

ANALISA AERODINAMIK PADA MEKANISME *FLAPPING WING* DENGAN VARIASI SUDUT KEPAK

*Alwahidil Zuhri¹, Ismoyo Haryanto², Khoiri Rozi²

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: alwahidilzuhri9562@gmail.com

Abstrak

Konsep sayap kepak (*flapping wing*) merupakan mekanisme terbang yang saat ini banyak difokuskan pada efisiensi dalam perancangannya. Untuk meningkatkan pemahaman mengenai efisiensi aerodinamika pada mekanisme ini, diusulkan analisis *aerodynamic loads* pada sayap kepak menggunakan *steady vortex lattice method*. Simulasi melibatkan variasi sudut kepak (-60° , -40° , -20° , 0° , 20° , 40° , 60°), dan variasi profil *Airfoil* (NACA2412 dan NACA 0012). Hasil simulasi ditunjukkan melalui beberapa parameter performa aerodinamika, yaitu koefisien *lift* (Cl), koefisien drag induksi (Cdi), dan koefisien momen (Cm). Hasil menunjukkan bahwa variasi sudut kepak dan sudut serang menghasilkan performa yang berbeda untuk setiap sudut kepak dan variasinya. Cl tertinggi dicapai pada sudut kepak 20° , Cdi tertinggi pada sudut kepak -60° , sedangkan Cm tertinggi pada sudut kepak 60° .

Kata kunci: beban aerodinamika; *flapping wing*; profil *airfoil*; sudut kepak

Abstract

The *flapping wing* concept is a flying mechanism that is currently focused on efficiency in its design. To increase understanding of the aerodynamic efficiency of this mechanism, an analysis of the aerodynamic loads on the *flapping wing* using the *steady vortex lattice method* is proposed. The simulation involved variations in flap angles (-60° , -40° , -20° , 0° , 20° , 40° , 60°), and variations in *Airfoil* profiles (NACA2412 and NACA 0012). The simulation results are shown through several aerodynamic performance parameters, namely lift coefficient (Cl), induced drag coefficient (Cdi), and moment coefficient (Cm). The results show that varying the flap angle and attack angle produces different performance for each flap angle and its variations. The highest Cl was achieved at a flap angle of 20° , the highest Cdi at a flap angle of -60° , while the highest Cm was at a flap angle of 60° .

Keywords: aerodynamic loads; *flapping wing*; *airfoil* profile; flap angle

1. Pendahuluan

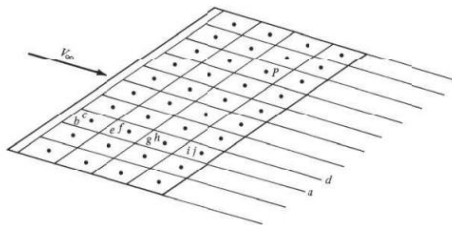
Penelitian terkait *flapping-wing micro aerial vehicles* (FWMAVs) merupakan bentuk inovasi terbaru dalam pengembangan robot terbang. Terobosan ini merupakan pengoptimalan mekanisme penerbangan dengan menirukan konsep yang ada di alam. Hewan seperti burung dan serangga dapat terbang dengan performa aerodinamik yang luar biasa, hanya menggunakan kepak sayap dan mekanisme yang khas [1]. Mekanisme itu menjadi inspirasi bagi pengembangan teknologi penerbangan yang lebih inovatif [2]. Salah satu dasar penting dari penelitian ini adalah konsep biomimetika, dimana pemodelan desain FWMAVs mereplikasi konsep yang ada pada hewan khususnya burung. Dengan memahami bagaimana sayap hewan menghasilkan aspek aerodinamis yang mendukung penerbangan, maka dapat dikembangkan FWMAVs yang mampu mengatasi hambatan udara dan menghasilkan daya angkat dengan lebih baik. Oleh karena itu seiring dengan perkembangan penelitian terkait mekanisme tersebut akan membawa dunia aeromodeling yang lebih baik dan efisien [3].

Pemahaman tentang aspek aerodinamis pada sayap *flapping wing* memungkinkan perancangan pesawat yang dapat beroperasi dengan efisien dan stabil di lingkungan yang beragam. Hal ini sangat relevan dalam berbagai sektor, termasuk surveilans, pemetaan, dan militer [4].

Dengan merujuk dasar-dasar diatas maka dilakukan suatu penelitian yang mengkaji pengaruh perubahan sudut kepak dan sudut serang serta variasi struktur penampang *airfoil* terhadap aspek aerodinamik pesawat yang diharapkan menambah pemahaman tentang mekanisme penerbangan konsep *flapping wing*. Dengan demikian, penelitian mengenai aerodinamika pada *flapping-wing micro aerial vehicles* (FWMAVs) adalah bidang interdisipliner yang menggabungkan aerodinamika, biomekanika, dan teknologi penerbangan.

