

## ANALISIS STATIS DAN BEBAN AERODINAMIKA STRUKTUR *FLAPPING WING MICRO AIR VEHICLE* (FW-MAV)

\*Miftahul Anwar<sup>1</sup>, Ismoyo Haryanto<sup>2</sup>, Achmad Widodo<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

<sup>2</sup>Dosen Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Jl. Prof. Sudharto, SH., Tembalang-Semarang 50275, Telp. +62247460059

\*E-mail: miftahul.anwar0811@gmail.com

### Abstrak

Dalam dunia penerbangan di zaman modern ini, kendaraan udara berdimensi kecil sudah banyak dikembangkan salah satunya yaitu *Flapping Wing Micro Air Vehicle* (FW-MAV). Jenis kendaraan ini memiliki sayap yang mengepak saat terbang, sehingga analisis struktur dan aerodinamika sangat penting untuk dianalisis lebih lanjut untuk mendapatkan rancangan sayap yang lebih baik. Material dari sayap pada penelitian ini yaitu *graphite-epoxy rods* dan kapton film. Analisis dilakukan dengan menggunakan *software* Ansys Mechanical Workbench dan Ansys Fluent. Analisis struktural pada penelitian ini menggunakan pembebanan statik dimana beban didapat dari analisis *Computational Fluid Dynamics* (CFD) yaitu sebesar 0.07 Pa. Nilai total deformasi yang didapat yaitu maksimum di ujung sayap sebesar 36,165 mm dan minimum sebesar 0 mm disekitar rod penyangga sayap. Analisis aerodinamika dilakukan dengan variasi sudut serang 0° sampai 6°, dimana didapat hasil berupa empat parameter *Coefficient of Drag* ( $C_D$ ), *Coefficient of Lift* ( $C_L$ ), *drag* dan *lift*. Hasil dari analisis aerodinamika menunjukkan bahwa semakin besar sudut serang yang diaplikasikan maka nilai dari  $C_D$ ,  $C_L$ , *drag* dan *lift* juga akan semakin meningkat.

**Kata kunci:** *drag; flapping wing; lift; statik*

### Abstract

In the world of aviation in this modern era, many small dimensional air vehicles have been developed, one of which is the *Flapping Wing Micro Air Vehicle* (FW-MAV). This type of vehicle has wing that flap when flying, so structural and aerodynamic analysis is very important for further analysis to get a better wing design. The materials for the wings in this study were *graphite-epoxy rods* and kapton film. Analysis was carried out using Ansys Mechanical Workbench and Ansys Fluent software. The structural analysis in this research uses static loading where the load obtained from *Computational fluid dynamics* (CFD) analysis is 0.07 Pa. The total cover value obtained is a maximum at the wing tip of 36.165 mm and a minimum of 0 mm around the wing support rod. Aerodynamic analysis was carried out with varying angles of attack from 0° to 6°, where the results were obtained in the form of four parameters, *Drag Coefficient* ( $C_D$ ), *Lift Coefficient* ( $C_L$ ), *drag* and *lift*. The results of the aerodynamic analysis show that the greater the angle of attack applied, the values of  $C_D$ ,  $C_L$ , *drag* and *lift* will also increase.

**Keywords:** *drag; flapping wing; lift; statik*

### 1. Pendahuluan

Pada era modern ini, teknologi *Flapping Wing* mengalami perkembangan yang pesat karena dinilai memiliki manfaat yang sangat banyak. *Flapping Wing* merupakan robot yang dapat terbang seperti burung dan dapat dikontrol dengan secara manual maupun autonomus. Salah satu jenis *Flapping Wing* yaitu *Micro Air Vehicle* (MAV), Kendaraan MAV telah menarik banyak perhatian dalam 10 tahun terakhir karena memiliki keunggulan gaya angkat dan kontrol yang lebih baik jika dibandingkan dengan *quadcopter* konvensional [1]. Selain itu, MAV juga telah menarik banyak perhatian ketika DARPR (*Defense Advanced Research Projects Agency*) pertama kali meluncurkan program pada tahun 1997 yang dimulai untuk mengeksplorasi kemungkinan kendaraan terbang kecil untuk tujuan portabel secara individual sistem pengawasan untuk operasi jarak dekat [2].

