

Rancang Bangun *Drone Solar Cell* untuk Pengintaian Dalam Mendukung Operasi Keamanan Laut

Endin Tri Hartanto^{1*}, Hari Sulistyio¹, Anang Prasetya Adi¹

¹Sekolah Staf dan Komando TNI Angkatan Laut

Jl. Ciledug Raya Nomor 2 Cipulir Kebayoran Lama 12230 Jakarta

*endinth1980@gmail.com

DOI: <https://doi.org/10.21107/rekayasa.v15i1.14101>

ABSTRACT

The development of defense equipment and military technology in the TNI-AL is carried out in order to support the strengthening of the National Defense Strategic Industry (Instranas). Several steps have been taken in the development of defense equipment and military technology in the TNI-AL, namely by carrying out research and development of defense equipment. One of them is conducting research on unmanned aerial vehicles (UAV). The use and development of unmanned aircraft was initially carried out by the military to carry out military and intelligence operations. To carry out reconnaissance functions to support maritime security operations, requiring long endurance, a Solar Cell Drone is designed by utilizing solar energy. Based on the results of the design and testing that have been carried out, the drone is able to fly as long as it gets a supply of solar energy, which is throughout the day with the main load on the propulsion system. The thrust value obtained is 1266.8 watts or the equivalent of 3,998 kg of thrust which is able to fly a drone with a weight of 6.7 kg. The control system developed uses the Pixhawk 4 flight controller and remote control, the data communication system uses Telemetry NRF24L01 2.4 GHz. The results of this design and test can be a pioneer in developing Solar Cell Drones for the independence of the Indonesian Navy's defense equipment in the future.

Key words : *unmanned aerial vehicles, solar cell drone, reconnaissance*

PENDAHULUAN

Indonesia merupakan salah satu negara kepulauan terbesar di dunia, dengan kondisi seperti ini, sangat dibutuhkan pasukan yang mampu sebagai penegak hukum dan dapat menjaga keamanan seluruh wilayah laut. TNI Angkatan Laut sendiri telah banyak memodernisasi peralatan alutsista dengan menyesuaikan dengan teknologi yang berkembang. Pengamanan terhadap objek vital khususnya di dalam wilayah perbatasan Negara Kesatuan Republik Indonesia (NKRI) sangat diperlukan (Supandi, 2018; Yuri *et al*, 2018).

Pengembangan Alutsista dan teknologi militer TNI-AL giat dilaksanakan dalam rangka memperkuat dan meningkatkan profesionalisme (Setiawan *et al*, 2019). Hal ini berguna untuk mendukung tugas utama TNI-AL dalam menjaga dan mempertahankan kedaulatan NKRI. Beberapa langkah telah dilakukan dalam pengembangan Alutsista dan teknologi militer di kubu TNI-AL

dalam bentuk penelitian-penelitian dan pengembangan (Mustari *et al*, 2018), salah satunya adalah melakukan penelitian mengenai drone atau wahana tanpa awak atau disebut juga UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). Penelitian yang dilakukan untuk mendukung pengawasan wilayah udara dalam kaitannya dengan konsep survei area dengan sistem penerbangan mandiri (Alfiannor *et al*, 2022; Nizar *et al*, 2021)

Pengawasan wilayah perbatasan NKRI yang banyak memiliki area perbatasan perairan merupakan salah satu permasalahan dan kendala bagi TNI-AL dalam menjalankan tugas pokoknya. Pentingnya alutsista pendukung dalam menjalankan tugas penting tersebut sangat dibutuhkan personel TNI-AL saat ini. Pengawasan wilayah udara NKRI merupakan tugas pengawasan yang sangat penting. Pesawat tanpa awak atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) pada awalnya dilakukan oleh pihak

Cite this as:

Hartanto, E.T., Sulistyio, H & Adi, A.P. (2022). *Rancang Bangun Drone Solar Cell untuk Pengintaian dalam Mendukung Operasi Keamanan Laut*. *Rekayasa* 15 (1), 8-14 pp.

