

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Hasil Perancangan Model

4.1.1. Jenis dan dimensi pesawat

Pesawat hasil rancangan ini termasuk jenis pesawat *trainer*. Pesawat jenis ini mudah untuk dikendalikan dibandingkan jenis pesawat lain seperti *glider*, *sport* atau *aerobatic*. Jenis pesawat dibedakan berdasarkan *wing loading* atau beban sayap yaitu perbandingan antara berat pesawat keseluruhan terhadap luas sayap seperti yang ditunjukkan pada Tabel 2.3.

Struktur pesawat yang terdiri dari bagian ekor sayap dan badan pesawat diperkirakan memiliki berat 1 kg, komponen *autopilot* dan elektronik seberat 0,4 kg sehingga perkiraan berat maksimum atau *maximum take off weight* (MTOW) adalah 1,4 kg. Berdasarkan MTOW sebesar 1,4 kg dan *wing loading* maka kita dapat melakukan perhitungan untuk menentukan ukuran dari *solar powered plane UAV* adalah sebagai berikut:

Diketahui:

MTOW = 1,4 kg

Chord = 22,5 cm (berdasarkan pertimbangan lebar modul surya dan lebar plastik laminasi)

Maka;

$WS = 5-6 \times Chord$

WS = $5 \times Chord$

= $5 \times 22,5 \text{ cm}$

= 112,5 cm–135 cm (karena *spar* yang terbuat dari *carbon* dipasaran panjang maksimumnya 120 cm maka bentang sayap dibuat sebesar 120 cm)

$$\begin{aligned}
 \text{Wing loading} &= \text{MTOW} / \text{Luas sayap} \\
 &= 1,4 \text{ kg} / (22,5 \text{ cm} \times 120 \text{ cm}) \times 1 \text{ m}^2 / 10.000 \\
 &\quad \text{cm}^2 \\
 &= 5,185 \text{ kg/m}^2 \text{ (wing loading masih dalam} \\
 &\quad \text{rentang jenis pesawat trainer)}
 \end{aligned}$$

FS 70 % - 75 % dari *wing span*

$$\begin{aligned}
 \text{FS} &= \text{wing span} \times 70\% \\
 &= 120 \text{ cm} \times 70\% \\
 &= 84 \text{ cm} - 90 \text{ cm}
 \end{aligned}$$

Lebar *aileron* 15 % \times *Chord*

$$\begin{aligned}
 &= 15\% \times (22,5) \\
 &= 3,37 \text{ cm (dibulatkan menjadi 3,5 cm)}
 \end{aligned}$$

Panjang *aileron* minimal 40 % \times $\frac{1}{2}$ *WS*

$$\begin{aligned}
 &= 40\% \times (\frac{1}{2} 120 \text{ cm}) \\
 &= 24 \text{ cm}
 \end{aligned}$$

Luas *stabilizer* atau *stabilo* 25% luas sayap

$$\begin{aligned}
 &= 25\% \times (22,5 \text{ cm} \times 120 \text{ cm}) \\
 &= 675 \text{ cm}^2
 \end{aligned}$$

Jarak CG ke ujung ekor $0,7 \times$ FS

$$\begin{aligned}
 &= 0,7 \times 84 \text{ cm} \\
 &= 58,8 - 63 \text{ cm}
 \end{aligned}$$

Jarak TE ke ujung ekor = Jarak CG ke ujung ekor - {Chord - (Chord \times 0,35)}

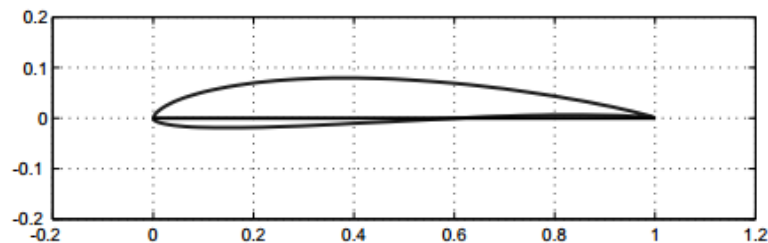
$$\begin{aligned}
 &= 58,8 \text{ cm} - \{22,5 - (22,5 \times 0,35)\} \\
 &= 44,175 - 48,375 \text{ (dibuat 48,5 agar bidang} \\
 &\quad \text{kendali lebih kecil)}
 \end{aligned}$$

Tinggi pesawat ditentukan berdasarkan ukuran *propeller* yang akan digunakan dibagi dua ditambah diameter *tail boom* yang digunakan

yaitu 8 in sampai 9 in atau setara 10.1 cm sampai 11.4 cm dengan diameter *tail boom* 1.6 cm sehingga tinggi minimal adalah 13 cm.

