

PERANCANGAN DAN PERAKITAN FIXED WING UAV YANG DAPAT LEPAS LANDAS SECARA VERTIKAL

DESIGNING AND ASSEMBLING OF FIXED WING UAV THAT CAN TAKE OFF VERTICALLY

Hilman abdurahman¹, Drs. Suwandi, M.Si.², Dra. Endang Rosdiana, M.Si.³

^{1,2,3}Prodi S1 Teknik Fisika, Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom

¹abdurahmanhilman.student@telkomuniversity.ac.id , ²suwandi@telkomuniversity.ac.id ,

³endangr@telkomuniversity.ac.id

ABSTRAK

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) merupakan sebuah teknologi wahana udara tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh oleh seorang pilot ataupun mampu mengendalikan dirinya sendiri. UAV terbagi menjadi dua jenis yaitu *fixed wing* (menyerupai pesawat terbang komersil) dan *multicopter* (menyerupai helikopter). UAV jenis *fixed wing* membutuhkan sebuah landasan yang cukup luas agar dapat lepas landas, namun terkadang sangat sulit menemukan sebuah tempat yang cukup luas untuk menerbangkan sebuah UAV jenis *fixed wing* tersebut. Oleh karena itu diperlukan sebuah UAV jenis *fixed wing* yang mampu untuk lepas landas secara vertikal agar tidak memerlukan sebuah landasan yang cukup luas.

Pada tugas akhir ini, dirancang sebuah UAV jenis *fixed wing* yang mampu untuk lepas landas secara vertikal. Dengan menggunakan pemrograman pada Arduino UNO dan memanfaatkan dua buah motor *brushless* yang diletakkan pada ujung sayap dengan posisi menghadap ke atas agar dapat menghasilkan gaya angkat ke atas sehingga mampu untuk mengangkat UAV dan lepas landas secara vertikal.

Dari hasil penelitian yang dilakukan dapat disimpulkan bahwa UAV jenis *fixed wing* mampu untuk lepas landas secara vertikal dan mulai terangkat pada input *throttle* 1300 (30% *throttle*). Keadaan UAV ketika lepas landas tidak stabil dan ketinggian maksimal yang berhasil dicapai sekitar 84 cm dengan input *throttle* 1500 (50% *throttle*). Kecepatan putar motor *brushless* akan terus meningkat seiring dengan bertambahnya nilai input *throttle*, hal ini berarti perubahan ketinggian yang dihasilkan akan terus meningkat seiring dengan bertambahnya nilai input *throttle*.

Kata Kunci : UAV, *throttle*, perubahan ketinggian.

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicle (UAV) is a technology without the crew that can be controlled from a distance by a pilot or able to control himself. The UAV divided into two types, *fixed wing* (resembling an airplane commercial) and *multicopter* (resembling helicopter). Type of UAV *fixed wing* need an anvil big enough that can take off, but sometimes it is hardly find a big place enough for flew a UAV *fixed wing*. Hence required a UAV *fixed wing* that capable of take off vertically that does not require an anvil big enough.

On this final project, the UAV designed a kind of *fixed wing* capable of take off vertically. By the use of programming on arduino uno and then use it along two pieces of brushless motorcycle maker took a commanding that which is laid on the tip of the wings by the position of looks up so be able to produce forces of lift upward so as capable of being to lift up UAV footage and was preparing to take off vertically.

From the results of this study which was conducted it can be concluded that UAV footage a kind of *fixed wing* capable of being to take off vertically and was lifting on the input *throttle* 1300 (30 % *throttle*). The state of UAV footage during take off unstable and maximum height of who for has been reached in around 84 cm with input *throttle* 1500 (50 % *throttle*). The speed of a swivel brushless motorcycle took a commanding will rise up along with a rise in the value of the throttle of input to student performance, this means that the difference of height of generated out at continue to increase in line at the rising the value of throttle of input to student performance.

Keywords: UAV, *throttle*, the difference of height.