doi: <https://doi.org/10.21107/rekayasa.v15i1.14101>

© 2021 Hartanto

Article History:

Received: Maret, 19th 2022; **Accepted:** April, 4th 2022

Rekayasa ISSN: 2502-5325 has been Accredited by Ristekdikti (Arjuna) Decree: No. 23/E/KPT/2019 August 8th, 2019 effective until 2023

militer untuk melaksanakan kegiatan operasi militer dan intelejen. Kegiatan pengawasan wilayah berbahaya, wilayah yang sulit dijangkau dan kegiatan pemetaan merupakan tugas pesawat tanpa awak atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*).

UAV *solar cell* bertenaga surya yang mampu terbang secara terus menerus masih menjadi impian beberapa tahun lalu, tantangan besar ini menjadi memungkinkan saat ini. Kemajuan secara signifikan diwujudkan dalam teknologi sel surya yang fleksibel dan berdaya tinggi (Setiawan et al, 2020; Asworo et al, 2020). Konsep UAV *solar cell* dilengkapi dengan sel surya yang menutupi sebagian besar sayap UAV, sel surya akan mengambil energi dari matahari untuk memasok daya ke sistem propulsi, kontrol elektronik, dan pengisian daya baterai (Soroinsong et al, 2018). Namun, upaya disiplin ilmu yang tepat diperlukan untuk mengoptimalkan dan mengintegrasikan konsep agar sistem yang berfungsi penuh. Sebagai pokok permasalahan utama adalah kombinasi ukuran dan bobot sel surya dengan ukuran UAV (Ahmed & Kurtulus, 2019). Untuk mendapatkan energi yang cukup untuk sistem propulsi dan kontrol elektronik diperlukan ukuran sel surya yang besar dan berat (Tuuk et al, 2018).

Dalam mewujudkan *drone solar cell* yang mampu terbang secara *glider* dan di dukung sumber daya menggunakan sel surya, penulis mencoba mengangkat tema rancang bangun UAV *Drone Solar Cell* untuk pengintaian dalam mendukung Operasi Keamanan Laut. *Drone solar cell* sangat membutuhkan sebuah sistem kontrol dan *surveillance* yang berbeda dengan drone pada umumnya. Tujuan dari penelitian ini adalah (1) Mengembangkan sistem kendali terbang drone *solar cell* dan (2) Merancang dan membuat komunikasi data untuk kendali drone *solar cell*. *Drone solar cell* ini dibuat dengan tujuan untuk membantu TNI AL dalam memantau (*observer*) dalam kaitannya dengan pengintaian dan *tracking object*.

METODE PENELITIAN

Desain Penelitian

Penelitian yang dilaksanakan penulis merupakan penelitian terapan. Pesawat *fixed wing* adalah benda keras dan kaku yang bergerak bebas di udara, agar pesawat *fixed wing* mampu menyelesaikan misi dengan baik, maka dibutuhkan perancangan sistem kontrol. Sistem kontrol

berfungsi sebagai kontroler yang akan mengurangi berbagai kesalahan akibat adanya gangguan.

Prosedur Penelitian

Untuk melaksanakan penelitian dengan baik, maka persiapan langkah-langkah untuk menemukan sumber data serta melakukan penelitian perangkat Rancang Bangun *Drone Solar Cell* mencakup instrument penelitian, data primer, data sekunder, serta pengujian keabsahan dan keterandalan data.

Waktu dan Tempat Penelitian

Penelitian yang dilakukan oleh penulis mengambil lokasi di Kampus Seskoal Jakarta dan STTAL Moro Krembangan Surabaya.

