

Konseptual Desain Pesawat UAV Meniru Cessna 172 Dengan Konfigurasi Sayap *Morphing* Untuk Misi *Trainer*

M. Fadhilah^{1*}, H.R.M. Intan¹

¹ Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan, Yogyakarta, Indonesia.

ABSTRAK – Perkembangan UAV/*drone* di Indonesia sedang berkembang pesat terbukti banyak UAV/*drone* buatan dalam negeri, karena memang keberadaan *drone* ini dapat membantu tugas manusia dalam bidang tertentu, maka dari itu peneliti tertarik untuk membuat desain konsep UAV untuk keperluan misi *trainer* dengan konfigurasi sayap *morphing* yang akan diperuntukkan untuk pilot pemula sebagai syarat untuk memperoleh sertifikasi pilot *drone*. Dengan menggunakan perhitungan menggunakan metode Anderson didapatkan luaran perhitungan yang akan dijadikan sebagai acuan dalam penyusunan dan manufaktur konseptual desain pesawat yang akan di dibuat. Didapat estimasi berat awal pesawat UAV meniru Cessna 172 dengan konfigurasi sayap *morphing* untuk keperluan misi *trainer* sebesar 5,375433 lb dengan panjang *fuselage* 5,15304 ft, dan bentang sayap sebesar 5,266345 ft yang diposisikan di atas *fuselage*, serta ditenagai oleh 1 engine *motor brushless* sebesar 0,129642 hp.

Kata kunci: *Konseptual desain, UAV (unmanned arial vehicle), Sayap morphing*

ABSTRACT – The development of UAVs/drones in Indonesia is growing rapidly, as evidenced by many domestically made UAVs/drones, because indeed the existence of these drones can assist human tasks in certain fields, therefore researchers are interested in designing a UAV concept for *trainer* mission purposes with a *morphing* wing configuration that will be reserved for novice pilots as a condition for obtaining *drone* pilot certification. By using calculations using the Anderson method, the output of the calculation will be used as a reference in the preparation and manufacturing of the conceptual design of the aircraft to be made. The initial estimated weight of the Cessna 172 UAV aircraft with a *morphing* wing configuration for *trainer* mission purposes is 5.375433 lb with a *fuselage* length of 5.15304 ft, and a wingspan of 5.266345 ft which is positioned above the *fuselage*, and is powered by 1 engine *motor brushless* of 0.129642 hp

Keyword: *Konseptual desain, UAV (unmanned arial vehicle), Sayap morphing*

Dikirim: 12 Oktober 2022; Direvisi: 17 November 2022; Diterima: 17 November 2022

PENDAHULUAN

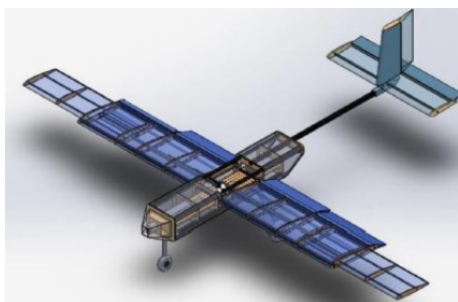
Seiring dengan populasi manusia yang terus bertambah sejalan dengan perkembangan zaman yang semakin modern memasuki teknologi 5.0, salah satu perkembangan teknologi yaitu pada teknologi transportasi udara [1], sehubungan dengan wabah pandemi *covid-19* yang mulai berlalu maka terlebih aktivitas manusia yang hendak migrasi dan bepergian dari suatu tempat ke tempat yang lain akan semakin meningkat, hal itu menyebabkan kebanyakan orang lebih memilih alat transportasi udara dengan alasan karena relatif lebih cepat serta nyaman dan aman walaupun harus mengeluarkan biaya yang tidak sedikit [2].

Dalam perkembangan zaman akan selalu ada perubahan desain guna mendukung operasional terutama kaitannya dalam moda transportasi udara salah satunya teknologi sayap *morphing*, ide *morphing* bukanlah suatu hal yang baru, pesawat pertama yang menerapkan konsep ini adalah *wright flyer* buatan *Wright* bersaudara pada tahun 1903 [3]. Teknologi sayap *morphing* tersebut akan diimplementasikan pada pesawat komersial dalam skala besar di masa mendatang dan menggantikan bentuk sayap pesawat konvensional karena dinilai memiliki *ratio lift to drag* yang lebih baik, serta dapat meningkatkan manuvernya [4]. Berdasarkan uraian diatas maka peneliti tertarik untuk mendesain pesawat UAV dengan mengadopsi sayap *morphing* meniru pesawat sungguhan Cessna 172, dikarenakan UAV (*unmanned aerial vehicle*) banyak ditemukan pada masa sekarang untuk keperluan misi di berbagai bidang tertentu yaitu militer dan sosial sebagai contoh untuk keperluan pemetaan, *surveillance*, pengintaian dan lain sebagainya yang dapat terbang secara autonomous [5].

