

ANALISIS INTERAKSI FLUIDA–STRUKTUR DUA ARAH PADA *FLAPPING WING* MENGGUNAKAN *UNSTEADY VORTEX LATTICE METHOD* (UVLM) DAN *COROTATIONAL FINITE ELEMENT METHOD* (CR-FEM)

*Bagus Setyawan¹, Ismoyo Haryanto², Gunawan Dwi Haryadi²

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: bagussetyawan426@gmail.com

Abstrak

Penelitian ini mengembangkan kerangka simulasi interaksi fluida–struktur (FSI) dua arah untuk menganalisis karakteristik aeroelastis *flapping wing* pada *Micro Air Vehicle* (MAV) sekaligus mengevaluasi potensi pemanenan energi piezoelektrik. Kopling dibangun antara *Unsteady Vortex Lattice Method* (UVLM) sebagai *solver* aerodinamika tak tunak dan *Corotational Finite Element Method* (CR-FEM) dengan elemen pelat MZC, dikelola oleh algoritma IQN-ILS. Sayap dimodelkan sebagai pelat polikarbonat rectangular (chord 80 mm, span 200 mm, AR = 2,5, tebal 1 mm) dengan gerak *flapping* sinusoidal 12 Hz pada amplitudo 15° di rentang kecepatan $V = 5\text{--}17$ m/s. Validasi model menghasilkan deviasi frekuensi natural *bending* pertama –2,5% terhadap teori Blevins dan MAE = 0,0296 N pada gaya angkat UVLM. Kecepatan *flutter* kritis teridentifikasi pada $V_{\text{flutter}} = 11,2$ m/s melalui tiga metode independen: analisis *Hilbert envelope*, *Short-Time Fourier Transform*, dan pelacakan amplitudo per pita frekuensi. Mekanisme instabilitas berupa *single-DOF bending flutter* akibat *negative aerodynamic damping* pada regime *highly unsteady* — bukan *classical bending–torsion flutter* — karena konfigurasi CG = EA menghilangkan *inertial coupling*. Pemanenan energi menggunakan *patch* PVDF menghasilkan $P_{\text{avg}} \approx 7,6\text{--}7,8$ mW, di mana tegangan puncak V_{peak} terbukti sepuluh kali lebih sensitif terhadap transisi *flutter* dibandingkan V_{rms} .

Kata Kunci : aeroelastisitas; *flapping wing*; interaksi fluida–struktur; mav; piezoelektrik

Abstract

This study develops a two-way fluid–structure interaction (FSI) simulation framework to analyze the aeroelastic characteristics of a *flapping wing* Micro Air Vehicle (MAV) and evaluate piezoelectric energy harvesting potential. Two-way coupling is established between the *Unsteady Vortex Lattice Method* (UVLM) as the unsteady aerodynamic solver and the *Corotational Finite Element Method* (CR-FEM) with MZC plate elements, managed by the IQN-ILS algorithm. The wing is modeled as a polycarbonate rectangular plate (chord 80 mm, span 200 mm, AR = 2.5, thickness 1 mm) under prescribed sinusoidal flapping at 12 Hz and 15° amplitude over $V = 5\text{--}17$ m/s. Validation yields a first bending natural frequency deviation of –2.5% against Blevins' theory and an UVLM lift MAE = 0.0296 N against Yeo et al. (2012). The critical flutter speed is identified at $V_{\text{flutter}} = 11.2$ m/s through three independent methods: Hilbert envelope growth-rate analysis, Short-Time Fourier Transform, and per-band amplitude tracking. The instability mechanism is single-DOF bending flutter driven by negative aerodynamic damping in the highly unsteady regime — not classical bending–torsion flutter — as the CG = EA configuration eliminates inertial coupling. Energy harvesting via a PVDF patch yields $P_{\text{avg}} \approx 7.6\text{--}7.8$ mW; peak voltage V_{peak} proves ten times more sensitive to flutter onset than V_{rms} .