Alat dan Bahan Penelitian

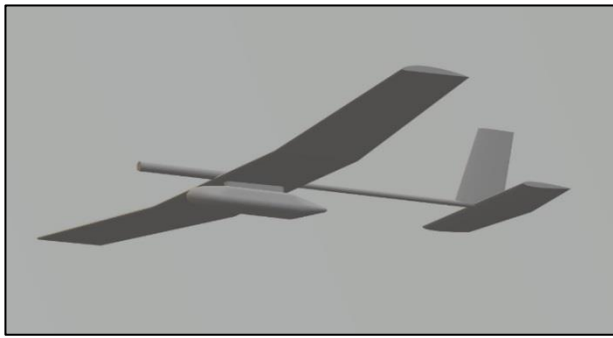
Alat dan bahan yang diperlukan untuk mendukung proses penelitian ini dan penerapan sistem. Alat yang di pergunakan pada penelitian terdiri dari perangkat keras dan juga perangkat lunak sebagai berikut:

- Unit proses utama Pixhawk 4.2.6, ESC T-Motor 80A, *motor brushless* T-Motor 3520 850kv, Pixhawk 4, motor servo Emax 17g Metal Gear Servo, *power module* dan *power sensor* dan *battery lipo* Tattu 4S 16.000mAh.
- Perangkat Lunak *Mission Planner*
- Q-GroundControl yang digunakan versi v4.1.3.

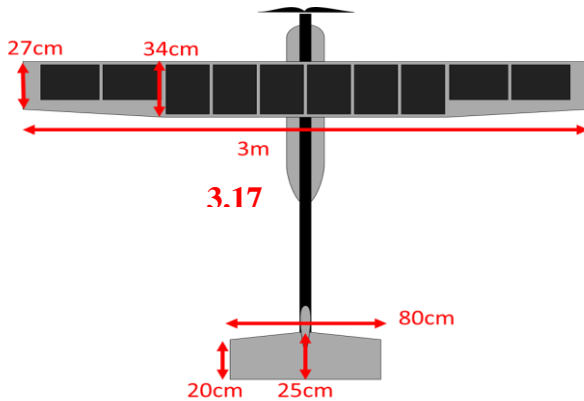
HASIL DAN PEMBAHASAN

Dimensi dan Ukuran *Drone Solar Cell*

Badan UAV terdiri dari satu lambung utama yang tepat pada titik tengah atau disebut *fuselage* dengan panjang 56 cm dan lebar 15 cm dengan ujungnya meruncing atau mengerucut. Lambung ini meningkatkan kemampuan UAV melakukan manuver. Konstruksi lambung memungkinkan UAV untuk bermanuver dengan keseimbangan yang baik. Badan pesawat UAV dibuat dari material *composite foam core* (foam dengan lapisan komposit) yang dirancang mirip dengan model pesawat UAV *skywalker*. Gambar 1 menunjukkan Drone dengan wingspan 317 cm dan panjang fuselage dari depan hingga sampai ke *stabilizer* mencapai 170 cm dan dengan menggunakan 1 motor di bagian depan *wing*.

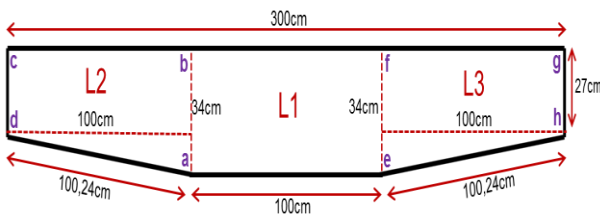


Gambar 1. Model 3D Fixed Wing



Gambar 2. Badan Pesawat Drone Solar Cell

Area *planform*, yang termasuk bagian bawah badan pesawat, merupakan indikasi area di mana daya angkat dihasilkan. Jika area *planform* yang lebih besar, maka hal tersebut merupakan area yang memiliki daya angkat lebih besar dihasilkan. Ketika sebuah pesawat terbang melaju, gaya angkat yang dihasilkannya harus sama dengan beratnya. Jika lebih rendah, pesawat akan jatuh dari langit. Jika lebih tinggi, pesawat akan naik. Ini berarti bahwa jika memiliki lebih banyak daya angkat, bobot akan semakin berat dengan asumsi tekanan karena berat *solar cell* sebesar 6,7 Kg.