1. Pendahuluan

Bandara (Bandar udara) adalah lapangan terbang yang dipergunakan oleh pesawat terbang untuk mendarat atau lepas landas serta dilengkapi dengan fasilitas keselamatan penerbangan. Bandar udara merupakan area yang secara teratur digunakan untuk mendarat dan lepas landas pesawat [1]. Seiring dengan perkembangan sistem transportasi udara, pada umumnya ditandai dengan banyaknya penelitian dan pengembangan mengenai pesawat tanpa awak atau biasa disebut UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*).

Penelitian dan pengembangan UAV membutuhkan sebuah landasan yang cukup luas untuk melakukan uji coba, karena UAV jenis *fixed wing* (menyerupai pesawat terbang komersil) membutuhkan lahan yang cukup luas agar dapat melakukan *take off*. Berbeda dengan jenis *multicopter* (menyerupai helikopter) yang memiliki metode *take off* secara vertikal. Namun, terkadang sangat sulit menemukan sebuah tempat yang cukup luas untuk menerbangkan sebuah UAV jenis *fixed wing* tersebut sehingga menjadi sebuah kendala yang perlu diatasi.

Pada tugas akhir ini akan dilakukan perancangan dan perakitan mengenai perpaduan antara UAV jenis *fixed wing* dan jenis *multicopter*. Perancangan akan difokuskan pada bagian pemilihan komponen, dan pada akhirnya akan menghasilkan sebuah UAV jenis *fixed wing* yang mampu untuk lepas landas secara vertikal dan mampu mengatasi kendala mengenai kebutuhan tempat untuk melakukan lepas landas. Kemudian akan dilakukan analisis mengenai pengaruh dan hubungan dari kecepatan putar motor *brushless* terhadap perubahan ketinggian.

2. Teori dan Tahap Perencanaan

2.1. UAV (Unmanned Aerial Vehicle)

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) merupakan sebuah teknologi wahana udara tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh oleh seorang pilot ataupun mampu mengendalikan dirinya sendiri. Penelitian mengenai pengembangan UAV telah banyak dilakukan diberbagai negara tak terkecuali Indonesia. Beberapa penelitian dilakukan salah satunya oleh Mochamad Nurdiansyah (2011) mengenai perancangan dan implementasi kontroler PID untuk *tracking waypoint* pada sistem navigasi UAV berbasis GPS (*Global Positioning System*) yang menghasilkan sebuah sistem sehingga UAV dapat terbang sesuai dengan jalur yang telah ditentukan secara otomatis dan mampu mengatasi masalah kestabilan terbang UAV. Penelitian mengenai perpaduan antara UAV jenis *fixed wing* dengan jenis *multicopter* juga pernah dilakukan oleh Svetoslav Zabunov, Petar Getsov, dan Gro Mardirossiana (2014) yang berjudul “XZ-4 Vertical Takeoff and Landing Multi-Rotor Aircraft” mengenai sebuah perancangan UAV jenis *Vertical Takeoff and Landing* (VTOL). [3]

2.2 Rule of Thumb

Rule of Thumb adalah sebuah aturan yang singkat dan cepat untuk menentukan daya motor yang dibutuhkan. Aturan tersebut berkaitan dengan *power loading* suatu pesawat. *Power loading* itu sendiri merupakan perbandingan antara daya motor terhadap berat pesawat dan juga menggambarkan seberapa besar daya yang dimiliki UAV dengan berat tertentu [4]. Pemilihan motor perlu dilakukan karena motor merupakan penentu performa secara keseluruhan. Dalam pemilihan motor, harus ditentukan terlebih dahulu performa apa yang diharapkan, apakah UAV ingin bermanuver seperti *aerobatic*, *slowflyer* dan sebagainya. Dari pemilihan tersebut, akan digunakan satu parameter yang mewakili performa dari pesawat tersebut berdasarkan *Rule of Thumb*. Berikut ini adalah nilai - nilai *power loading* yang disarankan untuk beberapa kategori.

