

# Desain dan Analisis Numerik Performa Aerodinamika Pesawat Terbang *Radio Controlled* untuk Aeromodeling Taruna AAU

Bondhan Firmanto<sup>1</sup>, Sya'ban Tri Hernawan<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup> Program Studi Teknik Aeronautika Pertahanan, Akademi Angkatan Udara  
E-mail: bonduitbiz@aau.ac.id

**Abstrak** — Insan-insan dirgantara termasuk di dalamnya Taruna AAU dipandang perlu untuk mengenal kegiatan aeromodeling mulai dari tahap perencanaan, perancangan, pembuatan, sampai dengan penerbangan pesawat model. Selain menumbuhkan bibit-bibit air-minded atau wawasan dirgantara dalam diri Taruna AAU, kegiatan aeromodeling dapat menjadi wadah untuk berkreasi sekaligus menerapkan teori perancangan pesawat terbang yang telah dipelajari di kelas. Di sisi lain, Taruna AAU juga dapat menerapkan prinsip-prinsip aerodinamika dalam menentukan performa pesawat model yang akan dibuat. Pada penelitian ini akan tahap perancangan *Design Requirement and Objective*, *Conceptual Design*, dan *Preliminary Design* untuk mendapatkan *layout* awal dilanjutkan analisis aerodinamika untuk mengetahui performa aerodinamika sayap.

Analisi aerodinamika secara numerik menggunakan paket perangkat lunak ANSYS Student 2021R1. Domain komputasi dibuat dengan perangkat lunak ANSYS Design Modeler. Model 3D sayap menggunakan *airfoil NACA0012*. Mesh dibuat dengan perangkat lunak ANSYS Meshing. Simulasi menggunakan perangkat lunak ANSYS Fluent. Model turbulen yang digunakan adalah *x-omega SST* pada kondisi transient, incompressible, subsonic dan *sea level*. Simulasi dilakukan dengan variasi sudut serang, kecepatan aliran fluida. Analisis dititikberatkan pada performa aerodinamika  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_L/C_D$  dan visualisasi aliran.

Hasilpenelitiantelahdidapatkan *layout* konfigurasi, data *payload*, sayap, *wingloading*, *power loading*, *metode landing* dan *recovery*. Analisis aerodinamika menunjukkan koefisien *lift* tertinggi tercapai pada sudut serang  $10^\circ$  sebesar 0,000235, koefisien *drag* terendah tercapai pada sudut serang  $0^\circ$  sebesar 6,803. *Lift to darg ratio* tertinggi dicapai pada pada sudut serang  $10^\circ$  sebesar 2,216.

**Kata kunci:** perancangan, NACA0012, koefisien *lift*, koefisien *drag*, komputasi dinamika fluida.

**Abstract** — Aerospace personnel, including the AAU cadets, are deemed necessary to be familiar with aeromodeling activities from the planning, design, manufacture, to model airplane flights. In addition to cultivating air-minded seeds or aerospace insights in AAU cadets, aeromodeling activities can be a place to be creative and at the same time apply the theory of airplane design that has been learned in class. On the other hand, AAU cadets can also apply the principles of aerodynamics in determining the performance of the model aircraft to be made. In this study, the Design Requirements and Objective, Conceptual Design, and Preliminary Design stages will be carried out to obtain an initial layout followed by aerodynamic analysis to determine the aerodynamic performance of the wing.

Numerical aerodynamic analysis using the ANSYS Student 2021R1 software package. The compute domain was created with the ANSYS DesignModeler software. 3D model of the wing using the NACA0012 airfoil. The mesh is created with the ANSYS Meshing software. Simulation using ANSYS Fluent software. The turbulent model used is -omega SST at transient, incompressible, subsonic and sea level conditions. Simulations are carried out with variations in the angle of attack, fluid flow velocity. The analysis focuses on the aerodynamic performance of the  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_L/C_D$  and flow visualization.

The results of the study have obtained the configuration layout, payload data, wings, wing loading, power loading, landing and recovery methods. Aerodynamic analysis shows the highest lift coefficient is achieved at an angle of attack of  $10^\circ$  of 0.000235, the lowest coefficient of drag is reached at an angle of attack of  $0^\circ$  of 6.803. The highest lift to drag ratio is achieved at an angle of attack of  $10^\circ$  at 2,216.

**Keywords:** design, NACA0012, lift coefficient, drag coefficient, computational fluid dynamics.

## I. PENDAHULUAN

Kegiatan aeromodeling yang semula dilakukan sebagai hobi, kini berkembang menjadi olahraga dirgantara yang semakin maju dan banyak diminati masyarakat baik sipil maupun militer. Pesawat terbang model yang menjadi sarana kegiatan aeromodeling diketahui mengadopsi prinsip desain dan prinsip aerodinamika pesawat terbang. Pesawat terbang model tersebut dibuat melalui beberapa tahapan rancang bangun antara lain perencanaan, perancangan, pembuatan, sampai dengan penerbangan pesawat model. Tahap rancang bangun pesawat model ini sejalan dengan ilmu pengetahuan dasar perancangan pesawat terbang yang diterapkan pada proses perancangan dan produksi pesawat terbang. Namun, dalam tahap-tahap rancang bangun pada umumnya belum menerapkan analisis aerodinamika untuk menentukan performa aerodinamika sayap pesawat model.

Insan-insan dirgantara termasuk di dalamnya Taruna AAU dipandang perlu untuk mengenal kegiatan aeromodeling mulai dari tahap perencanaan, perancangan, pembuatan, sampai dengan penerbangan pesawat model. Selain menumbuhkan bibit-bibit air-minded atau wawasan dirgantara dalam diri Taruna AAU, kegiatan aeromodeling dapat menjadi wadah untuk berkreasi sekaligus menerapkan teori perancangan pesawat terbang yang telah dipelajari di kelas. Di sisi lain, Taruna AAU juga dapat menerapkan prinsip-prinsip aerodinamika dalam menentukan performa pesawat model yang akan dibuat.

