

ANALISA PEMBEBANAN STATIK PADA *FUSELAGE* WAHANA TERBANG TANPA AWAK ATHA MAPPER 2150 DENGAN SIMULASI ANSYS

Jefri Albukhari^[1], Kaspul Anuar^[2]

Laboratorium Kontruksi Mesin, Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Riau

^[1]Jefrialbukhari1642@student.unri.ac.id, ^[2] kaspul.anuar@lecturer.unri.ac.id

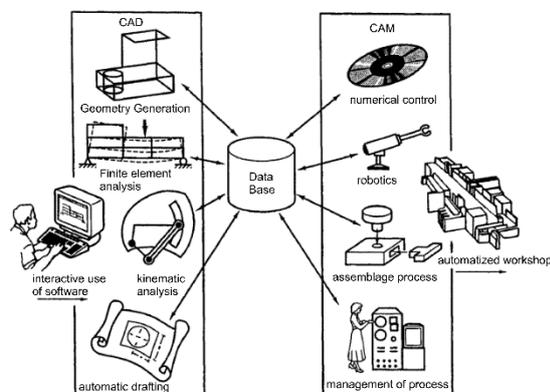
ABSTRACT

Fuselage is the main structure of unmanned aerial vehicles where as an electronic space, payload, and as a wing support and tail of the ride. Fuselage is charged during take-off, cruise, and landing. One of the charges on the fuselage is the mass pressure of the electronic as well as the transported payload. This study aims to find out the strength of the structure on the fuselage design of the Atha Mapper 2150 unmanned vehicle. Simulation of the strength of the fuselage design structure of the Atha Mapper 2150 unmanned vehicle was conducted with the help of Ansys software. From the results of the simulation of the strength of the structure in the fuselage design obtained the maximum deflection value occurred at 0.25816 mm (in the middle of the fuselage), the maximum voltage occurred at 1,876 MPa (wing connection with fuselage) and the minimum safety factor value of 15.

Keywords: Atha Mapper 2150, Fuselage, Structur.

1. Pendahuluan

Ansys adalah *software* yang memanfaatkan metode elemen hingga (*finite element*) untuk menyelesaikan permasalahan yang berhubungan dengan mekanika, termasuk didalamnya masalah statik, dinamik, analisis struktural (baik linier 25 maupun nonlinier), masalah perpindahan panas, masalah fluida dan juga masalah yang berhubungan dengan akustik dan elektromagnetik [1]. Konsep dasar *finite element analysis* adalah mendiskritisasi atau membagi suatu struktur menjadi bagian-bagian yang lebih kecil yang jumlahnya berhingga, kemudian melakukan analisis gabungan terhadap elemen – elemen kecil tersebut. Tujuan dari *finite element analysis* adalah untuk memperoleh nilai pendekatan numerik dengan memanfaatkan bantuan komputer [1]. Pada Gambar 1 dapat dilihat contoh ilustrasi *finite element analysis*.



Gambar 1. Contoh Ilustrasi *Finite Element Analysis* [2]

Analisa kekuatan struktur menjadi hal penting yang perlu diperhatikan dalam perancangan suatu

kontruksi. Tujuannya untuk mengetahui tegangan dan regangan yang terjadi sehingga perancang dapat mengevaluasi desain yang direncanakan [3].

Terdapat tiga prosesor yang paling sering digunakan:

1. *Preprocessor*, yang berisi perintah-perintah yang di butuhkan untuk membangun model yakni: Mendefinisikan, tipe dan pilihan elemen, Mendefinisikan konstanta *real* elemen, Mendefinisikan sifat material, Membuat model geometri, Mendefinisikan *meshing* kontrol, *mesh* Model yang dibuat [4].
2. *Prosesor (SOLUSI)*, memiliki perintah yang memungkinkan untuk menerapkan kondisi batas dan pembebanan. Misalnya pada masalah struktural, dapat ditentukan kondisi batas perpindahan dan kekuatan, atau untuk masalah perpindahan panas, dapat ditentukan batas suhu permukaan atau konvektif. Setelah semua informasi yang dibuat tersedia untuk prosesor solusi, pemecahan solusi dapat dilakukan. Dalam solusi terkait dengan analisis yang dilakukan sekarang, maka yang ditampilkan adalah solusi untuk deformasi, *Equivalent von misses stress*, dan *safety* faktor [4].
3. *Postprocessor*, berisi perintah-perintah yang memungkinkan untuk mengurut dan menampilkan hasil analisis yaitu: membaca data hasil dari prosesor, membaca hasil elemen data, plot hasil, menampilkan daftar hasil [4].

