

PERANCANGAN DAN UJI COBA SOLAR POWERED PLANE UNMANNED AERIAL VEHICLES (UAV)

Designed And Testing Solar Powered Plane Of Unmanned Aerial Vehicles

Masirul Isnanto^a,

^a Program Studi Teknik Mesin, Universitas Muhammadiyah Yogyakarta
 Jl. Brawijaya, Tamantirto, Kasihan Bantul, Yogyakarta, Indonesia, 55183
 Telephone (0274) 387656/ fax (0274) 387646
 e-mail: masirul.isnanto.15@gmail.com

Abstrak

Unmanned aerial vehicle (UAV) merupakan sebuah wahana tanpa awak yang dapat terbang dengan *autonomous* dengan menggunakan perangkat *autopilot*. Penggunaan UAV sebagai pesawat untuk misi-misi tertentu membutuhkan kestabilan dan *flight time* yang cukup baik. *Solar powered plane* umumnya memiliki ukuran yang besar sehingga mobilitas untuk dibawa cukup rendah. Selain itu sistem pengisian (*charge*) dan pengurasan (*discharge*) baterai dalam waktu yang bersamaan dapat menimbulkan resiko kerusakan pada baterai. Oleh karena itu perlu dilakukan penelitian ini untuk mendapatkan rancangan UAV dan sistem UAV guna meningkatkan mobilitas dan memaksimalkan umur pakai baterai.

Modelling dan simulasi hasil perancangan dilakukan menggunakan beberapa *software* yaitu Inventor 2016, Isis Proteus 8 dan Arduino IDE. *Software* Inventor 2016 digunakan untuk *modelling* dan simulasi struktur pesawat. Sedangkan *software* Isis Proteus 8 dan Arduino IDE digunakan untuk *modelling*, simulasi serta untuk memprogram *automatic transfer switch (ATS)*.

Solar powered plane UAV hasil perancangan ini memiliki bentang sayap (*wing span, WS*) 158 cm, panjang badan (*fuselage, FS*) 94,5 cm dan berat 1,624 kg. Pesawat ini dapat terbang selama ± 6 menit pada ketinggian 30 meter dengan kecepatan jelajah 12-17 m/s².

Kata kunci: UAV, *autonomous*, *autopilot*, *solar powered plane*, ATS

Abstract

Unmanned aerial vehicle (UAV) is an unmanned vehicle that can fly autonomously using an *autopilot*. The use of UAV for the other missions requires good stability and *flight time*. *Solar powered planes* generally have a large size so that the mobility to carry is low enough. In addition, the charging and discharge battery at the same time caused increased damage to the battery. Therefore this research is necessary to get the draft UAV and for improve mobility and maximize the battery life time.

Modelling and simulation of the design using several software, that is Inventor 2016, Isis Proteus 8 and Arduino IDE. Inventor 2016 software is used for modeling and simulation aircraft structures. While Isis Proteus 8 and Arduino IDE software is used for modelling, simulation and for programming *automatic transfer switch (ATS)*.

The *solar powered plane* UAV design and testing has length of the wing (*wing span, WS*), 158 cm, length of body (*fuselage, FS*) 94,5 cm and 1,624 kg weight. This plane can fly for ± 6 minutes at a altitude of 30 m with cruising speed of 12-17 m / s².

Keyword: UAV, *autonomously*, *autopilot*, *solar powered plane*, ATS

1. PENDAHULUAN

Unmanned aerial vehicles (UAV) merupakan sebuah wahana tanpa awak yang dapat terbang dengan *autonomous mode* maupun *manual mode* dengan bantuan perangkat *autopilot*. Sistem ini sangat berguna dan membantu seorang pilot dalam menerbangkan pesawat UAV. Menggunakan sistem ini pilot hanya bekerja ketika pesawat akan *take off*, fase *take off* serta fase *landing* saja karena ketika terbang sistem *autopilot* akan sepenuhnya mengendalikan pesawat menuju titik-titik koordinat yang telah ditentukan.