Beberapa eksperimen dan studi numerik tentang perancangan pesawat tanpa awak dan performa aerodinamika sayap telah dilakukan oleh para peneliti sebelumnya. Program komputer untuk menentukan titik ordinat *airfoil* NACA telah dibuat menggunakan bahasa program ANSI FORTRAN 77 dengan kode NACA 4 digit  $pmxx$  ( $p$ , *camber* maksimum;  $m$ , lokasi *camber* maksimum;  $xx$ , prosentase ketebalan *airfoil*)

(Ladson et al. 1996). UAV Mohapotongo yang memiliki misi menjangkau wilayah terisolir telah dirancang dan dianalisis menggunakan perangkat lunak XFLR dan ANSYS (Ur Rahman et al. 2017). Pesawat tanpa awak untuk misi *surveillance* telah dirancang dengan memiliki *endurance* tinggi dan menerapkan konsep *renewable energy* (Ahsan Iqbal, Abdullah, and Sham Dol, 2013). Penelitian numerik pada *airfoil* simetris NACA0018 juga telah dilakukan dan disimpulkan bahwa aliran fluida akan cenderung bergerak dan menghasilkan distribusi tekanan yang seimbang pada kedua sisi kurvatur *airfoil* simetris hingga terbentuk *vortex* di sekitar *trailing edge* (Pawar et al. 2017). Pengaruh bentuk *airfoil* NACA4412 dan MH-60 dengan nilai *taper ratio* sayap 0,5, 0,75, dan 1 telah diteliti secara numerik menggunakan perangkat lunak ANSYS (Nugroho, Bramantya, and Setiawan, 2019). Hasil penelitian menunjukkan bahwa desain terbaik untuk misi *surveillance* adalah desain yang memiliki *lift to drag ratio* besar sehingga dipilih *airfoil* NACA 4415 dengan *taper ratio* 0,5 untuk desain sayap pesawat tanpa awak. Pendekatan rancang bangun, analisis, dan uji terbang sebuah pesawat terbang model telah dilakukan secara sistematis menggunakan perangkat lunak CATIA V5R18 dan XFLR-5 selanjutnya divalidasi menggunakan ANSYS Fluent 15 (Hegde, Nayak, and Chavan, 2014)

Mengacu latar belakang tersebut, penulis akan menerapkan dua dari empat bidang aeronautika yang mendasari perancangan pesawat terbang antara lain aerodinamika dan propulsi pada penelitian yang berjudul Desain dan Analisis Numerik Performa Aerodinamika Pesawat Terbang *Radio Controlled* Untuk Aeromodeling Taruna AAU. Tahap perancangan yang dilakukan antara lain *Design Requirement and Objective*, *Conceptual Design*, dan *Preliminary Design*. Penampang sayap pesawat model berbentuk *airfoil* simetris NACA0012. Performa aerodinamika sayap berupa koefisien *lift*, koefisien *drag* dan *lift to drag ratio* akan dianalisis menggunakan

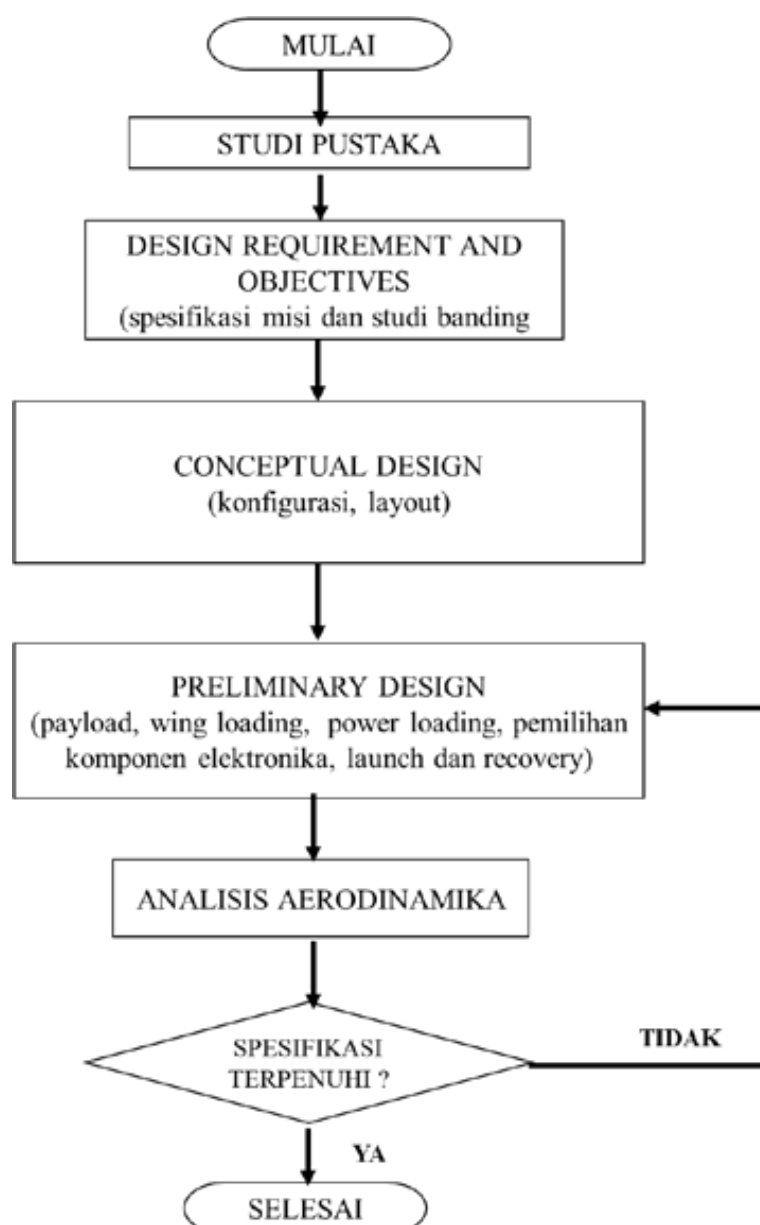
perangkat lunak *ANSYS Student 2021R1* pada kondisi operasional *transient, incompressible, subsonic*, dan *sea level*.