*Flapping Wing Micro Air Vehicles* (FW-MAVs) biasanya mengacu pada selebaran kecil dengan dimensi maksimum sekitar 15 cm yang meniru mekanisme terbang serangga [3]. Karena ukuran yang kecil ini, jenis MAV sering digunakan dalam operasi militer untuk menjalankan misi khusus seperti pengintaian. MAV ini memiliki ukuran

sayap yang kecil dan terbatas, sehingga dalam mendesain sebuah sayap dengan ukuran micro ini maka diperlukan sayap yang elastis dan ringan untuk dapat terbang. Pada penelitian ini sayap yang dipilih yaitu sayap membran, di mana sayap membran adalah sayap tipis, lentur dan elastis yang secara pasif menyesuaikan bentuk melengkungnya untuk mengakomodasi kondisi aliran [4]. *Membrane wing* memiliki kemampuan aerodinamis yang lebih baik dibandingkan dengan rigid wing karena kemampuannya untuk melakukan pasif *chamber* dan mengurangi efektifitas *angle of attack* [5]. Deformasi membran menyebabkan *lift slope* yang lebih tinggi, melakukan perlambatan terjadinya stall akibat *angle of attack* sayap yang terlalu besar, dan peningkatan kemampuan ketika terjadi guncangan atau getaran pada sayap. Karakteristik ini membuat *membrane wing* menjadi contoh yang menjanjikan untuk kemajuan dalam inovasi *micro air vehicle* [6].

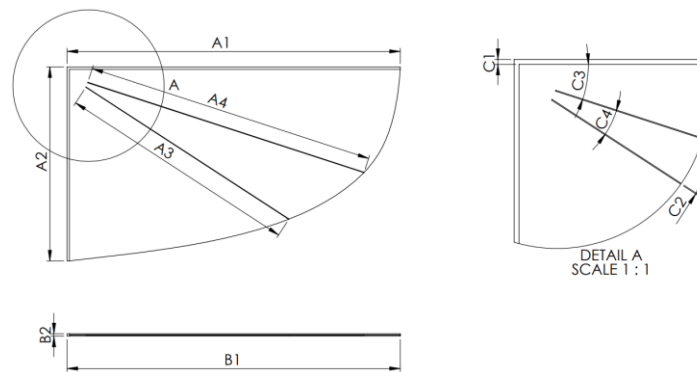
Pada sayap MAV ini juga mengalami gaya angkat (*lift*) yang mengakibatkan terjadinya tekanan statik. Hal ini mengakibatkan adanya beban yang harus ditahan oleh struktur sayap yang terjadi akibat tekanan statik sebelumnya. Tegangan pada struktur sayap yang telah terjadi, kemudian akan dihitung besarnya tegangan statik dan deformasi yang terjadi pada sayap MAV. Oleh karena itu peneliti tertarik membahas lebih lanjut mengembangkan pemecahan masalah mengenai tegangan statik pada sayap MAV dan melakukan analisis aerodinamika yang terjadi, karena mengoptimalkan aerodinamika kendaraan lebih efektif dibandingkan hanya sekedar mengurangi bobot mesin dan meningkatkan efisiensi [7]. Pemecahan masalah ini dikerjakan menggunakan pendekatan *Finite Element Method* (FEM) dan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan Ansys.

## 2. Metodologi Penelitian

Dalam penelitian ini, analisis struktur dengan pembebanan statik dilakukan untuk menganalisis beberapa parameter. Parameter yang dianalisis yaitu meliputi *total deformation*, *equivalent stress*, *equivalent elastic strain*, *maximum shear elastic strain*, dan *shear stress* dari *Flapping Wing Micro Air Vehicle* (FW-MAV). Analisis struktur dilakukan dengan pemodelan *Finite Element Method* (FEM). *Finite Element Analysis* (FEA) memberikan solusi perkiraan terhadap masalah teknik untuk fenomena fisik tertentu dengan menggunakan teknik numerik yang disebut *Finite Element Method* (FEM) [8]. Beban yang diaplikasikan pada analisis ini yaitu sebesar 0.07 Pa yang didapat dari simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD). CFD adalah salah satu metode penggunaan komputer untuk menghasilkan data tentang pergerakan fluida [9]. Dalam analisis aerodinamika, penelitian ini akan menghitung beberapa parameter yaitu *coefficient drag*, *coefficient lift*, gaya *drag*, dan gaya *lift*. Parameter tersebut dianalisis dengan memvariasikan sudut serang dan kecepatan aliran fluida yang berbeda, variasi sudut serang mulai dari 0°, 2°, 4°, sampai 6°. Sementara, variasi kecepatan fluida yaitu 5 m/s dan 12 m/s.

### 2.1 Pembuatan Geometri

Pada tahap tahap ini terdiri dari pembuatan geometri sayap, *meshing*, dan memasukkan *boundary condition*. Untuk geometri model sayap pada tugas akhir ini dibuat menggunakan perangkat lunak CAD Solidworks. Geometri sayap ditunjukkan pada Gambar 1.