Gambar 3. Wing Area

Perhitungan mengenai *center of gravity* (CG), *neutral point* (NP) dan *mean aerodynamic chord* (MAC) pesawat UAV yang telah dibuat dan di ilustrasikan pada Gambar 3. Berdasarkan ukuran badan *drone solar cell*, dapat dihitung luas area sayap utama dengan formula perhitungan sebagai

berikut dalam satuan cm maka luas area sayap dapat dituliskan

$$Wing Area = L1 + L2 + L3$$

$$L1 = bf \times ab$$

$$= 100cm \times 34cm$$

$$= 3400cm^2$$

$$L2 = \frac{1}{2} \times (ab+cd) \times bc$$

$$= \frac{1}{2} \times (34+27) \times 100$$

$$= \frac{1}{2} \times 61 \times 100$$

$$= \frac{1}{2} \times 6100$$

$$= 3050cm^2$$

$$L3 = \frac{1}{2} \times (ef+gh) \times fg$$

$$= \frac{1}{2} \times (34+27) \times 100$$

$$= \frac{1}{2} \times 61 \times 100$$

$$= \frac{1}{2} \times 6100$$

$$= 3050cm^2$$

$$Wing Area = L1 + L2 + L3$$

$$= 3400 cm^2 + 3050 cm^2 + 3050 cm^2$$

$$= 9500 cm^2 = 0,95 m^2$$

Dari data diatas didapatkan total *weight* drone *solar cell* adalah 6,7 kg. Dimana berat tersebut sudah termasuk semua komponen-komponen yang dibutuhkan untuk mengontrol pesawat, sistem pengambilan gambar, serta komponen *power management system*. Berdasarkan berat tersebut akan dihitung kebutuhan gaya dorong minimal untuk *drone solar cell* dalam keadaan terbang jelajah (*cruise*). Dengan spesifikasi pesawat yang dirancang, didapatkan luas sayap (*planform*) sebesar 9500 cm² atau sama dengan 0,95 m². Kebutuhan gaya dorong (*thrust*) minimal agar pesawat dapat terbang secara efisien dengan memperhatikan dua hal, yang pertama antara berat pesawat dibandingkan luas sayap (*planform*) yaitu semakin kecil *planform* maka akan semakin efisien terbangnya karena beban yang dibawa oleh sayap lebih ringan. Kedua, antara rasio gaya dorong dengan berat pesawat (*thrust to weight ratio*) untuk jenis pesawat *glider* besarnya adalah 0,5 : 1. Artinya untuk berat pesawat 6,7 kg hanya perlu gaya dorong (*thrust*) sebesar 3,35 kg untuk *take off*.

Pada perhitungan nilai CG (*center of gravity*) penulis menentukan nilai CG adalah 35% dari nilai MAC. Nilai MAC diperoleh dari nilai *root chord* yaitu 34cm. Sehingga nilai CG dapat dihitung dengan formula sebagai berikut :

$$CG = 35\% \times MAC$$

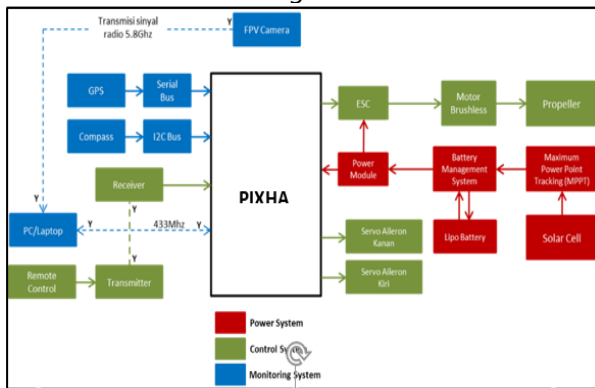
$$CG = 35\% \times 34 cm$$

$$CG = 12 cm$$

Nilai CG merupakan titik tengah keseimbangan pesawat UAV, dengan hasil perhitungan diperoleh nilai CG yaitu 12 cm.

