

ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR PADA SAYAP *MORPHING* UAV MENIRUPE-SAWAT CESSNA 172

¹Aulia Rakan Adelwin, ²Gaguk Marausna, ³Ikbal Rizki Putra

¹Jurusan Teknik Dirgantara

Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan
auliarakan36@gmail.com

²Jurusan Teknik Dirgantara

Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan
gaguk.marausna@sttkd.ac.id

³Jurusan Teknik Dirgantara

Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan
ikbal.rizki@sttkd.ac.id

Article history:

Received 23th of April, 2024

Revised 1th of Mey, 2024

Accepted 7th of Mey, 2024

Abstract

Nowadays, UAVs are widely used in various sectors including military, agricultural, social and other fields. There are two types of UAV control, the first uses remote control or remote control and the second the aircraft is flown independently or on autopilot. The results of the MBKM research at the Yogyakarta College of Aerospace Technology campus in 2022 resulted in several shortcomings, including having a heavier mass than a UAV wing made from balsa wood with a weight difference of 874 grams and another problem, namely that the wing's straight geometric shape will cause more resistance. so big that it needs to be changed to a morphing wing. Based on the shape of the wing and the problems, the researchers tried to correct these deficiencies by forming a new geometry. The design of this research uses CFD and FEA methods to determine deformation and pressure values. With research results.

Pressure distribution on the wing surface using CFD simulation displays contour velocity and contour pressure. For contour pressure, use a velocity of 21 m/s, 22 m/s, 23 m/s, 24 m/s, 25 m/s which flows through the front of the airfoil. At a speed of 21 m/s the maximum value is 26.89 m/s, then if the speed increases then the maximum value will also increase. At a speed of 25 m/s the maximum value is 32.03 m/s.

At a speed of 21 m/s the maximum value of deformation is 0.33164 mm, at a speed of 22 m/s the maximum value of deformation is 0.3515 mm, at a speed of 23 m/s the maximum value of deformation is 0.37107 mm, at a speed of 24 m/s the maximum value of deformation is 0.55469 mm, and at a speed of 25 m/s the maximum value of deformation is 0.56883 mm.

Keywords: Cessna 172, Unmanned Aerial Vehicle, CFD dan FEA.

Pendahuluan

Pada masa kini penggunaan UAV sudah banyak digunakan dalam berbagai sektor bidang diantaranya bidang militer, pertanian, sosial dan lainnya [1] [2]. UAV pada pengendaliannya ada dua jenis, pertama menggunakan kontrol remot atau pengendali jarak jauh dan yang kedua pesawat diterbangkan secara mandiri atau autopilot, berdasarkan perintah atau program yang diberikan, maka sistem autopilot diciptakan untuk mengganti tugas pilot. Karena jika tanpa autopilot maka sang pilot harus menerbangkan pesawat terbang secara terus menerus, sehingga jika pilot menerbangkan secara terus menerus dan dalam waktu yang lama maka pilot akan cepat lelah [3] [4].

Morphing wings adalah sayap yang elastis dan fleksibel, pergerakannya ada di bagian trailing edge, serta lebih ringan dalam hal strukturnya. Struktur morphing wing sendiri jika dibandingkan dengan struktur wing yang banyak dipakai pada pesawat saat ini atau yang berengsel yaitu dengan memiliki adaptasi dan potensi yang lebih besar menyebabkan pergerakan dari manuver pesawat menjadi lebih berbeda hingga mengurangi hambatan aerodinamis, karena permukaan sayap pesawat yang lebih halus atau smooth tanpa diskontinuitas, terlebih dengan menghilangkan bagian yang bergerak hal ini akan mengurangi keausan pada struktur wing dan meningkatkan daya tahan dari pesawat yang menggunakan struktur tersebut [5].