<110 W/kg = pesawat yang sangat ringan, *slowflyer*
 110-176 W/kg = Gliders, Park flyers, Trainers
 176-264 W/kg = Sport flying dan Aerobatic
 264-397 W/kg = Aerobatic tingkat atas, 3D dan EDF
 397-441 W/kg = Jet berkecepatan tinggi

Dengan mengetahui *power loading* dan berat pesawat yang diinginkan, dapat diketahui daya yang dibutuhkan oleh motor adalah sebagai berikut.

$$\text{Daya} = \text{Berat terbang} \times \text{Power loading} \quad (2.1)$$

Namun untuk mendapatkan nilai aman, daya tersebut dibagi dengan efisiensi motor, efisiensi propeller, dan kondisi persen throttle saat UAV dalam keadaan cruise (keadaan terbang dimana pesawat bergerak dalam kondisi kecepatan dan ketinggian yang relatif konstan).

$$\text{Daya} = \frac{\text{Berat terbang} \times \text{Power loading}}{\text{Efisiensi motor} \times \text{Efisiensi propeller} \times \% \text{throttle}} \quad (2.2)$$

2.3 Gaya Angkat Pada UAV

Hukum Newton I menyatakan setiap objek akan tetap dalam gerak tegak lurus atau tetap dalam keadaan statis jika ada resultan gaya (F) bekerja pada objek itu ($\sum f=0$). Hukum Newton II menyatakan bahwa gaya itu sama dengan perbedaan momentum (massa dikalikan dengan kecepatan) setiap kali berubah ($F=m.a$). Hukum III Newton menyatakan bahwa setiap tindakan harus memiliki reaksi dalam arah yang sama dan arah yang berlawanan ($F_1 = F_1'$).

Pada dasarnya gaya angkat yang bekerja pada UAV hampir serupa dengan gaya angkat yang bekerja pada *lift* atau *elevator*. *Lift* akan terangkat apabila gaya angkat yang dihasilkan lebih besar dari gaya berat *lift* itu sendiri. Begitu pun yang terjadi pada UAV. Apabila gaya angkat yang dihasilkan oleh putaran baling – baling lebih besar dari pada berat UAV itu sendiri, maka UAV akan terangkat ke udara.

2.4 Center of Gravity

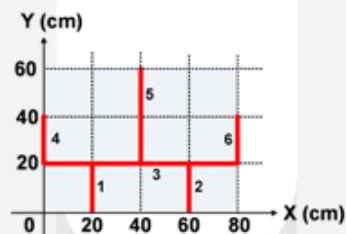
Center of gravity atau biasa dikenal dengan CG pada pesawat aeromodelling merupakan hal yang harus diperhatikan sebelum terbang. CG sendiri adalah titik berat atau pusat massa, yang mana semua beban seakan-akan berada di titik tersebut, dengan kata lain, ketika kita mengangkat benda tersebut pada CG-nya, maka benda tersebut akan seimbang.

Pada pesawat aeromodelling, CG menjadi “titik tumpu” dan titik acuan dari gerakan pesawat saat melakukan gerakan rotasi (*pitch, roll, yaw*) dan translasi (maju, naik, turun), sehingga CG akan sangat menentukan sikap (*attitude*) terbang pesawat, terutama stabilitas longitudinal (*pitch*). CG tersebut dapat diatur berdasarkan peletakan komponen elektronik didalam pesawat, seperti menggeser posisi baterai dan lain-lain, baterai yang ditempelkan dengan perekat yang tidak permanen bertujuan untuk meningkatkan fleksibilitas mengatur CG.

Pada umumnya, letak CG dari pesawat *trainer monoplane* dengan ekor seperti *cessna, piper cub, spirfire* dll terletak pada 25-30% atau sekitar seperempat dari *chord* (lebar sayap kearah belakang) diukur dari *leading edge* (ujung depan sayap) seperti pada gambar diatas. Ketika CG terletak pada posisi dibelakang titik tersebut, atau berat belakang, maka pesawat akan cenderung lebih tidak stabil dan mudah stall, keadaan demikian disebut juga dengan *tail-heavy*. Adapun, saat CG terletak pada posisi lebih depan, atau berat depan, maka pesawat akan cenderung untuk menukik kedepan dan sulit untuk dikendalikan, kondisi tersebut disebut dengan *nose-heavy*. Terkadang, kondisi *tail-heavy* sering dimanfaatkan untuk pesawat aerobatik, karena pesawat yang tidak seimbang berarti lebih mudah bermanuver meskipun sulit untuk dikendalikan [5].

