

TUGAS AKHIR - TF 181801

STUDI BATAS SIKLUS OSILASI *GROUND RESONANCE* HELIKOPTER AS565 MBe PANTHER MELALUI PENDEKATAN MATEMATIS DAN SIMULASI PADA *GROUND VIBRATION TEST*

Abdul Hadi

NRP 02311940000082

Dosen Pembimbing

Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng.

NIP 19731007 199802 1 001

Program Studi Strata 1 (S1) Teknik Fisika

Departemen Teknik Fisika

Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2023

[Halaman ini sengaja dikosongkan]



TUGAS AKHIR - TF 181801

**STUDI BATAS SIKLUS OSILASI *GROUND*
RESONANCE HELIKOPTER AS565 MBe PANTHER
MELALUI PENDEKATAN MATEMATIS DAN SIMULASI
PADA *GROUND VIBRATION TEST***

Abdul Hadi

NRP 02311940000082

Dosen Pembimbing

Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng.

NIP 19731007 199802 1 001

Program Studi Strata 1 (S1) Teknik Fisika

Departemen Teknik Fisika

Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2023

[Halaman ini sengaja dikosongkan]



FINAL PROJECT - TF 181801

***STUDY OF GROUND RESONANCE OSCILLATION
CYCLE LIMITS OF AS565 MBe PANTHER
HELICOPTER THROUGH MATHEMATICAL APPROACH
AND SIMULATION ON GROUND VIBRATION TEST***

Abdul Hadi

NRP 02311940000082

Advisor

Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng.

NIP 19731007 199802 1 001

Undergraduate Study Program of Engineering Physics

Department of Engineering Physics

Faculty of Industrial Technology and System

Sepuluh Nopember Institute of Technology

Surabaya

2023

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

PERNYATAAN ORISINALITAS

Yang bertanda tangan dibawah ini:

Nama Mahasiswa / NRP : Abdul Hadi / 02311940000082
Departemen / Prodi : Teknik Fisika / S1 Teknik Fisika
Dosen Pembimbing / NIP : Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng. / 19731007 199802
1 001

Dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul "STUDI BATAS SIKLUS OSILASI *GROUND RESONANCE* HELIKOPTER AS565 MBe PANTHER MELALUI PENDEKATAN MATEMATIS DAN SIMULASI PADA *GROUND VIBRATION TEST*" adalah hasil karya sendiri, berfsifat orisinal, dan ditulis dengan mengikuti kaidah penulisan ilmiah.

Bilamana di kemudian hari ditemukan ketidaksesuaian dengan pernyataan ini, maka saya bersedia menerima sanksi sesuai dengan ketentuan yang berlaku di Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

Surabaya, 4 Agustus 2023

Mahasiswa



Abdul Hadi
NRP. 02311940000082

PERNYATAAN ORISINALITAS

Yang beranda tangan di bawah ini

Nama Mahasiswa / NIM : Abdul Halil / 0231194000083
Departemen / Prodi : Teknik Elektro / ST. Telkom Pabelan
Dosen Pembimbing / NIP : Dr. Eng. Denny Al Fatah, S.T., M. Eng. / 19731107100802
1 001

Dengan ini menyatakan bahwa tugas akhir dengan judul "STUDI BATAS SIKLUS OR-
ELASI GROWUP KESADARAN HELIKOPTER ASSES MRS. PANTHER MELALUI PIR-
DEKATAN MATEMATIS DAN SIMULASI PADA GROWUP WIKATON V.5.1" adalah hasil
karya sendiri, bebas plagiasi, dan ditulis dengan mengikut sertakan penelitian ilmiah.
Bilamana di kemudian hari ditemukan ketidaksesuaian dengan pernyataan ini maka saya
bersedia menanggung sanksi sesuai dengan ketentuan yang berlaku di Institut Teknologi Sepuluh
Nopember

Sumbagaya, 4 Agustus 2022

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

Mahasiswa



Abdul Halil
NIM. 0231194000083

STATEMENT OF ORIGINALITY

The undersigned below:

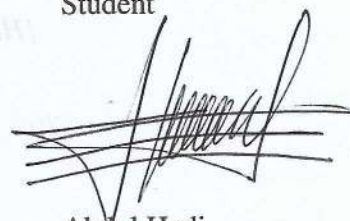
Name of student / NRP : Abdul Hadi / 02311940000082
Department : Engineering Physics
Advisor / NIP : Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng. / 19731007 199802 1
001

Hereby declared that the Final Project with the title of "*STUDY OF GROUND RESONANCE OSCILLATION CYCLE LIMITS OF AS565 MBe PANTHER HELICOPTER THROUGH MATHEMATICAL APPROACH AND SIMULATION ON GROUND VIBRATION TEST*" is the result of my own work, is original, and is written by following the rules of scientific writing.

If in future there is a discrepancy with this statement, then I am willing to accept sanctions in accordance with provisions that apply at Sepuluh Nopember Institute of Technology.

Surabaya, 4 August 2023

Student

A handwritten signature in black ink, appearing to be 'Abdul Hadi', written over several horizontal lines.

Abdul Hadi
NRP. 02311940000082

LEMBAR PENGESAHAN
TUGAS AKHIR

STUDI BATAS SIKLUS OSI GROUND RESONANCE HELICOPTER ASSAS NRE
PANTHER MELALUI PENDOKATAN MATEMATIS DAN SIMULASI PADA
GROUND VIBRATION TEST

Oleh:

Abdul Hadi

NRE 0231194000002

Surabaya, 4 Agustus, 2023

Mengesahkan

Dosen Pembimbing

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

Dr. Eng. Dhany Ardianto, S.T., M. Eng.
NRE 19731007 199802 1 001

Mengesahkan

Kepala Departemen Teknik Elektro FTIRIS - ITS

Dr. Suryanto, S.T., M.T.
NRE 1971113 199512 1 002

LEMBAR PENGESAHAN

STUDI BATAS SIKLUS OSILASI *GROUND RESONANCE* HELIKOPTER AS565 MBe PANTHER MELALUI PENDEKATAN MATEMATIS DAN SIMULASI PADA *GROUND VIBRATION TEST*

TUGAS AKHIR

Diajukan untuk memenuhi salah satu syarat
memperoleh gelar Sarjana Teknik pada
Program Studi S-1 Teknik Fisika
Departemen Teknik Fisika
Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh: **Abdul Hadi**
NRP. 02311940000082

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

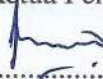
Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng.
NIP: 19731007 199802 1 001

(Pembimbing)



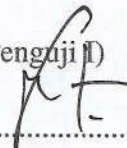
Ir. Wiratno Argo Asmoro, M.Sc..
NIP: 19600209 198071 1 001

(Ketua Penguji)



Dr. Suyanto, S.T., M.T..
NIP: 19711113 199512 1 002

(Penguji I)



SURABAYA
Agustus, 2023

LEMBAR PENGESAHAN

DI BAWAH SUDUT KOSONG DARI KEMERANGAN BELAKANG KEMERANGAN
SANTER MIALI DI PERIKATAN MAMATAS DAN SUDUT KEMER
GROUND VERTICAL TEST

TUGAS KEMER

Di bawah sudut kemer, yang akan
kemungkinan akan kemer kemer
kemungkinan akan kemer kemer
kemungkinan akan kemer kemer
kemungkinan akan kemer kemer
kemungkinan akan kemer kemer

Oldi Abdul Halil

012 1111111111

Di bawah sudut kemer kemer kemer kemer

(Pemeriksaan)

[Signature]

Oldi Abdul Halil, S.T., M.Eng

012 1111111111

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

(Pemeriksaan)

[Signature]

Oldi Abdul Halil, S.T., M.Eng

012 1111111111

[Signature]

Oldi Abdul Halil, S.T., M.Eng

012 1111111111

ST. RABAT

012 1111111111

APPROVAL SHEET

STUDY OF GROUND RESONANCE OSCILLATION CYCLE LIMITS OF AS565 MBe PANTHER HELICOPTER THROUGH MATHEMATICAL APPROACH AND SIMULATION ON GROUND VIBRATION TEST

FINAL PROJECT

Submitted to fulfill one of the requirements
for obtaining a degree Bachelor of Engineering at
Undergraduate Study Program of Engineering Physics
Department of Engineering Physics
Faculty of Industrial Technology and System
Sepuluh Nopember Institute of Technology

By: **Abdul Hadi**
NRP. 02311940000082

Approved by Final Project Examiner Team:

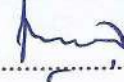
Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng.
NIP: 19731007 199802 1 001

(Advisor)



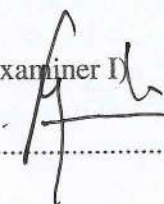
Ir. Wiratno Argo Asmoro, M.Sc..
NIP: 19600209 198071 1 001

(Chief Examiner)



Dr. Suyanto, S.T., M.T..
NIP: 19711113 199512 1 002

(Examiner I)



SURABAYA
August, 2023

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

STUDI BATAS SIKLUS OSILASI *GROUND RESONANCE* HELIKOPTER AS565 MBe PANTHER MELALUI PENDEKATAN MATEMATIS DAN SIMULASI PADA *GROUND VIBRATION TEST*

Nama Mahasiswa / NRP : Abdul Hadi / 02311940000082
Departemen : Teknik Fisika FTIRS-ITS
Dosen Pembimbing : Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng.

Abstrak

Helikopter dalam gerakannya memiliki komponen yang kompleks dan rumit. Kerusakan dapat terjadi sewaktu-waktu pada bagian helikopter. Salah satu kerusakan tersebut yang terjadi pada helikopter adalah *ground resonance*. Pengujian terhadap helikopter AS565 MBe Panther yang dilakukan oleh PTDI hanya menggunakan 6 sensor pada 3 titik pengujian, sedangkan pada umumnya *ground vibration test* menggunakan sebanyak 300 hingga 500 sensor. Sehingga diperlukan suatu studi untuk menganalisis menggunakan pendekatan matematis dan simulasi yang divalidasi menggunakan data pengukuran. Pengukuran dilakukan menggunakan FTIS (*Flight Test Instrumentation System*) dan sensor akselerometer dengan variasi kondisi tekanan pada *landing gear*. Selanjutnya data pengukuran diolah menggunakan analisis dengan bantuan komputasi Matlab dan simulasi pada *software* Femap (*Finite Element Modeling And Post-processing*). Dari penggunaan 6 sensor didapatkan *error* dominan frekuensi untuk matematis dan simulasi berturut-turut sebesar 2.63% dan 42.5%, kemudian dari *root mean square error* (RMSE) nya berturut-turut sebesar 1.7% dan 3.40%. Hasil pengolahan data hasil FTIS didapatkan kuantifikasi *damping ratio* sebesar 0.0542, 0.0479, 0.0433, dan 0.0505 masing-masing pada *rate of roll*, *rate of pitch*, *rate of yaw* dan percepatan arah sumbu-y. Setelah batas siklus osilasi didapatkan, ditemukan persentase respon frekuensi terhadap batas siklus osilasi tersebut untuk f_1 (5.92-6.08Hz) sebesar 0%, f_2 (23.68-24.32Hz) sebesar 15.88%, f_3 (47.36-48.64Hz) sebesar 4.27% dan f_4 (71.04-72.96Hz) sebesar 0.62%. Pada hasil modifikasi, secara matematis didapatkan persentase tambahan sebanyak 2% terhadap respon frekuensi helikopter tanpa modifikasi. Kemudian pada pemodelan simulasi menggunakan bentuk stik model didapatkan frekuensi pada mode ke-6 yang berkorelasi terhadap fenomena *ground resonance* yaitu 4.31Hz dengan persentase respon sebanyak 3.40%. Sehingga setelah serangkaian hasil pendekatan matematis dan simulasi kondisi normal serta modifikasinya dilakukan, tidak ditemukan potensi *ground resonance* pada helikopter AS565 MBe Panther.

Kata Kunci: Frekuensi, Getaran, Helikopter, *Resonance*, Respon.

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

STUDY OF GROUND RESONANCE OSCILLATION CYCLE LIMITS OF AS565 MBe PANTHER HELICOPTER THROUGH MATHEMATICAL APPROACH AND SIMULATION ON GROUND VIBRATION TEST

Name / NRP : Abdul Hadi / 02311940000082
Department : Engineering Physics FTIRS-ITS
Advisor : Dr. Eng. Dhany Arifianto, S.T., M. Eng.

Abstract

Helicopters in motion have complex and intricate components. Damage can occur at any time to any part of the helicopter. One such damage that occurs on helicopters is ground resonance. Testing of the AS565 MBe Panther helicopter conducted by PTDI only uses 6 sensors at 3 test points, while in general ground vibration tests use as many as 300 to 500 sensors. So a study is needed to analyze using mathematical and simulation approaches that are validated using measurement data. Measurements were made using FTIS (Flight Test Instrumentation System) and accelerometer sensors with varying pressure conditions on the landing gear. Furthermore, the measurement data is processed using analysis with the help of Matlab computing and simulation in Femap (Finite Element Modeling And Postprocessing) software. From the use of 6 sensors, the dominant frequency error for mathematics and simulation is 2.63% and 42.5% respectively, then from the root mean square error (RMSE) is 1.7% and 3.40% respectively. The data processing results of the FTIS results obtained damping ratio quantification of 0.0542, 0.0479, 0.0433, and 0.0505 respectively at the rate of roll, rate of pitch, rate of yaw and acceleration in the y-axis direction. After the oscillation cycle limit is obtained, the percentage of frequency response to the oscillation cycle limit is found for f_1 (5.92-6.08Hz) by 0%, f_2 (23.68-24.32Hz) by 15.88%, f_3 (47.36-48.64Hz) by 4.27% and f_4 (71.04-72.96Hz) by 0.62%. In the modification results, mathematically obtained an additional percentage of 2% against the frequency response of the chopper without modification. Then in simulation modeling using the stick model form, the frequency in the 6th mode that correlates with the ground resonance phenomenon is 4.31Hz with a response percentage of 3.40%. So that after a series of mathematical approach results and simulation of normal conditions and modifications are carried out, no potential ground resonance is found on the AS565 MBe Panther helicopter.

Keywords: *Frequency, Vibration, Helicopter, Resonance, Response.*

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

KATA PENGANTAR

Puji syukur kami panjatkan ke hadirat Allah SWT. atas segala rahmat, hidayah, dan karunia-Nya yang senantiasa melimpah dalam setiap langkah perjalanan penyelesaian tugas akhir ini. Melalui buku tugas akhir ini, penulis berharap dapat memberikan kontribusi dan sumbangsih pengetahuan yang bermanfaat bagi perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi, khususnya dalam bidang vibrasi dan struktur *aircraft* helikopter.

Proses penulisan buku ini tidaklah mudah, namun dengan kesabaran, kerja keras, dan semangat pantang menyerah, penulis berhasil menyelesaikan tugas akhir ini sebagai salah satu syarat dalam menyelesaikan studi S1. Karenanya, penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:

1. Umi, Abi, keluarga besar, dan orang terdekat yang telah memberikan segala bentuk dukungan kepada penulis. Berkat do'a, kesabaran dan ridho dari keduanya, penulis berhasil menyelesaikan tugas akhir ini. Terima kasih karena telah memberikan kesan baik dan kasih sayang yang tiada berhingga sepanjang masa kepada penulis.
2. Bapak Dr. Eng Dhany Arifianto, S.T., M. Eng. sebagai Dosen Pembimbing yang telah memberikan arahan yang berharga dalam pengerjaan tugas akhir ini. Dengan penuh kesabaran, beliau telah membimbing penulis dalam menjalankan penelitian ini.
3. Seluruh Dosen dan Staf pengajar Departemen Teknik Fisika ITS, yang telah memberikan ilmu pengetahuan dan wawasan yang sangat berarti bagi penulis selama masa studi.
4. Bapak R. Muchamad Bayu Sakti Pratama, ST., MSc-Eng., Ibu Katia M Mahasti S.T., M.T, Mba Ventri dan Kak Kezia Grace W. sebagai Pembimbing dan asisten lapangan saat pengambilan data pengukuran di PT. Dirgantara Indonesia yang telah memberikan penulis kesempatan untuk dapat belajar dan meneliti bidang vibrasi pada helikopter.
5. Mas Ahmad Ainun Najib S.T. (mentor Vibrasi), M.T., Mas Achmadi S.T., M.T. (mentor programming dan latex), dan Mas Ammar Asyraf S.T., M.T. (mentor alur problem solving), trio S2 yang senantiasa menjadi teman diskusi tentang banyak hal, terutama dalam cakupan pengerjaan tugas akhir ini.
6. Teman seperjuangan penulis, Laila, Firda, Diza, Fian, Ilmi, Tasya, Opet, Latif, Dias, Tajuddin, Ojha, Mas Pras, Elma dan Adit yang selalu hadir di setiap momen kebahagiaan dan tantangan. Dukungan, semangat, dan tawa yang penulis bagikan bersama telah menjadikan perjalanan ini lebih berwarna dan berarti.

Semoga buku tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan kontribusi bagi pengembangan ilmu pengetahuan dan teknologi. Tentunya, buku ini jauh dari kesempurnaan, oleh karena itu, penulis sangat mengharapkan saran dan kritik yang membangun dari pembaca guna perbaikan dan pengembangan di masa mendatang.

Akhir kata, semoga penelitian ini dapat memberikan inspirasi dan motivasi bagi pembaca seluruhnya. Terima kasih atas segala dukungan dan perhatian yang telah diberikan.

Surabaya, 4 Agustus 2023

Abdul Hadi

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN	xi
APPROVAL SHEET	xiii
ABSTRAK	xv
ABSTRACT	xvii
KATA PENGANTAR	xix
DAFTAR ISI	xxi
DAFTAR GAMBAR	xxiii
DAFTAR TABEL	xxvii
1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Tujuan	2
1.4 Batasan Masalah	2
1.5 Sistematika Laporan	3
2 TINJAUAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI	5
2.1 Kerangka dan Rotor Helikopter	5
2.2 <i>Ground Resonance</i>	8
2.3 Perhitungan Model Matematis	10
2.4 <i>Logarithmic Decrement</i>	14
2.5 <i>Finite Element Method</i>	15
2.6 <i>Ground Vibration Test</i> (GVT)	16
2.7 AS565 MBe Panther	18
3 METODOLOGI PENELITIAN	21
3.1 Studi Pustaka	22

3.2	Pengambilan Data <i>Ground Test</i>	23
3.2.1	Pengukuran Data Vibrasi pada FTIS	23
3.2.2	Pengukuran Data Vibrasi Akselerometer	23
3.3	Perhitungan Matematis	26
3.3.1	Validasi Matematis	27
3.3.2	Perhitungan Matematis Ketidakstabilan kondisi Normal	27
3.3.3	Perhitungan Matematis Ketidakstabilan kondisi Modifikasi	27
3.4	Pemodelan Simulasi pada Femap	27
3.4.1	Skema Pemodelan	27
3.4.2	Penentuan Koordinat	28
4	HASIL DAN PEMBAHASAN	31
4.1	Hasil Data <i>Ground Test</i>	31
4.1.1	Hasil Pengukuran Data Vibrasi pada FTIS	31
4.1.2	Hasil Pengukuran Data Vibrasi Akselerometer	37
4.2	Hasil Perhitungan Matematis	42
4.2.1	Hasil Validasi Matematis	42
4.2.2	Analisis Matematis Ketidakstabilan Kondisi Normal	45
4.2.3	Analisis Matematis Ketidakstabilan Kondisi Modifikasi	51
4.3	Hasil Pemodelan Simulasi pada Femap	55
4.3.1	Hasil Femap (<i>Mode Shape</i>)	55
4.3.2	Validasi Hasil Simulasi	59
5	PENUTUP	63
5.1	Kesimpulan	63
5.2	Saran	63
	DAFTAR PUSTAKA	65
	LAMPIRAN 1	67
	LAMPIRAN 2	81
	LAMPIRAN 3	86
	LAMPIRAN 4	97
	BIOGRAFI PENULIS	107

DAFTAR GAMBAR

2.1	Komponen helikopter secara umum (Aviation, 2019).	5
2.2	(a) Pengaturan kopling (<i>clutch</i>) yang dihubungkan menggunakan sabuk. (b) Prinsip kopling sentrifugal (Aviation, 2019).	6
2.3	Mekanisme kontrol pada gerakan rotor utama (Aviation, 2019).	6
2.4	(a) <i>Fully articulated rotor system</i> memiliki komponen <i>feather</i> dan <i>flap</i> untuk gerakan rotasi pada arah radial, bergerak atas bawah serta komponen <i>lead/lag</i> untuk gerak bilah rotor mendahului dan terlambat pada rotasi gerakannya. (b) Representatif gerakan <i>lead/lag</i> pada bilah rotor (Aviation, 2019).	7
2.5	Orientasi arah helikopter (Hwang and Lee, 2013).	7
2.6	(a) Kondisi saat helikopter stabil.(b) Sudah mulai terdapat getaran pada bagian kerangka helikopter (indikasi mulai terjadinya <i>ground resonance</i>). (c) Terjadinya <i>ground resonance</i> yang merusak bagian pada badan helikopter. (d) Pasca terjadinya <i>ground resonance</i> pada helikopter (squorch, 2006).	8
2.7	Diagram frekuensi <i>chassis</i> dan rotor pada sistem <i>fully articulated rotor</i> dengan sistem <i>uncoupled</i> (Bramwell et al., 2001).	9
2.8	Diagram frekuensi <i>chassis</i> dan rotor pada sistem <i>fully articulated rotor</i> dengan sistem <i>coupled</i> (Bramwell et al., 2001).	10
2.9	(a) Skema sederhana helikopter dengan 4 bilah rotor. (b) Skema helikopter dilihat dari atas (Bergeot et al., 2016).	10
2.10	Gerakan pada sistem periodik pada peredam viskositas yang berbeda-beda (Rao, 2004).	14
2.11	Grafik <i>underdamped</i> (Rao, 2004).	15
2.12	Salah satu contoh luaran pada (Gorecki, 2013) untuk mencari deformasi dari simulasi pemodelan <i>finite element</i>	16
2.13	Sumber penggetar pada bagian pendaratan <i>aircraft</i> (Lubrina et al., 2014).	17
2.14	Penempatan <i>shaker</i> pada bagian rotor utama (Ciavarella et al., 2018).	17
2.15	Potret AS565 MBe Panther saat mengudara.	18
2.16	<i>Profile</i> helikopter AS565 MBe Panther.	18
2.17	Dimensi Helikopter AS565 MBe Panther tampak samping.	19
2.18	Dimensi Helikopter AS565 MBe Panther tampak atas.	19
2.19	Dimensi Helikopter AS565 MBe Panther tampak depan.	19
3.1	Diagram alir pengerjaan Tugas Akhir bagian 1.	21
3.2	Diagram alir pengerjaan Tugas Akhir bagian 2.	22

3.3	Peletakan akselerometer pada Helikopter.	23
3.4	Skema penempatan <i>channel</i> sensor dan dimensi helikopter AS565 MBe Panther (tampak samping).	24
3.5	Skema penempatan <i>channel</i> sensor dan dimensi helikopter AS565 MBe Panther (tampak depan).	24
3.6	Skema penempatan <i>channel</i> sensor dan dimensi helikopter AS565 MBe Panther (tampak atas).	25
3.7	Skema pemodelan helikopter untuk bagian samping, atas, dan bawah.	28
4.1	Data hasil pengukuran menggunakan FTIS kondisi-1 (a) <i>Input lateral</i> . (b) Respon terhadap <i>output</i> linier oleh <i>input lateral</i>	31
4.2	Data hasil pengukuran menggunakan FTIS kondisi-1 (a) <i>Input longitudinal</i> . (b) Respon terhadap <i>output</i> linier oleh <i>input longitudinal</i>	31
4.3	Data hasil pengukuran menggunakan FTIS kondisi-1 (a) <i>Input Pedal</i> . (b) Respon terhadap <i>output</i> linier oleh <i>input Pedal</i>	32
4.4	Data hasil keseluruhan pengukuran menggunakan FTIS kondisi-1.	32
4.5	Identifikasi <i>input</i> dan <i>output</i> hasil data pengukuran pada FTIS kondisi-1.	33
4.6	Identifikasi secara visual saat helikopter masih memberikan respon setelah <i>input</i> nya berhenti pada kondisi-1.	33
4.7	Identifikasi secara visual saat helikopter masih memberikan respon setelah <i>input</i> nya berhenti pada kondisi-1 data hasil pengukuran dengan FTIS: (a) Respon <i>rate of roll</i> (deg/s). (b) Respon pada percepatan sumbu-y (m/s^2).	34
4.8	Besarnya <i>damping ratio</i> untuk kondisi-7 (<i>low</i>), kondisi-1 (<i>nominal</i>) dan kondisi-6 (<i>high</i>) pada respon (a) <i>rate of roll</i> , (b) <i>rate of pitch</i> , (c) <i>rate of yaw</i> dan (d) percepatan pada sumbu-y.	35
4.9	Identifikasi secara visual saat helikopter masih memberikan respon setelah <i>input</i> nya berhenti pada kondisi-1.	36
4.10	Grafik data pengukuran pada variasi FILO kondisi-2 <i>channel</i> 1.	37
4.11	Grafik data hasil FFT pada variasi FILO kondisi-2.	37
4.12	Grafik batas siklus osilasi dari acuan MIL-STD-810H-Method-514.8 (vibrasi).	38
4.13	Hasil pengukuran respon frekuensi kondisi-11 pada variasi FLLO pada detik 1800-1850.	39
4.14	Hasil pengukuran respon frekuensi pada <i>channel</i> 1 (arah sumbu-z) untuk semua kondisi.	39
4.15	Hasil pengukuran respon frekuensi pada <i>channel</i> 2 (arah sumbu-z) untuk semua kondisi.	39
4.16	Hasil pengukuran respon frekuensi pada <i>channel</i> 3 (arah sumbu-y) untuk semua kondisi.	40
4.17	Hasil pengukuran respon frekuensi pada <i>channel</i> 4 (arah sumbu-z) untuk semua kondisi.	40

4.18 Hasil pengukuran respon frekuensi pada <i>channel</i> 5 (arah sumbu-x) untuk semua kondisi.	40
4.19 Hasil pengukuran respon frekuensi pada <i>channel</i> 6 (arah sumbu-y) untuk semua kondisi.	41
4.20 Proporsi respon frekuensi pada helikopter untuk masing-masing <i>channel</i> beserta arah orientasi akselerometer.	41
4.21 Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x dan Plot persamaan matematis untuk solusi perpindahan pusat massa rotor pada arah sumbu-x.	43
4.22 Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x dan Plot persamaan matematis untuk solusi perpindahan pusat massa rotor pada arah sumbu-x.	43
4.23 Grafik FFT data respon hasil rekonstruksi dan FFT dari solusi matematis perpindahan pusat massa rotor pada sumbu-x.	44
4.24 Grafik rekonstruksi respon hasil pengukuran dan solusi matematis pada arah sumbu-x Helikopter.	44
4.25 Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi sebelum dimasukkan kondisi <i>coupled</i> pada sistem.	46
4.26 Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi setelah dimasukkan kondisi <i>coupled</i> pada sistem.	46
4.27 Plot grafik riil terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi setelah dimasukkan kondisi <i>coupled</i> pada sistem.	47
4.28 Plot solusi gerakan pusat massa rotor pada sumbu-x pada frekuensi rotor 16 Hz.	47
4.29 Plot solusi gerakan pusat massa rotor pada sumbu-x pada frekuensi rotor 17.75 Hz.	48
4.30 Plot solusi gerakan pusat massa rotor pada sumbu-x pada frekuensi rotor 30 Hz.	48
4.31 Plot pergerakan pusat massa rotor pada sumbu-xy pada frekuensi 16 Hz.	49
4.32 Plot pergerakan pusat massa rotor pada sumbu-xy pada frekuensi 17.75 Hz.	49
4.33 Plot pergerakan pusat massa rotor pada sumbu-xy pada frekuensi 30 Hz.	50
4.34 Jumlah rentang frekuensi respon helikopter pada rentang 17.75-20.57 Hz menggunakan MS Excel.	50
4.35 Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi <i>coupled</i> sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 300 kg (hijau).	51
4.36 Plot grafik riil terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi <i>coupled</i> sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 300 kg (hijau).	52
4.37 Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi <i>coupled</i> sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 1000 kg (hijau).	52
4.38 Plot grafik riil terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi <i>coupled</i> sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 1000 kg (hijau).	53
4.39 Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi <i>coupled</i> sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 2000 kg (hijau).	53

4.40	Plot grafik riil terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi <i>coupled</i> sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 2000 kg (hijau).	54
4.41	Gambar hasil pemodelan stik helikopter tampak dari atas.	55
4.42	Gambar hasil pemodelan stik helikopter tampak dari depan.	55
4.43	Gambar hasil pemodelan stik helikopter tampak dari samping.	55
4.44	Gambar hasil pemodelan stik helikopter tampak dari normal.	56
4.45	Deformasi pada: (a) mode 1 di frekuensi $4.12 \cdot 10^{-6}$ Hz (b) mode 2 di frekuensi $1.07 \cdot 10^{-6}$ Hz.	57
4.46	Deformasi: (a) mode 3 pada frekuensi $1.34 \cdot 10^{-6}$ Hz (b) mode 4 pada frekuensi 2.73 Hz.	57
4.47	Deformasi: (a) mode 5 pada frekuensi 2.74 Hz (b) mode 6 pada frekuensi 4.31 Hz.	57
4.48	Deformasi: (a) mode 7 pada frekuensi 6.17 Hz (b) mode 8 pada frekuensi 7.31 Hz.	58
4.49	Deformasi: (a) mode 9 pada frekuensi 10.1 Hz (b) mode 10 pada frekuensi 10.7 Hz.	58
4.50	Gaya sentrifugal dan ketidakstabilan helikopter saat <i>ground resonance</i>	58
4.51	Gerakan pada mode ke-6 saat: (a) animasi frame ke-1 (b) animasi frame ke-2.	59
4.52	Gerakan pada mode ke-6 saat: (a) animasi frame ke-3 (b) animasi frame ke-4.	59
4.53	Jumlah rentang respon frekuensi hasil simulasi Femap pada rentang 4-4.5 Hz menggunakan MS Excel.	60
4.54	Bentuk <i>finite element</i> stik model pada titik pengukuran helikopter.	60
4.55	Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x dan Plot simulasi Femap arah sumbu-x.	61
4.56	Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x dan Plot simulasi Femap arah sumbu-x.	61

DAFTAR TABEL

3.1	Lokasi dan arah akselerometer.	24
3.2	Variasi Kondisi Pengukuran menggunakan FTIS.	25
3.3	Propertis kuantitatif variasi <i>landing gear absorbers</i> pada ban dan oleo helikopter.	25
3.4	Variasi <i>input</i> pada <i>ground test</i> Helikopter.	26
3.5	Tabel acuan MIL-STD-810H-Method-514.8 untuk menghitung batas osilasi yang dimiliki oleh helikopter.	26
3.6	Koordinat masing-masing tanda pada titik dalam 3 dimensi.	29
4.1	Hasil identifikasi damping ratio rata-rata dari respon helikopter berdasarkan variasi kondisi.	36
4.2	Tabel perhitungan batas siklus osilasi.	38
4.3	Persentase banyaknya respon Helikopter pada batas siklus osilasi.	42
4.4	Persentase banyaknya respon helikopter pada batas siklus osilasi berdasarkan masing-masing channel.	42
4.5	Pendekatan nilai propertis helikopter.	45
4.6	Komparasi respon frekuensi pada rentang hasil modifikasi helikopter.	54

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Helikopter terdiri dari sistem yang rumit dan kompleks. Kemampuan *flap, feather, lead-lag* helikopter pada rotornya merupakan helikopter jenis *fully-articulated rotor system* (Wagten-donk, 2006). Helikopter jenis ini memiliki potensi yang besar untuk mengalami kondisi *ground resonance* (Eckert, 2007). Hal itu dapat disebabkan oleh interaksi antara gerakan rotor yang terlambat (*lagging motion*) terhadap salah satu *mode-shape* dari gerakan kerangka helikopter (Dzygadło et al., 2000). Secara khusus kerusakan tersebut terjadi pada fenomena *ground resonance*. Kondisi *ground resonance* terjadi pada kecepatan tertentu oleh rotor, dimana mode regresif melebur dengan mode gerakan kerangka helikopter (*fuselage*) yang mengakibatkan kerusakan langsung pada badan helikopter (DAS, 2020).

Coleman pada tahun 1957 menunjukkan bahwa *ground resonance* merupakan bentuk ketidakstabilan yang tereksitasi pada helikopter dengan menggunakan analisis klasik. Pada dasarnya, beberapa gangguan dari luar akan memengaruhi rotor. Gangguan tersebut mengakibatkan pusat massa helikopter bergeser dan membentuk gaya inersia yang bekerja melawan badan helikopter (Coleman R.P., 1957). Beberapa pengamatan menggunakan linearisasi persamaan gerak helikopter telah dijelaskan pada (Friedmann and Venkatesan, 1985) dan (Bielawa, 2006). Akan tetapi, helikopter dengan redaman yang memiliki sistem elastomer (komponen yang meredam dan mengurangi getaran) mempunyai karakteristik respon yang nonlinier, kemudian dilakukan analisis secara nonlinier seperti pada (Kunz, 2002) dan (DAS, 2020).

Beberapa penelitian sebelumnya seperti (Ciavarella et al., 2018) dan (Dzygadło et al., 2000) melakukan suatu penelitian yang berangkat dari pemodelan pada simulasi untuk identifikasi fenomena *-ground resonance* menggunakan metode *finite element*. Pada masing-masing elemen pemodelan helikopter didefinisikan dalam koordinat titik-titik sehingga membentuk suatu kerangka helikopter. Kemudian dilakukan analisis yang menghasilkan *mode shape* helikopter agar selanjutnya dapat ditentukan letak sensor untuk *ground test* dan dapat digunakan sebagai pemodelan yang merepresentasikan kondisi uji resonansi yang sebenarnya.

Perhitungan matematis untuk melakukan identifikasi terhadap fenomena terjadinya *ground resonance* telah dijelaskan pada (Bergeot et al., 2017), (Bergeot et al., 2016), (Borges da Silva et al., 2019), dan (DAS, 2020) menggunakan analisis pada geometri rotor dan kerangka helikopter yang disederhanakan menggunakan pegas dan peredam yang kemudian disatukan dalam bentuk matriks. Hasil dari matriks tersebut kemudian dicari nilai eigennya agar dapat ditentukan rentang frekuensi ketidakstabilannya.

PT Dirgantara Indonesia atau yang dikenal dengan PTDI adalah salah satu perusahaan *aerospace* di Asia dengan kompetensi inti dalam desain dan pengembangan pesawat, pembuatan struktur pesawat, produksi pesawat, dan layanan pesawat untuk sipil dan militer dari pesawat ringan dan menengah (Indonesia-PTDI, 2023). PTDI melakukan sebuah modifikasi terhadap helikopter AS565 MBe Panther untuk suatu kebutuhan tertentu. Disisi lain, keamanan dan keselamatan penerbangan merupakan prioritas utama dalam dunia aviasi. Berdasarkan Per-

aturan Menteri Perhubungan nomor 8 tahun 2010 mengenai Program Keselamatan Penerbangan Nasional, diperlukan suatu usaha untuk mengidentifikasi bahaya dan proses manajemen risiko secara berkesinambungan. Sehingga dalam proses modifikasi dibutuhkan serangkaian uji untuk memastikan hasil modifikasi yang dilakukan pada helikopter telah aman dan dapat digunakan sebagaimana tujuannya.

PTDI melakukan *ground test* helikopter AS565 MBe Panther hanya pada 3 titik uji yang seharusnya jika mengacu pada (Ciavarella et al., 2018) dan (Lubrina et al., 2014) terdapat sebanyak 300 hingga 500 sensor akselerometer pada seluruh bagian kerangka *aircraft*. Tingkat vibrasi data pengukuran pada masing-masing sensor akan diuji menggunakan standar MIL-STD-810H-Method-514.8 (Standard, 2019), perhitungan matematis, dan simulasi menggunakan *software* Femap (*Finite Element Modeling And Postprocessing*) sebagai unjuk kerja identifikasi fenomena *ground resonance* pada helikopter AS565 MBe Panther. Perhitungan matematis dan hasil simulasi pada Femap akan divalidasi menggunakan data pengukuran pada helikopter, sehingga kuantifikasi fenomena *ground resonance* dapat dilakukan pada helikopter hasil modifikasi.

1.2 Rumusan Masalah

Dari permasalahan yang telah disebutkan pada latar belakang, berikut ini merupakan rumusan masalah yang terdapat pada tugas akhir ini:

1. Apakah data hasil pengukuran *ground test* helikopter AS565 MBe Panther memiliki respon frekuensi yang berada pada batas siklus frekuensi standar MIL-STD-810H-Method-514.8?
2. Bagaimana batas siklus osilasi *ground resonance* hasil perhitungan matematis pada helikopter AS565 MBe Panther terhadap data hasil pengukuran *ground test* dan hasil modifikasinya?
3. Bagaimana frekuensi osilasi *ground resonance* yang dimiliki oleh pemodelan hasil simulasi pada Femap terhadap data hasil pengukuran *ground test* helikopter AS565 MBe Panther?

1.3 Tujuan

1. Menganalisis data hasil pengukuran *ground test* berupa respon frekuensi dari helikopter AS565 MBe Panther menggunakan batas siklus frekuensi standar MIL-STD-810H-Method-514.8.
2. Menganalisis batas siklus osilasi hasil perhitungan matematis pada helikopter AS565 MBe Panther terhadap data hasil pengukuran *ground test* dan hasil modifikasinya.
3. Menganalisis frekuensi osilasi yang dimiliki oleh pemodelan hasil simulasi pada Femap terhadap data hasil pengukuran *ground test* helikopter AS565.

1.4 Batasan Masalah

Batasan masalah dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Objek yang digunakan pada penelitian ini adalah helikopter AS565 MBe Panther yang telah dimodifikasi oleh PT. Dirgantara Indonesia.
2. *Ground test* pengambilan data yang dimaksud terbagi dalam 2 jenis pengukuran, yaitu pengukuran menggunakan FTIS (*Flight Test Instrumentation System*) dan pengukuran

- menggunakan akselerometer yang diletakkan pada 3 titik di helikopter.
3. Standar MIL-STD-810H-Method-514.8 merupakan standar keamanan dan kelayakan *air-craft* helikopter dari aspek getaran yang berada atau yang muncul pada helikopter.
 4. Batas siklus osilasi yang dimaksudkan merupakan batas frekuensi kecepatan rotor helikopter. Sehingga apabila rotor berada pada rentang batas siklus tersebut dalam waktu yang lama, akan terjadi *ground resonance* pada helikopter.
 5. Pengambilan data pengukuran helikopter dilakukan saat kondisi cerah pagi hari dengan batas waktu dari pukul 07.00 hingga 11.00 WIB.
 6. Helikopter modifikasi yang dimaksud hanya terbatas pada penambahan massa helikopter secara homogen pada seluruh bagian helikopter, dimulai dengan penambahan +300 kg, +1000 kg dan +2000 kg.
 7. Propertis mekanik untuk pemodelan dan perhitungan matematis pada helikopter menggunakan material Alumninum 7075-T6.
 8. Perhitungan matematis yang digunakan merupakan hasil penurunan dari bentuk geometri helikopter yang disederhanakan dalam bentuk pegas dan peredam serta menggunakan bantuan komputasi *software* Matlab untuk menghitung dan membuat grafik yang nantinya akan diidentifikasi.
 9. Pemodelan simulasi helikopter AS565 MBe panther menggunakan *finite element* dalam bentuk stik pada *software* Femap (*Finite Element Modeling And Postprocessing*).
 10. Rentang waktu pengambilan data dilakukan dari bulan Juli-September 2022 dan Maret-Mei 2023.
 11. Dari hasil analisis pada pendekatan perhitungan matematis serta simulasi, dilakukan validasi dominan frekuensi respon dan *root mean square error* (RMSE) masing-masing terhadap acuan hasil pengukuran.

1.5 Sistematika Laporan

Laporan tugas akhir ini terdiri dari 5 BAB yang dijelaskan secara runtut untuk menggambarkan pengerjaan tugas akhir.

1. BAB I Pendahuluan

Bab ini berisi latar belakang yang menggambarkan landasan utama mengapa tugas akhir ini dilakukan. Dari permasalahan terhadap fenomena *ground resonance* didapatkan beberapa tujuan serta batasan dalam penyelesaiannya.

2. BAB II Tinjauan Pustaka dan Dasar Teori

Bab ini berisi informasi terkait acuan, perhitungan, dan penjelasan dari terminologi vibrasi yang berkaitan dengan *ground resonance* baik dari aspek prinsip, matematis, serta simulasi.

3. BAB III Metodologi Penelitian

Bab ini berisi informasi detail terhadap pengambilan data yang dilakukan di PT. Dirgantara Indonesia, alur pengolahan data dan cara apa saja yang digunakan untuk mendapatkan variabel-variabel yang berkaitan dengan *ground resonance*.

4. BAB IV Hasil dan Pembahasan

BAB ini berisi informasi hasil pengukuran dan pengolahan data yang telah dilakukan sesuai pada BAB III. Pembahasan berupa analisis secara kuantitatif melalui pendekatan matematis serta simulasi terkait tujuan tugas akhir dijelaskan pada BAB ini.

5. **BAB V Penutup**

Bab ini berisi kesimpulan dan saran. Kesimpulan pada bab ini akan menjelaskan jawaban dari rumusan masalah yang dimiliki pada BAB I. Adapun saran pada bab ini merupakan hal-hal yang sekiranya perlu untuk dievaluasi dimasa mendatang.

BAB II

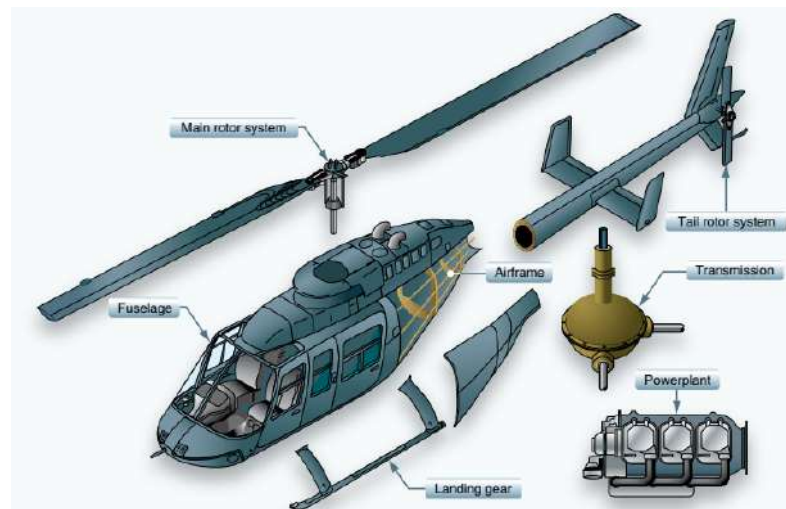
TINJAUAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI

Untuk mendapatkan informasi secara teoritis. Dilakukan sebuah pencarian untuk memberikan pemahaman yang cukup dalam melakukan pengerjaan Tugas Akhir ini. Berikut ini merupakan tinjauan pustaka yang menjadi landasan pemahaman.

2.1 Kerangka dan Rotor Helikopter

Helikopter merupakan bentuk aplikasi dari prinsip-prinsip dasar fundamental hukum fisika, dimulai dari hukum pertama, kedua dan ketiga Newton, prinsip -Bernoulli, konservasi energi dan aerodinamika. Keempat hukum dasar tersebut adalah sedikit dari prinsip fisika yang menjadi teori fundamental dari helikopter. Kompleksitas dibalik mengapa helikopter bisa terbang dapat dimengerti oleh pilot pemula sekalipun melalui pemahaman yang mendalam terhadap teori fisika yang berada pada helikopter (Wagtendonk, 2006).

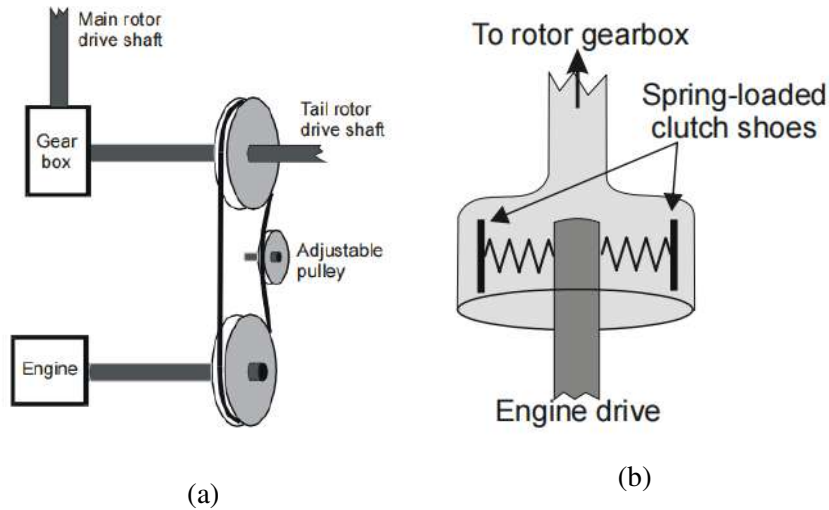
Helikopter memiliki banyak komponen (gambar 2.1), dimulai dari sistem transmisi yang dilakukan oleh mesin menuju rotor utama, rotor pada ekor, dan komponen lain yang bergantung pada propulsi mesin. Bagian dari transmisi pada helikopter terdiri dari gigi rotor utama, poros penggerak, unit *freewheeling*, rem rotor dan roda gigi rotor pada ekor (Wagtendonk, 2006).



Gambar 2.1: Komponen helikopter secara umum (Aviation, 2019).

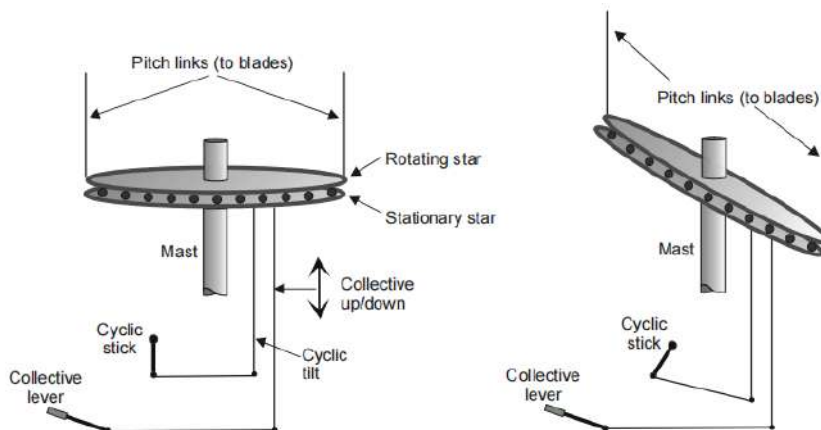
Pada gambar 2.1, *fuselage* merupakan badan helikopter yang menampung kabin berisi kru, penumpang, dan kargo. Kabin helikopter memiliki susunan tempat duduk yang berbeda-beda. Selain itu, badan helikopter juga berfungsi untuk memberikan ruang pada mesin, transmisi, avionik, kontrol penerbangan sumber power pada helikopter. Untuk sistem transmisi helikopter, mesin pada gigi rotor utama akan membuat poros rotor berputar. Ketika rotor berputar pada rpm mesin, kecepatan ujung rotor akan lebih cepat daripada kecepatan suara, kekuatan pada rotor harus ditingkatkan dan kelembaman dari giroskop akan menjadi sangat ekstrim. Terdapat

bagian yang dinamakan *clutch* (kopling) (gambar 2.2) yaitu bagian yang terintegrasi dengan sistem transmisi. Bagian ini memungkinkan pilot untuk dapat mengatur kontak antara mesin dan poros penggerak (Wagtendonk, 2006).