Tujuan penelitian ini antara lain mendapatkan desain pesawat terbang radio controlled yang cocok digunakan untuk aeromodeling

Taruna AAU sebagai pemula dan mengetahui performa aerodinamika pesawat terbang radio controlled yang didesain untuk aeromodeling Taruna AAU.

## 2. METODE PENELITIAN

Tahap penelitian secara ringkas ditunjukkan dalam diagram alir penelitian pada Gambar 1.



Gambar 1 Diagram Alir Penelitian

Tahap perancangan pesawat dilakukan sebagai berikut:

a. *Design Requirements and Objectives* (DRO).

Langkah 1 adalah menganalisis spesifikasi misi dan mendata payload. Langkah 2 adalah melakukan studi banding dengan pesawat terbang sejenis.

b. *Conceptual Design*.

Langkah 3 adalah memilih tipe konfigurasi pesawat terbang yang akan dirancang. Langkah 4 adalah membuat *lay out* awal pesawat terbang antara lain geometri *wing*, *fuselage*, dan *empennage*.

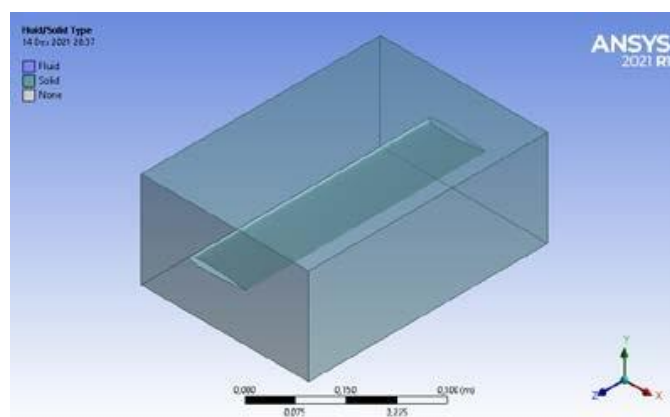
c. *Preliminary Design*.

Langkah 5 adalah menentukan berat pesawat terbang. Langkah 6 adalah menentukan *wing loading* dan *power loading*. Langkah 7 adalah menentukan pemilihan komponen elektronika. Langkah 8 adalah menentukan metode *launch* dan *recovery*

Analisis numerik menggunakan perangkat lunak ANSYS Student 2021R1 yang mengintegrasikan beberapa perangkat lunak antara lain : ANSYS Workbench, Design Modeller, Space Claim, Meshing, Fluent dan CFD-Post. Tahap komputasi dinamika fluida yang dilakukan antara lain *preprocessing*, *solving* dan *postprocessing*.

Domain komputasi merupakan domain translasi berupa domain solid dan domain fluida. Geometri CAD 3D berupa sayap dengan jenis *airfoil NACA0012*. Data koordinat

*airfoil* diperoleh dari website [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). Domain komputasi merupakan domain translasi yang ditunjukkan pada **Gambar 2**. *Technical drawing* digambar dengan menggunakan perangkat lunak *Space Claim*. *Mesh* yang digunakan adalah *hexahedral* dibentuk menggunakan perangkat lunak *Meshing*.

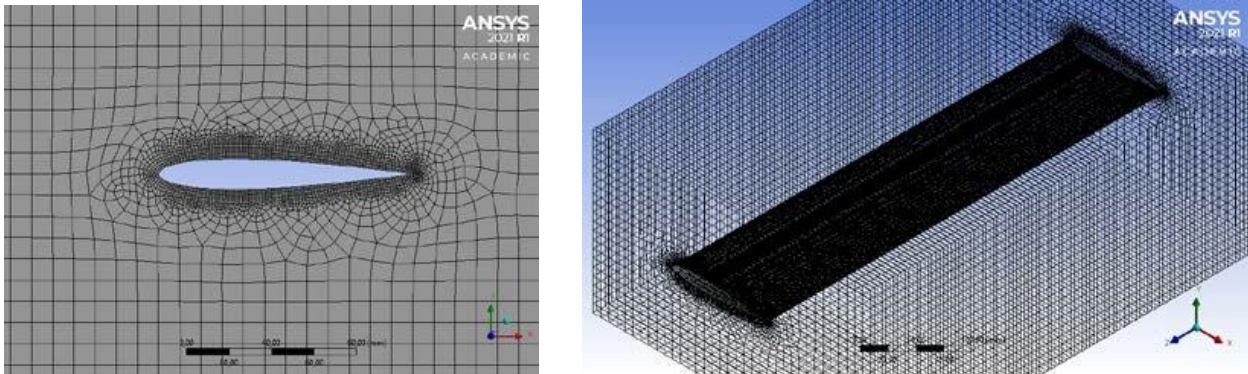


Gambar 2. Domain komputasi. *Image used courtesy of ANSYS, Inc*



Mesh dapat diamati pada **Gambar 3**. *Boundary condition* diatur dengan mendefinisikan *inlet*, *outlet*, *symmetry* dan *wall* pada domain

komputasi atau *enclosure*. Pengaturan *solver* dapat dilihat pada **Tabel 1**.



Gambar 3. Hasil *meshing*. Image used courtesy of ANSYS, Inc.

Tabel 1 Rangkuman Pengaturan *Solver*.