2.5 Titik Berat Benda

Suatu benda tegar dianggap tersusun dari banyak partikel dimana gaya gravitasi bekerja pada tiap-tiap partikel tersebut. Dengan kata lain, setiap partikel mempunyai beratnya masing-masing. Titik berat suatu benda adalah suatu titik pada benda tersebut atau di sekitar benda tersebut di mana berat semua bagian benda terpusat pada titik tersebut. Berikut adalah ilustrasi untuk perhitungan titik berat benda



Gambar 2.1 Titik berat benda

Apabila suatu benda homogen dan bentuk benda simetris (misalnya persegi, persegi panjang, lingkaran) maka titik berat benda berhimpit dengan pusat massa benda yang terletak di tengah-tengah benda tersebut. Berikut adalah rumus untuk mencari titik berat .

$$x_0 = \frac{A_1 \cdot x_1 + A_2 \cdot x_2 + \dots + A_n \cdot x_n}{A_1 + A_2 + \dots + A_n} \quad (2.3)$$

$$y_0 = \frac{A_1 \cdot y_1 + A_2 \cdot y_2 + \dots + A_n \cdot y_n}{A_1 + A_2 + \dots + A_n} \quad (2.4)$$

Dengan : A_1 = Luas daerah ke-1

A_n = Luas daerah ke-n

x_1 = Titik tengah absis ke-1

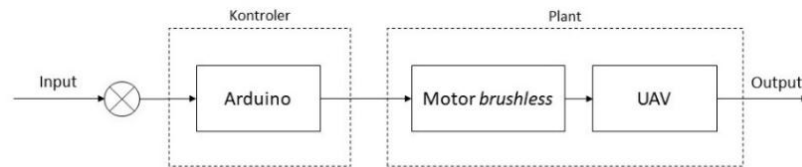
x_n = Titik tengah absis ke-n

y_1 = Titik tengah ordinat ke-1

y_n = Titik tengah ordinat ke-n

3. Perancangan Sistem

3.1 Diagram Blok Sistem



Gambar 3.1 Diagram blok sistem

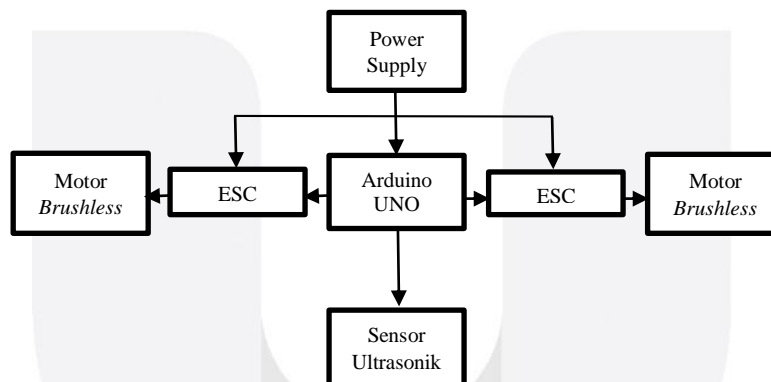
3.1.2 Fungsi dan Fitur

Secara garis besar sistem pada Gambar 3.2, merupakan alur proses pemberian input *throttle* ke mikrokontroler untuk menggerakkan motor *brushless* sehingga UAV dapat terangkat ke atas. Pada perancangan berdasarkan Gambar 3.2 tentang diagram blok, sistem memiliki masukan berupa *throttle* yang diinput melalui laptop. Nilai *throttle* akan dibaca oleh ESC (*Electronic Speed Controller*) yang kemudian akan dikonversi menjadi daya ke rotor untuk menghasilkan gaya angkat. Nilai *throttle* mengendalikan kecepatan rotor berputar sehingga dapat mengatur ketinggian dan kecepatan gerak UAV di udara.

