

# ANALISA PENGARUH PENAMBAHAN WING ASPECT RATIO TERHADAP PERFORMANCE PESAWAT TERBANG TANPA AWAK MALE DENGAN SIMULASI CFD ANSYS

Sony Liston<sup>1</sup>, Abdul Malik Made<sup>2</sup>, Probo Hamadri Utama<sup>3</sup>

<sup>\*1,2,3</sup>Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Batam,  
Jl Abulyatma No. 05, Batam Centre, Batam, 29464 Indonesia

## Abstrak

Kebutuhan dan perkembangan dalam dunia dirgantara pada pesawat tanpa awak dewasa ini terus meningkat. Dalam beberapa tahun ini pengembangan pesawat terbang tanpa awak jenis *Medium Altitude Long Endurance* (MALE), yang bertujuan untuk melakukan misi *Intelligent Surveillance Reconnaissance* (ISR) atau misi pengintaian dan pengawasan pada daerah perbatasan dari jarak jauh. Penulis melakukan penelitian variasi *planform* sayap pesawat terbang tanpa awak jenis *Medium Altitude Long Endurance* (MALE), yang bertujuan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika pada variasi *planform* sayap, guna menambah *endurance* dan *range* pesawat terbang tanpa awak jenis *Medium Altitude Long Endurance* (MALE). Untuk mendapatkan karakteristik aerodinamika pesawat terbang tanpa awak jenis *Medium Altitude Long Endurance* (MALE), penulis menggunakan *software Computational Fluid Dynamic ANSYS Fluent* dan metode perhitungan *range* dan *endurance*, dimana mengasumsikan kondisi terbang pada 16,000 kaki. Hasil kesimpulan penelitian ini menunjukkan bahwa, pada usulan *planform wing aspect ratio* 30 adalah konfigurasi usulan yang mengalami kenaikan yang tertinggi dengan kenaikan konstan altitude endurance sebesar 0.66 jam atau 2.9 %, kenaikan konstan speed endurance sebesar 0.65 jam atau 2.9 % dan kenaikan range 152.45 Km atau 2.9 %.

**Kata Kunci:** Pesawat Terbang Tanpa Awak MALE, Planform, Computational Fluid Dynamic, Range dan Endurance

## Abstract

The demand and development in the aerospace sector for unmanned aerial vehicles (UAVs) is continually increasing. In the last few years of development on Medium Altitude Long Endurance (MALE) UAVs, which aim to perform Intelligence Surveillance Reconnaissance (ISR) missions or reconnaissance and surveillance missions in border areas from a distance. The author conducted research on the variation of wing planform for Medium Altitude Long Endurance (MALE) UAVs to determine the aerodynamic characteristics of different wing planform variations, aiming to increase the endurance and range of the MALE UAVs. To obtain the aerodynamic characteristics of the Medium Altitude Long Endurance (MALE) UAV, the author used Computational Fluid Dynamics (CFD) software ANSYS Fluent and methods for calculating range and endurance, assuming flight conditions at 16,000 feet. The conclusions of this research show that the proposed wing planform with an aspect ratio of 30 is the configuration with the highest increase, with a constant altitude endurance increase of 0.66 hours or 2.9%, a constant speed endurance increase of 0.65 hours or 2.9%, and a range increase of 152.45 km or 2.9%.

**Keywords:** MALE UAV, Planform, Computational Fluid Dynamics, Range and Endurance

## 1. Pendahuluan

Pesawat tanpa awak atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), merupakan jenis pesawat terbang yang dikendalikan alat sistem kendali jarak jauh lewat gelombang radio. UAV merupakan sistem tanpa awak (*Unmanned System*) yaitu sistem berbasis elektro mekanik yang dapat melakukan misi-misi terprogram dengan karakteristik sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri, menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya sendiri, bisa digunakan kembali dan mampu membawa muatan baik senjata maupun muatan lainnya (Hardy, 2018)

Dalam beberapa tahun ini pengembangan pesawat terbang tanpa awak jenis *Medium Altitude Long Endurance* (MALE), yang bertujuan untuk melakukan misi *Intelligent Surveillance Reconnaissance* (ISR) atau misi pengintaian dan pengawasan pada daerah perbatasan dari jarak jauh. Pesawat ini didesain untuk dapat terbang pada ketinggian 15,000 sampai 30,000 kaki dengan penerbangan 24-48 jam dengan kecepatan Mach 0.2 dan dipersenjatai dengan rudal dan roket. (Rajasa, 2019)