Fuselage adalah struktur utama pesawat yang dirancang untuk mengakomodasi kru, penumpang, dan kargo. *Fuselage* pesawat *modern* adalah

cangkang kaku yang biasa disebut konstruksi *semi-monocoque*. Struktur *semi-monocoque* sangat efisien, memiliki *strength to weight ratio* yang tinggi, dan memiliki fleksibilitas desain dan dapat menahan kegagalan lokal tanpa kegagalan total melalui redistribusi beban. *Fuselage* sebagai *beam* terdiri dari elemen longitudinal (*longeron* dan *stringer*), elemen transversal (*frame* dan *bulkhead*) dan *skin* eksternal [5].

Salah satu pembebanan pada *fuselage* adalah tekanan pada *pressure* sayap (gaya angkat) saat terbang *cruise*, dan tekanan masa elektronik maupun *payload* yang diangkut [6]. Pada pengoperasian wahana terbang tanpa awak, *demage* bisa terjadi pada *fuselage*, misalnya terjadinya kegagalan pada struktur dukungan pengontrol gerak terbang wahana (*pixhawk*) hal ini dapat menyebabkan *crash* saat pengoperasian wahana. Oleh karena itu perlu dilakukan simulasi struktur untuk menjamin kelayakan struktur *fuselage* yang digunakan.

Menurut [7] sebuah material yang dikenai beban dari luar, maka material akan mengalami defleksi. Pada beban luar yang tidak terlalu besar defleksi material akan kembali ke bentuk seperti semula setelah beban yang diberikan dilepas. Material tidak akan terjadi deformasi permanen disebabkan karena gaya elastis material. Hal ini yang disebut sifat *elastisitas* material. Sedangkan peningkatan beban yang melebihi kekuatan luluh (*yield strength*) yang dimiliki material akan mengakibatkan aliran deformasi material dimana material tidak akan kembali ke bentuk seperti semula atau mengalami deformasi permanen (*permanent set*) yang disebut plastisitas.

Tegangan adalah besaran pengukuran intensitas gaya atau reaksi dalam yang timbul persatuan luas. Tegangan menurut [7], dibedakan menjadi dua yaitu, *engineering stress* dan *true stress*. *Engineering stress* dapat dirumuskan sebagai berikut :

$$\sigma_{eng} = \frac{F}{A_0}$$

Dimana :

$$\sigma_{eng} = \text{Engineering stress (MPa)}$$

$$F = \text{Gaya (N)}$$

$$A_0 = \text{Luas permukaan awal (mm}^2\text{)}$$

True stress adalah tegangan hasil pengukuran intensitas gaya reaksi yang dibagi dengan luas permukaan sebenarnya (*actual*). *True stress* dapat dihitung dengan:

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

Dimana:

$$\sigma = \text{True stress (MPa)}$$

$$F = \text{Gaya (N)}$$

$$A_0 = \text{Luas permukaan sebenarnya (mm}^2\text{)}$$

Regangan didefinisikan sebagai perubahan ukuran atau bentuk material dari panjang awal sebagai hasil gaya yang menarik atau yang menekan pada material. Menurut [7], regangan dibedakan menjadi dua, yaitu: *engineering strain* dan *true strain*. *Engineering strain* adalah regangan yang dihitung menurut dimensi benda aslinya (panjang awal). Sehingga untuk mengetahui besarnya regangan yang terjadi adalah dengan membagi perpanjangan dengan panjang semula.

$$\varepsilon_{eng} = \frac{l-l_0}{l_0} \times 100\% = \frac{\Delta l}{l_0} \times 100\%$$