Kemudian tahap selanjutnya adalah mengukur perubahan ketinggian ketika gaya angkat yang dihasilkan oleh motor *brushless* mampu mengangkat UAV ke udara. Proses pengukuran perubahan ketinggian tersebut menggunakan sensor ultrasonik yang hasilnya akan ditampilkan di serial monitor yang sudah tersedia pada *software* pemrograman Arduino IDE.

3.2 Perancangan Perangkat Keras

Berikut merupakan skema desain sistem yang telah dibuat.



Gambar 3.2 Desain sistem

Gambar 3.2 menunjukkan alur proses kerja keseluruhan. Proses ini menggunakan *software* pemrograman Arduino IDE (*Integrated Development Environment*) yang berada dalam PC. Nantinya hasil dari pemrograman tersebut yaitu berupa input *throttle* motor akan menjadi masukan untuk menggerakkan motor *brushless*. Kemudian sensor ultrasonik akan mengukur perubahan ketinggian UAV.

Berikut merupakan perancangan perangkat keras pada sistem UAV *fixed wing* yang mampu lepas landas secara vertikal.

Tabel 3.1 Data perancangan UAV

Parameter Perancangan	Spesifikasi/Dimensi
Length	98.5cm
Wingspan	100cm
Berat terbang	1.4kg
Mikrokontroler	Arduino UNO
Motor Brushless	Sunnysky X2216 1250kv
ESC	ESC 40A 2-4s
Propeller	APC 1047
Baterai	Power Supply 12V 30A
Struktur Tulang	Kayu Jati Belanda

Dari tabel di atas dapat diketahui mengenai parameter perancangan beserta spesifikasi/dimensinya. Selanjutnya mendesain bentuk UAV. Desain *airframe* yang dibuat menggunakan desain UAV VTOL yang sudah ada, karena UAV tersebut memiliki kemampuan *vertical take off landing* sehingga sesuai dengan topik pembahasan yang membahas mengenai perancangan dan perakitan UAV *Fixed wing* agar dapat lepas landas secara vertikal.

4. Hasil Percobaan dan Analisis

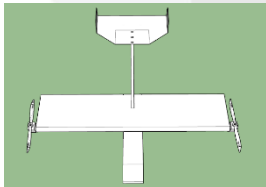

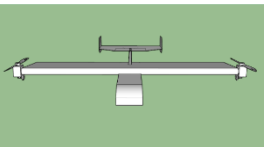

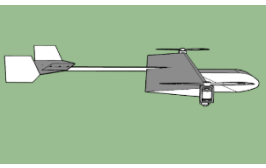

4.1 Analisis Hasil Perancangan

Berikut adalah perbandingan antara hasil perancangan dengan hasil manufaktur.

Tabel 4.1 Data perancangan UAV

Parameter Perancangan	Hasil Perancangan	Hasil Manufaktur
Length	98.5cm	98.5cm
Wingspan	100cm	100cm
Berat terbang	1.4kg	1.4kg
Mikrokontroler	Arduino UNO	Arduino UNO
Motor Brushless	Sunnysky X2216 1250kv	Sunnysky X2216 1250kv
ESC	ESC 40A 2-4s	ESC 40A 2-4s
Propeller	APC 1047	APC 1047
Baterai	Power Supply 12V 30A	Power Supply 12V 30A
Struktur Tulang	Kayu Jati Belanda	Kayu Jati Belanda

Tabel 4.2 Perbandingan perancangan dan manufaktur

Perancangan	Hasil Manufaktur
	
	
	

Dari Tabel 4.1 dan Tabel 4.2 di atas dapat diketahui hasil dari manufaktur sesuai dengan perancangan yang telah dibuat. Penempatan komponen sesuai dengan perancangan agar *Center of gravity* berada tepat distruktur tulang sayap sehingga gaya yang bekerja pada UAV berada pada satu titik dan UAV tidak kehilangan keseimbangan ketika melakukan *take off*.

