

ANALISIS *DYNAMIC FLAPPING WING MICRO AIR VEHICLE* MENGGUNAKAN *FINITE ELEMENT METHOD*

*Boy Betman Sigalingging¹, Ismoyo Haryanto² Achmad Widodo²

¹Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

²Dosen Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

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

*E-mail: boybetman03@gmail.com

Abstrak

Meningkatnya minat pada pesawat tak berawak telah memicu banyak penelitian di lingkungan *micro air vehicle* (MAV). MAV dirancang untuk melakukan berbagai tugas dan misi, terutama dalam konteks pengawasan, pengintaian, dan pemantauan, di lingkungan yang sulit dijangkau oleh kendaraan udara yang lebih besar. *Flapping wing micro air vehicle* (FWMAV) adalah salah satu jenis MAV yang terinspirasi oleh gerakan sayap burung, kelelawar dan serangga. Gerakan sayap burung, kelelawar dan serangga tersebut memiliki efisiensi penerbangan, kemampuan manuver, dan kemampuan beradaptasi dengan lingkungan dimana hal tersebut sulit ditiru oleh pesawat buatan manusia. Jenis *flapping wing* yang akan dianalisa pada penelitian ini adalah *membrane flapping wing*. Dalam mendesain *flapping wing* MAV, ada berbagai permasalahan yang harus dianalisis salah satunya adalah analisis dinamis *flapping wing*. Modal analisis digunakan untuk menentukan karakteristik dinamis suatu sistem seperti frekuensi alami, rasio redaman, dan *mode shape*. Tujuan dari analisis dinamik atau modal analisis adalah untuk mendapatkan nilai frekuensi natural dan *mode shape*. Ukuran geometri dari *flapping wing* diambil dari jurnal internasional. *Finite element method* dipilih untuk melakukan modal analisis menggunakan bantuan software *Ansys*. Hasil simulasi dibandingkan dengan hasil yang ada di jurnal lalu dilakukan perbandingan dan hasil simulasi yang dihasilkan sudah mendekati. Lalu dilakukan simulasi dengan membandingkan ukuran *cross section* dari rod $\overline{6 - 10}$ yaitu ukuran awal 1.5 mm dibandingkan dengan ukuran *cross section* 1.3 mm dan 1 mm. Hasil simulasi menunjukkan nilai frekuensi natural yang dihasilkan tidak jauh berbeda dengan ukuran *cross section* awal yaitu 1.5 mm

Kata kunci: *finite element method; flapping wing; frekuensi natural*

Abstract

The increasing interest in unmanned aircraft has sparked a lot of research in the *micro air vehicle* (MAV) environment. MAVs are designed to perform a wide range of tasks and missions, particularly in the context of surveillance, reconnaissance and monitoring, in environments that are difficult for larger air vehicles to reach. *Flapping wing micro air vehicle* (FWMAV) is a type of MAV inspired by the wing movements of birds, bats and insects. The wing movements of birds, bats and insects have flight efficiency, maneuverability and the ability to adapt to the environment which are difficult to imitate by man-made aircraft. The type of *flapping wing* that will be analyzed in this research is *membrane flapping wing*. In designing an MAV *flapping wing*, there are various problems that must be analyzed, one of which is dynamic analysis of the *flapping wing*. Modal analysis is used to determine the dynamic characteristics of a system such as natural frequency, damping ratio, and *mode shape*. The aim of dynamic analysis or modal analysis is to obtain natural frequency and *mode shape* values. The geometric dimensions of the *flapping wing* are taken from international journals. The *finite element method* was chosen to carry out modal analysis using the help of *Ansys* software. The simulation results were compared with the results in the journal and then a comparison was made and the resulting simulation results were close. Then a simulation was carried out by comparing the *cross section* size of rod $\overline{6 - 10}$ namely the initial size of 1.5 mm compared to the *cross section* sizes of 1.3 mm and 1 mm. The simulation results show that the resulting natural frequency value is not much different from the initial *cross section* size, namely 1.5 mm.