Dimana:

$$\varepsilon_{eng} = \text{Engineering strain}$$

$$\Delta l = \text{Perubahan panjang (mm)}$$

$$l_0 = \text{Panjang mula-mula (mm)}$$

$$l = \text{Panjang setelah diberi gaya (mm)}$$

Sedangkan *True strain* regangan yang dihitung secara bertahap (*increment strain*), dimana regangan dihitung pada kondisi dimensi benda saat itu (sebenarnya) dan bukan dihitung berdasarkan panjang awal dimensi benda. Maka persamaan regangan untuk *true strain* (ε) adalah:

$$\varepsilon = \int_0^1 \frac{dl}{l} = \ln \frac{l}{l_0}$$

Dimana:

$$\varepsilon = \text{True strain}$$

$$l_0 = \text{Panjang mula-mula (mm)}$$

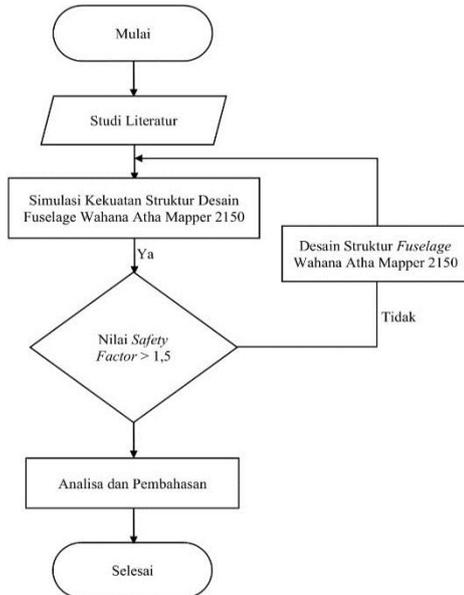
$$l = \text{Panjang setelah diberi gaya (mm)}$$

Pada penelitian ini akan melakukan simulasi kekuatan struktur pada desain *fuselage* wahana terbang tanpa awak dengan pembebanan menggunakan massa setiap *part* yang diangkut dalam kabin *fuselage* dengan bantuan *software Ansys* dan *Autodesk Inventore*. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui kelayak struktur pada desain *fuselage* wahana terbang tanpa awak Atha Mapper 2150.

2. Metodologi

2.1 Metode Penelitian

Simulasi kekuatan struktur dilakukan menggunakan desain *fuselage* wahana terbang tanpa awak Atha Mapper 2150. Proses simulasi struktur dilakukan dengan bantuan *software Ansys Static Structural*. Berikut diagram alir pada penelitian ini ditampilkan pada Gambar 2, sebagai berikut:



Gambar 2. Diagram Alir Penelitian

2.2 Studi Literatur

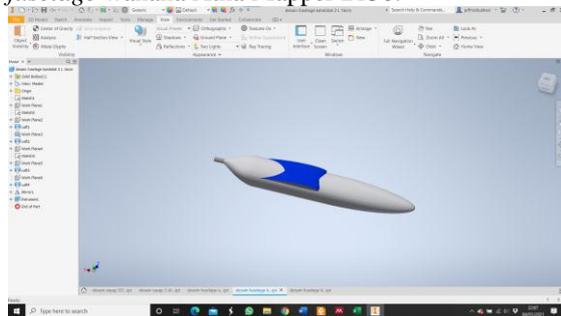
Pada penelitian ini, studi literatur dilakukan terkait analisis konstruksi pada wahana terbang tanpa awak. Literatur berasal dari buku, jurnal *international*, tesis dan publikasi ilmiah lainnya. Beberapa sumber tersebut akan dijadikan sebagai referensi untuk pelaksanaan penelitian ini.

2.3 Simulasi Kekuatan Struktur

Simulasi Kekuatan Struktur Desain *fuselage* wahana Atha Mapper 2150 dilakukan melalui beberapa Langkah sebagai berikut :

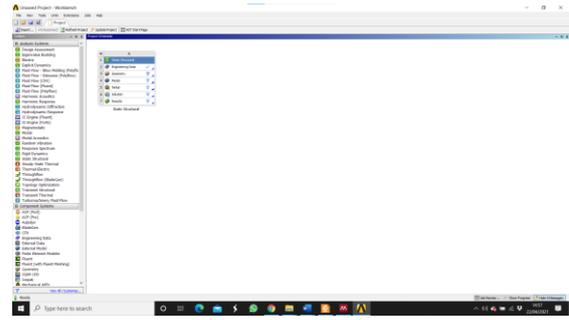
1. Desain *Fuselage*

Setelah *fuselage* wahana Atha Mapper 2150 selesai didesain, kemudian desain disave dengan format IGS. Gambar 3 berikut menampilkan desain *fuselage* wahana Atha Mapper 2150.