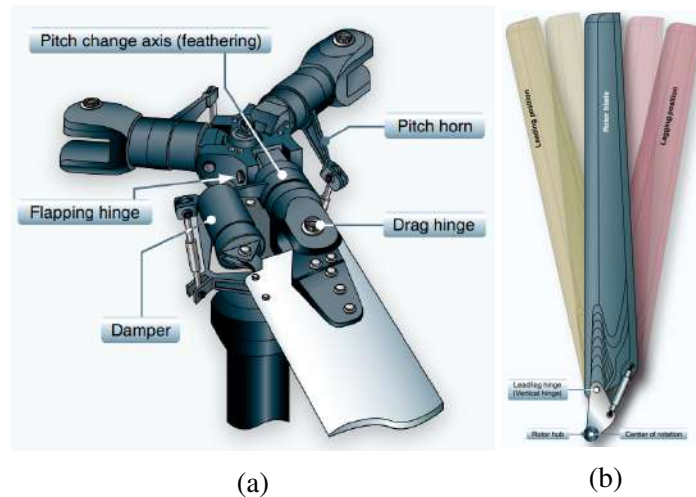
Gambar 2.2: (a) Pengaturan kopling (*clutch*) yang dihubungkan menggunakan sabuk. (b) Prinsip kopling sentrifugal (Aviation, 2019).

Untuk mengatur pergerakannya, terdapat bagian komponen yang disebut dengan *swashplate*, dapat dilihat pada gambar 2.3. Komponen ini dapat mengatur orientasi rotor utama dan jumlah gaya dorong rotor yang dihasilkan. Bearing (bola kecil) pada bagian *swashplate* disesuaikan antara kedua piringan rotor yang bergerak. Sehingga gerakan piringan yang digerakkan oleh pilot akan berpindah ke rotor (Wagtendonk, 2006).

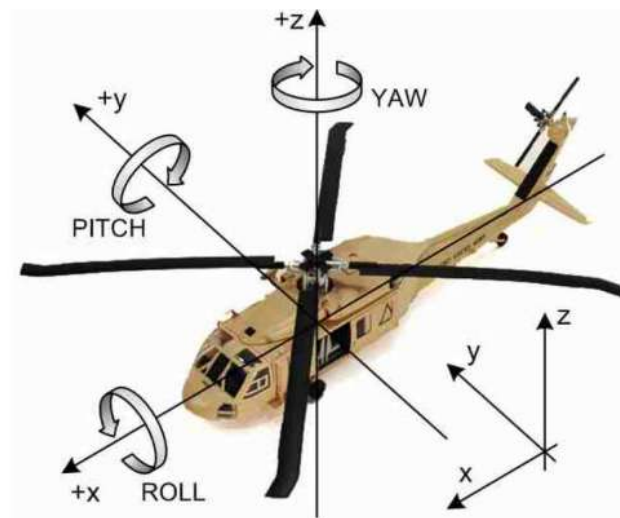


Gambar 2.3: Mekanisme kontrol pada gerakan rotor utama (Aviation, 2019).

Sistem *fully articulated rotor* mempunyai kemampuan pada rotornya untuk melakukan *lead/lag* (gerakan kedepan dan belakang), *flap* (gerakan atas dan bawah) dan *feather* (berotasi pada sumbu radial) untuk merubah gaya angkat (Aviation, 2019) yang dapat dilihat pada gambar 2.4.



Gambar 2.4: (a) *Fully articulated rotor system* memiliki komponen *feather* dan *flap* untuk gerakan rotasi pada arah radial, bergerak atas bawah serta komponen *lead/lag* untuk gerak bilah rotor mendahului dan terlambat pada rotasi gerakannya. (b) Representatif gerakan *lead/lag* pada bilah rotor (Aviation, 2019).



Gambar 2.5: Orientasi arah helikopter (Hwang and Lee, 2013).

Saat rotor berputar, bilah pada rotor merespon *input* dari kontrol untuk mengendalikan helikopter. Pusat daya angkat pada rotor akan bergerak karena respon yang diberikan *input*, sehingga dapat menghasilkan gerakan *pitch*, *roll*, dan *yaw* seperti yang dapat dilihat pada gambar 2.5. Arah gaya angkat ini bergantung pada *input pitch* dan *roll* dari pilot. Oleh karena itu, sudut *feathering* pada setiap bilah akan berbanding lurus dengan gaya angkatnya, yaitu berubah saat berputar dengan rotor, gerakan ini disebut dengan *cyclic control* (Aviation, 2019).

Saat daya angkat meningkat, *flapping hinge* akan mengayun ke arah atas tanpa kehilangan keseimbangan dengan gaya sentrifugal dari berat bilah rotor, dimana gaya tersebut akan tetap mempertahankan gerakannya untuk tetap pada bidang horizontal. Gaya sentrifugal pada dasarnya memiliki nilai yang konstan, namun gaya ayunan dipengaruhi oleh kecepatan naik,

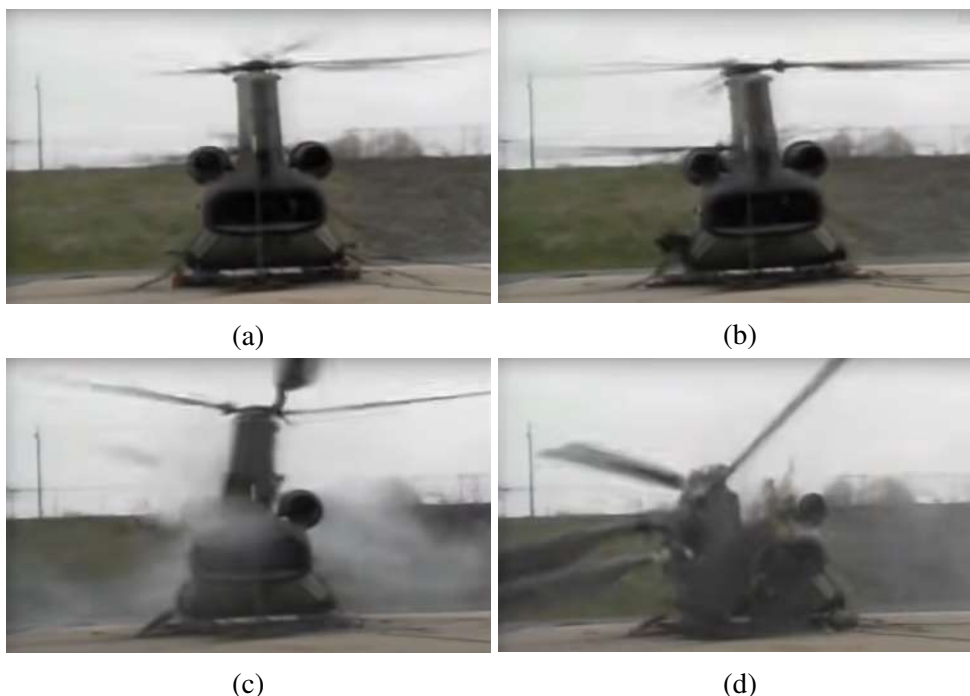
maju, dan berat helikopter. Sehingga saat bilah rotor berayun, pusat gravitasinya ikut berubah (Aviation, 2019).

2.2 Ground Resonance

Ground resonance adalah getaran dengan amplitudo besar yang disebabkan oleh osilasi pada helikopter yang sedang berada di tanah. Tanda awal resonansi ditandai dengan gerakan perlahan pada badan helikopter. Jika dibiarkan secara terus menerus, maka intensitas getaran akan semakin besar dan meningkat dengan cepat, sehingga berpotensi menyebabkan kerusakan pada pesawat (Wagtendonk, 2006).

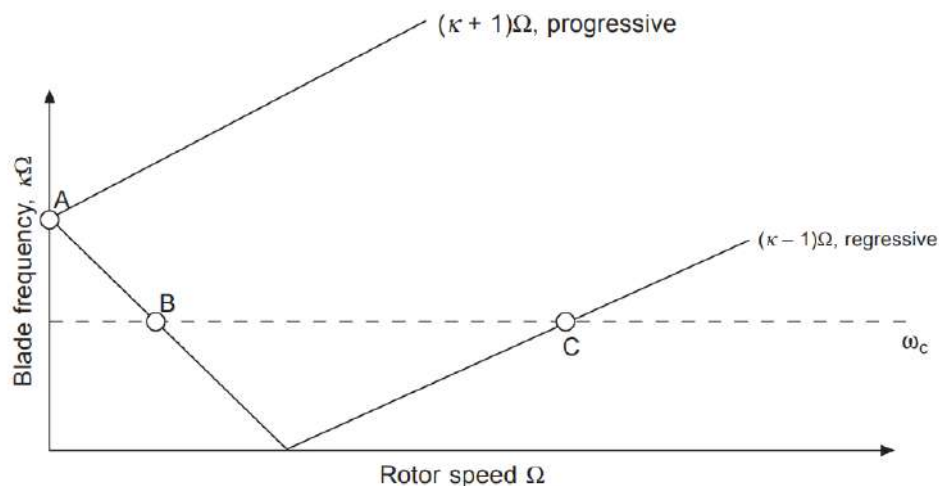
Fenomena *ground resonance* merupakan getaran mekanis yang timbul secara otomatis dan terjadi pada sistem *fully articulated rotor*. Engsel pada helikopter dengan sistem ini memberikan kebebasan pada masing-masing bilah rotor untuk bergerak dalam bidang rotasi rotor. Gerakan yang berlawanan dengan arah rotasi rotor disebut *lagging*, sedangkan gerakan yang searah dengan rotasi disebut dengan *leading*. Masing-masing bilah rotor memungkinkan untuk melakukan *leading* atau *lagging* untuk mengkompensasi perubahan drag yang terjadi ketika bilah rotor berayun karena adanya asimetri daya angkat dalam gerakan maju helikopter (Eckert, 2007).

Parameter yang penting terkait fenomena *ground resonance* adalah frekuensi dan redaman pada mode *lag* rotor, frekuensi dan redaman pada *fuselage*, dan *mode shape* pada *fuselage*. Sehingga, identifikasi terhadap beban aerodinamik tidaklah menjadi penting. Karena dalam kondisi di ruang vakum pun *ground resonance* juga tetap dapat terjadi pada helikopter (Bramwell et al., 2001).



Gambar 2.6: (a) Kondisi saat helikopter stabil. (b) Sudah mulai terdapat getaran pada bagian kerangka helikopter (indikasi mulai terjadinya *ground resonance*). (c) Terjadinya *ground resonance* yang merusak bagian pada badan helikopter. (d) Pasca terjadinya *ground resonance* pada helikopter (squorch, 2006).

Pada gambar 2.6 menunjukkan situasi saat gerakan stabil *lead/lag* tidak dapat mengkompensasi gerakan berlebih dalam bidang helikopter terhadap bilah rotor. Pusat gravitasi dari bilah rotor juga tidak lagi sejajar dengan penghubung pada rotor. Sehingga hal ini sangat berbahaya ketika helikopter bersentuhan dengan tanah. Posisi pusat gravitasi rotor yang tidak sejajar dengan penghubung rotor menghasilkan gaya sentrifugal yang tidak seimbang pada frekuensi tertentu (Eckert, 2007). Gaya tersebut menghasilkan gaya inersia periodik yang membuat seluruh badan helikopter bergetar terutama pada bagian pendaratannya ('*chassis*' mode). Jika salah satu frekuensi gaya inersia tersebut bertepatan dengan frekuensi pada '*chassis*' mode maka potensi terjadinya *ground resonance* akan semakin besar (Bramwell et al., 2001).

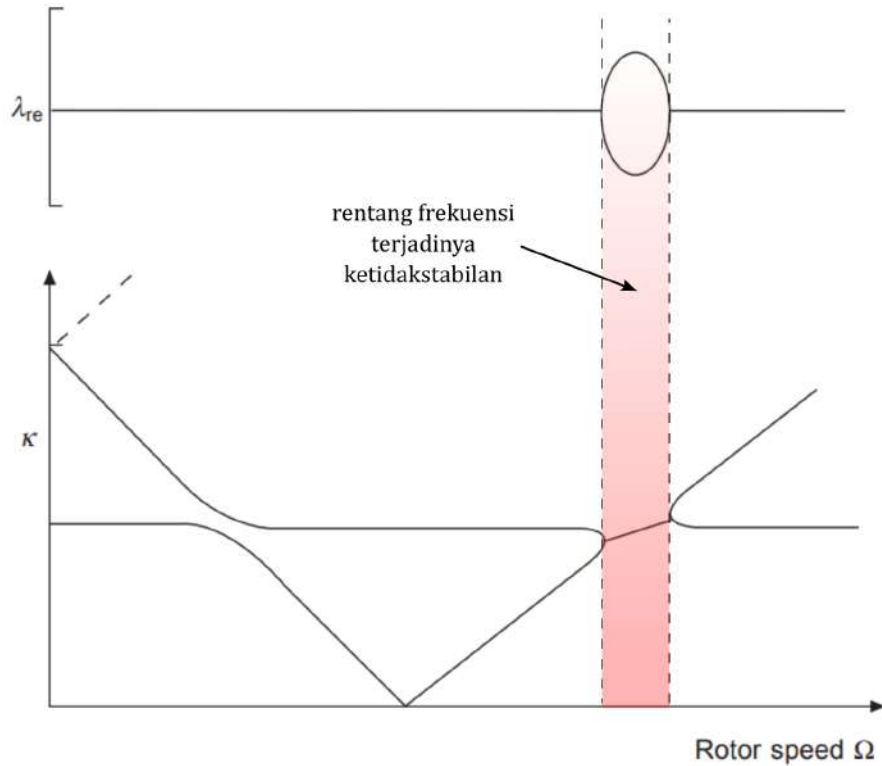


Gambar 2.7: Diagram frekuensi *chassis* dan rotor pada sistem *fully articulated rotor* dengan sistem *uncoupled* (Bramwell et al., 2001).

Frekuensi yang dapat menyebabkan terjadinya fenomena *ground resonance* dapat direpresentasikan dalam bentuk diagram seperti pada gambar 2.7. Pada gambar tersebut, titik A merupakan frekuensi rotor saat *hub* (penghubung) berada kondisi stasioner dan memiliki frekuensi yang lebih tinggi daripada frekuensi *chassis mode* (garis putus-putus).

Saat sistem *uncoupled* mengacu pada kondisi saat gerakan pada rotor dan *fuselage* dapat diperlakukan secara independen, tanpa ada pengaruh timbal balik yang signifikan. Sedangkan pada kondisi sebenarnya, helikopter memiliki sistem yang saling berhubungan satu sama lain, terutama antara sistem mekanik dan aerodinamik terhadap rotor dan *fuselage*. Kondisi saling terhubung ini diakibatkan oleh perpindahan beban, getaran, dan energi antara kedua komponen tersebut. Ketika rotor menghasilkan gaya angkat atau berada pada kondisi *idle*, maka hal tersebut akan menginduksi getaran dan gaya yang ditransmisikan ke badan helikopter *fuselage*.

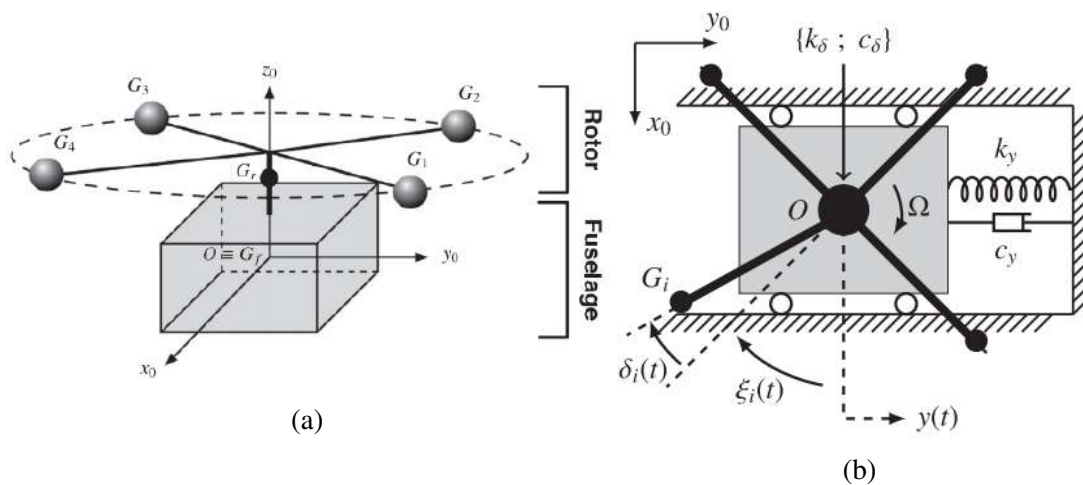
Seiring dengan bertambahnya kecepatan pada rotor, frekuensi pada bilah rotor dan kecepatan pada rotor akan bertemu pada titik B dan C. Pada titik B, sistem masih dalam kondisi stabil. Sedangkan kondisi *ground resonance* akan terjadi saat berada pada titik perpotongan di C. Pada kondisi sebenarnya (*coupled*) memberikan visualisasi yang berbeda terhadap diagram pada gambar 2.7. Saat kondisi ketidakstabilan terjadi, garis *regressive mode* akan bertemu di sekitar titik C (gambar 2.8), dan akan menyatu menjadi suatu rentang frekuensi yang mengindikasikan ketidakstabilan pada helikopter. Sehingga dari grafik tersebut nantinya akan diidentifikasi rentang ketidakstabilan *ground resonance* helikopter pada BAB 4.



Gambar 2.8: Diagram frekuensi *chassis* dan rotor pada sistem *fully articulated rotor* dengan sistem *coupled* (Bramwell et al., 2001).

2.3 Perhitungan Model Matematis

Untuk dapat melakukan pendekatan secara analitik seperti yang telah diteliti oleh B. Bergeot et al (Bergeot et al., 2016), diperlukan suatu model mekanik dari helikopter dengan derajat kebebasan minimum yang berpotensi mengalami fenomena *ground resonance*. Oleh karena itu, dibutuhkan minimalnya sebanyak 5 derajat kebebasan (*degree of freedom/DOF*). Helikopter terdiri atas *fuselage* yang memiliki 4 bilah rotor dengan kecepatan konstan sebesar Ω .



Gambar 2.9: (a) Skema sederhana helikopter dengan 4 bilah rotor. (b) Skema helikopter dilihat dari atas (Bergeot et al., 2016).

Sistem koordinat kartesian digunakan dengan titik pusat di O . dengan G_f merupakan pusat inersia *fuselage* dan 3 sumbu kartesian pada sumbu- x_0 , sumbu- y_0 dan sumbu- z_0 seperti yang terdapat pada gambar 2.9a. Kemudian terdapat G_r yang merupakan pusat inersia rotor yang terletak di sumbu- z_0 . Pada bagian *fuselage* disederhanakan dengan representasi pemodelan yang tersusun seperti pada gambar 2.9b, yaitu terdiri dari pegas, redaman dan massa dengan 1 arah translasi di sumbu- y_0 . Selanjut pada arah translasi tersebut akan didefinisikan dalam domain waktu dengan koordinat $y(t)$. Pada masing-masing bilah rotor memiliki massa poin G_i dengan $[i = 1, 2, 3, 4]$, terletak pada jarak L dari sumbu- z_0 . Sedangkan posisi pada bilah rotor ke- i pada bidang- x_0y_0 sebagaimana persamaan 2.1.

$$\begin{cases} x_{G_i} = L \cos(\xi_i(t) + \delta_i(t)) & (a) \\ y_{G_i} = y(t) + L \sin(\xi_i(t) + \delta_i(t)) & (b) \end{cases} \quad (2.1)$$

Dimana δ_i merupakan sudut *lead/lag* pada bilah rotor ke- i . Sudut *lead/lag* adalah perbedaan posisi bilah rotor saat waktu tertentu dengan posisi bilah rotor saat setimbangnya, yaitu $\xi_i(t) = \Omega t - (\pi/2)(i - 1)$ sesuai pada gambar 2.9b.

Persamaan gerak memiliki fungsi waktu untuk sistem 5 DOF pada helikopter, yaitu perpindahan *fuselage* $y(t)$ dan 4 sudut *lead/lag* $\delta_i(t)$. Kemudian pada tahap berikutnya adalah menurunkan persamaan gerak tersebut menggunakan metode Lagrange dengan variabel yang berkaitan (T =energi kinetik, V =energi potensial, dan D =disipasi energi Rayleigh) seperti pada persamaan 2.2, 2.3 dan 2.4.

$$T = \frac{1}{2} m_y \dot{y}^2 + \sum_{i=1}^4 \frac{1}{2} m_{\delta} v_{\delta,i}^2 \quad (2.2)$$

$$V = \frac{1}{2} k_y y^2 + \sum_{i=1}^4 \frac{1}{2} k_{\delta} \delta_i^2 \quad (2.3)$$

$$D = \frac{1}{2} c_y \dot{y}^2 + \sum_{i=1}^4 \frac{1}{2} c_{\delta} \dot{\delta}_i^2 \quad (2.4)$$

Dengan bentuk umum persamaan dalam Lagrange seperti pada persamaan 2.5.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial D}{\partial \dot{q}_i} + \frac{\partial V}{\partial q_i} = 0 \quad (2.5)$$

Sehingga didapatkan:

$$\begin{cases} (m_y + 4m_{\delta})\ddot{y} + c_y \dot{y} + k_y y + M_{\delta} \sum_{i=1}^4 (\ddot{\delta}_i \cos(\xi_i + \delta_i) - (\Omega + \dot{\delta}_i)^2 \sin(\xi_i + \delta_i)) = 0 & (a) \\ I_{\delta} \ddot{\delta}_i + c_{\delta} \dot{\delta}_i + k_{\delta} \delta_i + M_{\delta} \ddot{y} \cos(\xi_i + \delta_i) = 0, \quad i = 1, 4 & (b) \end{cases} \quad (2.6)$$

Dengan ($\dot{}$) merupakan tanda bahwa variabel tersebut telah diturunkan terhadap waktu t , m_y merupakan massa *fuselage*, m_δ adalah massa dari masing-masing bilah rotor. $M_\delta = m_\delta L$ dan $I_\delta = m_\delta L^2$ berturut-turut adalah momen statik dan momen inersia dari 1 bilah rotor. Subskrip y adalah bagian dari *fuselage* dan δ adalah bagian dari 1 buah bilah rotor. sehingga c_y dan c_δ merupakan koefisien redaman dari *fuselage* dan bilah rotor, k_y dan k_δ adalah koefisien kekakuan linier dari *fuselage* dan bilah rotor.

Untuk mendapatkan persamaan sistem yang *time-invariant* (fungsi yang tidak bergantung mutlak pada waktu), maka persamaan 2.6 harus dilinierisasi. Untuk itu, dilakukan asumsi bahwa sudut *lead/lag* merupakan sudut yang sangat kecil ($\delta_i(t) < 1$) kemudian menggunakan deret Taylor untuk mendapatkan sistem liniernya. Sehingga persamaan 2.6 akan menjadi seperti persamaan 2.7.

$$\begin{cases} (m_y + 4m_\delta)\ddot{y} + c_y\dot{y} + k_y y + M_\delta \sum_{i=1}^4 \left((\ddot{\delta}_i - \Omega^2 \delta_i) \cos(\xi_i) - 2\Omega \dot{\delta}_i \sin(\xi_i) \right) = 0 & (a) \\ I_\delta \ddot{\delta}_i + c_\delta \dot{\delta}_i + k_\delta \delta_i + M_\delta \ddot{y} \cos(\xi_i) = 0, \quad i = 1, 4 & (b) \end{cases} \quad (2.7)$$

Transformasi Coleman melibatkan variabel yang mengubah gerakan masing-masing bilah rotor menjadi variabel gerakan kolektif. Untuk 4 bilah rotor akan terdapat 4 koordinat Coleman, diantaranya adalah δ_0 , δ_{1c} , δ_{1s} , dan δ_{cp} yang didefinisikan pada persamaan 2.8.

$$\begin{aligned} \delta_0(t) &= \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 \delta_i(t) & (a) \\ \delta_{1c}(t) &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 \delta_i(t) \cos(\xi_i(t)) & (b) \\ \delta_{1s}(t) &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 \delta_i(t) \sin(\xi_i(t)) & (c) \\ \delta_{cp}(t) &= \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 (-1)^i \delta_i(t) & (d) \end{aligned} \quad (2.8)$$

Sebagaimana pada gambar 2.9b, δ_i merupakan derajat kebebasan pada bilah rotor yang terlambat (*lagging*), maka δ_0 adalah *lag* kolektif yang dimiliki rotor, sedangkan δ_{1c} dan δ_{1s} saling berhubungan dan merepresentasikan perpindahan dari pusat massa rotor G_r pada bidangnya masing-masing di sumbu x_0 dan y_0 (GS, 2008), sehingga didapatkan persamaan 2.9.

$$\begin{cases} x_{G_r}(t) = -\frac{L}{2} \delta_{1s}(t) & (a) \\ y_{G_r}(t) = \frac{L}{2} \delta_{1c}(t) & (b) \end{cases} \quad (2.9)$$

Dengan memasukkan variabel pada persamaan 2.8 ke persamaan 2.7, persamaan 2.7a dan 2.7b masing-masing akan persamaan 2.10.

$$\begin{cases}
(m_y + 4m_\delta)\ddot{y} + c_y\dot{y} + k_y y + 2M_\delta\ddot{\delta}_{1c} = 0, & (a) \\
I_\delta\ddot{\delta}_0 + c_\delta\dot{\delta}_0 + k_\delta\delta_0 = 0 & (b) \\
I_\delta\ddot{\delta}_{1c} + c_\delta\dot{\delta}_{1c} + 2I_\delta\Omega\dot{\delta}_{1s} + (k_\delta - I_\delta\Omega^2)\delta_{1c} + c_\delta\Omega\delta_{1s} + M_\delta\ddot{y} = 0 & (c) \\
I_\delta\ddot{\delta}_{1s} + c_\delta\dot{\delta}_{1s} - 2I_\delta\Omega\dot{\delta}_{1c} + (k_\delta - I_\delta\Omega^2)\delta_{1s} - c_\delta\Omega\delta_{1c} = 0 & (d) \\
I_\delta\ddot{\delta}_{cp} + c_\delta\dot{\delta}_{cp} + k_\delta\delta_{cp} = 0 & (e)
\end{cases} \quad (2.10)$$

Pada persamaan 2.8 diatas, mode pada rotor hanya bergantung pada δ_{1c} dan δ_{1s} , hal tersebut dikarenakan δ_{1c} dan δ_{1s} memengaruhi gaya dari rotor menuju ke *fuselage*. Disisi lain, dari persamaan 2.10, variabel δ_0 dan δ_{cp} tidak saling berhubungan (*uncoupled*) dan dapat diabaikan. Sehingga, hanya terdapat 3 derajat kebebasan dari pemodelan sederhana yang telah dilakukan diatas, yaitu y , δ_{1c} , dan δ_{1s} .

Persamaan gerak sederhana sesuai pada gambar 2.9b dapat dituliskan dalam bentuk matriks pada persamaan 2.11.

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}} + (\mathbf{C} + \mathbf{G})\dot{\mathbf{X}} + \mathbf{K}\mathbf{X} = \mathbf{0} \quad (2.11)$$

Persamaan 2.10 dimuat dalam bentuk matriks dalam persamaan 2.11. Dimana matriks \mathbf{X} , \mathbf{M} , \mathbf{K} , \mathbf{C} , dan \mathbf{G} berturut-turut merupakan matriks derajat kebebasan, massa, kekakuan, redaman dan matriks giroskop dari sistem gerak. Masing-masing matriks tersebut didefinisikan pada persamaan 2.12 dan 2.13.

$$\mathbf{X} = [y \ \delta_{1c} \ \delta_{1s}]^t \quad (2.12)$$

$$\begin{aligned}
\mathbf{M} &= \begin{bmatrix} 1 & \tilde{S}_d & 0 \\ \tilde{S}_c & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \tilde{\lambda}_y & 0 & 0 \\ 0 & \tilde{\lambda}_\delta & 0 \\ 0 & 0 & \tilde{\lambda}_\delta \end{bmatrix}, \\
\mathbf{G} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2\Omega \\ 0 & -2\Omega & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{K} = \begin{bmatrix} \omega_y^2 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_\delta^2 - \Omega^2 & \tilde{\lambda}_\delta\Omega \\ 0 & -\tilde{\lambda}_\delta\Omega & \omega_\delta^2 - \Omega^2 \end{bmatrix}
\end{aligned} \quad (2.13)$$

Dengan,

$$\begin{aligned}
\omega_y^2 &= \frac{k_y}{(m_y + 4m_\delta)}, & \omega_\delta^2 &= \frac{k_\delta}{I_\delta}, \\
\tilde{\lambda}_y &= \frac{c_y}{(m_y + 4m_\delta)}, & \tilde{\lambda}_\delta &= \frac{c_\delta}{I_\delta}, \\
\tilde{S}_d &= \frac{2M_\delta}{(m_y + 4m_\delta)}, & \tilde{S}_c &= \frac{M_\delta}{I_\delta}, \\
I_\delta &= m_\delta L^2, & M_\delta &= m_\delta L
\end{aligned} \quad (2.14)$$

Ground resonance berkaitan dengan analisis stabilitas pada persamaan 2.11. Sehingga dapat didefinisikan dalam bentuk *state-space*. Bentuk *state-space* secara umum didefinisikan

pada persamaan 2.15.

$$\dot{\mathbf{Q}} = \mathbf{A}\mathbf{Q} + \mathbf{B}\mathbf{U} \quad (2.15)$$

Dimana $\dot{\mathbf{Q}}$ adalah *state vector* sebagai fungsi dari waktu, \mathbf{A} dan \mathbf{B} masing-masing adalah *state matrix* dan *input matrix* yang bernilai konstan. Sedangkan \mathbf{U} adalah *input* sebagai fungsi dari waktu. Karena pada persamaan 2.12 tidak memiliki *input* maka persamaan dalam bentuk *state-space* menjadi:

$$\dot{\mathbf{Q}} = \mathbf{A}\mathbf{Q} \quad (2.16)$$

Dimana,

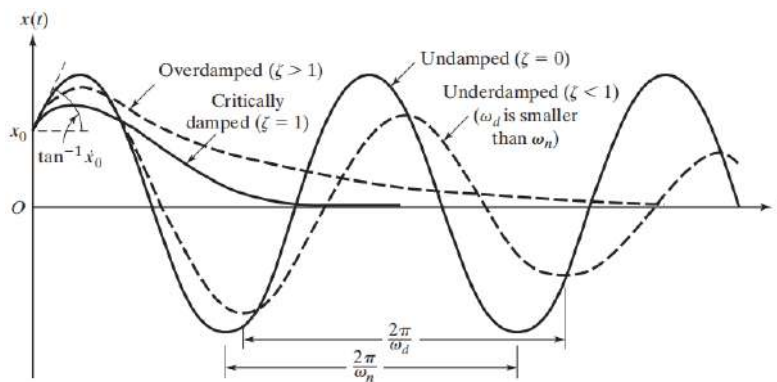
$$\mathbf{Q} = [y \ \delta_{1c} \ \delta_{1s} \ \dot{y} \ \dot{\delta}_{1c} \ \dot{\delta}_{1s}]^t, \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & -\mathbf{M}^{-1}(\mathbf{C} + \mathbf{G}) \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Dengan $\mathbf{0}$ dan \mathbf{I} masing-masing merupakan matriks bernilai 0 dan matriks identitas berukuran 3×3 . Solusi nilai eigen dan vektor eigen dari matriks \mathbf{A} akan merepresentasikan fenomena dari *ground resonance* melalui grafik seperti pada gambar 2.8.

2.4 Logarithmic Decrement

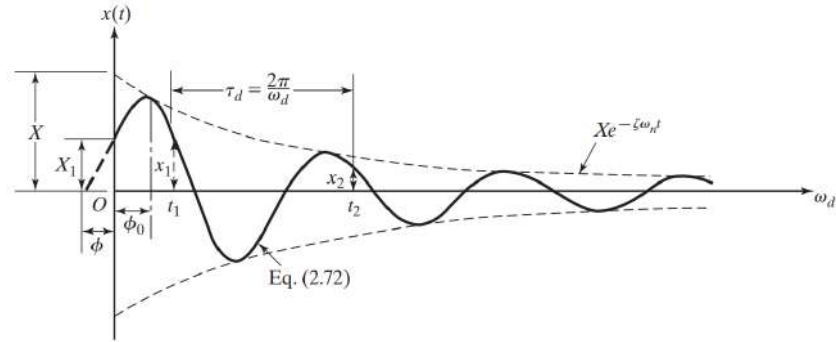
Dalam suatu sistem periodik yang memiliki peredam. Pergerakan sistem tersebut seiring berjalannya waktu akan mengalami reduksi dan pada suatu waktu tertentu akan berhenti bergerak. Hal ini disebabkan oleh keberadaan peredam pada sistem. Penurunan amplitudo pada pergerakan suatu sistem yang teredam memiliki beberapa bentuk penurunan. Terdapat penurunan amplitudo yang terjadi secara linier dan logaritmik. Untuk penurunan yang bersifat logaritmik, terdapat peredam histeresis dan peredam viskositas. Pada bagian helikopter, peredam terdapat di bagian peredam hidrolik. Oleh karena itu, untuk analisis *logarithmic decrement* pada helikopter digunakan peredam viskositas.

Dalam peredam viskositas, redaman terhadap penurunan amplitudo sistem terbagi menjadi 3 bentuk redaman, *overdamped*, *critically damped*, dan *underdamped*. Gambar 2.10 dan 2.11 merupakan grafik yang menunjukkan gerakan penurunan amplitudo pada peredam viskositas.



Gambar 2.10: Gerakan pada sistem periodik pada peredam viskositas yang berbeda-beda (Rao, 2004).

Penurunan secara logaritmik atau *logarithmic decrement* merupakan parameter spesifik yang dimiliki saat kondisi peredam viskositas berupa *underdamped*. *Logarithmic decrement* pada dasarnya juga merupakan parameter spesifik yang digunakan untuk menghitung koefisien redaman dari sistem linier (Lojewski et al., 2020).



Gambar 2.11: Grafik *underdamped* (Rao, 2004).

Persamaan 2.18 merupakan formulasi *logarithmic decrement* pada kondisi *underdamped*:

$$\delta = \frac{1}{m} \ln \frac{x_1}{x_{m+1}} \quad (2.18)$$

Kemudian dari formulasi pada 2.18 dapat diformulasikan *damping ratio* yang pada tahap berikutnya akan digunakan untuk pengolahan data pada helikopter.

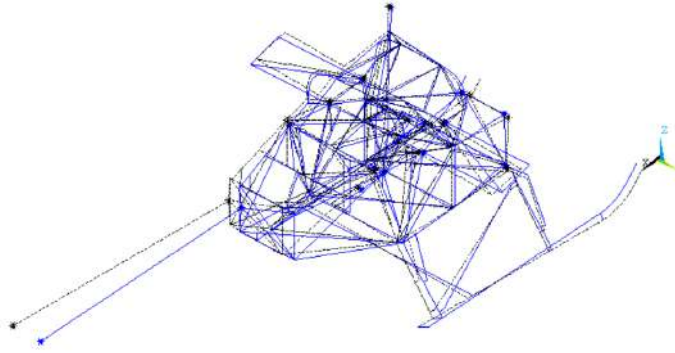
$$\zeta = \frac{\delta}{\sqrt{(2\pi)^2 + \delta^2}} \quad (2.19)$$

Perhitungan *logarithmic decrement* dan *damping ratio* selanjutnya akan digunakan pada BAB 4 untuk mencari kecenderungan getaran yang terjadi pada masing-masing orientasi pada helikopter.

2.5 Finite Element Method

Metode elemen berhingga atau *finite element method* merupakan sebuah metode numerik yang digunakan untuk mencari solusi dari mekanika kompleks serta permasalahan getaran dari suatu struktur. Pada metode ini, struktur asli pada objek dibagi menjadi elemen yang lebih kecil. Pada masing-masing elemen diasumsikan memiliki perilaku seperti bagian kontinu dari struktur yang disebut dengan elemen hingga (*finite element*). Pada masing-masing elemen dihubungkan dengan suatu penghubung yang disebut dengan *nodes* (Lojewski et al., 2020).

Beberapa percobaan menggunakan analisis *finite element* bertujuan untuk mendesain ulang dengan mengetahui terlebih dahulu deformasi yang terjadi pada suatu struktur, seperti yang dikejakan pada (Gorecki, 2013) dengan contoh modelnya seperti pada gambar 2.12. Pada penelitian tersebut, dilakukan sebuah pemodelan pada helikopter menggunakan elemen stik model sebagai representasi bentuk simulasi pada pengujian resonansi sebenarnya.



Gambar 2.12: Salah satu contoh luaran pada (Gorecki, 2013) untuk mencari deformasi dari simulasi pemodelan *finite element*.

Pada gambar 2.12 merupakan salah satu contoh analisis menggunakan elemen hingga. Persamaan 2.12 yang merepresentasikan derajat kebebasan menjadi variabel terkait dalam identifikasi solusi yang akan dicari. Sehingga selanjutnya derajat kebebasan tersebut akan dimasukkan ke dalam persamaan 2.20 untuk selanjutnya diolah secara komputasi menggunakan Femap.

$$w(y, \delta_{1c}, \delta_{1s}, t) = \sum_{i=1}^n N_i(y, \delta_{1c}, \delta_{1s}) w_i(t) \quad (2.20)$$

$N_i(y, \delta_{1c}, \delta_{1s})$ merupakan *shape function* yang berkorelasi dengan perpindahan pada *nodes* $w_i(t)$ dan n merupakan penghubung ke- n . Secara komputasi, solusi dari bentuk pemodelan seperti pada gambar 4.44 akan memberikan informasi terkait frekuensi modenya. Kemudian dari mode frekuensi tersebut pada titik pengukurannya akan dilakukan validasi simulasi terhadap data pengukuran menggunakan akselerometer.

2.6 Ground Vibration Test (GVT)

Ground Vibration Test (GVT) memiliki tujuan utama untuk memberikan informasi mengenai karakterisasi struktur objek *aircraft*. Dengan GVT dapat dilakukan identifikasi terhadap parameter modal eksperimental seperti frekuensi eigen, mode eigen, rasio redaman, massa umum, dan fungsi transfer yang menggambarkan perilaku dinamis struktural dari *aircraft* yang diuji. Selain didapatkannya informasi tentang dinamika struktural *aircraft*, juga akan didapatkan informasi fundamental untuk memvalidasi serta model terbaru dari *Finite Element* (FE) dinamis (Ciavarella et al., 2018).

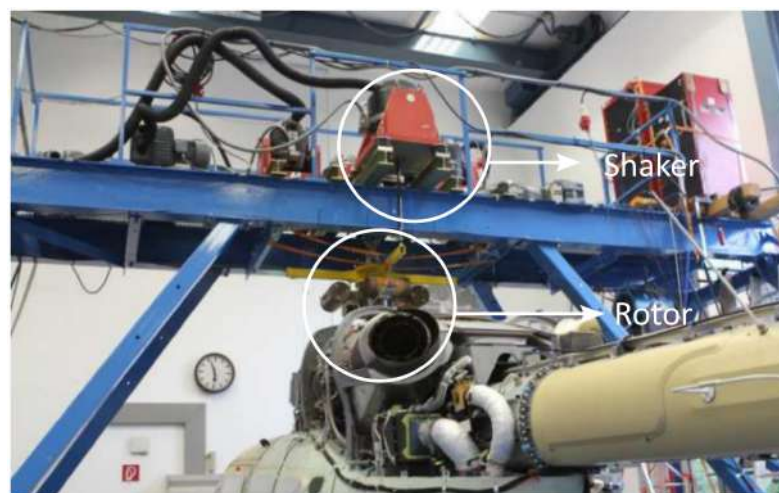
Untuk mendapatkan kualitas pengujian data yang baik, diperlukan pemahaman tentang struktur *rotorcraft* serta persiapan yang tepat dalam melakukan GVT (Ciavarella et al., 2018). Selain itu, diperlukan juga peralatan yang memadai untuk memberikan *input* getaran dalam mengukur respon getaran. Dengan ukuran dan berat yang cukup besar, rentang frekuensi yang dianalisis umum berada pada frekuensi rendah. Berdasarkan apa yang telah dikerjakan pada (Lubrina et al., 2014) (contoh peletakan ada pada gambar 2.13) dilakukan analisis pada rentang frekuensi yang tidak lebih tinggi dari 50Hz. Batas frekuensi rendah dari rentang frekuensi bergantung pada karakteristik suspensi. Sedangkan pengukuran untuk melakukan identifikasi

frekuensi eigen pada *rigid body* batas frekuensi terendahnya tidak lebih kecil dari 1Hz. Sehingga sumber penggetar (*shaker*) harus memiliki eksitasi hetaran pada frekuensi eigen yang rendah dengan kekuatan yang cukup (Lubrina et al., 2014). Disisi lain pada penelitian (Ciavarella et al., 2018) memberikan 4 *shaker* pada bagian rotor utama helikopter dengan arah lateral dan vertikal yang berkisar pada rentang 220 hingga 2200N (gambar 2.14).

Untuk tujuan mitigasi, dilakukan 2 pengukuran gaya eksitasi dengan prinsip pengukuran yang berbeda. Pertama, gaya eksitasi diukur menggunakan alat ukur piezo elektrik. Kedua, gaya eksitasi diukur menggunakan arus koil yang disediakan oleh *power amplifier* pada *shaker*. Sensor perpindahan digunakan untuk mengukur perpindahan relatif dari armatur *shaker* pada tempat peletakan *shaker*. Sedangkan untuk mengukur respon vibrasi secara utama menggunakan akselerometer dalam pengukurannya. Pada penelitian (Lubrina et al., 2014) digunakan sebanyak 500 sensor akselerometer untuk melakukan GVT, kemudian data hasil sensor diakuisisi menggunakan *multichannel dynamic data* dari LMS Scadas III untuk selanjutnya diatur dengan perangkat lunak seperti Test.Lab software.



Gambar 2.13: Sumber penggetar pada bagian pendaratan *aircraft* (Lubrina et al., 2014).



Gambar 2.14: Penempatan *shaker* pada bagian rotor utama (Ciavarella et al., 2018).

Prosedur serupa pada dasarnya menjadi acuan pengukuran untuk pengambilan data pada helikopter. Namun, pada pengerjaan tugas akhir ini peletakkan sensor hanya terdapat pada 3 titik pengukuran. Sangat berbeda jauh dengan jumlah sebenarnya yang dibutuhkan untuk melakukan *ground vibration test*. Sehingga perhitungan matematis pada sub 2.3 dan pemodelan *finite element* pada 2.5 akan divalidasi dengan hasil pengukuran yang dilakukan melalui pengujian *ground vibration test*.

2.7 AS565 MBe Panther



Gambar 2.15: Potret AS565 MBe Panther saat mengudara.

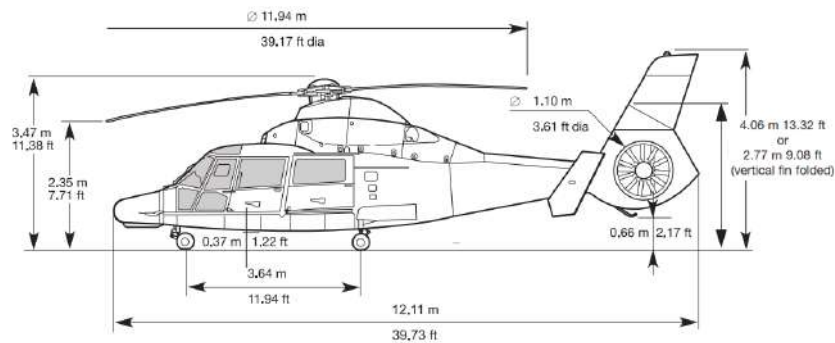
WEIGHT		
Maximum Takeoff Weight (MTOW)	9,921 lb	4,500 kg
Empty weight	5,305 lb	2,406 kg
CAPABILITIES		
2 pilots + up to 10 passengers		
Sling load	3,527 lb	1,600 kg
Cargo hook	2,000 lb	907 kg
ENGINE		
2 TURBOMECA ARRIEL 2N turboshaft		
Maximum power per engine, (OEI 30s)	1,129shp	842 kW
PERFORMANCE AND PAYLOAD GAIN		
H.O.G.E. at MTOW (9,921 lb/4,500 kg) at Sea Level up to ISA+35		
Useful load gain compared to previous MB version	419 lb	190 kg
PERFORMANCE AT MAX GROSS WEIGHT, ISA, SL		
Maximum speed (V _{ne})	150 kts	278 km/h
Recommended cruise speed (RCS)	143 kts	264 km/h
Rate of climb	1,181 ft/min	6.0 m/s
Hover ceiling IGE	8,360 ft	2,548 m
Maximum range with standard tanks at RCS	422 NM	781 km
Maximum endurance at 75 kts-140 km/h with std tanks	4 h 08 min	

Gambar 2.16: *Profile* helikopter AS565 MBe Panther.

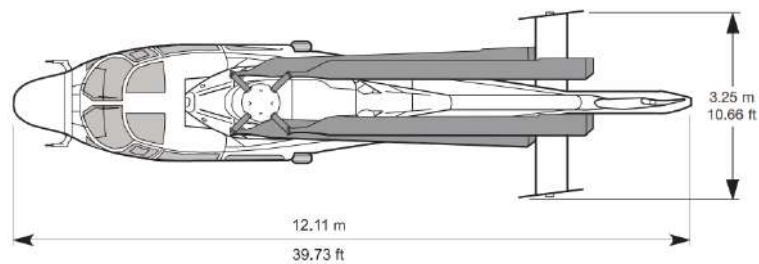
AS565 MBe Panther seperti pada gambar 2.15 adalah versi militer dari Eurocopter AS 365 Dauphin helikopter dengan mesin ganda dan bobot menengah yang multiguna. Helikopter ini dapat digunakan untuk berbagai peran militer, termasuk serangan tempur, dukungan tembakan, perang anti-kapal selam, perang anti-permukaan, pencarian dan penyelamatan, dan evakuasi medis (AIRBUS, 2023). Helikopter AS565 MBe Panther dapat dimodifikasi sedemikian rupa

untuk selanjutnya ditambahkan fitur persenjataan yang dapat mendukung kinerja helikopter ini dalam melakukan tugasnya.