Keywords: aeroelasticity; *flapping wing*; fluid–structure interaction; mav; piezoelectric

1. Pendahuluan

Kebutuhan wahana udara yang mampu beroperasi di lingkungan sempit dan kompleks mendorong perkembangan pesat *Micro Air Vehicle* (MAV) dalam dua dekade terakhir. Sistem *flapping wing* — yang meniru mekanisme terbang serangga dan burung — menjadi solusi paling menjanjikan untuk misi pengintaian perkotaan dan operasi pencarian-penyelamatan. Keunggulan utamanya adalah kemampuan menghasilkan gaya angkat secara efisien pada bilangan

Reynolds rendah ($Re < 10^5$), serta kemampuan *hovering* dan manuver presisi yang tidak dapat dilakukan sayap konvensional pada skala yang sama [1].

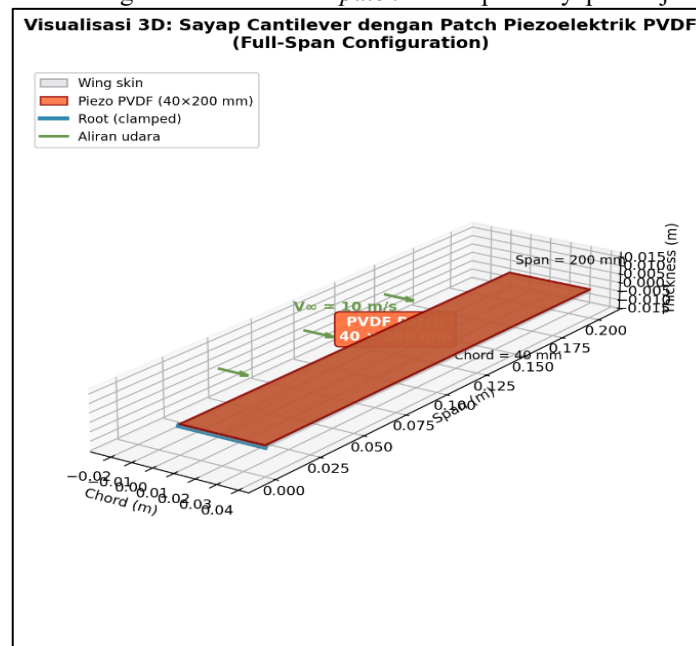
Di balik potensi tersebut terdapat tantangan aeroelastis yang krusial. Interaksi dinamis antara struktur sayap fleksibel dan aliran udara tak tunak dapat memicu *flutter* — getaran tak stabil di mana gaya aerodinamis dan deformasi struktur saling memperkuat secara eksponensial [2]. Pada sistem *flapping wing*, risiko ini lebih kompleks karena gerakan kepakan itu sendiri merupakan eksitasi periodik terhadap struktur, sehingga batas kecepatan kritis *flutter* dapat tercapai lebih rendah dari prediksi konvensional [3].

Mayoritas kajian terdahulu menganalisis aerodinamika dan struktur *flapping wing* secara terpisah melalui pendekatan *one-way coupling*, yang secara fundamental mengabaikan umpan balik deformasi terhadap distribusi gaya aerodinamis [4]. Kajian yang mengintegrasikan FSI dua arah sekaligus pemanenan energi piezoelektrik pada sistem *flapping wing* juga masih sangat terbatas [5]. Penelitian ini menjawab kesenjangan tersebut dengan mengembangkan kerangka FSI dua arah UVLM–CR–FEM–IQN–ILS, memetakan respons aeroelastis secara komprehensif, mengidentifikasi mekanisme *flutter* kritis, dan mengevaluasi potensi pemanenan energi listrik dari getaran sayap melalui *patch* PVDF. Hasil ini diharapkan menjadi landasan ilmiah bagi perancangan MAV generasi berikutnya yang aman terhadap *flutter* sekaligus mampu memanfaatkan energi getaran.

2. Bahan dan Metode Penelitian

2.1 Geometri Sayap dan Properti Material

Sayap dimodelkan sebagai pelat rectangular tanpa *taper* atau *sweep* dengan kondisi batas *clamped-free* pada akar sayap dan material linier elastis isotropik. Geometri sederhana dipilih untuk memfokuskan studi pada efek fundamental FSI dua arah serta memudahkan validasi terhadap solusi analitik. Properti material polikarbonat dan parameter geometri sayap dirangkum pada Tabel 1. Konfigurasi dan tata letak *patch* PVDF pada sayap ditunjukkan pada Gambar 1.



