

Optimasi Desain Rangka pada Pembuatan Pesawat Tanpa Awak (Drone) untuk Aplikasi Pertanian

Syahrudin Rasyid¹, Baso Nasrullah², Andi Ryan Fatahillah³, Fahmi Syamsuddin⁴, Rezky Nur Amaliyah⁵

^{1,2,3,4,5}Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Ujung Pandang, Makassar 90245, Indonesia

*Email: syahrudinrasyid@poliupg.ac.id

Abstract: The purpose of this research is to produce a drone product by optimizing the design and frame material, measuring the centre of gravity, knowing the tensile strength and tensile strain of the frame load, and knowing the effect of the load on the flight duration. The research stages include: literature study, drawing planning, design/load analysis, material testing with tensile test method to compare the two materials (PLA and carbon composite), design and optimization, flight testing, and data analysis, calculating centre of gravity and duration fly. The conclusions obtained from the design of drones for agriculture are: dimensions $270 \times 350 \times 170$ mm, weight 1.26 kg, 5 Inc propeller size, 12.72 N lift, 1000-meter control distance, 1500 mAh Li-Po battery. The centre of mass of the drone made is $X = -32.81\text{mm}$, $Y = -706.41\text{mm}$, $Z = 109.32\text{mm}$. The actual tensile strength of the PLA material is 5.74 MPa and the carbon composite material is 16.74 MPa. Simulation tensile strength of PLA material is 5.548 MPa and carbon composite material is 16.494 MPa. The flight duration of the drone decreases with increasing the applied load. The use of a Li-Po 1500 mAh battery can fly a drone with a flight duration of 7 minutes 49 seconds at a load of 500 grams.

Keywords: Drone, Flight Duration, Load, Material.

Abstrak: Tujuan penelitian ini yaitu untuk menghasilkan produk pesawat tanpa awak (*drone*) dengan mengoptimalkan desain dan material rangka, mengukur *centre of gravity*, mengetahui kekuatan tarik dan regangan tarik dari beban rangka, serta mengetahui pengaruh beban terhadap durasi terbang. Tahapan penelitian meliputi: studi literatur, perencanaan gambar, analisa perancangan/beban, pengujian material dengan metode uji tarik untuk membandingkan kedua material (PLA dan karbon komposit), desain dan optimasi, uji coba terbang, dan analisa data, menghitung *centre of gravity* dan durasi terbang. Kesimpulan yang diperoleh dari rancang bangun *drone* untuk pertanian adalah: dimensi $270 \times 350 \times 170$ mm, berat 1,26 kg, ukuran propeller 5 Inc, daya angkat sebesar 12.72 N, jarak pengendalian 1000 meter, baterai Li-Po 1500 mAh. Titik pusat massa pada *drone* yang dibuat adalah $X = -32,81\text{mm}$, $Y = -706,41\text{mm}$, $Z = 109,32\text{mm}$. Kekuatan tarik secara aktual pada material PLA adalah 5,74 MPa dan material karbon komposit adalah 16,74 MPa. Kekuatan tarik secara simulasi pada material PLA adalah 5,548 MPa dan material karbon komposit 16,494 MPa. Durasi terbang dari *drone* menurun dengan bertambahnya beban yang diberikan. Penggunaan baterai tipe Li-Po 1500 mAh dapat menerbangkan *drone* dengan durasi terbang 7 menit 49 detik pada beban 500 gram.

Kata Kunci: Beban, *Drone*, Durasi Terbang, Material.

I. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicles (UAV) merupakan kendaraan tanpa awak yang dapat dikendalikan dan bertujuan membantu manusia dalam menjalani tugas yang sulit atau berbahaya. UAV mempunyai banyak bentuk dan salah satu bentuknya adalah *multicopter* atau dapat disebut *drone* dengan baling-baling yang berjumlah banyak. UAV memiliki kemampuan untuk terbang dan mendarat secara vertikal, serta dapat melakukan *manuver* yang sulit. Salah satu *manuver* yang terkenal adalah hovering [1-2].

Drone merupakan alat mekanik yang bekerja jika mendapat instruksi. Oleh karena itu tindakan yang dilakukan oleh *drone* mendapat campur tangan program yang telah didefinisikan untuk melakukan pengendalian. Sistem kontrol *drone* dapat dikendalikan dari jarak jauh menggunakan *remote control* atau dapat bergerak berdasarkan program yang sudah dikendalikan oleh komputer (*autopilot*) dengan mengacu pada parameter-parameter yang telah ditentukan sebelumnya [3].