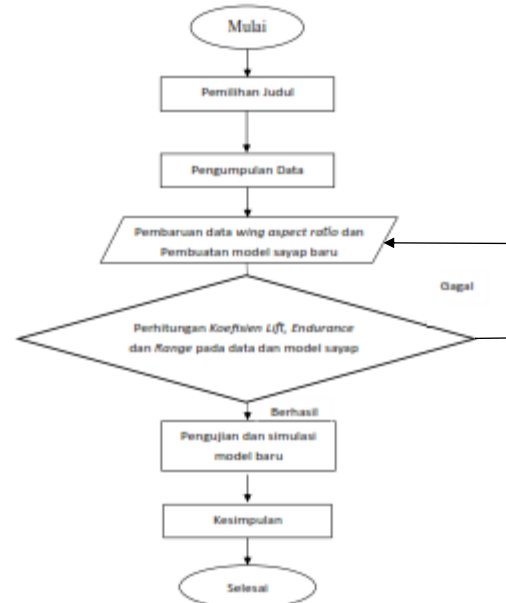
Table 1.1 Kemampuan terbang PTTA MALE

| Kemampuan terbang PTTA MALE |                          |
|-----------------------------|--------------------------|
| Ketinggian terbang          | 15.000-30.000 kaki       |
| Durasi terbang              | 24-48 jam                |
| Kecepatan (saat terbang)    | 0,2 mach (246,96 km/jam) |



Gambar 1.1 Pesawat Terbang Tanpa Awak RQ B1 Predator. [Naidu dan Adali 2014]

## 2. Metode Penelitian



Gambar 3.2 Diagram Alur Penelitian.

### 2.1. Data Aerodinamika PTTA MALE

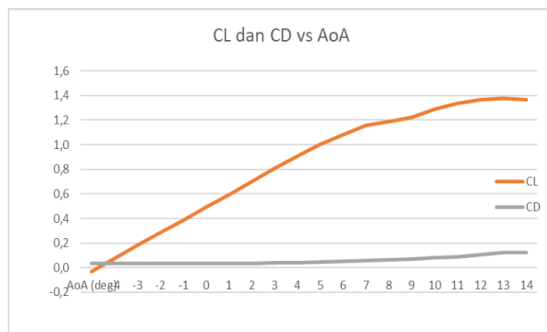
Data-data nilai CL dan CD terhadap variasi *angle of attack* ini merupakan hasil pengujian *wind tunnel* yang dilaksanakan oleh pihak PTDI. Data-data ini merupakan nilai *clean configuration* dimana saat pengujian *wind tunnel* PTTA MALE belum dilengkapi *landing gear*, kamera dan misil. Data-data nilai CL dan CD terhadap variasi *angle of attack* ditunjukkan pada Tabel 3.3 dan secara grafik ditunjukkan pada Gambar 3.3.

Tabel 3.3 Data CL dan CD terhadap variasi *angle of attack*

| Wing Tunnel |                |                |                                |
|-------------|----------------|----------------|--------------------------------|
| AoA (deg)   | C <sub>L</sub> | C <sub>D</sub> | C <sub>L</sub> /C <sub>D</sub> |
| -4          | -0.02990       | 0.03660        | -0.81694                       |
| -3          | 0.07710        | 0.03460        | 2.22832                        |
| -2          | 0.18200        | 0.03270        | 5.56575                        |
| -1          | 0.28360        | 0.03250        | 8.72615                        |
| 0           | 0.38780        | 0.03200        | 12.10780                       |
| 1           | 0.49140        | 0.03350        | 14.67710                       |
| 2           | 0.59270        | 0.03520        | 16.81300                       |
| 3           | 0.70000        | 0.03710        | 18.88320                       |
| 4           | 0.80870        | 0.03890        | 20.78580                       |
| 5           | 0.90860        | 0.04200        | 21.61460                       |
| 6           | 1.00510        | 0.04550        | 22.09450                       |
| 7           | 1.08270        | 0.05020        | 21.55420                       |
| 8           | 1.15520        | 0.05530        | 20.87980                       |

|    |         |         |          |
|----|---------|---------|----------|
| 9  | 1.18440 | 0.06360 | 18.62390 |
| 10 | 1.22270 | 0.07140 | 17.11940 |
| 11 | 1.28980 | 0.07970 | 16.17470 |
| 12 | 1.33770 | 0.09060 | 14.76680 |
| 13 | 1.36800 | 0.10360 | 13.13980 |
| 14 | 1.37630 | 0.12090 | 11.38750 |
| 15 | 1.36790 | 0.12460 | 10.98180 |

Pada tabel 3.5 memiliki  $C_{L0}$  dengan nilai 0.38780,  $C_{D\ min}$  dengan nilai 0.03200,  $C_L / C_{D\ max}$  dengan nilai 22.09450 pada AoA 6, dan  $C_{L\ max}$  dengan nilai 1.37630 pada AoA 14.