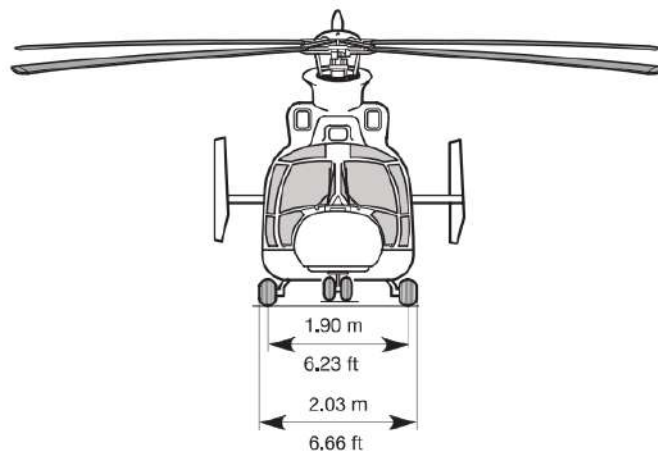
Profile mengenai helikopter AS565 MBe Panther dapat dilihat pada gambar 2.16. Dimensi helikopter AS565 MBe Panther dapat dilihat dari tampak samping pada gambar 2.17, dari gambar tersebut didapatkan informasi mengenai dimensi panjang helikopter, panjang bilah rotor, jarak ban depan dan belakang. Dari gambar 2.18 didapatkan informasi mengenai lebar sayap pada bagian ekor dan pada gambar 2.19 didapatkan informasi mengenai lebar antar ban bagian depan dan antar ban pada bagian kanan-kiri.



Gambar 2.17: Dimensi Helikopter AS565 MBe Panther tampak samping.



Gambar 2.18: Dimensi Helikopter AS565 MBe Panther tampak atas.



Gambar 2.19: Dimensi Helikopter AS565 MBe Panther tampak depan.

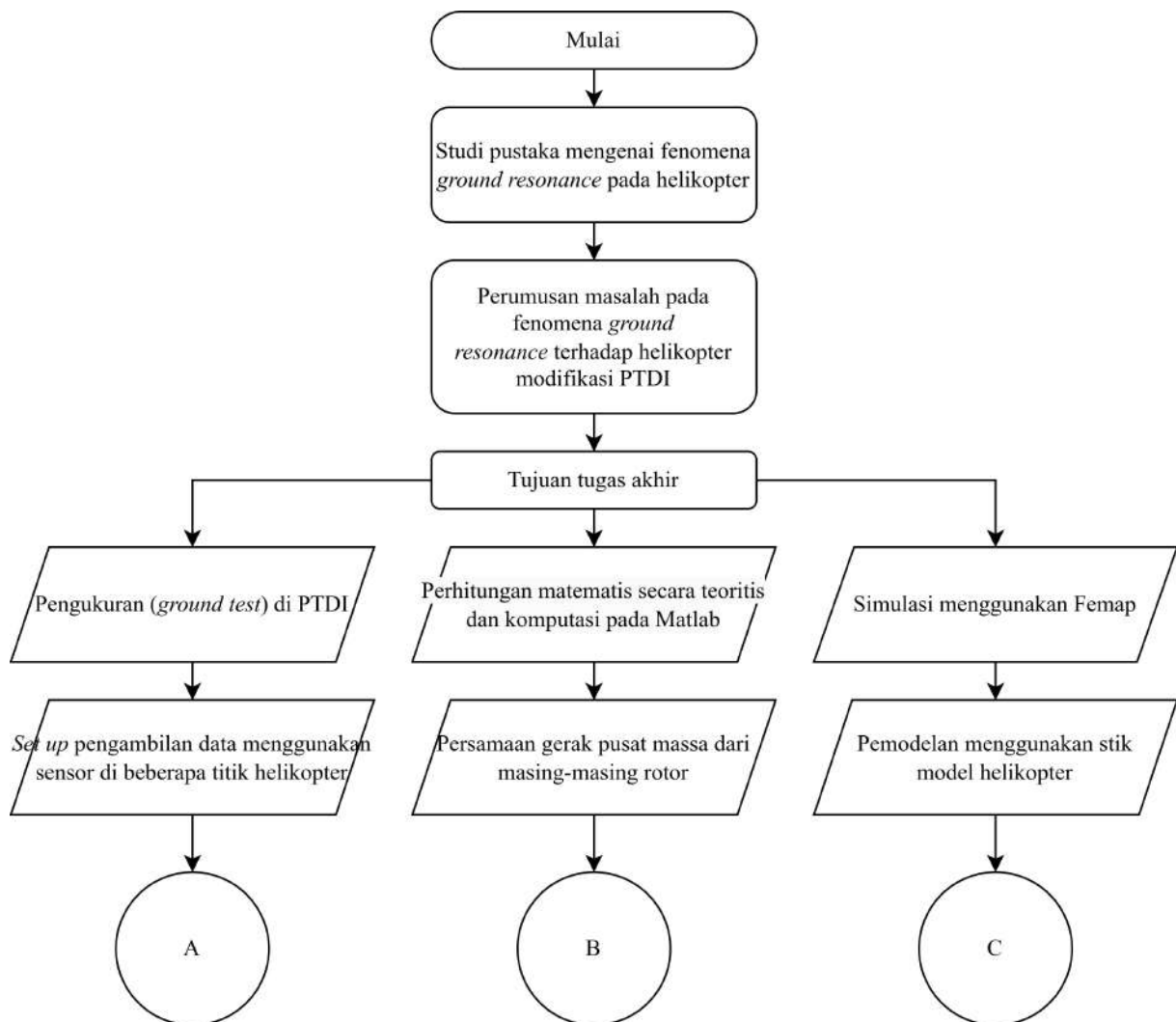
[Halaman ini sengaja dikosongkan]

BAB III

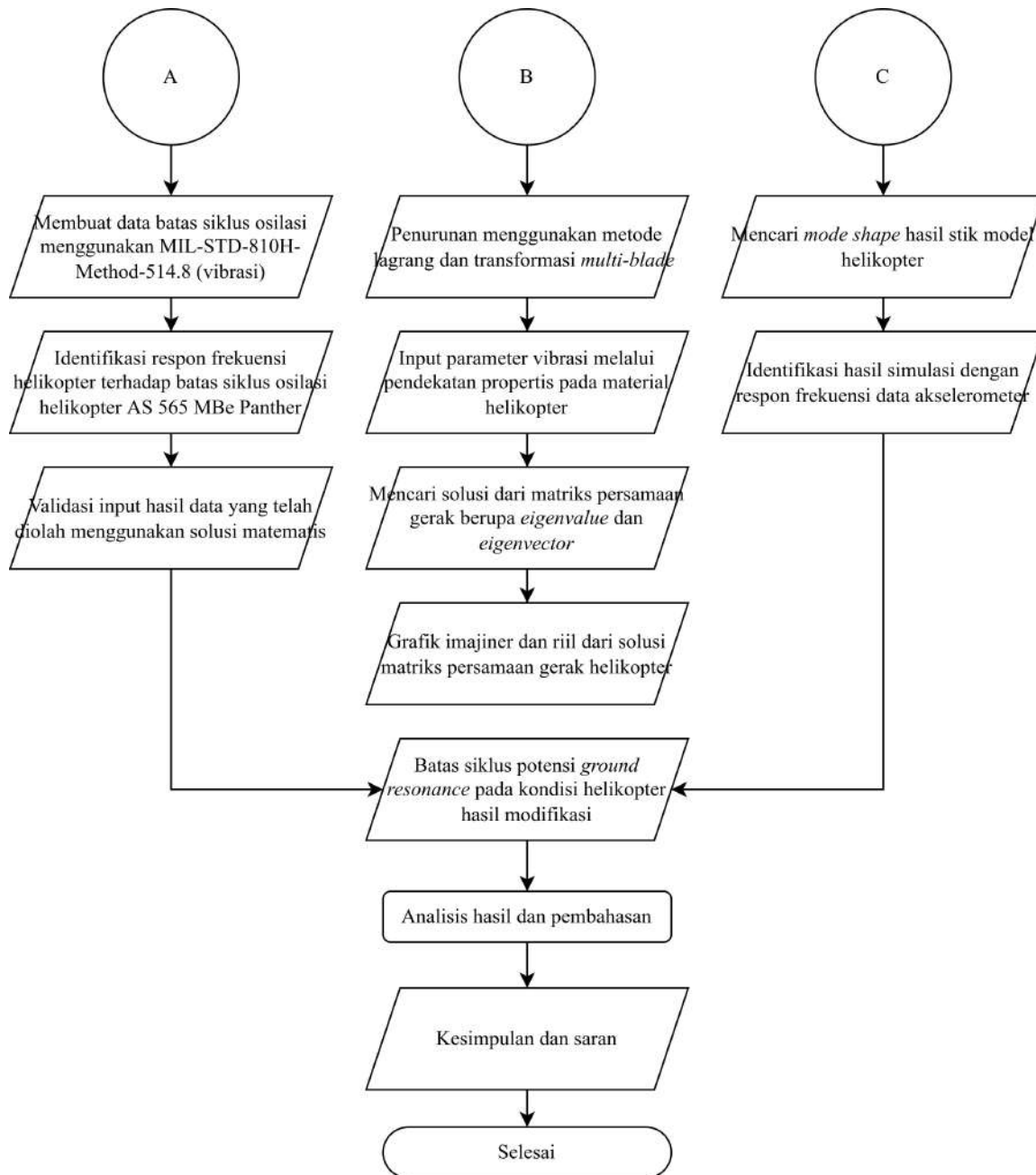
METODOLOGI PENELITIAN

Untuk mencapai tujuan dalam tugas akhir ini, dilakukan beberapa tahap yang dimulai dengan pemahaman fenomena *ground resonance* pada helikopter melalui studi pustaka serta teori pendukung. Berikutnya adalah melakukan perumusan terhadap permasalahan yang akan diselesaikan, dalam hal ini adalah terkait dengan fenomena *ground resonance* helikopter.

Terdapat 3 pengerjaan yang dilakukan secara paralel dan berurutan, yaitu pengukuran di tanah *ground test* helikopter, perhitungan matematis secara teori dan komputasi Matlab serta simulasi menggunakan *software* Femap. Kemudian dilakukan validasi hasil perhitungan dan simulasi terhadap hasil pengukuran *ground test*. Sehingga apabila direpresentasikan dalam bentuk alur pengerjaannya dapat dilihat pada gambar 3.1 dan 3.2.



Gambar 3.1: Diagram alir pengerjaan Tugas Akhir bagian 1.



Gambar 3.2: Diagram alir pengerjaan Tugas Akhir bagian 2.

3.1 Studi Pustaka

Studi pustaka merupakan tahap untuk membaca dan memahami referensi solusi serta metode peneliti sebelumnya berkaitan dengan *ground resonance* pada helikopter. Beberapa referensi yang mendukung terhadap topik ini adalah mengenai metode pengolahan data hasil pengukuran menggunakan MIL-STD-810H-Method-514.8 (vibrasi), perhitungan matematis yang menggunakan konsep dasar dari parameter pegas-peredam-massa, penyelesaian matematis dengan menggunakan lagrang, transformasi *multiblade* matriks, dan solusi eigen dengan bantuan komputasi Matlab. Kemudian referensi lain berupa informasi untuk pemakaian *software* Femap dalam aspek simulasinya.

3.2 Pengambilan Data *Ground Test*

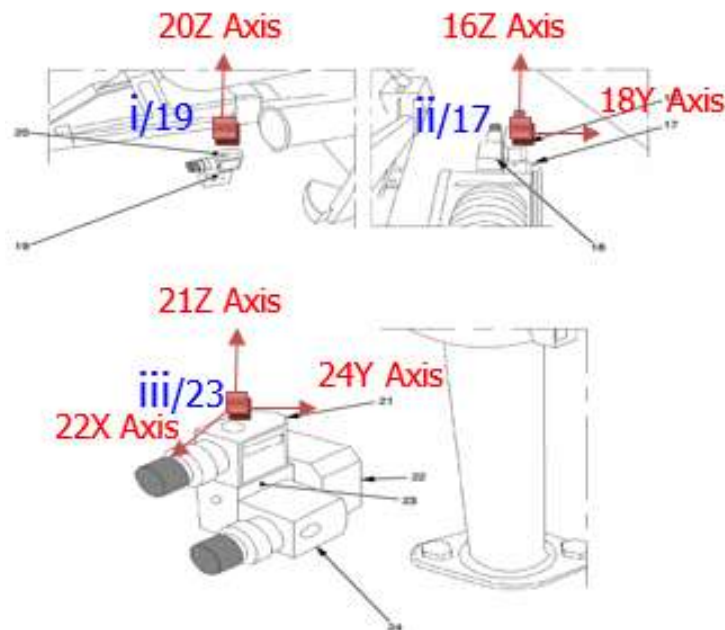
Pengambilan data *ground test* dilakukan dengan mengikuti mekanisme yang telah ditetapkan oleh PTDI. Terdapat 2 pengukuran yang dilakukan, pertama adalah pengukuran terhadap *damping ratio* dari respon helikopter terhadap impuls yang diberikan oleh pilot. Kedua, adalah pengukuran yang didapatkan menggunakan sensor akselerometer yang dipasangkan di beberapa titik pada helikopter.

3.2.1 Pengukuran Data Vibrasi pada FTIS

Pengukuran yang didapatkan dari *Flight Test Instrumentation System* (FTIS) merupakan pengukuran respon gerakan keseluruhan helikopter pada beberapa orientasi gerakan. Respon terhadap impuls lateral serta longitudinal oleh pilot digunakan untuk mengetahui redaman - getaran pada struktur helikopter. Nilai *logarithmic decrement* didapatkan dari hasil pengukuran oleh FTIS dengan melihat seberapa cepat amplitudo getaran helikopter teredam sepanjang waktu setelah diberi impuls oleh pilot, nilai ini nantinya akan digunakan untuk menghitung *damping ratio* helikopter. FTIS terletak pada bagian pusat massa helikopter. Karena helikopter dianggap sebagai massa titik yang dapat bergerak pada orientasi 3 dimensi, baik secara getaran translasi ataupun getaran rotasi. Sehingga pada pengukuran ini, nantinya akan didapatkan *output* getaran berupa *roll*, *pitch*, *heading*, *rate of roll*, *rate of pitch*, *rate of yaw*, percepatan arah sumbu-x, y, dan z.

3.2.2 Pengukuran Data Vibrasi Akselerometer

Pengukuran vibrasi dengan menggunakan akselerometer dilakukan di beberapa titik pada helikopter. Konfigurasi mengenai peletakan sensor akselerometer dapat dilihat pada gambar 3.3 dan tabel 3.1.

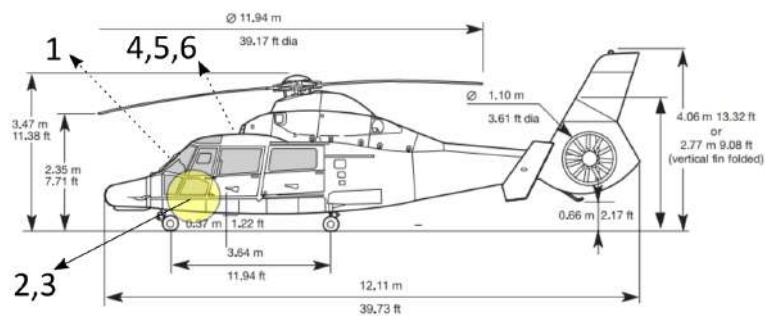


Gambar 3.3: Peletakan akselerometer pada Helikopter.

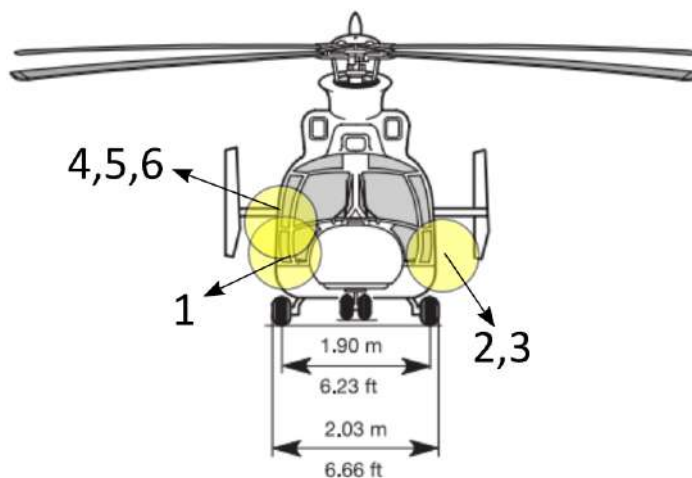
Tabel 3.1: Lokasi dan arah akselerometer.

Channel	Lokasi akselerometer
1	Kursi pilot (20Z)
2	Bagian luar stik kopilot (16Z)
3	Bagian luar stik kopilot (18Y)
4	Frame 9" (21Z)
5	Frame 9" (22X)
6	Frame 9" (24Y)

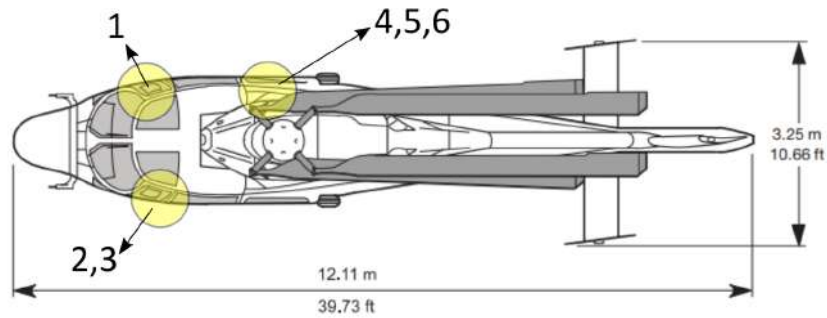
Kemudian berikut (gambar 3.6, 3.5, 3.4) merupakan skema Helikopter AS565 MBe Panther yang digunakan beserta keterangan dimensi dari beberapa arah skema.



Gambar 3.4: Skema penempatan *channel* sensor dan dimensi helikopter AS565 MBe Panther (tampak samping).



Gambar 3.5: Skema penempatan *channel* sensor dan dimensi helikopter AS565 MBe Panther (tampak depan).



Gambar 3.6: Skema penempatan *channel* sensor dan dimensi helikopter AS565 MBe Panther (tampak atas).

Tabel 3.2 merupakan variasi kondisi pengujian pada *landing gear absorbers*. Variasi tersebut dilakukan pada bagian ban dan oleo helikopter. Kuantifikasi variasi spesifik kondisi *landing gear absorbers* pada tabel 3.2 diberikan pada tabel 3.3. Sedangkan variasi *nput* yang diberikan pada helikopter dapat dilihat pada tabel 3.4. Sehingga secara teknis, dalam 1 kondisi pengujian terdapat 12 variasi *input* yang diberikan kepada helikopter untuk kemudian selanjutnya akan diperhitungkan pada BAB 4.

Tabel 3.2: Variasi Kondisi Pengukuran menggunakan FTIS.

Kondisi ke-	Kondisi pengujian Oleo/Tyre				
	Bagian Depan	Bagian Kiri		Bagian Kanan	
	Oleo/Tyre	Oleo	Tyre	Oleo	Tyre
1	Nominal/Nominal	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal
2	Nominal/Nominal	High	High	Nominal	Nominal
3	Nominal/Nominal	Nominal	Nominal	High	High
4	Nominal/Nominal	Nominal	Nominal	Low	Low
5	Nominal/Nominal	Low	Low	Nominal	Nominal
6	Nominal/Nominal	High	High	High	High
7	Nominal/Nominal	Low	Low	Low	Low
8	Nominal/Nominal	High	High	Low	Low
9	Nominal/Nominal	Low	Low	High	High
10	Nominal/Nominal	High	High	Nominal	High
11	Nominal/Nominal	High	High	Low	High

Tabel 3.3: Propertis kuantitatif variasi *landing gear absorbers* pada ban dan oleo helikopter.

NLG	Oleo	Nominal	Hydraulic: 10 bar (145 psi) Nitrogen 30°C=42 bar(psi)
	Tyre	Nominal	5.5 bar (79.7 psi)
MLG	Oleo	Low	Hydraulic: 10 bar (145 psi) Nitrogen 15oC: HP=49.0 bar (711 psi) LP=4.0 bar (59.0 psi)
			Hydraulic: 10 bar (145 psi) Nitrogen 30°C: HP=51.5 bar (747 psi) LP=4.2 bar (61 psi)
		High	Hydraulic: 10 bar (145 psi) Nitrogen 45°C: HP=54.0 bar (783 psi) LP=4.4 bar (63.82 psi)
	Tyre	Low	8.48 bar (123 psi)
		Nominal	10.8 bar (156.6 psi)
		High	13.1 bar (190 psi)

Tabel 3.4: Variasi *input* pada *ground test* Helikopter.

No	SAS	Power	Input Control	Name of Sequence
1	OFF	Ground Idle	Longitudinal	FILO
2		Ground Idle	Lateral	FILA
3		Flight Idle (on Ground)	Longitudinal	FFLO
4		Flight Idle (on Ground)	Lateral	FFLA
5		Flight Idle (Light on Wheel)	Longitudinal	FLLO
6		Flight Idle (Light on Wheel)	Lateral	FLLA
7	ON	Ground Idle	Longitudinal	NILO
8		Ground Idle	Lateral	NILA
9		Flight Idle (on Ground)	Longitudinal	NFLO
10		Flight Idle (on Ground)	Lateral	NFLA
11		Flight Idle (Light on Wheel)	Longitudinal	NLLO
12		Flight Idle (Light on Wheel)	Lateral	NLLA

Tabel 3.5: Tabel acuan MIL-STD-810H-Method-514.8 untuk menghitung batas osilasi yang dimiliki oleh helikopter.

Materiel	Random Levels	Source Frequency (f_x) Range (Hz)	Peak Acceleration (A_x) at f_x (Gravity Units (g))
General	$W_o = 0.0010g^2/Hz$	$3to \leq 10$	$0.7/(10.70-f_x)$
	$W_1 = 0.010g^2/Hz$	> 10 to 25	$0.10 f_x$
	$f_1 = 500Hz$	25 to 40	2.5
		40 to 50	$6.50 - 0.1 f_x$
		50 to 500	1.5
Main Rotor Frequencies (Hz)			
$f_1 = 1P$		Fundamental	
$f_2 = n*1P$		blade passage (BP)	
$f_3 = 2f_2$		2^{nd} harmonic	
$f_4 = 3f_2$		3^{rd} harmonic	

Semua data yang didapatkan pada hasil pengukuran *damping ratio* dan vibrasi oleh akselerometer selanjutnya akan diolah dan dianalisis apakah helikopter AS565 MBe Panther hasil modifikasi tersebut berpotensi mengalami fenomena *ground resonance* menggunakan acuan yang terdapat pada tabel 3.5 sehingga didapatkan batas siklus osilasi seperti pada gambar 4.12. Selanjutnya, data respon frekuensi berupa frekuensi dominan seperti gambar 4.11 akan dimasukkan pada batas siklus osilasi tersebut, yaitu pada gambar 4.12.

3.3 Perhitungan Matematis

Pada bagian awal, akan dimasukkan nilai besaran propertis helikopter untuk melengkapi variabel masukan pada persamaan 2.13 menggunakan pendekatan material pada Aluminum 7075-T6. Sehingga didapatkan nilai propertisnya seperti yang terdapat pada tabel 4.5. Setelah propertis mekanik diberikan, selanjutnya adalah identifikasi melalui grafik seperti yang ditampilkan pada gambar 2.8. Sehingga apabila terdapat solusi dari bagian riil pada nilai eigen yang bernilai positif, maka pada rentang tersebut merupakan frekuensi rotasi rotor yang dapat menyebabkan terjadi *ground resonance*.

3.3.1 Validasi Matematis

Validasi matematis didasarkan pada grafik solusi yang didapatkan dari matriks pada persamaan 2.11. Aspek validasi menggunakan perpindahan pusat massa pada rotor helikopter pada sumbu-x terhadap data hasil pengukuran helikopter menggunakan akselerometer pada sumbu-x. Sehingga akan didapatkan 2 grafik yang kemudian akan dihitung besarnya perbedaan antara keduanya melalui perhitungan error frekuensi dominan dan *root mean square error* (RMSE). Validasi matematis akan dilakukan terlebih dahulu sebelum analisis perhitungan selanjutnya, agar didapatkan seberapa jauh error yang dimiliki hasil perhitungan matematis terhadap hasil data pengukuran yang didapatkan pada akselerometer (sub bagian 3.2.2).

3.3.2 Perhitungan Matematis Ketidakstabilan kondisi Normal

Kondisi normal merupakan kondisi saat belum dilakukan modifikasi pada helikopter, atau dengan kata lain belum terdapat penambahan massa pada helikopter. Sehingga pada bagian grafik yang didapatkan dari persamaan 2.11 akan langsung dianalisis rentang frekuensinya. Kemudian akan dilakukan plot grafik saat kondisi frekuensi rotor helikopter berada pada keadaan *ground resonance* dan diluar keadaan *ground resonance*. Sehingga akan didapatkan solusi dalam bentuk grafik yang merepresentasikan kondisi terjadinya *ground resonance* pada komponen helikopter seperti pada gambar 4.29 dan grafik perpindahan pusat massa rotor pada gambar 4.32.

3.3.3 Perhitungan Matematis Ketidakstabilan kondisi Modifikasi

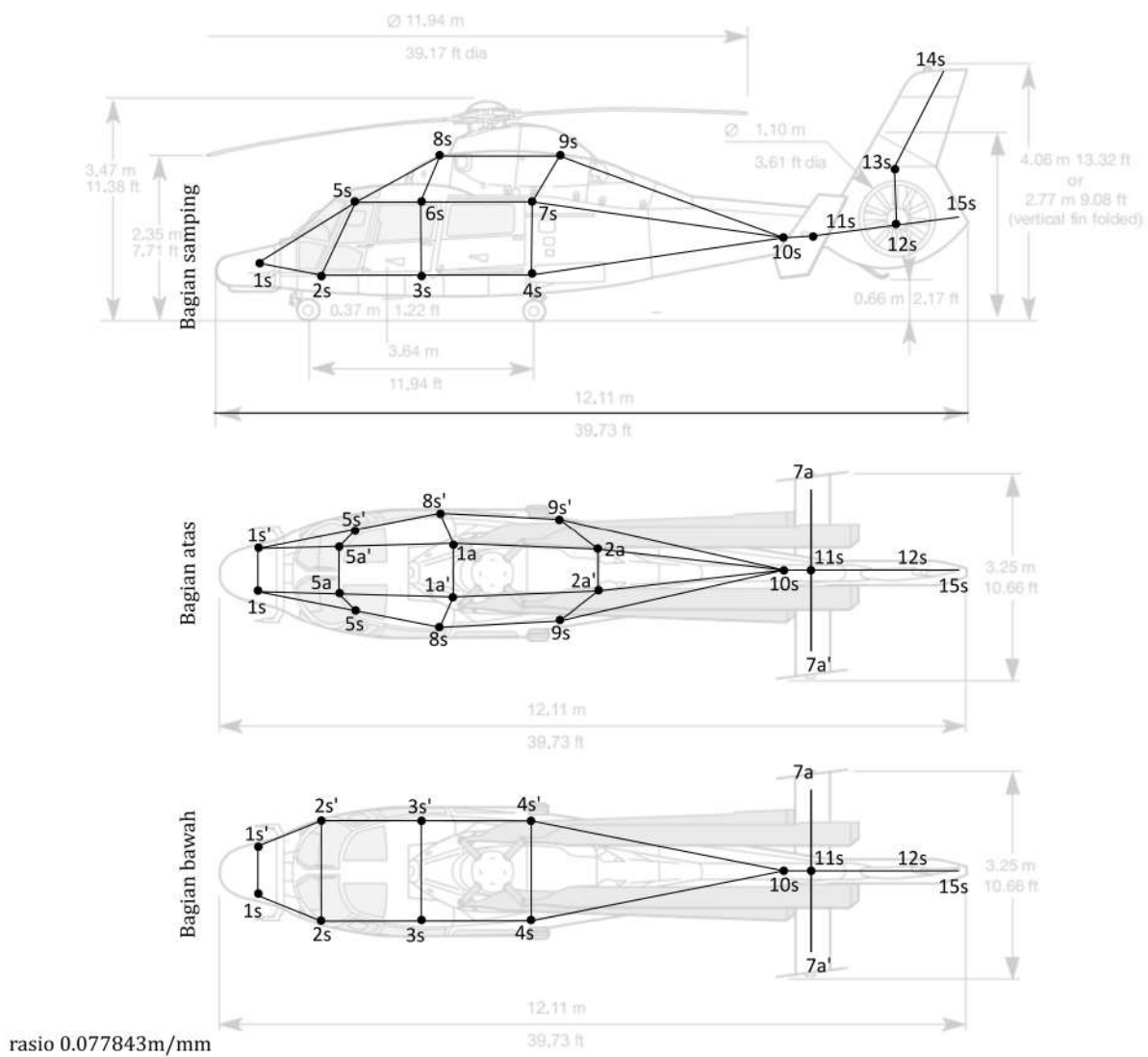
Pada analisis ketidakstabilan hasil modifikasi, besaran massa yang dimasukkan di matriks A pada persamaan 2.17 akan diberikan nilai tambahan massa dengan pertambahan 300 kg, 1000 kg dan 2000 kg sehingga menjadi persamaan 4.1 untuk selanjutnya dapat dibandingkan perubahan yang terjadi dari kondisi normal secara matematis untuk kemudian dapat dianalisis pergeseran rentang frekuensi pada helikopter seperti yang dapat dilihat pada gambar 4.36.

3.4 Pemodelan Simulasi pada Femap

3.4.1 Skema Pemodelan

Dalam mencari solusi yang secara tepat merepresentasikan batas siklus osilasi pada perhitungan matematis. Berdasarkan referensi yang telah didapatkan, diperlukan langkah awal membuat skema pemodelan sederhana yang selanjutnya akan membantu untuk mendefinisikan posisi pusat massa dari masing-masing rotor pada helikopter. Skema pemodelan ini berdasarkan pada gambar 3.6 untuk menggambar bagian helikopter pada bagian tampak atas. Sedangkan gambar 3.4. Skema gambar menggunakan bantuan *software* desain Inkscape untuk memberikan bentuk *node* pada kerangka yang helikopter yang akan digambar. Gambar 3.7 ini merupakan skema kerangka helikopter untuk memodelkan helikopter dengan bentuk yang sederhana agar nantinya dapat diolah menggunakan prinsip elemen hingga (*finite element*) pada *software* Femap.

Koordinat pada helikopter didapatkan dengan menggunakan dimensi yang mendekati ukuran sebenarnya dari helikopter. Oleh karena itu pada gambar 3.7 digunakan bayangan kerangka helikopter yang sebenarnya dari AS565 MBe Panther. Rasio yang dimiliki pada skema gambar tersebut adalah 0.0778m/mm, yang artinya dalam setiap panjang 1mm pada gambar, mewakili 0.0778 meter pada dimensi helikopter yang sebenarnya. Titik 1s', 1s, 3s' dan 3s pada gambar 3.7 akan dimodelkan dalam kondisi *constraint* (diam) pada arah sumbu-x, sebagai representasi keberadaan ban pada helikopter.



Gambar 3.7: Skema pemodelan helikopter untuk bagian samping, atas, dan bawah.

3.4.2 Penentuan Koordinat

Selanjutnya, pada gambar 3.7 akan didefinisikan titik-titik yang nantinya akan menjadi *node* pada kerangka helikopter. Titik-titik tersebut akan didefinisikan dalam koordinat kartesian dalam sumbu-x,y, dan z. Titik 2s', 2s dan 3s' akan menjadi titik diberikannya gaya luar untuk simulasi pada Femap. Hal ini dikarenakan pada titik tersebut terdapat sensor akselerometer.

Tabel 3.6 merupakan koordinat yang didefinisikan dengan titik acuan berada pada 1s, sehingga titik 1s didefinisikan dengan koordinat x,y, dan z berurut-turut, 0, 0, dan 0. Setelah koordinat ditentukan, maka pada tahap selanjutnya adalah melakukan pemodelan pada Femap untuk selanjutnya nanti akan dilakukan analisis menggunakan nilai eigen untuk mencari *mode shape* pada helikopter (gambar 4.45 hingga 4.49). Informasi mengenai *mode shape* ini nantinya akan digunakan untuk memberikan gambaran bahwa helikopter akan memiliki respon sedemikian rupa untuk dapat menjelaskan fenomena *ground resonance* yang berpotensi terjadi pada helikopter.

Tabel 3.6: Koordinat masing-masing tanda pada titik dalam 3 dimensi.

ID	Mark	Koordinat (m)			ID	Mark	Koordinat (m)		
		x	y	z			x	y	z
1	10s	8.4295	0.4676	0.3466	17	4s	4.3831	-0.1945	-0.4085
2	11s	8.8695	0.4806	0.3466	18	4s'	4.3831	-0.1945	1.1987
3	12s	10.2371	0.6235	0.3466	19	5a	1.4013	0.9972	-0.0374
4	13s	10.2087	1.5276	0.3466	20	5a'	1.4013	0.9972	0.7295
5	14s	10.9654	3.0033	0.3466	21	5s	1.6449	0.9972	-0.32144
6	15s	11.1567	0.8293	0.3466	22	5s'	1.6449	0.9972	1.0146
7	1a	3.0017	1.739	0.7762	23	6s	2.5934	0.9972	-0.5704
8	1a'	3.0017	1.739	-0.0801	24	7a	8.8695	0.4806	1.6486
9	1s	0	0	0	25	7a'	8.8695	0.4806	-0.9553
10	1s'	0	0	0.6932	26	7s	4.3831	0.9972	-0.4707
11	2a'	5.3859	1.739	0.681	27	8s	2.9028	1.739	-0.5704
12	2a	5.3859	1.739	0.0128	28	8s'	2.9028	1.739	1.2081
13	2s	1.019	-0.1945	-0.4085	29	9s	4.8087	1.739	-0.4707
14	2s'	1.019	-0.1945	1.1987	30	9s'	4.8087	1.739	1.1639
15	3s	2.6192	-0.1945	-0.4085	31	6s'	2.5934	0.9972	1.2081
16	3s'	2.6192	-0.1945	1.1987	32	7s'	4.3831	0.9972	1.1639

[Halaman ini sengaja dikosongkan]

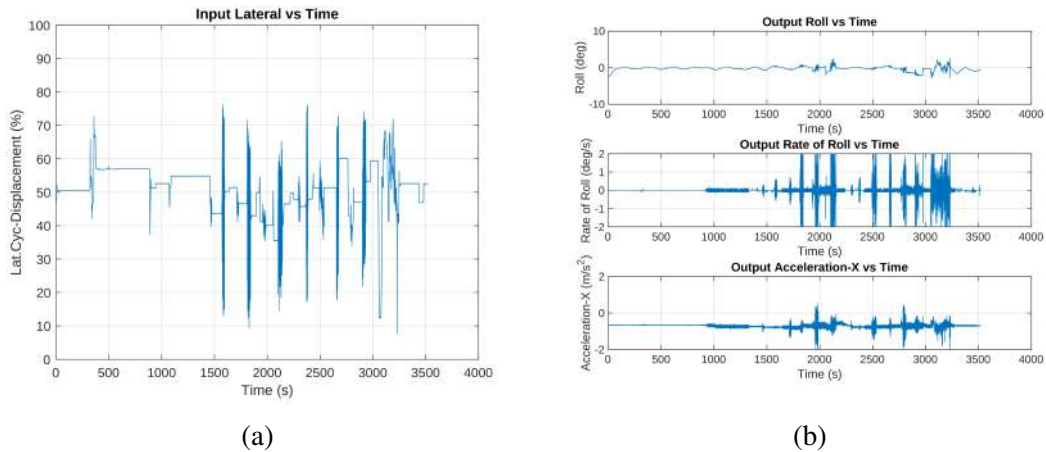
BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

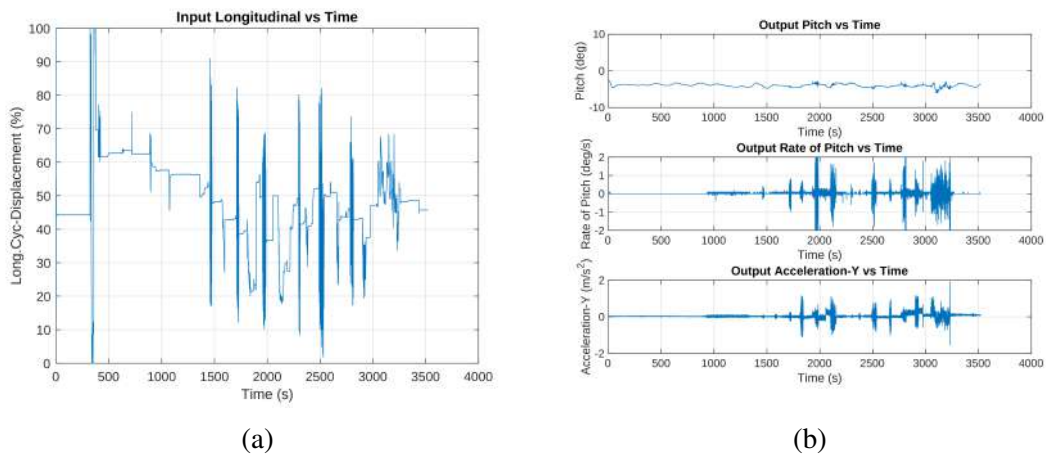
4.1 Hasil Data *Ground Test*

Hasil pengukuran data *ground test* dibagi menjadi 2 bagian, seperti yang telah dijelaskan pada bagian metodologi penelitian (BAB 3), bahwa data yang didapatkan merupakan data pengukuran getaran pada FTIS untuk mencari *damping ratio* dan pengukuran data getaran pada akselerometer untuk mendapatkan respon frekuensi dominan oleh helikopter.

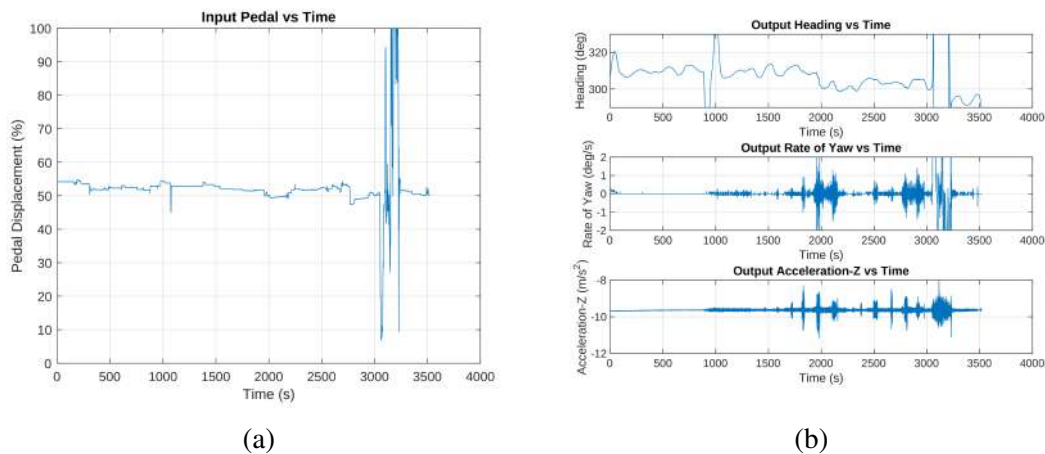
4.1.1 Hasil Pengukuran Data Vibrasi pada FTIS



Gambar 4.1: Data hasil pengukuran menggunakan FTIS kondisi-1 (a) *Input lateral*. (b) Respon terhadap *output* linier oleh *input lateral*.

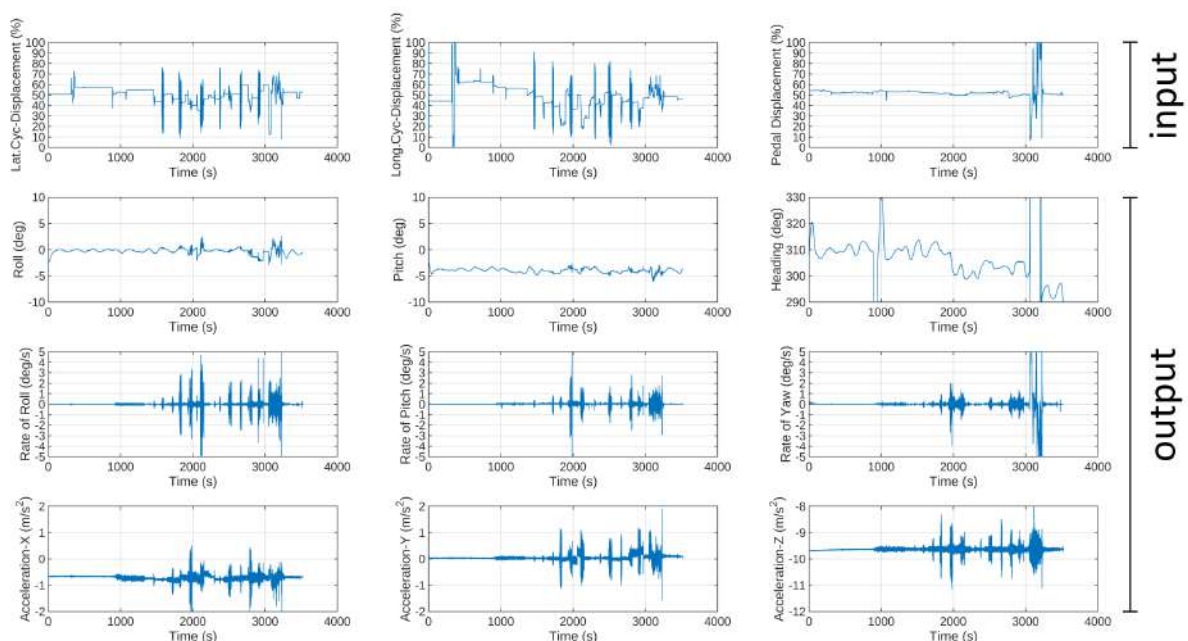


Gambar 4.2: Data hasil pengukuran menggunakan FTIS kondisi-1 (a) *Input longitudinal*. (b) Respon terhadap *output* linier oleh *input longitudinal*.



Gambar 4.3: Data hasil pengukuran menggunakan FTIS kondisi-1 (a) *Input Pedal*. (b) Respon terhadap *output* linier oleh *input Pedal*.

Gambar 4.1 merupakan grafik *input lateral* dan responnya pada *roll*, *rate of roll* dan percepatan di sumbu-x. Kemudian pada gambar 4.2 merupakan grafik *input longitudinal* dan responnya pada *pitch*, *rate of pitch* dan percepatan di sumbu-y. Sedangkan pada gambar 4.3 merupakan grafik *input pedal* dan responnya *heading*, *rate of yaw* dan percepatan pada sumbu-z. Ketiga gambar tersebut, didapatkan dari hasil pengukuran FTIS sesuai pada variasi kondisi (tabel 3.2) dan variasi *input* (tabel 3.4). Hasil keseluruhan data yang didapatkan menggunakan FTIS merupakan gabungan dari gambar 4.1, 4.2, dan 4.3. Sehingga secara keseluruhan, penyajian informasi berupa grafik tersebut dapat dilihat pada gambar 4.4.

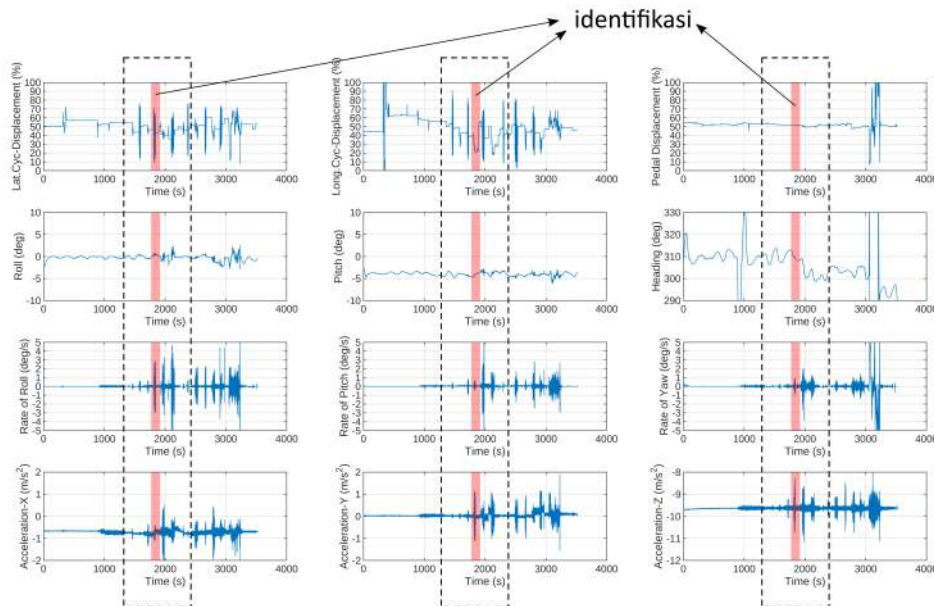


Gambar 4.4: Data hasil keseluruhan pengukuran menggunakan FTIS kondisi-1.

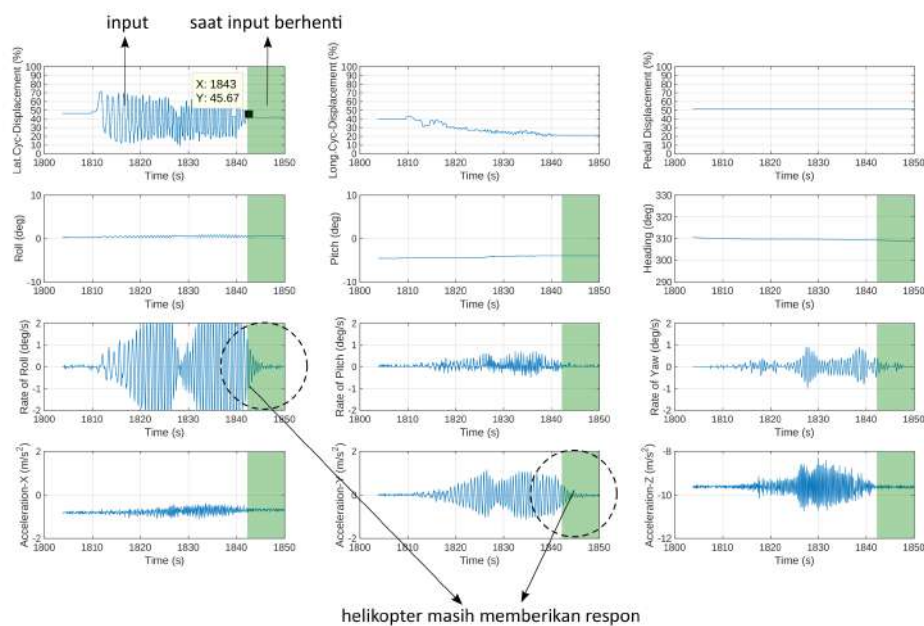
Data pengukuran menggunakan FTIS sesuai dengan metodologi yang diberikan pada BAB 3 dengan variasi kondisi pengukuran pada tabel 3.2 disajikan dalam beberapa grafik sekaligus

yang berisi *input* dan *output*. Salah satu data hasil pengujian tersebut dapat dilihat pada gambar 4.4. Dimana pada gambar tersebut merupakan data hasil pengujian menggunakan FTIS pada kondisi-1.