Gambar 3. Desain *Fuselage* Wahana Atha Mapper 2150

Setelah desain *fuselage* selesai, kemudian melakukan simulasi kekuatan struktur pada software Ansys, klik menu *static structural* sebagai solver analisa. *Input geometry* desain *fuselage* pada menu *geometry*. Gambar 4 menampilkan tampilan awal *static structural*.



Gambar 4. Tampilan Menu *Static Structural*

2. *Input* Jenis Material

Setelah *input* desain *fuselage* selesai, kemudian pilih menu *engineering data* untuk mengatur jenis dan *properties* material yang digunakan. Pada penelitian ini material yang digunakan pada *fuselage* adalah *fiber carbon – fiber glas composite*. *Properties* material diambil dari penelitian [8]. Tabel 1 menunjukkan *properties* material yang digunakan dalam simulasi kekuatan struktur *fuselage*.

Tabel 1. *Properties* Material *Fuselage*

No	Nama Material	Modulus Elastisitas (GPa)	Tegangan Luluh (MPa)
1	<i>Fiber carbon – fiber glas composite</i>	4,641	69,966

Sumber : [8]

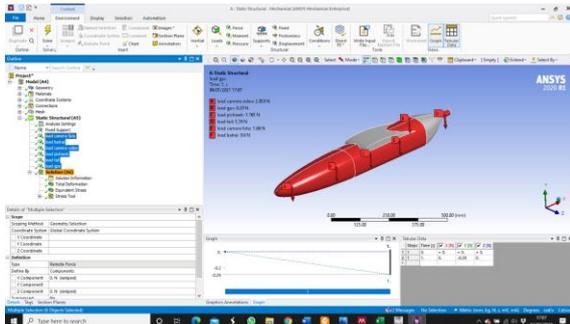
3. Pemberian *Load*

Pilih klik kanan menu *static structural*, klik *insert*, klik *remote force*, klik *body* yang akan diletakkan beban sesuai dengan jarak masing-masing *part*, masukkan nilai beban pada kolom *Y component* masing-masing *part*. Berikut data massa setiap *part* (selain massa ekor) diambil secara aktual dengan cara menimbang setiap *part* wahana Atha Mapper 2150 yang telah diproduksi pada penelitian sebelumnya [9]. Tabel 2 menampilkan data massa setiap *part* wahana Atha Mapper 2150.

Tabel 2. Massa Setiap *Part* Pada *Fuselage*

No	Parameter	Massa (N)	Jarak Sumbu X (mm)
1	Kamera Foto	1,66	730
2	Kamera Video	2,059	100
3	Baterai	15,219	350
4	<i>Pixhawk</i>	1,765	110
5	Ekor	5,39	995
6	GPS	0,29	790

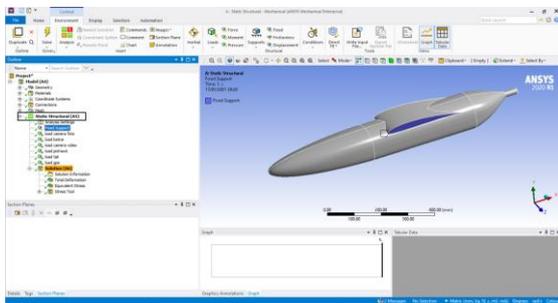
Pada Gambar 5 menampilkan hasil pemberian beban masing-masing *part* pada *fuselage*.



Gambar 5. Hasil Pemberian Beban Masing-masing Part

4. Mengatur *Fixed Support* (Tumpuan)

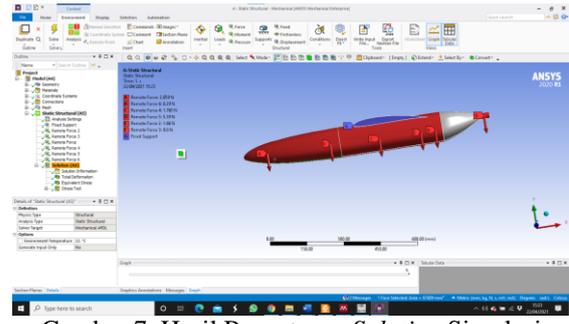
Tumpuan berupa *fixed support* diletakkan pada kedudukan sayap (atas *fuselage*). Proses pemberian tumpuan dilakukan sama dengan proses pemberian tumpuan pada bagian sayap. Pemberian tumpuan pada *fuselage* dapat dilihat pada Gambar 6.



