

Received: November 2022

Accepted: Februari 2023

Published: April 2023

Analisis Kestabilan Statik Pada Konsep Uav Purwarupa *Light Aircraft* Dengan Konfigurasi Sayap *Morphing* Menggunakan Perangkat Lunak XFLR5

Mizan Fadhilah^{1*}, Gaguk Marausna², Reo Yudhono³

^{1*,2,3}Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan Yogyakarta

*E-mail: mizanfadhilah@gmail.com

Abstract

The development of unmanned aircraft (UAV/drone) is growing rapidly in the current era, in fact many drone startups have sprung up in several areas because the presence of drones can help human tasks in carrying out their activities. In this study, researchers studied a UAV flying vehicle, an aeromodelling aircraft type imitating the Cessna 172 with a morphing wing configuration, no special mission but only to be flown and for certain analytical purposes and to fly with trainer missions. Because the UAV is quite light, which is around 2486 grams, the stability of this UAV is easily disturbed, especially when flying low, it is necessary to have a stability analysis to make it easier for pilots to control it, modeling the aircraft using XFLR5 software and then analyzing including analysis of the static stability of the longitudinal, lateral, and directional. At a maximum speed of 41.7 m/s, stability in the longitudinal dimension is -0.0081, in the lateral dimension is -0.0004 and in the directional dimension is obtained 0.0014. Based on the stability criteria, it can be concluded that the UAV imitates the Cessna 172 with a morphing wing configuration that is statically stable, and it is possible that the aircraft is also dynamically stable.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Stability, XFLR5.

Abstract

Perkembangan pesawat tanpa awak (UAV/drone) semakin berkembang pesat di era sekarang, bahkan sudah banyak *startup drone* bermunculan di beberapa wilayah karena memang kehadiran *drone* dapat membantu tugas manusia dalam menjalankan aktivitasnya. Pada penelitian ini peneliti mengkaji sebuah wahana terbang UAV jenis pesawat *aeromodelling* meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing*, tidak ada misi khusus melainkan hanya untuk diterbangkan dan untuk keperluan analisis tertentu dan untuk terbang dengan misi *trainer*. Karena UAV tersebut cukup ringan yaitu sekitar 2486 gr maka kestabilan dari UAV ini mudah terganggu terutama pada saat terbang rendah maka perlu adanya analisis kestabilan guna mempermudah pilot dalam mengendalikannya, pemodelan pesawat menggunakan perangkat lunak XFLR5 kemudian dilakukan analisis diantaranya analisis kestabilan statik matra *longitudinal*, *lateral*, dan *directional*. Pada kecepatan maksimal yaitu 30 m/s didapat kestabilan dalam matra *longitudinal* yaitu -0,0081, pada matra *lateral* adalah -0,0004 dan pada matra *directional* didapat 0,0014. Berdasarkan kriteria kestabilan dapat disimpulkan bahwa UAV meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* tersebut stabil statik, dan tidak menutup kemungkinan bahwa pesawat tersebut juga stabil dinamik.

Kata kunci: Pesawat UAV, Kestabilan, XFLR5

1. Pendahuluan

Memasuki era 5.0 terdapat beberapa perkembangan teknologi yang semakin pesat, hampir semua tugas manusia dapat digantikan dengan robot [1], salah satu perkembangan teknologi tersebut adalah dalam bidang kedirgantaraan yang disebut teknologi sayap *morphing* yang akan menggantikan permukaan sayap pesawat konvensional di masa mendatang, karena memiliki performa yang lebih baik pada saat bermanuver [2].

Disamping itu penggunaan wahana terbang yang semakin berkembang begitu pesat di Indonesia maupun mancanegara [3] [4], pada tahun 2017 jumlah *drone* komersial yang dijual di seluruh dunia melebihi 3,5 juta dan terus meningkat [5], UAV atau yang biasa dikenal dengan sebutan *unmanned aerial vehicle* adalah salah satu wahana terbang tanpa awak yang diterbangkan di udara dengan dikendalikan seorang pilot dari jarak jauh melalui *remote control* [6].