Gambar 3.3 Grafik CL dan CD terhadap variasi angle of attack dari data

## 2.2. Usulan planform variasi wing aspect ratio

Aspect ratio adalah perbandingan antara panjang sayap dengan lebar sayap. Pada penelitian ini aspect ratio yang dipilih untuk diuji terhadap ukuran asli adalah 25 dan 30. Berikut adalah tabel usulan planform:

Tabel 3.4 Tabel usulan planform untuk Aspect Ratio

| No | Geometri               | Sayap asli | Usulan 1 | Usulan 2 |
|----|------------------------|------------|----------|----------|
| 1  | Aspect Ratio           | 20         | 25       | 30       |
| 2  | Luas (m <sup>2</sup> ) | 12.8       | 12.8     | 12.8     |
| 3  | Span (m)               | 16         | 17.888   | 19.578   |
| 4  | L.E. Sweep (deg)       | 3.409      | 3.409    | 3.409    |
| 5  | Taper Ratio            | 0.403      | 0.403    | 0.403    |
| 6  | Chord root (m)         | 1.140      | 1.02     | 0.931    |
| 7  | Chord Tip (m)          | 0.460      | 0.411    | 0.376    |
| 8  | Twist (deg)            | 0          | 0        | 0        |
| 9  | Dihedral (deg)         | 0          | 0        | 0        |

## 2.3. Perbandingan karakteristiaerodinamika yang akan diuji

Berikut tabel perbandingan hasil yang akan diuji:

Tabel 3.5 Tabel perbandingan hasil yang akan diuji

| No. | Aspect ratio | $C_{L0}$ | $C_{L\ max}$ | $C_{D\ min}$ | $C_L / C_D$ |
|-----|--------------|----------|--------------|--------------|-------------|
| 1   | 20           | 0.38780  | 1.37630      | 0.03200      | 22.09450    |
| 2   | 25           |          |              |              |             |
| 3   | 30           |          |              |              |             |

## 2.4 Perhitungan Koefisien Lift (CL)

Menurut Anderson (2010), koefisien lift dapat dihitung dengan persamaan berikut:

$$\text{Koefisien lift} : C_L = \frac{L}{q S}$$

$$\text{Koefisien drag} : C_D = \frac{D}{q S}$$

## 2.5 Perhitungan Endurance dan Range

Perhitungan endurance dan range dengan acuan rumus endurance dan range dari buku Aircraft Performance: An Engineering Approach, M. H. Sadraey.

Untuk konstan altitude endurance:

$$E = \left( \frac{n_p}{C_p} \right) (\rho S)^{1/2} \left\{ \frac{(C_L)^{3/2}}{C_D} \right\} \{ (W_{end})^{-1/2} - (W_{initial})^{-1/2} \}$$

Untuk konstan speed endurance:

$$E = \left( \frac{n_p}{C_p} \right) \left( \frac{1}{V} \right) \left( \frac{C_L}{C_D} \right) \ln(W_{end} / (W_{initial})) .$$

Untuk range:

$$R = \frac{n_p}{C_p} X \frac{C_L}{C_D} X \ln \frac{W_{initial}}{W_{end}} \dots\dots\dots$$

Dimana:

$E$  = Endurance (km)

$R$  = Range atau jarak (km)

$\eta_p$  = Efficiency propeller

$C$  = Specific fuel consumption (lb/hph)

$\rho$  = Kerapatan Udara (kg/m<sup>3</sup>)

$V$  = Kecepatan (m/s)

$S$  = Luas Sayap (m<sup>2</sup>)

$C_L$  = Coefficient lift

$C_D$  = Coefficient Drag

$W_{\text{initial}}$  = Weight of aircraft at start cruise (N)

$W_{\text{end}}$  = Weight of aircraft at end cruise (N)

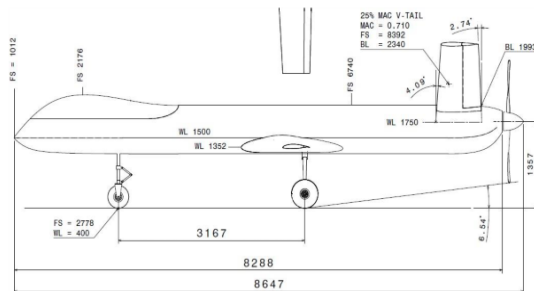
### 3. Hasil dan Pembahasan

#### 3.1. Data Penelitian

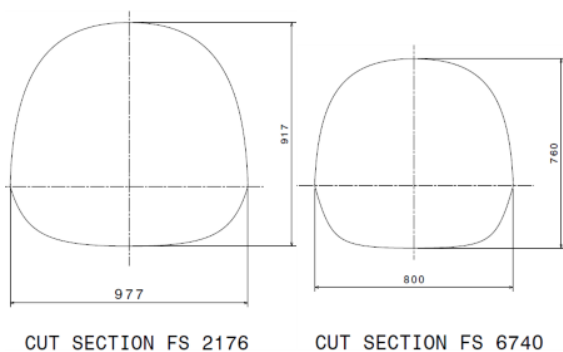
Data penelitian diambil dari penelitian sebelumnya, mulai dari geometri pesawat, kondisi batas, hingga pengaturan pada *software* ansys dalam proses simulasi.