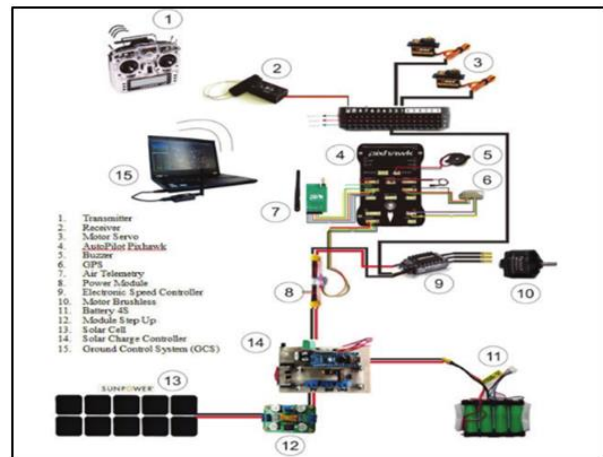
Diagram Block System

Sistem kontrol dengan *loop* tertutup digunakan untuk memberikan respon keluaran agar UAV dapat terbang dengan stabil (Gambar 3). Nilai *error* atau kesalahan orientasi UAV diperoleh dengan menghitung selisih dari *set point* dengan nilai pembacaan IMU. Respon keluaran menghasilkan variabel PPM untuk mengendalikan motor servo.



Gambar 3. Diagram Blok Drone Solar Cell

Gambar 3 menjelaskan alur sistem kendali terbang UAV, perintah gerak diperoleh dari telemetri sementara data orientasi UAV diperoleh dari sensor IMU. Perbedaan nilai perintah dengan orientasi UAV mengakibatkan sistem merespon dengan menghasilkan deretan PPM untuk mengendalikan gerak servo bagi *aileron*, *elevator* dan *rudder*. Nilai kecepatan respon merupakan fungsi waktu dan nilai kekuatan untuk merespon kesalahan merupakan *proportional*. Kombinasi parameter fungsi waktu yang di definisikan sebagai I (Integral) dan komposisi *proporsional* yang tepat dapat memperoleh keseimbangan terbang UAV yang baik. Dari sistem *flight control* diatas dibutuhkan *remote control* yang direncanakan menggunakan Radiomaster TX16S. Untuk mempermudah perancangan perangkat lunak pengontrolan drone terlebih dahulu dibuat perancangan komponen sistem auto untuk menjabarkan alur kerja sistem kontrol (Gambar 4). Gambar tersebut juga menunjukkan sistem alur pesawat saat menerima perintah dari *remote control*, dibaca pengontrol dan diteruskan ke aktuator.



Gambar 4. Perancangan Komponen

Secara umum *drone* dilengkapi dengan motor listrik yang berperan penting pada kesederhanaan operasi dan secara signifikan mengurangi tingkat kebisingan. Sistem propulsi dari *drone* pada penelitian ini (baterai, motor, baling-baling, sel surya, dan lain-lain) menyumbang sebanyak 60% dari bobot total. Oleh karena itu, optimalisasi sistem propulsi sangat penting. Sistem propulsi elektrik dari *drone* yaitu: baling-baling; motor listrik (*brushless motor*); sumber energi (*battery*), *solar cell*, kabel, *socket*, dan *connector*,

Motor DC *brushless* juga disebut sebagai motor BLDC digunakan dalam *drone* pada penelitian ini. Motor ini terdiri dari sebuah magnet permanen yang berputar di sekeliling armatur tetap. Motor *brushless* memberikan beberapa kelebihan dibanding motor DC *brushed* yang mencakup lebih banyak torsi per berat, mengurangi kebisingan, meningkatkan keandalan, *life time* lebih lama dan peningkatan efisiensi.