Terdapat 2 jenis UAV yang populer yaitu *fixed wing* dan *multi rotor* [7], dari kedua UAV tersebut penggunaan jenis *fixed wing* lebih hemat energi namun tidak lebih stabil dari *multi rotor* [8], pada *multi rotor* kebanyakan menggunakan 4 buah baling-baling di setiap ujung lengannya atau yang biasa dikenal dengan sebutan *drone Quadcopter* [9]. Penggunaan UAV atau sejenisnya dapat diaplikasikan pada berbagai bidang mulai dari militer untuk pengintaian dan mata-mata dan tidak menutup kemungkinan digunakan untuk perang [10], bidang sosial seperti halnya dalam evakuasi bencana alam pada lokasi yang sulit diakses oleh manusia dan kendaraan [11], medis seperti pengiriman obat-obatan [12], hingga ke pertanian [13].

Adapun untuk lainnya seperti misi *tracking* [14], penyebaran kecambah dan penyemprotan hama pada lahan petani [15], pemetaan di udara [16], mengidentifikasi kebakaran batu bara [17], dan terbaru terdapat misi untuk memadamkan api dengan membawa APAR (Alat Pemadam Api Ringan) dan misi untuk pengiriman paket atau barang ke lokasi tujuan yang terhubung ke gps pada *handphone* dan dapat terbang secara *smart system* [4]. namun kebanyakan

UAV pada saat ini diaplikasikan untuk *mapping* atau pemetaan. [18]

Untuk menjalankan misinya masing-masing UAV tersebut harus dalam kondisi terbang yang stabil, artinya ketika sedang terbang kemudian terdapat gangguan luar maka UAV tersebut harus kembali ke kondisi kestabilan awal saat gangguan tersebut hilang [19], terlebih ketinggian terbang UAV tersebut harus tetap terjangkau dikarenakan untuk keperluan misi *trainer* bagi pemula, maka analisis kestabilan perlu dilakukan untuk memastikan bahwa UAV tersebut tetap dalam kondisi stabil statik ketika terjadi atau mengalami gangguan luar seperti terkena angin dan sebagainya.

Pada penelitian ini membahas terkait kestabilan dari konsep UAV untuk menjalankan misi *trainer* bagi para pilot pemula, dengan konsep UAV yang menerapkan konfigurasi sayap *morphing* yang belum pernah dijumpai di Indonesia namun sedang dikembangkan di negara luar untuk keperluan masa mendatang dan diterapkan pada pesawat komersial dalam jumlah besar jika konsep ini dinyatakan layak dalam penelitian, maka diharapkan bentuk kestabilan statik pada UAV ini yang dicapai nantinya akan lebih baik, dikarenakan sayap *morphing* memiliki performa yang lebih baik jika bermanuver yang disebabkan oleh bentuk yang lebih ringan karena mengurangi struktur lainnya serta pemilihan material yang lebih ringan dan sesuai dengan mekanisme gerakannya yaitu elastis pada bagian *trailing edge* ketika berdefleksi [20] [21] [22] [23] [24].

Berdasarkan fenomena yang telah disebutkan diatas peneliti menggunakan perangkat lunak Xflr5 untuk menganalisa bahwa konsep UAV dengan konfigurasi sayap *morphing* yang dibuat memenuhi kriteria kestabilan statik sesuai dengan teori yang ada yaitu nilai pada grafik $C_{m\alpha} < 0$, $C_{l\beta} < 0$, dan $C_{n\beta} > 0$ [25] [26], sehingga dapat membantu memudahkan pilot dalam mengendalikan UAV tersebut jika UAV yang dimodelkan memenuhi kriteria kestabilan statik terutama pada saat terbang rendah, jika pesawat dinyatakan stabil statik maka pilot tidak perlu menggerakkan komponen bidang kendali secara berlebihan atau bahkan tidak

perlu untuk menggerakkan bidang kendali untuk membuat pesawat UAV tetap berada dalam kondisi kestabilan awalnya setelah UAV mengalami simpangan akibat gangguan luar.