4.1.2. Penentuan airfoil

Berdasarkan Tabel 2.1 maka airfoil yang digunakan adalah jenis *semi-symmetrical*. Airfoil yang digunakan adalah airfoil Sky-Sailor yang juga digunakan oleh peneliti sebelumnya seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 4.1. Penggunaan airfoil ini juga mempertimbangkan bentuk karena modul surya akan diletakan didalam sayap tersebut.



Gambar 4.1 Airfoil Sky-Sailor (Noth, 2008)

4.1.3. Hasil simulasi model

Tahap selanjutnya adalah simulasi hasil perancangan model. Simulasi dilakukan menggunakan *software* Inventor 2016. Simulasi ini bertujuan untuk mengetahui tegangan dan defleksi yang terjadi pada model ketika model menerima beban pada bagian tertentu. Simulasi dilakukan dengan memberikan gaya pada *aerodynamic center* (AC) yaitu titik pusat airodinamis pada sayap. Letak AC berada pada 25% lebar rata-rata sayap (*Mean Aerodynamic Chord*, MAC) dari LE atau setara 5,625 cm. distribusi tekanan yang dianggap sama dan bentuk sayap kotak maka kita dapat menentukan titik pusat gayanya yaitu:

diketahui;

Chord : 22,5 cm

bentang ½ sayap : 60 cm

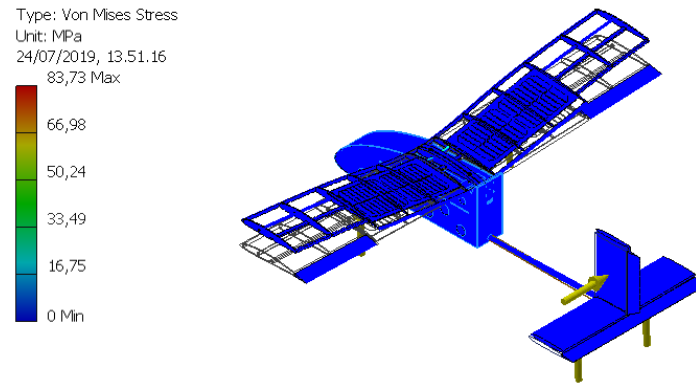
maka;

$$x = \frac{\text{bentang } \frac{1}{2} \text{ sayap}}{2} = \frac{60}{2} = 30 \text{ cm}$$

$$y = \frac{\text{Chord}}{2} = \frac{22,5}{2} = 11,25 \text{ cm}$$

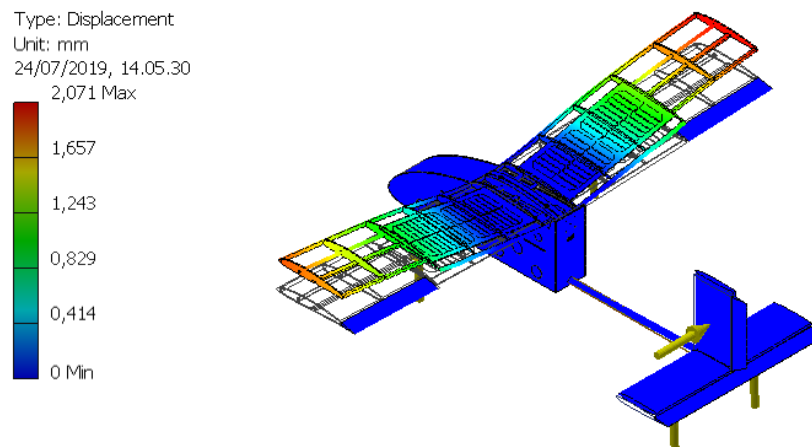
$$x : y = (30 : 11,25)$$

sehingga titik pusat gaya angkat berada pada x:MAC (30 : 5,625)