<b>Launcher</b>	3D, Double Precision dan Display Mesh After Reading	
	Solver Type	Pressure- Based
<b>General</b>	Time	Transient
	Gravity	Y component = $-9,81 \text{ m/s}^2$
<b>Model</b>	Viscous Model	k-omega SST (2 equations)
<b>Material</b>	Fluid	Air
	Inlet	velocity -inlet (Magnitude And Direction)
		Sesuai variasi kecepatan dan sudut serang (m/s dan °)
<b>Boundary Condition</b>	Outlet	pressure- outlet gauge-pressure 0 Pa
	Symmetry	Symmetry
	Wall	No-slip condition Model sayap dan dinding domain fluida
<b>Report Definition</b>	Lift coefficient dan drag coefficient	
<b>Residual</b>	Absolute criteria	0,00001
	Standard	Compute From inlet
<b>Solution Initialization</b>	Reference Frame	Relative to Cell Zone
	Parameter	Number of Time Step 100
<b>Time Advancement</b>		Time Step Size 0,1 s Max Iteration/Time Step 20

Simulasi dilakukan dengan memeriksa grafik residual dan plot iterasi koefisien *lift*. Setelah iterasi selesai, dilakukan pemeriksaan konservasi massa pada hasil simulasi *Fluent* untuk memastikan sistem bekerja secara konservatif.

Analisis data dititikberatkan pada pengaruh variabel bebas terhadap variabel terikat secara kualitatif dan kuantitatif. Adapun analisis kualitatif dan kuantitatif dilakukan secara simultan dengan menganalisis tahap perancangan dan karakteristik aerodinamika sayap pesawat model melalui pengamatan

terhadap grafik dan gambar yang diperoleh pada tahap *postprocessing*. Performa aerodinamika yang dianalisis antara lain koefisien *lift*, koefisien *drag* dan *lift to drag ratio*. Nilai gaya *lift* dan gaya *drag* menjadi acuan menghitung koefisien *lift*, koefisien *drag* dan *lift to drag ratio*. Pengolahan data menggunakan perangkat lunak *Microsoft Office*. Adapun analisis kualitatif dilakukan terhadap karakter aliran fluida di sekitar permukaan sayap melalui pengamatan pada kontur tekanan dan kecepatan.

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 3.1 Design Requirement and Objective (DRO)

Pada tahap DRO diperoleh data tentang fungsi dan misi pesawat, serta studi banding dengan pesawat sejenis, sebagai berikut:

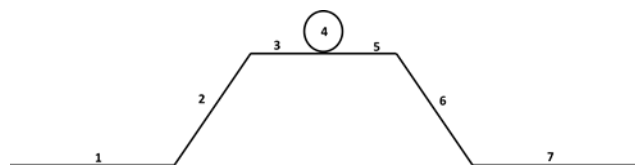
##### 3.1.1 Fungsi dan Misi Pesawat

Pesawat terbang radio controlled yang dirancang merupakan small UAV untuk kegiatan hobi dan edukasi bagi pemula sehingga harus memiliki berat total kurang dari 7 kg (CASR part 107.2). Diperlukan konfigurasi yang aman, mudah dibuat, mudah dikendalikan, mampu terbang dengan kecepatan rendah, memiliki pengaturan tenaga dorong dan bidang kemudi utama antara lain kemudi guling, kemudi arah, dan kemudi tinggi. Motor listrik sebagai pemutar propeler dipasang pada bagian belakang sayap sebagai pusher agar tidak mudah rusak ketika pesawat terbang terjatuh. Metode take off menggunakan hand launch, sedangkan metode landing adalah belly. Pesawat terbang radio controlled yang dibuat memiliki misi dan profil terbang sebagai berikut:

a. Spesifikasi misi. Pesawat terbang model yang dirancang pada penelitian ini memiliki spesifikasi misi sebagai berikut:

1. Ketinggian maksimum : 20 m
2. Range : 100 m
3. Maksimum speed : 30 km/jam

b. Profil terbang. Pesawat terbang model yang dirancang pada penelitian ini memiliki profil terbang sebagai berikut:



Gambar 4 Profil terbang pesawat model

Keterangan gambar:

1. take off
  2. climbing
  3. cruise
  4. loitering
  5. cruise back
  6. descending
  7. landing
- c. Komponen elektronik. Pesawat terbang model akan membawa komponen elektronik antara lain motor, ESC, servo, baterai, dan receiver.

### 3.1.2 Pesawat Pemanding

Konfigurasi awal pesawat yang dirancang dapat diperkirakan dengan melakukan studi pembandingan. Dasar pemilihan pesawat pembandingan adalah kesamaan misi dan

konfigurasi. Beberapa pesawat yang dijadikan pembandingan antara lain:

1. Pesawat Mermaid
2. Pesawat Sky Surfer.
3. Pesawat Sky Walker.

## 3.2 Conceptual Design

Pada tahap *conceptual design* dibuat konsep tentang konfigurasi dan lay out awal pesawat terbang sebagai berikut:

akan memudahkan pada saat landing dengan metode belly. Fuselage berbentuk kotak akan lebih stabil dan kuat.

### 3.2.1 Perencanaan Sayap

Sayap ditempatkan pada posisi high wing karena posisi ini dapat menghasilkan kestabilan longitudinal dan menghasilkan *lift* yang lebih tinggi daripada posisi sayap lainnya. Sayap pada posisi ini relatif aman pada saat take off dengan metode hand launch dan landing dengan metode *belly* karena terdapat jarak yang cukup jauh antara sayap dengan permukaan bawah fuselage.

### 3.2.3 Perencanaan Lokasi Motor

Motor direncanakan akan ditempatkan pada bagian belakang sayap di bagian atas fuselage sehingga poros output propeler menghadap ke belakang yang biasa disebut pusher. Motor akan lebih terlindungi sehingga lebih aman bagi operator dan tidak mudah rusak pada saat pesawat terjatuh atau landing dengan kasar.

Bentuk sayap adalah segiempat lurus (rectangular straight wing) dengan nilai taper ratio = 1 untuk mengoptimalkan gaya angkat yang dihasilkan dan mengurangi terbentuknya vortex pada wing tips.