Keamanan pada *drone* menjadi faktor yang harus diperhatikan, apabila *drone* diterbangkan pilot *drone* dapat memerintahkan berbagai gerakan akrobatik. Pada keadaan *manoeuvring* sangat riskan keselamatan dan keamanan pada *drone*, tidak sedikit kegagalan tersebut berujung pada kerusakan ataupun keselamatan pada sekitarnya. Pada pesawat *drone*, *centre of gravity* menjadi titik tumpu dan titik acuan untuk menentukan sikap terbang dari *drone* [4].

Penggunaan *drone* saat ini banyak digunakan diberbagai bidang, salah satunya ialah dalam bidang pertanian. Penggunaan *drone* pada bidang pertanian sangat bermanfaat bagi masyarakat. Proses pemupukan, penyemprotan pestisida, dan penyemprotan hama yang biasa dilakukan secara manual dengan cara membuat jalur pada penanaman pertama agar pada saat melakukan penyemprotan tanaman tidak terinjak dan penyemprotan dapat dilakukan secara efektif. Akan tetapi dengan teknik manual yang umumnya dilakukan oleh para petani dapat memberikan berbagai permasalahan baik dari segi waktu, tenaga, kesehatan, dan kesejahteraan ekonomi. Oleh karena itu, penggunaan *drone* untuk aplikasi pertanian sangat bermanfaat bagi petani khususnya untuk lahan pertanian yang luas. Dengan adanya bantuan dari *drone* maka dapat meringankan pekerjaan petani [5-6].

Penelitian tentang pesawat tanpa awak berbasis *Quadcopter* untuk aplikasi pertanian telah banyak dilakukan oleh peneliti sebelumnya [7-10]. Dimana pada penelitian ini berorientasi pada pengukuran daya angkat pada *drone quadcopter*, luas lahan pertanian yang dapat dijangkau, dan durasi terbang.

Penulisan ini berorientasi pada bagaimana mengoptimalkan desain dan material rangka pada pembuatan *drone type Quadcopter*, mengukur posisi *centre of gravity*, mengetahui kekuatan tarik dan regangan tarik dari bahan rangka secara actual dan simulasi, serta mengetahui pengaruh beban terhadap durasi terbang.

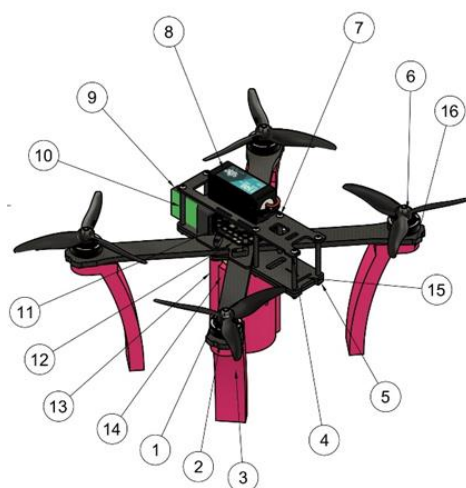
II. METODOLOGI PENELITIAN

A. Bahan dan Alat

Bahan yang digunakan untuk membuat *drone* ialah *frame*, *flight controller*, *electronic speed controller*, konektor XT-60, *Receiver*, kabel AWG 16, kapasitor, baut, mur, ring, pelindung kabel *batray Li-Po*, strap baterai, antena, *remote control*, *propeller*, dan motor. Alat yang digunakan adalah mesin *3D printing*, mesin bor tangan, jangka sorong, kunci Pas, kunci L, Solder 40w, tang potong, tang jepit, laptop, obeng, dan gunting. Peralatan pengujian berupa; *Software Solidwork* untuk menguji beban statis bahan rangka *drone*, desain optimasi, dan *centre of gravity*, mesin uji Tarik untuk menguji secara aktual bahan rangka *drone*, dan *stopwatch* untuk mengukur durasi terbang.

B. Desain Drone type Quadcopter

Gambar 1 memperlihatkan desain *drone* tipe *Quadcopter*. Berdasarkan Gambar 1. *drone* memiliki beberapa komponen yaitu: 1) Motor 2400 KV, 2) Arm Motor, 3) *Propeller*, 4) *Frame Atas Drone*, 5) Mur *Frame Drone*, 6) Mur Motor, 7) Baut *Frame*, 8) Baterai *Li-Po*, 9) *Ctx Drone*, 10) *Pipe Frame*, 11) *Flight Controller*, 12) *Electronic Speed Controller*, 13) Rumah Beban, 14) Beban 500 Gr), 15) *Frame Bawah Drone*. 16) *Landing Drone*.