Hasil desain rib morphing wing pada penelitian MBKM (merdeka belajar kampus merdeka) kampus Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan Indonesia Yogyakarta bulan Maret hingga Agustus tahun 2022 adalah dengan bentuk geometri wing straight dengan panjang chord sebesar 240 mm, wing span sebesar 1400 mm dan di aplikasikan pada high wing dengan berat sekitar 1156 gram [6]. Dari desain seperti itu terdapat beberapa kekurangan diantaranya adalah memiliki massa yang lebih berat daripada sayap UAV yang di bandingkan dengan material kayu balsa dengan selisih berat yaitu sebesar 874 gram dan permasalahan lainnya yaitu bentuk geometri wing yang straight akan menimbulkan hambatan yang lebih besar sehingga perlu diganti menjadi morphing wing [7].

Berdasarkan bentuk wing tersebut dan permasalahannya maka peneliti mencoba memperbaiki kekurangan tersebut dengan membentuk geometri baru kemudian hasil geometri tersebut nantinya akan dibandingkan dengan bentuk geometri sayap morphing hasil MBKM sehingga nantinya diharapkan hasil dari bentuk geometri baru sayap morphing yang telah di desain dapat lebih baik dan menutupi kekurangan dan meningkatkan performa ketika di aplikasikan pada UAV tersebut.

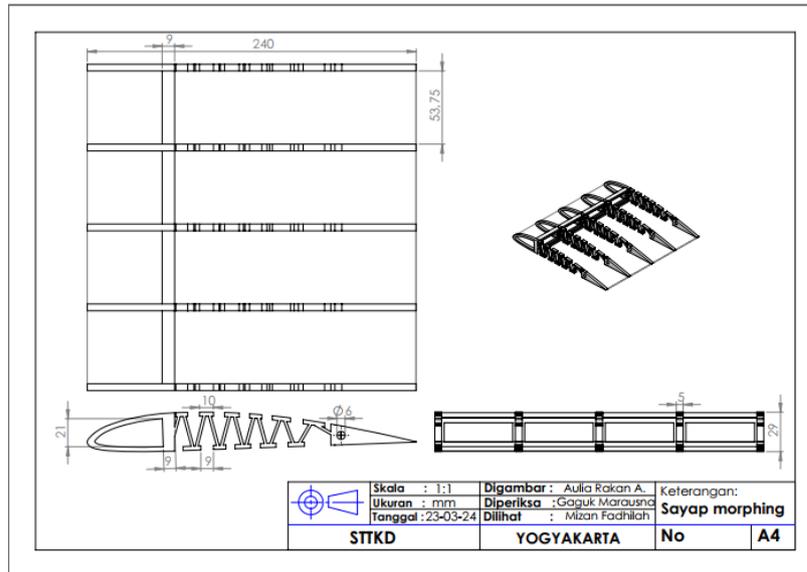
Metode Penelitian

Berdasarkan fenomena yang telah disebutkan di atas peneliti ingin menerapkan jenis sayap yang akan dipakai di masa mendatang yaitu sayap morphing, untuk dapat diaplikasikan di sebuah wahana terbang UAV, dengan mengubah bentuk desain rib sebelumnya menjadi bentuk desain baru sehingga distribusi tekanan yang terlihat pada analisis dapat tercapai, sehingga nantinya diharapkan penemuan yang lebih baik dan memperbaiki desain yang ada dalam penelitian sebelumnya, penelitian ini menggunakan metode CFD (Computational Fluid Dynamic) untuk mengetahui distribusi tekanan pada permukaan sayap UAV dan metode FEA (Finite Element Analysis) untuk mengetahui mekanisme kerja desain sayap morphing baru untuk UAV terhadap kekuatan struktur.

Pesawat tanpa awak UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan jenis pesawat terbang yang dikendalikan alat system kendali jarak jauh lewat gelombang radio. UAV merupakan system tanpa awak (*Unmanned System*) yaitu system berbasis elektro mekanik yang dapat melakukan misi-misi terprogram dengan karakteristik sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri, menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya sendiri, bisa digunakan Kembali dan mampu membawa muatan baik senjata maupun muatan lainnya [3].