Keywords: *finite element method; flapping wing; natural frequency*

1. Pendahuluan

Alam telah memberikan banyak memberikan inspirasi untuk perkembangan di dunia *engineering*. Mengingat banyaknya pengalaman dalam aerodinamika dan desain pesawat dalam 1 abad terakhir, pengembangan pesawat semakin diperluas tidak hanya untuk transportasi penumpang salah satunya adalah dalam perkembangan pesawat tak berawak. Meningkatnya minat pada pesawat tak berawak telah memicu banyak penelitian di lingkungan *micro air vehicle (MAV)*. *Micro Air Vehicle (MAV)* adalah jenis kendaraan udara tak berawak (*UAV*) yang sangat kecil, seringkali berukuran sekitar atau lebih kecil dari burung kecil atau serangga. MAV dirancang untuk melakukan berbagai tugas dan misi, terutama dalam konteks pengawasan, pengintaian, dan pemantauan, di lingkungan yang sulit dijangkau oleh kendaraan udara yang lebih besar. Konsep MAV pertama kali diusulkan oleh *Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA)* pada tahun 1990-an, dengan kapasitas *remote control* dan sinyal komunikasi [1].

Ada 3 jenis *micro air vehicle* yang sedang dikembangkan yaitu *fixed wing (FMAV)*, *rotary wing (RMAV)* dan *flapping wing (FWMAV)*. Ketiga jenis MAV ini dibedakan berdasarkan fungsinya cara menghasilkan gaya dorong dan gaya angkatnya [2]. *Fixed wing* sangat menarik untuk misi pengawasan di luar ruangan karena mampu untuk menahan muatan dan daya tahan yang lebih baik daripada *rotary* dan *flapping wing* dengan ukuran yang sama [3]. *Rotary wing* memiliki keunggulan signifikan dibandingkan *fixed wing* untuk jenis misi tertentu, terutama ketika kendaraan diharuskan untuk tetap diam (melayang) atau bermanuver di lingkungan yang dibatasi ketat [4]. *Flapping wing micro air vehicle (FWMAV)* adalah salah satu jenis MAV yang terinspirasi oleh gerakan sayap burung, kelelawar dan serangga. Gerakan sayap burung, kelelawar dan serangga tersebut memiliki efisiensi penerbangan, kemampuan manuver, dan kemampuan beradaptasi dengan lingkungan dimana hal tersebut sulit ditiru oleh pesawat buatan manusia. Jenis MAV ini sering diaplikasikan dalam operasi pengintaian militer, pemantauan pertanian, operasi penyelamatan dan masih banyak operasi sulit lainnya. Selain itu, ukurannya yang kecil membuat MAV sangat baik dalam bermanuver dan kecil kemungkinannya untuk dideteksi, dan cenderung relatif lebih murah dari segi biaya produksi. Namun, hal ini juga berarti bahwa MAV lebih rentan terhadap gangguan seperti hembusan angin [5].

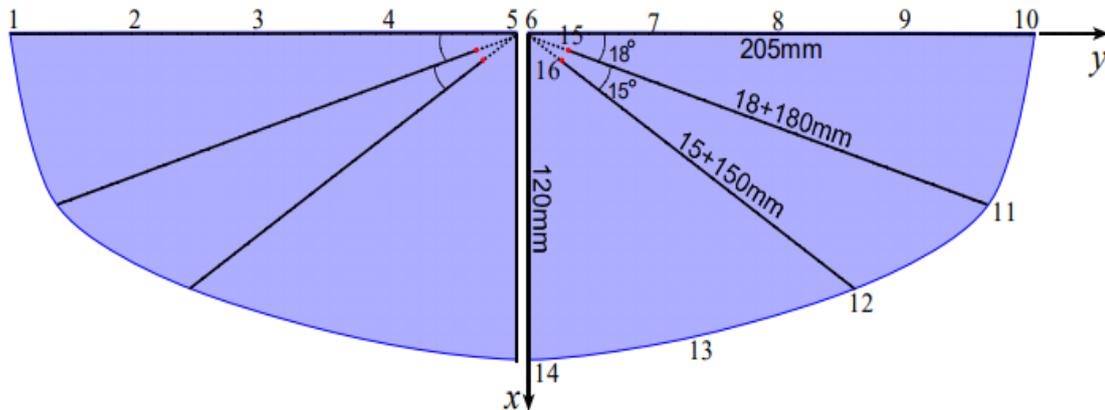
Dalam mendesain *flapping wing MAV*, ada berbagai permasalahan yang harus dianalisis seperti *unsteady aerodynamic modelling*, optimisasi dari struktur *flexible wing*, analisa kestabilan dinamik, *control design* dan *micro electro mechanical systems*. Hasil analisa numerik dan eksperimental menunjukkan bahwa analisis dinamis *flapping wing* sangat kompleks dan didominasi oleh *unsteady aerodynamics load*. *Unsteady Aerodynamic Loads* merujuk pada gaya aerodinamis yang bervariasi atau tidak stabil sepanjang waktu. Ini terjadi ketika objek bergerak melalui medium, seperti udara, dan mengalami perubahan cepat dalam aliran udara di sekitarnya. Fenomena ini terjadi pada kecepatan tinggi atau dalam kondisi aerodinamis yang kompleks. Salah satu faktor yang perlu dianalisa dalam merancang sebuah *flapping wing MAV* adalah masalah getaran khususnya di area sayap. Getaran yang disebabkan oleh pergerakan periodik dari *flapping wing* menjadi lebih terlihat dan tidak bisa diabaikan lagi, yang pada akhirnya akan mempengaruhi gerakan *flexible* dari *flapping wing*.

