

## TRACK AND BALANCE HELIKOPTER 412EP PADA SAMPEL DATA 1

<sup>1</sup>Noviana Utami, <sup>2</sup>Ade I. Efriana

<sup>1)</sup> Program Studi Aeronautika  
Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan  
[noviana.utami@sttkd.ac.id](mailto:noviana.utami@sttkd.ac.id)

### Article history:

Received 21th of August, 2024

Revised 23th of August, 2024

Accepted 29th of August, 2024

### Abstrack

Track and balance on the helikopter as a maintenance effort needs to be done to combine the helikopter vibration speed. Where vibration is a vibration that repeats periodically in a certain time that is influenced by amplitude and frequency. The standard normal distribution for the track and balance data of the 412 EP helikopter in sample 1 shows results that meet 81.594 - 99.061% with a sample standard deviation in the range of 0.426 - 1.113. This shows a fairly high accuracy for track and balance data. The helikopter amplitude after track and balance shows good results, with vibration speeds in the range of 315 - 327 rpm for 6 conditions (Fpg100 to L / Down).

**Keywords:** Track, Balance, Helicopter

## Pendahuluan

Pesawat sayap putar konvensional seperti helikopter mencakup hub rotor yang dikonfigurasi untuk berputar pada suatu sumbu dan mempunyai beberapa rakitan bilah rotor yang terpasang. Setiap rakitan bilah rotor mencakup bilah yang memanjang keluar dari hub rotor [1]. Pesawat sayap putar, seperti helikopter umumnya digerakkan oleh rotor utama yang mempunyai hub yang ditopang secara berputar pada tiang rotor dan menopang sejumlah bilah rotor yang memanjang secara radial ke luar dari hub. Untuk mengendalikan daya angkat atau ketinggian bertikal, kemiringan bilah yang berputar biasanya disesuaikan secara kolektif melalui pelat swash berputar yang digabungkan ke bilah dengan hubungan masing-masing. Penyesuaian kemiringan bilah ini mengubah sudut tarik bilah relative terhadap aliran udara yang melewatinya. Semakin tinggi sudut serang, maka semakin tinggi beban yang diberikan pada bilah dalam menciptakan daya angkat yang lebih besar [2].

Helikopter berkecepatan tinggi tipe bilah utama mempunyai baling-baling pada kedua sisi bilah utama, sehingga menghasilkan torsi pada bilah rotor utama [3]. Getaran helikopter dapat mempengaruhi struktural helikopter, mengurangi masa pakai berbagai komponen, berdampak buruk pada beberapa fungsi instrument, dan meningkatkan tekanan fisik dan psikologis pada awak dan penumpang. Hal tersebut tergantung pada amplitudo getaran, efek getaran 1/rev dan n/rev yang disebabkan oleh rotor utama dapat berkisar dari kehilangan kenyamanan kecil hingga kesalahan fatal [4]. Helikopter rotor koaksial merupakan salah satu pengembangan helikopter berkecepatan tinggi. Sistem transmisi utama memainkan peran penting dalam system tenaga helikopter koaksial. Getaran pada system Transmisi Utama Helikopter Koaksial secara langsung dapat mempengaruhi masa pakai komponen helikopter. Getaran ini juga melemahkan lingkungan kerja bahkan masa pakai keseluruhan helikopter [5].

Sumber utama eksitasi getaran pada helikopter adalah gaya dan momen yang berasal dari rotor, aerodinamika helikopter, mesin dan transmisi. Meskipun semua sumber ini berkontribusi terhadap tingkat getaran, beban dominan pada rotor utama dan ekor konvensional. Pada helikopter yang terawat baik, rotor yang seimbang bertindak sebagai filter yang secara efektif meredam getaran pada beberapa kali frekuensi dasar rotor yang berasal dari periodisitas eksitasi dalam kondisi penerbangan stabil, sehingga berkontribusi pada penerbangan yang lebih mulus. Namun, bahkan pada rotor yang seimbang sempurna, beban getar pada kelipatan bilangan bulat dari frekuensi dasar rotor, yaitu kecepatan sudutnya  $\Omega$  dikalikan jumlah bilah  $N$  ( $N\Omega$ , atau  $N/\text{rev}$  dalam bentuk non-dimensi) ditransmisikan ke badan pesawat [6].