Pada gambar 4.4 *input lateral* dan *longitudinal* secara bergantian memberikan pengaruh terhadap *output* helikopter. Respon *output* pada helikopter saat diberikan *input* diidentifikasi seperti pada gambar 4.5. Identifikasi dilakukan secara visual untuk selanjutnya dapat dihitung nilai *logarithmic decrement* dan *damping ratio* nya dengan menggunakan formulasi pada persamaan 2.18 dan 2.19.



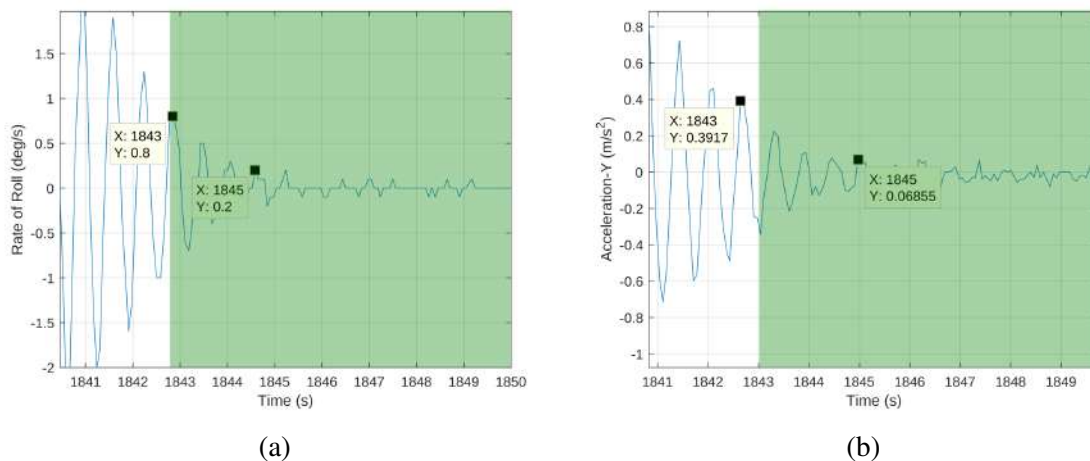
Gambar 4.5: Identifikasi *input* dan *output* hasil data pengukuran pada FTIS kondisi-1.



Gambar 4.6: Identifikasi secara visual saat helikopter masih memberikan respon setelah *input* nya berhenti pada kondisi-1.

Gambar 4.6 merupakan hasil perbesaran tampilan data pengukuran dari area yang berwarna merah pada gambar 4.5. Pada gambar 4.6 menggambarkan kondisi saat *input lateral* diberikan dan terdapat respon pada setiap *outputnya*. Sehingga dari gambar 4.6 akan dilakukan identifikasi melalui contoh perhitungan untuk mencari *logarithmic decrement* dan *damping ratio*.

Daerah hijau pada gambar 4.6 merupakan rentang saat *input* pada helikopter telah berhenti. Namun, pada bagian *output* nya masih memberikan respon, yaitu pada *rate of roll* dan percepatan pada sumbu-y. Sehingga pada *output* tersebut selanjutnya akan diidentifikasi secara visual untuk kemudian dihitung besarnya *logarithmic decrement* dan *damping ratio* nya.



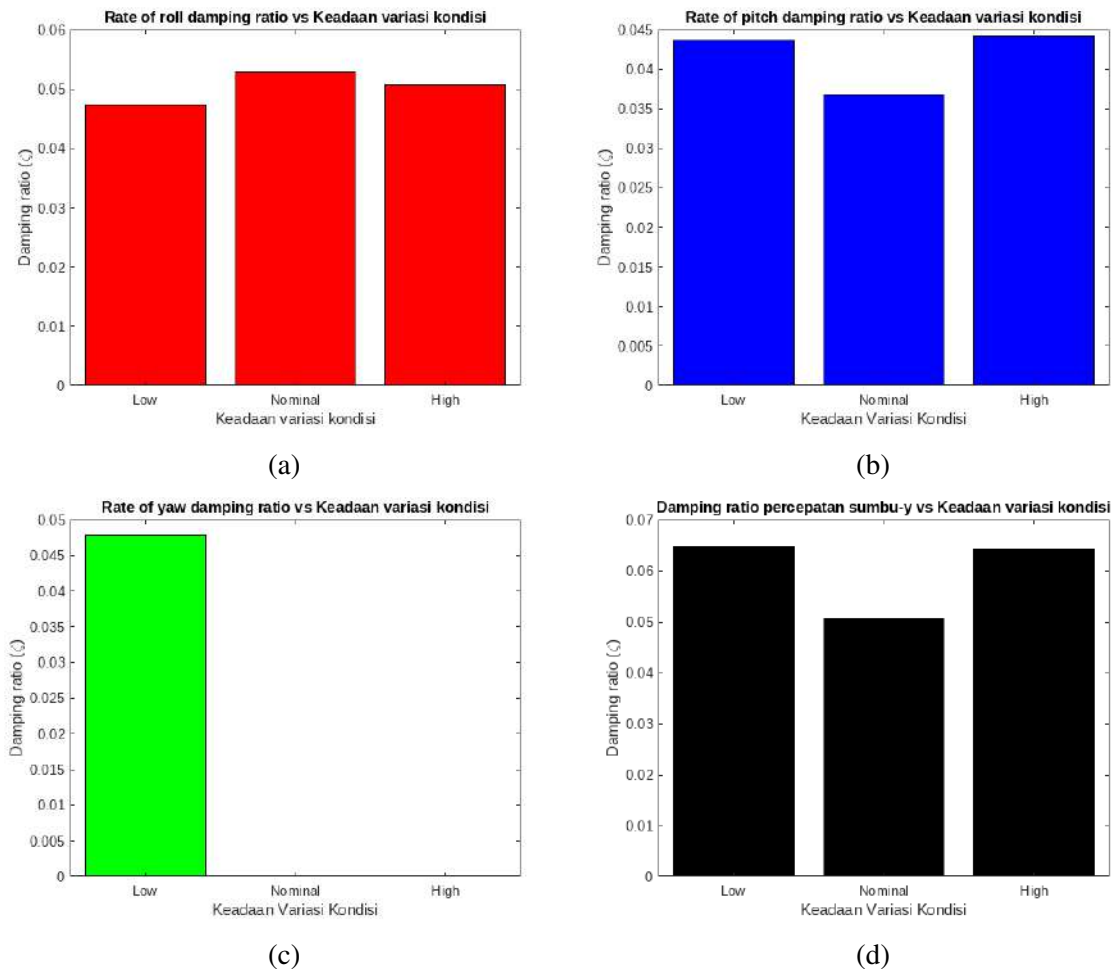
Gambar 4.7: Identifikasi secara visual saat helikopter masih memberikan respon setelah *input* nya berhenti pada kondisi-1 data hasil pengukuran dengan FTIS: (a) Respon *rate of roll* (deg/s). (b) Respon pada percepatan sumbu-y (m/s^2).

Sebagai contoh perhitungan, pada gambar 4.7a digunakan persamaan 2.18, didapatkan x_{m+1} memiliki nilai sebesar 0.8 dan x_1 sebesar 0.2, dengan m sebanyak 5 puncak maka didapatkan besarnya *logarithmic decrement* sebesar 0.27. Nilai tersebut apabila dimasukkan pada persamaan 2.19 maka akan didapatkan besarnya *damping ratio* sebesar 0.044. Dengan cara yang sama, maka akan didapatkan besarnya *logarithmic decrement* dan *damping ratio* pada respon percepatan sumbu-y (gambar 4.7b) berturut-turut adalah sebesar 0.34 dan 0.055. Untuk semua respon pada setiap kondisi yang didefinisikan pada tabel 3.2 dengan variasi *input* dari tabel 3.4 dilakukan cara perhitungan yang sama seperti menghitung *logarithmic decrement* dan *damping ratio* pada gambar 4.7.

Tidak semua respon dapat dihitung besarnya *logarithmic decrement* dan *damping ratio* nya, hal itu dikarenakan responnya tidak lagi memberikan nilai setelah *input* berhenti diberikan oleh helikopter. Respon tersebut terdapat pada gambar 4.6 ditandai dengan lingkaran bergaris merah, dimana pada respon *rate of pitch*, *rate of yaw*, percepatan sumbu-x dan percepatan sumbu-z tidak terdapat respon setelah *input* berhenti. Sedangkan untuk respon pada *roll*, *pitch* dan *heading* bahkan tidak memiliki respon yang cukup untuk diidentifikasi saat *input* masih diberikan pada helikopter.

Berdasarkan tabel 3.2 kondisi-1 merupakan kondisi saat semua tekanan pada ban-oleo di bagian badan helikopter berada pada tekanan yang normal (*nominal*). Sedangkan kondisi-6 saat semua tekanan pada ban-oleo di bagian badan helikopter berada pada tekanan tinggi (*high*) dan

kondisi-7 saat semua tekanannya rendah (*low*). Sehingga kemudian dari ketiga kondisi tersebut (1, 6 dan 7) akan menjadi bagian dari pembahasan terhadap variasi besaran tekanan.



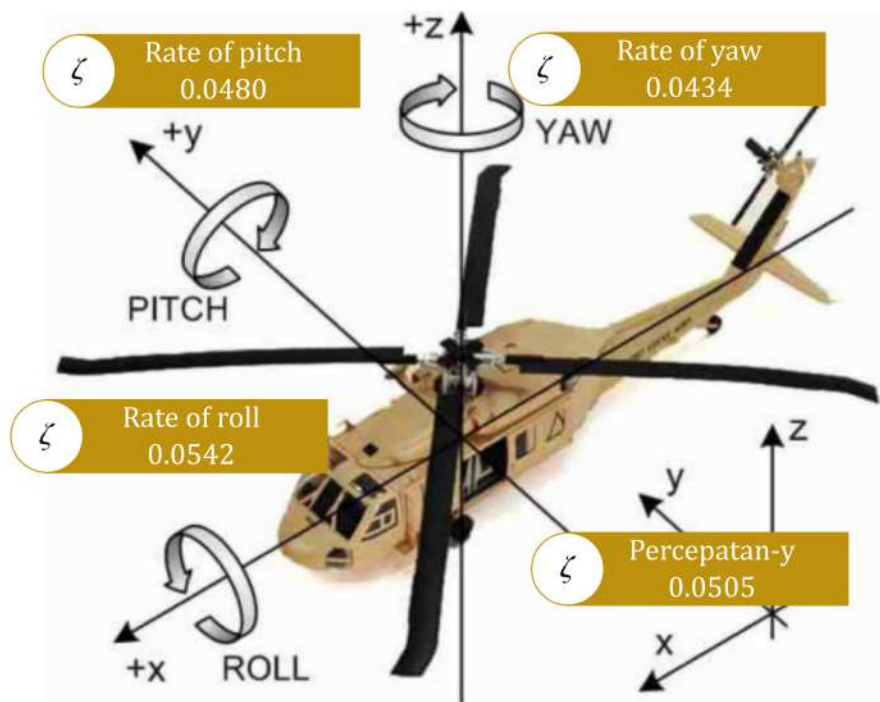
Gambar 4.8: Besarnya *damping ratio* untuk kondisi-7 (*low*), kondisi-1 (*nominal*) dan kondisi-6 (*high*) pada respon (a) *rate of roll*, (b) *rate of pitch*, (c) *rate of yaw* dan (d) percepatan pada sumbu-y.

Grafik yang disajikan pada gambar 4.8 merupakan besarnya nilai *damping ratio* yang didapatkan melalui perhitungan yang sama saat menghitung *damping ratio* pada kondisi-1 di gambar 4.7. Pada gambar 4.8, untuk respon *rate of pitch* dan percepatan arah sumbu-y, *damping ratio* dari keadaan '*nominal*' memiliki nilai yang relatif lebih rendah dibandingkan dua kondisi lainnya. Sedangkan untuk respon *rate of roll*, nilai *damping ratio* dari keadaan '*nominal*' sedikit lebih besar dari dua kondisi lainnya ('*low*' dan '*high*'). Disisi lain, respon *rate of yaw* hanya dapat diidentifikasi dari keadaan '*low*' dan tidak terdapat respon dari keadaan saat '*nominal*' dan '*high*'.

Selanjutnya, untuk semua kondisi yang telah didefinisikan pada tabel 3.2 telah dihitung menggunakan perhitungan yang sama, yaitu menggunakan persamaan 2.18, didapatkan rata-rata total dari masing-masing kondisi. Informasi terkait besaran tersebut dapat dilihat pada tabel 4.1.

Tabel 4.1: Hasil identifikasi damping ratio rata-rata dari respon helikopter berdasarkan variasi kondisi.

Kondisi ke-	Rata-rata <i>damping ratio</i> respon								
	Roll	Pitch	Heading	Rate of Roll	Rate of Pitch	Rate of Yaw	Acceleration-X	Acceleration-Y	Acceleration-Z
1	-	-	-	0.05285435	0.036747763	-	-	0.050426643	-
2	-	-	-	0.058120539	-	0.045805814	-	0.038387333	-
3	-	-	-	0.055225124	0.05507518	0.043144563	-	0.040316101	-
4	-	-	-	0.055248847	0.04408422	0.036747763	-	0.062462147	-
5	-	-	-	0.064958942	0.054761252	-	-	0.035288539	-
6	-	-	-	0.050658456	0.04408422	-	-	0.064120389	-
7	-	-	-	0.04732238	0.043670692	0.047821495	-	0.064757723	-
8	-	-	-	0.049504081	0.05727551	-	-	0.048365129	-
9	-	-	-	-	-	-	-	-	-
10	-	-	-	-	-	-	-	-	-
11	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Rata-rata total	-	-	-	0.05423659	0.047956977	0.043379909	-	0.050515501	-

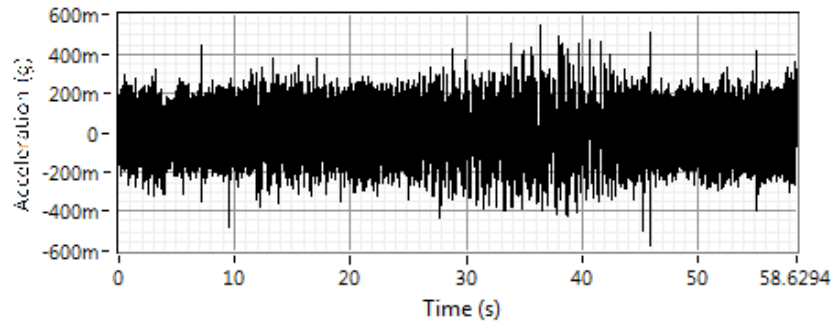


Gambar 4.9: Identifikasi secara visual saat helikopter masih memberikan respon setelah *input* nya berhenti pada kondisi-1.

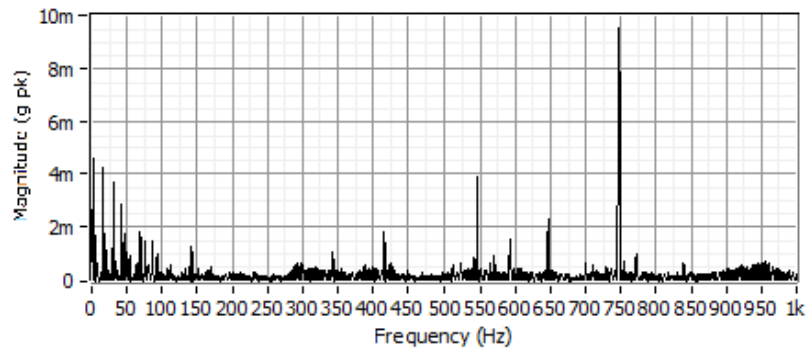
Pada tabel 4.1, tidak ditemukan besarnya *damping ratio* pada respon *roll*, *pitch*, *heading*, percepatan pada sumbu-x dan sumbu-z. Hal tersebut karena tidak ditemukan adanya respon yang dapat diidentifikasi secara visual. Dengan kata lain, helikopter tidak memiliki respon percepatan pada arah sumbu-x dan sumbu-z. Dari tabel 4.1, nilai *damping ratio* rata-rata terkecil berasal dari respon *rate of yaw* (0.043) dan *rate of pitch* (0.047) dibandingkan dengan respon *rate of roll* (0.054) dan respon percepatan pada arah sumbu-y (0.050). Nilai *damping ratio* pada tabel 4.1 dan pada gambar 4.9 menunjukkan bahwa, helikopter cenderung memiliki getaran pada arah beloknya (kanan-kiri) serta getaran pada arah *pitch* (rotasi depan-belakang).

4.1.2 Hasil Pengukuran Data Vibrasi Akselerometer

Data yang didapatkan dari hasil sensor akselerometer ditunjukkan pada gambar dibawah ini:



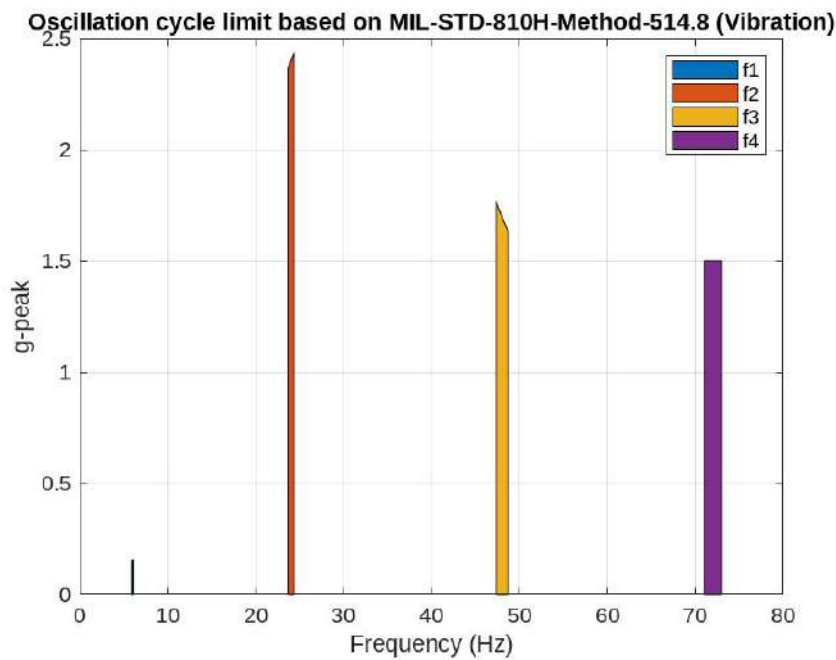
Gambar 4.10: Grafik data pengukuran pada variasi FILO kondisi-2 *channel 1*.



Gambar 4.11: Grafik data hasil FFT pada variasi FILO kondisi-2.

Grafik pada gambar 4.10 merupakan grafik data hasil pengukuran yang didapatkan oleh sensor akselerometer pada *channel 1* dan grafik pada 4.11 merupakan grafik data yang telah diolah menggunakan FFT, sehingga didapatkan nilai dalam domain frekuensi. Data hasil pengukuran menggunakan akselerometer pada gambar diatas akan dibandingkan dengan acuan dari MIL-STD-810H-Method-514.8 (vibrasi) (Standard, 2019). Standar tersebut pada dasarnya digunakan sebagai alternatif pengganti *ground vibration test* (GVT) seperti yang dilakukan pada (Lubrina et al., 2014) dan (Ciavarella et al., 2018). Informasi dari tabel 4.2 didapatkan batas siklus osilasi helikopter. Sehingga dapat dihasilkan grafik batas siklus osilasi pada gambar 4.12.

Untuk mendapatkan grafik pada gambar 4.12 diperlukan informasi kecepatan rotor helikopter. Diketahui (informasi *flight manual* dari PTDI) nilai kecepatan maksimum dan minimum dari rotor berturut-turut adalah sebesar $365rpm$ dan $355rpm$, sehingga didapatkan frekuensi (f_1) nya dimulai dari $5.92Hz$ (minimum) hingga $6.08Hz$ (maksimum). Perhitungan nilai f_2 , f_3 , dan f_4 dapat dilihat pada tabel 4.2. Nilai peak pada tabel tersebut dihitung menggunakan formula pada tabel 3.5 yang terletak pada kolom "**PEAK ACCELERATION (A_x) at f_x (GRAVITY UNITS (g))**". Berdasarkan standar yang dimiliki oleh (Standard, 2019) terdapatnya nilai respon frekuensi pada batas siklus osilasi menunjukkan potensi kejadian terburuk (salah satunya adalah fenomena *ground resonance*) yang secara langsung akan berkaitan dengan keselamatan dan kelayakan penerbangan helikopter. Namun, dari respon yang diberikan oleh helikopter pada semua variasi kondisi dan *input* nilai puncak tertinggi yang dimiliki oleh respon helikopter hanya



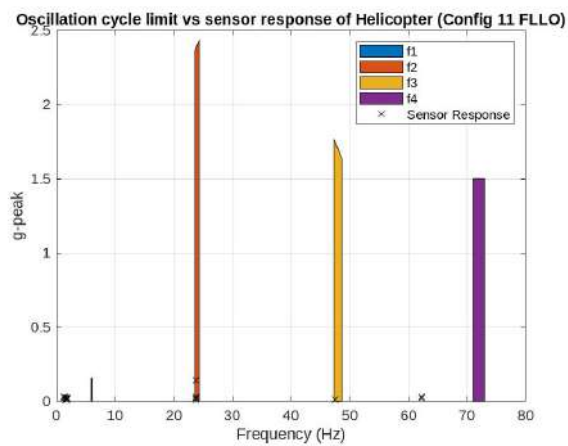
Gambar 4.12: Grafik batas siklus osilasi dari acuan MIL-STD-810H-Method-514.8 (vibrasi).

Tabel 4.2: Tabel perhitungan batas siklus osilasi.

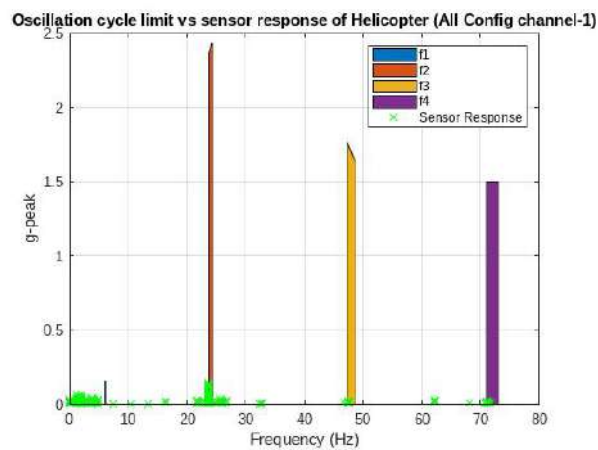
Frequency (Hz)			Frekuensi harmonik	Peak (g)		
f_1	lower	5.92	1p	A_1	lower	0.146443515
	upper	6.08			upper	0.151515152
f_2	lower	23.68	1p*n	A_2	lower	2.368
	upper	24.32			upper	2.432
f_3	lower	47.36	1p*n*2	A_3	lower	1.764
	upper	48.64			upper	1.636
f_4	lower	71.04	1p*n*3	A_4	lower	1.5
	upper	72.96			upper	1.5

berada pada nilai 0.143 pada f_2 yaitu 23.68 hingga 24.32Hz. Sehingga, dari grafik pada gambar 4.13 (kondisi-11 variasi FLLO) tidak ditemukan potensi adanya *ground resonance* pada helikopter. Adapun respon pada kondisi yang lain dengan variasi *input* yang telah ditentukan, responnya memiliki nilai yang lebih kecil dari kondisi pada gambar 4.13, meskipun respon tersebut berada pada batas siklus osilasi helikopter.

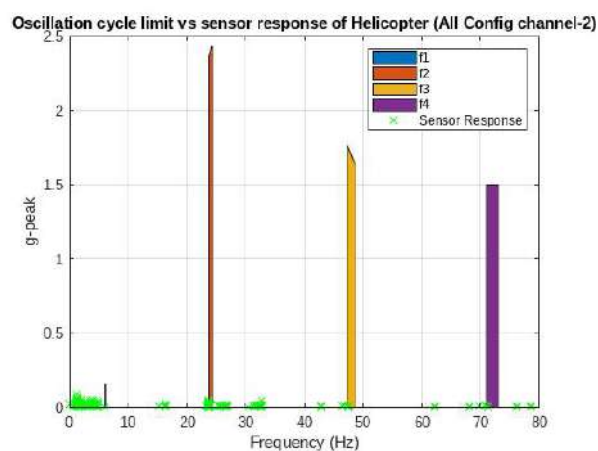
Grafik pada gambar 4.13 merupakan contoh grafik dengan nilai respon terbesar dibandingkan respon-respon dari kondisi dan variasi lainnya, yaitu dengan amplitudo sebesar 0.143 g-peak pada frekuensi 23.74Hz. Nilai respon yang diberikan pada grafik tersebut merupakan nilai yang didapatkan dari *channel* 1 hingga 6. Data respon yang diberi tanda 'x' merupakan nilai tertinggi dari grafik FFT yang telah didapatkan. Selanjutnya akan coba diidentifikasi bagaimana respon helikopter pada masing-masing *channel* yang dimulai dari *channel*-1 hingga 6 untuk semua kondisi.



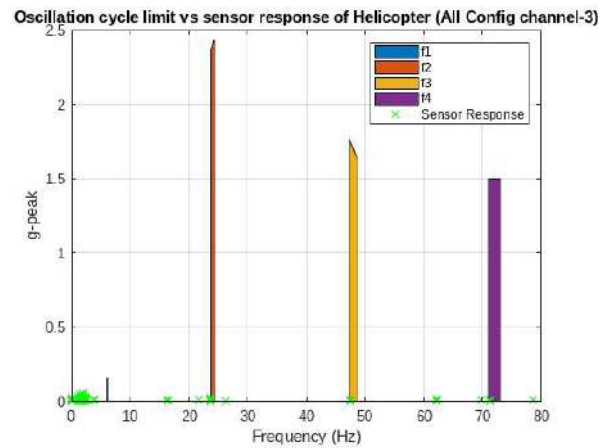
Gambar 4.13: Hasil pengukuran respon frekuensi kondisi-11 pada variasi FLLO pada detik 1800-1850.



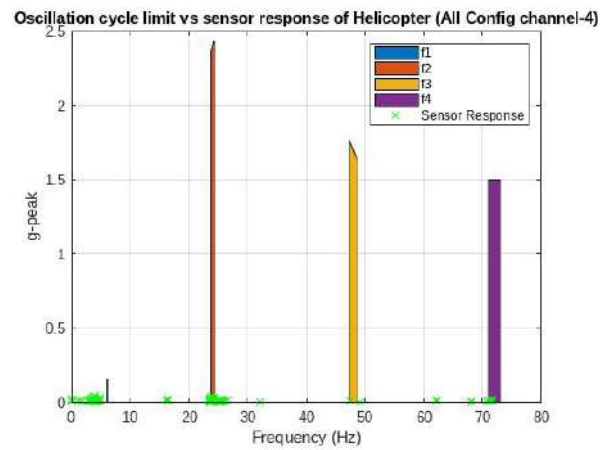
Gambar 4.14: Hasil pengukuran respon frekuensi pada *channel 1* (arah sumbu-z) untuk semua kondisi.



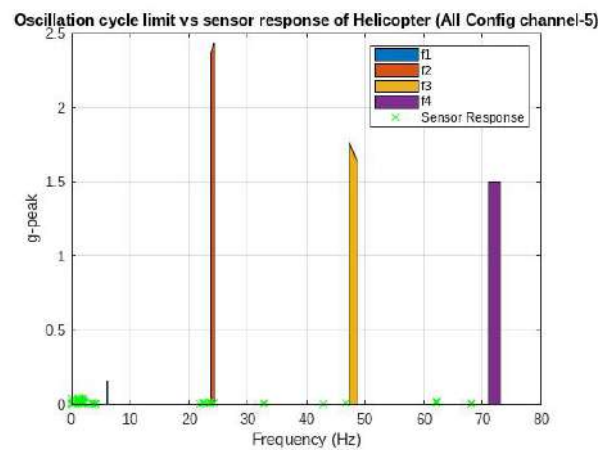
Gambar 4.15: Hasil pengukuran respon frekuensi pada *channel 2* (arah sumbu-z) untuk semua kondisi.



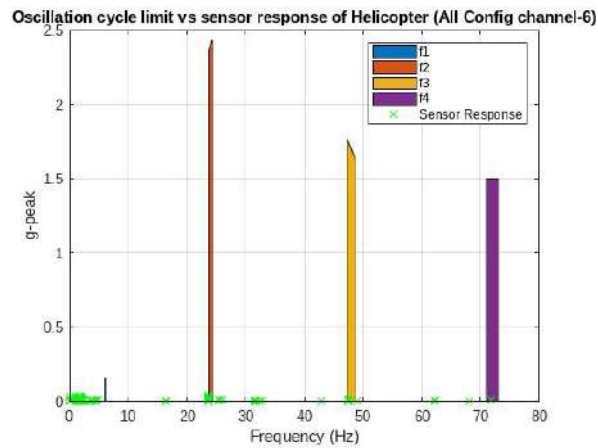
Gambar 4.16: Hasil pengukuran respon frekuensi pada *channel 3* (arah sumbu-y) untuk semua kondisi.



Gambar 4.17: Hasil pengukuran respon frekuensi pada *channel 4* (arah sumbu-z) untuk semua kondisi.

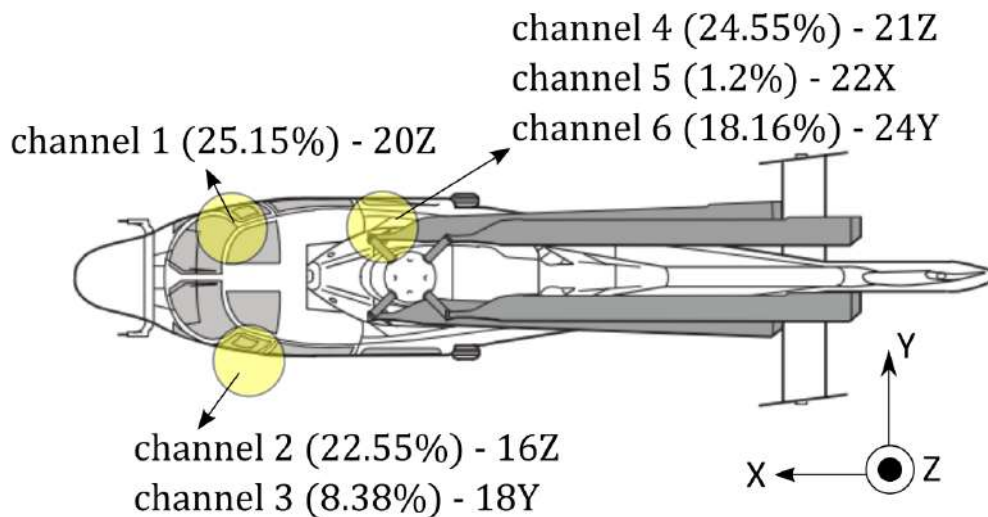


Gambar 4.18: Hasil pengukuran respon frekuensi pada *channel 5* (arah sumbu-x) untuk semua kondisi.



Gambar 4.19: Hasil pengukuran respon frekuensi pada *channel* 6 (arah sumbu-y) untuk semua kondisi.

Grafik pada gambar 4.14 hingga 4.19 memberikan informasi terkait respon helikopter dari *channel* 1 hingga 6 untuk semua kondisi. Respon helikopter bertanda 'x' dan diberi warna hijau. Respon tersebut lebih banyak terdapat pada sekitar batas siklus di f_1 dan f_2 . Akan tetapi berdasarkan data yang telah diolah, tidak terdapat respon helikopter yang berada pada batas siklus f_1 hal ini dibuktikan dengan identifikasi nilai kuantitatif respon pada interval f_1 seperti yang terdapat pada tabel 4.3 dan tabel 4.4. Dari tabel tersebut, terdapat sebanyak 15.87% respon helikopter pada batas siklus f_2 , 4.27% pada batas siklus f_3 dan 0.621% pada batas siklus f_4 , sedangkan didapatkan total respon yang berada pada batas siklus hanya sebesar 20.77% dari total respon yang berada pada rentang 0-80Hz.



Gambar 4.20: Proporsi respon frekuensi pada helikopter untuk masing-masing *channel* beserta arah orientasi akselerometer.

Gambar 4.20 memberikan informasi terkait proporsi getaran yang diberikan oleh helikopter terhadap input yang diberikan oleh masing-masing *channel*. *Channel* 1, 2, dan 3 tidak memberikan informasi terhadap pergerakan sumbu-x. Namun, didapatkan respon pada *channel*-6

bernilai lebih besar dibandingkan respon pada *channel-3*, hal ini memberikan informasi bahwa pada titik 3 dengan arah sumbu-y lebih sering didapati respon getaran dibandingkan dengan titik 2. Hal ini kemudian dapat diartikan bahwa helikopter memiliki gerakan arah kanan dan kiri. Disisi lain, respon getaran pada sumbu-z di titik 3 memiliki jumlah respon yang lebih banyak dikarenakan helikopter memiliki kecenderungan bergerak ke-arah *pitch* depan dan belakang seperti yang telah dijelaskan pada bagian 4.1.1. Sehingga, helikopter lebih cenderung memberikan respon Getaran dengan arah sumbu-y dan arah kanan-kiri terhadap orientasinya.

Tabel 4.3: Persentase banyaknya respon Helikopter pada batas siklus osilasi.

Batas Siklus	Banyak respon (n)	Proporsi respon (%)
f_1	0	0.00
f_2	383	15.88
f_3	103	4.27
f_4	15	0.62
Total proporsi respon (%)		20.77

Tabel 4.4: Persentase banyaknya respon helikopter pada batas siklus osilasi berdasarkan masing-masing channel.

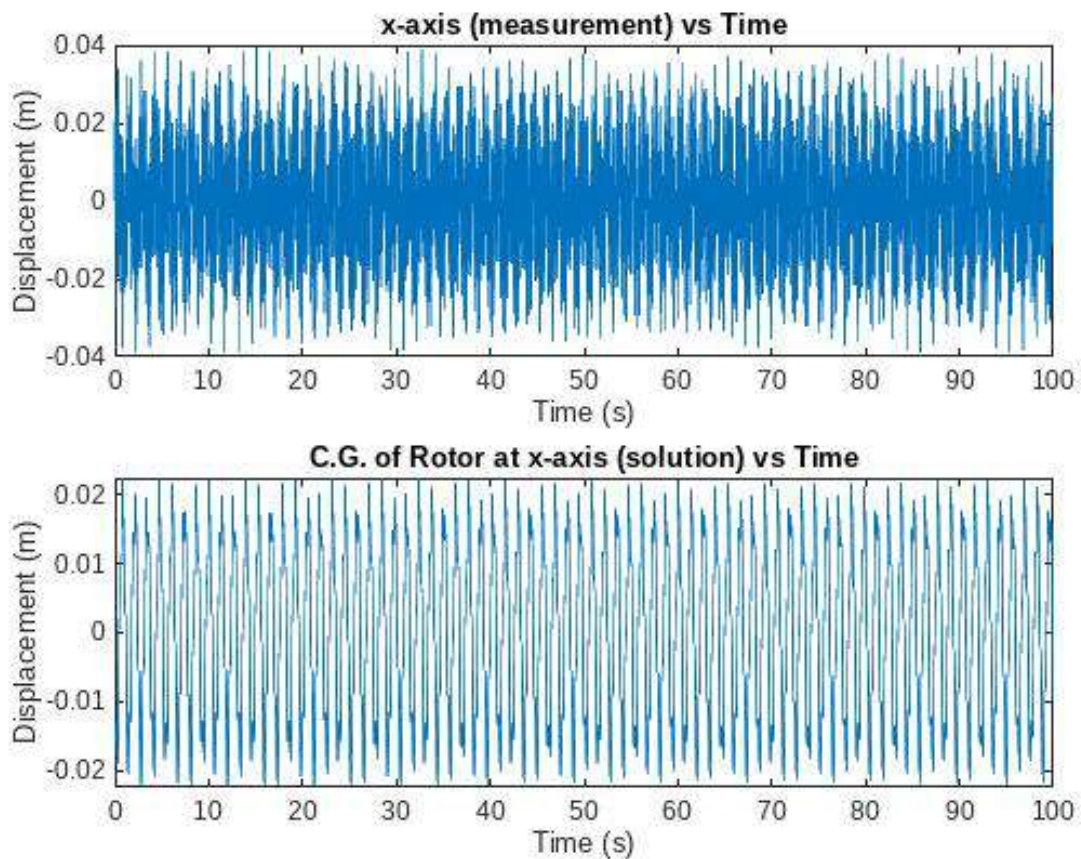
Channel	f_1 (n)	f_2 (n)	f_3 (n)	f_4 (n)	Total per channel	Proporsi masing-masing channel (%)
ch1	0	97	25	4	126	25.15
ch2	0	93	18	2	113	22.55
ch3	0	20	20	2	42	8.38
ch4	0	114	3	6	123	24.55
ch5	0	6	0	0	6	1.20
ch6	0	53	37	1	91	18.16
Total per batas siklus frekuensi	0	383	103	15	501	100

Pada tabel 4.4, respon frekuensi yang berada pada batas siklus osilasi terbanyak ditemukan pada *channel 1*, yaitu 25.15% kemudian pada *channel 4* sebesar 24.55%, selanjutnya dari *channel 2* sebesar 22.55%. Sisanya, yaitu dari *channel 6* dan 3 berturut-turut sebesar 18.16% dan 8.38%. Adapun *channel* yang paling sedikit memberikan respon frekuensi adalah pada *channel 5* yang memiliki orientasi pada arah sumbu-x yaitu sebesar 1.2%. Hal ini menunjukkan bahwa pada helikopter lebih sedikit terjadi getaran yang bergerak ke-arah depan dan belakang helikopter.

4.2 Hasil Perhitungan Matematis

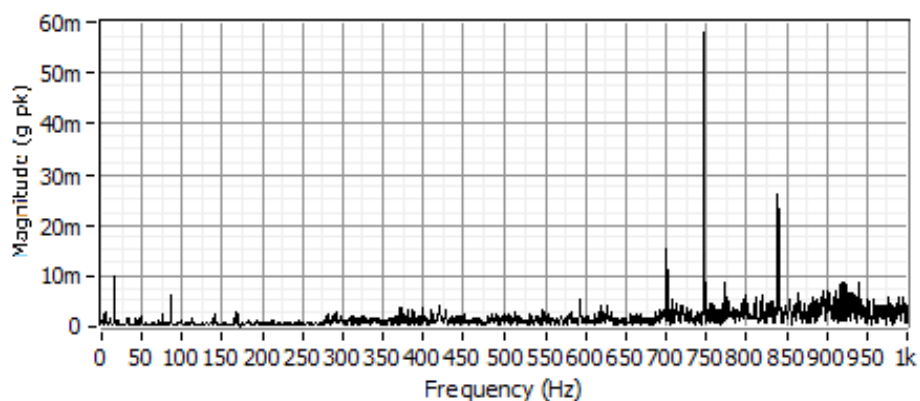
4.2.1 Hasil Validasi Matematis

Persamaan 2.11 yang ditampilkan dalam bentuk matriks memiliki 6 representatif gerakan *degree of freedom* pada matriks \mathbf{Q} pada persamaan 2.17. Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x direkonstruksi untuk dilakukan validasi pada persamaan matematika yang telah dibuat. Sehingga didapatkan grafik solusi dari persamaan 2.11 untuk gerak perpindahan pusat massa rotor $X_{G_r}(t)$ pada arah sumbu-x dan rekonstruksi respon frekuensi helikopter hasil pengukuran pada gambar 4.21.

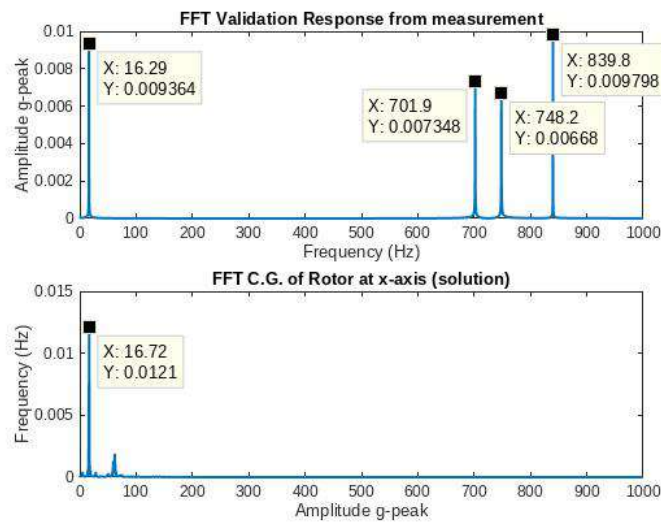


Gambar 4.21: Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x dan Plot persamaan matematis untuk solusi perpindahan pusat massa rotor pada arah sumbu-x.

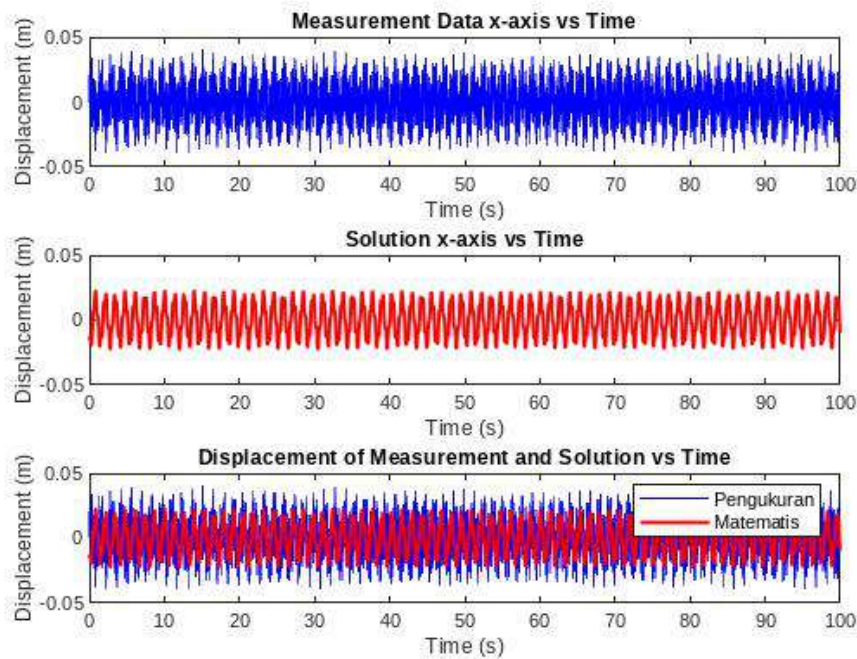
Untuk memastikan bahwa respon hasil rekonstruksi sudah sesuai dengan data pengukuran, dilakukan FFT untuk melihat puncak pada respon hasil pengukuran dan respon hasil rekonstruksi. Respon hasil pengukuran dapat dilihat pada gambar 4.22 dan untuk FFT pada respon hasil rekonstruksi dan FFT solusi matematika dapat dilihat pada gambar 4.23.



Gambar 4.22: Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x dan Plot persamaan matematis untuk solusi perpindahan pusat massa rotor pada arah sumbu-x.



Gambar 4.23: Grafik FFT data respon hasil rekonstruksi dan FFT dari solusi matematis perpindahan pusat massa rotor pada sumbu-x.



Gambar 4.24: Grafik rekonstruksi respon hasil pengukuran dan solusi matematis pada arah sumbu-x Helikopter.

Dari gambar 4.22 dan 4.23 didapatkan bahwa letak dominan frekuensi yang dihasilkan dari ketiga respon berada pada nilai yang berdekatan. Untuk hasil pengukuran didapatkan puncak (gambar 4.22) berada pada frekuensi 16.334 Hz, 701.83 Hz, 748.285 Hz, dan 839.859 Hz. Sedangkan untuk FFT hasil rekonstruksi, responnya berada pada frekuensi 16.29 Hz, 701.9 Hz, 748.2 Hz dan 839.8 Hz. Sehingga respon hasil rekonstruksi dapat digunakan sebagai representatif hasil pengukuran.

Solusi persamaan yang telah dicantumkan pada gambar 4.21 setelah digunakan FFT, memiliki puncak pada frekuensi 16.72 Hz. Nilai error terdekat antara solusi persamaan matematis dan pengukuran berada pada nilai error 2.63%. Sedangkan dari gambar 4.24 merupakan grafik yang menampilkan grafik solusi matematis untuk identifikasi error RMSE (*Root Mean Square Error*) terhadap respon rekonstruksi hasil pengukuran. Dari hasil perhitungan komputasi pada Matlab didapatkan nilai RMSE nya adalah sebesar 0.017 atau sebesar 1.7%.

Sehingga didapatkan secara matematis, pendekatan yang dilakukan merupakan pendekatan dengan besaran error perhitungan terhadap pengukuran sebesar 2.63% dalam domain frekuensinya. Salah satu faktor yang menyebabkan terjadinya error ini adalah penyederhanaan bentuk matematis yang banyak memberikan toleransi dalam identifikasinya. Disisi lain, pendekatan propertis mekanik yang masih kurang tepat dari kondisi pada bagian helikopter sebenarnya. Maka selanjutnya setelah diketahui besarnya error pada perhitungan matematis terhadap pengukuran, akan dilakukan analisis terhadap perhitungan matematis dan hasil pemodelan pada Femap.

4.2.2 Analisis Matematis Ketidakstabilan Kondisi Normal

Perhitungan matematis yang dilakukan berdasarkan dari apa yang telah dikerjakan pada (Bergeot et al., 2016), frekuensi *ground resonance* akan terjadi pada *regressive rotor mode*, yaitu mode yang terjadi pada bilah rotor. Dalam perhitungan tersebut, digunakan matriks dari persamaan 2.17. Berdasarkan matriks yang telah didapatkan pada persamaan 2.10 kemudian disubstitusi pada persamaan 2.11 dan diubah menjadi bentuk *state-space* pada persamaan 2.16, maka akan dihitung nilai eigen dari matriks \mathbf{A} .