Gambar 1. Desain *Drone*

C. Proses Perancangan, Pembuatan, dan Pengujian

Pertama yaitu tahap perancangan konsep desain. Pada tahap ini terlebih dulu dilakukan pemilihan konsep desain *drone*, setelah itu menganalisa apakah desain yang dibuat dapat mengangkat beban tanpa

mempengaruhi durasi terbang *drone*. Pemilihan material yang akan digunakan dengan menguji kekuatan tarik dari material PLA dan karbon komposit.

Kedua yaitu tahap pembuatan dan perakitan komponen. Pada tahap ini proses yang pertama dilakukan ialah membuat *frame drone* dengan mencetak bagian-bagian dari rangka menggunakan mesin *3D Printing*, kemudian dirakit membentuk konstruksi *drone*. Setelah itu merangkai komponen elektrik dan memasang komponen beban dari *drone*. Selanjutnya dilakukan pengujian durasi terbang *drone*.

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Hasil Pembuatan

Berdasarkan hasil rancangan bagian *drone* untuk pertanian. Maka diperoleh produk *drone* dengan dimensi $270 \times 350 \times 170$ mm, berat 1,26 Kg. ukuran *propeller* 5 Inc, jarak pengendalian 1000 meter, baterai *Li-Po* 1500 mAh, baterai remote 7.200 mAh. *Drone* ini memiliki daya angkat sebesar 12.72 N



Gambar 2 Drone

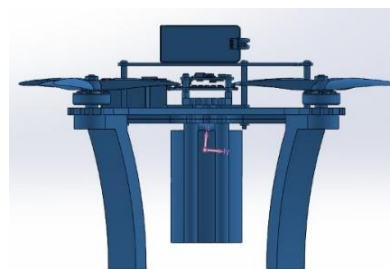
B. Centre of Gravity

Centre of gravity menjadi titik tumpu dan titik acuan untuk menentukan sikap terbang dan kestabilan *drone*. Untuk mengetahui *centre of gravity* dapat dilakukan dengan mencari gravitasi dan beban dari masing-masing komponen. Dimana CG dapat dihitung dengan membagi jumlah keseluruhan momen dan jumlah keseluruhan beban [11-12].

$$cg = \frac{\sum \text{Momen}}{\sum \text{Beban}} \quad (1)$$



a. Posisi Isometri



b. Posisi Samping

Gambar 2 Centre of gravity Drone.

Pada (Gambar 2) dapat dilihat 2 posisi *centre of gravity*, Gambar 2.a merupakan posisi isometri dan Gambar 2.b merupakan posisi samping. Dari gambar tersebut dapat diketahui bahwa letak dari *centre of gravity* berada pada bagian tengah dari *drone*. Penentuan posisi COG pada *drone* sangat penting, karena dapat menentukan keseimbangan dari *drone*.