Pesawat UAV dapat terbang *autonomous* dengan bantuan *microcontroller*, *Global Positioning System (GPS)*, *telemetry*, *barometric altimeter*, *gyroscope* serta beberapa sensor lainnya [1]. Pada awalnya UAV digunakan pada dunia pertahanan namun seiring

perkembangan teknologi UAV sudah mulai banyak digunakan secara komersil. Penggunaan UAV secara komersil meliputi pesawat pemantau gunung api, pesawat pemantau area bencana, pemetaan suatu wilayah dan lain sebagainya.

Penggunaan UAV sebagai alat pemantauan membutuhkan kestabilan yang cukup tinggi [7]. Kestabilan pesawat dapat dicapai dengan *design* yang aerodinamis dengan memanfaatkan prinsip-prinsip aerodinamika. Pesawat pemantau juga memerlukan prestasi terbang berupa *flight time* yang baik. *Flight time* pesawat pemantau yang mumpuni sangat dibutuhkan ketika melakukan misi pemantauan, pengintaian serta misi eksplorasi [2]. Salah satu cara untuk meningkatkan *flight time* adalah dengan menggunakan *solar cell* yang diletakkan di permukaan sayap [2].

Penggunaan *solar cell* pada UAV sangat potensial karena *solar cell* dapat menghasilkan listrik untuk keperluan sistem UAV [2]. Riset tentang *solar cell* sebagai penghasil daya listrik pada pesawat sudah dilakukan sejak 1974 oleh R.J. Boucher from Astro Flight, USA dengan nama Sunrise I [6]. *Solar powered plane* umumnya menggunakan *solar cell* yang terletak pada sayap dengan kapasitas yang lebih besar dari kebutuhan sistem UAV sehingga bentang sayap yang terpasang *solar cell* cukup besar. Tujuannya adalah kelebihan energi listrik yang dihasilkan oleh *solar cell* akan digunakan untuk *charging* baterai.

Hasil penelitian tentang *solar powered plane* masih memiliki kekurangan yakni bentang sayap yang terlalu besar sehingga mobilitas untuk dibawa cukup rendah. Selain itu sistem pengisian (*charge*) dan pengurasan (*discharge*) baterai dalam waktu yang bersamaan dapat mengurangi umur pakai baterai bahkan dapat menyebabkan kerusakan. Penelitian ini penting dilakukan sebagai inovasi baru dalam sistem UAV.

2. METODE

2.1 Alat dan bahan

Terdapat beberapa alat dan bahan yang digunakan dalam penelitian ini seperti yang ditunjukkan oleh Tabel 2.1.

Tabel 2.1 Alat dan bahan

Alat	Bahan
Mesin <i>laser cutting co2</i>	Triplek
<i>Tools kit</i>	Kayu balsa
<i>Autopilot</i>	<i>Carbon hollow</i>
	Lem epoxy dan <i>Cyanoacrylate Adhesive (CA)</i>
	Plastik laminasi 60 micron
	Serat kaca
	Epoxy resin dan katalis
	<i>Printed circuit board (PCB)</i>

2.2 Prosedur penelitian

Perancangan ini dimulai dengan melakukan studi literatur tentang *solar powered plane*. Perancangan ini terbagi menjadi tiga bagian utama yaitu *modelling* dan simulasi, manufaktur dan pengujian

2.2.1 *Modelling* dan simulasi

Modelling merupakan tahap paling awal setelah dilakukannya studi literatur. Tahap ini terbagi dalam dua kategori yakni *modelling* dan simulasi pesawat serta *modelling* dan simulasi *automatic transfer switch (ATS)*. Pada tahap ini juga dilakukan pemilihan komponen elektronik sesuai dengan kebutuhan yang ada. Tahap *modelling* dan simulasi pesawat dimulai dengan mengumpulkan data berupa *maximum take off weight* atau MTOW, lebar sayap (*chord*), jenis airfoil, *wing loading* serta bahan yang akan digunakan. Setelah data-data terkumpul selanjutnya dilakukan *modelling* dan simulasi menggunakan *software Inventor 2016*.