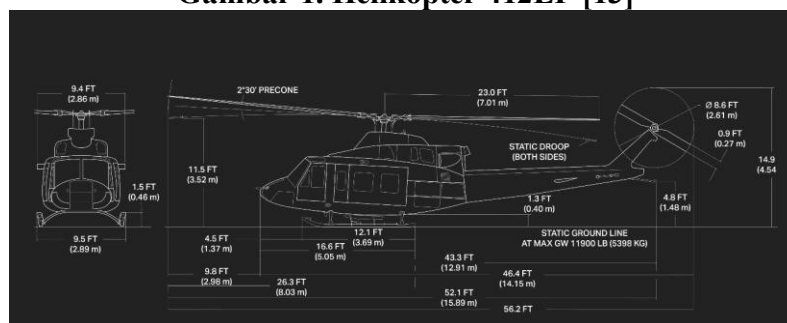
Teknologi *Trailing-Edge Flaps* (TEF) helikopter menggunakan defleksi terkendali yang secara efektif dapat mengurangi getaran helikopter. Sayap morphing merupakan salah satu teknik pengendalian getaran aktif yang paling menarik untuk mengurangi getaran hub rotor pada helikopter [7]. Teknologi *Active Control of Structural Response* (ACSR) mengendalikan getaran melalui getaran. Teknologi ini menggunakan actuator yang terpasang pada badan helikopter untuk menghasilkan anti getaran dengan amplitude yang sama tetapi fase berlawanan untuk meredam getaran yang tidak diinginkan akibat beban getaran rotor yang diukur dengan akselerometer yang didistribusikan dalam badan helikopter. Teknologi kontrol getaran aktif telah berhasil diterapkan pada beberapa jenis helikopter. Namun, seiring meningkatnya skala kontrol, algoritma kontrol terpusat tradisional mengalami peningkatan kompleksitas komputasi yang signifikan dan tantangan implementasi fisik [8].

Penerapan teknik diagnostik getaran atau *Vibration Diagnostic Technique* (VDT) berkembang secara bertahap baik dalam tahap produksi maupun operasi dan pemeliharaan teknis. Penggunaan CDT dalam diagnostic helikopter pada berbagai tahap siklus hidup helikopter yang mampu memberikan peningkatan efisiensi produksi dan operasi [9]. Industri rotor merupakan bilah dari helikopter sebagai elemen struktural yang sangat penting. Struktur rotor seperti, balok yang berukuran sangat panjang yang mengalami kondisi beban dan gaya aerodinamis yang berbeda di berbagai bagainnya [10]. Getaran merupakan masalah utama pada helikopter, baik pada kendaraan berawak atau tidak berawak. Pada penumpang dan awak, selain mengakibatkan efek yang tidak diinginkan seperti penurunan integritas struktural, peningkatan kelelahan komponen, dan penurunan efektivitas system computer di dalam pesawat, pada helikopter tak berawak yang sering digunakan untuk melaksanakan tugas akuisisi data dan gambar menggunakan peralatan sensitive getaran dapat mengakibatkan penurunan karakteristik misi [11].

Penelitian ini mempelajari kecepatan vibrasi setelah dilakukan track and balance Helikopter 412EP. Getaran merupakan getaran periodic dalam waktu atau gerakan berulang disekitar titik referensi: 1). Luas getaran ditentukan oleh amplitudo, dan 2). Pengulangan getaran per detik ditentukan oleh frekuensi. Karakteristik vibrasi dianalogikan sebagai gelombang sin, dimana: 1). Perpindahan atau tingkat pergerakan sebagai garis vertikal (absis) dan waktu frekuensi sebagai garis horizontal teratur, 2). Amplitudo sebagai pergerakan di sekitar titik referensi (nol) dan puncak gelombang ke puncak gelombang sebagai perpindahan total, 3). Periode dalam waktu per detik untuk menyelesaikan satu siklus gelombang, dan 4), Frekuensi sebagai siklus yang diselesaikan dalam detik [12].