### 3.2.4 Perencanaan Empennage

Konfigurasi *empennage* dirancang menggunakan model konvensional yang terdiri dari elevator dan 1 bilah rudder untuk mempermudah pembuatan dan edukasi tentang bidang kemudi utama pesawat. Elevator dirancang memiliki penampang airfoil NACA0012 untuk mendukung aerodinamika pesawat. Elevator ditempatkan pada bagian empennage di bawah chord line airfoil sayap.

Penampang sayap menggunakan *airfoil* NACA0012 yang memiliki permukaan simetris pada bagian atas dan bawah sayap sehingga mudah dibentuk. *Airfoil* simetris cocok untuk terbang pelan, aerobatik, maupun terbalik.

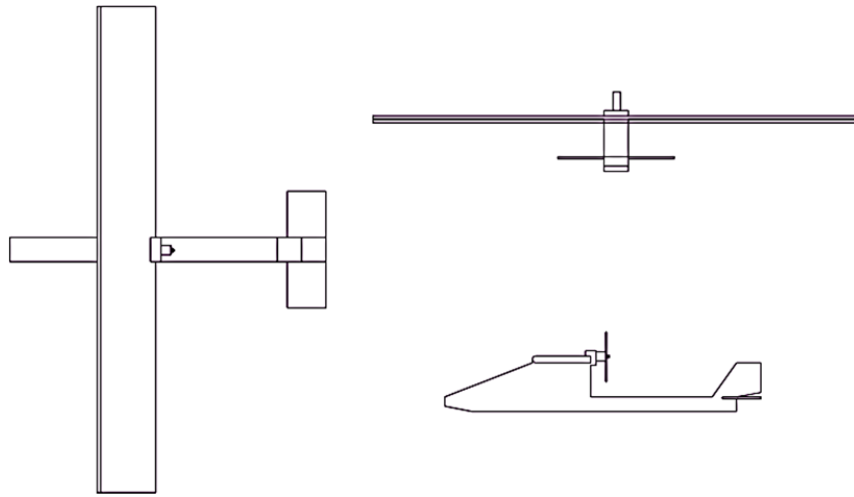
### 3.2.2 Perencanaan Fuselage

Fuselage dirancang berbentuk kotak sehingga mudah dibuat. Komponen elektronika dapat ditempatkan sedemikian rupa pada ruangan di dalam fuselage. Bentuk kotak

### 3.2.5 Lay Out Awal Pesawat

Berdasarkan *DRO* dan *Conceptual Design*, diperoleh gambaran kasar bentuk pesawat yang dirancang seperti ditunjukkan pada **Gambar 5**.





Gambar 5 Rancangan bentuk pesawat. *Image used courtesy of ANSYS, Inc.*

### 3.3 Preliminary Design

Preliminary design meliputi perencanaan *payload*, *wing loading*, *power loading*, pemilihan komponen elektronika, dan metode *launch* dan *recovery*.

#### 3.3.1 Perencanaan Payload

Payload pesawat terbang model diasumsikan bernilai tetap karena pesawat dirancang menggunakan motor listrik. Pemakaian motor listrik tidak membutuhkan bahan bakar minyak sehingga berat komponen elektronika dan berat bahan lainnya diasumsikan bernilai tetap. Adapun payload yang dibawa pesawat terbang antara lain:

a. Motor listrik sebanyak 1 set	
50 gram	
b. Propeler 6 x 4 sebanyak 1 buah	5 gram
c. ESC 40A sebanyak 1 buah	40 gram
d. Baterai Li Ion 1 buah	200 gram
e. Servo sebanyak 4 buah	40 gram
f. Receiver sebanyak 1 buah	10 gram
g. Kabel dan konektor sebanyak	20 gram
h. Lem perekat	100 gram
i. Connecting rod	10 gram
j. Polyfoam	300 gram
Total payload	775 gram

#### 3.3.2 Perencanaan Power Loading

*Power loading* merupakan perbandingan antara daya (power) mesin pendorong pesawat terhadap berat pesawat. Semakin besar *power loading* maka pesawat akan lebih mudah dikendalikan, tidak mudah terbawa angin, dan memiliki kecepatan yang tinggi. Perancangan pesawat model pada penelitian ini akan menggunakan nilai *power loading* 170 Watt/kg yang sesuai dengan kategori pesawat model untuk trainer.

#### 3.3.3 Perencanaan Wing Loading

*Wing loading* merupakan perbandingan antara berat pesawat dengan luas sayap pesawat. Semakin luas sayap pesawat dan semakin ringan pesawat maka *wing loading* akan semakin kecil. *Wing loading* yang kecil memberikan performa terbang yang lebih baik dan umumnya berkecepatan rendah. Pada perancangan ini digunakan nilai *wing loading* 4,5 kg/m<sup>2</sup>.

#### 3.3.4 Pemilihan Motor

Setelah diketahui berat pesawat yang dirancang dan diketahui *power loading*, maka dapat dihitung daya (power) dari motor yang

dibutuhkan untuk menggerakkan pesawat dengan cara mengalikan total payload dan power loading sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \text{Daya} &= \text{total payload} \times \text{power loading} \\ \text{Daya} &= 775 \text{ gram} \times 170 \text{ Watt/kg} \\ \text{Daya} &= 131,75 \text{ Watt} \end{aligned}$$

### 3.3.5 Pemilihan Baterai

Baterai memiliki 3 spesifikasi umum antara lain jumlah sel (S), discharge (C), dan kapasitas (mAh). Ketiga spesifikasi digunakan untuk menghitung daya baterai. Daya baterai yang dipilih harus lebih besar daripada daya yang dibutuhkan oleh motor. Nilai ampere baterai harus lebih besar daripada nilai ampere yang dibutuhkan oleh motor karena apabila nilainya lebih kecil maka baterai akan cepat panas dan rusak. Daya baterai dihitung dengan mengalikan voltase baterai dan arus listriknya. Pada perancangan ini digunakan baterai dengan spesifikasi 3S, 20C, dan 2200mAh karena mampu menghasilkan daya baterai sebesar 488,8 Watt yang lebih besar daripada daya yang dibutuhkan oleh motor.

