

ANALISIS BEBAN AERODINAMIKA PADA *FLAPPING WINGS* MENGGUNAKAN *UNSTEADY VORTEX-LATTICE METHODS*

*Raihan Rafii¹, Herminasa¹, 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: raihanrafiuh@gmail.com

Abstrak

Sayap berkepak pada burung dan serangga menginspirasi penelitian dan pengembangan teknologi di bidang penerbangan seperti aerodinamika dan aeroelastisitas. Sayap berkepak menunjukkan kinerja superior pada bilangan Reynolds rendah, menghasilkan daya angkat dan dorong yang cukup untuk manuver cepat. Inspirasi ini diterapkan dalam pengembangan *Micro Aerial Vehicle* (MAV) yang berguna untuk sipil dan militer. Analisis beban aerodinamika pada sayap mengepak dilakukan dengan *Unsteady Vortex-Lattice Methods* (UVLM). UVLM dapat dimodelkan dan dikomputasikan dengan Python untuk menganalisis pola aliran tidak stabil. Vortex dari interaksi fluida dengan benda padat memiliki *vortex strength* yang dapat menunjukkan beban aerodinamika pada sayap dengan teorema Kutta-Joukowski. *Vortex strength* yang kuat mengindikasikan kecepatan aliran udara tinggi yang menyebabkan perbedaan tekanan. Simulasi menggunakan Pterasoftware memodelkan berbagai aspek aerodinamis dan *unsteady ring vortex lattice method*. Penelitian ini mensimulasikan *flapping wings* dengan fase *upstroke* dan *downstroke* pada variasi parameter *angle of attack*. Pada fase *downstroke*, *vortex strength* meningkat, sementara pada *upstroke* menurun. *Angle of attack* memengaruhi nilai *vortex strength* dimana geometri yang mendefleksikan aliran udara lebih baik dapat meningkatkan *vortex strength* yang menghasilkan *lift force* besar yang juga memengaruhi nilai *pitching moment* dan *induced drag*.

Kata kunci: beban aerodinamika; pterasoftware; teorema kutta-joukowski; *unsteady vortex-lattice methods* (uvlm); *vortex strength*

Abstract

Flapping wings in birds and insects inspire research and technology development in aviation fields such as aerodynamics and aeroelasticity. Flapping wings exhibit superior performance at low Reynolds numbers, generating sufficient lift and thrust for rapid maneuvering. This inspiration is applied in the development of Micro Aerial Vehicles (MAVs) that are useful for civilian and military use. An analysis of the aerodynamic loads on a flapping wing is performed with the Unsteady Vortex-Lattice Methods (UVLM). UVLM can be modeled and computed with Python to analyze unsteady flow patterns. Vortices from fluid interaction with solids have a vortex strength that can indicate the aerodynamic loads on the wing by Kutta-Joukowski theorem. Strong vortex strength indicates high airflow velocity which causes pressure difference. Simulations using Pterasoftware modeled various aerodynamic aspects and unsteady ring vortex lattice method. This study simulates flapping wings with upstroke and downstroke phases at varying angle of attack parameters. In the downstroke phase, the vortex strength increases, while in the upstroke it decreases. Angle of attack affects the vortex strength value where geometry that reflects the airflow better can increase the vortex strength which results in a large lift force that also affects the pitching moment and induced drag values.