##### 3.1.1. Data Geometri Pesawat

###### a. Geometri Fuselage



Gambar 3.1 Geometri Fuselage.



Gambar 3.2 Bentuk Profil Fuselage.

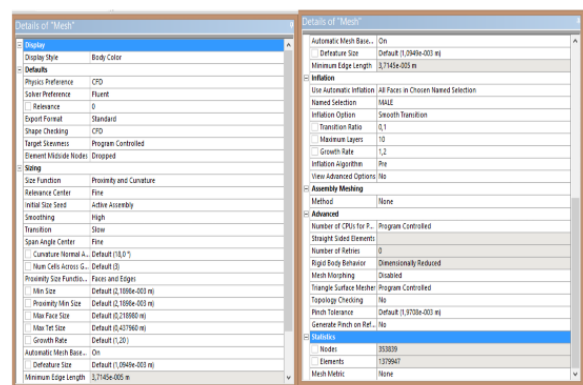
#### 3.1.2 Kondisi Batas Pengujian

Tabel 3.1 Kondisi Batas.

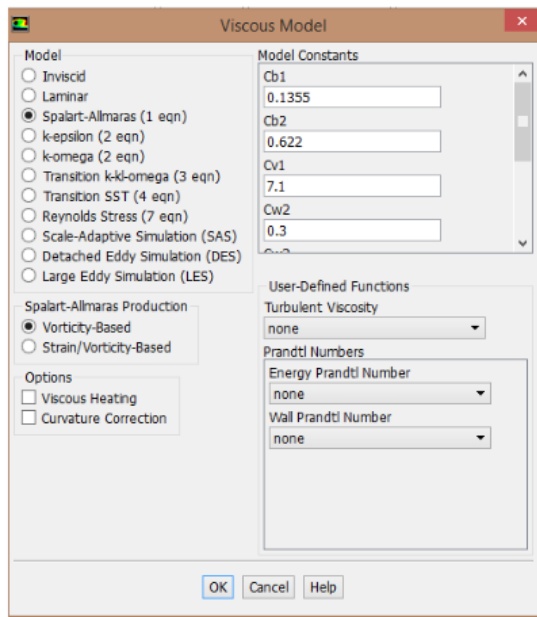
| Parameter                   | Besaran                         |
|-----------------------------|---------------------------------|
| <i>Solver</i>               | 3 Dimensi, Pressure Based       |
| <i>Model Viscous</i>        | Spalart-Allmaras                |
| <i>Material</i>             | Fluid Air (Udara)               |
| <i>Density</i>              | 1,165793 kg/m <sup>3</sup>      |
| <i>Viscosity</i>            | 1,87828 x 10 <sup>5</sup> Kg/ms |
| <i>Operation Pressure</i>   | 100014 Pa                       |
| <i>Temperature</i>          | 302,8 K                         |
| <i>Kondisi Batas Inlet</i>  | Velocity Outlet                 |
| <i>Kondisi Batas Outlet</i> | Pressure Outlet                 |
| <i>Kondisi Batas MALE</i>   | Wall                            |
| <i>Kondisi Batas Walls</i>  | Wall                            |
| <i>Kondisi Batas Sym</i>    | Symetry                         |
| <i>Kecepatan Aliran</i>     | 0,185 mach (65m/s)              |

#### 3.2 Pengaturan pada Softwarte ANSYS

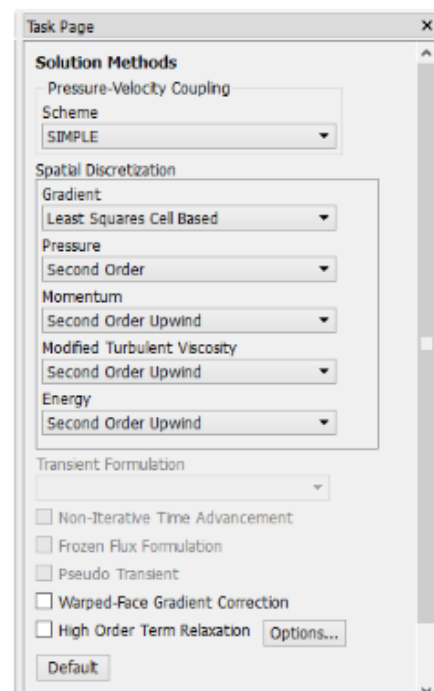
Berikut ini adalah pengaturan pengaturan awal yang digunakan untuk pengujian simulasi:



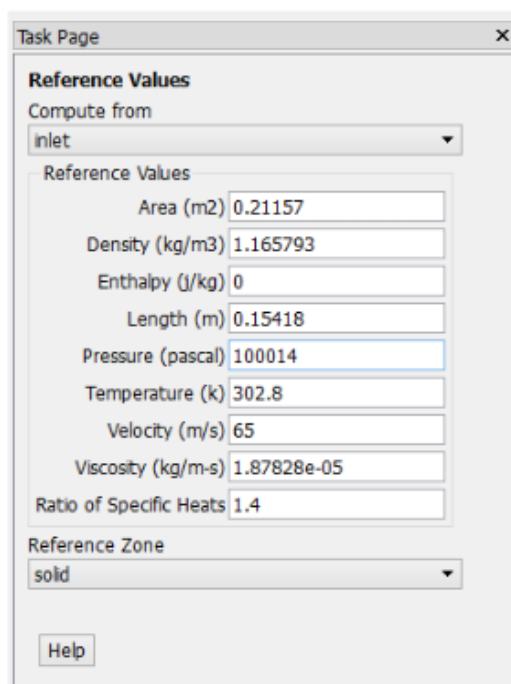
Gambar 3.3 Pengaturan (Setting) Pada Aplikasi Meshing (ANSYS ICEM CFD).



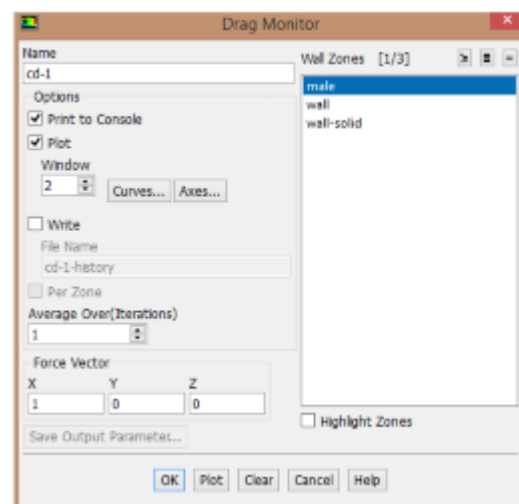
**Gambar 3.4** Tampilan Model Pada ANSYS  
*Fluent.*



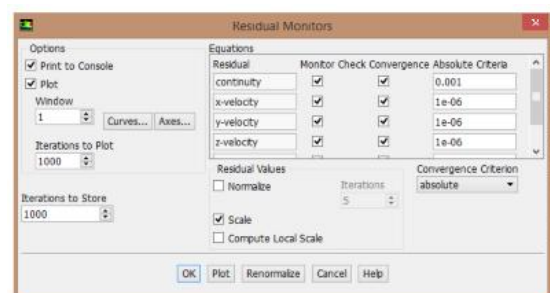
**Gambar 3.6** Solution Methods Pada ANSYS  
*Fluent.*



**Gambar 3.5** Parameter Reference Pada  
ANSYS *Fluent.*



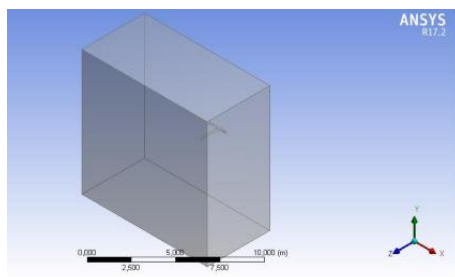
**Gambar 3.7** Menampilkan Koefisien Lift dan  
Drag Pada Monitor ANSYS *Fluent.*



**Gambar 3.8** Kriteria Konvergensi Pada  
ANSYS *Fluent.*

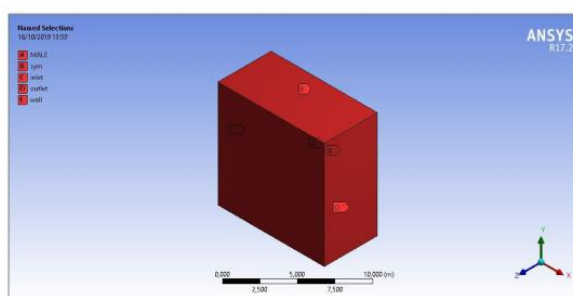
### 3.4. Proses Simulasi Menggunakan ANSYS

Langkah awal dalam proses simulasi yakni tahap *pre-processing* atau mempersiapkan yang akan disimulasikan. Langkah awal dalam tahap *pre-processing* adalah membuat geometri. Geometri sebelumnya yang telah dibuat dengan *software* SOLIDWORKS 2016 dimasukkan ke dalam aplikasi Design Modeler pada ANSYS Workbench. Pesawat yang sudah dibuat lalu diperkecil dengan skala 1:5.5 sesuai dengan proses uji *wind tunnel* di PT. Abc Selanjutnya adalah membuat domain *boundary* disekitar sayap yang berfungsi sebagai terowongan angin virtual. Dimensi pada domain *boundary* tertera pada Gambar 3.9, hal ini ditujukan untuk aliran fluida pada pesawat tidak terganggu oleh batas atas dan bawah. Untuk mengatur sudut serang sayap dilakukan dengan cara memutar geometri sayap.



Gambar 3.9 Terowongan angin virtual.