Gambar 1. Skema Geometri Sayap dan Konfigurasi *Patch* PVDF

Tabel 1. Properti Material Polikarbonat dan Parameter Geometri Sayap

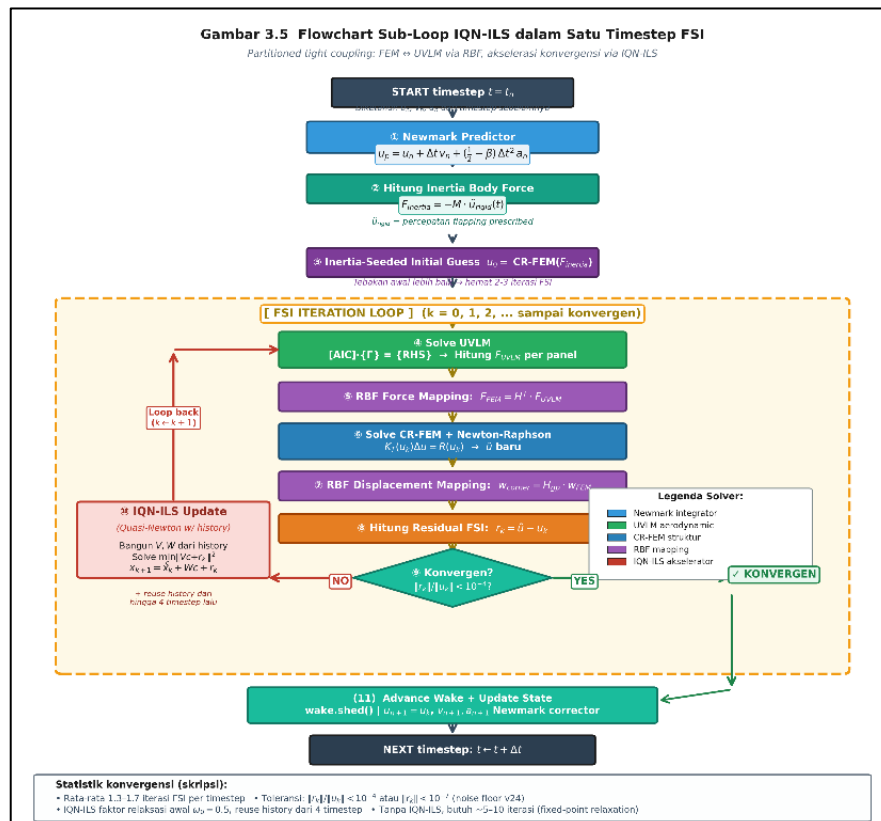
Parameter	Symbol	Value	Unit
Elastic modulus	E	2.4	GPa
Poisson's ratio	ν	0.35	–
Density	ρ	1200	kg/m ³
Yield strength	σ_y	60–70	MPa
Chord length	c	80	mm
Span length	L	200	mm
Thickness	t	1	mm
Aspect ratio	AR	2.5	–

2.2 Pemodelan Struktur (CR-FEM) dan Aerodinamika (UVLM)

Struktur sayap dimodelkan menggunakan CR-FEM dengan elemen pelat *Melosh-Zienkiewicz-Cheung* (MZC) 4-node 12 DOF pada *mesh* 4×10 elemen (160 DOF bebas). Integrasi waktu dilakukan dengan skema Newmark- β (*unconditionally stable*, $\beta = 0,25$; $\gamma = 0,50$) dengan langkah waktu $\Delta t \approx 0,174$ ms (480 langkah per siklus pada 12 Hz). Konvergensi Newton-Raphson ditetapkan dengan toleransi relatif 10^{-4} .

Aerodinamika tak tunak dimodelkan menggunakan UVLM berbasis aliran potensial — *incompressible, inviscid*, irrotasional — dengan diskritisasi 5×15 panel pada permukaan sayap dan *maximum wake* 300 baris. UVLM menghasilkan gaya angkat, gaya tarik terinduksi, dan momen pitching melalui persamaan Bernoulli tak tunak pada setiap panel.