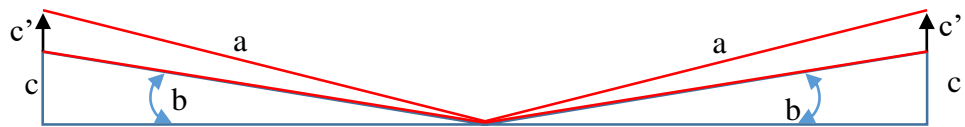
Gambar 4.2 Tegangan yang terjadi pada model

Gambar 4.2 diatas menunjukkan *von mises stress* yaitu tegangan yang nilainya diperoleh dari teori kegagalan karena energi distorsinya. Jika nilai tegangan yang terjadi melebihi tegangan luluh maka akan terjadi kegagalan. Gambar 4.2 diatas menunjukkan tegangan tertinggi yaitu 83 Mpa. Tegangan ini terjadi di area spar sayap sambungan sayap kanan dan sayap kiri. Nilai tersebut masih dibawah tegangan luluhnya material yang terbuat dari baja yaitu 2.069,9 Mpa. Oleh karena itu desain masih dalam kategori aman.



Gambar 4.3 Defleksi yang terjadi pada model

Gambar 4.3 menunjukkan perubahan bentuk dan *displacement* yang terjadi pada model. Nilai *displacement* pada ujung sayap adalah 0,27 cm. dengan menggunakan teorema pitagoras dapat dihitung nilai sudut hedral pada sayap sebagai berikut;



Gambar 4.4 Sudut hedral

a adalah $\frac{1}{2}$ bentang sayap = 60 cm

c adalah jarak ujung sayap ke sumbu normal sayap = 2,094 cm

c' adalah *displacement* pada ujung sayap = 0,27 cm

b adalah sudut hedral pada sayap maksimal 4°

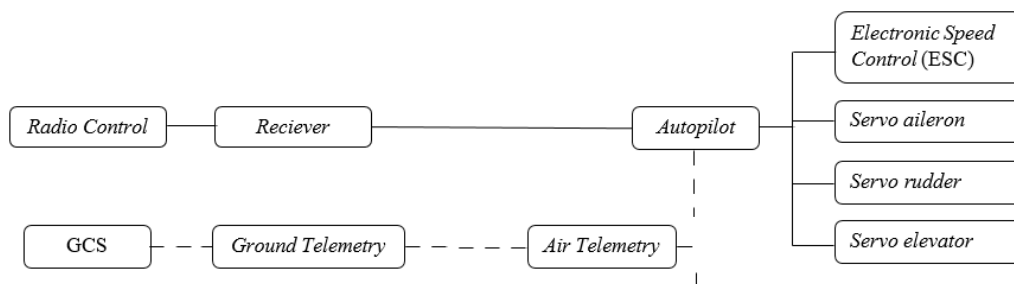
maka;

$$\begin{aligned} b &= \arcsin \left(\frac{c+c'}{a} \right) \\ &= \arcsin \left(\frac{0,27+2,094}{60} \right) \\ &= 2,258^\circ \end{aligned}$$

Dari hasil perhitungan diatas dapat disimpulkan bahwa desain memenuhi persyaratan yakni sudut hedral tidak melebihi 4° .

4.2. Sistem UAV

Solar powered plane UAV ini dirancang untuk dapat terbang dengan dua *mode* utama yakni *manual* dan *auto*. Pesawat ini dilengkapi dengan *Flight Controller* ARDUOPTER 2.8 sebagai *autopilot*, UBLOX m7n sebagai GPS serta *Telemetry* 433 mhz sebagai pengirim dan penerima data dari GCS menuju *autopilot* atau sebaliknya. Gambar 4.4 menunjukkan skema sistem *autopilot*. Pemilihan komponen ini didasarkan pada kebutuhan dari pesawat untuk menjalankan misi-misi tertentu.