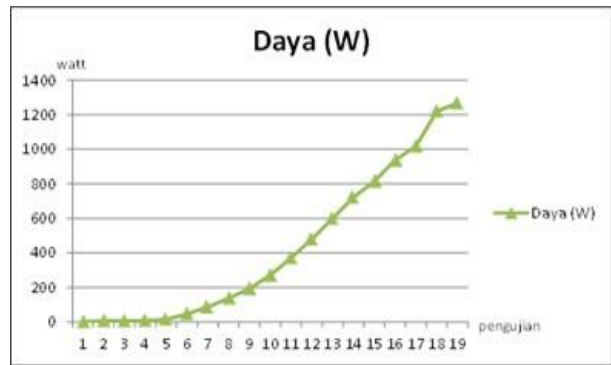
Pengujian Perangkat Keras

Langkah pengujian merupakan langkah lanjutan setelah implementasi dilakukan. Pengujian dilakukan perbagian yang terdiri dari pengujian perangkat *remote control*, perangkat *flight controller*, perangkat mekanik seperti motor *servo* maupun motor *brushless* serta pengujian kestabilan terbang. Pengujian dilakukan untuk memastikan semua perangkat telah bekerja dengan baik. Pada langkah pengujian ini, penulis melakukan pengujian perangkat elektronik dan perangkat mekanik *drone solar cell*. Pengujian perangkat elektronik maupun perangkat mekanik dengan menghubungkan perangkat ke *Flight Controller Pixhawk 4*. Pengujian perangkat mekanik seperti *motor brushless* melalui perangkat ESC. Sementara untuk pengujian motor

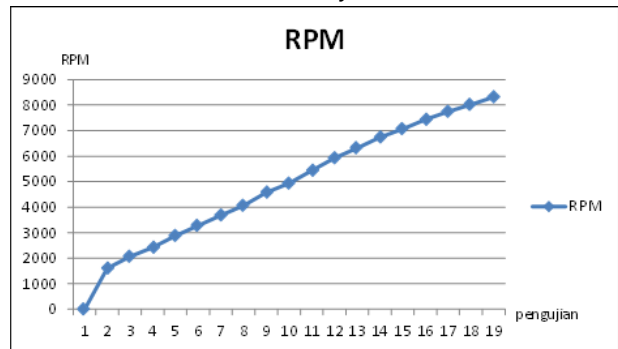
servo dapat dihubungkan secara langsung ke *Flight Controller Pixhawk 4* karena motor servo membutuhkan sumber daya 5 v dan pulsa PPM.

Tabel 1. Tabel Hasil Pengujian Thrust Motor

| No | Arus (I) | Teg. (V) | Power (W) | Thrust (gr) | RPM |
|----|----------|----------|-----------|-------------|------|
| 1 | 0 | 16,7 | 0 | 0 | 0 |
| 2 | 0,35 | 16,7 | 5,845 | 23 | 1597 |
| 3 | 0,38 | 16,7 | 6,346 | 34 | 2062 |
| 4 | 0,51 | 16,7 | 8,517 | 54 | 2412 |
| 5 | 0,88 | 16,58 | 14,5904 | 261 | 2879 |
| 6 | 2,83 | 16,57 | 46,8931 | 364 | 3276 |
| 7 | 5,29 | 16,47 | 87,1263 | 730 | 3687 |
| 8 | 8,38 | 16,3 | 136,594 | 1008 | 4063 |
| 9 | 11,93 | 16,13 | 192,4309 | 1291 | 4578 |
| 10 | 17,02 | 15,88 | 270,2776 | 1627 | 4937 |
| 11 | 23,9 | 15,53 | 371,167 | 1960 | 5432 |
| 12 | 31,59 | 15,17 | 479,2203 | 2335 | 5928 |
| 13 | 40,67 | 14,72 | 598,6624 | 2689 | 6323 |
| 14 | 50,21 | 14,34 | 720,0114 | 2873 | 6746 |
| 15 | 58,4 | 13,97 | 815,848 | 3062 | 7071 |
| 16 | 67,69 | 13,82 | 935,4758 | 3462 | 7435 |
| 17 | 73,71 | 13,8 | 1017,198 | 3719 | 7743 |
| 18 | 88,52 | 13,79 | 1220,691 | 3826 | 8017 |
| 19 | 92,4 | 13,71 | 1266,804 | 3998 | 8318 |



