Studi Penerapan Teknik Kendali Getaran Kejut Pada Sistem Roda Pendaratan Pesawat Nirawak

Disertasi

Oleh :

Darmawan

1830912005

Pembimbing:

Prof. Dr. Eng. Lovely Son, M.T

Prof. Dr. Eng. Meifal Rusli, M.T

Dr. Eng. Rahmadi Kurnia, M.T

PROGRAM STUDI DOKTOR TEKNIK MESIN

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK UNIVERSITAS ANDALAS

2025

Studi Penerapan Teknik Kendali Getaran Kejut Pada Sistem Roda Pendaratan Pesawat Nirawak

Darmawan
1830912005

Disertasi

Sebagai salah satu syarat untuk memperoleh
Gelar Doktor Teknik Mesin pada
Program Pascasarjana
Universitas Andalas

PROGRAM STUDI DOKTOR TEKNIK MESIN
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK UNIVERSITAS ANDALAS
2025

HALAMAN PERSETUJUAN

Judul Disertasi	:	Studi Penerapan Teknik Kendali Getaran Kejut Pada Sistem Roda Pendaratan Pesawat Nirawak
Nama Mahasiswa	:	Darmawan
Nomor Pokok	:	1830912005
Program Studi	:	Teknik Mesin

Disertasi ini disetujui untuk mengikuti sidang tertutup Doktor Teknik Mesin pada Program Pascasarjana Universitas Andalas.

Menyetujui,

1. Komisi Pembimbing

Prof. Dr. Eng. Lovely Son, M.T
Ketua

Prof. Dr. Eng. Meifal Rusli, M.T
Anggota

Dr. Eng. Rahmadi Kurnia, M.T
Anggota

LEMBAR PERSETUJUAN
UNIVERSITAS ANDALAS
FAKULTAS TEKNIK
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
PROGRAM STUDI DOKTORAL TEKNIK MESIN

Disertasi ini telah dipertahankan di hadapan sidang penguji disertasi Program Studi Doktoral Teknik Mesin, Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Andalas pada tanggal ***Sembilan*** bulan ***April*** tahun ***dua ribu dua puluh lima*** dan dinyatakan :**LULUS**

Tim Penguji	:	Prof. Dr. Eng. Gunawarman
Anggota	:	Prof. Dr. Eng. Lovely Son, MT (Promotor)
		Prof. Dr. Eng. Meifal Rusli, MT (Co-Promotor)
		Dr. Eng. Rahmadi Kurnia (Co-Promotor)
		Dr. -Ing. Jhon Malta (Penguji)
		Zulkifli Amin, Ph.D (Penguji)
		Prof. Syafii, Ph.D (Penguji)
		Dr. Ali Basrah Pulungan (Penguji Eksternal)

KATA PENGANTAR

Penulis mengucapkan puji syukur kehadirat Allah SWT atas taufik dan hidayahNya penulis telah dapat menyelesaikan laporan disertasi ini. Laporan ini adalah kompilasi dari :

1. Sebuah artikel yang telah terbit dan diseminarkan pada ICOMET 2023 dan terbit pada *AIP Publishing* (Scopus-Q4) tahun 2025 dengan judul "Introducing the PSMEID with Preview for Shock Vibration Control on The Landing Gear of UAV". https://doi.org/10.1063/5.0243134.
2. Sebuah artikel sudah terbit pada journal sinta 3 (ajeeet.ft.unand.ac.id) dengan judul "Analysis Comparison of PSMEID With Preview for Controlling Shock Vibration of UAV's Landing Gear System". DOI: https://doi.org/10.25077/ajeeet.v5i1.135.
3. Sebuah artikel sudah diterima dan terbit pada sebuah journal bereputasi international (www.temjournal.com) (Scopus-Q3) dengan judul artikel "Simulation and Experimental of PSMEID with Preview for Controlling Shock Vibration on UAV's Landing Gear". DOI: 10.18421/TEM141-40.

Pada kesempatan ini penulis menyampaikan terima kasih banyak kepada Bapak Prof.Dr.eng Lovelyson sebagai promotor atas arahan, saran dan bimbingannya selama proses pembuatan disertasi ini sehingga menghasilkan ide dalam penelitian ini. Selanjutnya ucapan terima kasih penulis tujukan kepada bapak Prof.Dr.eng Meifal Rusli dan Bapak Dr.eng Rahmadi Kurnia sebagai co-promotor yang telah memberikan saran dan kritik, sehingga disertasi ini terwujud.