**Gambar 1. Helikopter 412EP [13]**



**Gambar 2. Konfigurasi Helikopter 412EP [14]**

Helikopter 412EP dan konfigurasi yang tersaji pada **Gambar 1 dan 2**. mempunyai spesifikasi teknik pada **Tabel 1**. berikut ini.

**Tabel 1. Spesifikasi Helikopter 412EP**

<b>Speeds at Max Gross Weight</b>		
$V_{NE}$	140 kts	259 km/h
Max Cruise	123 kts	228 km/h
Rang at $V_{LRC}^1$	361 nm	669 km
Max Endurance <sup>1</sup>		3.8 hrs
<b>Capacities</b>		
Standard Seating		1+14
Maximum Seating		1+14
Standard Fuel	331 US gal	1,251 liters
Aux Fuel (Optional)	33 or 163 US gal	123 or 617 liters
Cabin Volume	220 ft <sup>33</sup>	6,2 m <sup>3</sup>
Aft (Baggage) Compartment Volume	28 ft <sup>3</sup>	0.8 m <sup>3</sup>
<b>Weights</b>		
Empty Weight (IFR Standard Configuration)	6,815 lbs	3,091 kg
Max Gross Weight (Internal)	12,200 lbs	5,534 kg
Max Gross Weight (External)	13,000 lb	5,897 kg
Useful load (Internal IFR standard configuration)	5,385 lb	2,443 kg
Useful load (External IFR standard configuration)	6,185 lb	2,805 kg
Cargo Hook Capacity	5,000 lbs	2,268 kg

Sumber : [13], [14]

### Metode Penelitian

Penelitian ini mempelajari *Track and Balance* Helikopter 412EP pada sampel 1 yang berfokus kecepatan vibrasi setelah dilakukan *Track and Balance*. Pengujian sample data menggunakan *Sampling Distributions of Mean and the Center Limit Theorem*. *Sampling Distribution* menggunakan data *Track* Helikopter 412EP pada sample data 1 sedang untuk pengukuran *Variability* menggunakan *Sample Standar Deviation*.

Perkiraan distribusi normal umumnya baik jika  $n \geq 30$  dengan distribusi populasi tidak terlalu miring. Jika  $\leq 30$  perkiraan tersebut baik, hanya jika populasi tidak terlalu berbeda dari distribusi normal dan jika populasi diketahui normal, distribusi sampel rata-rata akan mengikuti distribusi dengan tepat sebarangpun kecil ukuran sampelnya. Ukuran sampel  $n = 30$  merupakan pedoman yang digunakan untuk teorema limit pusat. Distribusi normal menjelaskan cara kerja teorema pusat, dimana distribusi rata-rata menjadi lebih dekat ke normal seiring dengan bertambahnya  $n$ , dimulai dengan distribusi individual yang tidak simetris ( $n=1$ ). Serta nilai rata-rata tetap  $\mu$  untuk setiap ukuran sampel, variasi rata-rata semakin kecil seiring dengan bertambahnya  $n$  [14].

### Hasil dan Pembahasan

Data *track and balance* helikopter 412EP pada sampel 1 tersaji pada **Tabel 2**. berikut ini.