Perancangan ATS dimulai dengan membuat logika kerja ATS. Setelah logika kerja didapatkan tahap selanjutnya adalah pemrograman *microcontroller* menggunakan *software Arduino IDE*. Tahap selanjutnya adalah melakukan simulasi logika kerja dan rangkaian elektronik menggunakan *software Isis Proteus 8*. Tahap *modelling* dan

simulasi baik menggunakan Inventor 2016 maupun Isis Proteus 8 dilakukan secara bertahap dan berulang sampai mendapatkan hasil yang baik.

Komponen elektronik yang akan digunakan meliputi motor *brushless*, servo, *telemetry*, *radio control*, *reciever*, *flight controller*, GPS serta *Electronic Speed Controller* (ESC). Pemilihan komponen tersebut sesuai dengan kriteria sebagai berikut;

1. Servo harus memiliki torsi minimal 1.4 kg.cm.
2. Motor *brushless* harus memiliki *thrust* minimal 0.7 dari MTOW.
3. ESC non BEC (*Battery Eliminator Circuit*). Arus ESC lebih besar atau sama dengan arus yang dibutuhkan motor.
4. *Autopilot* memiliki dimensi kurang dari 8 cm x 8 cm x 3 cm. *Open source*, *support fixed wing configuration*.
5. GPS terpisah dari *board autopilot*. Memiliki dimensi kurang dari 8 cm x 8 cm x 3 cm. *Support* jenis *autopilot* yang digunakan.
6. *Radio Control* dan *reciever* memiliki jangkauan lebih dari 2 km.
7. Jangkauan *telemetry* \geq 2 km.

2.2.2 Manufaktur

Tahap ini dilakukan setelah tahap *modelling* dan simulasi. Tahap ini diawali dengan pembuatan gambar 2D atau struktur *solar power plane* UAV serta *layout PCB* yang akan dibuat. Struktur sayap akan di buat dengan menggunakan mesin *laser cutting* CO_2 sedangkan *layout PCB* akan di buat dengan metode manual. Setelah dilakukan *manufacturing* tahap selanjutnya adalah *assembly*. Tahap ini akan menggabungkan beberapa *part* sesuai dengan desain yang telah dibuat. Tahap *assembly* ini terdiri dari *assembly sayap*, *assembly body*, *assembly tail*, *assembly ATS* serta *assembly* komponen elektronik dan *autopilot*.

2.2.3 Pengujian

Tahap ini merupakan tahapan final dari perancangan dan penelitian. Tahap ini dimulai dengan melakukan pengaturan atau *setting* parameter *manual mode* pada sistem *autopilot*. Setelah dilakukan *setting* parameter maka pesawat akan diuji terbang. Tahap ini berguna untuk mengetahui karakteristik terbang pesawat serta untuk mengetahui waktu *supply* rata-rata dari masing-masing baterai. Setelah dirasa cukup, pengujian dilanjutkan dengan *setting* parameter *auto mode* serta *programming* waktu *switching* ATS berdasarkan data pengujian sebelumnya. Setelah dilakukan *setting* parameter, pengujian akan dilakukan dengan dua mode yaitu *manual mode* dan *auto mode*.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Hasil perancangan

3.1.1 Jenis dan dimensi

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 3.1.