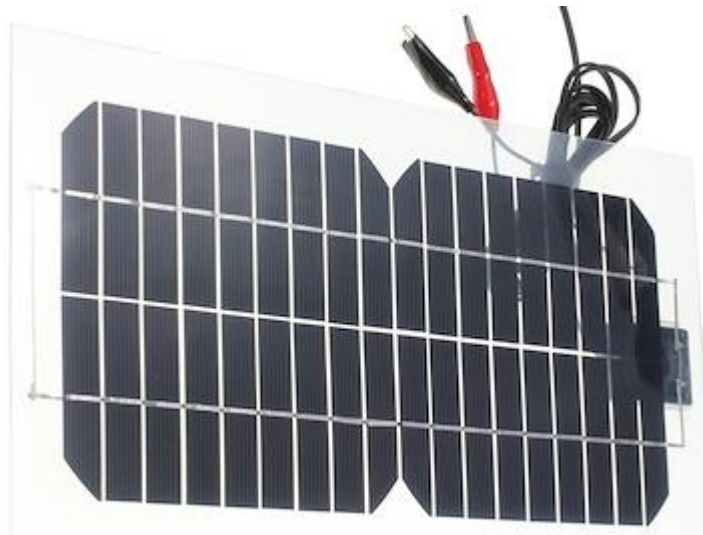
Gambar 4.4 Sistem *autopilot*

ARDUCOPTER 2.8 memiliki keunggulan dibandingkan *flight controller* lain yakni mampu menjalankan misi-misi tertentu seperti pemetaan, misi pemantauan dan lain-lain. Hal ini didukung dengan tidak terbatasnya jumlah *waypoint* atau titik koordinat yang mampu diolah oleh *chip* yang terdapat pada ARDUOPTER 2.8. ARDUOPTER 2.8 memiliki dimensi 7,05 cm × 4,5 cm × 1,35 cm dengan berat 43 g. *Autopilot* ini dapat diprogram menggunakan *software* Mission Planner 1.3.52.0. Penggunaan GPS ublox m7n yang terpisah memudahkan dalam pemasangan *autopilot* di dalam badan pesawat serta mengurangi gangguan terhadap sensor-sensor lain yang terdapat dalam *board* ARDUOPTER 2.8 tersebut.

4.3. Sistem Pengisian Baterai

Solar powered plane UAV menggunakan sistem pengisian dan pengurusan baterai yang terpisah. Hal ini dikarenakan baterai Li-Ion tidak boleh di *charge* dan di *discharger* pada saat yang bersamaan. Pengisian dan pengurusan baterai yang dilakukan secara bersamaan akan mengakibatkan temperatur baterai meningkat yang mengakibatkan penurunan kapasitas baterai, kerusakan pada baterai bahkan dapat menyebabkan baterai meledak. Pesawat ini menggunakan dua buah baterai yang identik. Ketika salah satu baterai digunakan sebagai sumber tegangan sistem maka baterai yang lain akan diisi atau di *charge* menggunakan modul surya yang terdapat pada sayap pesawat. Modul surya yang digunakan berjenis *monocrystalline* dengan tegangan *output* sebesar 18 V dan daya 5,5 watt pada masing-masing sayap. Gambar 4.5 menunjukkan modul surya jenis

monocrystalline. Pemilihan modul surya ini didasarkan pada karakteristik *solar cell* seperti yang telah dijelaskan pada sub-bab 2.2.



Gambar 4.5 Modul surya jenis *monocrystalline*

Sistem ini diharapkan dapat memaksimalkan umur pakai baterai. Sistem ini menggunakan perangkat *microcontroller* yaitu Arduino Nano sebagai pengatur *switching* baterai dengan *input* waktu. Penggunaan Arduino Nano sebagai *microcontroller* didasarkan pada kebutuhan *channel* minimal yang harus di *control* oleh *microcontroller* yaitu 4 *channel*. Arduino juga memiliki dimensi yang kecil serta memiliki *port* mini USB untuk memprogramnya. Waktu pengisian baterai dari kondisi 0 hingga full dapat dihitung menggunakan rumus sebagai berikut;

Diketahui;