Gambar 1. Geometri *Flapping wing*

Tabel 1. Parameter *flapping wing*

Parameter	Nilai	Satuan
A1	205	mm
A2	120	mm
A3	150	mm
A4	180	mm
B1	205	mm
B2	1.5	mm
C1	1.5	mm
C2	0.3	mm
C3	18	deg
C4	15	deg

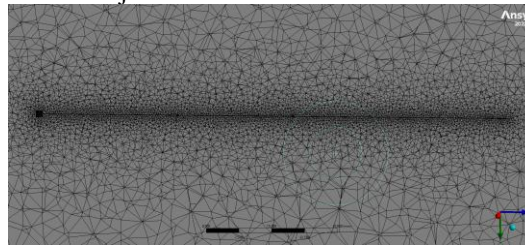
## 2.2 Meshing

Setelah dilakukan pembuatan geometri sampai dengan penentuan jenis elemen dan material, dilakukan proses meshing dari geometri yang telah dibuat. *Meshing* adalah pembagian suatu geometri menjadi elemen-elemen kecil yang saling terhubung antar titik atau node yang akan dihitung secara numerik [10].

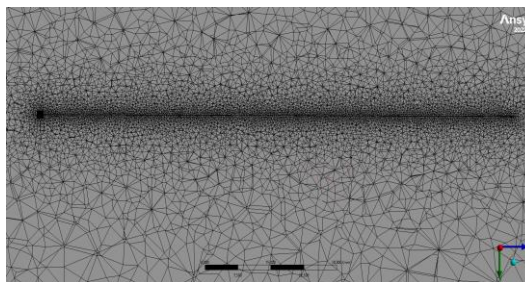
**Tabel 1.** Mesh untuk analisis struktural

Element Size (mm)	Jumlah Element	Skewness	Orthogonal Quality
1	21433	0.59674	1
0.7	43033	0.6153	1
0.5	83761	0.55907	1

Selain *meshing* untuk pemecahan masalah struktural, selanjutnya akan dilakukan *meshing* untuk permasalahan CFD dimana *element* yang dihasilkan harus memenuhi kualitas yang baik. Mesh disini yaitu mencakup *boundary box* dan *flapping wing* yang diperlukan untuk menjalankan analisis CFD.



**Gambar 2.** Hasil mesh 8,519,813 *element section view*



**Gambar 3.** Hasil mesh 12,654,221 *element section view*

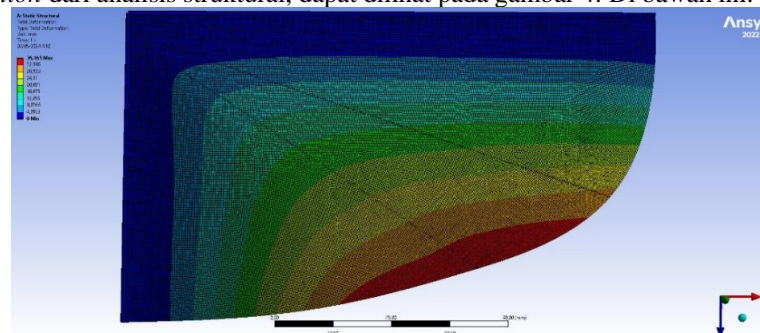
**Tabel 2.** Mesh untuk analisis CFD

Jumlah Element	Skewness	Orthogonal Quality
8,519,813	0.99968	0.99934
12,654,221	0.22115	0.99953

## 3. Hasil dan Pembahasan

### 3.1 Analisis Struktural

Dalam penelitian ini, analisis struktur dengan pembebanan statik dilakukan untuk menganalisis beberapa parameter. Parameter yang dianalisis yaitu meliputi *total deformation*, *equivalent stress*, *equivalent elastic strain*, *maximum shear elastic strain*, dan *shear stress* dari *Flapping Wing Micro Air Vehicle (FW-MAV)*. Berikut adalah salah satu hasil *total deformation* dari analisis struktural, dapat dilihat pada gambar 4. Di bawah ini.