Kopling dua arah antara UVLM dan CR-FEM dikelola oleh algoritma IQN-ILS (*Partitioned Tight Coupling*): gaya aerodinamis dari UVLM ditransfer ke *mesh* FEM melalui interpolasi RBF *Thin-Plate Spline*, kemudian deformasi yang dihasilkan memperbarui geometri panel UVLM secara iteratif hingga konvergen di setiap langkah waktu. Relaksasi awal ditetapkan $\omega_0 = 0,50$ dengan *reuse history* empat langkah waktu. Diagram alir kerangka simulasi FSI dua arah ini ditunjukkan pada Gambar 2. Simulasi dijalankan selama 40 siklus *flapping*, dengan 5 siklus pertama sebagai *warmup* dan 35 siklus berikutnya untuk analisis.



Gambar 2. Diagram Alir Kerangka Simulasi FSI Dua Arah (UVLM–CR-FEM–IQN-ILS)

Parameter operasional simulasi: frekuensi *flapping* $f_{\text{flap}} = 12$ Hz, amplitudo sudut $\theta_{\text{amp}} = 15^\circ$, sumbu elastis (EA) berimpit dengan pusat massa (CG) di 50% chord ($e = 0$), dan rentang kecepatan $V_\infty = 7\text{--}20$ m/s dengan titik-titik rapat di sekitar perkiraan V_{flutter} .

2.3 Identifikasi Flutter dan Pemodelan Piezoelektrik

Identifikasi kecepatan *flutter* kritis dilakukan melalui tiga metode independen. (1) Analisis *Hilbert envelope* pada sinyal defleksi elastis tip sayap setelah *sync-averaged subtraction*, di mana *envelope* $A(t)$ di-fit dengan $A(t) = Ae^{(\sigma t)}$; nilai $\sigma < 0$ menandakan teredam, $\sigma \approx 0$ kondisi kritis, dan $\sigma > 0$ indikasi *flutter*. (2) *Short-Time Fourier Transform* (STFT) yang mengamati evolusi amplitudo spektral pada pita frekuensi mode pertama f_1 terhadap waktu. (3) Pelacakan amplitudo per pita frekuensi secara eksplisit. Konsistensi ketiga metode menjadi indikator keandalan identifikasi V_{flutter} .

Pemanenan energi piezoelektrik dimodelkan menggunakan *patch* PVDF berukuran $40 \text{ mm} \times 200 \text{ mm}$ (*full-span*) di permukaan atas sayap dekat pangkal. Model elektromekanik *lumped* Erturk & Inman (2011) digunakan dengan persamaan tegangan output:

$$C_p \cdot (dV_{\text{pz}}/dt) + V_{\text{pz}}/R_L = \theta_{\text{em}} \cdot \dot{w}_{\text{tip}}$$

diselesaikan dengan skema *Forward Euler* pada setiap langkah waktu. Parameter PVDF: $d_{31} = -23 \text{ pC/N}$, $E_p = 2,0 \text{ GPa}$, $\rho_p = 1780 \text{ kg/m}^3$, ketebalan $110 \text{ }\mu\text{m}$, dan beban resistif $R_L = 100 \text{ k}\Omega$.

3. Hasil dan Pembahasan

3.1 Validasi Model

Frekuensi natural enam mode terendah hasil CR-FEM divalidasi terhadap teori analitik Euler–Bernoulli (Blevins, 1979) untuk mode *bending* dan Saint-Venant untuk mode torsion, seperti dirangkum pada Tabel 2.

Tabel 2. Perbandingan Frekuensi Natural CR-FEM Terhadap Solusi Analitik

Mode	Jenis	f_FEM (Hz)	f_Analitik (Hz)	Deviasi (%)
1	Bending	5.568	5.711	– 2.5
2	Torsion	20.59	26.35	+ 12.3
3	Bending	34.91	35.80	– 2.5
4	Torsion	88.76	79.05	+ 12.3
5	Bending	97.25	100.2	– 2.4
6	Torsion	177.5	148.3	+ 19.7

Deviasi mode *bending* pertama sebesar –2,5% ($f_1 = 5,568$ Hz vs analitik 5,711 Hz) jauh di bawah toleransi rekayasa 5–10%. Deviasi positif +11–19% pada mode torsion dijelaskan oleh efek *warping restraint* pada tepi terjepit yang tidak ditangkap teori Saint-Venant sederhana. Validasi UVLM terhadap *Prandtl Lifting-Line Theory* menghasilkan $R^2 = 0,99992$ untuk distribusi angkat spanwise, sedangkan validasi dinamis terhadap data eksperimen *flapping wing* Yeo dkk. (2012) menghasilkan MAE = 0,0296 N — setara dengan implementasi *Pterasoftware* yang telah ditinjau sejawat [12], dengan selisih hanya 1,6%.