2. Tinjauan Pustaka

- 2.1** *Micro Air Vehicle* (MAV) atau *Small Unmanned Aerial Vehicle* (SUAV) adalah jenis pesawat tanpa awak yang dirancang secara khusus berukuran kecil untuk melakukan misi tertentu. *Micro Air Vehicle* (MAV) umumnya memiliki rentang sayap kurang dari 450mm dan dapat beroperasi pada kecepatan 30mph [5].
- 2.2** *Wing* atau sayap merupakan bagian utama pada suatu FWMAV yang berfungsi untuk menciptakan gaya angkat sehingga pesawat bisa terbang. Gaya angkat pada sayap pesawat terbang terjadi akibat adanya perbedaan tekanan di antara permukaan atas dan bawah sayap. Tekanan yang lebih tinggi di bawah sayap mengalir ke arah ujung sayap. Fenomena ini terjadi karena bentuk aerodinamis dari sayap, yang menciptakan perbedaan panjang jarak antara permukaan atas dan bawah. Sebagai akibatnya, aliran udara menghasilkan tekanan yang lebih besar di bawah sayap, menciptakan gaya angkat yang memungkinkan pesawat untuk terbang di udara [6].
- 2.3** Airfoil merupakan bentuk geometri dasar sayap pesawat yang menciptakan efek aerodinamika saat permukaannya dilewati oleh aliran udara. Desain airfoil disesuaikan dengan karakteristik pesawat dan kebutuhan operasionalnya untuk mencapai keseimbangan optimal antara daya angkat, drag, dan stabilitas [7].
- 2.4** *Vortex-Lattice Method* atau VLM adalah suatu pendekatan dalam simulasi aerodinamika yang digunakan untuk menganalisis dan memodelkan gaya-gaya aerodinamis yang terjadi pada sayap pesawat dengan menggunakan pendekatan laplace [8].



Gambar 1. Ilustrasi Dari Prinsip *Vortex Lattice Method* [9]

3. Metode penelitian

3.1 Pemodelan Simulasi

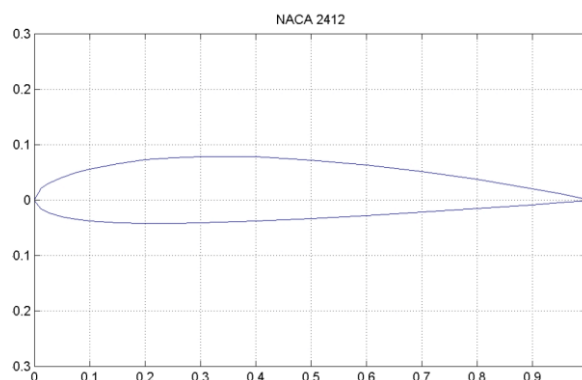
Pemodelan simulasi dilakukan dengan menyusun algoritma yang mencakup berbagai jenis pemodelan, seperti model fungsi, model aerodinamika, model geometri, model *meshing*, model gerak, model karakteristik operasi, model panel, model kondisi, model visualisasi, dan model metode simulasi [10].

3.2 Matriks Simulasi

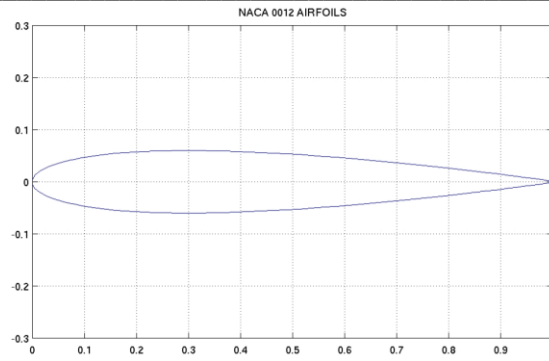
Adapun matriks simulasi yang dilakukan dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1. Matriks Parameter Simulasi

Parameter	Variasi
Sudut kepak	-60°, -40°, -20°, 0°, 20°, 40°, 60°
Sudut serang	-15°, -10°, -5°, 0°, 5°, 10°, 15°
Profil Airfoil	NACA 2412 dan NACA0012