Keywords: aerodynamic loads; pterasoftware; kutta-joukowski theorem; *unsteady vortex-lattice methods* (uvlm); *vortex strength*

1. Pendahuluan

Beberapa dekade terakhir, hewan telah menginspirasi ilmuwan dalam penelitian dan perkembangan ilmiah yang bermanfaat bagi manusia. Sayap berkepak pada burung dan serangga menjadi fokus utama dalam penerbangan saat ini yang mencakup aerodinamika, dinamika penerbangan, sistem kendali, dan teknologi penerbangan. Sayap mengepak menunjukkan kinerja terbang superior karena efisiensi aerodinamis tinggi pada nilai bilangan Reynolds rendah menghasilkan daya angkat dan dorong yang cukup serta memungkinkan manuver luar biasa dengan akselerasi dan deselerasi cepat. Inspirasi ini diterapkan di berbagai bidang, termasuk sipil dan militer yang memanfaatkan efek aerodinamika tak stabil. Perkembangan *Micro Aerial Vehicles* (MAV) kini melibatkan sayap mengepak, dikenal sebagai

Flapping Wing Micro Aerial Vehicle (FM-MAV) yang masih memerlukan penelitian lebih lanjut untuk memaksimalkan kinerjanya dengan pemahaman mendalam tentang kinematika sayap, aerodinamika, dan fleksibilitas sebagai kunci keberhasilan [1]. FM-MAV mengalami deformasi struktur akibat interaksi fluida-struktur kompleks yang memengaruhi hasil aerodinamika. Memahami beban aerodinamika tak tunak yang dihasilkan oleh sayap mengepak sangat penting dalam pengembangan FM-MAV. Pemodelan aerodinamika tak tunak menghadapi tantangan besar karena ketidaktetapan aliran. Beban aerodinamika yang diketahui dapat meningkatkan kinerja sistem dan menjadi dasar analisis aeroelastisitas pada interaksi fluida-struktur yang berkontribusi terhadap deformasi sayap. Pengembangan menghadapi hambatan seperti gerakan sayap mengepak dengan frekuensi dan amplitudo yang menghasilkan pola aliran tidak stabil, vorteks, dan kinematika sayap yang kompleks. Struktur unik sayap mengepak menambah kompleksitas pemodelan, simulasi, eksperimen, dan analisis. Metode analitik atau numerik diperlukan untuk memahami kompleksitas dan tantangan dalam analisis aerodinamika sayap mengepak. *Unsteady Vortex-Lattice Methods* (UVLM) adalah model aerodinamika yang cocok untuk penelitian ini. UVLM menggunakan teori aliran potensial, mengabaikan efek viskos pada bilangan Reynolds rendah, dan memberikan hasil dengan aliran *inviscid* dan inkompresibel [2][3]. UVLM dapat menghitung beban aerodinamis dalam aliran tak stabil dan menangani kompleksitas geometris pada kinematika *flapping wings* [4]. Metode ini memungkinkan pemodelan beban aerodinamis dengan waktu komputasi cepat dan akurasi tinggi [5]. Pemrograman dengan Python menawarkan fleksibilitas dalam implementasi model numerik. Simulasi Python memberikan solusi numeris akurat untuk menganalisis pola aliran tidak stabil, vorteks, dan interaksi fluida-struktur pada sayap mengepak. Penelitian oleh Yeo et al. (2012) menyediakan data validasi untuk penelitian ini [6]. Algoritma simulasi dikembangkan oleh Urban (2021) untuk memberikan model dan analisis yang sesuai [7].

2. Dasar Teori

Penelitian ini memanfaatkan deskripsi dan persamaan aerodinamika serta anatomi *airfoil* atau anatomi yang ada pada objek atau perangkat terbang [8][9][10].

2.1 Persamaan Biot-Savart

Sebuah filamen vorteks menghasilkan kecepatan di sekitarnya. Jika sirkulasi diambil sepanjang jalur apapun yang melingkupi filamen tersebut, nilai konstan Γ akan diperoleh. Kecepatan yang diinduksi oleh segmen filamen vorteks dl pada titik P yang sembarang memiliki persamaan (1) [11].

$$dV = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{dl \times r}{|r|^3} \quad (1)$$