Sayap *Telescopic* merupakan salah satu bentuk sayap pesawat terbang atau biasa dikenal dengan nama *morphing wing*. Berbagai jenis *system morphing wing* sudah banyak dikembangkan diantaranya berupa *variation chamber wing*, *variable wing chord*, dan *variable wing sweep*. *Morphing wing* adalah model konseptual pesawat yang dapat beradaptasi dengan pola penerbangan yang berbeda, memungkinkan digunakan untuk melakukan misi penerbangan *variable*. *Morphing wing* sendiri dirancang agar pesawat terbang secara efisien pada kecepatan yang berbeda [5]. Tujuan dari *morphing wing* adalah untuk meningkatkan performa pesawat dalam fase penerbangan yang berbeda. Parameter performa yang dapat dikembangkan dengan konsep *morphing wing* adalah parameter penting seperti kecepatan maksimum, konsumsi bahan bakar, kemampuan manuver, daya dukung, jangkauan, daya tahan, stabilitas. Memperbaiki beberapa atau semua parameter ini akan meningkatkan efisiensi penerbangan dan memperluas kemungkinan profil misi yang dapat dilakukan pesawat. Peningkatan parameter performa dapat dicapai terutama dengan mengubah bagian sayap [8] [9].

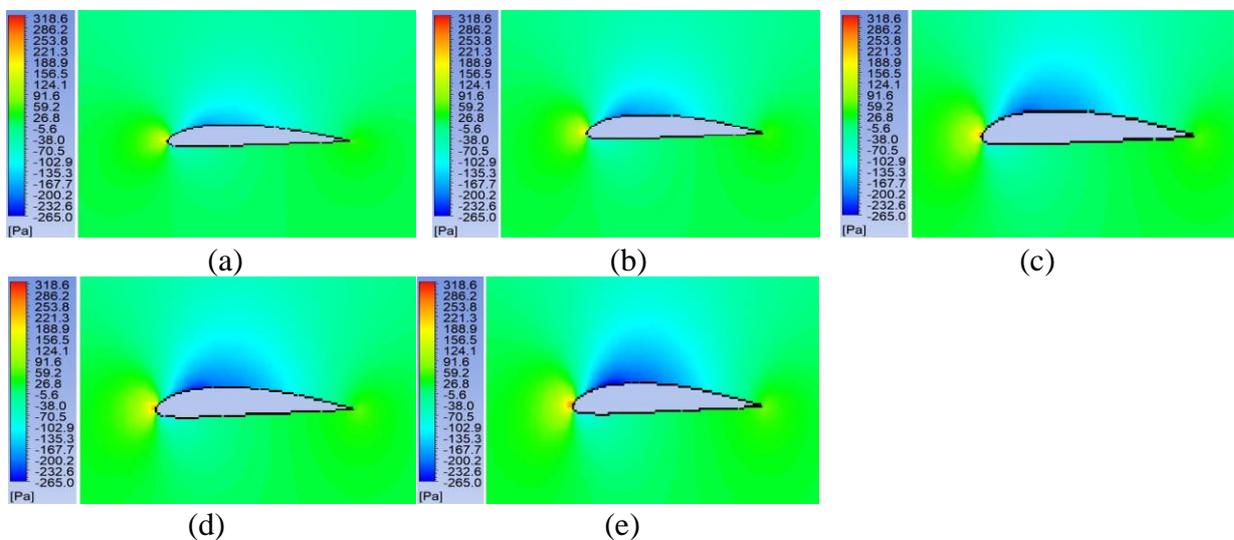
Rancangan pada penelitian ini menggunakan menggunakan metode CFD dan FEA . Metode CFD adalah adalah satu teknik penyelesaian permasalahan dinamika aliran fluida dan fenomena- fenomena fisik lain yang terkait dengannya melalui pendekatan solusi numerik model-model matematis dengan bantuan komputer, metode CFD dipakai pada penelitian ini untuk mengetahui distribusi tekanan dan kecepatan aliran udara ketika melewati desain sayap *morphing*. Sedangkan metode FEA adalah metode untuk menyelesaikan beberapa persamaan diferensial parsial yang digunakan pada bidang teknik, Metode ini membagi domain dengan sejumlah berhingga elemen, yang direpresentasikan dalam bentuk polinomial [10]. Metode FEA pada penelitian ini digunakan untuk mengetahui mekanisme kerja desain *rib morphing* ketika diberikan beban pada strukturnya. Pada desain ini, peneliti menggunakan material jenis plastik yaitu polyethylene terephthalate glycol (PETG) dengan rincian ukuran *thickness surface* 0.1 mm, *length rib* 240 mm. Lalutujuan *rib* yang berbentuk zig-zag agar lebih fleksibel, memungkinkan deformasi yang lebih besar, dan untuk meminimalkan *force/moment*. Gambar 1 adalah bentuk *rib morphing* yang akan dilakukan pengujian.