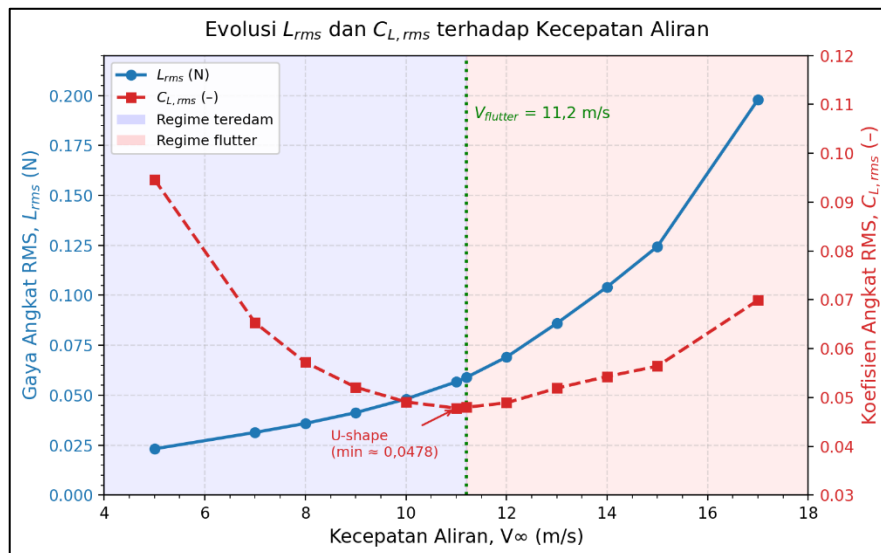


Gambar 3. Validasi Gaya Angkat UVLM Terhadap Data Eksperimen Yeo et al. (2012)

3.2 Karakteristik Aerodinamis

Seluruh titik *sweep* kecepatan dikonfirmasi berada dalam regime *highly unsteady* ($k > 0,15$): *reduced frequency* k berkisar dari 0,60 ($V = 5$ m/s) hingga 0,178 ($V = 17$ m/s), memvalidasi pilihan UVLM sebagai *solver* aerodinamis. *Strouhal number* menurun monoton dari $St = 0,248$ ($V = 5$ m/s) menjadi 0,073 ($V = 17$ m/s), konsisten dengan transisi dari regime propulsi menuju *high-advance-ratio*.

Gaya angkat RMS naik monoton dari 0,023 N ($V = 5$ m/s) menjadi 0,197 N ($V = 17$ m/s) seiring kenaikan tekanan dinamis. Koefisien angkat $C_{L,rms}$ memperlihatkan pola *U-shape* yang informatif: menurun dari 0,095 ($V = 5$ m/s) ke minimum $\sim 0,048$ ($V = 11,2$ m/s), kemudian naik kembali ke 0,070 ($V = 17$ m/s). Kenaikan $C_{L,rms}$ di atas $V_{flutter}$ mengkonfirmasi kontribusi deformasi elastis Mode 1 *bending* terhadap sudut serang efektif. Pola ini ditampilkan pada Gambar 4.



Gambar 4. Distribusi $C_{L,Rms}$ Dan L_{Rms} Vs Kecepatan Aliran V_{∞}

Loop histeresis *lift-deflection* bernilai negatif di seluruh rentang kecepatan dengan magnitudo naik monoton dari 192 mN·mm ($V = 5$ m/s) hingga 1039,7 mN·mm ($V = 17$ m/s), mencerminkan dominasi kerja siklus *forced flapping* dan peningkatan daya propulsif.