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)

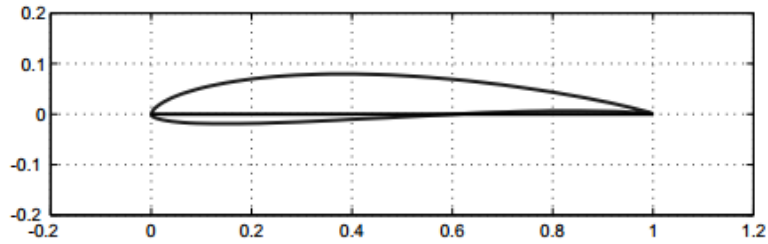
Maka;
 WS 5-6 x Chord
 WS = 5 x Chord
 = 5 x 22,5 cm
 = 112,5 cm–135 cm (karena *spar* yang terbuat dari *carbon* dipasaran panjang maksimumnya 120 cm maka bentang sayap dibuat sebesar 120 cm)
 Wing loading = MTOW/ Luas sayap
 = 1,4 kg / (22,5 cm x 120 cm) x1 m²/10.000 cm²
 = 5,185 kg/m² (*wing loading* masih dalam rentang jenis pesawat *trainer*)
 FS 70 % - 75 % dari *wing span*
 FS = *wing span* x 70%
 = 120 cm x 70 %
 = 84 cm – 90 cm
 Lebar *aileron* 15 % x Chord
 = 15 % x (22,5)
 = 3,37 cm (dibulatkan menjadi 3,5 cm)
 Panjang *aileron* minimal 40 % x ½ WS
 = 40% x (½ 120 cm)
 = 24 cm
 Luas *stabilizer* atau *stabilo* 25% luas sayap
 = 25 % x (22,5 cm x 120 cm)
 = 675 cm²
 Jarak CG ke ujung ekor 0,7 x FS
 = 0,7 x 84 cm
 = 58,8–63 cm
 Jarak TE ke ujung ekor = Jarak CG ke ujung ekor- {Chord-(Chordx0,35)}
 =58,8 cm – {22,5-(22,5x0,35)}
 =44,175-48,375 (dibuat 48,5 agar bidang kendali lebih kecil)
 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.

Tabel 3.1 Jenis pesawat berdasarkan *wing loading*

Jenis pesawat	Wing loading
<i>Glider</i>	3,051 $\frac{kg}{m^2}$
<i>Trainer</i>	4,577 $\frac{kg}{m^2}$
<i>Sport</i>	6,103 $\frac{kg}{m^2}$
<i>Aerobatic</i>	7,628 $\frac{kg}{m^2}$

3.1.2 Penentuan airfoil

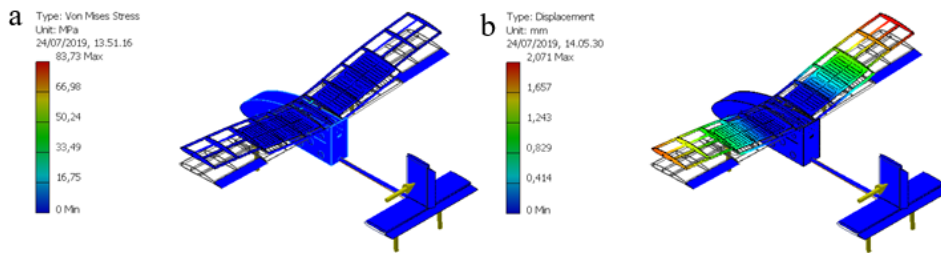
Airfoil yang digunakan adalah airfoil *Sky-Sailor* yaitu jenis semi-symetrical airfoil. Airfoil jenis ini memiliki karakteristik terbang tidak terlalu pelan maupun terlalu cepat, tidak mudah terbang berbalik, *drag* rendah, stabil jika terkena angin. Sehingga airfoil ini sangat cocok untuk digunakan sebagai airfoil pesawat jenis *trainer*. Gambar 4.1. menunjukkan airfoil yang akan digunakan. Penggunaan airfoil ini juga mempertimbangkan bentuk karena modul surya akan diletakkan didalam sayap tersebut.