Gambar 1. Desain sayap yang diuji

Hasil dan Pembahasan

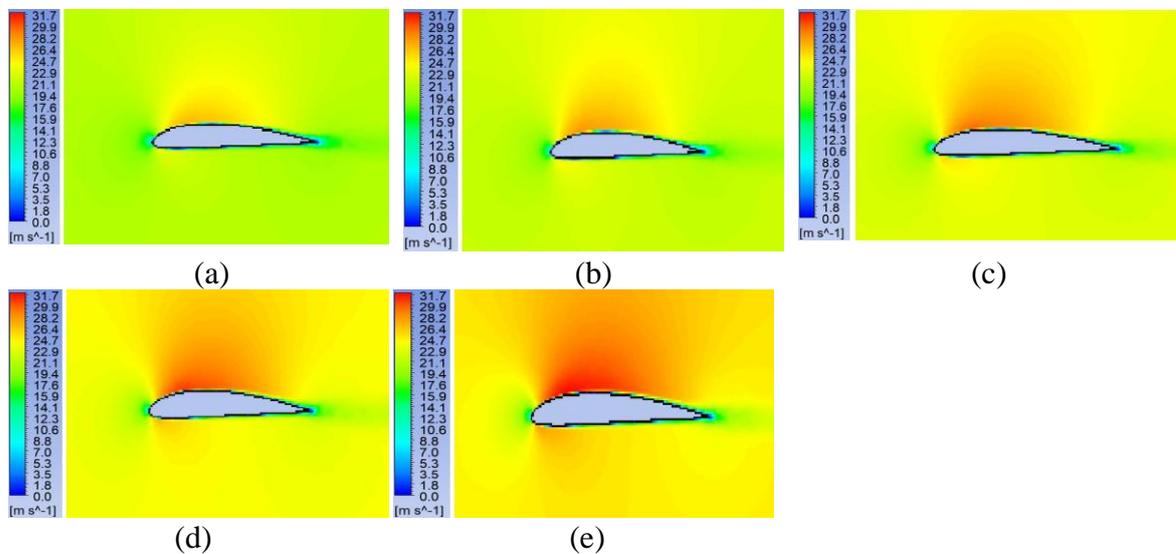
Pada pengujian ini menggunakan *velocity* sebesar 21 m/s, 22 m/s, 23 m/s, 24 m/s, 25 m/s yang dialirkan melewati bagian depan *airfoil*, variasi kecepatan tersebut dipilih dikarenakan konstan dan tidak terlalu signifikan dalam memilih variasi kecepatan untuk dilakukan dalam pengujian ini [6]. Hasil simulasi menunjukkan perubahan warna yang berbeda-beda, namun perbedaan dari tiap-tiap gambar sangatlah kecil. Dapat dilihat pada Gambar 2 yaitu terkait *contour pressure* pada pengujian sayap *morphing* yang telah di desain dapat dikatakan bahwa saat kecepatan berada pada Gambar 2(a) 21 m/s bernilai -102.9 Pa, kemudian pada kecepatan Gambar 2(b) 22 m/s dengan nilai sebesar -135.3 Pa, dan pada kecepatan Gambar 2(c) 23 m/s dengan nilai -167.7 Pa, kemudian pada kecepatan Gambar 2(d) 24 m/s nilai menunjukkan angka -200.2 Pa, dan yang terakhir pada kecepatan Gambar 2(e) 25 m/s dihasilkan nilai -232.6 Pa. Artinya semakin tinggi nilai kecepatan yang diuji pada penelitian ini maka *contour pressure* akan semakin menurun.