2.2 Teorema Kutta-Joukowski

Pada VLM, teorema ini digunakan untuk menemukan gaya aerodinamis yang dihasilkan di setiap panel dari jaringan *lattice*. Setiap panel *lattice* yang dihasilkan, L adalah gaya aerodinamis per unit lebar panel, V adalah kecepatan aliran lokal di panel, dan Γ adalah sirkulasi (kekuatan vorteks) dari segmen vorteks terikat pada panel. Persamaan tersebut diterapkan pada semua panel *lattice* dalam VLM untuk menghitung gaya yang dihasilkan di semua panel tersebut. Gaya-gaya ini dihasilkan di titik kontrol setiap panel [11].

$$L = \rho V \times \Gamma \quad (2)$$

2.3 *Unsteady Vortex-Lattice Methods*

Pada metode ini, digunakan aliran inkompresibel dengan persamaan kontinuitas untuk aliran tersebut yang memastikan bahwa divergensi dari medan kecepatan $\mathbf{V}(\mathbf{r}, t)$ adalah nol dan medan vortisitas $\boldsymbol{\Omega}$ serta medan kecepatan \mathbf{V} yang bersifat kinematis [3]. Medan kecepatan $\mathbf{V}(\mathbf{r}, t)$ yang diinduksi oleh segmen vorteks dengan sirkulasi $\Gamma(t)$ dimodelkan dengan memanfaatkan hukum Biot-Savart seperti yang sudah dibahas (12)(13).

$$\mathbf{V}(\mathbf{r}, t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{(\mathbf{r}_1 + \mathbf{r}_2)(\mathbf{r}_1 \mathbf{r}_2 + \mathbf{c}_3)}{r_1 r_2 (r_2^3 + \mathbf{c}_2)} \quad (3)$$

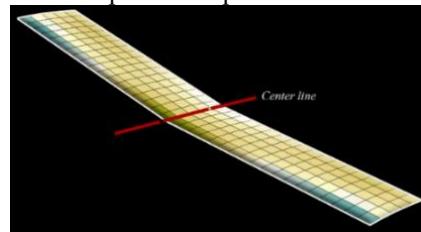
Variabel r_1 merupakan panjang vektor \mathbf{r}_1 menghubungkan titik pengamatan dengan ujung vorteks (awal). r_2 merupakan panjang vektor \mathbf{r}_2 yang menghubungkan titik pengamatan dengan ujung vorteks (terminasi/akhir). r_3 merupakan panjang vektor \mathbf{r}_3 yang merupakan *cross product* $\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2$. $\mathbf{c}_2 = r_0^2 r_2^2$ dengan r_0 merupakan panjang vektor \mathbf{r}_0 yang menghubungkan ujung-ujung vorteks (awal dengan terminasi/akhir). \mathbf{c}_3 merupakan skalar *dot product* \mathbf{r}_1 dan \mathbf{r}_2 . Variabel r_c merupakan nilai radius inti vorteks, dipengaruhi umur vorteks dan viskositas kinematik fluida untuk “memperhalus” penurunan kecepatan terinduksi yang persamaannya dapat dituliskan:

$$r_c = 2\sqrt{\lambda(\nu + \text{squire} \cdot |\Gamma|) \cdot \text{age}} \quad (4)$$

Konstanta λ merupakan konstanta yang berkaitan dengan ukuran inti pusaran dan laju pertumbuhannya [14]. *Squire's parameter* berkaitan dengan ukuran inti pusaran dan laju pertumbuhannya yang memengaruhi stabilitas hasil. Variabel ν merupakan viskositas kinematik fluida dalam m^2/s , Γ yang merupakan kekuatan vorteks, dan *age* adalah durasi atau umur vorteks dalam detik.