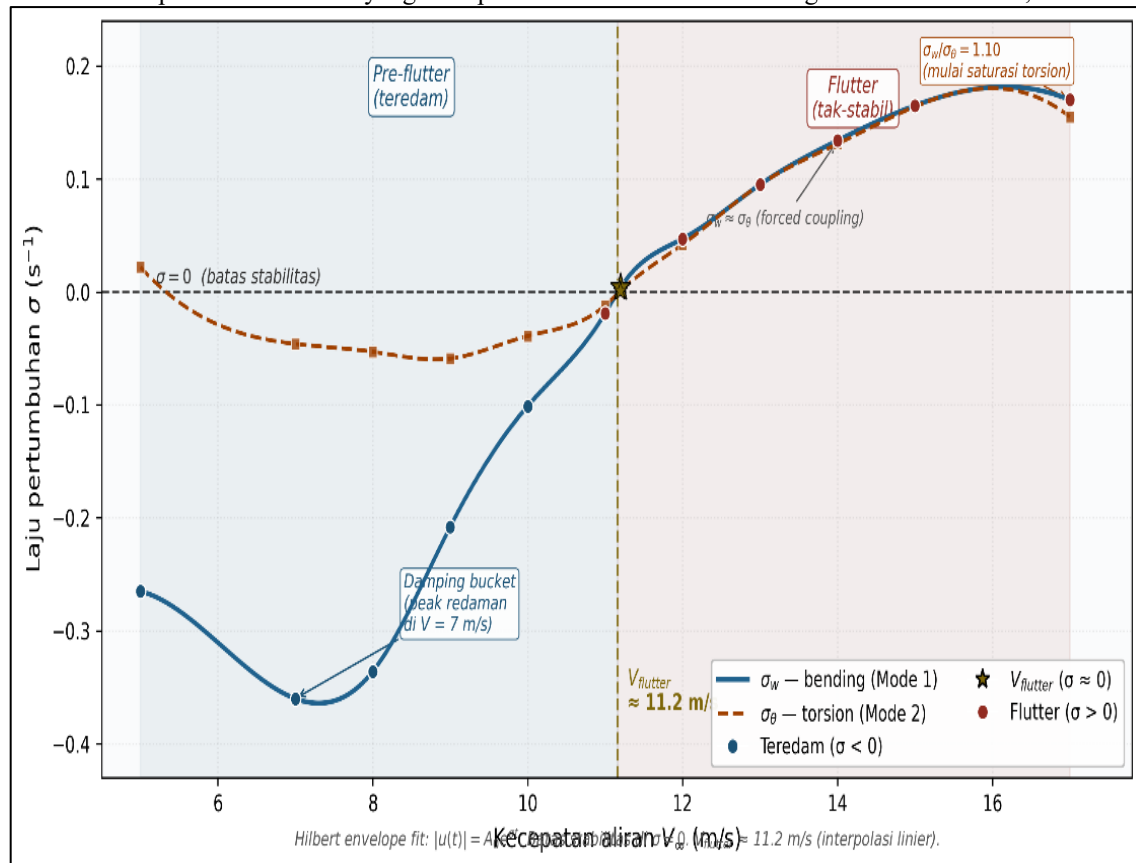
3.3 Identifikasi Flutter dan Mekanisme Instabilitas