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & -\mathbf{M}^{-1}(\mathbf{C} + \mathbf{G}) \end{bmatrix}$$

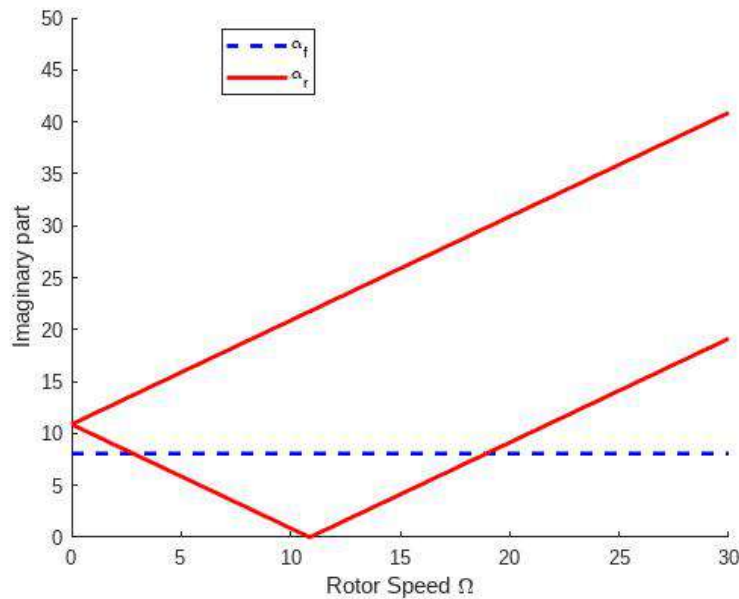
Nilai eigen pada matriks \mathbf{A} merupakan solusi yang menampilkan besarnya frekuensi pada *fuselage* dan *rotor*. Informasi material pada helikopter akan disubstitusi pada matriks tersebut. Akan tetapi dalam penelitian ini, didapatkan keterbatasan pada spesifikasi propertis helikopter. Sehingga dilakukan pendekatan untuk nilai propertis persamaan diatas menggunakan data kecepatan bilah rotor helikopter, dimana untuk masing-masing propertis tersebut dapat dilihat pada tabel 4.5.

Tabel 4.5: Pendekatan nilai propertis helikopter.

Variabel	Nilai	Besaran
L	5.97	m
k_y	6.19E6	N/m
m_y	2006	kg
c_y	0.403	Ns/m
m_δ	100.5	kg
k_δ	1.67E7	N/m
c_δ	0.543	Ns/m

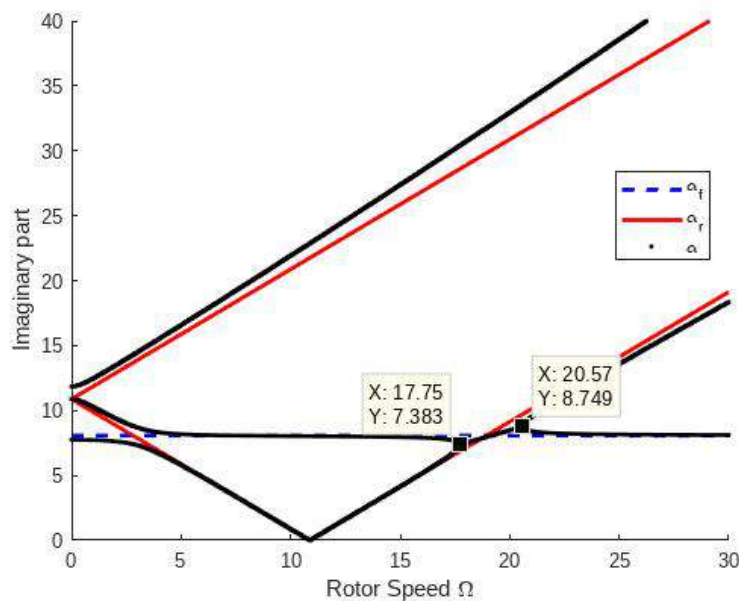
Nilai eigen dapat diperhitungkan dari matriks \mathbf{A} . Dari hasil tersebut, didapatkan 6 solusi nilai eigen saat kondisi tanpa sistem kopling (interkoneksi antara *input* dan *output*), yaitu saat $\tilde{S}_c = \tilde{S}_d = 0$ (tidak saling berhubungan / *uncoupled*). Sehingga dari kondisi tersebut didapatkan

grafik bagian imajiner terhadap kecepatan rotor Ω dan didapatkan pula bagian riil terhadap kecepatan rotor Ω .

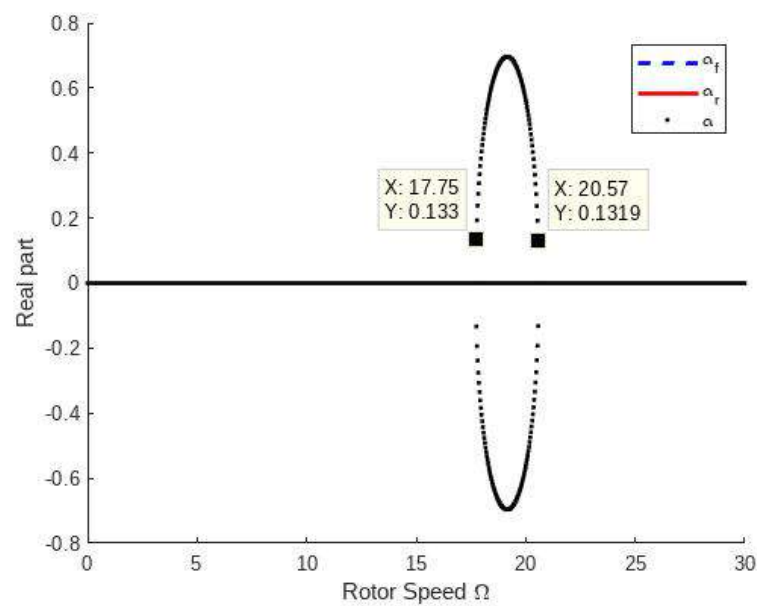


Gambar 4.25: Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi sebelum dimasukkan kondisi *coupled* pada sistem.

Pada grafik 4.25 garis putus-putus berwarna biru merupakan nilai eigen untuk *fuselage* helikopter, sehingga pada bagian imajiner tersebut memberikan besarnya mode dari *fuselage*. Sedangkan garis yang berwarna merah merupakan nilai eigen dari mode rotor helikopter, dimana pada grafik tersebut merepresentasikan *regressive rotor mode* dan *progressive rotor mode*.

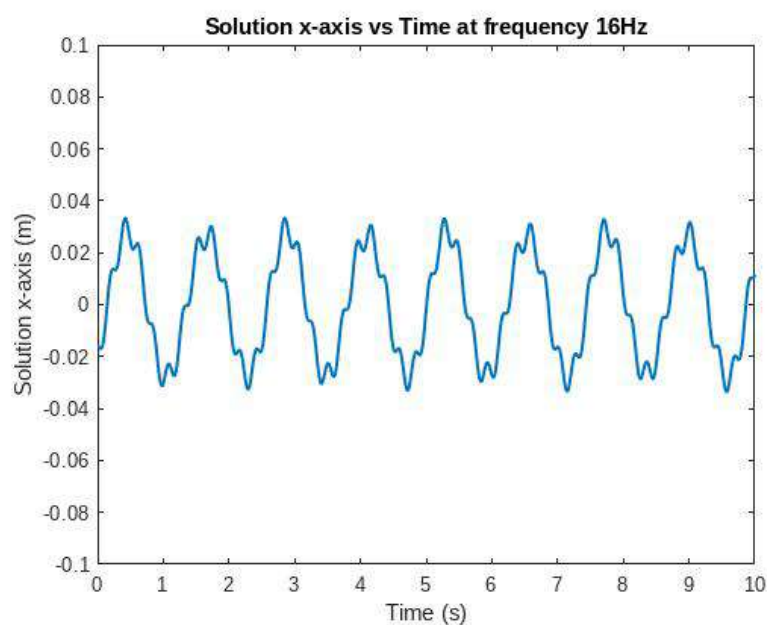


Gambar 4.26: Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi setelah dimasukkan kondisi *coupled* pada sistem.

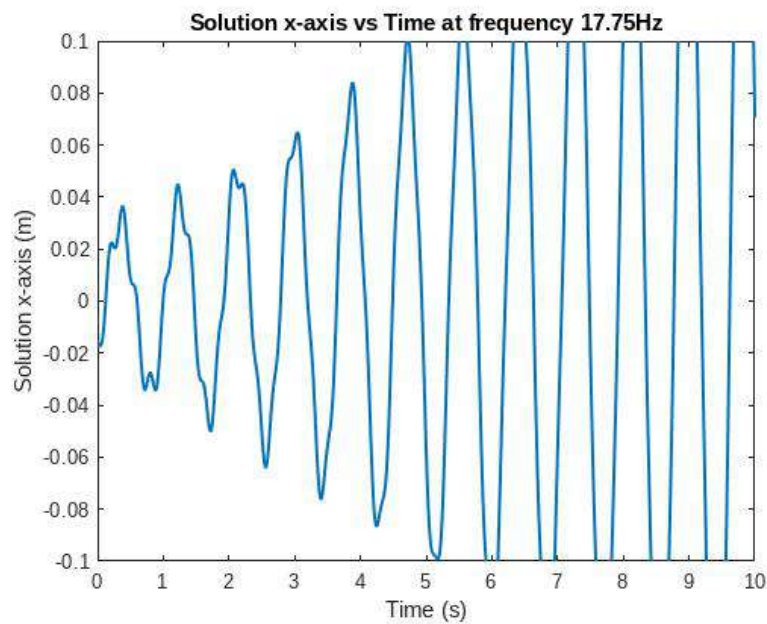


Gambar 4.27: Plot grafik riil terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi setelah dimasukkan kondisi *coupled* pada sistem.

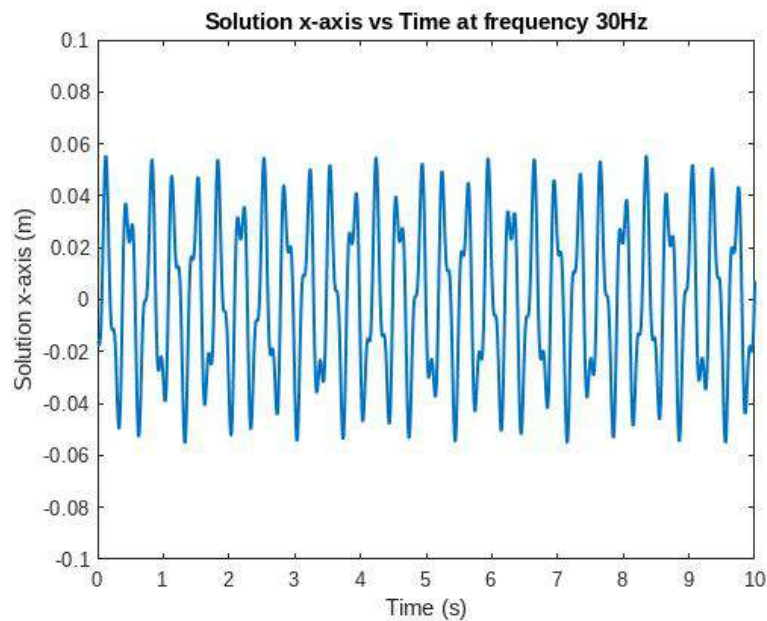
Grafik pada gambar 4.26 merupakan grafik saat sistem helikopter yang memiliki interkoneksi pada bagian *input* dan *output* nya (*coupled*). α merupakan nilai eigen dari sistem *coupled*. Kondisi saat nilai eigen *coupled* melebur dengan garis dari nilai eigennya pada nilai eigen di mode *fuselage* nya akan mengakibatkan terjadinya *ground resonance*. Kemudian pada gambar 4.27 memberikan informasi terkait batas siklus osilasi pada satu bilah rotor, yaitu berada pada rentang 17.75-20.57 Hz. Sehingga bila satu buah bilah rotor memiliki frekuensi rotasi pada rentang tersebut, helikopter akan mengalami *ground resonance*.



Gambar 4.28: Plot solusi gerakan pusat massa rotor pada sumbu-x pada frekuensi rotor 16 Hz.

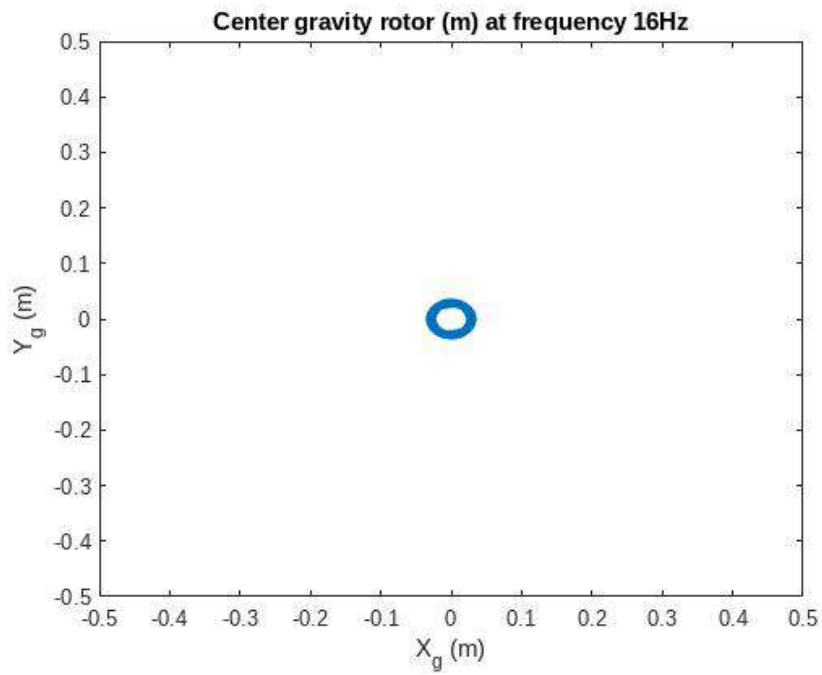


Gambar 4.29: Plot solusi gerakan pusat massa rotor pada sumbu-x pada frekuensi rotor 17.75 Hz.

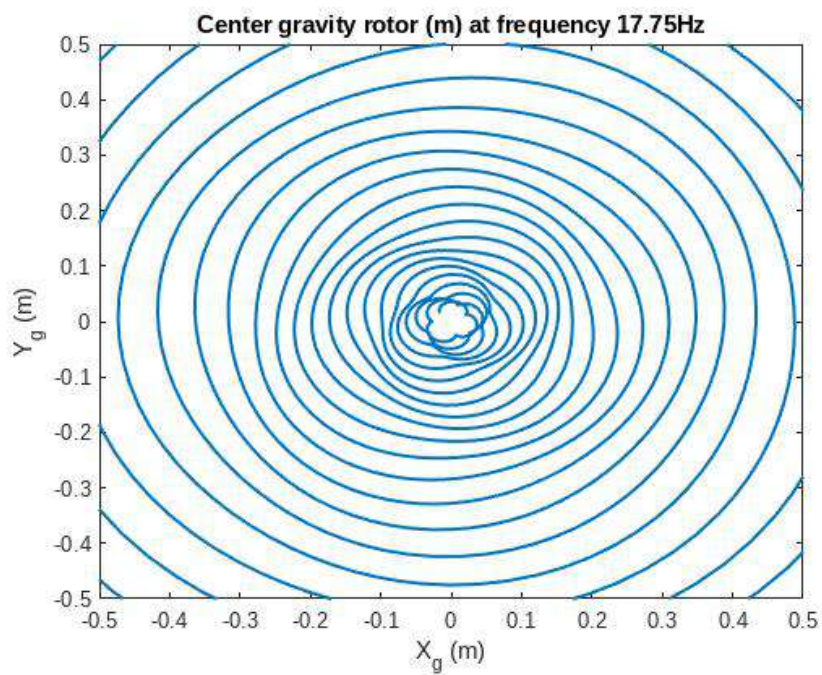


Gambar 4.30: Plot solusi gerakan pusat massa rotor pada sumbu-x pada frekuensi rotor 30 Hz.

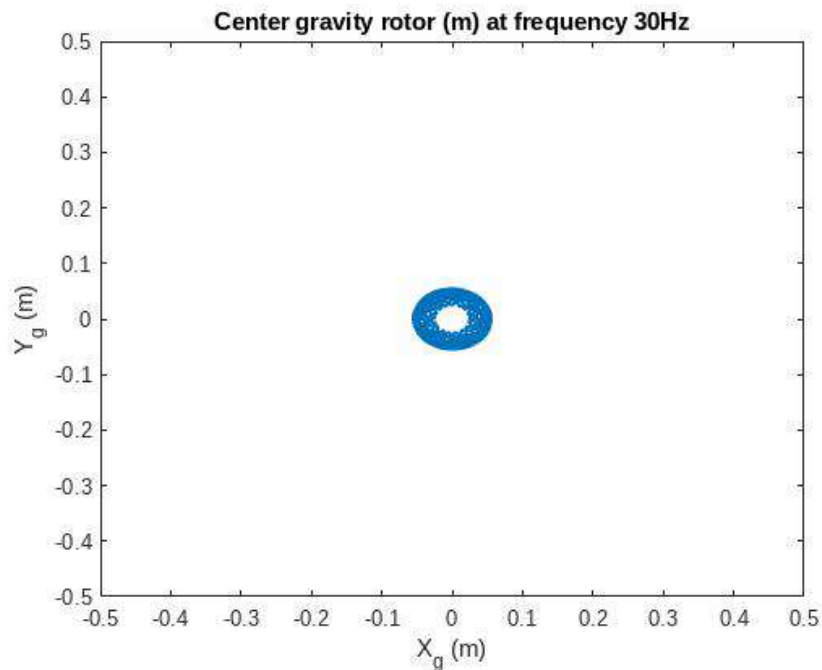
Pada rentang 17.75-20.57 Hz merupakan rentang terjadinya *ground resonance* (gambar 4.28 hingga 4.30). Amplitudo dari solusi perpindahan pusat massa pada sumbu-x berada pada nilai yang besar seiring dengan berjalannya waktu. Hal ini memvalidasi bahwa dalam rentang 17.75-20.57 Hz merupakan rentang terjadinya *ground resonance* helikopter. Amplitudo pada gambar 4.28 dan 4.30 memiliki nilai yang berada di skala 0.06 meter. Sedangkan pada gambar 4.29 amplitudonya membesar seiring berjalannya waktu.



Gambar 4.31: Plot pergerakan pusat massa rotor pada sumbu-xy pada frekuensi 16 Hz.



Gambar 4.32: Plot pergerakan pusat massa rotor pada sumbu-xy pada frekuensi 17.75 Hz.



Gambar 4.33: Plot pergerakan pusat massa rotor pada sumbu-xy pada frekuensi 30 Hz.

Gambar 4.31 dan 4.33 merupakan perpindahan pusat massa rotor helikopter saat tidak terjadi *ground resonance* yaitu pada frekuensi rotor 16 Hz dan 30 Hz. Sedangkan pada gambar 4.32 merupakan perpindahan pusat massa rotor helikopter saat terjadi fenomena *ground resonance*. Pusat massa rotor seiring berjalannya waktu akan semakin jauh berpindah dari titik pusat massa aslinya, yaitu 0,0, bahkan skala perpindahannya bisa mencapai lebih dari 0.5 meter.

Gambar pada grafik 4.27 memberikan informasi, bahwa pada bagian riil dari nilai eigen sistem *coupled* berada pada nilai positif pada rentang 17.75-20.57 Hz. Berdasarkan pada apa yang telah dikerjakan pada (Bergeot et al., 2016), (Eckert, 2007), (Bergeot et al., 2017), dan banyak literatur mengenai fenomena *ground resonance* maka pada kondisi tersebut helikopter akan mengalami getaran yang dapat menyebabkan *ground resonance*.

E10				
fx = COUNTIFS(\$A\$2:\$A\$4541,">=17.75",\$A\$2:\$A\$4541,"<=20.57")				
	A	B	C	D
1	Frekuensi	g-Peak	Channel	
2	1.930925	0.00063	ch1	0<f<80
3	4.869472	0.000965	ch1	f1
4	7.466667	0.000198	ch1	f2
5	10.461628	0.000213	ch1	f3
6	13.358655	0.000102	ch1	f4
7	748.337689	0.011619	ch2	Total proporsi re
8	748.364387	0.007232	ch2	
9	748.501112	0.007302	ch2	
10	748.577818	0.008659	ch2	0
11	748.638501	0.008698	ch2	
12	748.719311	0.008007	ch2	
13	748.337821	0.00559	ch3	

Gambar 4.34: Jumlah rentang frekuensi respon helikopter pada rentang 17.75-20.57 Hz menggunakan MS Excel.

Gambar 4.34 merupakan langkah yang dilakukan untuk mencari respon helikopter yang terdapat pada interval 17.75-20.57 Hz. Data respon helikopter berada pada A2 hingga A4540.

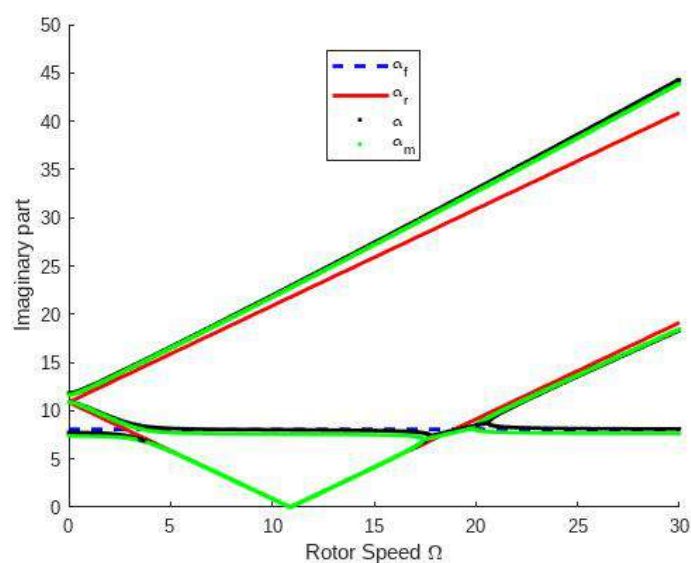
Langkah ini dilakukan untuk mengonfirmasi apakah dari perhitungan matematis, helikopter memiliki potensi mengalami fenomena *ground resonance* atau tidak. Dari hasil tersebut dapat diperhatikan bahwa tidak terdapat respon yang berada pada rentang 17.75-20.57 Hz. Hal ini berkorelasi dengan kondisi di lapangan saat dilakukannya pengujian pada helikopter, bahwa helikopter tidak mengalami getaran besar yang menyebabkan terjadinya *ground resonance*. Aspek penyesuaian yang dipertimbangkan dalam formulasi matematis melibatkan *lagging motion* pada helikopter dan koefisien kopling yang terkuantifikasi secara matematis, sehingga menyebabkan perbedaan nilai pada standar MIL-STD-810H-Method-514.8. Namun, perlu diperhatikan, perhitungan matematis ini didapatkan dengan pendekatan material helikopter yang pada umumnya, yaitu menggunakan material *airframe* helikopter pada umumnya, yaitu Aluminum 7075-T6 (AST,).

4.2.3 Analisis Matematis Ketidakstabilan Kondisi Modifikasi

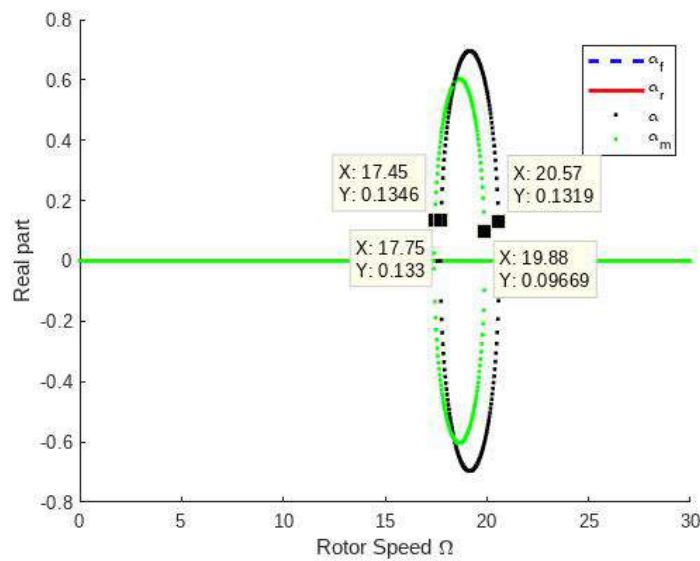
Diasumsikan bahwa pada m_y terdapat penambahan massa baru sebesar m_m . Sehingga pada persamaan yang mengandung m_y pada matriks A 2.17 akan menjadi m'_y . dengan:

$$m'_y = m_y + m_m \quad (4.1)$$

Sehingga akan dilakukan perhitungan, saat $m_m = 0$ hingga penambahan sampai pada $m_m = 300$ yang menandakan bahwa perubahan pada massanya akan bertambah sebesar 300 kg. Akan tetapi dalam perhitungan terhadap potensi fenomena *ground resonance* ini memiliki batas penambahan maksimum, yaitu sebesar 4500 kg. Sehingga nilai pertambahan maksimum pada modifikasi helikopter adalah sebesar 2094 kg. Selanjutnya akan coba dilihat melalui grafik seperti pada gambar grafik 4.26 dan 4.27 untuk kondisi modifikasi penambahan massa pertama, yaitu sebesar 300 kg. Maka akan didapatkan seperti pada gambar 4.35 dan 4.36.

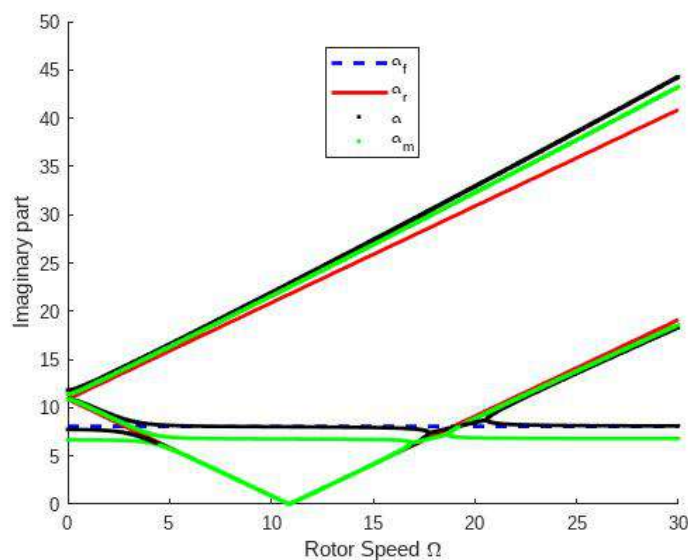


Gambar 4.35: Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi *coupled* sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 300 kg (hijau).

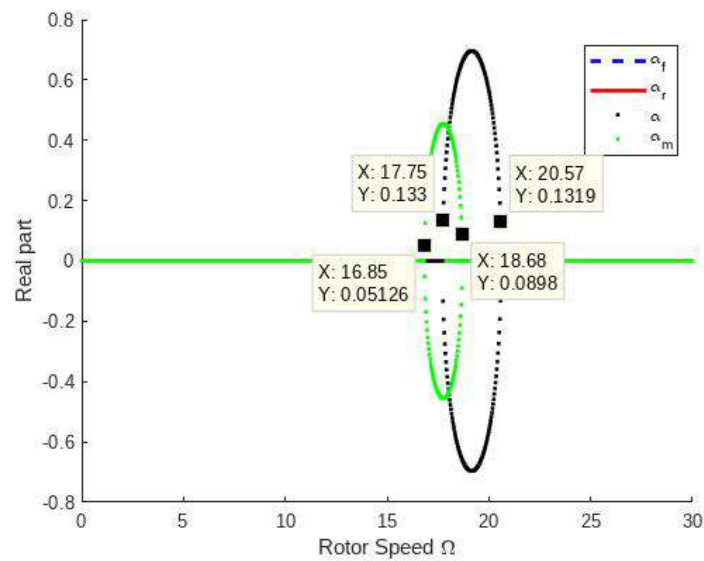


Gambar 4.36: Plot grafik riil terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi *coupled* sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 300 kg (hijau).

Variabel keterangan berwarna hijau yang disimbolkan dengan α_m merupakan grafik hasil modifikasi helikopter. Pada grafik tersebut, yaitu pada gambar 4.36 dan 4.35 menunjukkan adanya pergeseran frekuensi resonansi pada modifikasi penambahan 300 kg pada helikopter, yaitu menjadi 17.45-20.57 Hz. Pergeseran tersebut secara kuantitatif memiliki selisih sebesar 0.3 Hz pada batas awal dan 0.69 Hz batas akhir. Selanjutnya dilakukan penambahan yang lebih berat, yaitu sebesar 1000 kg atau sebesar 1 ton. Sehingga akan didapatkan grafik sebagaimana pada gambar 4.37.

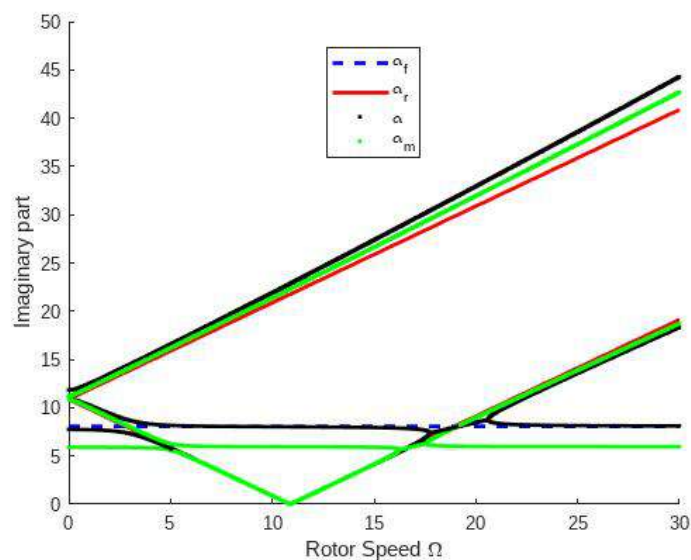


Gambar 4.37: Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi *coupled* sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 1000 kg (hijau).

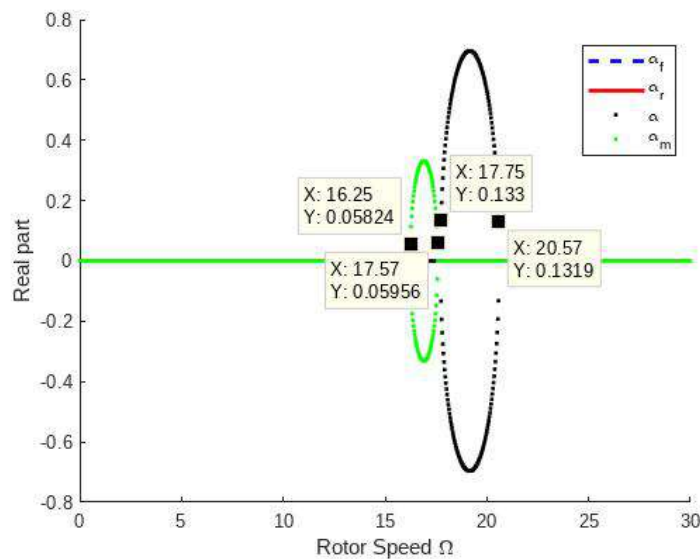


Gambar 4.38: Plot grafik riil terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi *coupled* sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 1000 kg (hijau).

Grafik pada gambar 4.37 menunjukkan pergeseran rentang frekuensi resonansi yang lebih besar dari sebelumnya. Pada modifikasi penambahan massa 1 ton ini rentang frekuensi resonansi menjadi (16.85-18.68 Hz). Selisih nilai batas awalnya sebesar 0.9 Hz dan batas akhir sebesar 1.89 Hz. Hal ini menunjukkan indikasi bahwa modifikasi penambahan massa pada helikopter menggeser rentang frekuensi helikopter ke rentang tertentu. Kemudian selanjutnya dilakukan modifikasi penambahan massa sebesar 2000 kg, penambahan ini secara tidak langsung menjadi batas penambahan maksimal dikarenakan batas beban massa angkat untuk helikopter berdasarkan data (AIRBUS, 2023) hanya sebesar 4500 kg.



Gambar 4.39: Plot grafik imajiner terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi *coupled* sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 2000 kg (hijau).



Gambar 4.40: Plot grafik riil terhadap kecepatan rotor Ω pada kondisi *coupled* sebelum (hitam) dan setelah penambahan massa 2000 kg (hijau).

Tabel 4.6: Komparasi respon frekuensi pada rentang hasil modifikasi helikopter.

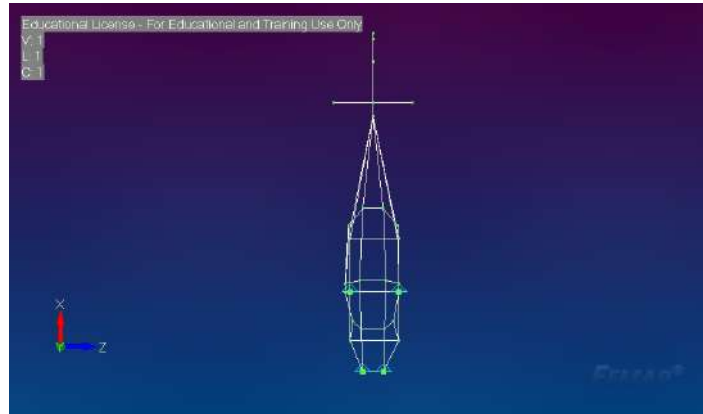
Modifikasi (+ massa) (kg)	Rentang frekuensi (Hz)	Banyak respon (n)	Proporsi dengan seluruh respon frekuensi (%)
300	17.45 - 19.88	0	0%
1000	16.85 - 18.68	0	0%
2000	16.25 - 17.57	45	2%
0-2000 (seluruh rentang)	16.25 - 20.57	45	2%

Dari grafik 4.40 menunjukkan pergeseran yang cukup signifikan untuk rentang frekuensi resonansi helikopter. Untuk modifikasi ini didapatkan rentang pada 16.25-17.57 Hz, dengan selisih batas awal sebesar 1.5 Hz dan batas akhir sebesar 3 Hz. Dari beberapa grafik hasil modifikasi yang telah didapatkan. Modifikasi massa pada helikopter membuat batas siklus osilasinya bergeser ke nilai kecepatan rotor yang lebih rendah. Hal ini disebabkan penambahan massa pada helikopter membuat inersianya juga semakin besar. Sehingga dengan kecepatan yang lebih rendah dari biasanya, sudah cukup untuk membuat helikopter berada pada kondisi yang berpotensi mengalami *ground resonance*. Apabila hasil data akselerometer diidentifikasi pada hasil perhitungan ini dengan rentang keseluruhan dari 16.25 Hz (rentang modifikasi) hingga 20.57 Hz (rentang sebelum dimodifikasi), ditemukan adanya respon pada helikopter pada rentang 16.26-17.57 Hz. Sehingga didapatkan bahwa pada penambahan massa maksimal memiliki sebanyak 45 frekuensi respon atau sebanyak 2% dari total respon helikopter seperti yang ditunjukkan pada tabel 4.6.

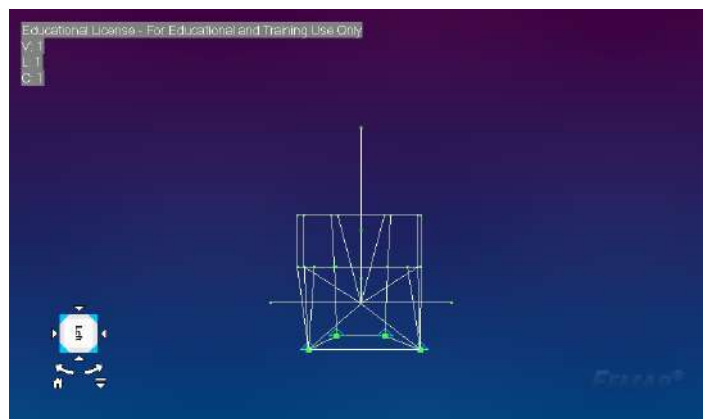
Akan tetapi asumsi penambahan massa modifikasi pada helikopter ini didasarkan pada penambahan yang merata pada setiap titik helikopter. Oleh karena itu diperlukan analisis dari aspek geometri jika penambahan massa pada helikopter melibatkan modifikasi bentuk yang tidak merata pada helikopter. Hal tersebut dikarenakan penambahan massa yang tidak merata pada helikopter akan menyebabkan pusat massa helikopter berpindah dari pusat massa awalnya.

4.3 Hasil Pemodelan Simulasi pada Femap

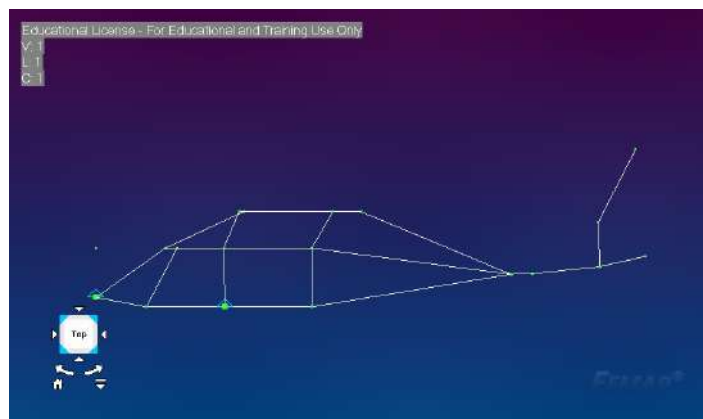
4.3.1 Hasil Femap (*Mode Shape*)



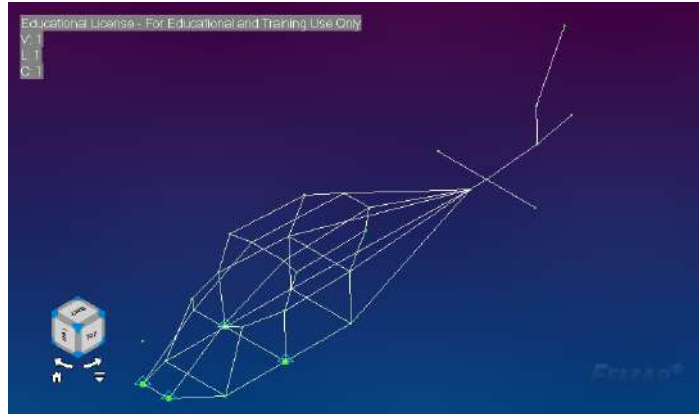
Gambar 4.41: Gambar hasil pemodelan stik helikopter tampak dari atas.



Gambar 4.42: Gambar hasil pemodelan stik helikopter tampak dari depan.



Gambar 4.43: Gambar hasil pemodelan stik helikopter tampak dari samping.



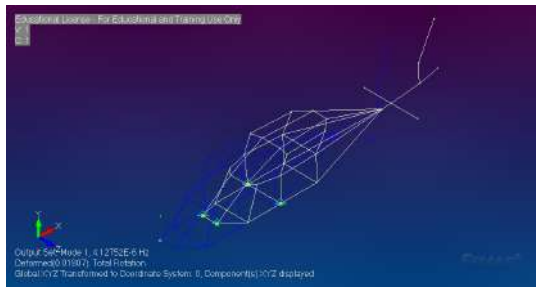
Gambar 4.44: Gambar hasil pemodelan stik helikopter tampak dari normal.

Hasil simulasi pada Femap menggunakan beberapa kondisi pendekatan dengan keadaan sebenarnya dari helikopter. Dalam hal ini, diberikan *constraint* pada beberapa titik di helikopter. Titik tersebut terletak pada bagian depan dan tengah diposisi kanan-kiri kerangka helikopter. *Constraint* tersebut merepresentasikan posisi pendaratan helikopter pada darat, yaitu ban dan oleo. Dari titik yang telah ditentukan pada tabel 3.6, yaitu terletak pada ID 9, 10, 15, dan 16 atau jika dilihat menggunakan skema pada gambar 3.7 terletak pada mark 1s, 1s', 3s dan 3s'. *Constraint* yang diberikan merupakan batasan yang hanya berada pada arah sumbu-x. Sehingga pada titik tersebut tidak terdapat perindahan secara translasi.

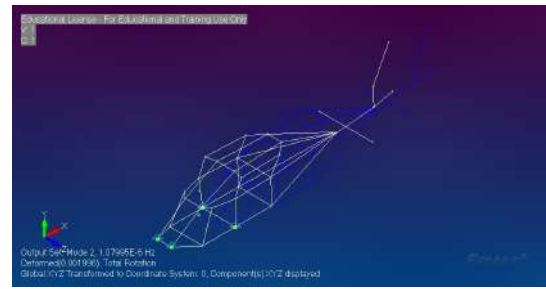
Helikopter dimodelkan berdasarkan model stik atau batang. Pada masing-masing penghubung stiknya merupakan *node*. Digunakan material berbahan dasar aluminum 7075-T6 untuk elemen pada stik pemodelan helikopter dengan informasi yang didapat dari (AST,).

Dari pemodelan yang telah dibuat pada Femap, selanjutnya telah digunakan analisis pada fitur Femap untuk mencari *mode shape* pada helikopter. Secara matematis, pada dasarnya untuk mencari *mode shape* pada helikopter adalah dengan mencari nilai eigen dari sistem pemodelannya. Kemudian dari nilai eigen tersebut didapatkan vektor eigen untuk selanjutnya dapat merepresentasikan gerakan dari n-mode yang dimiliki oleh helikopter. Dalam hal ini telah didapatkan 10 mode pada helikopter.

Pada gambar 4.45a hingga 4.49b merupakan deformasi mode 1 hingga mode 10. Setiap mode memiliki bentuk deformasi dan frekuensi yang berbeda-beda. Mode 1 hingga 3 memiliki frekuensi yang sangat kecil, dari ketiga *mode shape* tersebut memiliki gerakan yang hampir sama. Kemudian pada mode 4 hingga 10 memiliki frekuensi dan *mode shape* yang berbeda-beda pula. Bila dikembalikan pada pemahaman teoritis, fenomena *ground resonance* dapat terjadi apabila peredam pada bilah rotor tidak dapat mengkompensasi gerakan tertinggal bilahnya (*lead/lag motion*) maka pusat massa helikopter tidak akan segaris lagi dengan rotor. Hal tersebut dapat menyebabkan ketidakstabilan oleh gaya sentrifugal (gambar 4.50) pada frekuensi tertentu yang menyebabkan badan helikopter mengalami getaran dan saat frekuensi dari rotor memiliki nilai yang mendekati frekuensi natural helikopter maka terjadilah *ground resonance*.

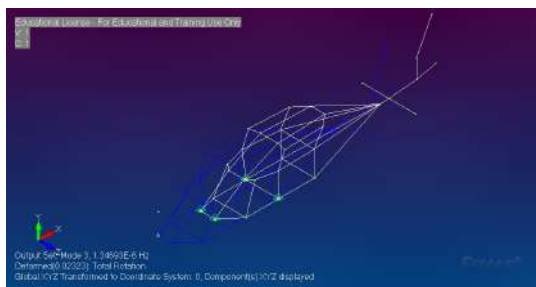


(a)

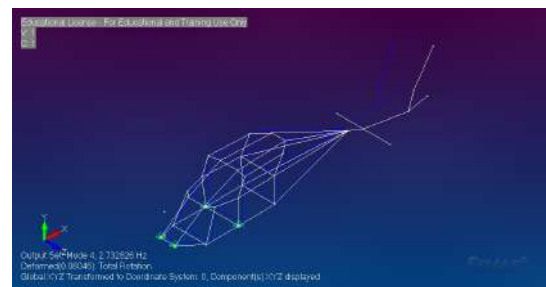


(b)

Gambar 4.45: Deformasi pada: (a) mode 1 di frekuensi $4.12 \cdot 10^{-6}$ Hz (b) mode 2 di frekuensi $1.07 \cdot 10^{-6}$ Hz.

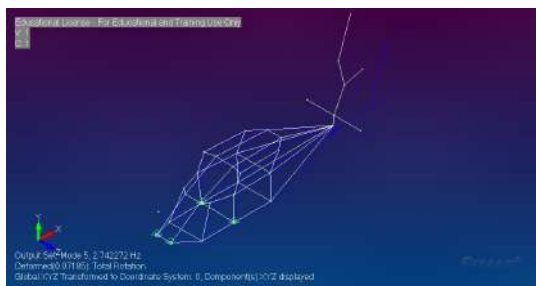


(a)

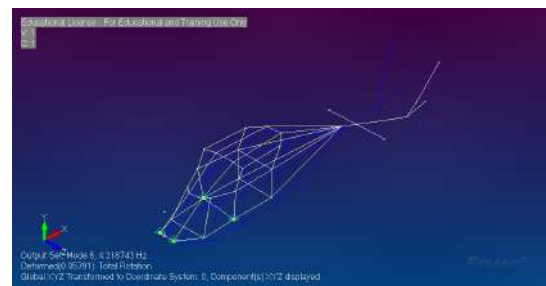


(b)

Gambar 4.46: Deformasi: (a) mode 3 pada frekuensi $1.34 \cdot 10^{-6}$ Hz (b) mode 4 pada frekuensi 2.73 Hz.

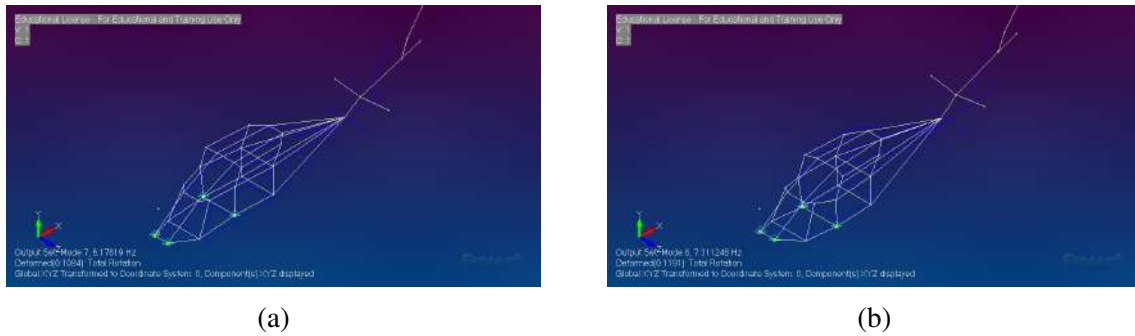


(a)

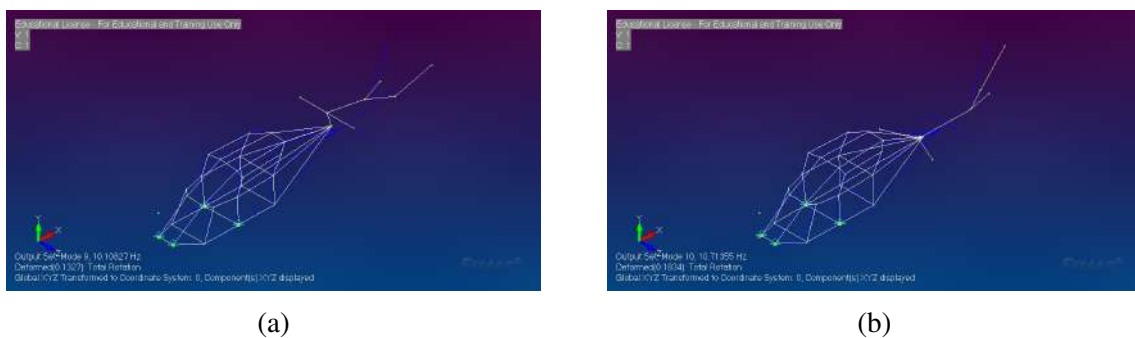


(b)

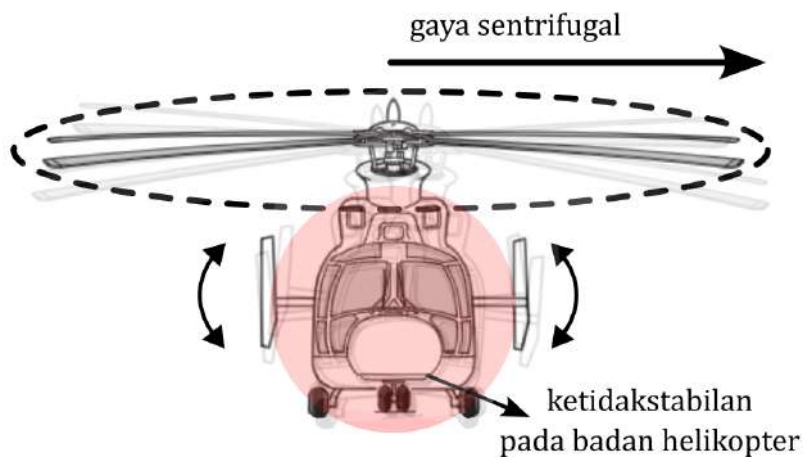
Gambar 4.47: Deformasi: (a) mode 5 pada frekuensi 2.74 Hz (b) mode 6 pada frekuensi 4.31 Hz.