Laporan seminar hasil juga merupakan revisi dari para penguji seminar proposal lanjutan pertama, kedua dan hasil yang ditelah dilaksanakan sebelumnya. Untuk itu kami ucapan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada Bapak Dr Zulkifli Amin, Bapak Prof Dr Syafii, Bapak Dr John Malta dan Bapak Dr. Ali Basrah Pulungan, atas segala masukan yang telah diberikan. Ucapan terima kasih juga penulis tujukan kepada segenap Pimpinan Department Teknik Mesin dan Ketua Program Pascasarjana Teknik Mesin Unand sangat dihargai. Akhirnya penulis berharap

semoga disertasi ini dapat diterima dengan baik dan penulis dapat menlanjutkan penelitian sesuai yang penulis harapkan.

Padang, April 2025

Penulis

Judul	*Studi Penerapan Teknik Kendali Getaran Kejut Pada Sistem Roda Pendaratan Pesawat Nirawak*	*Darmawan*
Program Studi	*Doktor Teknik Mesin*	*1830912005*
Fakultas Teknik Universitas Andalas		

Abstrak

Proses pendaratan pesawat terbang merupakan proses dinamik yang menghasilkan getaran kejut yang jika tidak diantisipasi dengan baik dapat merusak sistem di dalam pesawat. Getaran kejut yang terjadi pada saat pesawat nirawak mendarat dengan mekanisme vertical take-off and landing (VTOL) khususnya dapat merusak sistem elektrik dan mekanik pada pesawat nirawak. Penelitian ini mencoba mendesain ulang, mensimulasikan dan melakukan ekperimen pada sistem peredam roda pendaratan pesawat terbang ringan dengan mengintegrasikan mekanisme baru peredam semi-aktif yang kemudian disebut Pre-Straining Spring Momentum Exchange Impact Dampers (PSMEID). Dengan menawarkan tiga jenis PSMEID dengan pra-tinjau sebagai model alternatif yang aplikasinya dapat disesuai dengan profil masing-masing model. Penelitian ini membuktikan bahwa PSMEID yang dilengkapi dengan sistem prediksi waktu aktif (pra-tinjau) dapat meredam amplitudo percepatan getaran kejut pada saat proses pendaratan. Hasil penelitian (Simulasi dan eksperimen) menunjukkan secara konsisten mengaktifkan PSMEID sebelum roda pendaratan menyentuh permukaan landasan ($T_B<T_L$) memberikan konstribusi penurunan pada penurunan amplitudo percepatan bila dibandingkan dengan peredam tanpa PSMEID. Penempatan PSMEID pra-tinjau pada massa utama (suspended mass) yang paling efektif mengurangi amplitudo percepatan hingga 33,4 persen meskipun memiliki waktu stabil (*Settling Time*) yang sedikit lebih lama bila dibandingkan dengan peredam yang menempatkan PSMEID pada massa roda (*unsuspeded mass*), PSMEID yang ditempatkan pada kedua sisi (Massa utama dan massa Roda) serta peredam tanpa PSMEID. PSMEID yang ditempatkan pada massa roda memberikan kontribusi terkecil karena momentum dirambatkan dari massa roda ke massa utama. Massa PSMEID pra-tinjau yang ditempatkan pada massa utama dan massa roda yang disusun secara seri mampu mereduksi amplitudo percepatan meskipun tidak sebaik model yang menempatkan massa PSMEID pada massa utama saja tetapi mampu menurunkan waktu stabil yang lebih signifikan.

Kata kunci: Getaran Kejut, Pesawat Nirawak, Semi-aktif, PSMEID,Pra-Tinjau

Title	*Study on the Application of Shock Vibration Control Techniques to Unmanned Aircraft Landing Gear Systems*	*Darmawan*
Mayor	*Doctor of Mechanical Engineering*	*1830912005*
Engineering Faculty Andalas University		