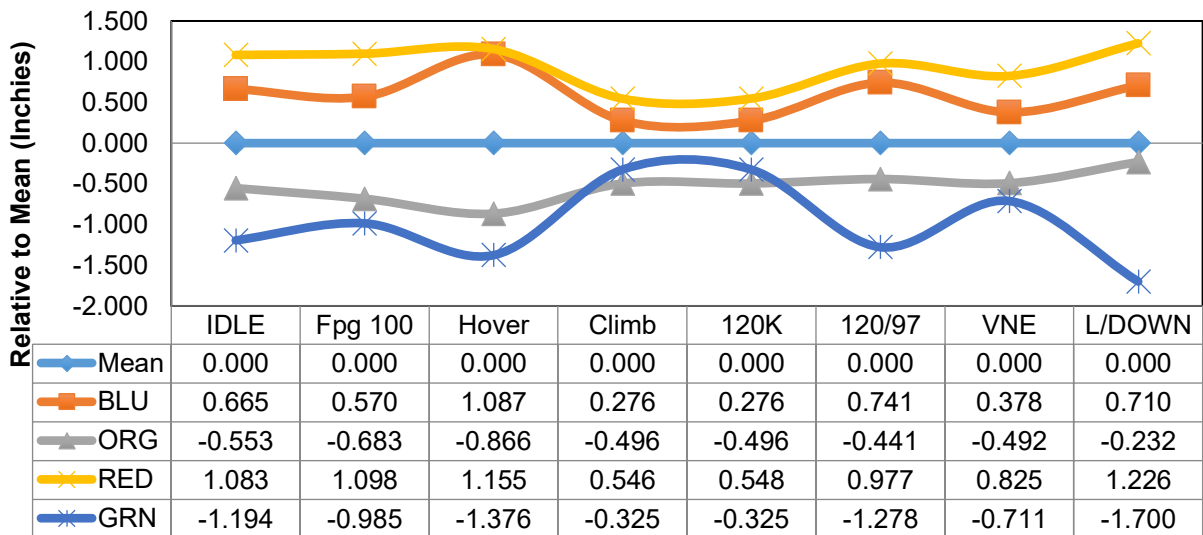
**Tabel 2. Data Track and Balance Helikopter 412EP Pada Sampel Data 1**

No.	<i>Relative to Mean (Inchies)</i>								
	IDLE	Fpg 100	Hover	Climb	120K	120/97	VNE	L/DOWN	IDLE
<b>BLU</b>	0.665	0.570	1.087	0.276	0.276	0.741	0.378	0.710	0.665
<b>ORG</b>	-0.553	-0.683	-0.866	-0.496	-0.496	-0.441	-0.492	-0.232	-0.553

No.	<i>Relative to Mean (Inchies)</i>								
	IDLE	Fpg 100	Hover	Climb	120K	120/97	VNE	L/DOWN	IDLE
RED	1.083	1.098	1.155	0.546	0.548	0.977	0.825	1.226	1.083
GRN	-1.194	-0.985	-1.376	-0.325	-0.325	-1.278	-0.711	-1.700	-1.194
<i>Mean</i>	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
<i>Median</i>	-0.553	-0.683	-0.866	-0.496	-0.496	-0.441	-0.492	-0.232	-0.553
<i>s</i>	0.915	0.861	1.136	0.426	0.427	0.913	0.627	1.113	0.915
<i>Z</i>	86.214	95.154	81.057	99.061	99.036	86.433	94.52	81.594	86.214

*s* = sample standar deviation and *Z* = standard normal distibution

**Tabel 2.** tersaji data *track* Helikopter 412EP pada sampel data 1 yang menunjukkan nilai rata-rata 0,000 dengan distribusi normal standar memenuhi range 81,594 - 99,061% dan untuk standar deviasi tercatat dalam rentang 0,426 – 1,113. Hal ini menunjukkan data *track and balance* Helikopter 412EP pada sampel data 1 mempunyai keakuratan yang cukup tinggi. **Tabel 2.** kemudian disajikan dalam kurva hubungan antara nilai *relative to mean (inchies)* (**Gambar 3**).