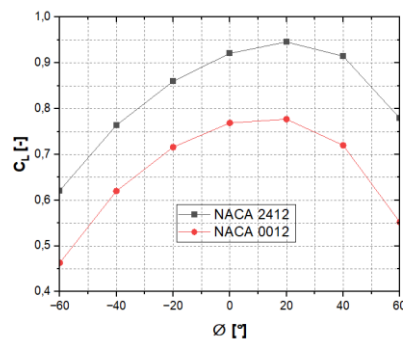
Gambar 2. Airfoil NACA 2412



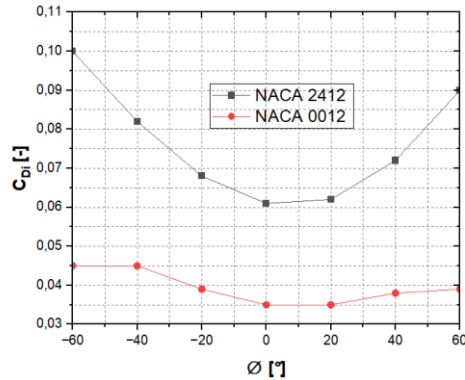
Gambar 3. Airfoil NACA 0012

4. Hasil dan Pembahasan

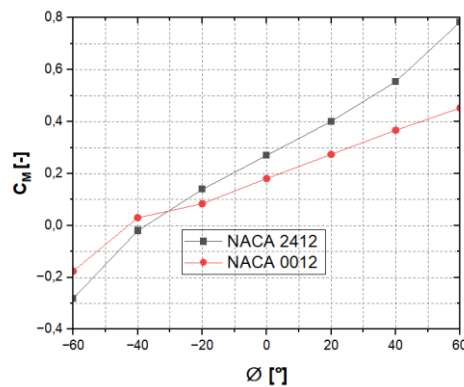
Hasil pengujian dengan terhadap performa gaya aerodinamika ditampilkan pada Gambar 1 berikut :



(a)



(b)



(c)

Gambar 4. Variasi Profil *Airfoil* Terhadap (a) C_l (b) C_{Di} (c) C_m

Hasil simulasi terkait performa aerodinamika dengan variasi sudut kepak dan sudut serang menunjukkan bahwa koefisien lift (Cl) mengalami peningkatan yang signifikan dengan bertambahnya sudut kepak, dari grafik diketahui bahwa profil NACA 2412 memiliki Cl yang lebih besar dibandingkan NACA 0012. Koefisien *drag* induksi (Cdi) menunjukkan pola menurun seiring bertambahnya sudut kepak dan mencapai titik terendah pada sudut kepak 0°, yang selanjutnya memiliki tren peningkatan, diketahui NACA 2412 memiliki nilai CDi yang lebih besar dibandingkan NACA 0012. Terakhir, koefisien momen (Cm) cenderung naik seiring dengan peningkatan sudut kepak, dengan Cm tertinggi dicapai pada sudut kepak 60°.

5. Kesimpulan

Berikut merupakan kesimpulan yang dihasilkan pada penelitian ini:

1. CL dengan variasi sudut kepak mengalami peningkatan pada sudut kepak positif.
2. CDi cenderung meningkat dengan bertambahnya sudut kepak.
3. CM cenderung meningkat dengan bertambahnya sudut kepak.

6. Daftar Pustaka

- [1] Le TQ, Ko JH, Byun D, Park SH, Park HC. Effect of Chord Flexure on Aerodynamic Performance of a Flapping Wing. *J Bionic Eng*. 2010;7(1):87–94.
- [2] He W, Mu X, Zhang L, Zou Y. Modeling and trajectory tracking control for flapping-wing micro aerial vehicles. *IEEE/CAA J Autom Sin*. 2021;8(1):148–56.
- [3] Bin Abas MF, Bin Mohd Rafie AS, Bin Yusoff H, Bin Ahmad KA. Flapping wing micro-aerial-vehicle: Kinematics, membranes, and flapping mechanisms of ornithopter and insect flight. *Chinese J Aeronaut* [Internet]. 2016;29(5):1159–77. Available from: <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2016.08.003>
- [4] Xiao S, Hu K, Huang B, Deng H, Ding X. A Review of Research on the Mechanical Design of Hoverable Flapping Wing Micro-Air Vehicles. *J Bionic Eng* [Internet]. 2021;18(6):1235–54. Available from: <https://doi.org/10.1007/s42235-021-00118-4>
- [5] Anjali BS, Vivek A, Nandagopal JL. Simulation and Analysis of Integral LQR Controller for Inner Control Loop Design of a Fixed Wing Micro Aerial Vehicle (MAV). *Procedia Technol* [Internet]. 2016;25(Raerest):76–83. Available from: <http://dx.doi.org/10.1016/j.protcy.2016.08.083>
- [6] Hanif I, Jurnal R, Khusus E. Pengaruh Sudut Tekuk (CANT) Winglet Menggunakan Airfoil NACA 2215 Pada Aerodinamika Sayap Pesawat. *Rotor J Ilm Tek Mesin* [Internet]. 2017;Edisi Khus(3):41–5. Available from: <https://doi.org/10.19184/rotor.v0i0.7702>
- [7] Hidayah MIT. Analisa Pengaruh Airfoil Terhadap Manuver Dan Kecepatan Pada Pesawat Tanpa Awak Tipe Fixed Wing Berbasis Ardupilot. *J Mesin Mater Manufaktur dan Energi (Jmmme)*. 2022;12(1):xx–xxx.
- [8] Livescu D. Applied Computational Aerodynamics. A Modern Engineering Approach. *AIAA J*. 2016;54(11):3679–80.
- [9] Anderson JD. Fundamentals of Aerodynamics (6th edition). Vol. 1984, PLoS Computational Biology. 2011. 1128 p.
- [10] Flapping A, Flight W. Validating an Open-Source Unsteady Vortex Solver for Analyzing Flapping Wing Flight. :1–10.