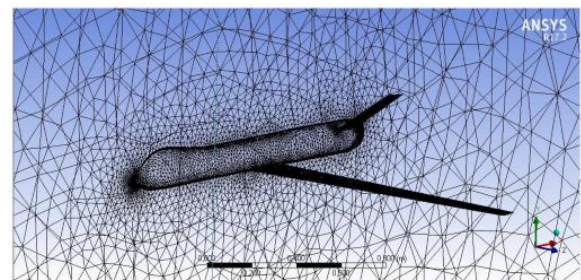
Setelah pembuatan geometri selesai, maka tahap selanjutnya yang harus dilakukan yaitu mentransfer atau meng-*import* hasil geometri pesawat ke dalam aplikasi *meshing* (ANSYS ICEM CFD) pada ANSYS Workbench. Aplikasi ini dipilih karena bisa membuat *mesh* secara otomatis sehingga memudahkan pengguna. Sebelum membuat *mesh* perlu memberi nama domain dari geometri yang telah dibuat seperti pada Gambar 3.10.



Gambar 3.10 Pemberian nama domain geometri.

Semakin besar jumlah elemen menunjukkan semakin rapat *meshing*, hal itu membuat proses iterasi *software* semakin lama namun hasil yang semakin akurat.

Apabila dalam proses pembuatan *mesh* muncul peringatan *error*, maka ada kesalahan yang harus diperiksa dan kemudian harus dilakukan *meshing* ulang sampai peringatan *error* tidak muncul lagi. Tujuan dilakukannya *meshing* adalah membagi *domain* menjadi sel-sel kecil agar *software* ANSYS Fluent mudah dalam melakukan iterasi. Hasil *mesh* ditunjukkan pada Gambar 3.11



Gambar 3.11 Hasil *meshing* pesawat MALE.

Setelah proses *meshing* selesai dilanjutkan dengan menjalankan proses analisis dengan ANSYS Fluent. Pada saat *launcher* program dipilih *dimension* 3D, karena dimensi model yang dianalisis adalah 3 dimensi dan untuk memperoleh hasil iterasi yang akurat dipilih *double precision*.

### 3.5 Hasil Simulasi ANSYS Fluent Variasi Usulan Aspect Ratio terhadap CL dan CD

Berikut adalah hasil simulasi CFD usulan *planform aspect ratio* dengan usulan geometri yang tertera pada Tabel 3.2

Tabel 3.2 Hasil *aspect ratio* 25

| AR 25     |          |         |           |
|-----------|----------|---------|-----------|
| AoA (deg) | $C_L$    | $C_D$   | $C_L/C_D$ |
| -4        | -0.07088 | 0.04302 | -1.64749  |
| -3        | 0.04431  | 0.03814 | 1.16176   |
| -2        | 0.15808  | 0.3552  | 4.45070   |
| -1        | 0.26606  | 0.03358 | 7.92317   |
| 0         | 0.38770  | 0.03309 | 11.71618  |
| 1         | 0.50122  | 0.03255 | 15.39704  |
| 2         | 0.6073   | 0.03384 | 17.96377  |

|    |         |         |           |
|----|---------|---------|-----------|
| 3  | 0.71832 | 0.03556 | 20.19966  |
| 4  | 0.82758 | 0.03769 | 21.95930  |
| 5  | 0.92911 | 0.4092  | 22.70774  |
| 6  | 1.02470 | 0.04420 | 23.18273  |
| 7  | 1.10990 | 0.04914 | 22.58603  |
| 8  | 1.18770 | 0.05518 | 21.52332  |
| 9  | 1.24290 | 0.06229 | 19.95344  |
| 10 | 1.28270 | 0.07401 | 17.33144  |
| 11 | 1.27110 | 0.0851  | 14.92427  |
| 12 | 1.25680 | 0.10189 | 12.334387 |
| 13 | 1.23230 | 0.12228 | 10.07769  |
| 14 | 1.21890 | 0.14473 | 8.42189   |
| 15 | 1.17540 | 0.17496 | 6.71811   |

Pada Tabel 3.2 memiliki CL 0 dengan nilai 0.38770, CD min dengan nilai 0.03255, CL/CD max dengan nilai 23.18273 pada AoA 6 dan CL max dengan nilai 1.27110 pada AoA 11.