### 3.3.6 Pemilihan ESC

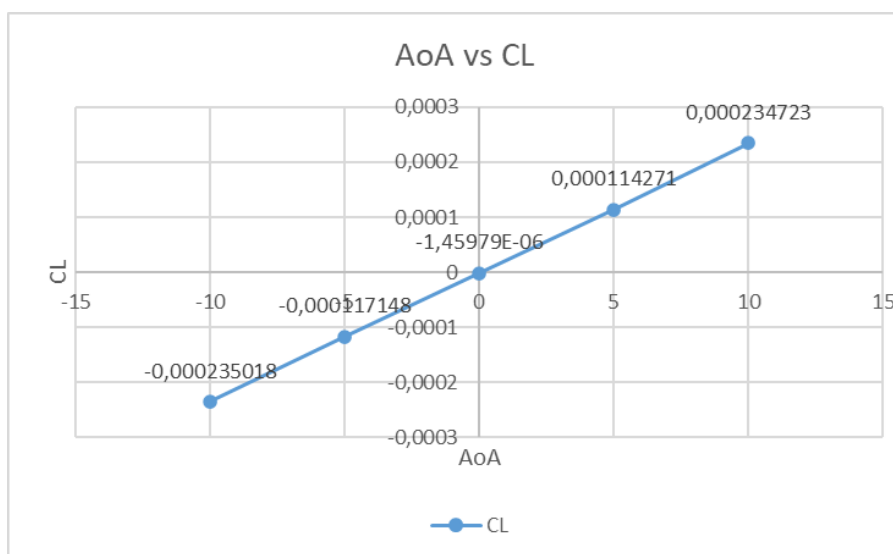
Hal paling penting dalam pemilihan ESC adalah nilai maksimum ampere pada ESC. Nilai maksimum ampere pada ESC harus lebih besar daripada nilai ampere pada motor yang dipakai. Apabila nilai tersebut lebih rendah, maka ESC akan mudah panas dan terbakar. Nilai ESC dapat diperkirakan dengan memperkirakan arus yang bekerja pada motor pada kondisi normal dengan cara membagi daya motor dengan voltase baterai. Pada perancangan ini diperoleh nilai arua sebesar 11,56 A sehingga dapat digunakan ESC 30 A atau yang lebih besar.

### 3.3.7 Pemilihan Metode Launch dan Recovery

Metode launch yang digunakan adalah hand launch, sedangkan metode recovery atau landing yang dipilih adalah belly. Kedua metode ini dipilih karena pesawat yang dirancang tergolong ringan dan lebih efektif tanpa membutuhkan landasan pacu

## 3.4 Karakteristik Koefisien Lift ( $C_L$ ) terhadap Sudut Serang ( $AoA$ )

Data koefisien lift terhadap variasi sudut serang ditunjukkan pada **Gambar 6**.



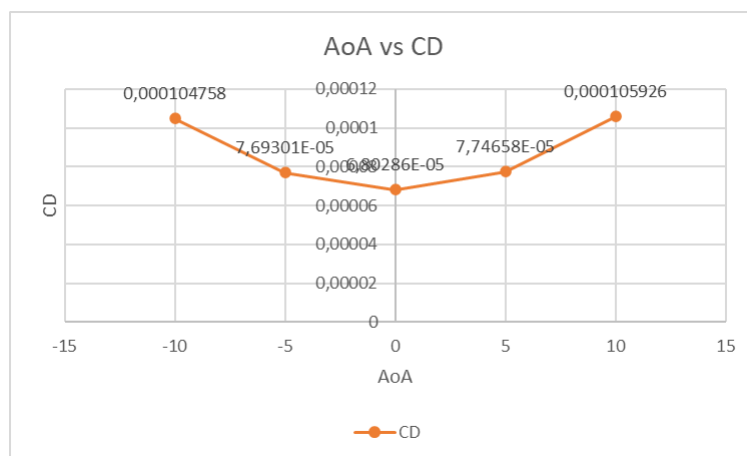
Gambar 6 Performa koefisien lift pada kecepatan 8,33 m/s

Gambar 6 menunjukkan perubahan nilai koefisien *lift* terjadi secara proporsional terhadap variasi sudut serang. Koefisien *lift* tertinggi dicapai pada saat sudut serang  $+10^\circ$  dan nilai terendah pada sudut serang  $-10^\circ$ . Negative *lift* telah terjadi pada sudut serang  $-0^\circ$ , menunjukkan tidak ada gaya *lift* bekerja pada sayap karena gaya *lift* telah bernilai negatif dan berubah menjadi *down force*. Pada sudut serang yang sama, semakin tinggi kecepatan akan menghasilkan koefisien *lift* yang semakin tinggi.

Pada sudut serang positif, komponen gaya normal pada bagian *lower surface* akan bertambah sehingga menjadi lebih besar daripada komponen gaya normal pada *upper surface*. Kondisi ini disebabkan oleh aliran fluida freestream menabrak stagnation point pada area *lower surface*. Selain itu, area yang ditabrak aliran fluida freestream pada *lower surface* lebih luas daripada area pada *upper surface*. Pada kondisi ini, sayap akan cenderung bergerak ke arah *upper surface* atau terangkat dan koefisien *lift* meningkat.

### 3.5. Karakteristik Koefisien Drag ( $C_D$ ) terhadap Sudut Serang (AoA)

Data koefisien *lift* terhadap variasi sudut serang ditunjukkan pada Gambar 7.