**Gambar 3.** Kurva Hubungan Antara *Relative Mean (Inchies)* Helikopter 412EP Pada Sample Data 1

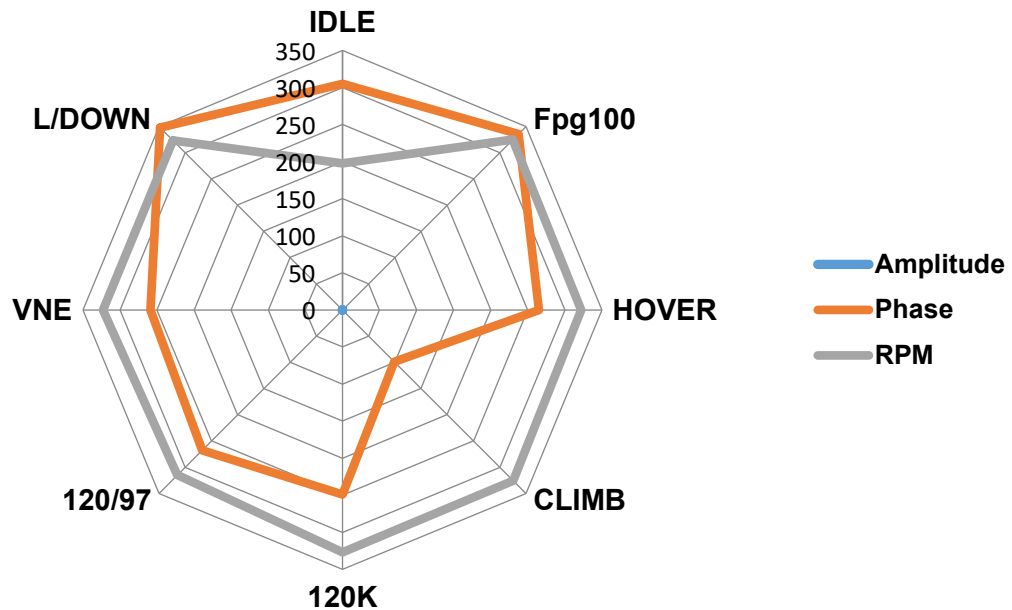
**Gambar 3.** menunjukkan kurva hubungan antara *relative mean (inchies)* helikopter 412EP pada sampel data 1.

**Tabel 3.** Data Kecepatan Vibrasi Setelah Dilakukan *Track and Balance* Helikopter 412EP Pada *Sample Data 1*

No	Test State	Amplitude	Phase	RPM
1	IDLE	0.01	305	198
2	Fpg100	0.13	336	325
3	HOVER	0.07	265	322
4	CLIMB	0.06	99	326
5	120K	0.19	249	327
6	120/97	0.13	268	315
7	VNE	0.22	259	323

Data **Tabel 3.** kemudian disajikan dalam bentuk kurva radar kecepatan vibrasi setelah dilakukan *track and balance* Helikopter 412EP pada sampel data 1 (**Gambar 4**). Rentang kecepatan vibrasi

Helikopter 412EP tercatat berada dalam rentang 315 – 327 rpm. Sehingga terdapat selisih rentang kecepatan vibrasi untuk 6 kondisi (Fpg100 sampai dengan L/Down), yaitu 1 – 12 rpm dan pada saat IDLE kecepatan vibrasi Helikopter 412EP sebesar 198 rpm.



**Gambar 4. Kurva Radar Kecepatan Vibrasi *Track and Balance* Helikopter 412EP Pada Sampel Data 1**

**Gambar 4.** menunjukkan kecepatan vibrasi setelah dilakukan *track and balance* Helikopter 412EP pada sampel data 1. Kecepatan vibrasi Helikopter 412EP pada 6 kondisi, yaitu Fpg100 sampai L/Down menunjukkan rentang yang baik, yaitu 315 – 327 rpm, dengan phase pada CLIMB bernilai 99 sehingga terdapat selisih rentang kecepatan vibrasi sebesar 1 rpm.