Abstract

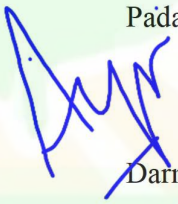
The landing of an aircraft is a dynamic process that produces shock vibrations that, if not properly anticipated, can damage the aircraft's systems. In particular, the shock vibrations that occur when a drone lands with a vertical take-off and landing (VTOL) mechanism can damage the drone's electrical and mechanical systems. This study attempts to redesign, simulate, and experiment with the landing gear damper system of light aircraft by integrating a new semi-active damper mechanism called Pre-Straining Spring Momentum Exchange Impact Dampers (PSMEID). By offering three types of PSMEID with preview as an alternative model whose application can be tailored to the profile of each model, this study proves that PSMEID equipped with an active time prediction system (preview) can reduce the amplitude of shock vibration acceleration during the landing process. The results of the research (simulation and experiment) consistently show that activating the PSMEID before the landing gear touches the runway surface ($T_B<T_L$) contributes to a reduction in the acceleration amplitude compared to a damper without PSMEID. Placing a PSMEID on the main mass (suspended mass) is most effective in reducing the acceleration amplitude by up to 33.4 percent, although it has a slightly longer settling time compared to a damper that places the PSMEID on the wheel mass (unsuspended mass), a PSMEID placed on both sides (main mass and wheel mass), and a damper without a PSMEID. The PSMEID placed on the wheel mass contributes the least because the momentum is transferred from the wheel mass to the main mass. The PSMEID mass placed on the main mass and the wheel mass arranged in series is able to reduce the acceleration amplitude, although not as much as the model that places the PSMEID mass only on the main mass, but it is able to reduce the stable time more significantly.

Keywords: Shock Vibration, Unmanned Aerial Vehicle, Semi-active, PSMEID, Preview

LEMBAR PERNYATAAN ORISINALITAS

Dengan ini saya, **Darmawan**; beralamat di **Komplek Mawar Putih Blok A No 13, Korong gadang Kuranji, Padang** menyatakan bahwa dalam disertasi ini tidak terdapat karya yang pernah diajukan oleh orang lain untuk memperoleh gelar akademik di suatu perguruan tinggi. Di sepanjang pengetahuan saya, juga tidak terdapat karya atau pendapat yang pernah ditulis atau diterbitkan oleh orang lain, kecuali yang secara tertulis dicantumkan dalam naskah dan disebutkan dalam daftar kepustakaan.

Padang, 15 April 2025



Darmawan

DAFTAR ISI

KATA PENGANTAR 5
DAFTAR ISI.....10
DAFTAR GAMBAR 13
DAFTAR SIMBOL 18
DAFTAR TABEL.....20
DAFTAR SINGKATAN 21
BAB I PENDAHULUAN.....22
1.1 Latar Belakang.....22
1.2 Rumusan Masalah.....26
1.3 Tujuan Penelitian 27
1.4 Batasan Masalah 27
1.5 Manfaat Penelitian 27
1.6 Sistematika Penelitian.....28
BAB II TINJAUAN PUSTAKA 29
2.1 Getaran Kejut 29
2.2 Sistem Peredam Getaran 32
2.2.1 Sistem Peredam Pasif.....33
2.2.2 Sistem Peredam Aktif 35
2.2.3 Sistem Peredam Semi-Aktif.....36
2.3 Peredam Pada Pesawat Nirawak.....37
2.4 PSMEID.....44
BAB III METODE PENELITIAN 54
3.1 Skema Proses Penelitian 54
3.2 Menentukan Model Fisis Massa PSMEID Yang Ditempatkan Pada Massa Utama (*Sprung Mass*) 57
3.3 Menentukan Model Matematis Massa PSMEID Yang Ditempatkan Pada Massa Sprung.....58