3. Metode Penelitian

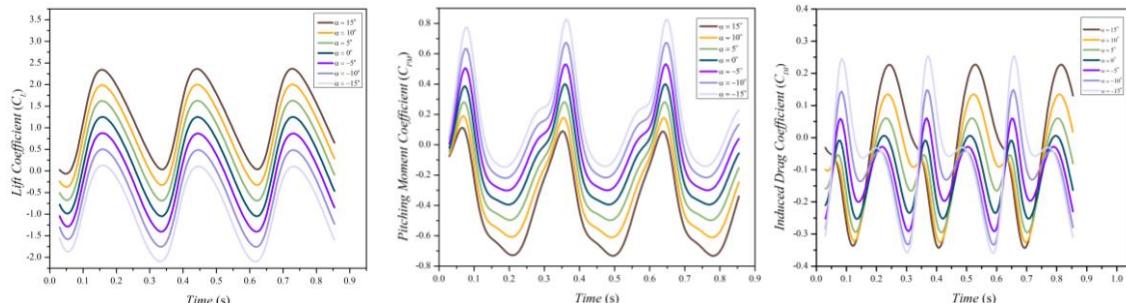
Simulasi dan analisis ini memanfaatkan *open source software* Pterasoftware ciptaan Cameron Urban [12] dan Alessandro Gastaldi dan Aaron Dettmann [15] yang dikembangkan dan dimaksimalkan sehingga dapat mencapai hasil simulasi yang diinginkan. Validasi *software* dapat dilihat pada hasil yang dilakukan Cameron Urban [7]. Sayap objek mengepak dengan frekuensi kepak sebesar 3.5 Hz menggunakan profil *airfoil* NACA 2412. Variasi α pada simulasi yaitu 15° , 10° , 5° , 0° , -5° , 10° , dan -15° . Semua variasi pengujian memiliki $U = 2.9 \text{ m/s}$ dan memiliki persamaan gerakan kepak dari persamaan *Fourier-series coefficient* yang data-datanya diambil dari penelitian yang dilakukan oleh Yeo et al [10]. Simulasi yang dilakukan dengan kondisi lingkungan yang memiliki temperatur sebesar 20°C dan *sideslip angle* sebesar 0° . Sayap objek yang digunakan memiliki jenis *rectangular wing* tanpa adanya *swept* dan *taper*. Untuk dimensi dan jumlah panel yang digunakan sama seperti yang dilakukan di simulasi dengan *chord length* sebesar 0.072 m dan *span length* sebesar 0.426 m. Hasil konvergensi menunjukkan data yang ideal pada tiga kali langkah siklus kepak dan 5 *chordwise panel* dengan rasio *chordwise panel length* dengan *spanwise panel length* dijaga pada nilai 1. Representasi dari model sayap objek yang digunakan di simulasi dapat dilihat pada Gambar 2.



Gambar 1. Representasi Model Sayap Objek Simulasi

4. Hasil dan Pembahasan

Hasil dari simulasi dapat dilihat pada Gambar 3. Pada baris pertama, kedua, dan ketiga pada gambar tersebut masing-masing menunjukkan hasil *lift coefficient* (C_L), *pitching moment coefficient* (C_{PM}), dan *induced drag coefficient* (C_{DI}).



Gambar 2. Nilai C_L , C_{PM} , dan C_{DI} yang Dihasilkan Simulasi untuk Setiap Variasi *Angle of Attack* Terhadap Waktu

4.1 Pembahasan

Dihasilkan nilai C_L , C_{PM} , dan C_{DI} selama perubahan waktu dan sudut kepak (*upstroke* dan *downstroke*) sayap yang menunjukkan grafik periodik dengan nilai puncak positif dan negatif yang dipengaruhi oleh kekuatan vorteks dinamis. Nilai kekuatan vorteks yang tinggi menghasilkan nilai kecepatan aliran yang tinggi yang memengaruhi gaya aerodinamis, menyebabkan perbedaan tekanan dibagian bawah dan atas sayap. Saat *downstroke*, nilai *vortex strength* yang tinggi menghasilkan tekanan tinggi di bawah sayap, meningkatkan *lift force*, sedangkan saat *upstroke*, kekuatan vorteksnya rendah, mengurangi tekanan di bawah sayap yang menurunkan nilai *lift force*. Nilai α memengaruhi gaya-gaya aerodinamis dimana sayap *pitch up* memiliki nilai C_L yang lebih tinggi dibanding *pitch down*. Semakin besar α maka menghasilkan amplitudo C_L yang semakin besar baik itu positif maupun negatif. Nilai *lift force* memengaruhi nilai *pitching moment* negatif dan sebaliknya karena adanya distribusi gaya angkat dan posisi pusat tekanan. Nilai C_{DI} meningkat dengan *angle of attack* lebih besar dimana sayap *pitch up* memiliki puncak C_{DI} pada *upstroke*, sementara *pitch down* pada *downstroke*.