Beberapa penelitian sebelumnya dengan menggunakan jenis perangkat lunak yang bervariasi untuk meneliti terkait kestabilan statik dari UAV yang dimodelkan, dan menghasilkan plot grafik kestabilan statik pada UAV yang dimodelkannya dan telah memenuhi kriteria yang telah ditetapkan [16] [27] [28] [29], namun yang membedakan penelitian ini dengan penelitian yang terdahulu adalah pada penelitian ini menerapkan konsep sayap *morphing* yang diterapkan pada sayap UAV dengan bentuk geometri yang berbeda, pada saat ini konsep sayap *morphing* sedang dikembangkan oleh beberapa negara luar untuk diaplikasikan pada pesawat komersial di masa mendatang.

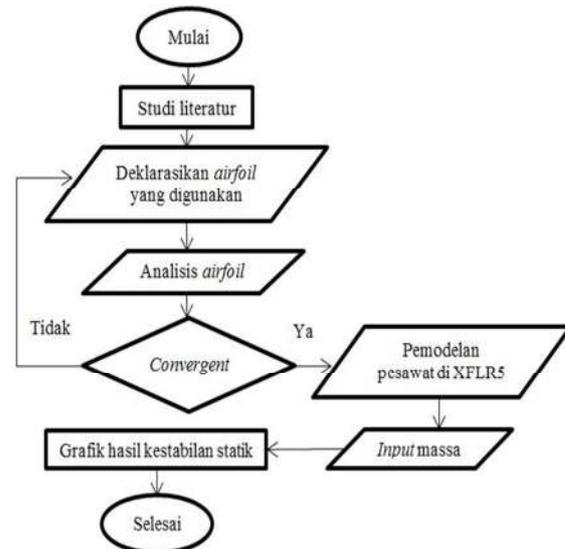
2. Metode Penelitian

2.1. Alur Penelitian

Pada penelitian ini menggunakan perangkat lunak XFLR5 sebagaimana yang ditampilkan pada Gambar 1, dimana langkah awal yaitu menentukan jenis *airfoil* yang dipakai untuk membuat *wing*, serta *horizontal* dan *vertical stabilizer*, *airfoil* yang dipilih yaitu *airfoil clark y* dengan alasan jenis ini sesuai untuk diaplikasikan pada pemain pemula untuk bagian *wing* dan *airfoil* simetris jenis NACA 0009 untuk bagian *horizontal* dan *vertical stabilizer*, berikutnya memasukkan nilai-nilai parameter *input* untuk dianalisis hingga mencapai *convergent*, seperti mengatur bilangan *reynolds number* yang dipakai pada analisis *airfoil* yang dipilih sebelumnya sehingga luaran yang dicapai adalah grafik aerodinamika seperti C_L vs α , C_D vs α dan C_L/C_D vs α , grafik tersebut ditujukan adalah untuk mengetahui karakteristik performa aerodinamika dari *airfoil* yang digunakan pada *reynolds number* tertentu.

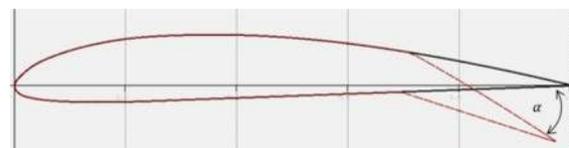
Selanjutnya masuk ke tahap pemodelan pesawat UAV pada tahapan ini dibuat *wing*, *fuselage* hingga *tail* dari pesawat seperti yang ditampilkan pada Gambar 7, kemudian *input* massa dari keseluruhan komponen yang telah dibuat sebelumnya beserta *input* massa

penambahan pada komponen lainnya untuk dilakukan analisis kestabilan statik. Pengaturan peletakkan massa sangat berpengaruh terhadap posisi *center of gravity* pesawat. Posisi *center of gravity* berada di 245mm dari *nose* UAV.