TEORI SIMULASI

UAV

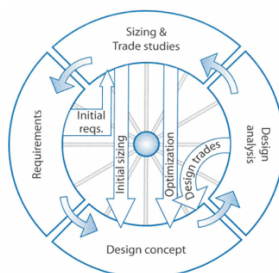
UAV (*unmanned aerial vehicle*)/*drone* adalah salah satu bentuk wahana terbang tanpa awak yang diterbangkan di udara dengan dikendalikan oleh seorang pilot yang berada di *ground* melalui *remote control* [6]. Pada umumnya UAV terdiri dari sayap tetap (*fixed wing*) dan multi rotor [7]. Pada **Gambar 1** merupakan contoh bentuk purwarupa pesawat UAV.



Gambar 1. UAV sayap tetap [8]

Desain pesawat terbang

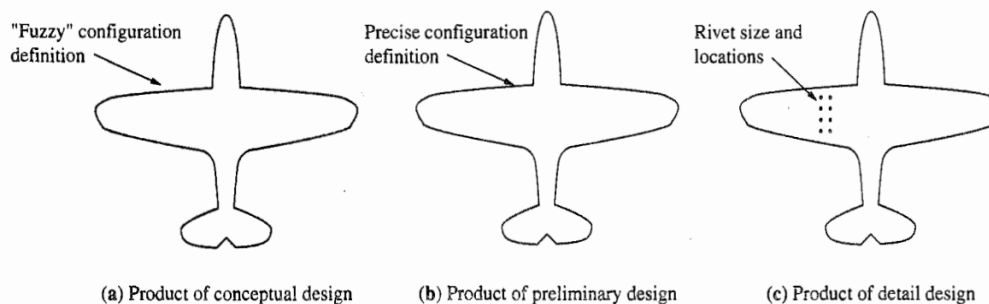
Desain adalah suatu keilmuan yang berbeda dan terpisah dari disiplin keilmuan teknik lainnya seperti keilmuan tentang analisis dalam desain berbeda dengan struktur, aerodinamika, *control* dan propulsi [9]. **Gambar 2** adalah tentang roda desain dapat dilihat bahwa desain bermula kebutuhan pasar yang dituangkan melalui *requirement* atau kebutuhan apa yang hendak dibuat sesuai dengan permintaan *customer*, setelahnya timbul sebuah *design concept* tentang gambaran sebuah desain untuk menjawab sebuah *requirement*, dan berlanjut hingga proses lainnya begitupun satu sama lain saling berhubungan hingga *design analysis* hal ini bertujuan ketika suatu desain tidak memenuhi *requirement* yang ada maka dapat diperbaiki dan kembali lagi ke konsep awal sampai ketemu suatu desain yang telah disepakati untuk dilakukan ke tahapan manufaktur.



Gambar 2. Roda desain pesawat terbang [9]

Konseptual desain

Pada dasarnya desain dalam pesawat terbang dibagi kedalam tiga tahapan diantaranya adalah konseptual desain, *preliminary design* dan *detail desain* [10]. Konseptual desain adalah desain awal yang dihasilkan untuk menjawab *requirement* yang merepresentasikan desain yang ingin dituju sesuai dengan perencanaan diawal [9]. Desain pesawat terbang sungguhan tidak langsung membuat gambar pada sebuah kertas kosong akan tetapi diperlukannya berbagai parameter, formula serta banyak data yang valid untuk dapat menghasilkan ide yang matang dan dapat direalisasikan [11]. pada tahap konseptual desain ini harus mampu menjawab mengenai ukuran, konfigurasi, berat, performa, desain yang dihasilkan dalam bentuk *layout* 2 dimensi [10]. Untuk desain yang optimal maka perlu dilakukan perhitungan berulang guna mendapatkan data yang valid dan realistis [12]. **Gambar 3** menunjukkan perbedaan dari ketiga tahapan desain pesawat terbang secara sederhana.