Gambar 2. *Contour pressure* pengujian sayap *morphing*

Gambar 3 adalah pengujian *contour velocity* dengan variasi kecepatan yang sama pada sebelumnya, Hasil simulasi menunjukkan perubahan warna yang cukup terlihat berbeda pada tiap-tiap kecepatan

yang berbeda. Saat kecepatan berada pada Gambar 3(a) 21 m/s memiliki nilai 24.7 m/s kemudian pada bagian *leading edge* dan *trailing edge* memiliki kesamaan warna yaitu warna hijau yang memiliki nilai 17.6 m/s, dan di bagian terluar *airfoil* menunjukkan warna hijau muda yang berarti nilainya adalah 19.4 m/s. Kemudian pada kecepatan Gambar 3(b) 22 m/s bagian terluar *airfoil* menunjukkan warna hijau mudanapun terlihat sedikit lebih cerah dan nilai angkanya adalah 21.2 m/s, lalu pada bagian tepat atas *airfoil* berwarna jingga yang jika dilihat terlihat sedikit memerah, yang mempunyai nilai 26.4 m/s, kemudian pada bagian *trailing edge* dan *leading edge* masih sama warnanya dengan kecepatan 21 m/s yaitu berwarna hijau yang memiliki nilai 17.6 m/s. Kemudian pada kecepatan Gambar 3(c) 23 m/s bagian terluar dari *airfoil* memiliki warna kekuning-kuningan yang berarti menunjukkan nilai 22.9 m/s, lalu pada bagian atas dari *airfoil* mempunyai warna merah dan memiliki nilai 28.2 m/s, lalu setelah itu pada bagian *trailing edge* dan *leading edge* mempunyai warna yang masih sama seperti pada kecepatan 21 m/s yaitu warna hijau yang berarti memiliki nilai yaitu 17.6 m/s. Kemudian pada kecepatan Gambar 3(d) 24 m/s bagian terluar *airfoil* memiliki warna yang berbeda yaitu warna kuning berarti jika berwarna kuning maka nilainya adalah 24.7 m/s, lalu pada bagian atas *airfoil* menunjukkan warna merah dan memiliki nilai 29.9 m/s, lalu pada bagian *trailing edge* dan *leading edge* mempunyai warna yang masih sama dengan kecepatan 21 m/s yaitu berwarna hijau dan memiliki nilai 17.6 m/s. Kemudian pada kecepatan Gambar 3(e) 25 m/s bagian terluar *airfoil* memiliki warna jingga yang berarti memiliki nilai sebesar 26.4 m/s, lalu pada bagian atas *airfoil* mempunyai warna merah yang berarti memiliki nilai sebesar 31.7 m/s.