Gambar 1. Diagram alir penelitian

Pada Gambar 2 merupakan variasi defleksi pada *trailing edge* yang terjadi pada 30 % dari sayap *morphing* dengan nilai variasi -15, -10, -5, 5, 10, 15, 20.



Gambar 2. Defleksi *airfoil* pada *trailing edge*

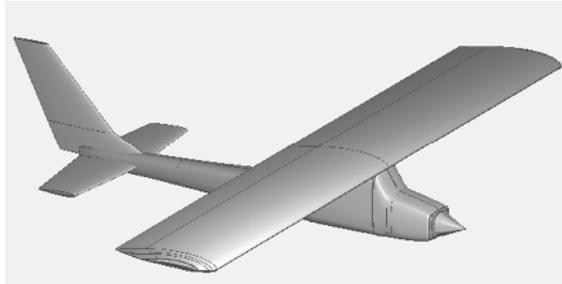
2.2. Pemodelan Pesawat

Pada Gambar 3 adalah pemodelan pesawat UAV meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* menggunakan aplikasi XFLR5, dimana untuk dimensi dari spesifikasi UAV tersebut disajikan dalam Tabel 1.

Tabel 1. Spesifikasi UAV

Spesifikasi UAV	Dimensi
<i>Wing span</i>	1450 mm
<i>Wing area</i>	346 mm ²
<i>Plane mass</i>	2486 gr
<i>Wing loading</i>	719,1 gr/cm ²
<i>Tail volume</i>	0,348
<i>Root chord</i>	240 mm

MAC	239 mm
Tip twist	0°
Aspect ratio	6,081
Tapered ratio	0,567
Root -tip sweep	0,316°
Panjang Fuselage	910 mm



Gambar 3. Pemodelan UAV

2.3. Input Massa Inersia Pada UAV

Pada Tabel 2 adalah berisi tentang keseluruhan berat komponen pesawat yang nantinya akan dimasukkan pada proses analisis XFLR5 untuk menghasilkan grafik dan nilai dari kestabilan pesawat tersebut pada matra *longitudinal*, *lateral* dan *directional*.

Tabel 2. Komponen berat pesawat

Nama Komponen	Berat (gr)	Posisi (mm)		
		x	y	z
Baterai Li-Po	174	168	0,0	20
Spinner	22	0,0	0,0	0,0
Propeller	19	40	0,0	0,0
Fuselage+Tail	722	153	0,0	0,0
Cowling	33	62	0,0	0,0
Sayap Morphing	1156	55	0,0	13
				-
Nose Landing Gear	54	158	0,0	120
Main Landing Gear (x2)	64	345	180	130
Receiver	16	170	0,0	0,0
ESC	47	172	0,0	-20
Servo Elevator	11	250	0,0	0,0
Servo Rudder	58	250	0,0	0,0
Motor Brushless	110	80	0,0	0,0
TOTAL WEIGHT	2486			

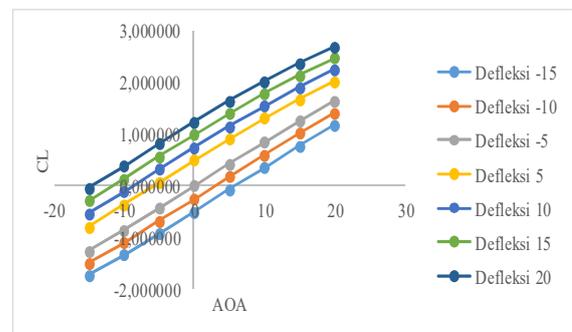
3. Hasil Penelitian

Pada Gambar 8 merupakan grafik *coefficient lift versus angle of attack* pada perubahan defleksi dari *trailing edge* sayap *morphing* sebesar -15, -10, -5, 5, 10, 15, 20 derajat pada kecepatan maksimum dari UAV yang didesain yaitu 30 m/s, kecepatan