Gambar 3. Ilustrasi skematik perbedaan *conceptual*, *preliminary* dan *detail design* [13]

Estimasi Berat Awal

Pada desain pesawat terbang tahapan selanjutnya setelah ditetapkannya *requirement* adalah estimasi berat atau tebakan awal dari pesawat yang dibuat, parameter ini sangat penting. Pada konseptual desain pesawat terbang tidak bisa melangkah lebih lanjut jika estimasi berat *take off weight gross* belum ditemukan [13]. Terdapat beberapa langkah untuk menentukan estimasi berat awal pesawat. **Persamaan 1** menunjukkan formula untuk menghitung perkiraan berat awal pesawat bagi pesawat penumpang yang membawa *fuel* [13], dengan keterangan sebagai berikut: *crew weight* (W_{crew}), *payload weight* ($W_{payload}$), *fuel weight* (W_f), *empty weight* (W_e), namun pada desain pesawat UAV atau pesawat yang sudah menerapkan sistem elektrik tidak memerlukan *fuel* oleh karenanya estimasi berat bisa didapat langsung dari referensi buku tanpa melakukan perhitungan *fuel consumption*, dan dapat mengacu pada pesawat pembandingan serta berat komponen yang didapat dari internet. berdasarkan parameter-parameter yang telah disebutkan maka formula untuk menghitung *take off gross weight* (W_0) adalah:

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - W_f/W_0 - W_e/W_0} \quad (1)$$

Desain pesawat sangat bergantung pada beberapa parameter penting seperti: *maximum lift coefficient*, *lift to drag ratio* L/D (biasanya diambil pada saat sedang terbang *cruise*), *wing loading* W/S, dan *thrust to weight ratio* T/W [13]. Dimana W/S dan T/W ini sering muncul pada persamaan untuk mengatur kinerja dari pesawat, karenanya langkah berikutnya adalah menentukan estimasi awal untuk W/S dan T/W yang sebagaimana mengacu pada *requirement* seperti yang terlihat pada **Pers. 2**.

W/S dapat ditentukan oleh persamaan berikut:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 W}{\rho_{\infty} S (C_L)_{max}}} \quad (2)$$

Untuk menentukan *thrust to weight ratio* T/W lihat **Pers. 3** sebagai berikut:

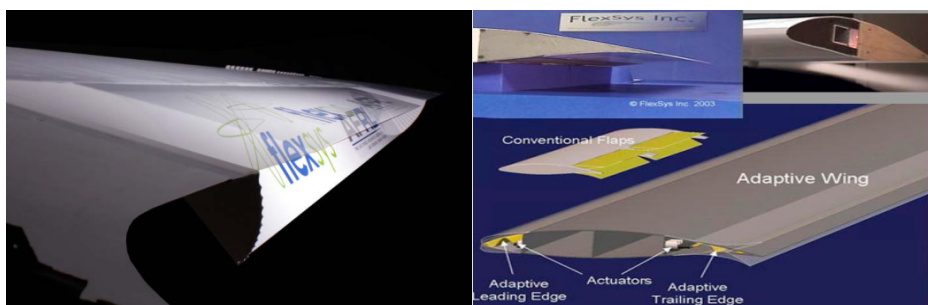
$$S_g = \frac{1.21 (W/S)}{g \rho_{\infty} (C_L)_{max} (T/W)} \quad (3)$$

Dimana (g) gaya gravitasi bumi sedangkan (ρ_{∞}) adalah densitas udara.

Dari **Pers. 3** yang nantinya akan dihasilkan *power loading* untuk pesawat yang didesain, maka dari itu dapat ditentukan jenis *motor brushless* yang dipilih sebagai penghasil gaya dorong bagi pesawat UAV yang akan dibuat [14].

Sayap Morphing

Sayap pesawat adalah salah satu komponen utama pesawat terbang yang berfungsi sebagai sebagai penghasil gaya angkat utama [15], adapun bentuk konfigurasi sayap yang akan diimplementasikan pada masa mendatang untuk menggantikan jenis sayap konvensional yaitu sayap *morphing*. Sayap *morphing* dapat berubah fasa ketika terbang [8], dan pada bagian *chord morphing* dapat memperbaiki efisiensi aerodinamika pada sudut serang yang rendah [16]. **Gambar 4** menunjukkan sayap *morphing* yang sudah diaplikasikan pada pesawat saat ini.