## Kesimpulan

Distribusi normal standar untuk nilai data *track and balance* Helikopter 412EP pada sampel data 1 telah memenuhi range 81,594 - 99,061%. Amplitudo setelah dilakukan *track and balance* menunjukkan hasil yang baik, dengan kecepatan vibrasi dalam rentang 315 – 327 rpm untuk 6 kondisi (Fpg100 sampai dengan L/Down).

## Daftar Pustaka

- [1] K. Kopanski and J. Thomas, 2020, Aircraft Rotor Blade With Reduced Stress, United States Patent, Patent Number: US 10,647,420 B2, May 12, 2020.
- [2] J. Kopp, 2024, Rotary-Wing Aircraft individual Rotor Blade Pitch Control System, Patent Number: US 11,905,003 B2, Feb, 20, 2024.
- [3] M. Sugiura, Y. Tanabe, N. Kobiki, and T. Aoyama, 2022, Main Rotor Blade And Helikopter, United States Patent, Patent Number: US 11,214, 364 B2, Jan. 4, 2022.
- [4] A. Hausberg, and S. Hartmann, 2023, System For Reducing Vibrations or Stresses in a Rotor Blade System, United States Patent, Patent Number: US 11,702,195 B2, Jul. 18, 2023.
- [5] X. Hou, L. Qiu, Z. Qin, Y. Yang, C. Ma, S. Lyu, Z. Li, G. Jin, and R. Zhu, 2025, Vibration Evaluation And Optimization Of Coaxial High-Speed Helikopter Main Transmission System And Its Experimental Verification, Chinese Journal of Aeronautics, (2025), 38 (9), 103610.

- [6] A. Tamer, P. Masarati, M. Zilletti, L. Bottasso, 2025, Experimental And Numerical Investigation Of A Novel Strut-Mounted Roller-Screw Inerter For Helikopter Vibration Attenuation, *Aerospace Science and Technology* 162 (2025) 110172.
- [7] Y. Chen, Q. Zong, X. Zhang, and J. Li, 2024, Data-Driven Active Vibration Control For Helikopter With Trailing-Edge Flaps Using Adaptive Dynamic Programming, *Chinese Journal of Aeronautics*, (2024), 37(6), 151-166.
- [8] Y. Yuan, Y. Lu, X. Ma, J. Li, H. and Yue, Distributed active vibration control for helicopter based on diffusion collaboration, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2024, 37(8), 208 – 232.
- [9] A. Mironov, P. Doronkin, A. Priklonsky, and I. Kabanshkin, 2017, The Role of Advanced Tehcnologies of Vibration Diagnostics to Provide Efficiency of Helikopter Life Cycle, *Procedia Engineering* 178 (2017), 96 – 106.
- [10] F.L.M. dos Santos, B. Peeters, H. V. der Auweraer, and L.C.S. Goes, 2016, Vibration-based damage detection for a composite helicopter main rotor blade, *Case Studies in Mechanical Systems and Signal Processing*, 3 (2016), 22-27.
- [11] D. H. Due, R. Mura, L. Piroddi, M. Lovera, G. L. Ghiringhelli, 2015, Robust Harmonic Control: An Application To Structural Vibration Reduction On Helikopters, *IFAC-PaperOnline* 48-9 (2015) 263 – 268.
- [12] EASA Modul 12, 2022, Helikopter Aerodynamics, Structures and Systems, Aviation Maintenance Technician Certification Series. Tabernash, USA.
- [13] <https://aerospace.subaru.co.jp/412epx/en/spec.html#spec-01>
- [14] [https://indonesian-aerospace.com/id/portofolio/pesawat\\_terbang/sayap\\_putar/detil/35/bell-412ep](https://indonesian-aerospace.com/id/portofolio/pesawat_terbang/sayap_putar/detil/35/bell-412ep)
- [15] R. E. Walpole, R. H. Myers, and S. L. Myers, 2012, *Probability & Statistics for Engineers & Scientists*, 9th edition, Prentice Hall, Boston.