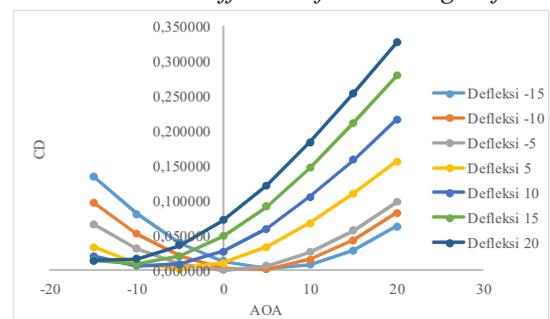
tersebut diperoleh dari penelitian sebelumnya yang menyatakan bahwa pengaruh variasi kecepatan sebesar 26, 28 dan 30 m/s tidak mempengaruhi kestabilan statik pada saat proses analisis pada perangkat lunak Xflr5, sehingga kecepatan yang dipakai pada kebanyakan UAV dianggap konstan atau tidak berpengaruh jika untuk keperluan analisis kestabilan statik [16], dapat disimpulkan bahwa pesawat UAV meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* memiliki nilai CL tertinggi pada sudut serang 20 derajat dengan nilai CL sebesar 2,69.

Gambar 9 merupakan grafik CD (*coefficient drag*) *versus angle of attack* didapat nilai CD minimum atau *drag* dalam kondisi terbaik yaitu pada perubahan defleksi *trailing edge* -5 derajat di sudut serang 0 yaitu sebesar 0,000272.

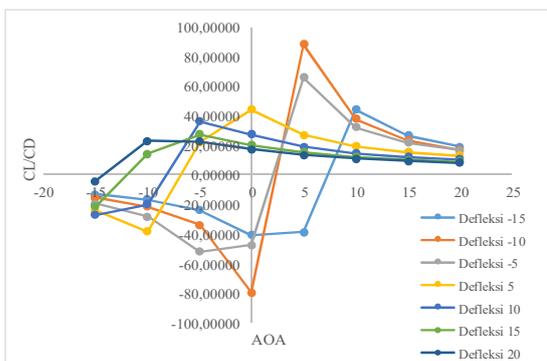
Sedangkan pada Gambar 10 merupakan grafik CL/CD *versus angle of attack* dimana pada perubahan defleksi 10 derajat memiliki nilai CL/CD yang cukup menonjol yaitu nilai minimum pada sudut serang 0 derajat sebesar -79,65 sedangkan nilai maksimum pada sudut serang 5 derajat yaitu sebesar 88,21.



Gambar 8. Grafik *coefficient lift versus angle of attack*



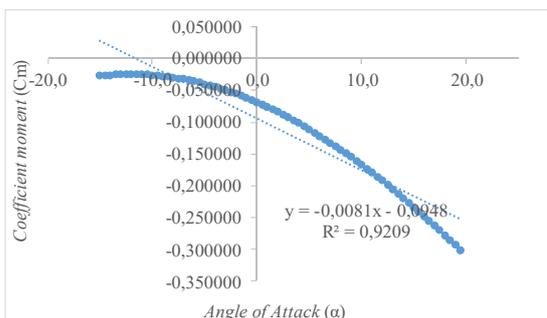
Gambar 9. Grafik *Coefficient drag versus angle of attack*



Gambar 10. Grafik CL/CD versus angle of attack

3.1. Kestabilan Statik pada Matra Longitudinal

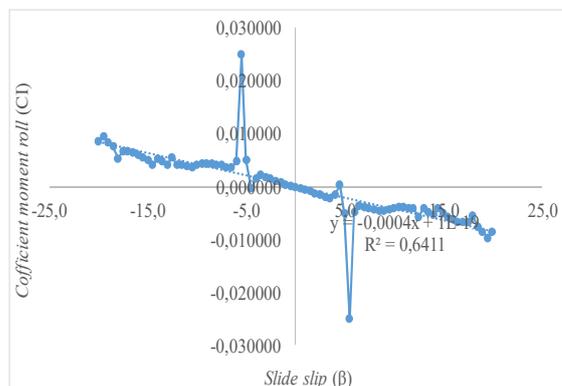
Kestabilan statik matra *longitudinal* pada pesawat *aeromodelling/UAV* meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* dapat diperoleh apabila nilai dari $Cm\alpha < 0$ [30]. Pada Gambar 11 membentuk kurva korelasi ke arah bawah (negatif) dengan nilai $Cm\alpha$ lebih kecil dari 0 yaitu sebesar -0,0081 dengan regresi 0,9209. Jadi dapat disimpulkan bahwa pesawat termasuk stabil statik dalam matra *longitudinal*.