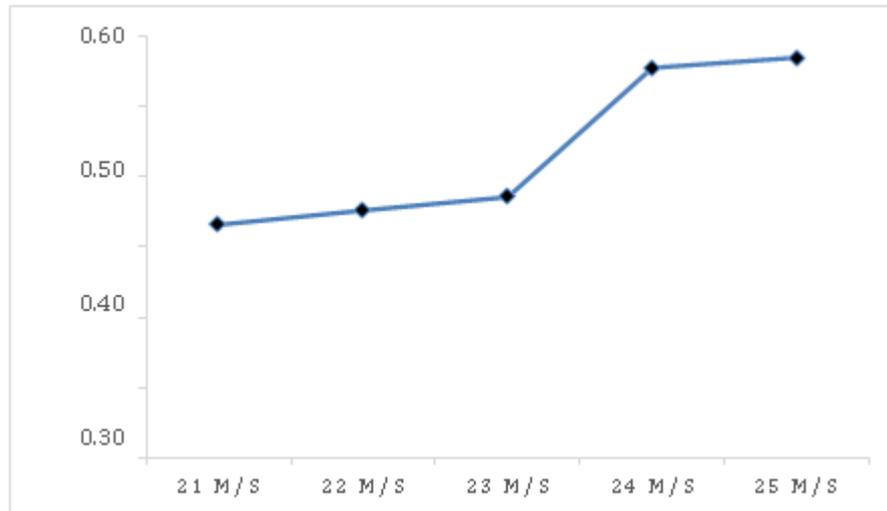
Gambar 3. Contour velocity pengujian sayap *morphing*

Dari data pada tabel 1 dapat dilihat bahwa setiap kenaikan kecepatan maka *total deformation*, *equivalent elastic strain*, dan *equivalent stress* akan meningkat nilainya sedikit demi sedikit dikarenakan kecepatan juga naik secara perlahan.

Tabel 1. Total deformation, equivalent elastic strain, equivalent stress, and safety factor

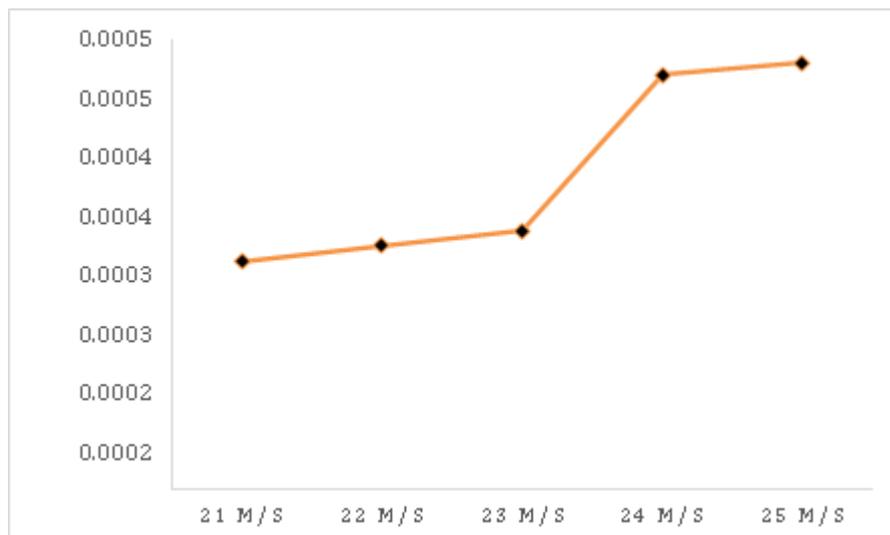
Velocity	21 m/s	22 m/s	23 m/s	24 m/s	25 m/s
Total Deformation (mm)	0.33164	0.3515	0.37107	0.55469	0.56883
Equivalent Elastic Strain (mm)	0.00025	0.00027	0.00029	0.00046	0.00047
Equivalent Stress (MPa)	0.73131	0.78138	0.83125	1.3326	1.3718
Safety Factor	15	15	15	15	15

Dari Tabel 1 kemudian akan dibuat dan akan ditampilkan dalam bentuk grafik, Pada Gambar 4 adalah grafik *total deformation* di kecepatan 21 m/s ke 22 m/s garis *total deformation* akan naik sedikit dari 0.33164 mm sampai 0.3515 mm, lalu pada kecepatan 23 m/s ke 24 m/s garis *total deformation* terlihat naik cukup tinggi yaitu dari 0.37107 mm sampai 0.55469 mm, lalu dari kecepatan 24 m/s ke 25 m/s kenaikan garis *total deformation* akan terlihat sedikit.