Tabel 2 Centre of Gravity

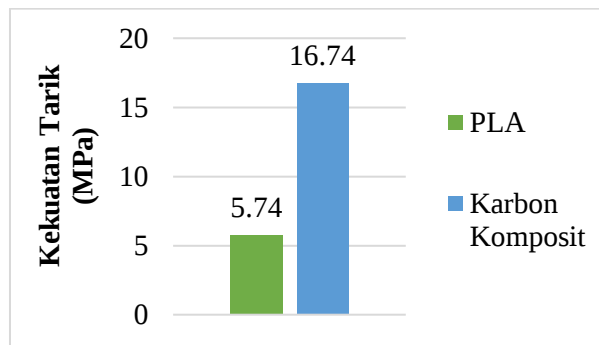
No.	Komponen	Centre of gravity (mm)			Massa	Berat	Momen (Nmm)		
		X	Y	Z	(Kg)	(N): g = 9,8	X	Y	Z
1	FlySky iA6B	-11.12	5.78	0	0.013	0.13	-0.008	0.002	0
2	Rumah Beban	63.00	-48.988	9.5	0.131	1.28	1.185	-6.568	1.098
3	Arm Drone front left	-112.852	8.5	-54.498	0.020	0.20	-0.822	3.513	-2.721
4	Arm Drone front right	112.852	8.5	73.498	0.020	0.20	0.647	0.640	0.069
5	Arm Drone back left	-13.148	-8.5	-54.498	0.020	0.20	-2.563	-2.52	-0.381
6	Arm Drone back right	13.148	-8.5	73.498	0.020	0.20	3.564	-8745.57	5.599
7	Frame Bawah	70.401	1.5	9.513	0.020	0.20	0.047	1.32	1281.72
8	Frame Atas	67.949	42.00	9.541	0.010	0.10	0.208	0.669	0.831
9	Motor Front Left	-145.093	16.149	-94.958	0.033	0.32	-3.115	0.987	6.998
10	Motor Front Right	145.093	16.149	113.958	0.033	0.32	4.357	4.398	0.223
11	Motor Back Left	-19.093	-16.149	-94.958	0.033	0.32	-434.43	-11.169	-6.998
12	Motor Back Right	19.093	-16.149	113.958	0.033	0.32	3.056	-3.098	0.223
13	Propeller Front Left	-145.091	28.748	-94.957	0.004	0.04	-0.647	0.640	-0.069
14	Propeller Front Right	145.091	28.748	113.956	0.004	0.04	0.647	0.640	0.069
15	Propeller Back Left	-19.094	-28.748	-94.957	0.004	0.04	-2.563	-2.526	-0.381
16	Propeller Back Right	19.094	-28.748	113.956	0.004	0.04	3.565	-8.745	5.599
17	Battery	58.836	56.603	8.224	0.275	2.70	9.118	10.404	18.907
18	Pipe Carbon	90.00	23.5	23.5	0.0002	0.0020	0.003	0.023	0.023
19	Beban	63.00	-36.501	10.00	0.510	5.00	11.856	28.292	38.383
20	Flight Controler	63.5	28.446	9.472	0.003	0.03	0.044	0.177	0.196
21	Speed Controler	62.176	24.73	12.026	0.039	0.38	0.337	0.000016	1.804
22	Landing Drone Front Left	127.307	-42.622	-72.801	0.008	0.08	3.728	-0.642	-3.653
23	Landing Drone Front Right	127.307	-42.622	91.801	0.008	0.08	3.728	-0.642	3.653
24	Landing Drone Back Left	-1.307	-42.622	-72.801	0.008	0.08	-3.728	-0.642	-3653.95
25	Landing Drone Back Right	-1.307	-42.622	91.801	0.008	0.08	-3.728	-0.642	3653.95
				Gross	1.261	12.36	-405.514	-8731.06	1351.19
				Centre of gravity			-32.81	-706.41	109.32

C. Hasil Uji Tarik Material Rangka

Proses uji tarik dilakukan untuk mengetahui kekuatan tarik maksimum material rangka yang digunakan pada *drone*. Data-data hasil pengujian dan perhitungan kekuatan tarik pada material filament PLA dan karbon komposit menggunakan mesin Universal Testing Machine (Merek Galbadini) dapat dilihat pada Tabel 2. Perbandingan kekuatan tarik bahan filament PLA dan karbon komposit dapat dilihat pada Gambar 4.

Tabel 1 Data Pengujian dan Perhitungan Kekuatan Tarik Filamen PLA dan Karbon komposit

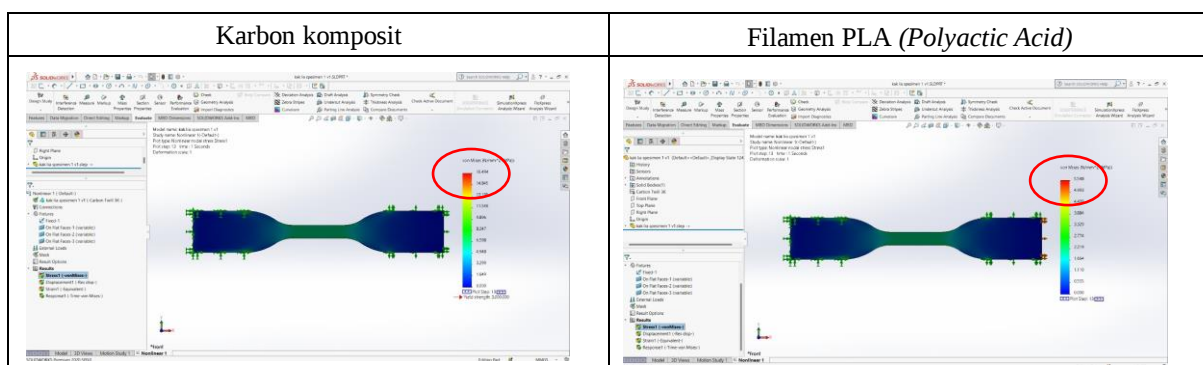
No.	Material	Lebar (mm)	Tebal (mm)	Panjang Awal (mm)	Panjang Akhir (mm)	Beban Maksimum (KN)	Kekuatan Tarik (Mpa)
1	Filamen PLA	6,4	4	30	32	147	5,74
2	Karbon komposit	6,4	2,1	30	31	225	16,74