Gambar 11. Grafik coefficient moment versus angle of attack

3.2. Kestabilan Statik pada Matra Lateral

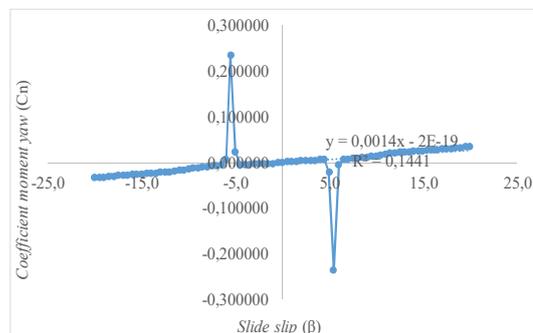
Kestabilan statik matra *lateral* pada pesawat *aeromodelling/UAV* meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* dapat diperoleh apabila nilai dari $Ci\beta < 0$ [30]. Pada Gambar 12 membentuk kurva korelasi ke arah bawah (negatif) dengan nilai $Ci\beta$ lebih kecil dari 0,3 yaitu sebesar -0,0004 dengan nilai regresi 0,6411. Jadi dapat disimpulkan bahwa pesawat termasuk stabil statik dalam matra *lateral*.



Gambar 12 Grafik Coefficient moment roll terhadap variasi sudut beta β

3.3. Kestabilan Statik pada Matra Directional

Kestabilan statik matra *directional* pada pesawat *aeromodelling/UAV* meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* dapat diperoleh apabila nilai dari $Cn\beta > 0$ [30]. Pada Gambar 13 membentuk kurva korelasi ke arah atas (positif) dengan nilai $Cn\beta$ lebih besar dari 0 yaitu sebesar 0,0014 dengan nilai regresi 0,1441. Jadi dapat disimpulkan bahwa pesawat termasuk stabil statik dalam matra *directional*.



Gambar 13. Grafik coefficient moment yaw terhadap variasi sudut β

4. Kesimpulan

1. Berdasarkan grafik $Cm\alpha$ pesawat *aeromodelling/UAV* meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* mempunyai nilai sebesar -0,0081 dengan regresi 0,9209. Jadi dapat disimpulkan bahwa pesawat termasuk stabil statik dalam matra *longitudinal*.
2. Berdasarkan grafik $Ci\beta$ pesawat *aeromodelling/UAV* meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* mempunyai nilai sebesar -0,0004 dengan regresi 0,6411. Jadi

dapat disimpulkan bahwa pesawat termasuk stabil statik dalam *matra lateral*.

3. Berdasarkan Grafik $Cn\beta$ pesawat *aeromodelling/UAV* meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* mempunyai nilai sebesar 0,0014 dengan regresi 0,1441. Jadi dapat disimpulkan bahwa pesawat termasuk stabil statik dalam *matra directional*.

5. Saran

Diperlukan penelitian lebih lanjut dengan metode lainnya sebagai contoh dengan menggunakan aplikasi Matlab dengan variasi dan parameter-parameter yang lebih banyak agar data yang dihasilkan menjadi lebih beragam dan akurat, serta pemodelan pesawat UAV meniru cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* pada bagian pemodelan *wing* perlu dibuat *tapered* atau *swept wing* agar dapat menghasilkan efisiensi aerodinamika yang baik dan sesuai dengan apa yang diperkirakan, kemudian penggunaan *material 3D printing* penyusunan konstruksi sayap *morphing* pada UAV perlu diperhatikan agar ringan dan tetap kuat sehingga dapat mengurangi secara signifikan dari keseluruhan berat UAV yang dimodelkan sehingga dapat berpengaruh terhadap performa dari UAV tersebut.