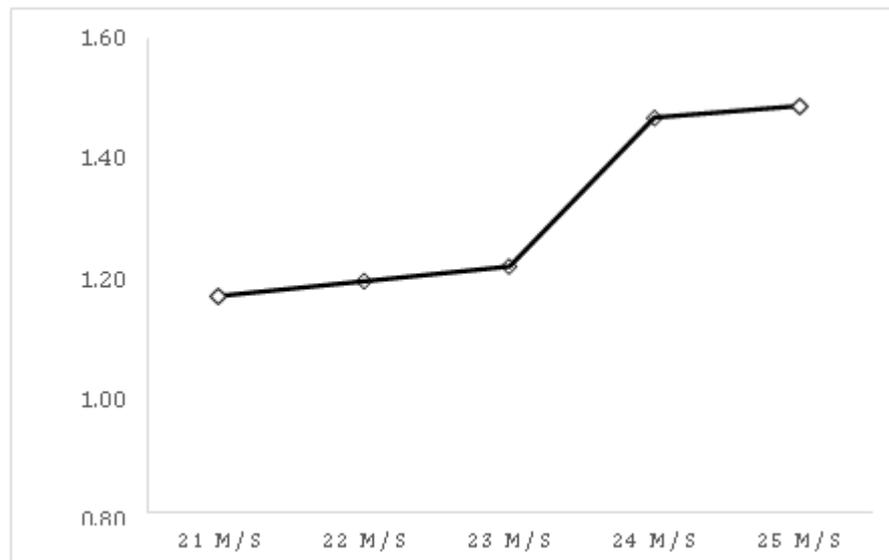
Gambar 4. Total deformation

Kemudian pada Gambar 5 adalah equivalent elastic strain di kecepatan 21 m/s ke 22 m/s garis equivalent elastic strain akan naik sedikit dari 0.00025 mm sampai 0.00027 mm, lalu pada kecepatan 23 m/s ke 24 m/s garis equivalent elastic strain terlihat naik cukup tinggi yaitu dari 0.00029 mm sampai 0.00046 mm, lalu dari kecepatan 24 m/s ke 25 m/s kenaikan garis equivalent elastic strain akan terlihat sedikit dikarenakan hanya naik 1 angka.



Gambar 5. Equivalent elastic strain

Kemudian pada Gambar 6 adalah *equivalent stress* di kecepatan 21 m/s ke 22 m/s garis *equivalent stress* akan naik sedikit dari 0.73131 MPa sampai 0.78138 MPa, lalu pada kecepatan 23 m/s ke 24 m/s garis *equivalent stress* terlihat naik cukup tinggi yaitu dari 0.83125 MPa sampai 1.3326 MPa, lalu dari kecepatan 24 m/s ke 25 m/s kenaikan garis *equivalent stress* akan terlihat sedikit.



Gambar 6. *Equivalent stress*

Kesimpulan

Distribusi tekanan pada permukaan *wing* menggunakan simulasi CFD menampilkan *contour velocity* dan *contour pressure*. Untuk *contour pressure*, menggunakan *velocity* sebesar 21 m/s, 22 m/s, 23 m/s, 24 m/s, 25 m/s yang dialirkan melewati bagian depan *airfoil*. Hasil simulasi menunjukkan perubahan warna yang berbeda-beda, namun perbedaan dari tiap-tiap gambar sangatlah kecil. Pada kecepatan 21 m/s nilai maksimalnya adalah 229.7 Pa, kemudian jika kecepatannya bertambah maka hasil dari nilai maksimal pun juga bertambah. Pada kecepatan 25 m/s nilai maksimalnya adalah 324.2 Pa. Untuk *contour velocity*, menggunakan *velocity* sebesar 21 m/s, 22 m/s, 23 m/s, 24 m/s, 25 m/s yang dialirkan melewati bagian depan *airfoil*. Pada kecepatan 21 m/s nilai maksimalnya adalah 26.89 m/s, kemudian jika kecepatannya bertambah maka hasil dari nilai maksimal pun juga bertambah. Pada kecepatan 25 m/s nilai maksimalnya adalah 32.03 m/s.