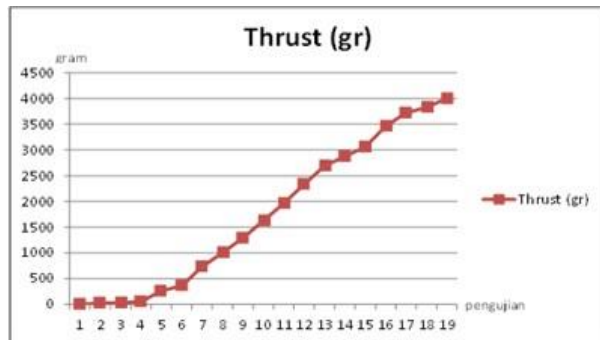
Gambar 6. Grafik Daya Motor (Watt)



Gambar 7. Grafik RPM Motor

Pengujian ESC & Motor Brushless

Pada pengujian ini penulis membuat sebuah program yang bertujuan untuk mengendalikan kecepatan motor *brushless*. Besar perintah pengaturan kecepatan putar motor *brushless* di dinotasikan dalam bentuk nilai durasi pulsa. Durasi pulsa dinyatakan dalam besaran waktu *micro second*.



Gambar 5. Grafik Daya Dorong (Thrust) Motor

Pengujian Perangkat Flight Controller

Pada pengujian ini penulis ingin membuktikan bahwa *flight controller* dapat bekerja dengan baik, sebelum dilakukan integrasi keseluruhan perangkat drone *solar cell*. Untuk melakukan pengujian penulis menghubungkan *Flight Controller* dengan tablet PC/Laptop/PC melalui saluran USB. Agar *Flight Controller* dapat bekerja maka perlu dilakukan *flash firmware Flight Controller*. Pada pengujian ini penulis melakukan pengujian terbang *drone solar cell*, pada area persawahan yang dilakukan didaerah Kabupaten Bekasi. Lokasi ini dipilih karena area yang terbentang luas lebih dari 10 Ha. Pengujian dilakukan dengan persyaratan bahwa area cukup jauh dari area perumahan atau perkampungan karena sinyal *wifi* daerah berpenduduk dapat mengganggu sinyal kendali terbang. Pada pengujian ini *drone solar cell take off* dengan cara dilempar yang ditunjukkan pada Gambar 8. Hasil pengujian terbang *drone solar cell* setelah *take off*. Setelah *take off* dan terbang sehingga memperoleh terbang stabil.



Gambar 8. Proses Uji Coba Terbang Drone

KESIMPULAN

Berdasarkan pengujian pada *Drone Solar Cell* untuk pengintaian dapat dijabarkan kesimpulan sebagai berikut :

- a. Berdasarkan hasil perhitungan yang telah dilakukan dalam merancang badan (*body*) *drone solar cell*, diperoleh ukuran bentang sayap 3,17 meter dengan berat total sebesar 6,7 kg.
- b. Berdasarkan hasil pengujian sistem propulsi *drone solar cell*, diperoleh nilai *thrust* yang mampu mendorong *drone solar cell* untuk terbang. Hal ini dibuktikan dengan daya 1266,8 watt atau setara dengan *thrust* 3,998 kg mampu menerbangkan *drone* dengan bobot 6,7 kg.
- c. Berdasarkan hasil pengujian *drone solar cell*, dapat disimpulkan bahwa sistem komunikasi data untuk kendali terbang *drone* dapat berjalan dengan baik. Hal ini dibuktikan dengan kendali terbang dari *remote control* dapat diterima *drone solar cell*, sehingga *drone solar cell* dapat terbang sesuai dengan perintah dari *remote control*. Dari data pengujian komunikasi data dari *remote control* dengan *receiver* dapat dicapai jarak terjauh 1 km. Penulis

mengasumsikan jarak terjauh dengan sinyal dapat diterima dengan baik yang ditunjukkan indikator sinyal penuh pada *remote control*.