Gambar 6. Hasil Pemberian Tumpuan Pada *Fuselage*

5. Mengatur *Solution* Hasil Simulasi

Pengaturan *solution* hasil simulasi dilakukan untuk mendapatkan target luaran hasil simulasi struktur pada desain model. Proses pengaturannya dilakukan dengan cara: klik kanan *menu solution*, klik *insert*, klik *deformation*, klik total untuk melihat nilai deformasi total pada desain model. Untuk melihat nilai tegangan maksimum pada desain model, langkahnya yaitu: klik kanan pada *menu solution*, klik *insert*, klik *stress*, klik *equivalent stress (von-mises)*. Terakhir untuk menampilkan nilai *safety factor*, caranya yaitu: klik kanan pada *menu solution*, klik *insert*, klik *stress tool*, klik *max equivalent stress*. Pada Gambar 7 menampilkan hasil pengaturan *solution simulation static structural*.



Gambar 7. Hasil Pengaturan *Solution* Simulasi *Static structural*

6. Menjalankan Simulasi

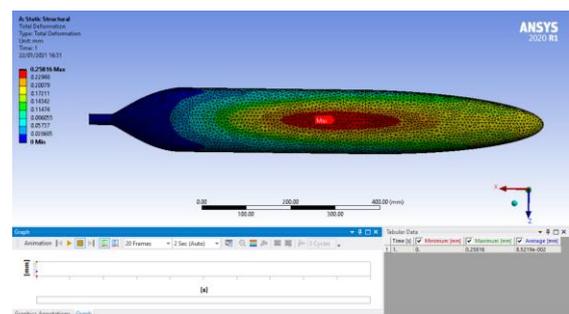
Setelah seluruh pengaturan selesai dilakukan, untuk menjalankan simulasi dilakukan dengan mengklik opsi *solve*. Proses *running* simulasi akan menghasilkan data kekuatan struktur sayap seperti nilai total *deformation*, *stress* (tegangan) dan *safety factor* (SF).

3. Analisa dan Pembahasan

Simulasi kekuatan struktur pada *fuselage* dilakukan untuk mengetahui besar defleksi, tegangan dan *safety factor* (SF) yang terjadi pada sayap UAV Atha Mapper 2150. Adapun hasil simulasi kekuatan struktur sebagai berikut :

3.1 Hasil Simulasi Defleksi Pada Desain *Fuselage*

Pembebanan pada simulasi struktur *fuselage* dilakukan berupa gaya berat yang berasal dari komponen elektronik seperti kamera foto, kamera video, baterai, *pixhawk*, GPS dan massa ekor. Gambar 8 menampilkan hasil simulasi berupa nilai defleksi yang terjadi pada *fuselage*.

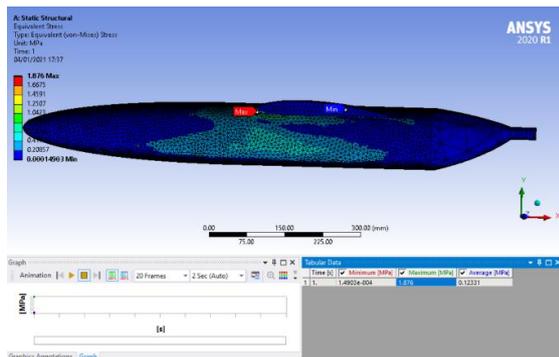


Gambar 8. Hasil Simulasi Berupa Defleksi Pada *Fuselage* Atha Mapper 2150

Dari hasil Gambar 8 terlihat bahwa nilai defleksi maksimum pada *fuselage* terjadi dilokasi tengah *fuselage* dengan nilai sebesar 0,25816 mm. Hal ini terjadi karena beban terbesar (baterai) berada di tengah *fuselage*.

3.2 Hasil Simulasi Berupa Nilai Tegangan Pada *Fuselage* UAV Atha Mapper 2150

Hasil simulasi berupa nilai tegangan yang terjadi pada *fuselage* dapat dilihat pada Gambar 9.

