran dapat ditambah.

## REFERENSI

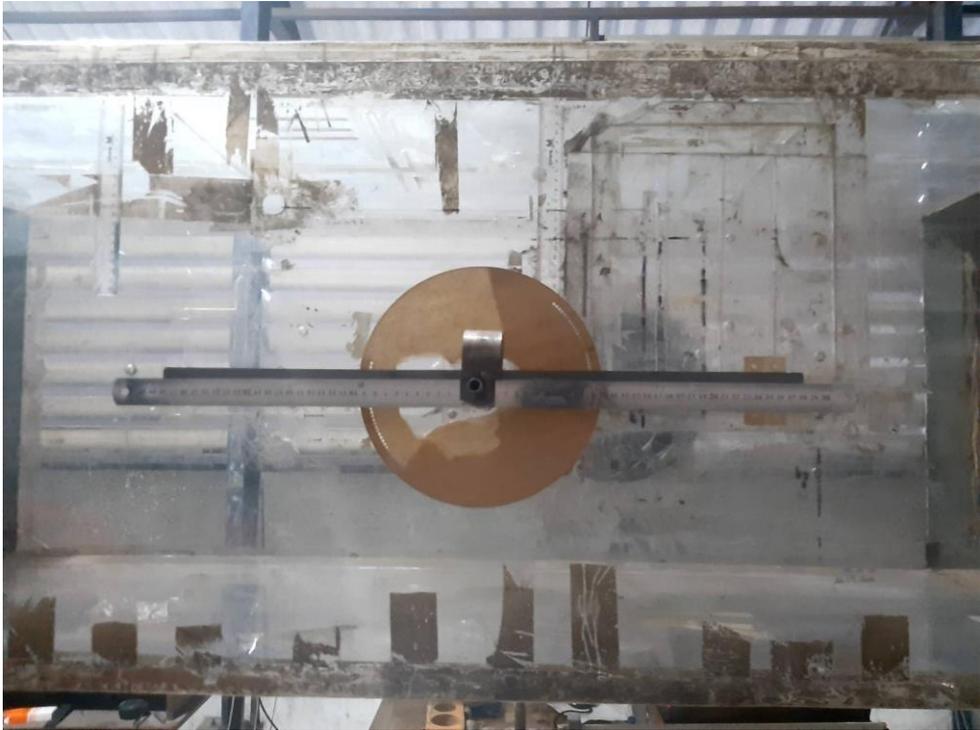
- Ali, J. S., & Saleh, M. M. (2019). Experimental and Numerical Study on the Aerodynamics and Stability Characteristics of a Canard Aircraft. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences* 53, 165-174.
- Anderson, J. D. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill Education.
- cfid.ninja. (2020, March 9). *cfid.ninja*. Retrieved from cfd.ninja: <https://cfid.ninja/ansys-fluent/ansys-fluent-naca-airfoil-4412/>
- Cook, M. V. (2007). *Flight Dynamics Principle*. Oxford: Elsevier Ltd.
- Cutler, C. (2015, Maret 3). *Boldmethod*. Retrieved from <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>
- Eftekhari, S., & Al-Obaidi, A. S. (2019). Investigation of a NACA0012 Finite Wing Aerodynamics at Low Reynold's Numbers and 0° to 90° Angle of Attack. *Aerosp. Technol. Manag.*, 1-11.
- Hyvarinen, A. (2015). *Investigation of Blockage Correction Methods for Full-Scale Wind Tunnel Testing of Trucks*. Stockholm: KTH Royal Institute of Technology.
- Iqbal, M. (2006). *Validasi terhadap Prototype Drag and Lift Balance pada Wind Tunnel Kecepatan Rendah Menggunakan Model Standar: Bola, Silinder, dan Airfoil NACA 0012*. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Khalid, U. B., & Suda, J. M. (2020). *Comparative Study of Wind Tunnel Blockage Correction Methods for Bluff Body Aerodynamics*. Budapest: Budapest University of Technology and Economics.
- Mahdi, M. (2015). Prediction of Wing Downwash Using CFD. *INCAS Bulletin*, 105-111.
- Natale, N., Salomone, T., Stefano, G. D., & Piccolo, A. (2020). Computational Evaluation of Control Surfaces. *Aerospace*, 1-22.
- Paula, A. A. (2016). *The Airfoil Thickness Effects on Wavy Leading Edge Phenomena at Low Reynolds Number Regime*. Sao Paulo: University of Sao Paulo.
- Pritchard, P. J. (2011). *Fox and McDonald's Introduction to Fluid Mechanics*. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc.
- Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft Design: A System Engineering Approach*. Germany: Wiley.
- Science Learning Hub. (2011, Februari 22). Retrieved from sciencelearn.org.nz: <https://www.sciencelearn.org.nz/resources/1346-causes-of-aerodynamic-drag>
- Septiyana, A., Ramadiansyah, M. L., Jayanti, E. B., Hidayat, K., Rizaldi, A., Atmasari, N., & Suseno, P. A. (2020). Static Stability Analysis on Twin Tail Boom UAV Using Numerical Method. *8th International Seminar on Aerospace Science and Technology*, 1-9.