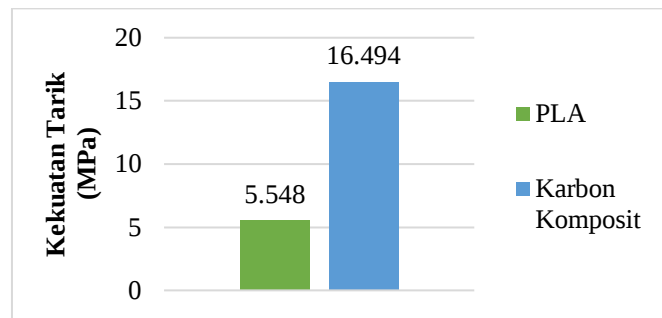


Gambar 3 Grafik Perbandingan Kekuatan Tarik Material PLA dan Karbon komposit

Berdasarkan perbandingan grafik uji tarik pada Gambar 4 dapat dilihat bahwa material karbon komposit memiliki kekuatan tarik lebih tinggi (16,74 MPa) dari material filament PLA (5,74 MPa). Hal tersebut dipengaruhi oleh jenis serat yang terdapat pada karbon komposit dan resin yang digunakan pada saat pembentukan spesimen. Karakteristik serat karbon komposit kaku, kuat, tetapi tetap ringan, sedangkan karakteristik pada filament PLA memiliki sifat lebih berat dan getas. Sehingga pemilihan material karbon komposit lebih baik digunakan untuk pembuatan *drone*, karena lebih ringan dan kuat. Hasil penelitian ini (Material PLA) sesuai dengan hasil penelitian sebelumnya [13], dimana parameter tingkat kerapatan dan print direction berpengaruh terhadap kekuatan Tarik material filament PLA.

Tabel 3 menunjukkan proses pengujian beban statis pada material karbon komposit dan filament PLA. Berdasarkan hasil pengujian beban static menggunakan *software Solidwork* diperoleh nilai kekuatan Tarik dari kedua jenis material. Perbandingan kekuatan Tarik kedua material dapat dilihat pada Gambar 5.

Tabel 2 Simulasi *Software* Material



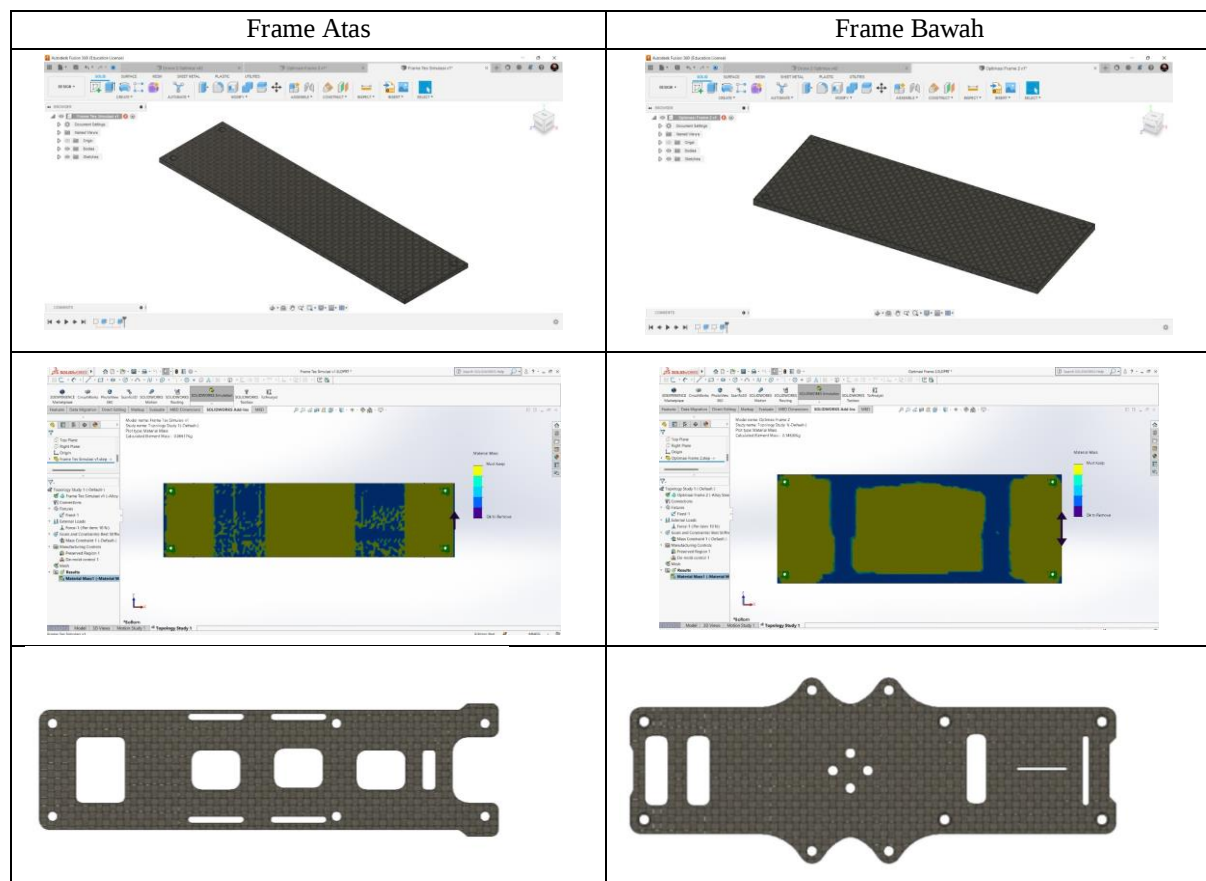
Gambar 4 Grafik Perbandingan Kekuatan Tarik Material PLA dan Karbon komposit