Gambar 4.48: Deformasi: (a) mode 7 pada frekuensi 6.17 Hz (b) mode 8 pada frekuensi 7.31 Hz.

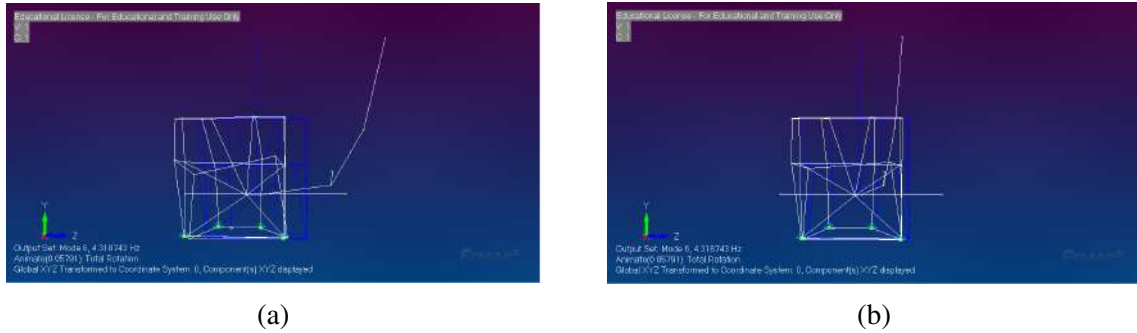


Gambar 4.49: Deformasi: (a) mode 9 pada frekuensi 10.1 Hz (b) mode 10 pada frekuensi 10.7 Hz.

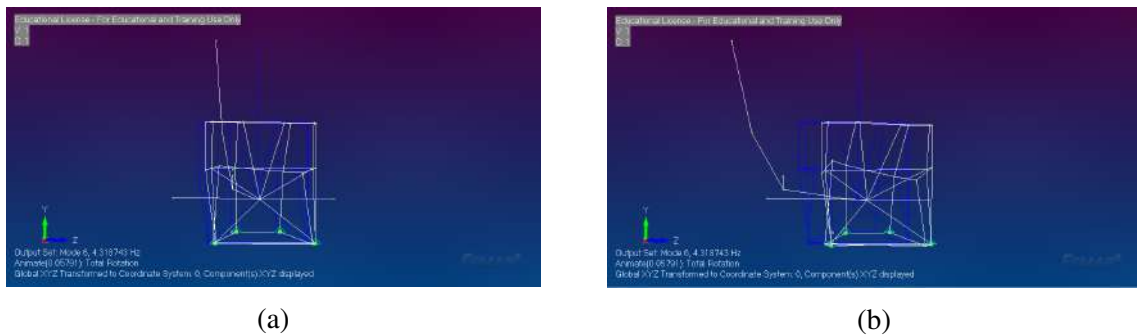


Gambar 4.50: Gaya sentrifugal dan ketidakstabilan helikopter saat *ground resonance*.

Dari beberapa *mode shape* yang telah didapatkan, terdapat salah satu gerakan pada *mode shape* yang memiliki bentuk yang serupa dengan fenomena pada gambar 4.50, yaitu pada mode ke-6. Pada mode tersebut, *fuselage* memiliki getaran yang bergerak pada sumbu-y (kanan-kiri).



Gambar 4.51: Gerakan pada mode ke-6 saat: (a) animasi frame ke-1 (b) animasi frame ke-2.



Gambar 4.52: Gerakan pada mode ke-6 saat: (a) animasi frame ke-3 (b) animasi frame ke-4.

Dalam pemodelan simulasi pada Femap, terdapat banyak aspek yang disederhanakan. Bentuk helikopter yang sangat kompleks direpresentasikan dalam bentuk stik model seperti yang dikerjakan pada (Grzegorz and Tomasz, 2016) dimana pada pemodelan tersebut, digunakan data properti yang sudah sesuai dengan kondisi eksisting pada helikopter. Akan tetapi pada pemodelan yang telah dibuat kali ini, masih menjadi sebuah batasan untuk melakukan pendekatan sesuai dengan properti material yang digunakan. Sehingga pada pemodelan ini hanya akan digunakan analisis untuk merepresentasikan *mode shape* yang sesuai dengan mekanisme terjadinya fenomena *ground resonance*.

Frekuensi pada mode ke-6, merupakan frekuensi eigen yang berada dekat pada rentang frekuensi f_1 (5.92-6.02 Hz). Apabila pada rentang frekuensi di mode ke-6 dilakukan identifikasi jumlah frekuensi respon helikopter seperti yang dapat dilihat pada gambar 4.53, akan didapatkan sebanyak 3% respon frekuensi helikopter yang berada pada sekitar frekuensi mode ke-6 (82 respon frekuensi) dengan batas-batas pada 4-4.5 Hz. Hal ini menunjukkan, bahwa apabila ditinjau dari *finite element analysis*, tidak terdapat potensi yang besar untuk terjadinya fenomena *ground resonance* pada helikopter hasil modifikasi ini.

4.3.2 Validasi Hasil Simulasi

Validasi simulasi yang dilakukan berdasarkan pada deformasi pada hasil *mode shape* simulasi Femap. Dari data pengukuran, sensor akselerometer diletakkan pada titik 2s', 2s, dan 3s'. Kemudian selanjutnya akan dilakukan identifikasi deformasi pada titik 3s' pada arah sumbu-y seperti yang dapat dilihat pada gambar 4.54.

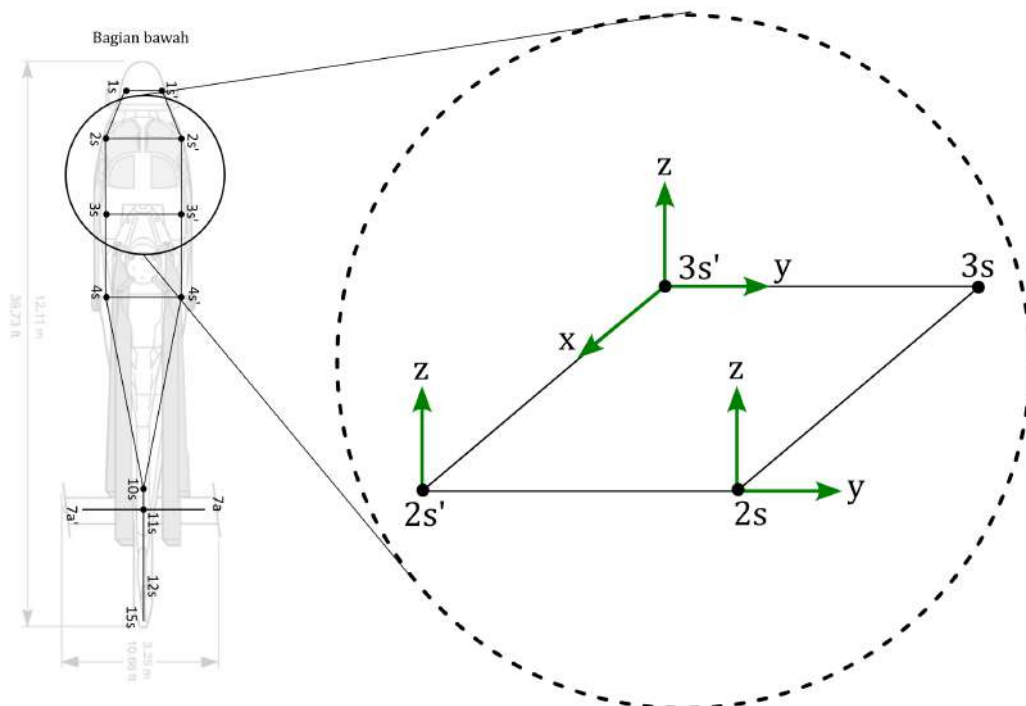
Deformasi pada titik 3s' (node ke-15) di mode-6 (4.31 Hz) pada arah sumbu-y didapatkan sebesar 0.016 m. Sehingga bila diekspresikan dalam bentuk getaran (gambar 4.55) akan di-

E13 `=COUNTIFS(A2:A4541,">=4",A2:A4541,"<=4.5")`

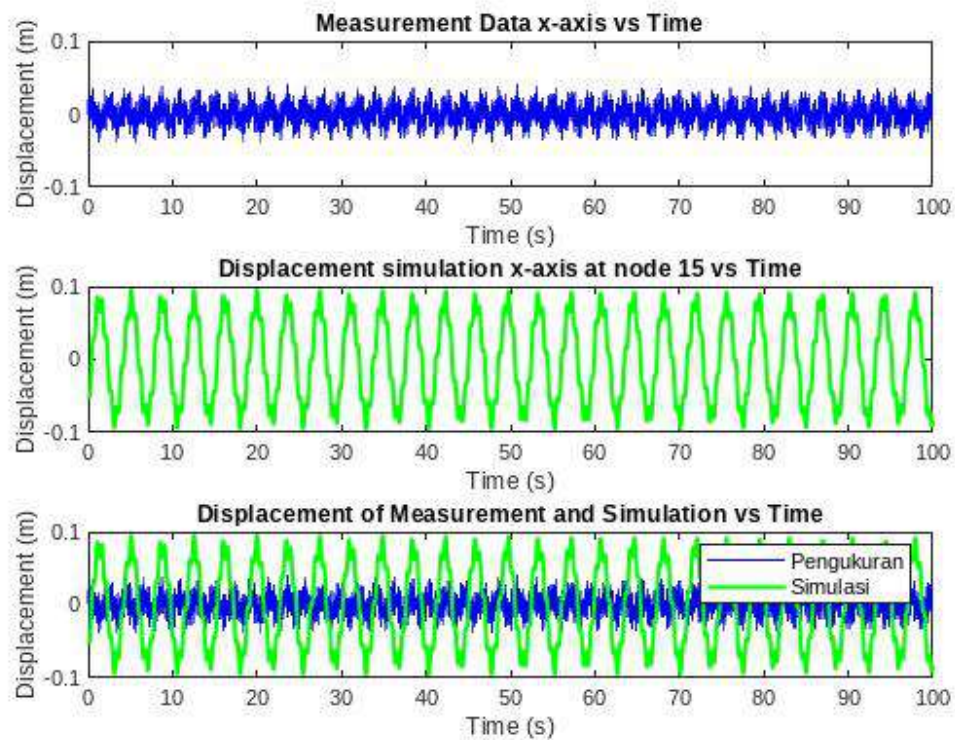
	A	B	C	D	E	F	G
1	Frekuensi	g-Peak	Channel				
2	1.930925	0.00063	ch1		0<f<80	2412	
3	4.869472	0.000965	ch1		f1	0	0
4	7.466667	0.000198	ch1		f2	383	15.88
5	10.461628	0.000213	ch1		f3	103	4.27
6	13.358655	0.000102	ch1		f4	15	0.62
7	748.337689	0.011619	ch2		Total proporsi respon		20.77114
8	748.364387	0.007232	ch2				
9	748.501112	0.007302	ch2				
10	748.577818	0.008659	ch2		0		45
11	748.638501	0.008698	ch2				
12	748.719311	0.008007	ch2				
13	748.337821	0.00559	ch3		82	3.40%	
14	748.36487	0.003252	ch3				

Gambar 4.53: Jumlah rentang respon frekuensi hasil simulasi Femap pada rentang 4-4.5 Hz menggunakan MS Excel.

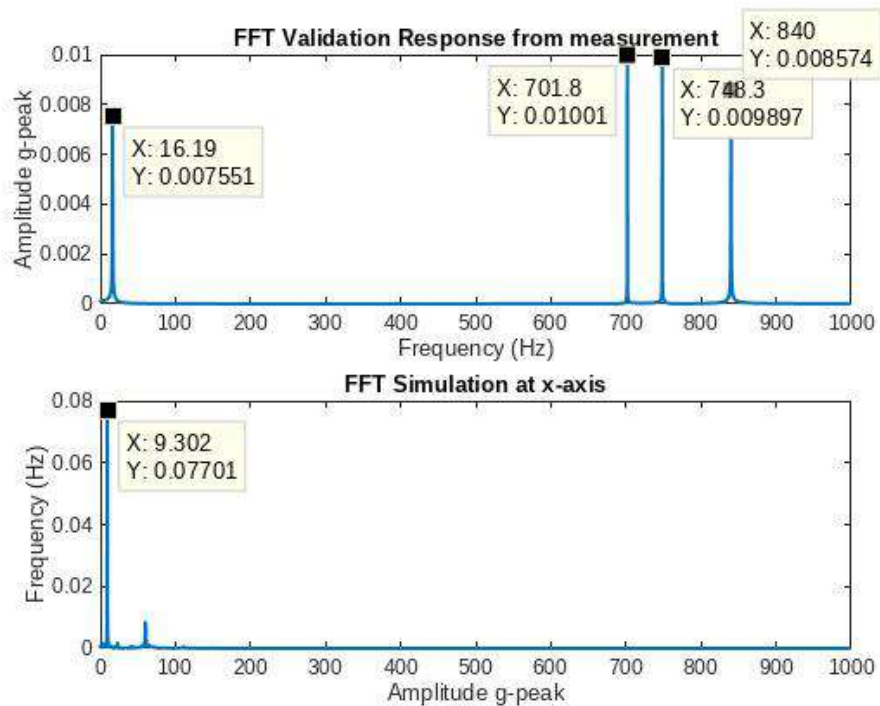
hasilkan grafik perbandingan perpindahan hasil pengukuran pada titik 3s' terhadap simulasi Femap. Selanjutnya dari hasil FFT untuk kedua respon frekuensi (pengukuran dan simulasi) didapatkan dari hasil simulasi frekuensinya berada pada 9.30 Hz. Sedangkan untuk hasil pengukuran sebesar 16.19. Sehingga terhadap dominan frekuensinya didapatkan besarnya error antara keduanya adalah sebesar 42.5% sedangkan untuk *root mean square error* nya didapatkan sebesar 5.8%.



Gambar 4.54: Bentuk *finite element* stik model pada titik pengukuran helikopter.



Gambar 4.55: Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x dan Plot simulasi Femap arah sumbu-x.



Gambar 4.56: Respon frekuensi helikopter pada arah sumbu-x dan Plot simulasi Femap arah sumbu-x.

Hasil simulasi yang didapatkan memiliki nilai error yang cukup besar dari hasil pengukuran. Meskipun identifikasi dari gerakan hasil simulasi memiliki gerakan yang serupa dengan fenomena *ground resonance*. Akan tetapi secara kuantitatif, nilai tersebut memiliki error yang hampir mencapai 42.5%. Error tersebut dapat disebabkan oleh pendekatan propertis mekanik yang belum sesuai dengan helikopter yang sebenarnya dan pembuatan *finite element* yang masih belum sesuai dengan model stik helikopter. Sehingga pada skala pengembangan kedepannya diperlukan bentuk *finite element* yang lebih akurat dan pemilihan propertis mekanik yang lebih sesuai dengan helikopter yang dimodelkan.

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berikut merupakan kesimpulan dari hasil yang telah didapatkan:

1. Dari data *ground test*, untuk hasil pengukuran yang didapatkan pada FTIS untuk mencari *damping ratio* secara visual. Tidak ditemukan kondisi yang berpotensi mengalami fenomena *ground resonance*. Helikopter cenderung bergerak ke arah kanan dan kiri (*yaw*) dan ke arah depan dan belakang (*pitch*). Untuk data hasil pengukuran pada akselerometer didapatkan pada rentang f_1 (5.09-6.08 Hz) sebanyak 0%. Kemudian pada f_2 (23.68-24.32 Hz) sebanyak 15.88%, f_3 (47.36-48.64 Hz) sebanyak 4.27%, dan f_4 (71.04-72.96 Hz) sebanyak 0.62%. Meskipun terdapat respon frekuensi pada rentang hasil pengukuran pada standar, tidak ditemukan adanya nilai g-peak yang cukup tinggi yang dapat membahayakan helikopter.
2. Batas siklus osilasi didapatkan menggunakan perhitungan matematis dengan error -frekuensi dominan sebesar 2.63% dan RMSE sebesar 1.7%. Didapatkan untuk kondisi normal adalah berada pada rentang 17.75-20.57 Hz sedangkan untuk kondisi modifikasi dengan penambahan maksimal sebanyak 2000 kg didapatkan rentangnya berada pada 16.25-17.57 Hz dengan jumlah respon frekuensi yang berada pada rentang hasil modifikasi sebanyak 2%.
3. Didapatkan sebanyak 10 *mode shape* untuk masing-masing frekuensi osilasi pada pemodelan dengan error hasil simulasi frekuensi dominan didapatkan sebesar 42.5% dan RMSE sebesar 5.8%. Didapatkan gerakan yang berkorelasi dengan getaran *ground resonance* pada mode-6, yaitu pada frekuensi 4.13 Hz, serta terdapat sebesar 3.40% (rentang 4-4.5 Hz) jumlah respon frekuensi.

5.2 Saran

Untuk pengembangan lebih lanjut dengan tujuan yang lebih spesifik pada fenomena *ground resonance* yang terjadi pada helikopter. Berikut ini merupakan beberapa saran yang dapat membangun tujuan yang lebih spesifik tersebut.

1. Diperlukan pengujian pada kerangka helikopter secara langsung dengan menggunakan sensor yang lebih banyak pada titik-titik kerangka helikopter. Hal tersebut untuk mendapatkan informasi yang lebih luas terkait titik-titik yang dapat menyebabkan terjadinya *ground resonance*. Pengujian tersebut seharusnya menggunakan uji tekan dan uji getar menggunakan *shaker* pada kerangka helikopter.
2. Informasi terkait propertis mekanik pada helikopter sangat dibutuhkan untuk mendapatkan hasil simulasi yang mendekati dengan kondisi eksisting pada helikopter. Sehingga simulasi tersebut dapat lebih dipercaya untuk keperluan pengembangan atau prediksi kondisi pada helikopter yang tidak dimungkinkan untuk dilakukan pengujian langsung.
3. Pendekatan matematis terhadap pemodelan sederhana helikopter perlu ditinjau kembali secara formulasi, agar ekspresi matematika yang diberikan dapat menjadi acuan valid-

itas terhadap pengujian dan hasil simulasi. Masih terdapat banyak sekali metode yang membangun persamaan matematis pada helikopter, diantaranya adalah kedalaman pemahaman mengenai transformasi *coleman* atau transformasi *multi-blade*, penurunan menggunakan metode *Lagrange*, transformasi binormal, analisis stabilitas linier, dan masih banyak metode matematika yang menjadi dasaran untuk melakukan pendekatan pada helikopter.

DAFTAR PUSTAKA

- Table of mechanical properties for (astm) aluminum 7075-t6. <https://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA7075T6>. Accessed: 2023-06-26.
- (2020). A strategy to suppress limit cycle oscillations in helicopter ground resonance including landing gear nonlinearities. *Aerospace Science and Technology*, 105:106011.
- AIRBUS (2023). As565 mbe.
- Aviation, A. F., editor (2019). *Helicopter Flying Handbook*. U.S. Department of Transportation.
- Bergeot, B., Bellizzi, S., and Cochelin, B. (2016). Analysis of steady-state response regimes of a helicopter ground resonance model including a non-linear energy sink attachment. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 78:72–89.
- Bergeot, B., Bellizzi, S., and Cochelin, B. (2017). Passive suppression of helicopter ground resonance using nonlinear energy sinks attached on the helicopter blades. *Journal of Sound and Vibration*, 392:41–55.
- Bielawa, R. L. (2006). *Rotary wing structural dynamics and aeroelasticity*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Borges da Silva, C. A., Sanches, L., and Michon, G. (2019). The Dynamics of Helicopters with Nonlinearities on the Fuselage. In *Surveillance, Vishno and AVE conferences*, Lyon, France. INSA-Lyon, Université de Lyon.
- Bramwell, A., Done, G., and Balmford, D. (2001). *Bramwell's Helicopter Dynamics*. Library of Flight. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Ciavarella, C., Priems, M., Govers, Y., and Böswald, M. (2018). An extensive helicopter ground vibration test: from pretest analysis to the study of non-linearities.
- Coleman R.P., F. A. M. (1957). Theory of self excited mechanical oscillations of helicopter rotors with hinged blades. *NACA Report*, 1351.
- Dźygadło, Zbigniew, Kowaleczko, and Grzegorz (2000). Ground resonance of a helicopter. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics (Warsaw)*, 38.
- Eckert, B. (2007). Analytical and a numerical ground resonance analysis of a conventionally articulated main rotor helicopter.
- Friedmann, P. P. and Venkatesan, C. (1985). Coupled helicopter rotor/body aeromechanical stability comparison of theoretical and experimental results. *Journal of Aircraft*, 22(2):148–155.
- Gorecki, T. (2013). The support process, simulation research design and structure of the new helicopter's construction schematics with special emphasis on ground resonance phenomenon. *39th European Rotorcraft Forum 2013, ERF 2013*, pages 169–171.

- Grzegorz, K. and Tomasz, G. (2016). The support process , simulation research design and structure of the new helicopter ' s construction schematics with special emphasis on ground resonance phenomenon.
- GS, B. (2008). Multiblade coordinate transformation and its application to wind turbine analysis.
- Hwang, J. and Lee, S. (2013). Review on u.s. army helicopter mishap analysis for revision of crashworthiness requirements. *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 41(9):734–739.
- Indonesia-PTDI, D. (2023). About us.
- Kunz, D. L. (2002). Nonlinear analysis of helicopter ground resonance. *Nonlinear Analysis: Real World Applications*, 3(3):383–395.
- Lojewski, R., Kessler, C., and Bartels, R. (2020). Influence of contact points of helicopter skid landing gears on ground resonance stability. *CEAS Aeronautical Journal*, 11:731 – 743.
- Lubrina, P., Giclais, S., Stéphan, C., Boeswald, M., Govers, Y., and Botargues, N. (2014). AIRBUS A350 XWB GVT - State of the art techniques to perform a faster and better GVT Campaign. In *IMAC 2014*, ORLANDO, United States.
- Rao, S. (2004). *Mechanical Vibrations*. Pearson Prentice Hall.
- squorch (2006). Ground resonance - rear view.
- Standard, D. D. T. M. (2019). Environmental engineering considerations and laboratory tests. pages 7–11.
- Wagtendonk, W. (2006). *Principles of Helicopter Flight*. Aviation Supplies & Academics.

LAMPIRAN 1

Pada lampiran ini berisikan kode Matlab yang digunakan untuk menghitung, membuat grafik, memasukkan dan mengolah data yang telah didapatkan dari hasil pengukuran serta pendekatan.

Kode Komputasi Matlab Untuk solusi Matriks

```
%% Data Calculation

clear all
close all
clc

% Define parameters
A = 7.85*10^-3;           % Cross-sectional fuselage
A_delta = 0.05;          % Cross-sectional area of rotor blade
L_y = 90.87;             % Length total of fuselage
L = 11.94/2;             % Long of blade from center of mass in z axis
E_y = 71.7*10^9;         % Young modulus of Aluminum
k_y = E_y*A/L_y;         % Stiffness Coefficient
m_yTP = 0;               % Torpedo mass
m_y = 2006;              % Fuselage mass
m_delta = 100.5;         % One blade mass
k_delta = k_y*2.7;       % Blade linear stiffness coefficient
I_delta = m_delta*L^2;   % Moment inertia of one blade
M_delta = m_delta*L;     % Static moment

S_c = 1/L;               % Coupled coefficient
S_d = 2*M_delta/(m_y+4*m_delta); % Coupled coefficient

Omega = 8;               % Rotor Speed Ground Idle

% Define parameters for the dynamic system
% Natural frequency of fuselage
omega_y = 1/(2*pi)*sqrt(k_y/(m_y+4*m_delta));

% Natural frequency of one blade respectively
omega_delta = 1/(2*pi)*sqrt(k_delta/I_delta);

% Damping coefficient of Fuselage
c_y = 0.05*omega_y;

% Damping coefficient of a blade
c_delta = 0.05*omega_delta;

lambda_y = c_y/(m_y+4*m_delta);
lambda_delta = c_delta/I_delta;

% Coupled coefficient
S_c = 1/L;
% Coupled coefficient
S_d = 2*M_delta/(m_y+4*m_delta);

% global omega_y omega_delta; % Declare as global variables

% Mass matrix
M = [1 S_d 0; S_c 1 0; 0 0 1];
% Damping matrix
C = [lambda_y 0 0; 0 lambda_delta 0; 0 0 lambda_delta];
% Gyroscopic matrix
```

```

G = [0 0 0; 0 0 2*Omega; 0 -2*Omega 0];
% Stiffness matrix
K = [omega_y^2 0 0; 0 omega_delta^2-Omega^2 lambda_delta*Omega;...
0 -lambda_delta*Omega omega_delta^2-Omega^2];

% Combine matrices to create the full system matrix
A = [zeros(3) eye(3); -inv(M)*K -inv(M)*(C+G)];

% Initial conditions (displacement and velocity)
initial_displacement = 0.0053; % Provide initial displacement here
initial_velocity = 0; % Provide initial velocity here (m/s)
initial_state = [initial_displacement; initial_displacement;...
initial_displacement; initial_velocity;...
initial_velocity; initial_velocity];

% Time span for the simulation
tspan = [0, 100]; % Start and end time (s)

% Solve the ODE using ode45
[t, y] = ode45(@(t, y) dynamic_equation(t, y, ...
M, C, G, K), tspan, initial_state);

% Extract the fuselage displacement 'X' from the solution
fuselage_displacement = y(:, 1); % Fuselage Displacement

% Center gravity of Rotor at x-axis
x_g = -L/2*y(:,2);
% Center gravity of Rotor at y-axis
y_g = L/2*y(:,3);

% Measurement Data build
Fs = 2000;
t_m = 0:1/Fs:2*pi;
m_signal = 0.010085*(sin(2*pi*16.3341*t_m)...
+sin(2*pi*701.830*t_m)+sin(2*pi*748.285*t_m)...
+sin(2*pi*839.859*t_m));

%% FFT Validation Signal generate with measurement data

figure()
if length(m_signal)<length(x_g)
a = length(m_signal);

subplot(2,1,1)
plot(t(1:a),m_signal)
xlabel('Time (s)')
ylabel('Displacement (m)')
title('x-axis (measurement) vs Time')

subplot(2,1,2)
plot(t(1:a),x_g(1:a))
xlabel('Time (s)')
ylabel('Displacement (m)')
title('C.G. of Rotor at x-axis (solution) vs Time')

else
a = length(x_g);

subplot(2,1,1)
plot(t,m_signal(1:a))
xlabel('Time (s)')
ylabel('Displacement (m)')

```



```

title('x-axis (measurement) vs Time')

subplot(2,1,2)
plot(t(1:a),x_g(1:a))
xlabel('Time (s)')
ylabel('Displacement (m)')
title('C.G. of Rotor at x-axis (solution) vs Time')
end

%% Graph Plot for Validation (Measurement vs Calculation)

% Plot the fuselage displacement versus time
figure(1)
subplot(3,1,1)
plot(t, m_signal(1:a), 'blue');
xlabel('Time (s)');
ylabel('Displacement (m)');
title('Measurement Data x-axis vs Time');

subplot(3,1,2)
plot(t, x_g, 'red', 'LineWidth', 1.5);
xlabel('Time (s)');
ylabel('Displacement (m)');
title('Solution x-axis vs Time');
ylim([-0.05 0.05])

subplot(3,1,3)
plot(t, m_signal(1:a), 'blue');
hold on
plot(t, x_g, 'red', 'LineWidth', 1.5);
ylabel('Displacement (m)');
xlabel('Time (s)');
title('Displacement of Measurement and Solution vs Time');
legend('Pengukuran', 'Matematis')

RMSE = sqrt(mean((m_signal(1:a)-x_g).^2));
disp(['RMS Error between Measurement Data and Calculation Solution: '...
, num2str(RMSE)]);

%% Fuselage and x-y cg of rotor

figure(2)
subplot(3,1,1)
plot(t, fuselage_displacement, 'blue', 'LineWidth', 1.5)
xlabel('Time (s)');
ylabel('Displacement Amplitude(m)');
title('Fuselage Displacement vs Time');

subplot(3,1,2)
plot(t, x_g, 'red', 'LineWidth', 1.5)
xlabel('Time (s)');
ylabel('Displacement Amplitude (m)');
title('Center Gravity Rotor x-axis vs Time');

subplot(3,1,3)
plot(t, y_g, 'black', 'LineWidth', 1.5)
xlabel('Time (s)');
ylabel('Displacement Amplitude (m)');
title('Center Gravity Rotor y-axis vs Time');

figure(3)
plot(x_g, y_g, 'LineWidth', 1.5);

```

```

xlabel('X_g (m)')
ylabel('Y_g (m)')
title(['Center gravity rotor (m) at frequency ', num2str(Omega), 'Hz'])
xlim([-0.5 0.5])
ylim([-0.5 0.5])

```

Kode Komputasi Matlab Untuk data Grafik FTIS

```

% MEMBACA DATA TABEL PADA CSV

clear
close all
clc

dataTable = readtable('nama file csv');

dataTable.GPSSecondsToday = dataTable.GPSSecondsToday - ...
dataTable.GPSSecondsToday(1);

nPlotRow = 4;
nPlotCol = 3;
marker = 22;
indexMarker = (dataTable.EventID == marker);
% indexMarker = true(size(dataTable.EventID));

%% PLOT GRAFIK

figure();

subplot(nPlotRow,nPlotCol,1);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.CycLat(indexMarker));
ylabel('Lat.Cyc-Displacement (%)');
xlabel('Time (s)');
ylim([0,100]);
yticks(0:10:100);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,2);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.CycLon(indexMarker));
ylabel('Long.Cyc-Displacement (%)');
xlabel('Time (s)');
ylim([0,100]);
yticks(0:10:100);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,3);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.Pedal(indexMarker));
ylabel('Pedal Displacement (%)');
xlabel('Time (s)');
ylim([0,100]);
yticks(0:10:100);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,4);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.Roll_deg_(indexMarker));
ylabel('Roll (deg)');
xlabel('Time (s)');

```

```

ylim([-10,10]);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,5);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.Pitch_deg_(indexMarker));
ylabel('Pitch (deg)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-10,10]);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,6);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.Heading_deg_(indexMarker));
ylabel('Heading (deg)');
xlabel('Time (s)');
ylim([290,330]);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,7);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.RollRate_deg_s_(indexMarker));
ylabel('Rate of Roll (deg/s)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-5,5]);
yticks(-5:5);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,8);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.PitchRate_deg_s_(indexMarker));
ylabel('Rate of Pitch (deg/s)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-5,5]);
yticks(-5:5);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,9);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.YawRate_deg_s_(indexMarker));
ylabel('Rate of Yaw (deg/s)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-5,5]);
yticks(-5:5);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,10);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.AccelX_m_s_2_(indexMarker));
ylabel('Acceleration-X (m/s^2)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-2,2]);
grid on;

subplot(nPlotRow,nPlotCol,11);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.AccelY_m_s_2_(indexMarker));
ylabel('Acceleration-Y (m/s^2)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-2,2]);
grid on;

```

```

subplot(nPlotRow,nPlotCol,12);
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.AccelZ_m_s_2_(indexMarker));
ylabel('Acceleration-Z (m/s^2)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-12,-8]);
grid on;

% MENEMPATKAN PENYIMPANAN PADA FILE KOMPUTER

directory = '/run/media/hadi/Abdul_Hadi/HADI_2.0/THOLABUL_ILMI/...
KP_TA/TA/Progres/FTIS_image/All-plot'; % Tempat penyimpanan folder
set(gcf, 'Position', [100 100 1280 1024]);

filename = ('All_config_11.jpg');
fullpath = fullfile(directory, filename);
saveas(gcf,fullpath)

%% PLOT GRAFIK SECARA TERPISAH

figure(1)
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.CycLon(indexMarker));
ylabel('Long.Cyc-Displacement (%)');
xlabel('Time (s)');
ylim([0,100]);
yticks(0:10:100);
grid on;

figure(2)
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.RollRate_deg_s_(indexMarker));
ylabel('Rate of Roll (deg/s)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-5,5]);
yticks(-5:5);
grid on;

figure(3)
plot(dataTable.GPSSecondsToday(indexMarker),...
dataTable.AccelY_m_s_2_(indexMarker));
ylabel('Acceleration-Y (m/s^2)');
xlabel('Time (s)');
ylim([-2,2]);
grid on;

```

Kode Komputasi Matlab Untuk hasil perhitungan dan Input frekuensi respon Helikopter

```

clear all
close all
clc

% Data Propertis
A = 7.85*10^-3; % Cross-sectional fuselage
A_delta = 0.05; % Cross-sectional area of rotor blade
L_y = 90.87; % Length total of fuselage
L = 11.94/2; % Long of blade from center of mass in z axis
E_y = 71.7*10^9; % Young modulus of Aluminum
k_y = E_y*A/L_y; % Stiffness Coefficient fuselage
m_yTP = 2000; % Torpedo mass
m_y = 2006; % Fuslage mass

```

```

m_m = m_y+m_yTP;           % Modified Mass
m_delta = 100.5;           % One blade mass
k_delta = k_y*2.7;         % Blade linear stiffness coefficient
I_delta = m_delta*L^2;     % Moment inertia of one blade
M_delta = m_delta*L;       % Static moment

% Define parameters

% Natural frequency of fuselage
omega_y = 1/(2*pi)*sqrt(k_y/(m_y+4*m_delta));

% Alternative
% omega_y = 3;

% Natural frequency of one blade respectively
omega_delta = 1/(2*pi)*sqrt(k_delta/I_delta);

% Alternative
% omega_delta = 2.8;

c_y = 0.05*omega_y;        % Damping coefficient fuselage
c_delta = 0.05*omega_delta; % damping coefficient of a blade
lambda_y = c_y/(m_y+4*m_delta); %
lambda_delta = c_delta/I_delta; %
S_c = 1/L;                 % Coupled coefficient
S_d = 2*M_delta/(m_y+4*m_delta); % Coupled coefficient

% Modified parameters
omega_y_m = 1/(2*pi)*sqrt(k_y/(m_m+4*m_delta));
lambda_y_m = c_y/(m_m+4*m_delta);
S_d_m = 2*M_delta/(m_m+4*m_delta);

% Define range of rotor speeds
Omega = linspace(0, 30, 1000);

% Initialize arrays to store eigenvalues
alpha_f = zeros(2, length(Omega));
alpha_r = zeros(2, length(Omega));
alpha = zeros(6, length(Omega));
alpha_m = zeros(6, length(Omega));

b1 = omega_delta - omega_y;
b2 = omega_delta + omega_y;

% Loop over rotor speeds
for i = 1:length(Omega)
% Define matrices

% Uncoupled coefficient
M = [1 0 0; 0 1 0; 0 0 1];

% Coupled coefficient
M_n = [1 S_d 0; S_c 1 0; 0 0 1];

% Modified mass
M_m = [1 S_d_m 0; S_c 1 0; 0 0 1];

%Another matrix component
K = [omega_y^2 0 0; 0 omega_delta^2-Omega(i)^2 lambda_delta*Omega(i); ...
0 -lambda_delta*Omega(i) omega_delta^2-Omega(i)^2];
K_m = [omega_y_m^2 0 0; 0 omega_delta^2-Omega(i)^2 lambda_delta*Omega(i); ...
0 -lambda_delta*Omega(i) omega_delta^2-Omega(i)^2];

```

```

C_m = [lambda_y_m 0 0; 0 lambda_delta 0; 0 0 lambda_delta];
C = [lambda_y 0 0; 0 lambda_delta 0; 0 0 lambda_delta];
G = [0 0 0; 0 0 2*Omega(i); 0 -2*Omega(i) 0];

% Calculate eigenvalues of uncoupled and coupled system
A = [zeros(3) eye(3); -inv(M)*K -inv(M)*(C+G)]; %Uncoupled
B = [zeros(3) eye(3); -inv(M_n)*K -inv(M_n)*(C+G)]; %Coupled
C = [zeros(3) eye(3); -inv(M_m)*K_m -inv(M_m)*(C_m+G)]; %Modified

alpha_fr(:,i) = eig(A);
alpha(:,i) = eig(B);
alpha_m(:,i) = eig(C);
end

alpha_f = alpha_fr(1:2,:);
alpha_r = alpha_fr(3:6,:);

```

Kode Komputasi Matlab Untuk generate batas siklus osilasi Per-channel

```

clear all
close all
clc

% Blade phasing frequency
rpm_max = 365/60;
rpm_min = 355/60;
f2_max = 4*rpm_max;
f2_min = 4*rpm_min;
f3_max = 2*f2_max;
f3_min = 2*f2_min;
f4_max = 3*f2_max;
f4_min = 3*f2_min;

% Helicopter vibration exposure calculation
f1 = [rpm_min rpm_max];
g1 = [0.70/(10.50-rpm_min) 0.70/(10.50-rpm_max)];
f2 = [f2_min f2_max];
g2 = [0.1*f2_min 0.1*f2_max];
f3 = [f3_min f3_max];
g3 = [6.5-0.1*f3_min 6.5-0.1*f3_max];
f4 = [f4_min f4_max];
g4 = [1.5 1.5];

% Define data from xlsx
config_1 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet1');
[N_1 m_1] = size(config_1);

config_2 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet2');
[N_2 m_2] = size(config_2);

config_3 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet3');
[N_3 m_3] = size(config_3);

config_4 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet4');
[N_4 m_4] = size(config_4);

config_5 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet5');
[N_5 m_5] = size(config_5);

config_6 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet6');
[N_6 m_6] = size(config_6);

```

```

config_7 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet7');
[N_7 m_7] = size(config_7);

config_8 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet8');
[N_8 m_8] = size(config_8);

config_9 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet9');
[N_9 m_9] = size(config_9);

config_10 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet10');
[N_10 m_10] = size(config_10);

config_11 = xlsread('Olah_data_perchannel.xlsx','Sheet11');
[N_11 m_11] = size(config_11);

%% Graphic Plot

config = config_11;
directory = '/run/media/hadi/Abdul_Hadi/HADI_2.0/THOLABUL_ILMI/KP_TA/TA
/Progres/Bismillah_draft_TA/gambar/Plot_per_channel_FTIS
/Config_11'; %Alamat penyimpanan folder

for i = 1:6
figure(i)
area(f1,g1)
hold on
area(f2,g2)
area(f3,g3)
area(f4,g4)
plot(config(:,(2*i)-1),config(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')

xlim([0 80])
ylim([0 2.5])
grid on
ylabel('g-peak')
xlabel('Frequency (Hz)')
title(['Oscillation cycle limit vs sensor response of...
Helicopter ('Config 11 channel-', num2str(i),'')])
legend('f1','f2', 'f3', 'f4','Sensor Response');

filename = ([num2str(i), '_Config_11_channel_', num2str(i), '.jpg']);
fullpath = fullfile(directory, filename);
saveas(gcf,fullpath);
end

%% Plot all channel

i = 6; %Channel
% data = cell(11, 1);
figure(1)
area(f1,g1)
hold on
area(f2,g2)
area(f3,g3)
area(f4,g4)

plot(config_1(:,(2*i)-1),config_1(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
% hold on
plot(config_2(:,(2*i)-1),config_2(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
plot(config_3(:,(2*i)-1),config_3(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
plot(config_4(:,(2*i)-1),config_4(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')

```

```

plot(config_5(:,(2*i)-1),config_5(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
plot(config_6(:,(2*i)-1),config_6(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
plot(config_7(:,(2*i)-1),config_7(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
plot(config_8(:,(2*i)-1),config_8(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
plot(config_9(:,(2*i)-1),config_9(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
plot(config_10(:,(2*i)-1),config_10(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')
plot(config_11(:,(2*i)-1),config_11(:,2*i), 'x', 'Color', 'green')

xlim([0 80])
ylim([0 2.5])
grid on
ylabel('g-peak')
xlabel('Frequency (Hz)')
legend('f1', 'f2', 'f3', 'f4', 'Sensor Response');

title(['Oscillation cycle limit vs sensor response of
Helicopter (All Config channel-', num2str(i),')'])

%% For custom range
clear all
close all
clc

% Blade phasing frequency
rpm_max = 365/60;
rpm_min = 355/60;
f2_max = 4*rpm_max;
f2_min = 4*rpm_min;
f3_max = 2*f2_max;
f3_min = 2*f2_min;
f4_max = 3*f2_max;
f4_min = 3*f2_min;

config = xlsread('Compare_all_channel_new.xlsx');

% Helicopter vibration exposure calculation
f1 = [rpm_min rpm_max];
g1 = [0.70/(10.50-rpm_min) 0.70/(10.50-rpm_max)];
f2 = [f2_min f2_max];
g2 = [0.1*f2_min 0.1*f2_max];
f3 = [f3_min f3_max];
g3 = [6.5-0.1*f3_min 6.5-0.1*f3_max];
f4 = [f4_min f4_max];
g4 = [1.5 1.5];

figure(1)
area(f1,g1)
hold on
plot(config(:,1),config(:,2), 'x', 'Color', 'red')
area(f2,g2)
area(f3,g3)
area(f4,g4)
ylabel('g-peak')
xlabel('Frequency (Hz)')
xlim([0 9])
title(['Oscillation cycle limit f1 vs all sensor response of Helicopter'])
legend('f1', 'Sensor Response', 'Location', 'best');

```

Kode Komputasi Matlab untuk Bode plot, Phase lag, dan koherensi pada FTIS

```

clear all
close all

```



```

clc

dataTable = readtable('nama file csv');

dataTable.GPSSecondsToday = dataTable.GPSSecondsToday - ...
dataTable.GPSSecondsToday(1);

nPlotRow = 4;
nPlotCol = 3;
marker = 22;
indexMarker = (dataTable.EventID == marker);
% indexMarker = true(size(dataTable.EventID));

% Input
input_long = dataTable.CycLon(indexMarker);
input_lat = dataTable.CycLat(indexMarker);
input_pedal = dataTable.Pedal(indexMarker);

% Output
pitch = dataTable.Pitch_deg_(indexMarker);
roll = dataTable.Roll_deg_(indexMarker);
heading = dataTable.Heading_deg_(indexMarker);
rop = dataTable.PitchRate_deg_s_(indexMarker);
ror = dataTable.RollRate_deg_s_(indexMarker);
roy = dataTable.YawRate_deg_s_(indexMarker);
acc_x = dataTable.AccelX_m_s_2_(indexMarker);
acc_y = dataTable.AccelY_m_s_2_(indexMarker);
acc_z = dataTable.AccelZ_m_s_2_(indexMarker);

% fs = 1/(dataTable.GPSSecondsToday(2)-dataTable.GPSSecondsToday(1));
fs = 2000;
NFFT = 2048;
NOVERLAP = round(0.75*NFFT);

[Txy,Cxy,F] = mytfe_and_coh(input_long,ror,NFFT,...
fs,hanning(NFFT),NOVERLAP);
% Txy = transfer function (complex), Cxy = coherence, F = freq vector

% Bode plots
figure(1),
subplot(3,1,1),plot(F,20*log10(abs(Txy)), 'LineWidth', 2);
ylabel('Mag (dB)');
subplot(3,1,2),plot(F,180/pi*(angle(Txy)), 'LineWidth', 2);
ylabel('Phase (°)');
subplot(3,1,3),plot(F,Cxy, 'LineWidth', 2);
xlabel('Frequency (Hz)');
ylabel('Coherence');

% Damping ratio for modes
N = 5 ; % number of (dominant) modes to identify
[fn,dr] = modalfit(Txy,F,fs,N,'FitMethod','pp');
T = table((1:N)',fn,dr,'VariableNames',{'Mode','Frequency','Damping'})

%%%%%%%%
function [Txy,Cxy,f] = mytfe_and_coh(x,y,nfft,Fs>window,noverlap)
% Transfer Function and Coherence Estimate

% compute PSD and CSD
window = window(:);
n = length(x); % Number of data points
nwind = length(window); % length of window
if n < nwind % zero-pad x , y if length is less than the window length

```

```

x(nwind)=0;
y(nwind)=0;
n=nwind;
end
x = x(:);           % Make sure x is a column vector
y = y(:);           % Make sure y is a column vector
k = fix((n-noverlap)/(nwind-noverlap)); % Number of windows
% (k = fix(n/nwind) for noverlap=0)
index = 1:nwind;
Pxx = zeros(nfft,1);
Pyy = zeros(nfft,1);
Pxy = zeros(nfft,1);
for i=1:k
    xw = window.*x(index);
    yw = window.*y(index);
    index = index + (nwind - noverlap);

    Xx = fft(xw,nfft);
    Yy = fft(yw,nfft);
    Xx2 = abs(Xx).^2;
    Yy2 = abs(Yy).^2;
    Xy2 = Yy.*conj(Xx);
    Pxx = Pxx + Xx2;
    Pyy = Pyy + Yy2;
    Pxy = Pxy + Xy2;

end
% Select first half
if ~any(any(imag([x y])~=0)) % if x and y are not complex
if rem(nfft,2) % nfft odd
select = [1:(nfft+1)/2];
else
select = [1:nfft/2+1]; % include DC AND Nyquist
end
Pxx = Pxx(select);
Pyy = Pyy(select);
Pxy = Pxy(select);

else
select = 1:nfft;
end
Txy = Pxy ./ Pxx; % transfer function estimate
Cxy = (abs(Pxy).^2)/(Pxx.*Pyy); % coherence function estimate
f = (select - 1)*Fs/nfft;
end

```

Kode Komputasi Matlab Untuk input respon frekuensi dari data akselerometer masing-masing kondisi

```

clear all
close all
clc

% Blade phasing frequency
rpm_max = 365/60;
rpm_min = 355/60;
f2_max = 4*rpm_max;
f2_min = 4*rpm_min;
f3_max = 2*f2_max;
f3_min = 2*f2_min;
f4_max = 3*f2_max;

```

```

f4_min = 3*f2_min;

% Helicopter vibration exposure calculation
f1 = [rpm_min rpm_max];
g1 = [0.70/(10.50-rpm_min) 0.70/(10.50-rpm_max)];
f2 = [f2_min f2_max];
g2 = [0.1*f2_min 0.1*f2_max];
f3 = [f3_min f3_max];
g3 = [6.5-0.1*f3_min 6.5-0.1*f3_max];
f4 = [f4_min f4_max];
g4 = [1.5 1.5];

% Define data from xlsx
config_1 = xlsread('config.xlsx','Sheet1');
[N_1 m_1] = size(config_1);

config_2 = xlsread('config.xlsx','Sheet2');
[N_2 m_2] = size(config_2);

config_3 = xlsread('config.xlsx','Sheet3');
[N_3 m_3] = size(config_3);

config_4 = xlsread('config.xlsx','Sheet4');
[N_4 m_4] = size(config_4);

config_5 = xlsread('config.xlsx','Sheet5');
[N_5 m_5] = size(config_5);

config_6 = xlsread('config.xlsx','Sheet6');
[N_6 m_6] = size(config_6);

config_7 = xlsread('config.xlsx','Sheet7');
[N_7 m_7] = size(config_7);

config_8 = xlsread('config.xlsx','Sheet8');
[N_8 m_8] = size(config_8);

config_9 = xlsread('config.xlsx','Sheet9');
[N_9 m_9] = size(config_9);

config_10 = xlsread('config.xlsx','Sheet10');
[N_10 m_10] = size(config_10);

config_11 = xlsread('config.xlsx','Sheet11');
[N_11 m_11] = size(config_11);

%% Oscillation cycle limit based on MIL-STD-810H-Method-514.8 (Vibration)
directory_ = '/run/media/hadi/Abdul_Hadi/HADI_2.0/THOLABUL_ILMI/...
KP_TA/TA/Progres';
filename = ('Oscillation cycle limit.jpg');
fullpath = fullfile(directory_, filename);
saveas(gcf,fullpath);

figure(1)
area(f1,g1)
hold on
area(f2,g2)
area(f3,g3)
area(f4,g4)

xlim([0 80])
ylim([0 2.5])

```

```

grid on
ylabel('g-peak')
xlabel('Frequency (Hz)')
title('Oscillation cycle limit based on...
MIL-STD-810H-Method-514.8 (Vibration)')
legend('f1','f2', 'f3', 'f4');

%% Graphic plot

% Input config we want to plot
config = config_11;

directory = '/run/media/hadi/Abdul_Hadi/HADI_2.0/THOLABUL_ILMI/...
KP_TA/TA/Progres/Helicopter_response_image/Config_11';
seq_name = ["FILO" "FILA" "FFLO" "FFLA" "FLLO"
"FLLA" "NFLO" "NFLA" "NLLO" "NLLA" "NILO" "NILA"];

for i = 1:12
figure(i)
area(f1,g1)
hold on
area(f2,g2)
area(f3,g3)
area(f4,g4)
plot(config(:,(2*i)-1),config(:,2*i), 'x', 'Color', 'black')

xlim([0 80])
ylim([0 2.5])
grid on
ylabel('g-peak')
xlabel('Frequency (Hz)')
title(['Oscillation cycle limit vs sensor response of...
Helicopter ('','Config 11 ', char(seq_name(i)),')'])
legend('f1','f2', 'f3', 'f4','Sensor Response');

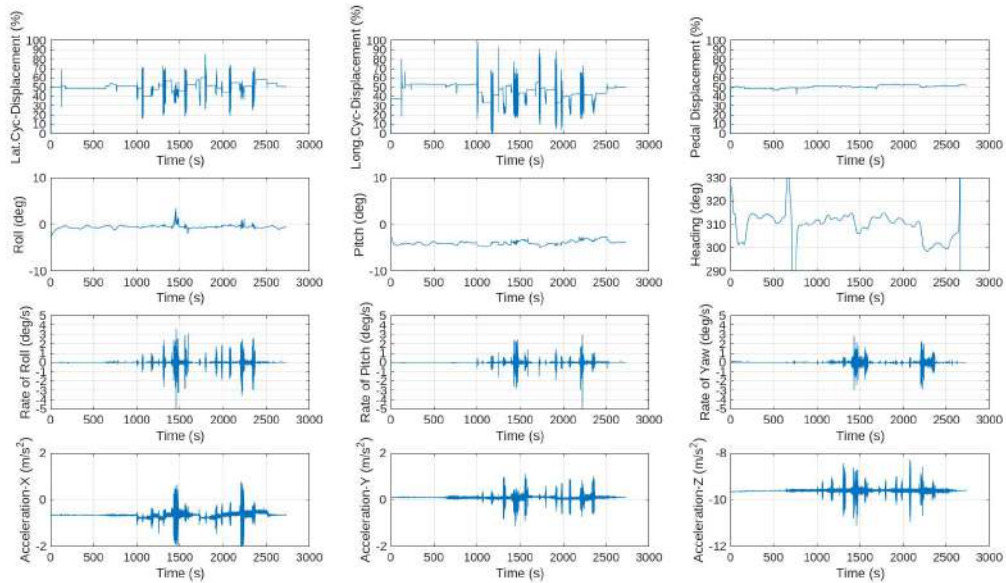
filename = ([num2str(i),'_Config_11_',char(seq_name(i)), '.jpg']);
fullpath = fullfile(directory, filename);
saveas(gcf,fullpath);
end

```

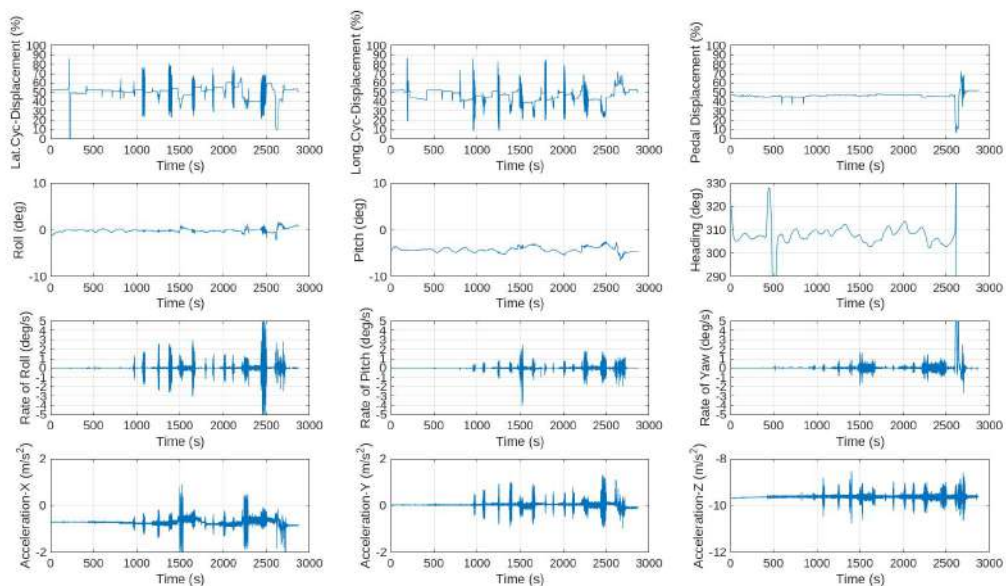
LAMPIRAN 2

Pada lampiran ini berisikan grafik hasil data pengukuran menggunakan *Flight Test Instrumentation System* (FTIS) pada masing-masing kondisi sesuai dengan konfigurasi kondisi pada tabel 3.2, 3.3 dan variasi input dari tabel 3.4.