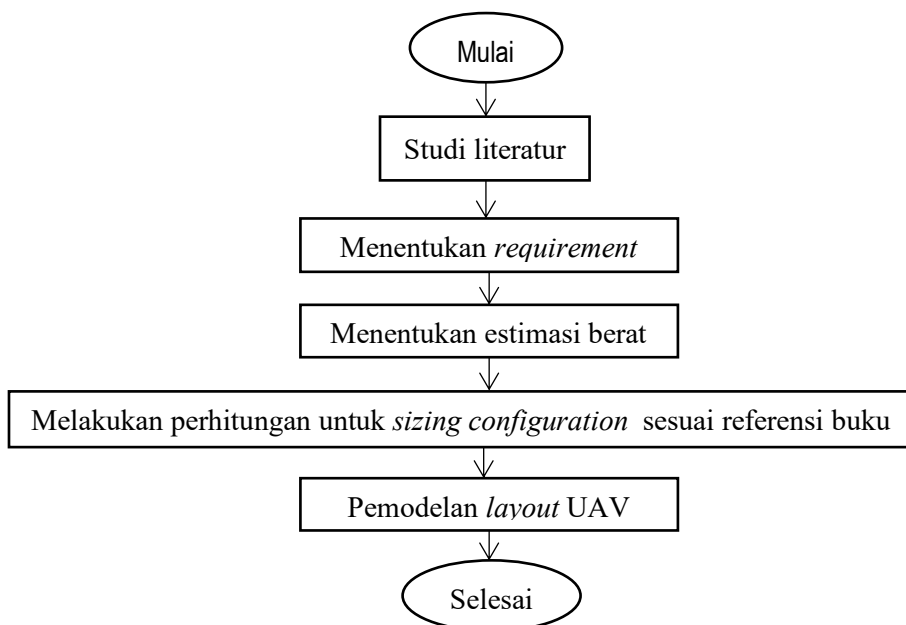
Gambar 4. Implementasi sayap *morphing* [17]

METODE

Dalam penelitian ini peneliti menggunakan metode kalkulasi dengan pendekatan Anderson sesuai dengan buku karangan Anderson dengan judul *Aircraft Design and Performance*. Dimana untuk proses penelitian dapat dilihat pada **gambar 5** yang merupakan diagram alir dari penelitian ini.

Requirement

Tahapan pertama dalam mendesain konsep pesawat terbang adalah menentukan *design requirement and objective* (DRO) yaitu kebutuhan atau spesifikasi pesawat seperti apa yang hendak dirancang, biasanya dalam DRO ini dapat ditentukan sesuai permintaan dari pemesan pesawat atau *customer* atau keinginan pribadi bagi pendesain mengenai konsep pesawat yang akan dibuat, pada tahapan ini harus ditentukan dengan matang agar dapat dihasilkan desain yang diharapkan. **Tabel 1** merupakan parameter-parameter dari *requirement* yang telah ditentukan dimana dapat dijadikan acuan untuk desain pesawat yang sesuai dengan spesifikasi yang telah disebutkan pada tabel tersebut.



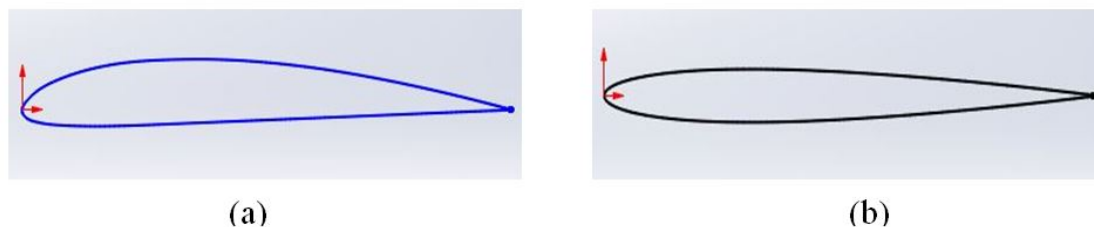
Gambar 5. Diagram alir penelitian

Tabel 1. Requirement desain UAV

Parameter	British Unit	SI Unit
Range (R)	114829 ft	35 km
jarak landing	32,8084 ft	10 m
jarak take off	49,2126 ft	15 m
Rate of climb	9,84252 ft/s	3 m/s
kecepatan maks	109,36 ft/s	120 km/j
kecepatan stall	31,897 ft/s	35 km/j
Ceiling	131,234 ft	40 m