Gambar 3.1 Airfoil Sky-Sailor

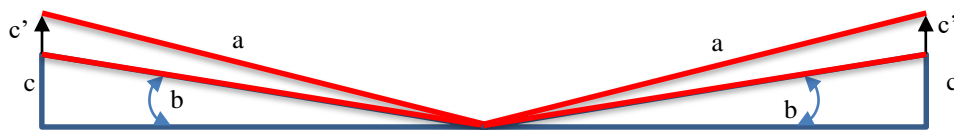
3.1.3 Hasil simulasi model

Tahap selanjutnya adalah simulasi hasil perancangan model. Simulasi dilakukan menggunakan *software* Inventor 2016. Simulasi ini bertujuan untuk mengetahui penyebaran tegangan dan defleksi yang terjadi pada model ketika model menerima beban pada bagian tertentu. Selain itu simulasi juga digunakan untuk mengetahui apakah desain aman atau tidak. Gambar 3.2 a dan 3.2 b menunjukkan *von mises stress* dan *displacement* yang terjadi pada model. *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 3.2 a 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 3.2 a)Tegangan yang terjadi pada model
b)Defleksi yang terjadi pada model

Gambar 3.2 b menunjukkan nilai *displacement* tertinggi pada ujung sayap adalah 0,27 cm. Dengan menggunakan teorema pitagoras dapat dihitung nilai sudut hedral pada sayap sebagai berikut;



Gambar 3.3 Sudut hedral

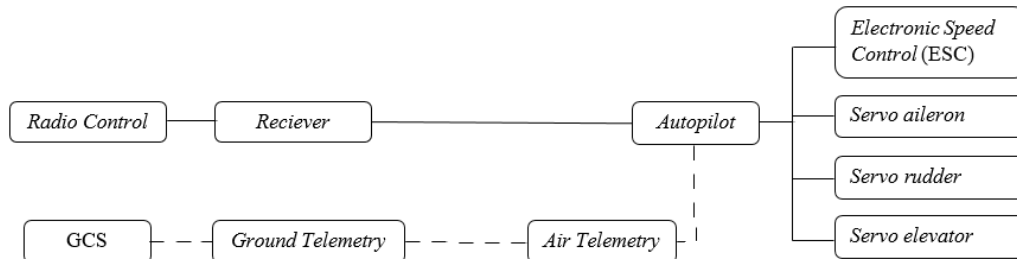
- a adalah ½ bentang sayap =60 cm
 - c adalah jarak ujung sayap ke sumbu normal sayap = 2,094 cm
 - c' adalah *displacement* pada ujung sayap = 0,27 cm
 - b adalah sudut hedral pada sayap maksimal 4°
- maka;

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

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

3.2 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* ARDUCOPTER 2.8 sebagai *autopilot*, UBLOX m7n sebagai GPS serta *telemetry* 433 mhz sebagai pengirim dan penerima data dari GCS menuju *autopilot* atau sebaliknya. Gambar 3.4 menunjukkan skema sistem *autopilot*. Pemilihan komponen ini didasarkan pada kebutuhan dari pesawat untuk menjalankan misi-misi tertentu.



Gambar 3.4 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 ARDUCOPTER 2.8. ARDUCOPTER 2.8 memiliki dimensi 7,05 cm x 4,5 cm x 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* ARDUCOPTER 2.8 tersebut.

3.3 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 adalah modul surya tipe *monocrystalline* dengan tegangan *output* sebesar 18 V dan daya 5,5 watt pada masing-masing sayap. Gambar 3.5 menunjukkan solar cell jenis *monocrystalline*. Pemilihan modul surya ini didasarkan pada karakteristik *solar cell* jenis ini yaitu *solar cell* yang dibuat dari satu *crystal silicon* utuh. *Solar cell* jenis ini memiliki efisiensi yang tinggi walaupun dalam kondisi cahaya yang minim.