3.3 Menentukan Model Fisis Massa PSMEID Pada Massa Roda (*Unsprung Mass*) 60

3.4 Menentukan Model Matematis Massa PSMEID Pada Massa Roda.....61

3.5 Ekperimen Massa PSMEID Pada Massa Roda.....63

3.6 Menentukan Model Fisis Massa PSMEID Pada Massa Utama (*Sprung Mass*) dan Massa Roda (*Unsprung Mass*) 67

3.7 Menentukan Model Matematis Massa PSMEID Pada *Sprung Mass* dan *Unsprung Mass* 68

BAB IV ANALISIS PENERAPAN PSMEID DENGAN PRA-TINJAU PADA MASSA UTAMA 72

4.1 Pengaruh Waktu Aktif PSMEID T_b 72

4.1.1 Tinggi Jatuh 0,05 meter 72

4.1.2 Tinggi Jatuh 0,10 meter 74

4.1.3 Tinggi jatuh 0,15 meter.....75

4.1.4 Analisa perbandingan PSMEID dengan pra-tinjau dengan tanpa PSMEID 76

4.2 Pengaruh Jarak kompresi Pegas Pra-tekan X_{PS} 78

4.3 Pengaruh Konstanta Pegas Massa PSMEID (K_{ps}) 80

4.4 Pengaruh Massa PSMEID M_c 82

4.5 Pengaruh Jarak M_c terhadap M_p Sebelum Pegas Pra-tekan Dikompresi X_0.....84

4.6 Pengaruh Konstanta Pegas pada Massa Utama (K_p).....86

4.7 Pengaruh konstanta Pegas Roda (K_w) 88

4.8 Pengaruh Perbandingan Massa Utama (M_p) dan Massa Roda (M_w) 89

BAB V ANALISIS DAN EKSPERIMENTAL PENERAPAN PSMEID PADA MASSA RODA 92

5.1 Analisis Simulasi 92

5.1.1 Pengaruh waktu aktif PSMEID (T_B) 92

5.1.2 Pengaruh Konstanta Pegas PSMEID (K_{ps}), Perpindahan (X_{ps}) dan Massa PSMEID (M_c).....97

5.1.3 Pengaruh Jarak Massa PSMEID terhadap Massa Roda Sebelum Pegas Pra-tekan Dikompresi (X_0).....101

5.1.4 Pengaruh Konstanta Pegas Massa Utama K_p.....103

5.1.5 Pengaruh Konstanta Pegas Roda Pendaratan K_W.....105

5.1.6 Pengaruh Rasio Perbandingan Massa Utama M_P dengan Massa Roda M_w 106

5.2 Hasil Ekperimen.....109

5.3 Analisa perbandingan Hasil Simulasi dan Ekperimen.....113

BAB VI ANALISIS SIMULASI UNTUK MASSA PSMEID PADA MASSA UTAMA (SPRUNG MASS) DAN MASS RODA (UNSPRUNG MASS).....115

6.1 Pengaruh Waktu Aktif T_B dan T_{B2}.....115

6.1.1 Ketinggian jatuh 0,05 meter.....115

6.1.2 Ketinggian jatuh 0,10 meter.....116

6.1.3 Ketinggian jatuh 0,15 meter.....117

6.2 Pengaruh Konstanta Pegas PSMEID (K_{PS}, K_{PS2}), Perpindahan (X_{PS}, X_{PS2}), dan Massa PSMEID (M_C, M_{C2}) 118

6.3 Pengaruh Pengaruh Jarak M_c terhadap M_p Sebelum Pegas Pra-tekan Dikompresi Nilai X_0.....125

6.4 Pengaruh Konstanta Pegas Massa Utama K_P.....127

6.5 Pengaruh Konstanta Pegas Roda Pendaratan K_W.....129

6.6 Pengaruh Perbandingan Massa Utama dengan Massa Roda 131

6.7 Analisa Perbandingan Model Pertama, Model Kedua dan Model Ketiga....133

BAB VII KESIMPULAN.....137

DAFTAR PUSTAKA 139

LAMPIRAN.....146

Lampiran A. Kode Simulink Model PSMEID dengan Pra-tinjau 146

BUKTI PUBLIKASI JURNAL DAN PROSIDING 147

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Penyaluran Energi Sistem PSMEID 32
Gambar 2.2 Sistem Peredam Pasif [38] 34
Gambar 2.3 Sistem Peredam Aktif [39]..... 35
Gambar 2.4 Sistem Peredam Semi-Aktif [38] 37
Gambar 2.5 Racangan roda Pendaratan Dengan 4 kaki..... 38
Gambar 2.6 Rancangan roda pendaratan dengan 6 kaki..... 39
Gambar 2.7 Model Sederhana PMEID 45
Gambar 2.8 Metoda benturan 3 bola berdasarkan teori ayunan Newton [20]..... 45
Gambar 2.9 Model Sederhana AMEID 47
Gambar 2.10 Model sederhana PSMEID..... 49
Gambar 2.11 Satu derajat kebebasan sistem PMEID [20]..... 50
Gambar 2.12 Satu derajat kebebasan sistem PSMEID [20]..... 50
Gambar 2.13 Penyaluran gaya pada massa utama selama terjadi benturan [20].. 51
Gambar 2.14 Model Sederhana dari Roda Pendaratan Dengan PSMEID [20] 52
Gambar 2.15 Sistem suspense aktif dengan pra-tinjau benturan [22]..... 53
Gambar 3.1 Alur proses penelitian 56
Gambar 3.2 Model Sistem Roda Pendaratan menggunakan PSMEID dengan Pra-tinjau pada Massa utama (*Sprung Mass*) 57
Gambar 3.3 Model sistem roda pendaratan dengan PSMEID dengan sistem Pra-tinjau pada Massa roda (*Unsprung Mass*) 61
Gambar 3. 4 Rancangan Roda Pendaratan Pesawat Nirawak dengan PSMEID dan Massa PSMEID pada Massa Roda..... 64
Gambar 3.5 Desain Struktur Eksperimen 66
Gambar 3.6 Pengaturan Eksperimental..... 67
Gambar 3.7 Model PSMEID dengan pra-tinjau yang disusun secara seri..... 68
Gambar 4.1 Variasi waktu Aktif PSMEID pada ketinggian jatuh 0,05 meter..... 73
Gambar 4.2 Fenomena percepatan setelah proses pendaratan berakhir..... 74
Gambar 4.3 Variasi waktu Aktif PSMEID pada ketinggian jatuh 0,1 meter..... 75
Gambar 4.4 Variasi waktu Aktif PSMEID pada ketinggian jatuh 0,15 meter..... 76
Gambar 4.5 Perbandingan respon percepatan PSMEID dan tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,05 meter..... 77
Gambar 4.6 Perbandingan respon percepatan PSMEID dan tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,10 meter..... 77
Gambar 4.7 Perbandingan respon percepatan PSMEID dan tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,15 meter..... 78
Gambar 4.8 Variasi jarak kompresi Xps terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,05 meter..... 79