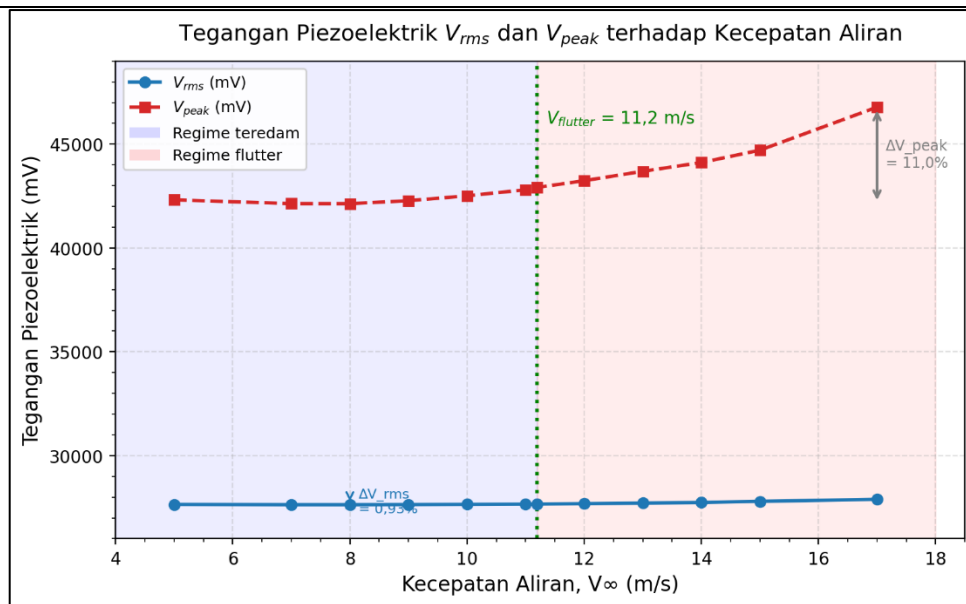
Laju pertumbuhan σ_w hasil analisis *Hilbert envelope* menunjukkan profil stabilitas klasik yang konsisten. Pada $V = 7$ m/s, $\sigma_w = -0,360$ s⁻¹ (teredam kuat). Damping berkurang monoton, melewati nol pada $V_{flutter} = 11,2$ m/s ($\sigma_w = +0,004$ s⁻¹), dan menjadi positif signifikan pada $V \geq 12$ m/s. Rekapitulasi laju pertumbuhan dan klasifikasi regime ditunjukkan pada Tabel 3; kurva transisinya pada Gambar 5.

Tabel 3. Laju Pertumbuhan ΣW (*Bending*) Dan $\Sigma \Theta$ (*Torsion*) Serta Klasifikasi Regime Aeroelastis

V (m/s)	σ_w (s ⁻¹)	σ_{θ} (s ⁻¹)	$\sigma_w / \sigma_{\theta}$	Klasifikasi
7.0	-0.360	-0.046	7.83	Teredam kuat
9.0	-0.208	-0.059	3.55	Teredam moderat
11.0	-0.019	-0.012	1.62	Mendekati netral
11.2	+0.004	+0.001	5.83	V_flutter (netral)
12.0	+0.047	+0.042	1.13	Post-flutter lemah
13.0	+0.095	+0.095	0.99	Flutter
15.0	+0.165	+0.164	1.01	Flutter kuat
17.0	+0.170	+0.155	1.10	Deep flutter

Profil transisi stabilitas yang terangkum pada Tabel 3 divisualisasikan secara grafis pada Gambar 5 dalam bentuk kurva laju pertumbuhan σ_w terhadap kecepatan aliran. Kurva tersebut memperlihatkan dengan jelas perubahan tanda σ_w dari negatif menuju positif yang terjadi tepat pada $V_{\text{flutter}} = 11,2 \text{ m/s}$, di mana nilai $\sigma_w = +0,004 \text{ s}^{-1}$ mendekati nol secara konsisten. Perlu dicatat bahwa laju pertumbuhan torsion σ_θ mengikuti tren σ_w dengan rasio σ_w/σ_θ yang konvergen mendekati 1,00 pada $V = 13\text{--}15 \text{ m/s}$ — indikasi kuat bahwa mode torsion bukanlah mode flutter independen, melainkan forced response aerodinamis yang terkopel secara mekanis melalui lengan momen $\Delta x = -0,25c$.