5. Kesimpulan

Simulasi dan analisis menggunakan metode *unsteady vortex-lattice* untuk *flapping wings* dengan variasi *angle of attack* menunjukkan bahwa kekuatan vorteks tinggi menghasilkan perbedaan tekanan signifikan di sayap, meningkatkan *lift force* dimana semakin besar α maka menghasilkan amplitudo C_L yang semakin besar baik itu positif maupun negatif yang memengaruhi nilai C_{PM} dan C_{DI} .

6. Daftar Pustaka

- [1] Shyy W, Aono H, Chimakurthi SK, Trizila P, Kang CK, Cesnik CES, et al. Recent Progress in Flapping Wing Aerodynamics and Aeroelasticity. *Prog Aerosp Sci*. 2010;46(7):284–327.
- [2] Murua J, Palacios R, Graham JMR. Applications of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics. *Prog Aerosp Sci*. 2012;55:46–72.
- [3] Roccia BA, Preidikman S, Massa JC, Mook DT. Modified unsteady vortex-lattice method to study flapping wings in hover flight. *AIAA J*. 2013;51(11):2628–42.
- [4] Simpson RJS, Palacios R, Murua J. Induced-drag calculations in the unsteady vortex lattice method. *AIAA J*. 2013;51(7):1775–9.
- [5] de Souza C, Silva R, Cesnik C. An Object-Oriented Unsteady Vortex Lattice Method for Aeroelastic Analyses of Highly Flexible Wings. 2014. 2064–2083 p.
- [6] Yeo D, Atkins EM, Bernal LP, Shyy W. Experimental investigation of the pressure, force, and torque characteristics of a rigid flapping wing. 50th AIAA Aerosp Sci Meet Incl New Horizons Forum Aerosp Expo. 2012;
- [7] Urban C. Validation and Optimization of Ptera Software: An Open-Source Unsteady Simulator for Flapping Wings. 2021;
- [8] Gülcüt Ü. Fundamentals of Modern Unsteady Aerodynamics. Fundamentals of Modern Unsteady Aerodynamics, Second Edition. Singapore: Springer Singapore; 2016. 1–395 p.
- [9] Katz J, Plotkin A. Low-Speed Aerodynamics. Vol. 126, *Journal of Fluids Engineering*. Cambridge University Press; 2001.
- [10] Abbot IH, Von Doenhoff AE. Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data. Dover Publications; 1959. 704 p.
- [11] Raorane S. The development of method (tool) to model propeller propulsion models to be implemented in the potential flow simulation software “Tornado.” 2017.
- [12] Urban C. PteraSoftware [Internet]. 2020. Available from: <https://github.com/camUrban/PteraSoftware>
- [13] Garcia D, Ghommem M, Collier N, Varga BON, Calo VM. PyFly: A fast, portable aerodynamics simulator. *J Comput Appl Math*. 2018;344:875–903.
- [14] Nguyen AT, Kim JK, Han JS, Han JH. Extended Unsteady Vortex-Lattice Method for Insect Flapping Wings. *J Aircr*. 2016;53(6):1709–18.
- [15] Gastaldi A, Dettmann A. PyTornado [Internet]. 2019. Available from: <https://pytornado.readthedocs.io/>