Pada kecepatan 21 m/s nilai maksimal deformasi adalah 0.33164 mm, nilai maksimal *equivalent elastic strain* adalah 0.0002529 mm, nilai maksimal *equivalent stress* adalah 0.73131 Mpa. Pada kecepatan 22 m/s nilai maksimal deformasi 0.3515 mm, nilai maksimal *equivalent elastic strain* adalah 0.00029 mm, nilai maksimal *equivalent stress* adalah 0.78138 MPa. Pada kecepatan 23 m/s nilai maksimal dari deformasi adalah 0.37107 mm, nilai maksimal *equivalent elastic strain* adalah 0.00029 mm, nilai maksimal *equivalent stress* adalah 0.83175 MPa. Pada kecepatan 24 m/s nilai maksimal dari deformasi adalah 0.55469 mm, nilai maksimal *equivalent elastic strain* adalah 0.00046 mm, nilai maksimal *equivalent stress* adalah 1.3326 MPa. Pada kecepatan 25 m/s nilai maksimal dari deformasi adalah 0.56883 mm, nilai maksimal *equivalent elastic strain* adalah 0.00047 mm, nilai maksimal *equivalent stress* adalah 1.3718 MPa.

Daftar Pustaka

- [1] H. Deswara and F. X. Djamari, "Analisa Performa Propulsi Roket Eksperimental Dengan Menggunakan Solid Propellant Untuk Peluncur Pesawat UAV (Unmanned Aerial Vehicle)," *J. Ind. Elektro dan Penerbangan*, vol. 5, no. 3, pp. 42–49, 2015.
- [2] M. Fadhilah, G. Marausna, and R. Yudhono, "Perbandingan Analisis Kestabilan Statik UAV Meniru Cessna 172 Dengan Dan Tanpa Sayap Morphing Menggunakan Perangkat Lunak XFLR5," *Tek. STTKD*, vol. 9, no. 1, pp. 36–44, 2023.
- [3] H. S. Saroinsong, V. C. Poekoel, and P. D. K. Manembu, "Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot.," *J. Tek. elektro dan Komput.*, vol. 7, no. 1, pp. 73–84, 2018.
- [4] H. Eisenbeiss, "A mini unmanned aerial vehicle (UAV): system overview and image acquisition," *Proc. Int. Work. Process. Vis. using High-Resolution Imag.*, pp. 1–7, 2004.

- [5] N. Fonzi, S. L. Brunton, and U. Fasel, "Data-Driven Nonlinear Aeroelastic Models of Morphing Wings for Control," *Proc. R. Soc. A Math. Phys. Eng. Sci.*, vol. 476, no. 2239, 2020.
- [6] M. Fadhilah, G. Marausna, and R. Yudhono, "Analisis Kestabilan Statik Pada Konsep Uav Purwarupa Light Aircraft Dengan Konfigurasi Sayap Morphing Menggunakan Perangkat Lunak XFLR5," *JTT (Jurnal Teknol. Terpadu)*, vol. 11, no. 1, pp. 81–87, 2023.
- [7] M. Fadhilah and H. R. Mas Intan, "Konseptual Desain Pesawat UAV Meniru Cessna 172 Dengan Konfigurasi Sayap Morphing Untuk Misi Trainer," *J. Appl. Mech. Technol.*, vol. 1, no. 1, pp. 1–9, 2022.
- [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] S. A. Hussain, "Review of Morphing Wing," *Phd Thesis*, p. 71, 2017.
- [10] T. Firman, *Dasar-Dasar Menggunakan CFD Fluent*. Bandung: Informatika Bandung, 2008.