Pemilihan Airfoil

Sedangkan untuk jenis *airfoil* yang dipilih yang akan digunakan pada sayap UAV dipilih *airfoil Clark-Y* dengan alasan selain bentuk geometri *airfoil* tersebut yang lebih sederhana dan cocok bagi pemula, terlebih *airfoil* tersebut juga dapat meminimalisir *drag friction* pada saat terbang [18]. Selain daripada itu alasan lainnya pemilihan *airfoil Clark-Y* untuk komponen dari sayap UAV yang akan didesain adalah karena *airfoil* jenis ini memiliki nilai *coefficient lift* yang lebih tinggi dari jenis lainnya sehingga dapat cepat menghasilkan gaya angkat [19]. Kemudian pada bagian *tail* (*vertical* dan *horizontal stabilizer*) menggunakan jenis *airfoil* NACA 0009 dikarenakan bentuk geometri *airfoil* tersebut simetris antara bagian *upper* dan *lower surface* sehingga cocok diaplikasikan pada bagian *tail* [20]. Gambar 6(a) merupakan *airfoil Clark-Y*, sedangkan pada gambar 6(b) merupakan *airfoil NACA 0009*.



Gambar 6. Airfoil

HASIL EKSPERIMEN

Luaran Perhitungan

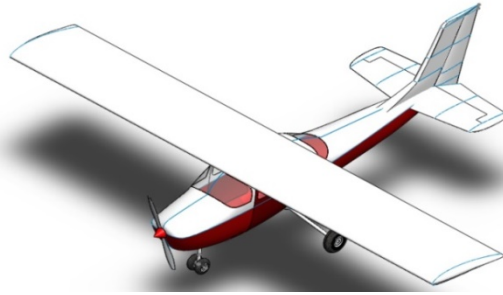
Berdasarkan data dari *requirement* yang telah ditentukan berikutnya adalah menentukan *payload*/muatan yang akan dibawa UAV, diasumsikan muatan tersebut sebesar 200 gr berupa timah sebagai pemberat yang akan diposisikan di bawah motor *brushless* untuk mendapatkan posisi *center of gravity* yang optimal. Didapat tebakan awal berat UAV yang akan didesain yaitu 5,375 lb atau setara dengan 2438 gr seperti yang tertuang pada **Tabel 2**.

Tabel 2. Output perhitungan

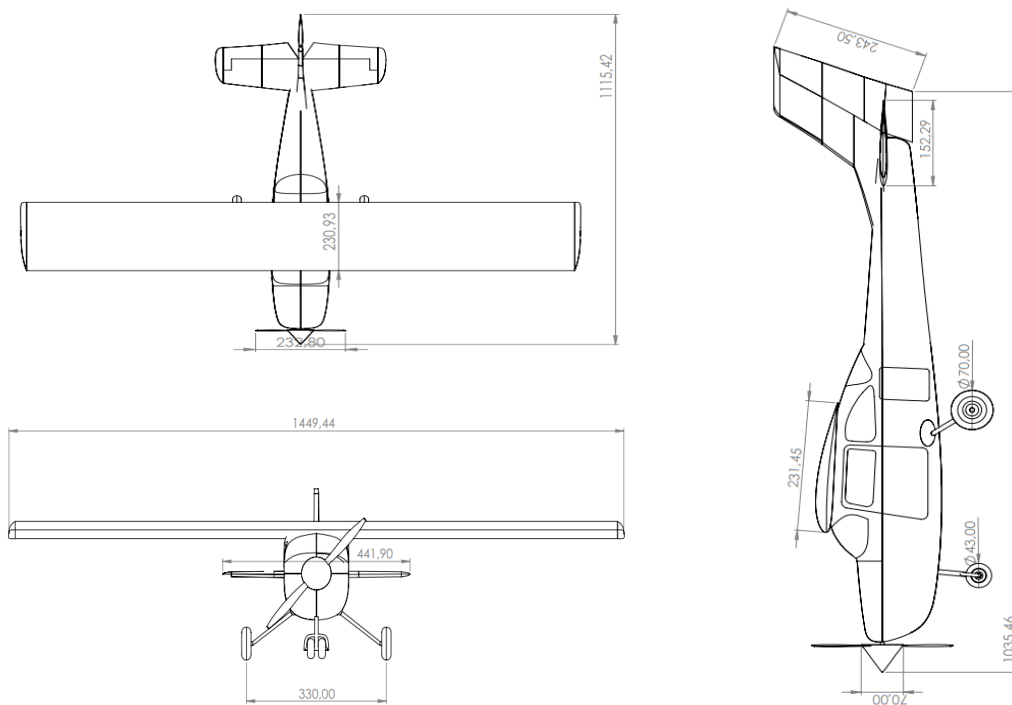
Parameter	Nilai	Unit
Clmax	1,7	
L/Dmax	10	
W/S (<i>Wing payload</i>)	2,055649	lb.ft ²
W/P (<i>Power loading</i>)	30,98044	lb/hp
W0 (Berat awal)	5,375433	lb
Berat Baterai	0,472207	lb
S (luas area sayap)	4,14672	ft ²
AR (<i>Aspect ratio</i>)	10,60606	
η_{pr}	0,76	
Power	0,129642	hp
b (bentang sayap 2 buah)	5,266345	ft
b/2	2,633173	ft
lamda (<i>Tapered ratio</i>)	1	
cr (<i>Coefficient root</i>)	0,496541	ft
ct (<i>Coefficient tip</i>)	0,496541	ft
mac (<i>Mean aerodynamic chord</i>)	0,496541	ft
y _{bar} (<i>Spanwise location of mac</i>)	1,316586	ft
Panjang <i>Fuselage</i>	5,15304	ft