6. Daftar Pustaka

- [1] L. Setyowati and D. Nasir Ahmad, "Pemanfaatan Big Data Dalam Era Teknologi 5.0," *ABDINE J. Pengabd. Masy.*, vol. 1, no. 2, pp. 117–122, 2021.
- [2] R. M. Ajaj, M. S. Parancheerivilakkathil, M. Amoozgar, M. I. Friswell, and W. J. Cantwell, "Recent Developments in the Aeroelasticity of Morphing Aircraft," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 120, pp. 1–71, 2021.
- [3] F. Ashari and F. Achmadi, "Desain Pengembangan Produk Robot Terbang Tanpa Awak dengan Metode QFD (Quality Function Deployment)," *J. Senopati*, vol. 2, no. 2, pp. 66–73, 2021.
- [4] Randis, I. B. Dharmawan, and Syahrudin, "Rancang Bangun Alat Uji Gaya Dorong (Trust Force) Motor Brushless," *JTT (Jurnal Teknol. Terpadu)*, vol. 5, no. 2, p. 128, 2017.
- [5] A. Alfiannor, L. E. Riyanti, and A. Kurniawan, "Pengukuran Thrust dan RPM Propeller Motor Brushless pada Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," *Langit Biru J. Ilm. Aviasi*, vol. 15, no. 01, pp. 11–17, 2022.
- [6] E. Irmawan and P. Mulyono, "Kendali Fuzzy-PID Pada Sikap Longitudinal Dan Sikap Lateral Pesawat Tanpa Awak Fixed Wing," *J. Teknol. Penerbangan*, vol. 2, no. 2, pp. 1–7, 2018.
- [7] T. Nurhidayat, D. Suanggana, and G. Gunawan, "SIMULASI NUMERIK PENGARUH SUDUT SERANG TERHADAP MOMENT COEFFICIENT UNTUK MEMILIH CENTER OF GRAVITY PADA PESAWAT TANPA AWAK TAIL TWIN BOOM," *Dr. Diss.*, no. Institut Teknologi Kalimantan, pp. 1–10, 2020.
- [8] P. V. Lesalli and M. A. Cahyono, "Longitudinal Statik Stability Analysis With Wing Swept Angle Variation of UAV Flying Wing Surveillance Adelaar 2 Use Software XFLR5," *Conf. Senat. STT Adisutjipto Yogyakarta*, vol. VI, pp. 35–42, 2020.
- [9] R. Baharuddin, "Struktural Dan Modal Analisis Pada Bilah Baling-Baling Quadcopter Dengan Bantuan Simulasi Komputer," *JTT (Jurnal Teknol. Terpadu)*, vol. 9, no. 2, pp. 186–190, 2021.
- [10] W. Stecz and K. Gromada, "UAV Mission Planning with SAR Application," *Sensors (Switzerland)*, vol. 20, no. 4, pp. 1–18, 2020.
- [11] R. Nagasawa, E. Mas, L. Moya, and S. Koshimura, "Model-Based Analysis of Multi-UAV Path Planning for Surveying Postdisaster Building Damage," *Sci. Rep.*, vol. 12, no. 1, pp. 1–14, 2021.
- [12] I. T. Rahayu, D. N. Sari, and F. Muftiyanti, "Inovasi Pengiriman Obat Berbasis Medidrone (Medicine Delivery Drone) Sebagai Pengembangan Teknologi Pelayanan Kefarmasian Era 5.0," *J. Ners Community*, vol. 13, no. 2, pp. 170–179, 2022.
- [13] P. Windayani and Hartono, "ANALISIS KESTABILAN STATIK MATRA LONGITUDINAL PLATFORM UAV KOLIBRI 08-V2," *SAINSTECH J. Penelit. DAN Pengkaj. SAINS DAN Teknol.*, vol. 30, no. 2, pp. 67–74, 2020.
- [14] F. A. Razi and Y. Fuad, "Penerapan Kontrol Proporsional Derivatif Dan Target Tracking Pada Kestabilan Drone Tipe 2.0," *J. Ilm. Mat.*, vol. 6, no. 2, pp. 53–59, 2018.
- [15] V. A. A. H. Hakim, A. Wibowo, and H. Wibowo, "Analisa Pengembangan Drone Penyemprotan Hama Tanaman Dengan Jenis