**Tabel 3.3 Hasil aspect ratio 30.**

| AR 30     |          |         |          |
|-----------|----------|---------|----------|
| AoA (deg) | CL       | CD      | CL/CD    |
| -4        | -0.07182 | 0.04383 | -1.63866 |
| -3        | 0.04272  | 0.03855 | 1.10823  |
| -2        | 0.16058  | 0.03559 | 4.51156  |
| -1        | 0.27976  | 0.03317 | 8.43464  |
| 0         | 0.39344  | 0.03270 | 12.03070 |
| 1         | 0.51043  | 0.03183 | 16.3865  |
| 2         | 0.61680  | 0.03302 | 18.68070 |
| 3         | 0.72651  | 0.03419 | 21.25044 |
| 4         | 0.83413  | 0.03641 | 22.90811 |
| 5         | 0.93417  | 0.03943 | 23.69006 |
| 6         | 1.02770  | 0.04307 | 23.86393 |
| 7         | 1.10560  | 0.04602 | 24.02277 |
| 8         | 1.18760  | 0.05364 | 22.13896 |
| 9         | 1.23890  | 0.06065 | 20.42701 |
| 10        | 1.25580  | 0.06978 | 17.99604 |
| 11        | 1.23600  | 0.08936 | 13.83138 |
| 12        | 1.23230  | 0.10355 | 11.90053 |
| 13        | 1.20780  | 0.12433 | 9.71447  |
| 14        | 1.17860  | 0.15004 | 7.85521  |
| 15        | 1.15070  | 0.17892 | 6.43137  |

Pada Tabel 3.3 memiliki CL 0 dengan nilai 0.39344, CD

min dengan nilai 0.03183, CL/CD max dengan nilai 24.02277 pada AoA 7 dan CL max dengan nilai 1.25580 pada AoA 10.

Berikut adalah tabel parameter variasi *aspectratio* untuk memudahkan pembacaan tabel dan grafik.

**Tabel 3.4 Parameter hasil uji usulan aspect ratio**

| Parameter          | AR 20    | AR 25    | AR 30    |
|--------------------|----------|----------|----------|
| CL 0               | 0.37486  | 0.38770  | 0.39344  |
| CL $\alpha$        | 0.10550  | 0.10680  | 0.10660  |
| CL max             | 1.30920  | 1.27110  | 1.25580  |
| $\alpha$ CL max    | 11       | 11       | 10       |
| CD min             | 0.03270  | 0.03255  | 0.03183  |
| K                  | 0.03950  | 0.03920  | 0.03990  |
| CDo                | 0.03910  | 0.04020  | 0.04070  |
| CL/CD max          | 21.71673 | 23.18273 | 24.02277 |
| $\alpha$ CL/CD max | 6        | 6        | 6        |

Pada Tabel 3.4 dapat dilihat kenaikan dan penurunan simulasi CFD pada konfigurasi asli dengan konfigurasi usulan dimana CL 0 yang mengalami kenaikan tertinggi adalah *aspect ratio* 30 dengan kenaikan 0.01858 atau 4.95%, CL $\alpha$  yang mengalami kenaikan adalah *aspect ratio* 25 dengan kenaikan 0.00130 atau 1.23%,  $\alpha$  CL max yang mengalami kenaikan tertinggi adalah aspect Ratio 20 dengan, CD min yang mengalami penurunan terendah adalah aspect Ratio 30 dengan penurunan 0.00088 atau 2.67%, K yang mengalami penurunan terendah adalah aspect Ratio 25 dengan penurunan 0.00030 atau 0.76%, CDo yang mengalami penurunan terendah adalah aspect Ratio 30 dengan penurunan 0.0016 atau 4.1%, CL/CD max yang mengalami kenaikan tertinggi adalah aspect Ratio 30 dengan kenaikan 2.30604 atau 10.62% dan  $\alpha$  CL/CD max yang mengalami kenaikan tertinggi adalah aspect Ratio 30 dengan kenaikan 1°

### 3.5 Perhitungan Range dan Endurance

Setelah melakukan simulasi pada Ansys *Fluent* dan mendapatkan koefisien *lift* dan *drag*, maka tahapan selanjutnya adalah menghitung performa terbang jelajah pesawat. Perhitungan performa terbang jelajah yaitu, *range* dan *endurance* pada kondisi *loiter* saat keadaan kondisi pesawat *cruising* atau *lift = weight* pada

ketinggian 16,000 kaki dimana kerapatan udara disesuaikan oleh tabel *International Standard Atmosphere* (ISA) pada Lampiran W. Pada perhitungan ini, *weight initial* dan *weight end* diasumsikan adalah *maximum takeoff weight* dikurangi berat *fuel* dari *takeoff* sampai *descent out* dan *weight end* adalah *weight initial* dikurangi berat pesawat setelah melakukan *loiter*.

**Tabel 3.6** Hasil perhitungan *endurance* dan *range* pada posisi terbang jelajah (Loiter) di ketinggian 16,000 kaki.

| konfigurasi  | Konstan Altitude Endurance |       | Konstan Speed Endurance |       | Range (Km) |
|--------------|----------------------------|-------|-------------------------|-------|------------|
|              | second                     | hours | second                  | Hours |            |
| Asli (AR 20) | 81078.62                   | 22.52 | 80573.35                | 22.38 | 5237.27    |
| AR 25        | 81533.54                   | 22.65 | 81025.46                | 22.51 | 5266.66    |
| AR 30        | 83438.73                   | 23.18 | 82918.74                | 23.03 | 5389.72    |

Pada Tabel 3.6 dapat dilihat kenaikan perhitungan *endurance* dan *range* dengan hasil karakteristik aerodinamika simulasi CFD pada konfigurasi asli dengan konfigurasi usulan, dimana usulan *planform aspect ratio* 30 adalah konfigurasi usulan yang mengalami kenaikan yang tertinggi dengan kenaikan konstan *altitude endurance* sebesar 0.66 jam atau 2.9 %, kenaikan konstan *speed endurance* sebesar 0.65 jam atau 2.9 % dan kenaikan *range* 152.45 Km atau 2.9 %.