Pada hasil simulasi (Gambar 5) kedua material PLA dan karbon komposit didapatkan hasil material karbon komposit lebih kuat dibandingkan dengan material PLA. Dimana kekuatan tarik karbon komposit 16,494 MPa dan kekuatan tarik PLA 5,548 MPa. Terdapat selisih antara pengujian tarik secara langsung dan simulasi *software*. Selisih yang diperoleh pada pengujian PLA adalah 0,192 MPa. Sedangkan untuk pengujian karbon komposit 0,246 MPa. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa hasil pengujian secara simulasi dan actual diperoleh hasil yang relatif sama.

D. Optimasi Frame

Proses optimasi *frame* yang dilakukan menggunakan metode simulasi optimasi topologi (*generative design*) pada aplikasi *Solidworks* dengan tujuan menentukan desain yang optimal pada suatu material. Proses simulasi beban static pada rangka *drone* menggunakan bahan serat karbon dapat dilihat pada Tabel 4 dan hasil simulasinya dapat dilihat pada Gambar 6.

Tabel 3 Hasil Sebelum dan Sesudah Optimasi



Material

Component	Material	Safety Factor
Pipa Carbon:1	CFRP	Yield Strength
Pipa Carbon:1/Component15:1	CFRP	Yield Strength
Pipa Carbon:1/Component16:1	CFRP	Yield Strength
Pipa Carbon:1/Component18:1	CFRP	Yield Strength
Pipa Carbon:1/Component17:1	CFRP	Yield Strength
Pipa Carbon:1/Component14:1	CFRP	Yield Strength
Frame:1	CFRP	Yield Strength
Arm:1	CFRP	Yield Strength
Arm:1/Component23:1	CFRP	Yield Strength
Arm:1/Component22:1	CFRP	Yield Strength
Arm:1/Component21:1	CFRP	Yield Strength
Frame Bawah:1	CFRP	Yield Strength
Frame Bawah:1/Component29:1	CFRP	Yield Strength
Component30:1	CFRP	Yield Strength

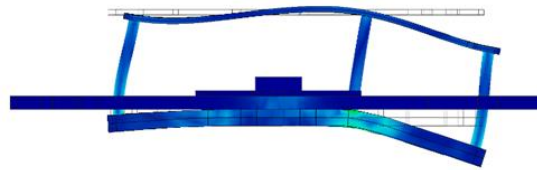
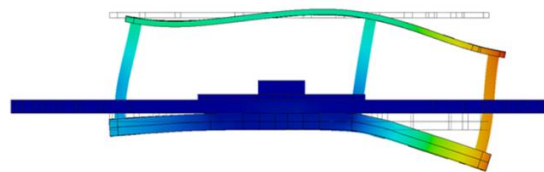
Result Summary

Name	Minimum	Maximum
Safety Factor		
Safety Factor (Per Body)	15	15
Stress		
Von Mises	0 MPa	0.335 MPa
1st Principal	-0.24 MPa	0.4729 MPa
3rd Principal	-0.4774 MPa	0.2149 MPa
Normal XX	-0.3214 MPa	0.3026 MPa
Normal YY	-0.4359 MPa	0.4242 MPa
Normal ZZ	-0.2825 MPa	0.2632 MPa
Shear XY	-0.1704 MPa	0.1193 MPa
Shear YZ	-0.1418 MPa	0.1916 MPa
Shear ZX	-0.0736 MPa	0.0894 MPa
Displacement		
Total	0 mm	2.564E-04 mm
X	-1.876E-05 mm	1.022E-04 mm
Y	-2.464E-04 mm	2.003E-05 mm
Z	-5.703E-06 mm	1.082E-05 mm