Itulah mengapa analisa dinamik getaran perlu diperhatikan dalam merancang *flapping wing micro air vehicle*. Analisa getaran pada *flapping wing* dilakukan dengan mencari nilai frekuensi natural dan *mode shape*. Nilai Frekuensi natural adalah nilai frekuensi pada dimana suatu sistem cenderung bergetar saat tidak ada gaya eksitasi atau gaya redaman. Frekuensi natural adalah karakteristik suatu material. Struktur dari material yang berbeda cenderung beresilasi pada frekuensi ini dengan pola gerak didefinisikan sebagai mode normal [6]. Modal analisis digunakan untuk menentukan karakteristik dinamis suatu sistem seperti frekuensi alami, rasio redaman, dan bentuk modal (*mode shape*). Beberapa penerapan analisis modal mencakup deteksi kerusakan, desain struktur atau mesin untuk kondisi pembebanan dinamis dan pemantauan keandalan dan ketahanan struktur [7]. Mengetahui frekuensi natural dalam menganalisis getaran *flapping wing* sangat penting karena frekuensi natural mempengaruhi banyak aspek dari getaran tersebut, dan pemahaman tentang frekuensi natural membantu dalam merancang, mengoptimalkan, dan mengendalikan *flapping wing*. Analisa *mode shape* sangat penting dalam menganalisis getaran *flapping wing* karena *mode shape* memberikan pemahaman yang mendalam tentang bagaimana sayap atau struktur bergerak dan bergetar dalam respons terhadap gaya atau dorongan eksternal sehingga dapat diketahui batas aman dari sayap ketika *flapping wing* mengudara.

2. Metode Penelitian

Dalam penelitian ini, untuk mendapatkan nilai frekuensi natural dan *mode shape*, maka *modal analysis* dilakukan menggunakan *finite element method* dengan bantuan software *Ansys*. Jenis *flapping wing* yang akan dianalisa dalam penelitian ini adalah jenis *membrane flapping wing*. Sayap membran adalah sayap yang tipis dan elastis yang secara pasif menyesuaikan bentuk melengkung untuk mengakomodasi kondisi aliran. *Membrane wing* terkenal dengan kemampuannya yang dapat menyesuaikan dengan kondisi aliran, baik itu aliran *steady* maupun *unsteady* [8]. Deformasi membran menyebabkan kemiringan pengangkatan yang lebih tinggi, penundaan timbulnya *stall*, dan kemampuan pertahanan terhadap hembusan angin, dan peningkatan stabilitas penerbangan relatif terhadap sayap kaku. Properti ini menjadikan sayap membran sebagai contoh menjanjikan untuk kemajuan desain *micro air vehicle* [9]. Ukuran geometri yang akan dianalisa diambil dari rujukan jurnal internasional. Pada penelitian ini, ada 2 jenis elemen yang akan dipilih yaitu elemen *beam* dan *shell*. Untuk melakukan perbandingan, ada 3 variasi ukuran *cross section rod 6 – 10* yang akan dianalisa. 3 variasi tersebut adalah *cross section* dengan ukuran 1.5 mm, 1.3 mm, dan 1 mm. Berikut dimensi *flapping wing* yang akan dianalisa:

Graphite epoxy rod (Beam) : $b_1 = h_1 = 1.5 \text{ mm}$, $b_2 = h_2 = 0.3 \text{ mm}$, $E = 119 \text{ GPa}$, $\nu = 0.3$, $\rho = 1570 \text{ kg/m}^3$
 Kapton Film (Membran) : Ketebalan = 0.0254 mm , $E = 2.55 \text{ GPa}$, $\nu = 0.34$, $\rho = 1420 \text{ kg/m}^3$
 Dimana b_1 dan h_1 adalah lebar dan ketebalan *cross section* dari graphite epoxy rod $\overline{6-10}$, b_2 dan h_2 adalah untuk rod $\overline{15-11}$ dan $\overline{16-12}$.