DAFTAR PUSTAKA

- Alfiannor, A., Riyanti, L. E., & Kurniawan, A. (2022). Pengukuran Thrust dan RPM Propeller Motor Brushless pada Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *Langit Biru: Jurnal Ilmiah Aviasi*, 15(01), 11-17.
- Asworo, T. S. (2020). Rancang Bangun Platform dan Sistem Kontrol Pada Solar Cell UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Surabaya: Sekolah Tinggi Teknologi Angkatan Laut (STTAL).
- Ahmed, T., & Kurtulus, D. F. (2019). Technology Review of Sustainable Aircraft Design. *Sustainable Aviation*, 137-152.
- Muliady, M., & Subagya, E. J. (2019). Sistem Pemetaan Udara Menggunakan Pesawat Fixed Wing. *TESLA: Jurnal Teknik Elektro*, 21(1), 26-35.
- Mustari, B., Supartono, S., & Barnas, R. (2018). Strategi pertahanan laut nusantara dalam mewujudkan indonesia sebagai poros maritim dunia. *Strategi Perang Semesta*, 4(2).
- Nizar, T. N., Jatmiko, D. A., Hartono, R., & Pratama, A. I. G. (2021). Implementasi dan Uji Kinerja Kontrol PID untuk kestabilan Pesawat Tanpa Awak Tailsitter pada Keadaan Mengambang. *Komputika: Jurnal Sistem Komputer*, 10(1), 53-59.
- Saroinsong, H. S., Poekoel, V. C., & Manembu, P. D. (2018). Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot. *Jurnal Teknik Elektro dan Komputer*, 7(1), 73-84.
- Setiawan, D. I., Werijon, W., & Widyanto, D. (2019). Optimalisasi Diplomasi Tni Angkatan Laut Dalam Mendukung Kebijakan Indonesia Sebagai Poros Maritim Dunia. *NUSANTARA: Jurnal Ilmu Pengetahuan Sosial*, 9(1), 151-159.
- Setiawan, T. A., Parastiwi, A., & Setiawan, B. (2020). Sistem Kontrol Pada Uav (Unmanned Aerial Vehicle) Glider Mode Ketinggian Untuk Menghadap Arah Angin. *Jurnal Elektronika Otomasi Industri*, 3(3), 62-69.
- Supandi, A. (2018). Pembangunan Kekuatan TNI AL Dalam Rangka Mendukung Visi Indonesia Sebagai Poros Maritim Dunia. *Jurnal Pertahanan & Bela Negara*, 5(2), 1-24.

- Tuuk, C. P., Poekoel, V. C., & Litouw, J. (2018). Implementasi Pengendali PID Untuk Kestabilan Posisi Terbang Wahana Tanpa Awak. *Jurnal Teknik Elektro dan Komputer*, 7(1), 53-62.
- Yuri, E., Gunawan, D., & Barnas, R. (2018). Strategi Pangkalan TNI AL Banten Dalam Mendukung Pengamanan ALKI I. *Strategi Perang Semesta*, 4(2).
- Zarbaksh, S., & Sebak, A. R. (2022). Multifunctional Drone-Based Antenna for Satellite Communication. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*.
- Zhang, W. W., Zhang, L. G., Yan, Z. W., & Wang, L. (2019). Structural Design and Difficulties of Solar UAV. In *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* (Vol. 608, No. 1, p. 012016). IOP Publishing.