**Gambar 4.** *Total deformation*

**Tabel 3.** Parameter hasil analisis struktur.

Parameters Pressure (Pa)	Maximum	Minimum
Total deformation (mm)	36,165	0
Equivalent elastic strain (mm/mm)	2,1161e-003	2,8887e-008
Equivalent stress (N/mm <sup>2</sup> )	5,3498	7,3661e-005
Max elastic shear strain (mm/mm)	3,2461e-003	4,373e-008
Shear stress (N/mm <sup>2</sup> )	4,4579e-016	-4,4232e-016

### 3.2 Analisis Aliran

**Tabel 5.** Performa Aerodinamika  $C_D$  dan  $C_L$

Angle of attack ( $\alpha$ )	Velocity 5 m/s		Velocity 12 m/s	
	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$
0°	0.03103	0.00238	0.02864	0.00081
2°	0.03863	0.21600	0.03592	0.21530
4°	0.05956	0.44097	0.05710	0.44095
6°	0.09509	0.64896	0.09275	0.64825

**Tabel 6.** Parameter Aerodinamika FD dan FL

Angle of attack ( $\alpha$ )	Velocity 5 m/s		Velocity 12 m/s	
	Lift (N)	Drag (N)	Lift (N)	Drag (N)
0°	0.000325278	0.00950012	0.00230184	0.050523
2°	0.0658894	0.0118263	0.380635	0.063398
4°	0.135982	0.0183163	0.77797	0.10074
6°	0.197957	0.0290341	1.14356	0.16363

## 4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil penelitian di atas, dapat disimpulkan bahwa Analisis struktur statik yang dilakukan dalam penilitan ini yaitu meliputi *total deformation*, *equivalent stress*, *equivalent elastic strain*, *maximum shear elastic strain*, dan *shear stress*. Nilai dari total deformasi disini menjadi peranan penting karena mengacu pada perubahan bentuk yang terjadi pada FW-MAV apabila bahan sayap dikenai gaya. Nilai Deformasi dengan pembebanan 0.07 Pa yang ditemukan yaitu maksimum di ujung sayap sebesar 36,165 mm dan minimum di dekat bagian rod sayap sebesar 0 mm yang menunjukkan tidak adanya perubahan bentuk disekitar rod penyangga sayap. Nilai *Drag of Coefficient*, *Coefficient of Lift*, *Drag* dan *Lift* menunjukkan bahwa semakin bertambahnya sudut serang maka nilai juga akan semakin meningkat.

## 5. Daftar Pustaka

- [1] M. Passaro and M. Lovera, "LPV model identification of a flapping wing MAV," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 54, no. 8, pp. 27–32, 2021, doi: 10.1016/j.ifacol.2021.08.576.
- [2] S. Deng, J. Wang, and H. Liu, "Experimental study of a bio-inspired flapping wing MAV by means of force and PIV measurements," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 94, 2019, doi: 10.1016/j.ast.2019.105382.
- [3] S. H. Yoon, H. Cho, J. Lee, C. Kim, and S. J. Shin, "Effects of camber angle on aerodynamic performance of flapping-wing micro air vehicle," *J. Fluids Struct.*, vol. 97, 2020, doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2020.103101.
- [4] S. Tiomkin and D. E. Raveh, "Progress in Aerospace Sciences A review of membrane-wing aeroelasticity," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 126, no. May, p. 100738, 2021, [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100738>
- [5] O. Timofieieva, R. Świergosz-Kowalewska, R. Laskowski, and A. Vlaschenko, "Wing membrane and Fur as indicators of metal exposure and contamination of internal tissues in bats," *Environ. Pollut.*, vol. 276, 2021, doi: 10.1016/j.envpol.2021.116703.
- [6] A. Gehrke, J. Richeux, E. Uksul, and K. Mulleners, "Aeroelastic characterisation of a bio-inspired flapping membrane wing.," *Bioinspir. Biomim.*, vol. 17, no. 6, Sep. 2022, doi: 10.1088/1748-3190/ac8632.
- [7] M. N. M. Zaareer, A. H. I. Mourad, T. Darabseh, S. H. Khan, and M. Elgendi, "Impact of a vehicle exhaust pipe position on the lift and drag coefficients: 2D and 3D simulations," *Int. J. Thermofluids*, vol. 18, no. March, p. 100321, 2023, doi: 10.1016/j.ijft.2023.100321.
- [8] T. Pore, S. G. Thorat, and A. A. Nema, "Review of contact modelling in nonlinear finite element analysis," *Mater. Today Proc.*, vol. 47, pp. 2436–2440, 2021, doi: 10.1016/j.matpr.2021.04.504.
- [9] B. Mebarki *et al.*, "A CFD examination of free convective flow of a non-Newtonian viscoplastic fluid using ANSYS Fluent," *Arab. J. Chem.*, vol. 16, no. 12, p. 105309, 2023, doi: 10.1016/j.arabjc.2023.105309.
- [10] Y. You, S. Wang, W. Lv, Y. Chen, and U. Gross, "A CFD model of frost formation based on dynamic meshes technique via secondary development of ANSYS fluent," *Int. J. Heat Fluid Flow*, vol. 89, no. November 2020, 2021, doi: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2021.108807.