Tegangan modul surya	= 18 V
Arus modul surya	= 0,6 A (pararel)
Daya modul surya	= 11 watt (total)
Tegangan baterai	= 12,6 V
Arus baterai	= 2,3 A

Maka;

$$\begin{aligned}
 \text{Kapasitas baterai} &= \text{tegangan} \times \text{ arus} \times \text{ waktu} \\
 &= 12,6 \text{ V} \times 2,3 \text{ A} \times 1 \text{ Jam} \\
 &= 28,98 \text{ Wh}
 \end{aligned}$$

Pada kondisi nyata tegangan yang dapat mensuplay sistem hanya berkisar 3,2 V sampai 4,2 V maka nilai kapasitas real nya adalah

$$\begin{aligned} \text{Kapasitas real} &= \frac{\text{kapasitas total}}{(\text{tegangan maksimum per cell} - \text{tegangan minimum per cell}) \times \text{jumlah cell}} \\ &= \frac{28,98}{(4,2 - 3,2) \times 3} \\ &= 9,66 \text{ Wh} \end{aligned}$$

Kapasitas modul surya dalam 1 jam

$$\begin{aligned} \text{Kapasitas modul surya} &= \text{tegangan} \times \text{arus} \times \text{waktu} \\ &= 18 \text{ V} \times 0,6 \text{ A} \times 1 \text{ jam} \\ &= 10,8 \text{ Wh} \end{aligned}$$

Sehingga lamanya waktu pengisian dapat dihitung sebagai berikut;

$$\begin{aligned} \text{Waktu pengisian} &= \frac{\text{kapasitas baterai}}{\text{kapasitas modul surya}} \\ &= \frac{9,66 \text{ Wh}}{10,8 \text{ Wh}} \\ &= 0,89 \text{ jam} = 53,4 \text{ menit} \end{aligned}$$

4.7. Evaluasi Hasil Perancangan

Pada tahap ini pesawat hasil perancangan yang sudah terpasangan seluruh komponennya akan dievaluasi dengan melakukan penimbangan. Hasil penimbangan menunjukkan berat badan pesawat 726 g, sayap 608 g dan baterai 290 g. Berat total pesawat adalah 1.624 g yang artinya melebihi perkiraan awal yakni 1.400 g sehingga perlu dilakukan perhitungan ulang agar pesawat memenuhi kriteria yang tercantum pada batasan masalah yakni *wing loading* sebesar $4,577 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ sampai $5,34 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ adalah sebagai berikut;

Diketahui:

$$\text{Wing loading} = 4,577 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \text{ sampai } 5,34 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

$$\text{Berat pesawat} = 1.624 \text{ gr} = 1.624 \text{ kg}$$

$$\text{Lebar awal sayap} = 225 \text{ mm}$$

$$\text{WS awal} = 1.200 \text{ mm}$$

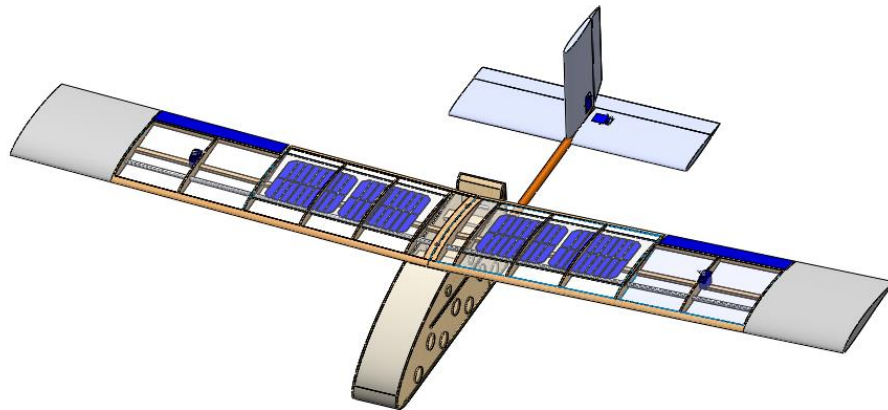
Maka nilai *wing loading* sesungguhnya adalah