- Nosel dan ketinggian Untuk Mengetahui Luas Semprotan,” *Eng. J. Bid. Tek.*, vol. 10, no. 2, pp. 64–69, 2019.
- [16] Z. A. Rerung, E. Sofyan, and F. Setiawan, “Analisis Kestabilan Statik Dan Dinamik Pada Pesawat Lsu-05 Ng (Lapan Surveillance Uav 05 New Generation) Dengan Menggunakan Perangkat Lunak Xflr5,” *Tek. STTKD*, vol. 6, no. 2, pp. 76–83, 2020.
- [17] X. He, X. Yang, Z. Luo, and T. Guan, “Application of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Thermal Infrared Remote Sensing to Identify Coal Fires in the Huojitu Coal Mine in Shenmu City, China,” *Sci. Rep.*, vol. 10, no. 1, pp. 1–13, 2020.
- [18] M. Aljehani and M. Inoue, “Performance Evaluation of Multi-UAV System in Post-Disaster Application: Validated by HITL Simulator,” *IEEE Access*, vol. 7, pp. 64386–64400, 2019.
- [19] Federal Aviation Administration, *Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe*, vol. 1. 2018.
- [20] U. Fasel, D. Keidel, L. Baumann, G. Cavolina, M. Eichenhofer, and P. Ermanni, “Composite Additive Manufacturing of Morphing Aerospace Structures,” *Manuf. Lett.*, vol. 23, no. December, pp. 85–88, 2020.
- [21] S. A. Hussain, “Review of Morphing Wing,” *Phd Thesis*, p. 71, 2017.
- [22] C. Ozel, E. Ozbek, and S. Ekici, “A Review on Applications and Effects of Morphing Wing Technology on UAVs,” *Int. J. Aviat. Sci. Technol.*, vol. 1, no. 1, pp. 30–40, 2020.
- [23] M. Elelwi, M. A. Kuitche, R. M. Botez, and T. M. Dao, “Comparison and Analyses of a Variable Span-Morphing of The Tapered Wing With a Varying Sweep Angle,” *Aeronaut. J.*, vol. 124, no. 1278, pp. 1146–1169, 2020.
- [24] M. S. Parancheerivilakkathil, R. M. Ajaj, and K. A. Khan, “A Compliant Polymorphing Wing for Small UAVs,” *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 33, no. 10, pp. 2575–2588, 2020.
- [25] T. R. Yechout, *Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Classical Feedback Control*. Virginia: AIAA Education Series, 2003.
- [26] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, Second Edi. New York: McGraw-Hill, 1998.
- [27] T. S. Sugandi, Nathan, S. K. Subrata, O. Arifianto, and M. A. Moelyadi, “Prediction of Static Stability in Tandem Wing Unmanned Aerial Vehicle,” *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 1130, no. 1, p. 8, 2018.
- [28] M. A. Moelyadi, Y. A. T. Rohmahwati, and A. P. Nugraha, “CFD based determination of longitudinal static and dynamic stability derivatives of twin boom UAV,” *J. Appl. Sci. Eng.*, vol. 22, no. 2, pp. 259–266, 2019.
- [29] A. Winter, R. Hann, A. Wenz, K. Gryte, and T. A. Johansen, “Stability of a Flying Wing UAV in Icing Conditions,” *8th Eur. Conf. Aeronaut. Aerosp. Sci. (EUCASS)*. June, p. 8453370, 2019.
- [30] T. S. Sugandi, N. S. K. Subrata, O. Arifianto, and M. A. Moelyadi, “Prediction of Static Stability in Tandem Wing Unmanned Aerial Vehicle,” *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 1130, no. 1, p. 8, 2018.