Layout Konfigurasi

Pada langkah berikutnya adalah menentukan konfigurasi pesawat UAV yang akan di manufaktur dalam bentuk gambar 2 dimensi seperti pada **gambar 8**. **Gambar 7** merupakan bentuk 3 dimensi dari pesawat UAV meniru Cessna 172 dengan penempatan sayap *morphing* pada bagian atas *fuselage* dengan alasan agar aliran udara dapat mengalir lebih bebas serta dapat mengangkat beban berlebih, selain itu juga jenis penempatan *engine motor brushless* ditempatkan secara *tractor* yaitu posisi *engine motor brushless* berada di depan hidung UAV dan dihubungkan dengan *propeller*.



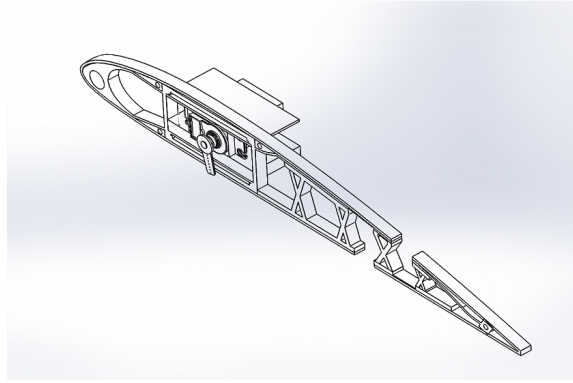
Gambar 7. Gambar UAV meniru Cessna 172 di Solidworks 2018



Gambar 8. Contoh ilustrasi *layout* UAV yang akan didesain

Layout Konfigurasi

Pada konstruksi sayap *morphing* berdasarkan dari literatur yang telah dipelajari sebelumnya dapat dilihat pada **gambar 9**, dengan menggunakan *airfoil Clark Y* berpenyangga (X) dilengkapi dengan dudukan *motor servo* sebagai mekanisme gerak dari sayap *morphing* tersebut yang dihubungkan ke *trailing edge* melalui sebuah *link joint*. Estimasi tebal *chamber airfoil* di *set up* berdasarkan dengan geometri dari *motor servo* dan tetap memperhatikan hasil *output* yang telah dilakukan perhitungan .



Gambar 9. Bentuk *rib* sayap *morphing*

KESIMPULAN

Berdasarkan perhitungan menggunakan metode Anderson didapatkan luaran perhitungan yang akan dijadikan sebagai acuan dalam penyusunan dan manufaktur desain konsep pesawat yang akan di desain, didapat estimasi berat awal pesawat UAV meniru Cessna 172 untuk keperluan misi *trainer* sebesar 5,375433 lb dengan panjang *fuselage* 5,15304 ft, dan bentang sayap sebesar 5,266345 ft yang diposisikan di atas *fuselage* atau badan pesawat UAV tersebut dengan alasan agar aliran udara yang mengalir melintasi sayap *morphig* tersebut memiliki kebebasan ruang yang berlebih serta dapat membawa beban yang lebih berat, serta ditenagai oleh 1 *engine motor brushless* sebesar 0,129642 hp yang diposisikan pada *nose* UAV.