Force 1

Type	Force
Magnitude	10 N
X Value	0 N
Y Value	-10 N
Z Value	0 N
Flip Direction	Yes
Force Per Entity	No

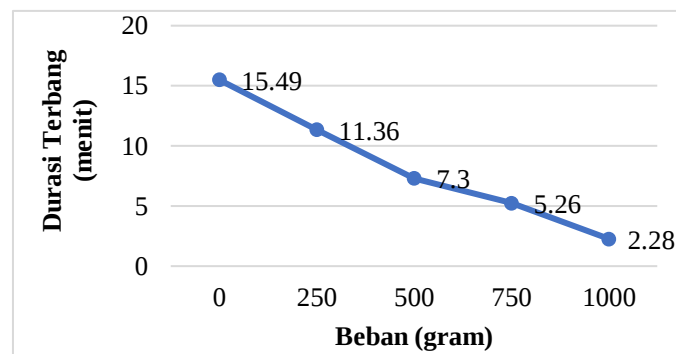
Reaction Force		
Total	0 N	0.597 N
X	-0.1849 N	0.1562 N
Y	-0.2218 N	0.5882 N
Z	-0.2633 N	0.1783 N
Strain		
Equivalent	0	4.652E-06
1st Principal	-3.426E-10	4.174E-06
3rd Principal	-3.889E-06	6.272E-10
Normal XX	-2.154E-06	2.015E-06
Normal YY	-1.619E-06	1.642E-06
Normal ZZ	-9.959E-07	1.025E-06
Shear XY	-3.561E-06	2.494E-06
Shear YZ	-2.964E-06	4.005E-06
Shear ZX	-1.538E-06	1.869E-06
Contact Pressure		
Total	0 MPa	0.2357 MPa
X	-0.1704 MPa	0.1091 MPa
Y	-0.1535 MPa	0.1711 MPa
Z	-0.1421 MPa	0.1796 MPa
Contact Force		
Total	0 N	0.7238 N
X	-0.2294 N	0.2373 N

Von Mises[MPa] 0  0.335**Displacement
Total**[mm] 0  2.564E-04Gambar 5 Hasil Simulasi *Static Stress*

Sebelum melakukan optimasi, berat *frame* atas 15,80 gr dan berat *frame* bawah 83,82 gr, setelah melakukan simulasi topologi berat *frame* atas 10,92 gr dan berat *frame* bawah 41,23 gr. Berdasarkan optimasi dilakukan dengan mengurangi massa *frame* sampai dengan 30%, maka tidak mengalami deformasi yang menyebabkan rangka mengalami gagal konstruksi. Hasil penelitian ini sudah sejalan dengan penelitian sebelumnya dilakukan oleh Saputro yang menyatakan bahwa fiber karbon memiliki sifat yang ringan dan sangat kaku sehingga dapat dioptimalkan melalui simulasi topologi [14].

E. Durasi Terbang

Pada penelitian ini dilakukan pengujian durasi terbang terhadap beban pada ketinggian 2 meter. Jenis baterai yang digunakan adalah baterai litium tipe Li-Po 1500 mAh.



Gambar 6. Grafik hubungan antara Durasi terbang dan beban

Berdasarkan Gambar 7 dapat dilihat bahwa durasi terbang semakin turun seiring dengan meningkatnya beban yang diberikan. Berdasarkan hasil pengamatan saat *drone* diterbangkan, maka tingkat kestabilan *drone* terjadi pada beban 0, 250, dan 500 gram. Olehnya itu *drone* ini disarankan untuk mengangkut beban maksimum 500 gram.