Gambar 4.9 Variasi jarak kompresi Xps terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,10 meter..... 79
Gambar 4.10 Variasi jarak kompresi Xps terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,15 meter..... 80
Gambar 4.11 Variasi Konstanta Pegas PSMEID Kps terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,05 meter 81
Gambar 4.12 Variasi Konstanta Pegas PSMEID Kps terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,10 meter 81
Gambar 4.13 Variasi Konstanta Pegas PSMEID Kps terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,15 meter 82
Gambar 4.14 Variasi massa PSMEID Mc terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,05 meter..... 83
Gambar 4.15 Variasi massa PSMEID Mc terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,10 meter..... 83
Gambar 4.16 Variasi massa PSMEID Mc terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,15 meter..... 84
Gambar 4.17 Variasi X0 terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,05 meter 85
Gambar 4.18 Variasi X0 terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,10 meter 85
Gambar 4.19 Variasi X0 terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,15 meter 86
Gambar 4.20 Respon percepatan pada massa utama ketika X0 mendekati nilai 0. 86
Gambar 4.21 Variasi KP terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,05 meter..... 87
Gambar 4.22 Variasi KP terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,1 meter..... 87
Gambar 4.23 Variasi KP terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,15 meter..... 88
Gambar 4.24 Variasi KW terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,05 meter..... 88
Gambar 4.25 Variasi KW terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,10 meter..... 89
Gambar 4.26 Variasi KW terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,15 meter..... 89
Gambar 4.27 Grafik perbandingan Mp/Mw terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,05 meter. 90
Gambar 4.28 Grafik perbandingan Mp/Mw terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,1 meter. 90
Gambar 5.1 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,05 meter 92

Gambar 5.2 Variasi waktu aktif PSMEID dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 93
Gambar 5.3 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,10 meter 94
Gambar 5.4 Variasi waktu aktif PSMEID dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 94
Gambar 5.5 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,15-meter 95
Gambar 5.6 Variasi waktu aktif PSMEID dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 96
Gambar 5.7 Variasi K_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 97
Gambar 5.8 Variasi K_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 98
Gambar 5.9 Variasi K_{PS} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 98
Gambar 5.10 Variasi X_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 99
Gambar 5.11 Variasi X_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 99
Gambar 5.12 Variasi X_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 100
Gambar 5.13 Variasi massa PSMEID (Mc) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 100
Gambar 5.14 Variasi massa PSMEID (Mc) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 101
Gambar 5.15 Variasi massa PSMEID (Mc) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 101
Gambar 5.16 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 102
Gambar 5.17 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 102
Gambar 5.18 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 103
Gambar 5.19 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 104
Gambar 5.20 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 104
Gambar 5.21 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 105
Gambar 5.22 Variasi K_W dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 105