REFERENSI

1. H. Suhandari, "Horizontal Tail Sizing Pesawat Sport Ringan (LSA) Kapasitas 4 Orang Penumpang," *J. Ind. Elektro dan Penerbangan*, vol. 3, no. 1, pp. 81–105, 2013.
2. Baiq Setiani, "Prinsip-Prinsip Pokok Pengelolaan Jasa Transportasi Udara," *J. Ilm. Widya*, vol. 3, no. 2, pp. 103–109, 2015.
3. R. Pecora, F. Amoroso, and L. Lecce, "Effectiveness of Wing Twist Morphing in Roll Control," *J. Aircr.*, vol. 49, no. 6, pp. 1666–1674, 2012.
4. F. Previtali, A. F. Arrieta, and P. Ermanni, "Performance of a Three-Dimensional Morphing Wing and Comparison with a Conventional Wing," *AIAA J.*, vol. 52, no. 10, pp. 2101–2113, 2014.
5. V. M. Becerra, "Autonomous Control of Unmanned Aerial Vehicles," *Electron.*, vol. 8, no. 4, pp. 1–5, 2019.
6. N. T. S. Kumar, G. S. Kumar, R. S. Krishna, and T. V. Sai, "Conceptual Design of UAV at Low Reynolds Number and High Payload Lifting Canard Configuration," *Int. J. Eng. Res. Technol.*, vol. 7, no. 11, pp. 19–20, 2018.
7. I. Suroso, "Analisis Peran Unmanned Aerial Vehicle Jenis Multicopter Dalam Meningkatkan Kualitas Fotografi Udara Di Lokasi Jalur Selatan Menuju Calon Bandara Baru Di Kulonprogo," *J. Rekam*, vol. 14, no. 1, pp. 17–25, 2018.
8. 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.
9. D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 6th ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2018.
10. M. H. Sadraey, *Aircraft Design*. Wiley, 2013.
11. A. J. Keane, A. Sóbester, and J. P. Scanlan, *SMALL UNMANNED FIXED-WING AIRCRAFT DESIGN*, 1st ed. Southampton: Wiley, 2017.
12. Y. Yulasmana and D. FX, "Desain Konseptual PTTA Nur-Solar Kapasitas Payload 1,2 Kilogram," *J. Ind. Elektro dan Penerbangan*, vol. 5, no. 2, pp. 46–59, 2015.
13. J. D. Anderson, *Aircraft Performance and Design*, 1st ed. New Delhi: McGraw Hill Education, 2010.
14. N. Atmasari, E. B. Jayanti, N. M. Ula, M. L. Ramadiansyah, and R. Akbar, "Analisis Penentuan Power Loading Pada Desain Awal Pesawat Terbang Tanpa Awak LSU-05 NG," *J. Teknol. Dirgant.*, vol. 17, no. 2, pp. 109–122, 2019.

15. Federal Aviation Administration, *Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe*, vol. 1. 2018.
16. 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.
17. S. A. Hussain, "Review of Morphing Wing," *Phd Thesis*, p. 71, 2017.
18. M. Ohashi, Y. Morita, S. Hirokawa, K. Fukagata, and N. Tokugawa, "Parametric Study Toward Optimization of Blowing and Suction Locations for Improving Lift-to-Drag Ratio on a Clark-Y Airfoil," *J. Fluid Sci. Technol.*, vol. 15, no. 2, pp. 1–10, 2020.
19. R. R. Dhafin, N. Hanafi, and S. Nugroho, "Wind Tunnel Testing Pada Konvensional Flap dan Morphing Flap Clark Y Airfoil," *Pros. SIPTEKGAN XXIII*, pp. 127–136, 2019.
20. Y. F. GÖRGÜLÜ, M. A. ÖZGÜR, and R. KÖSE, "CFD Analysis of a NACA 0009 Aerofoil at a Low Reynolds Number," *Politek. Derg.*, pp. 1–8, 2021.