$$\begin{aligned} \text{Wing loading} &= \text{berat pesawat} / \text{Luas sayap} \\ &= 1,624 \text{ kg} / (22,5 \text{ cm} \times 120 \text{ cm}) \times 1 \text{ m}^2 / 10.000 \text{ cm}^2 \\ &= 6,1045 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \text{ (karena melebihi batas } \textit{wing loading} \\ &\text{ maka perlu dilakukan modifikasi pada pesawat.} \\ &\text{Modifikasi hanya dapat dilakukan pada sayap} \\ &\text{pesawat dengan menambah bentang sayap. Hal ini} \\ &\text{dikarenakan struktur badan sayap dan ekor sudah } \textit{fix} \\ &\text{dan tidak dapat diubah lagi)} \end{aligned}$$

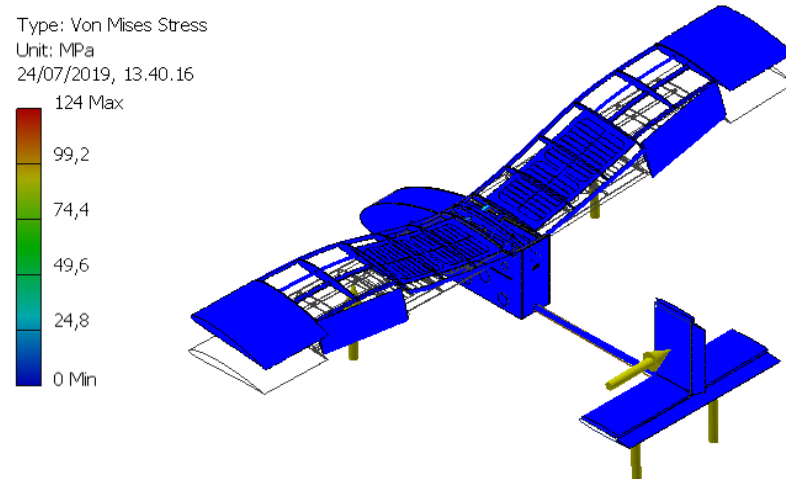
$$\begin{aligned} \text{Luas sayap akhir} &= \text{berat pesawat} / \textit{wing loading} \\ &= 1,624 \text{ kg} / 4,577 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \text{ sampai } 5,34 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \\ &= 0,355 \text{ m}^2 \text{ sampai } 0,304 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{WS} &= \text{luas akhir sayap} / \text{lebar sayap} \\ &= 0,355 \text{ m}^2 / 0,225 \text{ m} \\ &= 1,58 \text{ m (Sehingga bentang sayap atau WS perlu} \\ &\text{ditambahkan sebesar } 1,58 \text{ m} - 1,2 \text{ m} = 0,38 \text{ m atau } 0,19 \\ &\text{m pada setiap ujung sayap)} \end{aligned}$$

Setelah dilakukan perhitungan tahap selanjutnya adalah memodifikasi desain dan mensimulasikan kembali menggunakan *software* Inventor 2016. Gambar 4.6 sampai 4.8 menunjukkan hasil modifikasi desain dan hasil simulasinya.