Gambar 3.5 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;

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

3.4 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 yakni *wing loading* sebesar $4,577 \frac{kg}{m^2}$ sampai $5,34 \frac{kg}{m^2}$ adalah sebagai berikut;

Diketahui:

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

$$\text{Berat pesawat} = 1.624 \text{ gr} = 1,624 \text{ kg}$$

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

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

Maka nilai *wing loading* sesungguhnya adalah

$$Wing\ loading = \text{berat pesawat} / \text{Luas sayap} = 1,624 \text{ kg} / (22,5 \text{ cm} \times 120 \text{ cm}) \times 1 \text{ m}^2 / 10.000 \text{ cm}^2$$

$$= 6,1045 \frac{kg}{m^2} \text{ (karena melebihi batas } wing\ loading \text{ maka perlu dilakukan modifikasi pada pesawat. Modifikasi hanya dapat dilakukan pada sayap pesawat dengan menambah bentang sayap. Hal ini dikarenakan struktur badan sayap dan ekor sudah fix dan tidak dapat diubah lagi)}$$

$$\text{Luas sayap akhir} = \text{berat pesawat} / wing\ loading = 1,624 \text{ kg} / 4,577 \frac{kg}{m^2} \text{ sampai } 5,34 \frac{kg}{m^2}$$

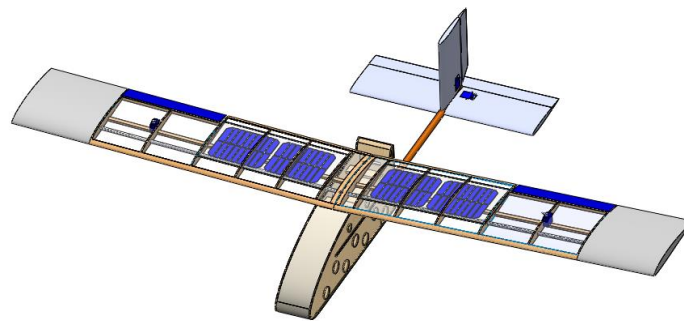
$$= 0,355 \text{ m}^2 \text{ sampai } 0,304 \text{ m}^2$$

$$\text{WS} = \text{luas akhir sayap} / \text{lebar sayap}$$

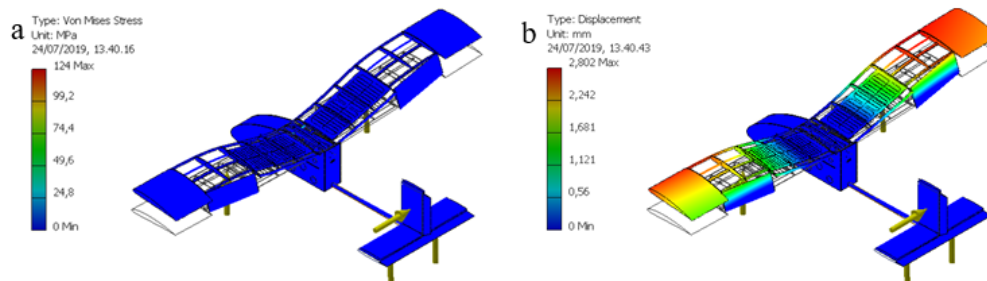
$$= 0,355 \text{ m}^2 / 0,225 \text{ m}$$

$$= 1,58 \text{ m (Sehingga bentang sayap atau WS perlu ditambahkan sebesar } 1,58 \text{ m} - 1,2 \text{ m} = 0,38 \text{ m atau } 0,19 \text{ m pada setiap ujung sayap)}$$

Setelah dilakukan perhitungan tahap selanjutnya adalah memodifikasi desain dan mensimulasikan kembali menggunakan *software* Inventor 2015. Gambar 3.6 dan 3.7 menunjukkan hasil modifikasi desain dan hasil simulasinya.