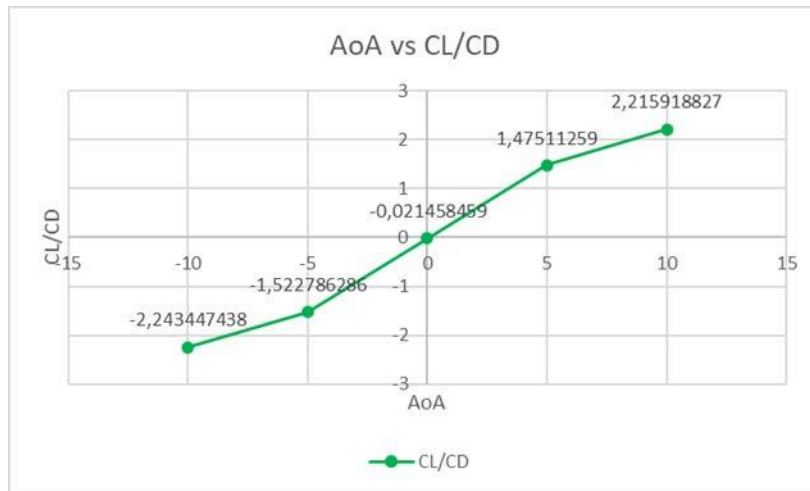
Gambar 7 Performa koefisien drag pada kecepatan 8,33 m/s

Gambar 7 menunjukkan grafik perubahan nilai koefisien drag terhadap sudut serang yang menyerupai huruf U. Sudut serang semakin mendekati  $0^\circ$ , maka nilai koefisien drag semakin rendah. Sudut serang semakin menjauhi  $0^\circ$ , maka nilai koefisien drag semakin tinggi. Koefisien drag terendah dicapai pada sudut serang  $0^\circ$ . Pada penelitian ini koefisien drag tertinggi dicapai pada sudut serang  $10^\circ$ . Komponen gaya normal terhadap aliran fluida berpotensi menambah induced drag karena adanya gaya *lift* yang terbentuk. Selain itu, komponen gaya normal dapat mempengaruhi nilai static pressure pada permukaan sayap.

Pada sudut serang  $0^\circ$ , terjadi gaya drag minimum disebabkan oleh pressure drag minimum dan skin friction drag maksimum sebab hampir seluruh permukaan sayap terpapar oleh komponen gaya searah fluida. Pada sudut serang positif maupun negatif menjauhi sudut serang  $0^\circ$ , gaya drag mengalami peningkatan akibat terjadi peningkatan pressure drag. Namun, *skin friction drag* akan mengalami penurunan karena berkurangnya gesekan antara fluida dan permukaan sayap.

### 3.6 Karakteristik Lift to Drag Ratio ( $C_L/C_D$ ) Terhadap Sudut Serang ( $AoA$ )

Data *lift to drag ratio* terhadap variasi sudut serang ditunjukkan pada **Gambar 8**.



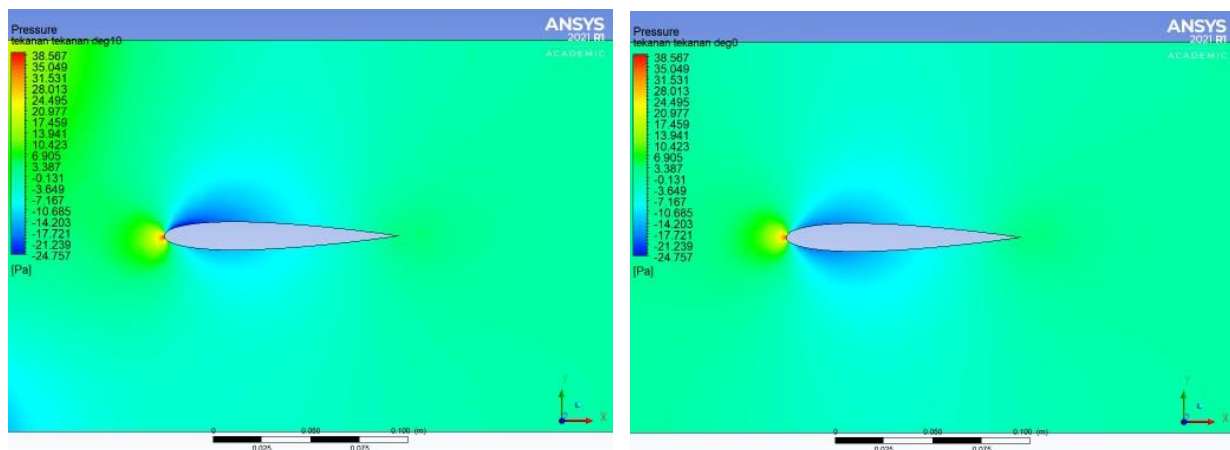
Gambar 8 Performa *lift to drag ratio* pada kecepatan 8,33 m/s

Gambar 8 menunjukkan perubahan nilai *lift to drag ratio* terhadap sudut serang. Nilai *lift to drag ratio* dipengaruhi oleh nilai koefisien lift dan nilai koefisien drag. *Lift to drag ratio* bernilai negatif pada sudut serang  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ , dan  $0^\circ$  karena terjadi negative lift. Namun,

*lift to drag ratio* bernilai positif pada sudut serang  $5^\circ$  dan  $10^\circ$ . Nilai *lift to drag ratio* merupakan efisiensi aerodinamika sayap yang dipengaruhi oleh nilai koefisien lift dan drag pada sayap tersebut.

### 3.7. Distribusi Tekanan

Distribusi tekanan aliran fluida di sekitar sayap ditunjukkan oleh kontur tekanan pada **Gambar 9**.