4.2 Pengaturan Nilai Minimum dan Maksimum *Throttle*

Tabel 4.3 Hasil pengukuran kecepatan putar motor

Input throttle	% Throttle	Kecepatan putar motor kiri (rpm)	Kecepatan putar motor kanan (rpm)
1000	0%	0	0
1050	5%	1050	1080
1100	10%	2070	2150
1150	15%	2620	2650
1200	20%	3150	3160
1250	25%	3520	3520
1300	30%	3870	3870
1350	35%	4150	4170
1400	40%	4540	4580
1450	45%	4780	4820
1500	50%	5120	5170

Pada tabel 4.3 diatas dapat diketahui bahwa semakin besar input *throttle* maka nilai kecepatan putar motor yang dihasilkan semakin besar pula. Namun kecepatan putar kedua motor *brushless* berbeda hampir disetiap input *throttle*.

4.3 Uji Terbang UAV

Tabel 4.4 Hasil uji terbang pertama

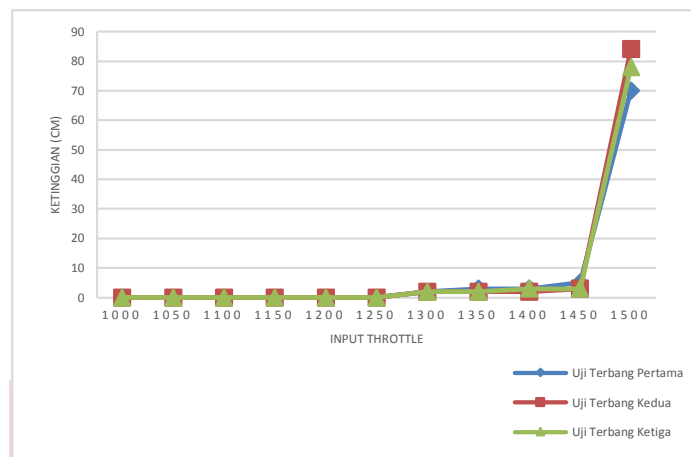
Input Throttle	1000	1050	1100	1150	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500
% Throttle	0%	5%	10%	15%	20%	25%	30%	35%	40%	45%	50%
Ketinggian (cm)	0	0	0	0	0	0	2	3	3	5	70
Standar Deviasi	4.559206										

Tabel 4.5 Hasil uji terbang kedua

Input Throttle	1000	1050	1100	1150	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500
% Throttle	0%	5%	10%	15%	20%	25%	30%	35%	40%	45%	50%
Ketinggian (cm)	0	0	0	0	0	0	2	2	2	3	84
Standar Deviasi	5.008126										

Tabel 4.6 Hasil uji terbang ketiga

Input Throttle	1000	1050	1100	1150	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500
% Throttle	0%	5%	10%	15%	20%	25%	30%	35%	40%	45%	50%
Ketinggian (cm)	0	0	0	0	0	0	2	2	3	3	78
Standar Deviasi	4.821909										



Gambar 4.1 Hasil uji terbang UAV

Berdasarkan Gambar 4.1, grafik perubahan input *throttle* terhadap perubahan ketinggian yang dihasilkan dalam pengujian adalah meningkat, hal ini berarti ketinggian yang dihasilkan akan terus meningkat seiring dengan bertambahnya nilai input *throttle*. UAV baru terangkat ketika diberi nilai input *throttle* 1300, hal ini berarti gaya angkat yang dihasilkan oleh putaran motor lebih besar dibandingkan dengan gaya berat pada input *throttle* 1300. Keadaan UAV ketika pengujian uji terbang dilakukan tidak stabil, hal ini sesuai dengan data kalibrasi yang telah dilakukan sebelumnya yaitu kecepatan putar kedua motor *brushless* berbeda sehingga menyebabkan lepas landas yang tidak stabil. Untuk uji terbang UAV ini menghasilkan perubahan ketinggian sekitar 84 cm.