IV. KESIMPULAN

Kesimpulan yang diperoleh dari rancang bangun *drone* untuk pertanian adalah:

1. Spesifikasi *drone* yang diperoleh; dimensi $270 \times 350 \times 170$ mm, berat 1,26 Kg, ukuran propeller 5 Inc, daya angkat sebesar 12.72 N, jarak pengendalian 1000 meter, baterai Li-Po 1500 mAh.
2. Titik pusat massa pada *drone* yang dibuat adalah $X = -32,81\text{mm}$, $Y = -706,41\text{mm}$, $Z = 109,32\text{mm}$.
3. Kekuatan tarik secara aktual pada material PLA adalah 5,74 MPa dan material karbon komposit adalah 16,74 MPa. Kekuatan tarik secara simulasi pada material PLA adalah 5,548 MPa dan material karbon komposit 16,494 MPa.
4. Durasi terbang dari *drone* menurun dengan bertambahnya beban yang diberikan. Penggunaan baterai tipe Li-Po 1500 mAh dapat menerbangkan *drone* dengan stabil pada beban 500-gram selama 7 menit 30 detik.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Utomo, B. J., & Siregar, S. Rancang Bangun UAV (Unmanned Aerial Vehicle) Model Quadcopter dengan Menggunakan Algoritma Proportional Integral Derivative. *eProceedings of Applied Science*, 1(1). 2015.
- [2] Dini, N. M. *Ensiklopedia Transportasi Dunia*. Cikal Aksara. 2012.
- [3] Saroinsong, H. S., Poekoel, V. C., & Manembu, P. D. Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot. *Jurnal Teknik Elektro dan Komputer*, 7(1), 73-84. 2018.
- [4] Abdurahman, H., Suwandi, S., & Rosdiana, E. (2020). Perancangan dan Perakitan Fixed Wing UAV yang Dapat Lepas Landas Secara Vertikal. *eProceedings of Engineering*, 7(1).
- [5] Soedarto, T., & Ainiyah, R. K. Teknologi Pertanian Menjadi Petani Inovatif 5.0: Transisi Menuju Pertanian Modern. *Uwais Inspirasi Indonesia*. (2022).
- [6] Pasaribu, S. M. Pemanfaatan Teknologi Penginderaan Jauh untuk Pertanian di Era Industri 4.0. Djoko Said Damardjati| Mahyuddin Syam Subandriyo| Rachmat Hendayana, 153.
- [7] Cyntia Widiyari, Raja S. Agustinus Dulan Este. Rancang Bangun Drone Quadcopter Tanpa Awak Penyiram Pupuk Tanaman. *Jurnal ELEMENTER* Vol. 6, No. 2, November 2020.
- [8] Santosol W. Djarot, Hariyanto Kris. Pengembangan Sistem Penyemprotan Pada Platform Pesawat Tanpa Awak Berbasis Quadcopter Untuk Membantu Petanu Mengurangi Biaya Pertanian dalam Mendorong Konsep Pertanian Pintar (*Smart Farming*). *Jurnal Nasional Teknologi Terapan (JNTT)*. 1(1):87. November 2017.
- [9] Y. Anton, Wardani Miko. Rancang Bangun Penyemprot Pestisida Untuk Pertanian Padi Berbasis Quadcopter. *Jurnal Ilmu Teknik Elektro Komputer dan Informatika (JITEKI)*. Vol.3, No.2. Desember 2017.
- [10] Setiawan Indri. Alat Penyiram Pestisida Menggunakan Quadcopter Pada Dinas Pertanian. Sekolah Tinggi Manajemen dan Ilmu Komputer (STMIK) Raharja. Januari 2017.
- [11] Ardiansyah, R., & Wirawan, N. Perhitungan Letak Dan Pergeseran Pusat Gravitasi Pesawat LSU-03NG Untuk Menentukan Posisi Beban dan Pemberat. In *Prosiding SIPTEKGAN XX-2016, Seminar Nasional Iptek Penerbangan dan Antariksa XX Tahun 2016* (pp. 42-56). Pusat Teknologi Penerbangan, Deputy Bidang Teknologi Dirgantara, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional. (online), (<http://repositori.lapan.go.id/id/eprint/188>) diakses 1 Agustus 2022.
- [12] Nugroho, A., Wirawan, N., Ardiansyah, R., & Sumarna, E. Prediksi Awal Letak Dan Pergeseran Pusat Gravitasi Airframe Pesawat Tanpa Awak (PTTA) LSU-02 NG LD. *Bunga Rampai Iptek Penerbangan dan Antariksa: Progres Litbangyasa Roket, Satelit, dan Penerbangan 2018*, 222-231.
- [13] Rasyid, S., Nur, R., & Muchtar, M. Simulation and Experimental Evaluation of Tensile Properties and Macrostructure Changed of 3D printer PLA Filaments. *Jurnal Polimesin*, 20(2), 148-142. 2022.
- [14] Saputro, I. E. Optimasi Topologi pada Geometri Frame "Impulse RC Alien 4 Inch" Racing Quadcopter dengan Material Polylactic Acid Hasil 3D Printing (Doctoral dissertation, Institut Teknologi Sepuluh Nopember). 2018.