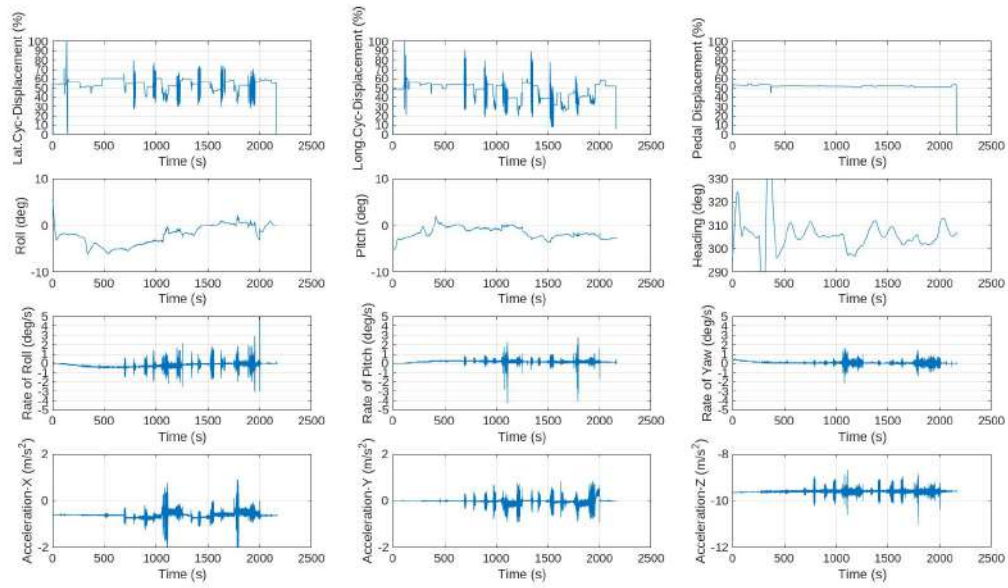
Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 2



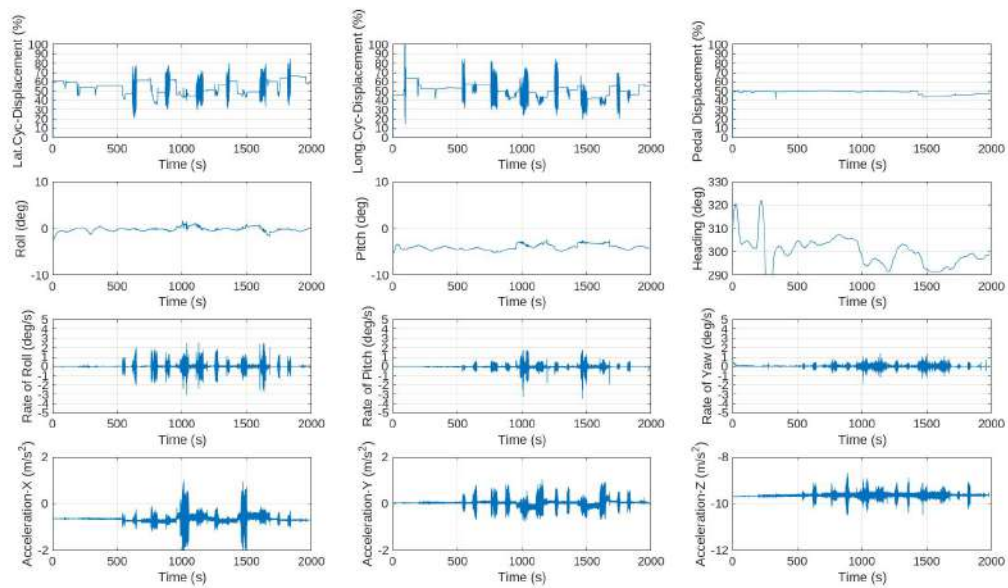
Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 3



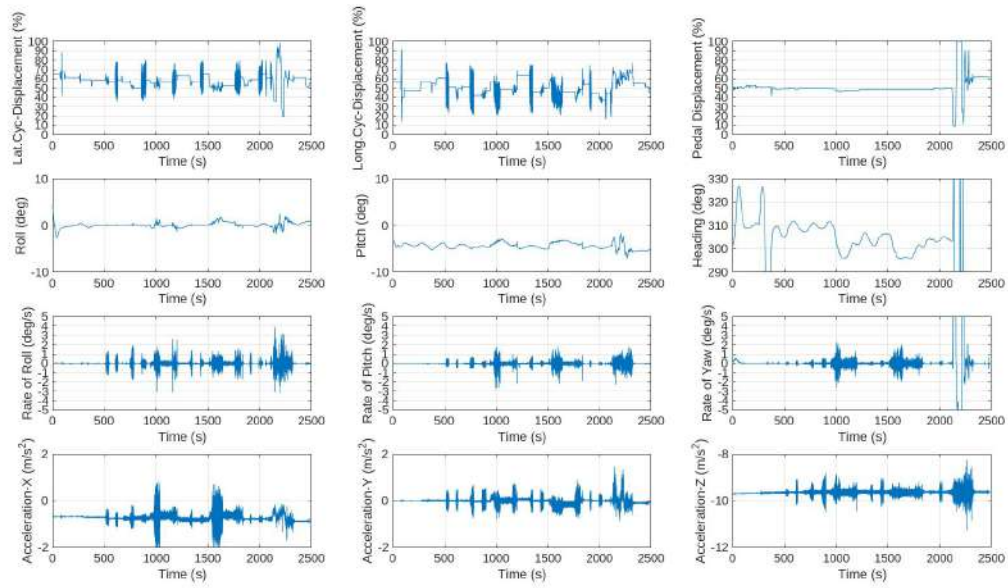
Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 4



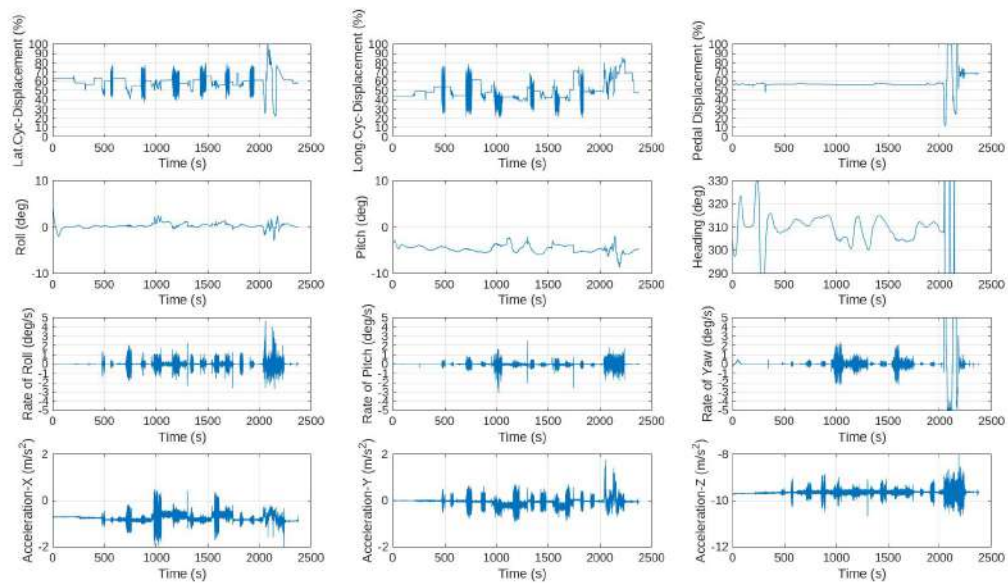
Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 5



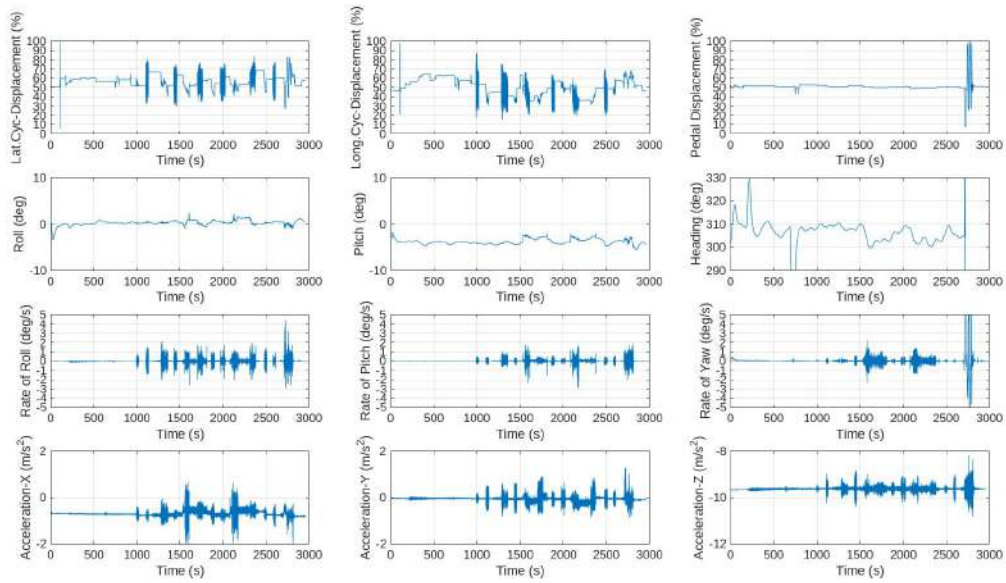
Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 6



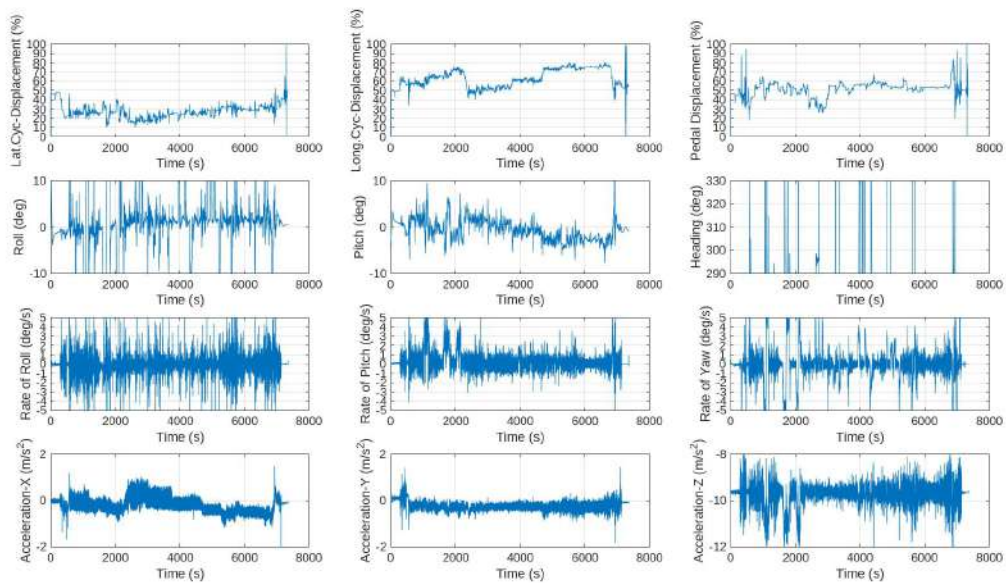
Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 7



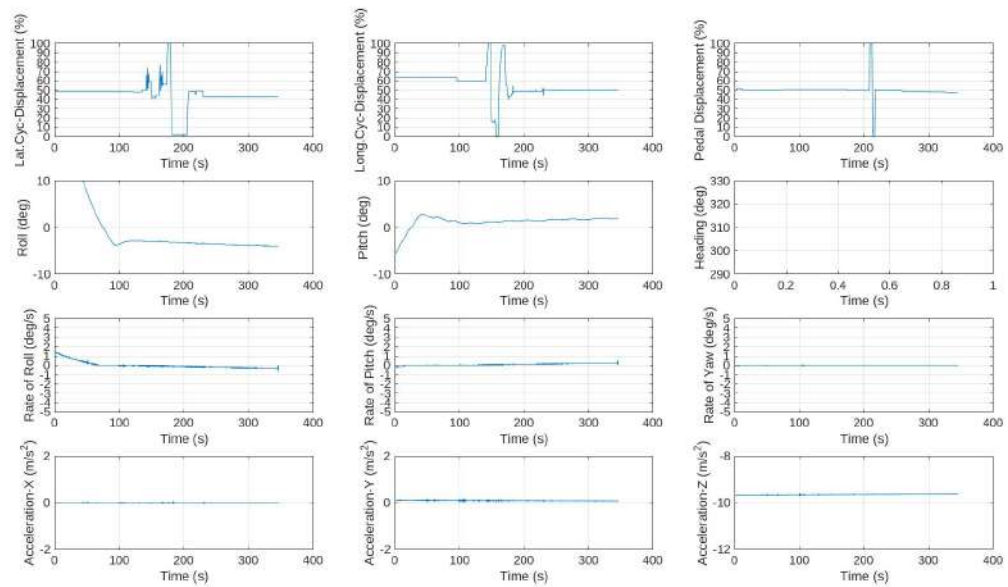
Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 8



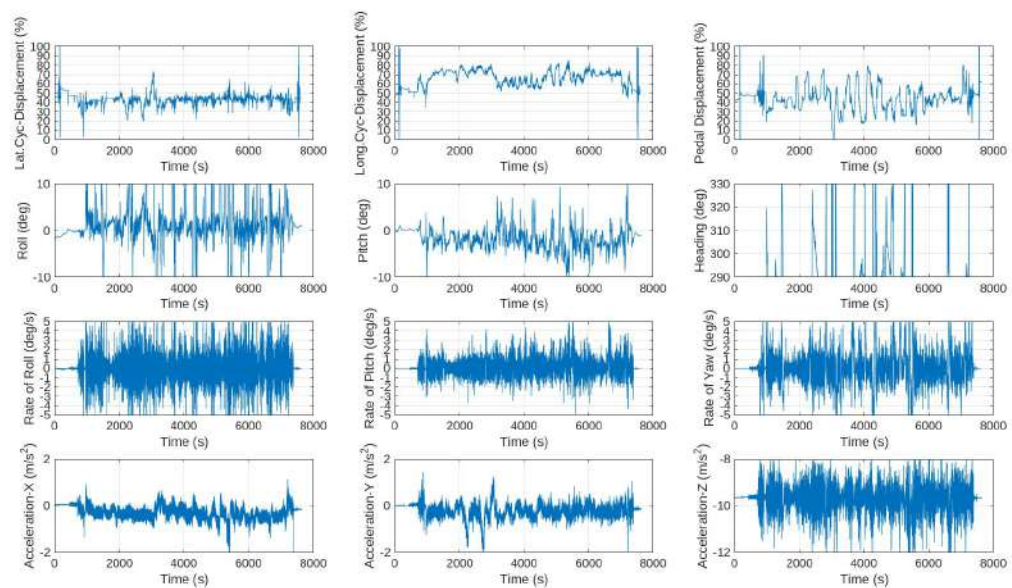
Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 9



Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 10



Grafik hasil pengukuran pada FTIS kondisi 11

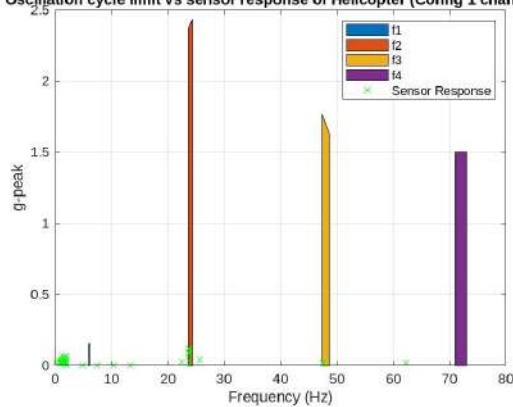


LAMPIRAN 3

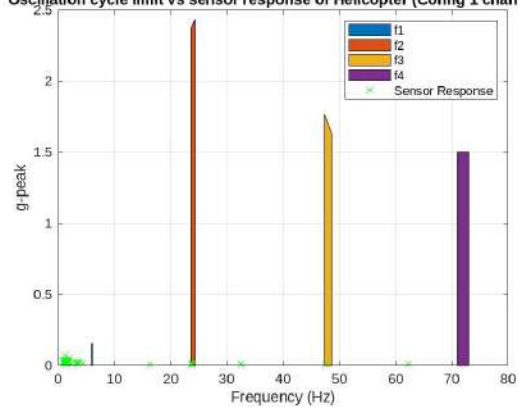
Pada lampiran ini berisikan grafik hasil data pengukuran menggunakan akselerometer pada masing-masing kondisi sesuai dengan konfigurasi kondisi pada tabel 3.2, 3.3 dan variasi input dari tabel 3.4.

Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-1

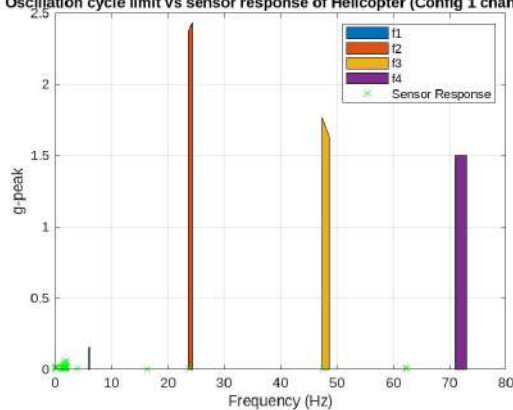
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 1 channel-1)



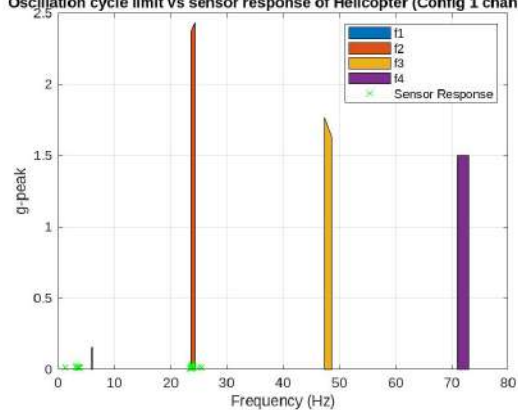
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 1 channel-2)



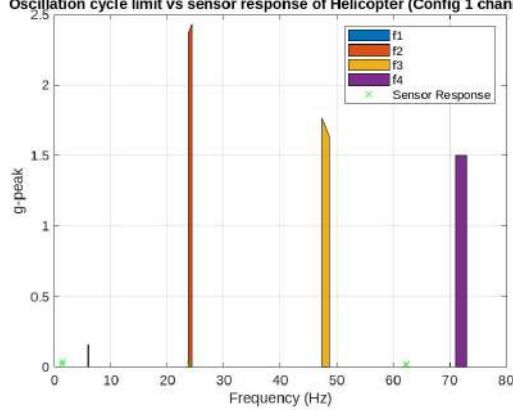
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 1 channel-3)



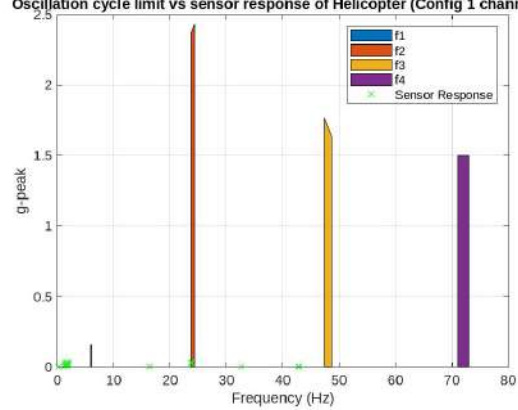
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 1 channel-4)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 1 channel-5)

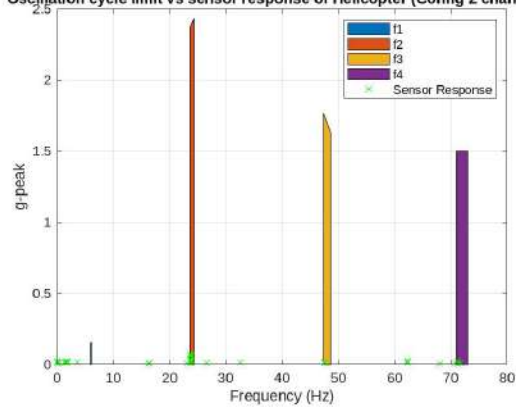


Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 1 channel-6)

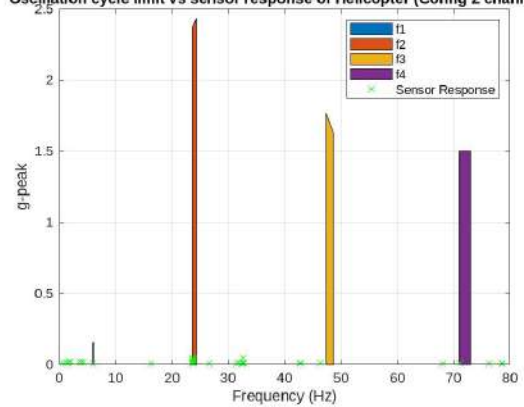


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-2

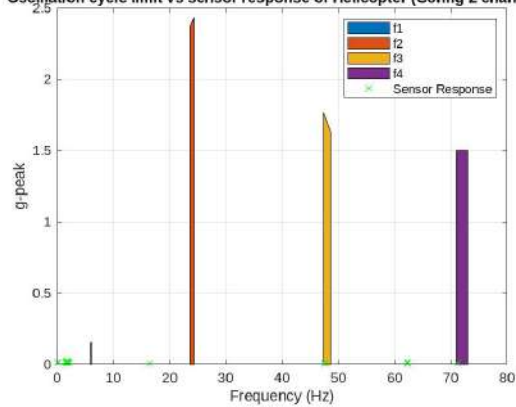
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 2 channel-1)



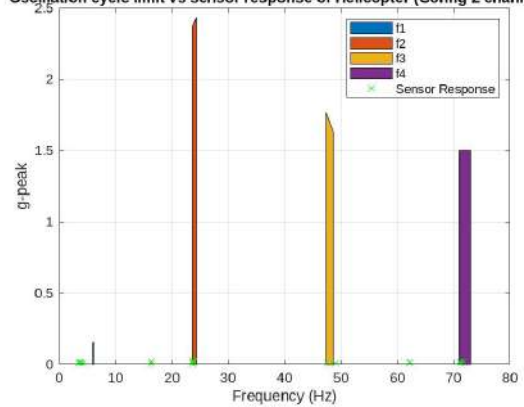
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 2 channel-2)



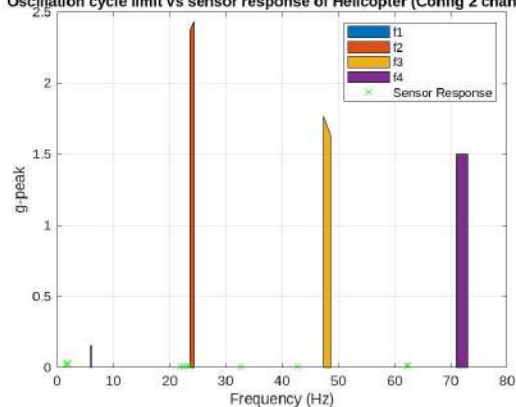
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 2 channel-3)



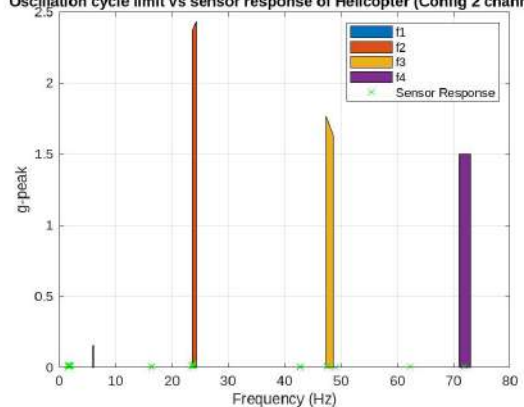
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 2 channel-4)



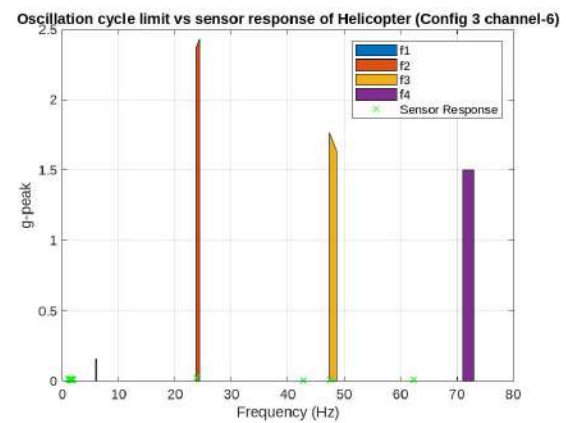
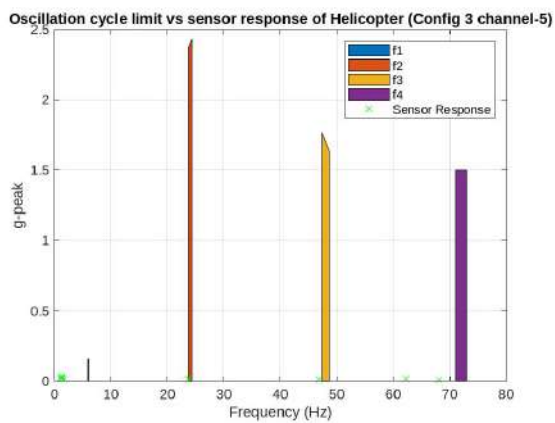
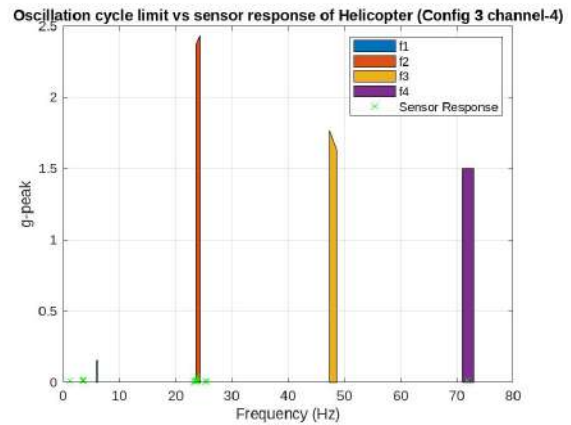
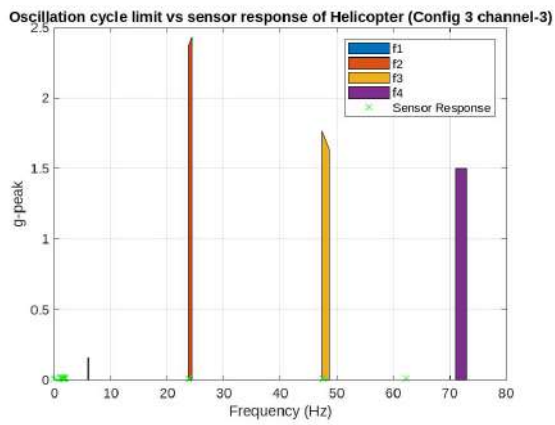
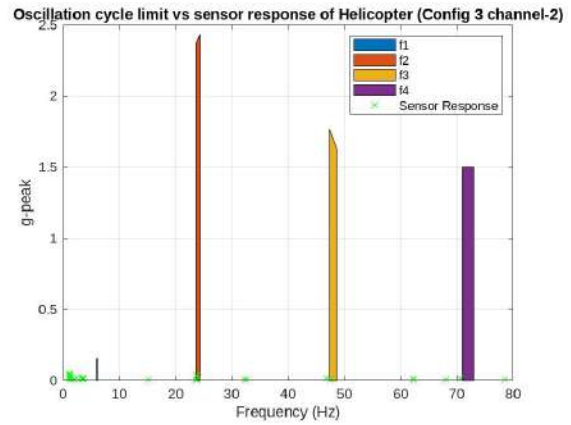
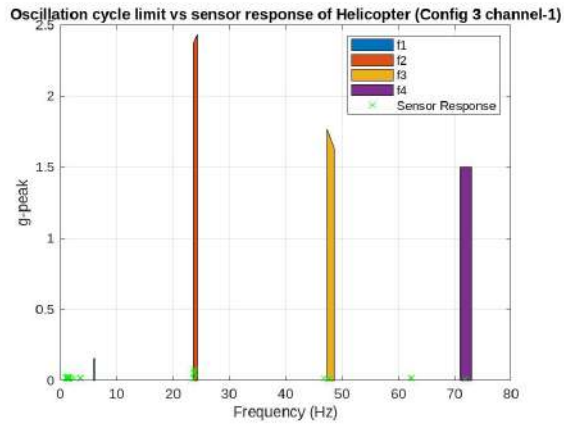
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 2 channel-5)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 2 channel-6)

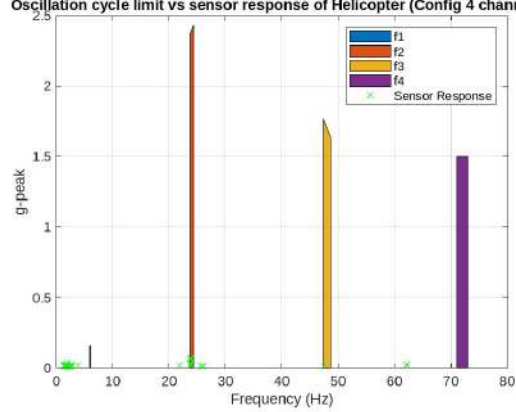


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-3

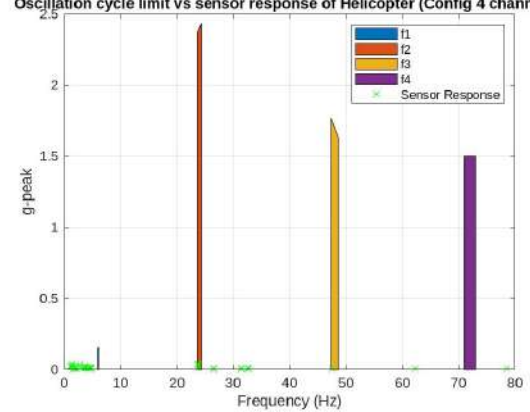


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-4

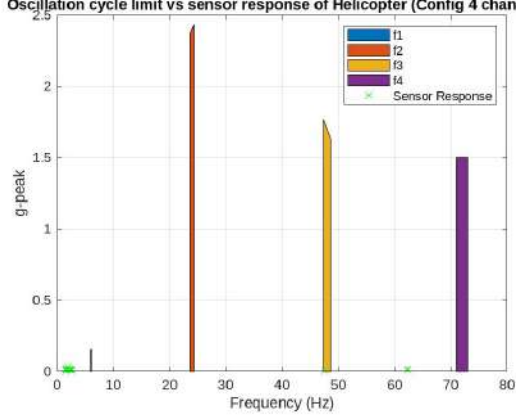
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 4 channel-1)



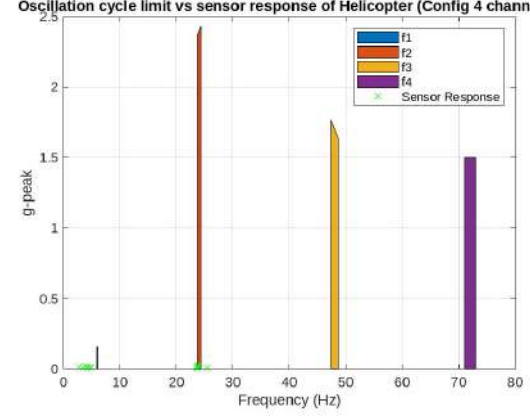
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 4 channel-2)



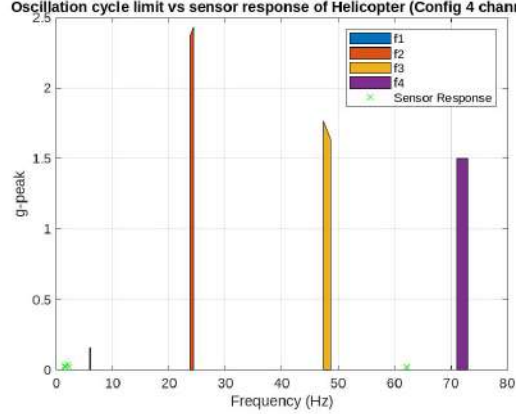
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 4 channel-3)



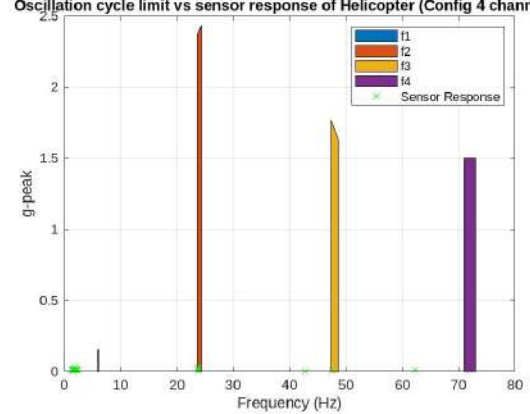
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 4 channel-4)



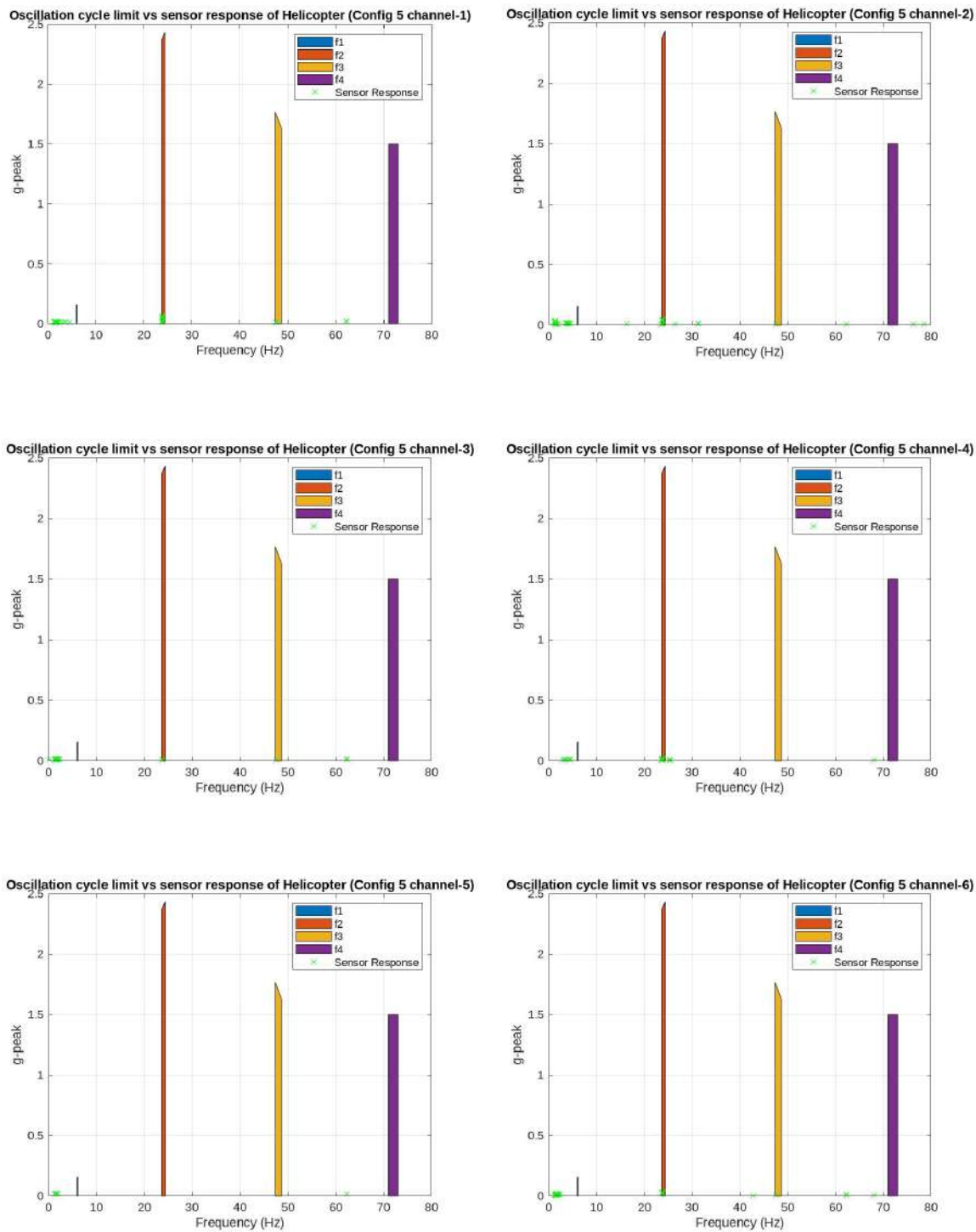
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 4 channel-5)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 4 channel-6)

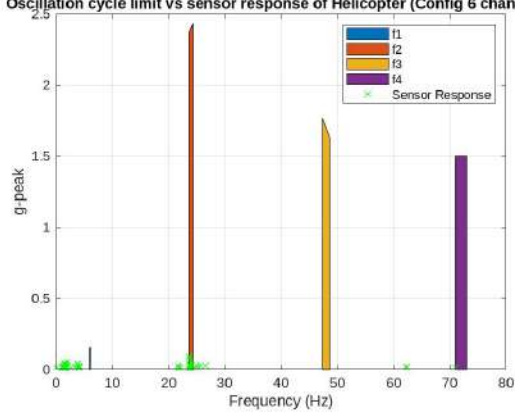


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-5

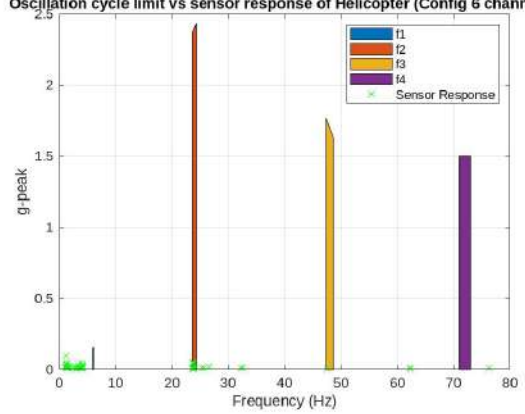


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-6

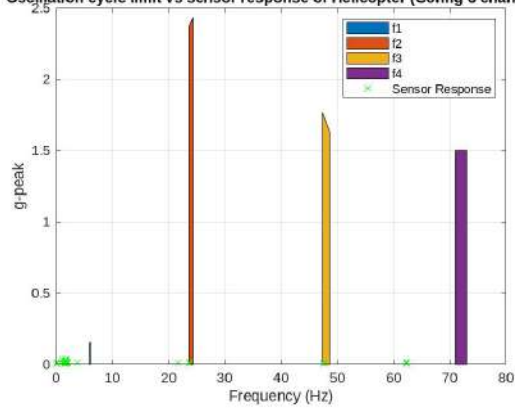
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 6 channel-1)



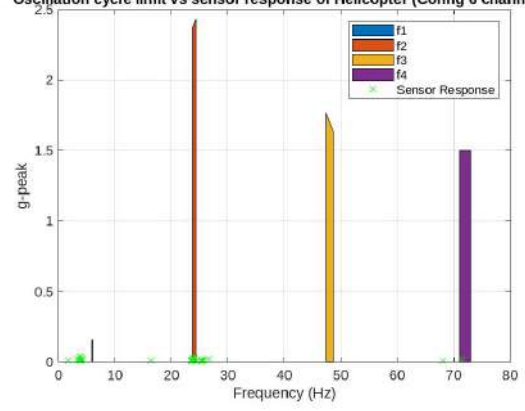
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 6 channel-2)



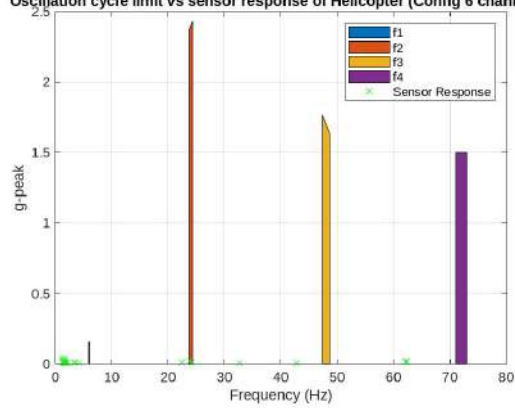
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 6 channel-3)