5. Simpulan

Berdasarkan hasil pengujian dan analisa UAV *fixed wing* yang mampu lepas landas secara vertikal tersebut dapat disimpulkan bahwa :

1. UAV jenis *fixed wing* mampu melakukan lepas landas secara vertikal.
2. UAV jenis *fixed wing* mulai terangkat pada kondisi :

Input <i>throttle</i> :	: 1300 / 30%
RPM motor <i>brushless</i> kiri :	: 3870 rpm
RPM motor <i>brushless</i> kanan :	: 3870 rpm
Ketinggian yang diperoleh :	: 2 cm
3. Ketinggian maksimal yang berhasil dicapai oleh UAV jenis *fixed wing* ini yaitu sekitar 84 cm, dengan kondisi :

Input <i>throttle</i> :	: 1500 / 50%
RPM motor <i>brushless</i> kiri :	: 5120 rpm
RPM motor <i>brushless</i> kanan :	: 5170 rpm
4. Keadaan UAV ketika lepas landas tidak stabil, hal ini terjadi karena perbedaan kecepatan putar kedua motor *brushless*.

Daftar Pustaka

- [1] R. T. Bethary, M. F. Pradana and E. T. Wardany, "Analisa Pengembangan Geometri Landasan (Studi Kasus Bandara Husein Sastra Negara)," *Jurnal Fondasi*, vol. 5, no. 1, p. 58, 2016.
- [2] Budiman, "Perencanaan Landasan Pacu Bandar Udara Tuanku Tambusai Kabupaten Rokan Hulu," *Jurnal Mahasiswa Fakultas Teknik*, vol. 1, no. 1, 2013.
- [3] S. Zabunov, P. Gestov and G. Mardirossiana, "XZ-4 Vertical Takeoff and Landing Multi-Rotor Aircraft," *Asian Journal of Natural & Applied Sciences*, vol. 3(4), 2014.
- [4] C. Wiratama, "Aero Engineering," CV MARKOM, 29 January 2016. [Online]. Available: <http://aeroengineering.co.id/2016/01/power-loading-dan-wing-loading-pada-pesawat-aeromodelling-rule-of-thumb/>. [Accessed 25 February 2019].
- [5] C. Wiratama, "Aero Engineering," 15 February 2016. [Online]. Available: <http://aeroengineering.co.id/2016/02/center-of-gravity-cg-pada-pesawat-aeromodelling/>.
- [6] C. Wiratama, "Aero Engineering," CV MARKOM, 14 February 2016. [Online]. Available: <http://aeroengineering.co.id/2016/02/pemilihan-komponen-elektronik-motor-baterai-esc-pesawat-aeromodelling/>. [Accessed 25 February 2019].
- [7] M. Mora and T. Yusmar, "Pengaruh Kepadatan Lalu Lintas Penerbangan Pada Saat Taxi-Out Terhadap Konsumsi Bahan Bakar Pesawat Udara (Studi Kasus: Bandar Udara International Soekarno Hatta)," *Jurnal Perhubungan Udara*, vol. 40, no. 4, p. 216, 2014.
- [8] D. Indrajit, *Mudah dan Aktif Belajar Fisika untuk kelas XI*, Jakarta: Pusat Perbukuan, Departemen Pendidikan Nasional, 2009.
- [9] M. Y. Tamtomi, S. R. Sulistiyanti and M. Komarudin, "Rancang Bangun Wahana Udara Tanpa Awak VTOL-UAV Sebagai Wahana Identifikasi Dini Kondisi Udara Berbasis Video Sender," *Jurnal Rekayasa dan Teknologi Elektro*, vol. 10, no. 3, p. 194, 2016.
- [10] H. S. Saroinsong, V. C. Poekoel and P. D. Manembu, "Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot," *Jurnal Teknik Elektro dan Komputer*, vol. 7, no. 1, p. 76, 2018.
- [11] A. AL, A. Y. Dewi, D. Harinita and A. Bachtiar, "Korelasi Gaya Angkat dengan Kecepatan Putaran Rotor pada Sistem Pesawat Quadcopter," in *Seminar Nasional Teknik Elektro 2018*, Batu - Malang, 2018.
- [12] C. Wiratama, "Aero Engineering," 15 February 2016. [Online]. Available: <http://aeroengineering.co.id/2016/02/center-of-gravity-cg-pada-pesawat-aeromodelling/>.