Gambar 9 Kontur tekanan aliran fluida pada kecepatan 8,33 m/s

Gambar 9 menunjukkan distribusi tekanan aliran fluida di sekitar sayap. Pada *stagnation point* didominasi warna jingga karena nilai tekanan yang tinggi (*pressure surface*) akibat aliran fluida menabrak permukaan sayap. Namun, *suction surface* didominasi warna biru karena memiliki nilai tekanan yang rendah. *Suction surface* berada pada sisi yang berlawanan dengan *pressure surface*. Pada kasus sudut serang  $0^\circ$  dan sudut serang positif, gradasi warna kontur yang signifikan dari jingga, kuning, hijau, biru kemudian berubah kembali menjadi hijau, kuning dan jingga sampai ke daerah *trailing edge* terjadi

pada stagnation point menuju *upper surface*.

Pada *airfoil* simetris belum terbentuk gaya lift karena terjadi distribusi tekanan yang simetris pada kedua kurvatur permukaan. Apabila tekanan lower surface lebih tinggi (*pressure surface*) daripada *upper surface* (*suction surface*) maka akan terbentuk gaya lift dan timbul kecenderungan *suction surface* akan menghisap sayap atau *airfoil* ke arahnya. Pada sudut serang positif dan  $0^\circ$ , semakin tinggi sudut serang dan kecepatan maka gaya lift akan semakin besar sampai dengan nilai maksimumnya.

#### 4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian yang telah dilakukan, dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

4.1 Didapatkan perancangan pesawat terbang radio controlled yang memiliki profil terbang take off, climbing, cruise, loitering, cruise back, descending, dan landing sebagai berikut:

1. Ketinggian maksimum : 20 m
2. Range : 100 m
3. Maksimum speed : 30 km/jam
4. Total payload : 775 gram
5. Power loading : 170 Watt/kg
6. Wing loading : 4,5 kg/m<sup>2</sup>
7. Daya motor : 131,75 Watt
8. Daya baterai : 488,8 Watt  
(3S, 20C, dan 2200mAh)
9. ESC : 30 A
10. Launch dan Recovery: Hand launch dan belly

4.2 Performa aerodinamika sayap NACA0012 adalah koefisien lift tertinggi tercapai pada sudut serang  $10^\circ$  sebesar 0,000235, koefisien drag terendah tercapai pada sudut serang  $0^\circ$  sebesar 6,803. Lift to drag ratio tertinggi dicapai pada sudut serang  $10^\circ$  sebesar 2,216.

4.3 Rekomendasi untuk penelitian lebih lanjut antara lain : melakukan penelitian eksperimen terowongan angin terhadap model sayap sesuai dengan kondisi operasional yang telah disimulasikan dan melakukan simulasi pada ketinggian di atas *sea level* atau lebih mendekati kondisi terbang aeromodeling sebenarnya.

#### 5. DAFTAR PUSTAKA

- Ahsan Iqbal, M., Abdullah, A. Q., & Sham Dol, S. (n.d.). Design of self-powered surveillance RC aircraft.
- Anderson, J. (1995). Computational Fluid Dynamics The Basic with Applications. In McGraw Hill (Vol. 332, Issue 7555, p. 1456.2). McGraw Hill.
- Anderson, J. D. (2017). Fundamentals of Aerodynamics, Sixth Edition. In Fundamentals of Aerodynamics.
- Bangash, Z. A., Sanchez, R. P., Ahmed, A., & Khan, M. J. (2006). Aerodynamics of formation flight. Journal of Aircraft, 43(4), 907-912. <https://doi.org/10.2514/1.13872>
- Bramantya, A., & Ginting, R. (n.d.). Study of Effect of 4-Digit NACA Variation on Airfoil Performance using Computation Fluid Dynamic.



- Çengel, Y. A., & Cimbala, J. M. (2018). Fluid Mechanics A Fundamental Approach. In Fluid Dyanmics.
- Eid, S. E., & Dol, S. S. (n.d.). Design and Development of Lightweight-High Endurance Unmanned Aerial Vehicle for Offshore Search and Rescue Operation.
- Ferziger, J. H., & Peric, M. (2002). Computational Methods for Fluid Dynamics, Third Edition. Springer.
- Hegde, S. S., Nayak, S., & Chavan, N. (n.d.). A Systematic Approach for Designing, Analyzing and Building a Model RC Plane. [www.ijert.org](http://www.ijert.org)
- Hoffmann, K. A., & Chiang, S. T. (2000). Computational Fluid Dynamics, Volume I, Fourth Edition: Vol. I (Fourth). Engineering Education System. <https://doi.org/10.4324/9781315608259-2>
- Institute of Electrical and Electronics Engineers. (n.d.). 2019 8th International Conference on Modeling Simulation and Applied Optimization (ICMSAO).
- Kundu, A. K. (2010). Aircraft Design. In Cambridge.
- Lee, S. H., & Han, Y. O. (2020). Experimental Investigation of High-Angle-of-Attack Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio Rectangular Wings Configured with NACA0012 Airfoil Section. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 21(2), 303-314. <https://doi.org/10.1007/s42405-019-00215-z>
- Nugroho, G., Bramantya, A., & Setiawan, B. (n.d.). Simulasi Pengaruh Airfoil NACA 4412 dan MH60 Dengan Variasi Taper Ratio Terhadap CL dan CD Pesawat Tanpa Awak Untuk Misi Surveillance.
- Nugroho, G., Bramantya, A., Setiawan, B., & Wiratama, C. (n.d.). CFD Simulation of the End-plate Effect on the Elang Caraka Unmanned Aerial Vehicle (UAV).
- Pawar, M., Sonara, Z., & Patel, C. S. (2017). EXPERIMENTAL ANALYSIS OF FLOW OVER SYMMETRICAL AEROFOIL (Issue 3).
- Raymer, D. (2018). Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition. <https://doi.org/10.2514/4.104909>
- Ur Rahman, R., Hasnain, M., Nayeem, K., Hossain, M., Hossain, R., & Rabby, F. (2017). Design and performance analysis of unmanned aerial vehicle (UAV) to deliver aid to the remote area. In *International Conference on Mechanical, Industrial and Materials Engineering (Vol. 2017)*.