Gambar 6. Tegangan Piezoelektrik V_{Rms} dan V_{Peak} Vs Kecepatan Aliran V_{∞}

4. Kesimpulan

1. Kerangka simulasi FSI dua arah UVLM–CR-FEM dengan kopling IQN-ILS berhasil diimplementasikan dan tervalidasi. Deviasi frekuensi natural mode bending pertama hanya $-2,5\%$ terhadap teori Blevins, dan deviasi gaya angkat UVLM sebesar $MAE = 0,0296$ N terhadap data eksperimen Yeo dkk. (2012) — konsisten dengan implementasi peer-reviewed Pterasoftware.
2. Kecepatan flutter kritis teridentifikasi secara konsisten pada $V_{flutter} = 11,2$ m/s melalui tiga metode independen (Hilbert envelope, STFT, amplitude tracking). Regime aeroelastis terpetakan jelas: teredam untuk $V < 11,2$ m/s, flutter terkonfirmasi untuk $V \geq 13,0$ m/s ($\sigma_w > 0,09$ s $^{-1}$), dan deep flutter pada $V = 17$ m/s dengan amplitudo tip tumbuh $2,2\times$ dalam 5 detik.
3. Mekanisme instabilitas adalah single-DOF bending flutter yang digerakkan oleh negative aerodynamic damping di regime highly unsteady ($k = 0,269$ pada $V_{flutter}$), bukan classical bending–torsion flutter. Konfigurasi CG = EA menghilangkan inertial coupling sehingga frequency coalescence mustahil terjadi mengingat rasio $f_2/f_1 = 5,31$.
4. Output pemanenan energi piezoelektrik ($P_{avg} \approx 7,6\text{--}7,8$ mW) didominasi forced flapping kinematics dengan variasi V_{rms} antar regime hanya $0,93\%$. Tegangan puncak V_{peak} sepuluh kali lebih sensitif terhadap onset flutter dibandingkan V_{rms} , sehingga lebih representatif sebagai indikator aeroelastis pada sistem energy harvesting berbasis flapping wing.

5. Daftar Pustaka

- [1] Shyy, W., Aono, H., Kang, C. K., & Liu, H. (2013). *An introduction to flapping wing aerodynamics*. Cambridge University Press.
- [2] Dowell, E. H. (Ed.). (2004). *A modern course in aeroelasticity* (4th ed.). Kluwer Academic Publishers.
- [3] Chimakurthi, S. K., et al. (2009). Computational aeroelasticity framework for analyzing flapping wing micro air vehicles. *AIAA Journal*, 47(8), 1865–1878.
- [4] Katz, J., & Plotkin, A. (2001). *Low-speed aerodynamics* (2nd ed.). Cambridge University Press.
- [5] Erturk, A., & Inman, D. J. (2011). *Piezoelectric energy harvesting*. John Wiley & Sons.
- [6] Degroote, J., Bathe, K. J., & Vierendeels, J. (2009). Performance of a new partitioned procedure versus a monolithic procedure in fluid–structure interaction. *Computers & Structures*, 87(11–12), 793–801.
- [7] Crisfield, M. A. (1991). *Non-linear finite element analysis of solids and structures, Volume 1: Essentials*. John Wiley & Sons.
- [8] Blevins, R. D. (1979). *Formulas for natural frequency and mode shape*. Van Nostrand Reinhold.
- [9] Yeo, D., Atkins, E. M., Bernal, L. P., & Shyy, W. (2012). Experimental investigation of the pressure, force, and torque characteristics of a rigid flapping wing. In *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting* (AIAA Paper 2012-0849). Nashville, Tennessee.
- [10] Tang, D., & Dowell, E. H. (2004). Effects of geometric structural nonlinearity on flutter and limit cycle oscillations of high-aspect-ratio wings. *Journal of Fluids and Structures*, 19(3), 291–306.

-
- [11] Attar, P. J., Dowell, E. H., & Tang, D. M. (2003). A theoretical and experimental investigation of the effects of a steady angle of attack on the nonlinear flutter of a delta wing plate model. *Journal of Fluids and Structures*, 17(2), 243–259.
 - [12] Urban, C., & Agarwal, R. K. (2021). Validation and optimization of Ptera Software: An open-source unsteady simulator for flapping wings. *Mechanical Engineering and Materials Science Independent Study*, Paper 149. Washington University in St. Louis.
 - [13] Taylor, G. K., Nudds, R. L., & Thomas, A. L. R. (2003). Flying and swimming animals cruise at a Strouhal number tuned for high power efficiency. *Nature*, 425(6959), 707–711.
 - [14] Theodorsen, T. (1935). *General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter* (NACA Technical Report No. 496). National Advisory Committee for Aeronautics.
 - [15] Herminasa, R. R., Haryanto, I., & Rozi, K. (2024). Analisis beban aerodinamika pada *flapping wings* menggunakan *unsteady vortex-lattice methods*. *Jurnal Teknik Mesin S-1*, 12(3), 146–149.