## 4. Kesimpulan dan Saran

### 4.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil pengolahan data dan analisis yang telah dilakukan, maka pengolahan data dan analisis dapat diambil kesimpulan antara lain:

1. Kenaikan koefisien *lift* maksimal yang signifikan terjadi pada usulan *planform aspect ratio* 30 sebesar 0,39344 atau 4,9 % dari konfigurasi asli dengan simulasi CFD ANSYS *Fluent* pada sudut serang 0o
2. Penurunan koefisien *drag* maksimal terjadi pada *planform aspect ratio* 30 sebesar 0,03183 atau 3 % dari konfigurasi asli.
3. Usulan *planform aspect ratio* 30 adalah konfigurasi usulan yang mengalami kenaikan yang tertinggi dengan kenaikan konstan *altitude endurance* sebesar 0.66 jam atau 2.9 %, kenaikan konstan *speed endurance* sebesar 0.65

jam atau 2.9 % dan kenaikan *range* 152.45 Km atau 2.9 %.

### 5.2 Saran

Untuk pengembangan lebih lanjut, maka penulis memberikan saran pada penelitian ini, yaitu:

1. Untuk mendapatkan karakteristik aerodinamika yang lebih baik dapat dilakukan penambahan usulan konfigurasi yang lainnya maupun penambahan *winglet* untuk mendapatkan hasil yang optimum.
2. Untuk mengetahui performa pesawat disemua fase dapat dilanjutkan dengan perhitungan prestasi terbang selain *endurance* dan *range*.
3. Untuk meningkatkan efisiensi waktu serta hasil meshing yang lebih baik maka diperlukan komputer yang memiliki RAM minimal 8 GB serta *processor* yang mendukung.

## 5. Daftar Pustaka

- Anderson, Jr., John D., *Fundamental of Aerodynamics Third Edition*, New York, McGraw-Hill, 2001.
- Anderson, Jr., John D., *Aircraft Performance and Design*, New York, McGraw-Hill, 2010.
- Fahriansyah, Ade, *Analisis Pengaruh Perubahan Planform Sayap Pesawat Terbang Tanpa Awak MALE Terhadap Endurance Dan Range Menggunakan Simulasi CFD ANSYS*, 2019.
- Fauzi, Ilham, *Analisis Performance Pesawat Terbang UAV MALE PTDI Misi Pengintaian dan Pengawasa*, Jurusan Teknik Penerbangan, Universitas Nurtanio Bandung, 2019
- Harly, Gerry, *Prediksi Perhitungan Drag Polar pada Pesawat Terbang Tanpa Awak jenis Medium Altitude Long Endurance (MALE)*, Tugas Akhir Jurusan Teknik Mesin, Universitas Indonesia, Depok, 2017
- Margono, M. dan Wiyono, Endah, *Aerodinamika 1*, Edisi pertama, Jakarta, 1982.

Nurul Khikmah, Muhaza Liebenlito,  
OPTIMISASI RANGE DAN  
ENDURANCE SAAT TERBANG  
JELAJAH MENGGUNAKAN FIREFLY,  
2016

Rajasa A, Spesifikasi Drone Pertahanan “Elang  
Hitam” Buatan Anak Bangsa.  
[https://www.Cnnindonesia.Com/Teknolo  
gi/20191230183500-199](https://www.Cnnindonesia.Com/Teknologi/20191230183500-199461119/SpesifikasiDrone-Pertahanan-Elang-HitamBuatan-Anak-Bangsa)

461119/SpesifikasiDrone-Pertahanan-  
Elang-HitamBuatan-Anak-Bangsa, 2019

Raymer, Daniel P., Aircraft Design: A  
Conceptual Approach, Washington, D.C.,  
1992

Rotax, Rotax 914 UL/F, Diperoleh 20 Agustus  
2019 dari Website Rotax:  
[https://www.flyrotax.com/produkte/detail  
/rotax-914-ul-f.html](https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-914-ul-f.html)

Tuakia, Firman, Dasar-Dasar CFD  
Menggunakan *Fluent*, 2008.

M. H. Sadraey, *Aircraft Performance: An  
Engineering Approach*, 2001.

Wiratama, Caesar. Desain planform sayap  
pesawat aeromodeling. 3 Februari 2016.