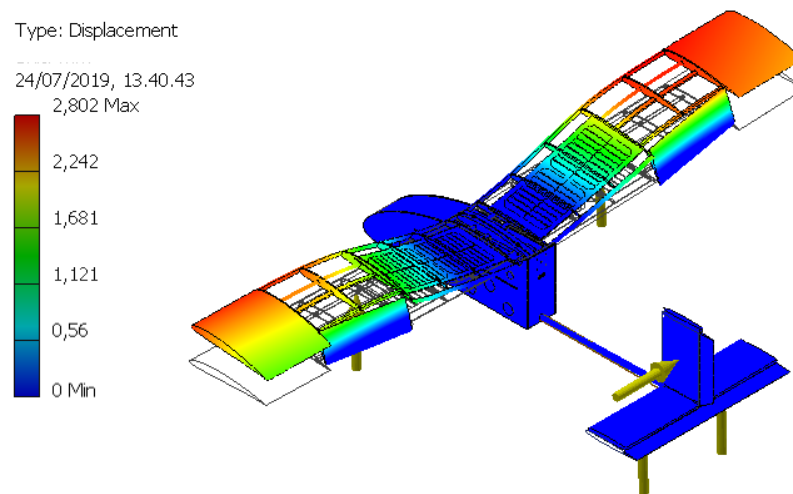


Gambar 4.6 Penambahan bentang sayap



Gambar 4.7 Tegangan yang terjadi pada model

Gambar 4.7 diatas menunjukkan *von mises stress* yaitu tegangan yang nilainya diperoleh dari teori kegagalan karena energi distorsinya. Jika nilai tegangan yang terjadi melebihi tegangan luluh maka akan terjadi kegagalan. Gambar 4.7 diatas menunjukkan tegangan tertinggi yaitu 124 Mpa. Konsentrasi tegan tertinggi terletak pada sambungan sayap kanan dan sayap kiri. Bagian ini terbuat dari baja dengan tegangan luluh sebesar 2069,99 Mpa. Oleh karena itu desain masih dalam kategori aman.



Gambar 4.8 Defleksi yang terjadi pada model

Gambar 4.8 menunjukkan perubahan bentuk dan *displacement* yang terjadi pada model. Nilai *displacement* pada ujung sayap adalah 0,2802 cm. mengacu pada gambar 4.8 dengan menggunakan teorema pitagoras dapat dihitung nilai sudut hedral pada sayap sebagai berikut;

a adalah $\frac{1}{2}$ bentang sayap = 79 cm

c adalah jarak ujung sayap ke sumbu normal sayap = 2,757 cm

c' adalah *displacement* pada ujung sayap = 0,2802 cm

b adalah sudut hedral pada sayap maksimal 4°

maka;

$$\begin{aligned} b &= \arcsin \left(\frac{c+c'}{a} \right) \\ &= \arcsin \left(\frac{0,2802+2,757}{79} \right) \\ &= 2,26^\circ \end{aligned}$$

Dari hasil perhitungan diatas dapat disimpulkan bahwa desain memenuhi persyaratan yakni sudut hedral tidak melebihi 4° .

4.8. Hasil Pengujian

Sebelum dilakukan pengujian maka perlu dilakukan tahapan-tahapan pemrograman ARDUOPTER 2.8. Hasil pengujian pesawat dapat terbang dengan *manual mode*, *stabilize mode* serta *auto mode*. Selain itu sistem ATS yang telah

dibuat sudah dapat bekerja tanpa mengganggu sistem *autopilot*. Tabel 4.2 dan Gambar 4.9 sampai 4.12 menunjukkan hasil pengujian *solar powered plane* UAV.

Tabel 4.1. Hasil pengujian

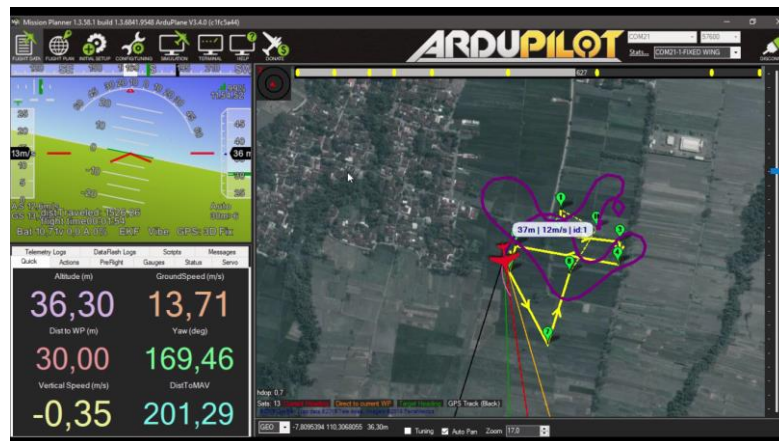
Komponen pengujian	Kondisi
Manual mode	Bekerja
Stabilize mode	Bekerja
Auto mode	Bekerja
ATS	Bekerja



Gambar 4.9 Kondisi *manual mode*



Gambar 4.10 Kondisi *stabilize mode*

Gambar 4.11 Kondisi *auto mode*

Gambar 4.12 Fase switching