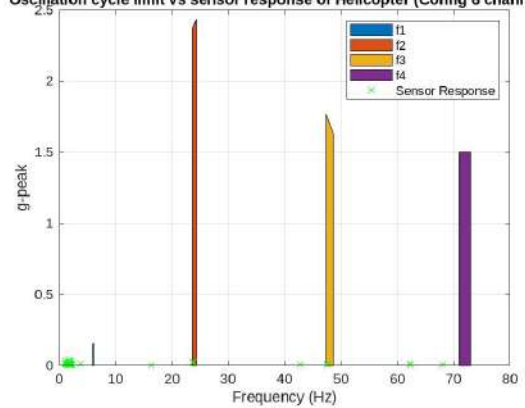
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 6 channel-4)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 6 channel-5)

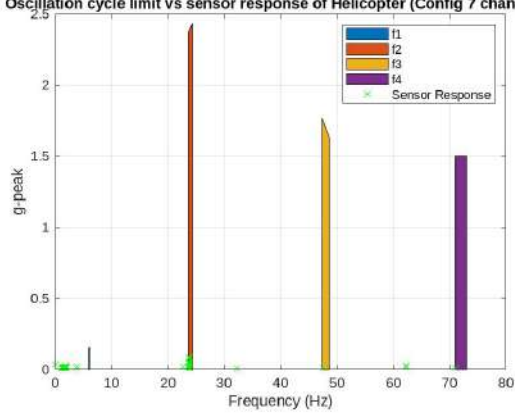


Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 6 channel-6)

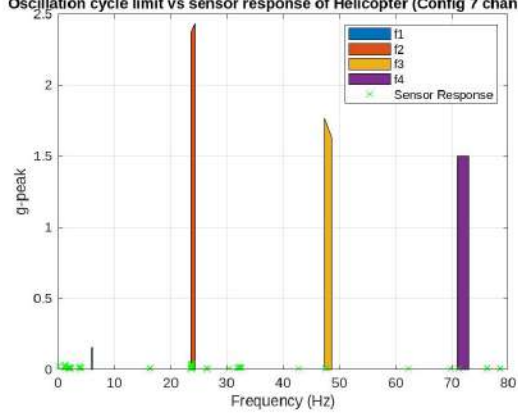


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-7

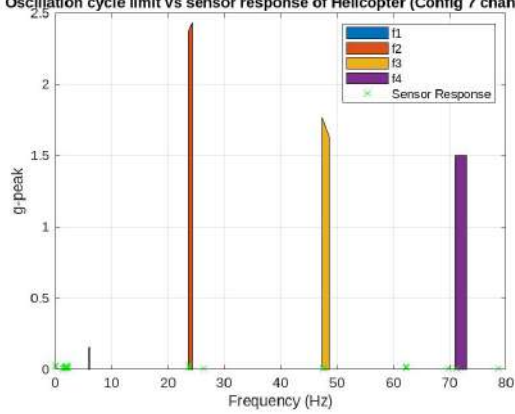
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 7 channel-1)



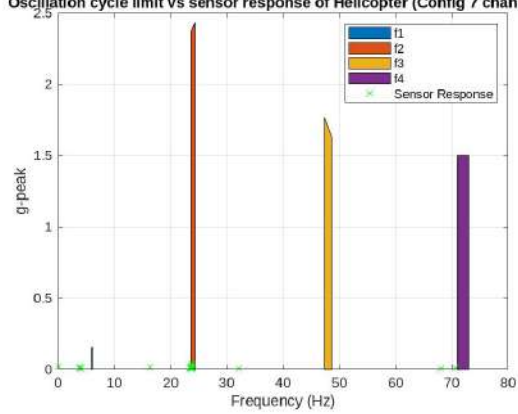
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 7 channel-2)



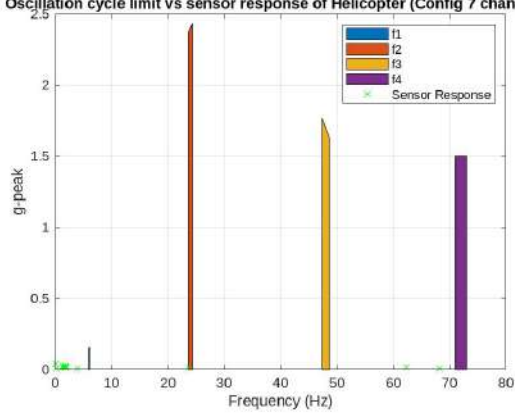
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 7 channel-3)



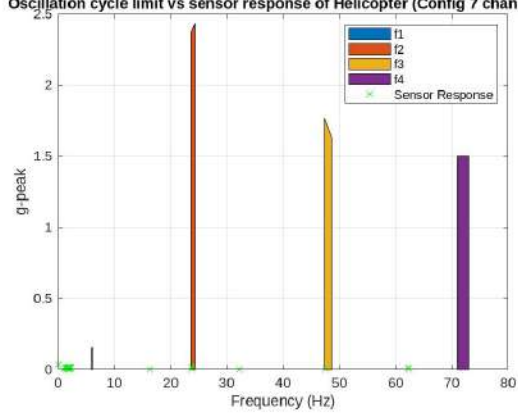
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 7 channel-4)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 7 channel-5)

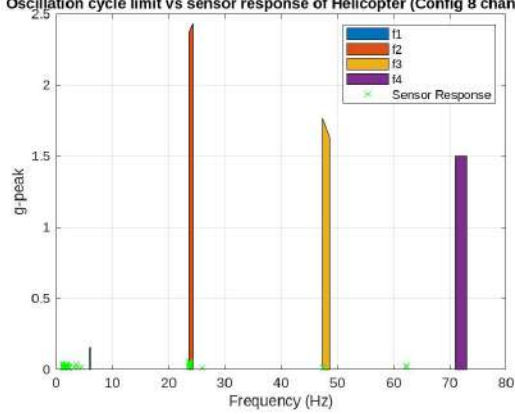


Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 7 channel-6)

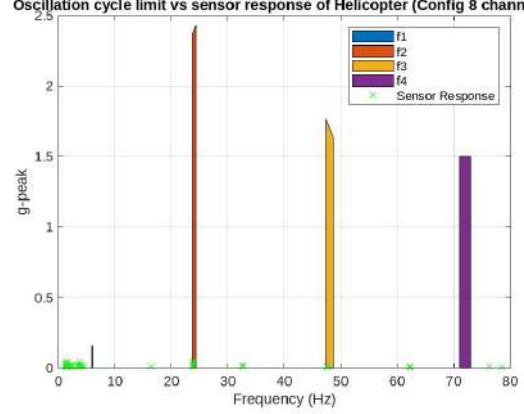


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-8

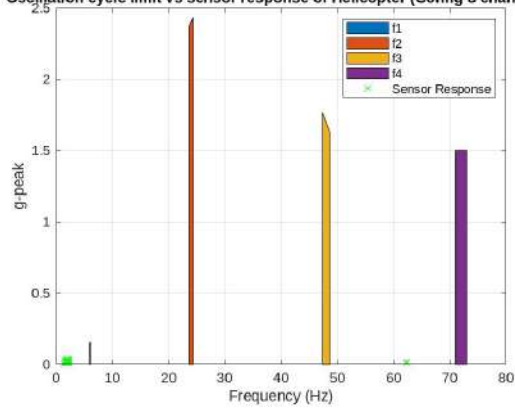
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 8 channel-1)



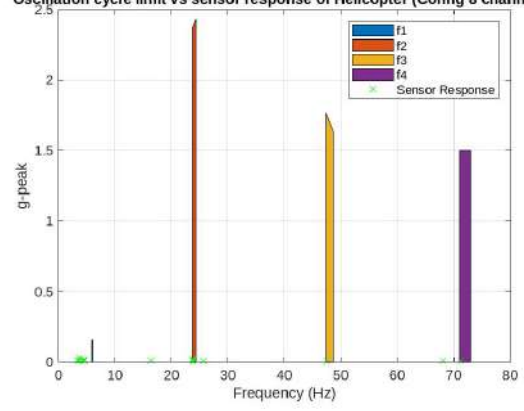
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 8 channel-2)



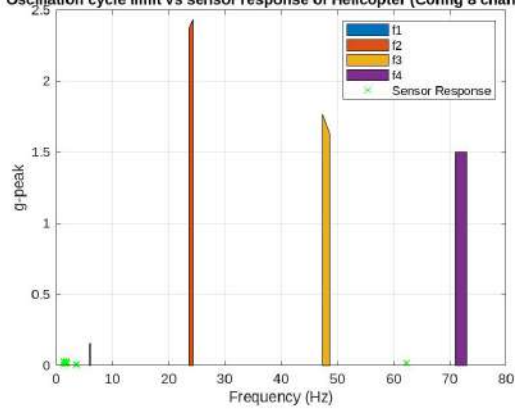
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 8 channel-3)



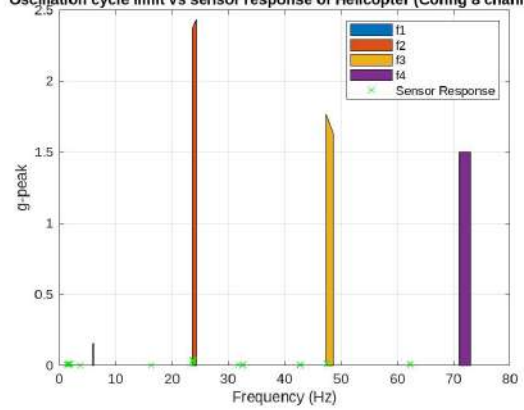
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 8 channel-4)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 8 channel-5)

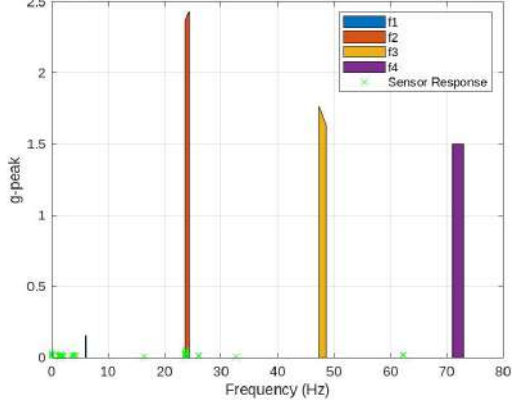


Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 8 channel-6)

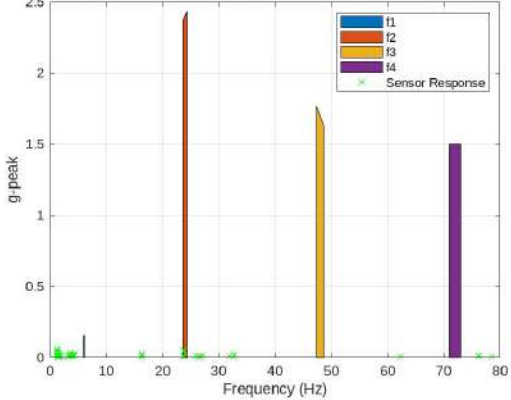


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-9

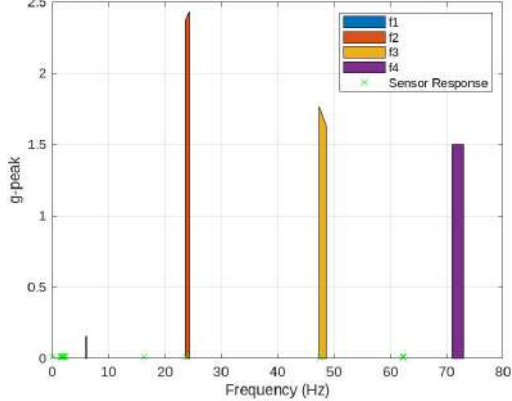
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 9 channel-1)



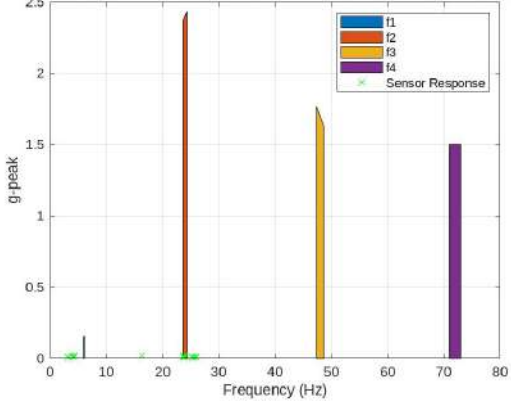
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 9 channel-2)



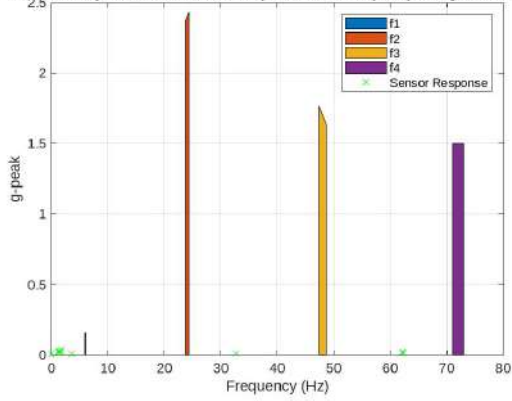
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 9 channel-3)



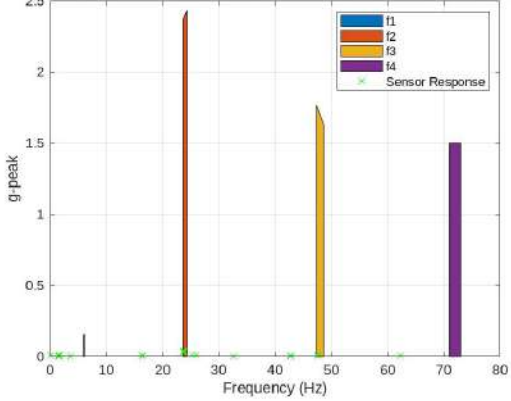
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 9 channel-4)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 9 channel-5)

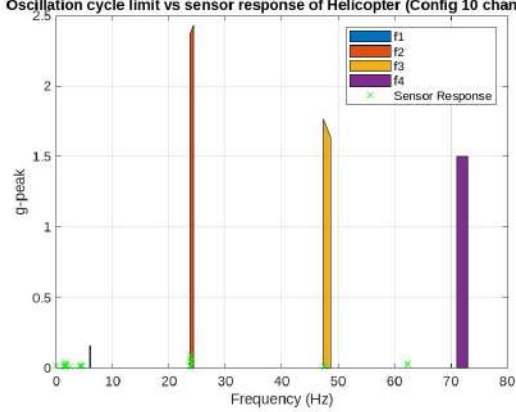


Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 9 channel-6)

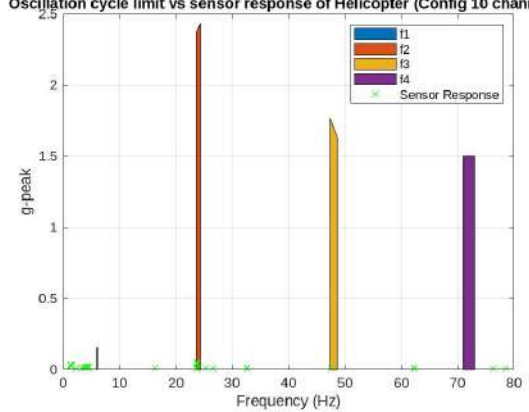


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-10

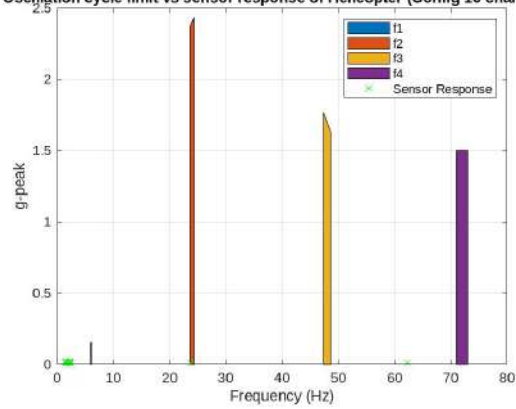
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 10 channel-1)



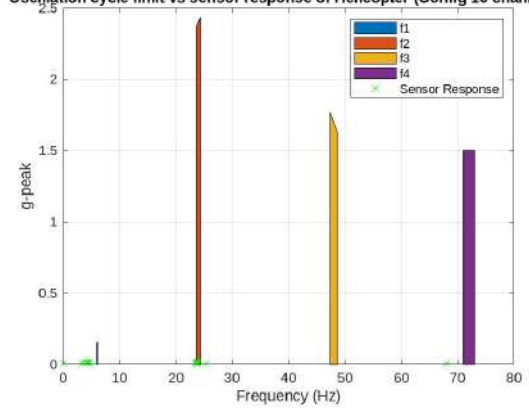
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 10 channel-2)



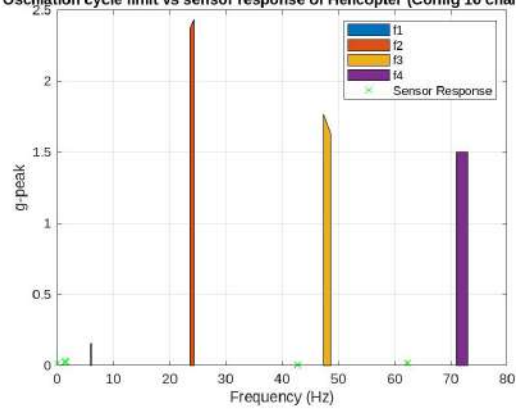
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 10 channel-3)



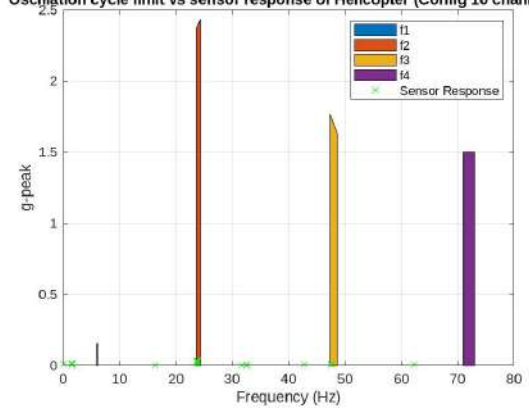
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 10 channel-4)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 10 channel-5)

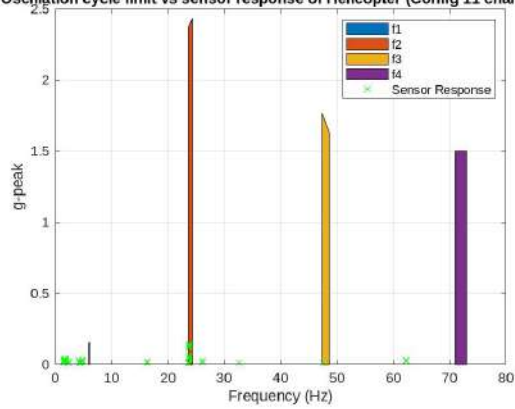


Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 10 channel-6)

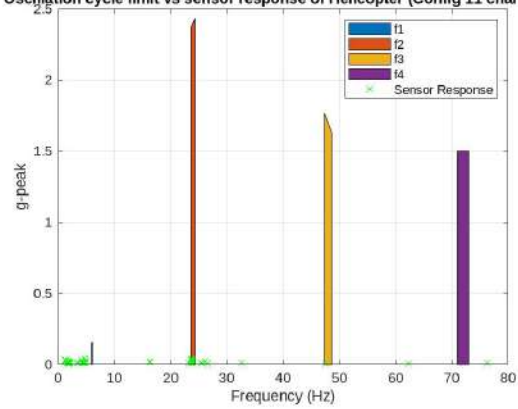


Grafik respon frekuensi hasil pengukuran akselerometer semua *channel* pada kondisi-11

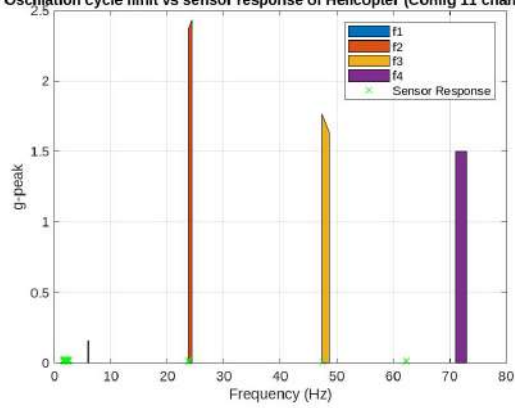
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 11 channel-1)



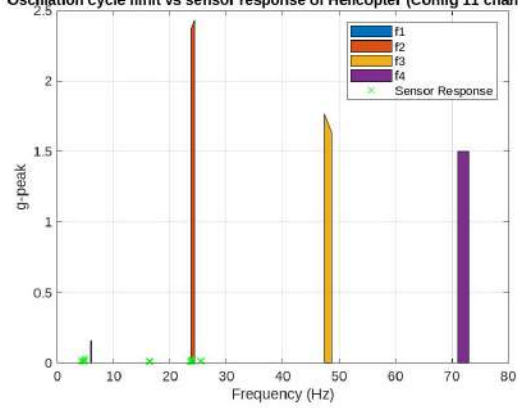
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 11 channel-2)



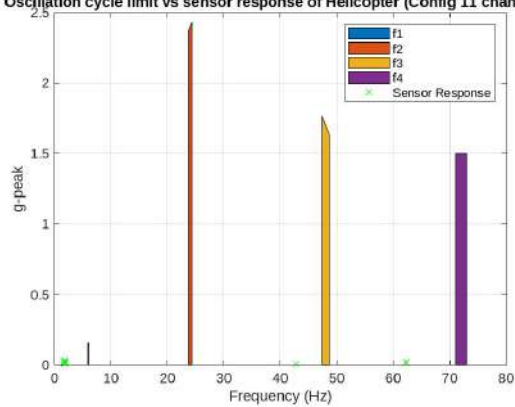
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 11 channel-3)



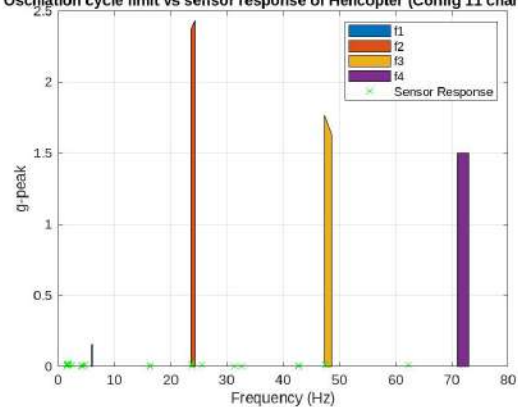
Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 11 channel-4)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 11 channel-5)



Oscillation cycle limit vs sensor response of Helicopter (Config 11 channel-6)



LAMPIRAN 4

Pada lampiran ini berisikan tabel deformasi yang didapatkan dari hasil analisis secara komputasi menggunakan *software* Femap pada masing-masing *mode-shape* nya. Hasil ini didasarkan pada bentuk pemodelan pada gambar 3.7 dan koordinat titik-titik stik model pada gambar 3.6.

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-1

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.017532498	-4.53546E-16	-0.002778444	0.017310942
2	0.017764494	-4.78874E-16	-0.002778444	0.017545868
3	0.020319097	-9.86638E-16	-0.002778444	0.020128237
4	0.036572073	-4.47726E-15	-0.002778444	0.036466379
5	0.063195109	-1.02454E-14	-0.002778444	0.063134
6	0.024008596	-1.80465E-15	-0.002778444	0.023847284
7	0.041643031	-6.94891E-16	-0.010541817	0.040286623
8	0.040587459	-1.78832E-15	0.004932523	0.040286623
9	0.00952157	0	0.003485022	0.008860865
10	0.012659821	0	-0.00904191	0.008860865
11	0.040417802	-1.93316E-15	0.003253711	0.040286623
12	0.041241117	-5.66848E-16	-0.008821442	0.040286623
13	0.012110891	6.28383E-17	0.010867094	0.005346023
14	0.018946745	6.6504E-17	-0.018176885	0.005346023
15	0.012110891	0	0.010867094	0.005346023
16	0.018946745	0	-0.018176885	0.005346023
17	0.012110891	-5.25648E-17	0.010867094	0.005346023
18	0.018946745	5.72614E-17	-0.018176885	0.005346023
19	0.02720155	-9.83715E-16	0.004160884	0.026881432
20	0.028577274	-9.27741E-16	-0.009697894	0.026881432
21	0.028442686	-1.07341E-15	0.009293818	0.026881432
22	0.030710477	-5.49657E-16	-0.014849983	0.026881432
23	0.03021346	-1.76221E-15	0.013792816	0.026881432
24	0.031621531	1.70298E-14	-0.026307102	0.017545868
25	0.02717267	-1.79368E-14	0.020748409	0.017545868
26	0.029434646	-1.59512E-15	0.011991121	0.026881432
27	0.042582318	-2.15057E-15	0.013792816	0.040286623
28	0.044267543	-6.67256E-16	-0.018346755	0.040286623
29	0.042033307	-2.26157E-15	0.011991121	0.040286623
30	0.043942515	-6.26379E-16	-0.017548008	0.040286623
31	0.032545581	7.20897E-17	-0.018346755	0.026881432
32	0.032102086	8.15764E-19	-0.017548008	0.026881432

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-2

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.028756499	-2.51277E-16	-0.028710786	-0.001620815
2	0.028757975	-3.36116E-16	-0.028710786	-0.001646757
3	0.028775712	-2.31383E-15	-0.028710786	-0.00193192
4	0.028952852	-1.43453E-14	-0.028710786	-0.003736088
5	0.029477851	-3.32713E-14	-0.028710786	-0.006680906
6	0.028806197	-5.27594E-15	-0.028710786	-0.002342602
7	0.028162139	-7.4018E-16	-0.027853502	-0.004157945
8	0.02985326	-8.48891E-16	-0.029562283	-0.004157945
9	0.029410481	0	-0.02940244	-0.000687701
10	0.02802757	0	-0.028019132	-0.000687701
11	0.029669693	-7.84309E-16	-0.029376898	-0.004157945
12	0.028350048	-8.05844E-16	-0.028043479	-0.004157945
13	0.030219104	3.19215E-17	-0.03021762	-0.000299568
14	0.027012048	2.77738E-17	-0.027010387	-0.000299568
15	0.030219104	0	-0.03021762	-0.000299568
16	0.027012048	0	-0.027010387	-0.000299568
17	0.030219104	6.32054E-18	-0.03021762	-0.000299568
18	0.027012048	3.48289E-17	-0.027010387	-0.000299568
19	0.029598443	-4.24165E-16	-0.029477075	-0.002677653
20	0.028074678	-4.29121E-16	-0.027946694	-0.002677653
21	0.030162973	-5.38868E-16	-0.030043887	-0.002677653
22	0.027508397	-4.30465E-16	-0.027377766	-0.002677653
23	0.030657854	-5.52134E-16	-0.030540697	-0.002677653
24	0.026164468	-7.78676E-16	-0.026112594	-0.001646757
25	0.031352058	1.68607E-16	-0.031308781	-0.001646757
26	0.030459663	-4.93489E-16	-0.030341741	-0.002677653
27	0.030822437	-1.01698E-15	-0.030540697	-0.004157945
28	0.027310006	-5.0423E-16	-0.026991628	-0.004157945
29	0.030625312	-9.69192E-16	-0.030341741	-0.004157945
30	0.027397186	-5.37406E-16	-0.027079832	-0.004157945
31	0.027124118	-4.10035E-16	-0.026991628	-0.002677653
32	0.027211893	-4.43025E-16	-0.027079832	-0.002677653

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-3

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.024586355	1.26075E-15	2.89367E-05	-0.024586339
2	0.024284299	1.28418E-15	2.89367E-05	-0.024284283
3	0.020964025	1.55391E-15	2.89367E-05	-0.020964004
4	5.16226E-05	3.25291E-15	2.89367E-05	4.27499E-05
5	0.034330633	5.96685E-15	2.89367E-05	0.034330621
6	0.016182268	1.89105E-15	2.89367E-05	-0.016182242
7	0.011117861	4.00204E-15	-0.009952814	0.004954627
8	0.011109351	3.57193E-15	0.009943306	0.004954627
9	0.036360644	0	0.008082184	-0.035451017
10	0.036347821	0	-0.008024311	-0.035451017
11	0.009227733	3.52935E-15	0.007784776	0.004954627
12	0.009190701	4.03711E-15	-0.007740844	0.004954627
13	0.043662947	-1.62567E-16	0.017573677	-0.039970223
14	0.044592105	-1.17757E-16	-0.019769598	-0.039970223
15	0.043662947	0	0.017573677	-0.039970223
16	0.044592105	0	-0.019769598	-0.039970223
17	0.043662947	-3.577E-17	0.017573677	-0.039970223
18	0.044592105	8.78658E-18	-0.019769598	-0.039970223
19	0.015196994	1.62843E-15	0.008951172	-0.012281088
20	0.015148002	2.15253E-15	-0.008867741	-0.012281088
21	0.019815492	1.83694E-15	0.015550839	-0.012281088
22	0.019769378	2.49239E-15	-0.015492036	-0.012281088
23	0.024617583	1.99714E-15	0.021335421	-0.012281088
24	0.038770571	3.06233E-15	-0.030223019	-0.024284283
25	0.038813889	-5.02644E-16	0.030278569	-0.024284283
26	0.02263942	2.05715E-15	0.019018892	-0.012281088
27	0.021903163	3.72781E-15	0.021335421	0.004954627
28	0.020592928	4.02942E-15	-0.019988006	0.004954627
29	0.019653667	3.66716E-15	0.019018892	0.004954627
30	0.019597668	4.04903E-15	-0.01896102	0.004954627
31	0.023459444	2.4218E-15	-0.019988006	-0.012281088
32	0.022590825	2.45392E-15	-0.01896102	-0.012281088

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-4

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.002230379	-0.000110774	0.000543181	-0.002160388
2	0.003830344	-0.0001229	0.000951349	0.003708283
3	0.048880439	-0.000454243	0.004120701	0.048704319
4	0.097900063	-0.003529026	0.004024232	0.097753637
5	0.226372182	-0.009287388	0.006977004	0.226073951
6	0.092853479	-0.001098657	0.007000222	0.09258271
7	0.014286016	-0.000598067	0.002825989	-0.013990939
8	0.014553153	-0.000112028	-0.004003648	-0.013991158
9	0.003926801	0	-0.003678423	-0.001374398
10	0.001851033	0	0.001237478	-0.00137658
11	0.012880335	-0.000152568	-0.002271183	-0.012677597
12	0.0128767	-0.000558542	0.002185623	-0.012677558
13	0.006806141	1.59904E-05	-0.006803693	0.000181828
14	0.005390496	8.55267E-06	0.005387264	0.000186438
15	0.006676425	0	-0.006586927	0.001089512
16	0.006089511	0	0.005991233	0.001089621
17	0.005713528	3.41706E-05	-0.005409624	0.001838258
18	0.005960137	-3.11457E-05	0.005669492	0.00183824
19	0.009746256	-5.2356E-06	-0.003954188	-0.00890808
20	0.009135424	-0.000352347	0.001994534	-0.008908067
21	0.010784153	6.64694E-05	-0.006167815	-0.008845993
22	0.009787684	-0.000477493	0.00425544	-0.00880125
23	0.011530389	0.000177406	-0.007875261	-0.008420134
24	0.03416276	-0.02445941	-0.023560131	0.00370832
25	0.035346832	0.024208199	0.025487447	0.00370832
26	0.009543141	0.000124721	-0.005899024	-0.0075005
27	0.016073609	9.09608E-05	-0.007838965	-0.01403222
28	0.015340977	-0.000787321	0.006145448	-0.014034214
29	0.014160431	3.12611E-05	-0.005845327	-0.012897634
30	0.014069826	-0.000760499	0.00552062	-0.012919148
31	0.010334375	-0.000568432	0.006053738	-0.008356342
32	0.009257621	-0.000548194	0.005398876	-0.007500343

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-5

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.008587207	0.001814726	-0.008384006	-0.000394127
2	0.015777377	0.002030477	-0.015646039	-6.51393E-05
3	0.072464108	0.007920587	-0.071985751	0.002522493
4	0.094291225	0.062624156	-0.070269458	0.005590404
5	0.206229821	0.165120378	-0.122827418	0.013395119
6	0.124811314	0.019380333	-0.123192839	0.005078369
7	0.010217269	0.005452908	0.008618518	-0.000616066
8	0.009915622	0.005401914	0.008292391	-0.000612483
9	0.017768493	0	0.017765921	0.000302353
10	0.018089637	0	0.018086446	0.000339808
11	0.005476556	0.005424827	0.000223938	-0.000716775
12	0.005528445	0.005461829	0.000466627	-0.000717213
13	0.015560209	-0.000228735	0.0155546	0.000349531
14	0.016099703	-0.00018745	0.016096329	0.000271076
15	0.009612272	0	0.009611497	0.000122026
16	0.010159834	0	0.010159125	0.000120079
17	0.003008861	-2.74604E-05	0.003005192	-0.000145992
18	0.003554368	-2.40034E-05	0.003551456	-0.000141819
19	0.014306249	0.002718763	0.014040628	-0.000371314
20	0.014537505	0.002812311	0.014258048	-0.000371489
21	0.014118811	0.003162403	0.013760089	2.38357E-06
22	0.014485623	0.003261756	0.014093687	-0.000749803
23	0.010206571	0.003214214	0.009685897	0.000162177
24	0.017571425	0.000694126	-0.017557589	-6.51399E-05
25	0.014583073	0.003423904	-0.014175283	-6.51399E-05
26	0.004457792	0.003271685	0.002987687	-0.000491644
27	0.010332772	0.00548956	0.008731324	-0.000628397
28	0.010833901	0.005545055	0.009288159	-0.00059656
29	0.005811476	0.005495826	0.001711563	-0.000799816
30	0.006017921	0.005542465	0.002260362	-0.000622273
31	0.010780693	0.003282333	0.010237065	-0.000807539
32	0.004872221	0.003309328	0.003541649	-0.000493574

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-6

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.039593808	0.0052146	-0.039231755	-0.001160694
2	0.039671127	0.005215274	-0.039308339	-0.001205665
3	0.013355674	0.002467238	-0.013061885	-0.001293807
4	0.038153179	-0.035391591	-0.014250897	-0.000110906
5	0.11932873	-0.116174616	0.027171226	0.002128215
6	0.018905103	-0.004553385	0.018309152	-0.001201884
7	0.020185273	0.015363287	0.013077985	0.000617241
8	0.020000279	0.015053269	0.013153639	0.000626142
9	0.039630271	0	0.039588738	0.001813899
10	0.039951552	0	0.039905507	0.001917523
11	0.021535153	0.015113533	-0.015337487	-0.000324647
12	0.021653108	0.015334151	-0.015284456	-0.000326037
13	0.033933356	-0.000635018	0.033882651	0.00174226
14	0.033921175	-0.000518204	0.033882882	0.001525715
15	0.01664809	0	0.016638782	0.000556639
16	0.016514692	0	0.016505534	0.000549963
17	0.006141312	-7.77427E-05	-0.006061282	-0.000985156
18	0.006194316	-5.20703E-05	-0.006116898	-0.000974881
19	0.030284427	0.007508271	0.029327244	0.000827778
20	0.030211352	0.007864796	0.029157948	0.00082752
21	0.030167725	0.008858046	0.028770939	0.001964628
22	0.029823946	0.009309836	0.028330956	-0.000389481
23	0.019482061	0.009020209	0.017091746	0.002461451
24	0.042019553	0.005599465	-0.041627336	-0.001205694
25	0.040150564	0.005203166	-0.039793734	-0.001205694
26	0.011047708	0.009248477	-0.006028435	-0.000418924
27	0.02113805	0.015482225	0.014381281	0.00054467
28	0.021247232	0.015961921	0.014003567	0.000749675
29	0.018312406	0.015546519	-0.009641573	-0.000830679
30	0.018706026	0.015948301	-0.009767727	0.000398217
31	0.019249754	0.009474804	0.016723108	-0.001057725
32	0.01134177	0.009552934	-0.006098833	-0.000425942

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-7

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.021570044	-0.000272722	0.001143196	-0.021538002
2	0.031254411	-0.000276488	0.001272506	-0.03122727
3	0.091903836	-0.000261796	0.00113439	-0.091896459
4	0.019345118	0.000642417	0.001162864	-0.019299448
5	0.089141481	0.003036609	-6.46937E-05	0.089089721
6	0.133530855	-0.000137888	0.000580719	-0.133529514
7	0.010782451	0.001642729	0.00122905	0.010585468
8	0.011129642	-0.002785501	-0.002016882	0.010584994
9	0.037261631	0	-0.005573164	0.036842488
10	0.036948215	0	0.002897337	0.036834441
11	0.01033269	-0.002002696	6.93601E-05	-0.010136512
12	0.010198031	0.000840647	0.000738495	-0.010136457
13	0.03897538	-2.02198E-06	-0.00818601	0.038106032
14	0.038758449	8.39771E-05	0.006989777	0.03812287
15	0.018112304	0	-0.004109274	0.017639995
16	0.017927663	0	0.003196975	0.017640308
17	0.01638326	-0.000245143	-0.001640173	-0.01629911
18	0.016342627	0.000254501	0.001127398	-0.016301706
19	0.025818178	-0.001454642	-0.003980162	0.025468031
20	0.025584636	0.000674136	0.002344152	0.0254681
21	0.025275314	-0.002627688	-0.005807148	0.02445841
22	0.025020514	0.001649844	0.004094973	0.024627939
23	0.017204305	-0.004865814	-0.004452799	0.015889762
24	0.073091201	0.047259182	-0.046191495	-0.031228825
25	0.075222529	-0.047849331	0.04892474	-0.031228825
26	0.007820957	-0.003586483	-0.001136938	-0.006856521
27	0.013409223	-0.006134563	-0.003920706	0.01126066
28	0.01243331	0.004504447	0.002815069	0.011241555
29	0.00819834	-0.005194491	-0.000214525	-0.006339087
30	0.00751696	0.004077245	0.000656945	-0.006280858
31	0.016722927	0.003385361	0.003282818	0.016044274
32	0.007534354	0.002797428	0.001391225	-0.006856047

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-8

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.027306644	0.000174629	-0.000602849	0.02729943
2	0.013442908	0.00018031	-0.000797175	0.013418039
3	0.080519952	0.000209997	-0.001084026	-0.080512382
4	0.011994925	-0.000416612	-0.001103812	-0.011936761
5	0.070893236	-0.002450615	-6.09782E-05	0.070850842
6	0.151781529	0.0001595	-0.000858391	-0.151779026
7	0.015244653	-0.001603857	0.002004104	-0.015026998
8	0.015309221	0.002331483	-0.001770773	-0.015026669
9	0.028991219	0	0.001707824	-0.028940873
10	0.028937114	0	-0.000405338	-0.028934276
11	0.015209937	0.001168909	-0.0017237	0.015066674
12	0.015145862	-0.000417245	0.001488084	0.015066806
13	0.028768618	1.25465E-05	0.001335004	-0.028737623
14	0.028757954	-7.77496E-05	-0.000612462	-0.028751327
15	0.008128234	0	-0.001948947	-0.007891121
16	0.008405361	0	0.002894931	-0.007891101
17	0.027888991	0.000161765	-0.003021874	0.02772432
18	0.028042212	-0.000169677	0.004194159	0.027726268
19	0.025865708	0.001009384	0.000412365	-0.025842715
20	0.025844924	-0.000329238	-2.60535E-05	-0.025842814
21	0.025115035	0.001937702	5.49574E-05	-0.025040114
22	0.025211137	-0.001090499	0.000457174	-0.025183393
23	0.016490748	0.004389854	-0.002902648	-0.015628455
24	0.080412962	0.070985064	-0.035317078	0.013418975
25	0.079286948	-0.07057713	0.033544306	0.013418975
26	0.014273023	0.002728773	-0.003768821	0.013493294
27	0.017504901	0.006414675	-0.003746173	-0.015850542
28	0.017032823	-0.005071592	0.003749845	-0.015821967
29	0.012671592	0.005023166	-0.005079599	0.010465884
30	0.012262476	-0.004447299	0.005046872	0.010252752
31	0.016234802	-0.003004387	0.002889681	-0.015690513
32	0.014189625	-0.002236156	0.003783708	0.013491798

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-9

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.018897066	-0.001464327	0.018837197	-0.000338931
2	0.001463079	-0.000884472	-0.001136107	-0.000259942
3	0.09653154	0.00900234	-0.096110426	0.000286901
4	0.09727636	-0.010258363	-0.09673392	7.05521E-05
5	0.173958942	-0.173466593	-0.013067113	-0.000554073
6	0.133711383	0.017168203	-0.132602796	0.000698831
7	0.005013114	-0.003515537	-0.003570141	0.000162503
8	0.005031257	-0.00353393	-0.003577474	0.000162991
9	0.010127182	0	-0.010124766	0.000221211
10	0.010105162	0	-0.01010315	0.000201619
11	0.014836572	-0.003463204	0.014424806	-0.000234703
12	0.014786704	-0.003465963	0.014372841	-0.000234907
13	0.009014787	0.000121723	-0.00901133	0.000217955
14	0.008999554	0.000101574	-0.008995289	0.000257756
15	0.003226677	0	-0.003223795	0.00013635
16	0.003456807	0	-0.003453942	0.000140689
17	0.011121411	-5.28422E-05	0.011119298	-0.000210256
18	0.011153945	-3.82612E-05	0.011152074	-0.000200665
19	0.008291338	-0.001428749	-0.008157693	0.000396233
20	0.008236388	-0.001456557	-0.008096904	0.000395806
21	0.00806916	-0.00210214	-0.007788608	-0.000173007
22	0.008040017	-0.002121662	-0.007695906	0.000955748
23	0.004346635	-0.00237488	-0.003452748	-0.001153997
24	0.002813446	-0.001520567	-0.002352821	-0.000259977
25	0.000838889	-0.000659871	-0.000448014	-0.000259977
26	0.011400411	-0.002470053	0.01112959	-2.13954E-05
27	0.005045268	-0.004278042	-0.002656286	0.000311814
28	0.004916091	-0.004066173	-0.002762745	3.78215E-05
29	0.012932626	-0.004295665	0.012175504	0.000746431
30	0.012866855	-0.004087455	0.012162014	-0.00096648
31	0.004462569	-0.002261079	-0.003517325	0.001558996
32	0.011398866	-0.002333672	0.011157412	-1.65345E-05

Tabel deformasi setiap node hasil simulasi pada Femap untuk mode-10

Nodes	Total Translation (m)	T1 Translation-x (m)	T2 Translation-y (m)	T3 Translation-z (m)
1	0.000854856	-7.61442E-06	2.76897E-05	-0.000854373
2	0.006902466	-6.49762E-06	-1.1554E-05	-0.006902453
3	0.023270972	3.35809E-05	-0.0003966	-0.023267567
4	0.023095671	-1.99589E-05	-0.00039837	-0.023092227
5	0.08227805	-0.000658834	-7.08709E-05	0.082275383
6	0.024676889	7.48162E-05	-0.000580876	-0.024669938
7	0.009235886	0.000434779	-0.003677217	0.008461125
8	0.009262154	-0.000458749	0.003739883	0.008461107
9	0.004887823	0	0.002651121	-0.004106381
10	0.004851504	0	-0.002583384	-0.004106485
11	0.00387287	-2.92849E-05	-0.000907004	-0.003765051
12	0.003880186	9.49774E-07	0.000937111	-0.003765324
13	0.008954406	1.50563E-06	0.006648969	-0.005997715
14	0.009609584	3.02931E-07	-0.007507871	-0.005997997
15	0.006786549	0	0.005581767	-0.003860199
16	0.007305877	0	-0.006202802	-0.003860192
17	0.001793277	-4.83181E-05	-0.001352493	0.001176551
18	0.002007854	4.77282E-05	0.001626434	0.001176398
19	0.006802479	-0.000408412	0.003561448	0.005781264
20	0.006701052	0.000329562	-0.00337235	0.00578124
21	0.008331599	-0.000482145	0.006041946	0.005716464
22	0.008229313	0.000382277	-0.00589034	0.005734053
23	0.008309993	-0.000720054	0.006743471	0.004802406
24	0.216129452	0.019431174	0.215143472	-0.006903487
25	0.216125697	-0.019444566	-0.215138495	-0.006903487
26	0.001478663	-0.000430841	-0.00141325	-5.95249E-05
27	0.011309981	-0.001545903	0.007083448	0.008680475
28	0.010954395	0.001323646	-0.006569846	0.008665094
29	0.003016862	-0.000962517	-0.001110291	-0.00263482
30	0.0029605	0.001069039	0.00122203	-0.002475552
31	0.007906334	0.000569876	-0.006259345	0.004796453
32	0.001644832	0.000430748	0.001586345	-5.86534E-05

BIOGRAFI PENULIS



Abdul Hadi, lahir di Makassar pada tanggal 16 September 2000. Sejak umur 3 tahun ikut bersama keluarganya merantau ke tanah Kalimantan dan dibesarkan di Kota Samarinda. Penulis menyelesaikan pendidikan sekolah dasarnya di SD Negeri 004 Pelita Samarinda, kemudian melanjutkan pendidikan menengah pertamanya di MTs Negeri Model Samarinda dan pendidikan menengah tas di MA Negeri Insan Cendekia Paser. Untuk Pendidikan tingkat lanjut, penulis sempat berkuliah di Universitas Hasanuddin pada tahun 2018 di jurusan Fisika. Karena memiliki keinginan untuk berkuliah di tanah Jawa, penulis kembali mengikuti SBMPTN 2019 dan menjatuhkan pilihan pertamanya di Teknik Fisika ITS. Semasa berkuliah, penulis mengikuti beberapa organisasi seperti menjadi Staff Riset dan Teknologi HMTF ITS Kabinet Wani 2021/2022, Staff Dakwah Kreatif JMMI ITS 2019/2020, Kepala Departemen Kominfo Ikatan Alumni Insan Cendekia Paser 2021/2022, dan di beberapa organisasi lainnya. Penulis juga merupakan Asisten Laboratorium Vibrasi dan Akustik, peraih medali Perunggu Gemastik ke-XV pada bidang Karya Tulis Ilmiah TIK, penerima beasiswa Rumah Kepemimpinan Regional-4 Angkatan-X Surabaya, Ketua Himpunan Mahasiswa Teknik Fisika ITS Kabinet Niat 2022/2023 dan penerima Anugerah Wira Adhimukti ITS pada tahun 2022. Penulis mempunyai hobi desain grafis dan bermain badminton. Bersamaan dengan kegiatan *Republic of Games* (ROG) 2022 yang diadakan oleh BEM FTIRS, penulis bersama dengan tim Teknik Fisika pernah mendapatkan Juara 1 dalam ajang tersebut.

Bagi penulis, ITS dan Teknik Fisika memberikan banyak kesempatan dan wadah untuk bisa berkembang. Banyak pelajaran hidup dan pembelajaran mengenai adab menuntut ilmu di dalamnya, meski untuk penulis belum mampu untuk memaknai semua pembelajaran itu dengan baik, penulis terus berusaha untuk memberikan yang terbaik untuk keluarga dan orang-orang disekitarnya.

[Halaman ini sengaja dikosongkan]