Gambar 3.6 Penambahan bentang sayap



Gambar 3.7 a) Tegangan yang terjadi pada model
b) Defleksi yang terjadi pada model

Gambar 3.7 a 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 3.6 a 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 3.7 b menunjukkan perubahan bentuk dan *displacement* yang terjadi pada model. Nilai *displacement* pada ujung sayap adalah 0,2802 cm. mengacu pada gambar 3.3 dengan menggunakan teorema pitagoras dapat dihitung nilai sudut hedral pada sayap sebagai berikut;

a adalah ½ 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;

$$b = \arcsin \left(\frac{c+c'}{a} \right)$$

$$= \arcsin \left(\frac{0,2802+2,757}{79} \right)$$

$$= 2,26^\circ$$

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

3.5 Hasil pengujian

Sebelum dilakukan pengujian maka perlu dilakukan tahapan-tahapan pemrograman ARDUCOPTER 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 3.2 dan Gambar 3.8 sampai 3.11 menunjukkan hasil pengujian *solar powered plane UAV*.

Tabel 3.2 Hasil pengujian

Komponen pengujian	Kondisi
<i>Manual mode</i>	Bekerja
<i>Stabilize mode</i>	Bekerja
<i>Auto mode</i>	Bekerja
ATS	Bekerja



Gambar 3.8 Kondisi *manual mode*



Gambar 3.9 Kondisi *stabilize mode*



Gambar 3.10 Kondisi *auto mode*



Gambar 3.11 Fase switching

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengujian *solar powered plane unmanned aerial vehicle* (UAV), dapat disimpulkan bahwa:

1. *Solar powered plane* UAV hasil perancangan ini memiliki spesifikasi sebagai berikut:
 - *Wing span* 158 cm.
 - *Fuselage* 94,5 cm.
 - Berat total 1,624 kg.
 - *Daya* modul surya 11 watt.
2. Berdasarkan hasil pengujian pesawat ini dapat terbang selama ± 6 menit menggunakan *autopilot* pada model penerbangan *auto* dan *manual*. Pesawat ini memiliki kecepatan terbang 12-17 m/s² pada ketinggian 30 m. Selain itu *Automatic Transfer Switch* (ATS) sudah dapat bekerja dengan waktu *switching* 3 menit.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Hidayat, R., Mardiyanto, R. Pengembangan Sistem Navigasi Otomatis Pada UAV (Unmanned Aerial Vehicle) dengan GPS (Global Positioning System) Waypoint: Jurnal Teknik ITS.2016: 898-903.
- [2] Klesh, A., T., Kabamba, P., T, Energy-Optimal Path Planning for Solar-Powered Aircraft in Level Flight: AIAA Guidance. 2007: 1-17.
- [3] Lennon, Andy. BASIC OF R/C MODEL AIRCRAFT DESIGN. connecticut: Air Age Media Inc. 1996: 19-26

- [4] Mehta, A., Joshi, C., Solanki, K., Yadav, S. Design and Fabrication of Solar R/C Model Aircraft: International Journal of Modern Engineering Research.2013: 752-758.
- [5] Mehta, A., Yadav, S., Solanki, K., Joshi, C. Solar Aircraft : Future Need: International Journal of Advanced Engineering Technology. 2012: 43-38.
- [6] Noth A. Design of Solar Powered Airplanes for continous Flight. PhD Thesis. Switzerland: ETH ZÜRICH; 2008.
- [7] Purwanto, E., B. Pemodelan Sistem Dan Analisis Kestabilan Dinamik Pesawat UAV: Jurnal Teknologi Dirgantara.2012: 1-12.
- [8] Rojiwanudin. Apa dan Bagaimana Membuat Foam RC Plane. Bekasi: GAERO. 2018: 4-30
- [9] Rojiwanudin. Tips dan Tricks Foam RC Plane. Bekasi: GAERO. 2018: 6
- [10] Rosales, J., Derra, M., Gutierrez, L., Kreutz, K., Rodriquez, A., Sagarnaga, L., Gross, A. Low-Cost High-Endurance Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle: Applied Aerodynamics Conference.2017:1-23