Sugandi, T. S., Subrata, S. K., Nathan, Arifianto, O., & Mulyadi, M. A. (2018). Prediction of Static Stability in Tandem Wing Unmanned Aerial Vehicle . *Journal of Physics: Conf.*

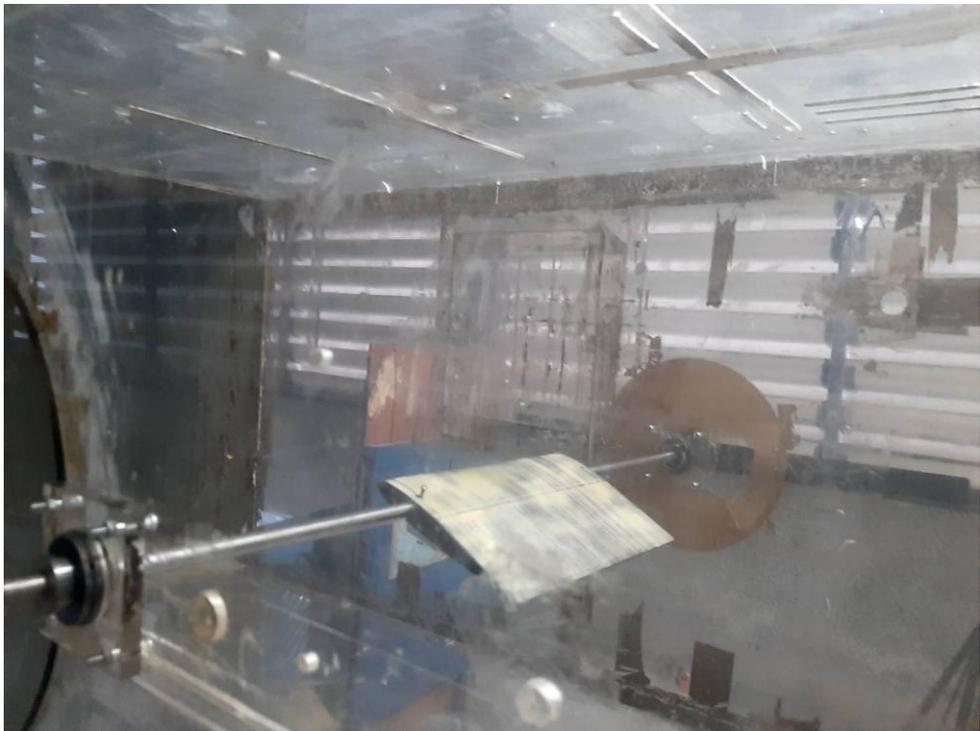
Wijiatmoko, G., & Kooshartoyo, M. (2018). Kajian Penentuan Incidence Angle Ekor Pesawat pada Y-Shaped Tail Aircraft. *Seminar Nasional Inovasi dan Aplikasi Teknologi di Industri 2018*, 312-317.

*Wikimedia Commons*. (2013, April 17). Retrieved from Wikimedia Commons:  
[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aircraft\\_static\\_longitudinal\\_stability.svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Aircraft_static_longitudinal_stability.svg)

## LAMPIRAN



Gambar 1 Alat ukur momen yang terpasang pada terowongan angin



Gambar 2 Pengujian menggunakan model validasi



Gambar 3 Pengujian model E pada terowongan angin



Gambar 4 Pengujian model P pada terowongan angin

## BIODATA



Penulis lahir di Tangerang pada tanggal 19 November 1999. Penulis menempuh pendidikan formal antara di TK Taranita Gading Serpong, SDK Penabur Bintaro Jaya (2006-2012), SMPK Penabur Bintaro Jaya (2012-2012), dan SMAK Penabur Bintaro Jaya (2015-2018). Setelah lulus dari SMA, penulis diterima di Departemen Teknik Mesin FTIRS ITS pada tahun 2018.

Selama berkuliah di Departemen Teknik Mesin FTIRS ITS, penulis aktif di beberapa kegiatan antara lain mengikuti kegiatan-kegiatan pada Keluarga Mahasiswa Katolik (KMK), UKM ITS Muaythai *Association* (IMA), dan Himpunan Mahasiswa Mesin (HMM). Selama menjadi anggota HMM, penulis sempat menjadi Kepala Biro Akademik HMM. Selain itu penulis juga pernah menjadi anggota Tim Riset UAV Bayucaraka ITS. Penulis pernah mengikuti 3 kejuaraan nasional pada Kontes Robot Terbang Indonesia (KRTI) pada tahun 2019-2021 dan pernah mengikuti lomba internasional pada Tubitak *International UAV Competition* di Turki. Selama menjadi anggota Tim Riset UAV Bayucaraka ITS, penulis pernah menjadi Ketua Divisi *Racing Plane* dan Ketua Tim Internasional Bayucaraka ITS.