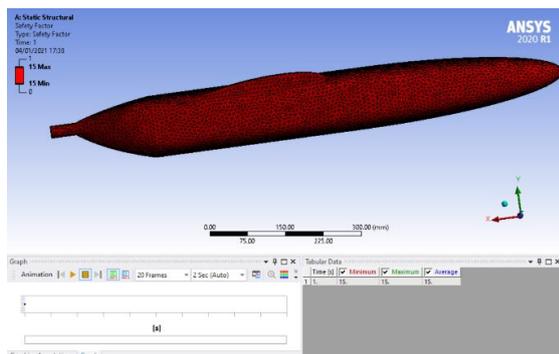


Gambar 9. Tegangan Maksimum Pada *Fuselage* Atha Mapper 2150

Dari Gambar 9 terlihat, tegangan maksimum terjadi pada lokasi sambungan sayap dengan *fuselage* dengan nilai sebesar 1,876 MPa. Hal ini terjadi karena elemen terdekat yang menahan beban terbesar (baterai) adalah sambungan sayap dengan *fuselage*.

3.3 Hasil Simulasi Berupa Nilai *Safety Factor* pada *Fuselage* UAV Atha Mapper 2150

Gambar 10 berikut menampilkan hasil simulasi berupa nilai *safety factor* pada struktur *fuselage*.



Gambar 10. Hasil Simulasi Berupa Nilai *Safety Factor* Pada Struktur *Fuselage* Wahana Atha Mapper 2150

Dari hasil Gambar 10 terlihat, nilai *safety factor* minimum hasil simulasi struktur pada *fuselage* sebesar 15. Nilai *safety factor* ini menunjukkan bahwa kekuatan struktur *fuselage* UAV Atha Mapper 2150 memenuhi syarat keamanan stuktur. Selain itu, nilai *safety factor* ini juga menunjukkan bahwa kekuatan struktur *fuselage* berpotensi bisa dikurangi agar massa stuktur *fuselage* dapat berkurang. Namun, hal ini juga memiliki dampak negatif berupa naiknya nilai defleksi yang terjadi pada struktur *fuselage*. Pengurangan nilai *safety factor* dari material *fuselage* juga perlu kajian yang mendalam, karena pada kondisi tertentu *fuselage* juga mengalami beban benturan (*impact*) saat proses *landing* yang terjadi tidak sesuai rencana.

4. Simpulan

Dari simulasi kekuatan struktur *fuselage*, nilai defleksi maksimum terjadi sebesar 0,25816 mm (di tengah *fuselage*), tegangan maksimum terjadi sebesar 1,876 MPa (sambungan sayap dengan *fuselage*) dan nilai *safety factor* minimum sebesar 15. Dari hasil simulasi kekuatan struktur yang didapatkan, dapat dikatakan bahwa desain *fuselage* layak digunakan pada wahana terbang tanpa awak Atha Mapper 2150

5. Daftar Pustaka

- [1] S. Moaveni, *Finite Element Analysis: Theory and Application with ANSYS 4/E*, Fourth. Croydon: A catalogue record for this book is available from the British Library, 2015.
- [2] K. J. Bathe, *Finite Element Procedures*, Second. United States of America: Prentice Hall, Pearson Education, Inc., 2016.
- [3] A. Kassimali, *Matrix Analysis of structures*, vol. 113, no. 2. 2012.
- [4] T. M. A. Nurisa, P. Studi, T. Mesin, F. Teknik, and U. Islam, "DYNAMIC LOAD ANALYSIS ON AIRCRAFT BODY USING ANSYS," vol. 1, no. 01, pp. 43–50, 2019, doi: 10.25299/rem.2019.vol1(01).2402.
- [5] Elmer Franklin Bruhn, "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures," p. 362, 1973.
- [6] D. Hartini, "Strength Analysis on Airplane Fuselage Structure Stringer," *Angkasa J. Ilm. Bid. Teknol.*, vol. 12, no. 2, pp. 185–194, 2020, doi: 10.28989/angkasa.v12i2.545.
- [7] S. J. H. Marciniak. Z., J.L. Duncan, "Mechanics of Sheet Metal Forming," pp. 68–70, 2002.
- [8] M. F. Soetanto and R. I. Tritjahjono, "Study the Strength of Material and Composite Structures of Belly-Landing Mini UAV," *Appl. Mech. Mater.*, vol. 842, pp. 178–185, 2016, doi: 10.4028/www.scientific.net/amm.842.178.
- [9] K. Prayetno, "Proses Pembuatan Airframe dan Sistem Pelontar pada Pesawat Terbang Tanpa Awak (PTTA) Atha Mapper 2150 dengan Menggunakan Bahan Komposit dan Fiberglass," 2018.