Gambar 1. Flapping Wing [10]

3. Hasil dan Pembahasan

Ada 3 variasi geometri yang akan dianalisa pada penelitian ini, yaitu rod $\overline{6-10}$ yang awalnya *cross section* berukuran 1.5 mm akan dibandingkan hasilnya ketika ukuran *cross section* dibedakan yaitu 1.3 mm dan 1 mm. Nilai frekuensi natural dan *mode shape* akan dibandingkan. Dari hasil simulasi modal analisis *flapping wing*, dapat dilihat bahwa perbedaan frekuensi natural yang tidak terlalu jauh berbeda 1 sama lain. Dapat dilihat bahwa ketika *cross section* rod $\overline{6-10} = 1.5 \text{ mm}$, 1,3 mm dan 1 mm, nilai frekuensi natural pertama dan kedua adalah bernilai 0 (*rigid body mode*). *Rigid body mode* adalah kondisi ketika model yang akan dianalisis tidak dalam kondisi terconstraint. *Rigid body mode* ditunjukkan dengan frekuensi nilai 0 (atau mendekati 0). Sementara pada frekuensi natural ketiga hingga kelima, terjadi kenaikan yang tidak terlalu signifikan dari ketiga variasi *cross section* rod $\overline{6-10}$.

Tabel 1. Nilai Frekuensi Natural Ketiga Variasi *Cross Section* Rod $\overline{6-10}$

No	f_1	f_2	f_3	f_4	f_5
Variasi 1	0	0	1,6101	3,1754	5,7008
Variasi 2	0	1,0709e-002	1,6059	3,1571	5,6748
Variasi 3	0	1,4889e-002	1,662	3,1665	5,7116

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil penelitian diatas, dapat diambil kesimpulan bahwa frekuensi natural pertama dan kedua dari ketiga variasi *cross section* rod $\overline{6-10}$ memiliki nilai yang sama yaitu 0 (mendekati nol) karena dalam dalam kondisi *rigid body mode*. Nilai frekuensi natural dari ketiga variasi *cross section* juga memiliki nilai yang mirip satu sama lain. Selain itu, nilai frekuensi natural yang dihasilkan juga sudah mendekati hasil yang terdapat dalam jurnal rujukan

5. Daftar Pustaka

- [1] Chen L, Zhang Y, Zhou C, Wu J. Aerodynamic mechanisms in bio-inspired micro air vehicles: a review in the light of novel compound layouts. *IET Cyber-systems Robot*. 2019;1(1):2–12.
- [2] Ward TA, Fearday CJ, Salami E, Binti Soim N. A bibliometric review of progress in micro air vehicle research. *Int J Micro Air Veh*. 2017;9(2):146–65.
- [3] Sibilski K, Nowakowski M, Rykaczewski D, Szczepaniak P, Zyluk A, Sibilska-Mroziewicz A, et al. Identification of fixed-wing micro aerial vehicle aerodynamic derivatives from dynamic water tunnel tests. *Aerospace*. 2020;7(8).
- [4] Bohorquez F, Samuel P, Sirohi J, Darryll Pines, Rudd L. Design, Analysis and Performance of a Rotary Wing MAV. *Johns Hopkins Univ - Appl Phys*. 2001;(February 2015).
- [5] VM M. A Review of Flapping Wing MAV Modelling. *Int J Aeronaut Sci Aerosp Res*. 2015;(April 2015):27–36.
- [6] Luo S, Yang Q. Natural frequency measurement of steel components by the sound signal. *J Low Freq Noise Vib Act Control*. 2021;40(2):993–1004.

-
- [7] Zahid F Bin, Ong ZC, Khoo SY. A review of operational modal analysis techniques for in-service modal identification. *J Brazilian Soc Mech Sci Eng* [Internet]. 2020;42(8). Available from: <https://doi.org/10.1007/s40430-020-02470-8>
- [8] Tiomkin S, Raveh DE. A review of membrane-wing aeroelasticity. *Prog Aerosp Sci* [Internet]. 2021;126(July):100738. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100738>
- [9] Gehrke A, Richeux J, Uksul E, Mulleners K. Aeroelastic characterisation of a bio-inspired flapping membrane wing. *Aeroelastic characterisation of a bio-inspired flapping membrane wing*. 2022;
- [10] Pai PF, Chernova DYK, Palazotto AN. Nonlinear modeling and vibration characterization of MAV flapping wings. *Collect Tech Pap - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Struct Struct Dyn Mater Conf*. 2009;(May):1–25.