Gambar 5.23 Variasi K_W dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 106
Gambar 5.24 Variasi K_w dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 106
Gambar 5.25 Variasi (M_p/M_w) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 107
Gambar 5.26 Variasi (M_p/M_w) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 108
Gambar 5.27 variasi (M_p/M_w) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 108
Gambar 5.28 Tanpa PSMEID (a) dan PSMEID Aktif pada 25 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,05 meter..... 109
Gambar 5.29 PSMEID aktif pada 50 ms (a) dan PSMEID Aktif pada 65 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,05 meter 110
Gambar 5.30 Variasi PSMEID yang diaktifkan dengan Tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,05 meter..... 110
Gambar 5.31 Tanpa PSMEID (a) dan PSMEID Aktif pada 25 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,1 meter..... 111
Gambar 5.32 PSMEID aktif pada 50 ms (a) dan PSMEID Aktif pada 65 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,1 meter 111
Gambar 5.33 Variasi PSMEID yang diaktifkan dengan Tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,1 meter..... 111
Gambar 5. 34 Tanpa PSMEID (a) dan PSMEID Aktif pada 25 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,1 meter..... 112
Gambar 5.35 PSMEID aktif pada 50 ms (a) dan PSMEID Aktif pada 65 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,1 meter 112
Gambar 5.36 Variasi PSMEID yang diaktifkan dengan Tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,15 meter..... 113
Gambar 6.1 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,05 meter dan T_B = 0,005 detik T_{B2} = 0,099 116
Gambar 6.2 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,10-meter, T_B = 0,032 detik dan T_{B2} = 0,141..... 117
Gambar 6.3 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,15 meter, T_B = 0,13 detik dan T_{B2} = 0,173 detik 117
Gambar 6.4 Variasi KPS atau KPS2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 119
Gambar 6.5 Variasi KPS atau KPS2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 m 120
Gambar 6.6 Variasi KPS atau KPS2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 m 121
Gambar 6.7 Variasi XPS atau XPS2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 m 122

Gambar 6.8 Variasi XPS atau XPS2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 m 123
Gambar 6.9 Variasi XPS atau XPS2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 m 123
Gambar 6.10 Variasi MC atau MC2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 124
Gambar 6.11 Variasi MC atau MC2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 125
Gambar 6.12 Variasi MC atau MC2 dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 125
Gambar 6.13 Variasi X0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 126
Gambar 6.14 Variasi X0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 126
Gambar 6.15 Variasi X0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 127
Gambar 6.16 Variasi KP dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 128
Gambar 6.17 Variasi KP dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 128
Gambar 6.18 Variasi KP dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 129
Gambar 6.19 Variasi KW dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter 130
Gambar 6.20 Variasi KW dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 130
Gambar 6.21 Variasi KW dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter 131
Gambar 6.22 Variasi rasio (MP/MW) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter..... 132
Gambar 6.23 Variasi rasio MP/MW dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter 132
Gambar 6.24 Variasi rasio (MP/MW) dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter..... 133
Gambar 6.25 Komparasi waktu stabil getaran kejut ketiga model dengan PSMIED 135
Gambar 6.26 Komparasi persentase penuruan amplitudo percepatan terhadap peredam tanpa PSMEID untuk ketiga model dengan PSMEID 136

DAFTAR SIMBOL

M_p : Massa Utama

k_p : Pegas Utama

c_p : Peredam Utama

M_w : Massa Roda

k_w : Pegas Roda

c_w : Peredam Roda

M_c : Massa Kontak

M_{c2} : Massa Kontak kedua (Untuk PSMEID disusun seri)

k_{ps} : Pegas Pra-tekan

k_{ps2} : Pegas Pra-tekan kedua (Untuk PSMEID disusun seri)

k_c : Pegas Kontak

c_c : Peredam Kontak

x_w : Perpindahan Pegas Roda dari Posisi Kesetimbangan

x_c : Perpindahan Pegas Kontak dari Posisi Kesetimbangan

x_p : Perpindahan Pegas Utama dari Posisi Kesetimbangan

$\ddot{x}_p$: Percepatan Pada Massa Utama

g : Gravitasi

F_{pw} : Gaya Interaksi melalui pegas utama dan peredam utama

F_{ps} : Gaya Pra-tekan

$\ddot{x}_c$: Percepatan Pada Massa Kontak

F_{cp} : Gaya Kontak

F_s : Gaya Penangkal

$\ddot{x}_w$: Percepatan Pada Massa Roda

F_w : Gaya Impulsif

x_{ps} : Perpindahan Pegas Pra-tekan

x_{ps2} : Perpindahan Pegas Pra-tekan kedua (Untuk PSMEID disusun seri)

x_0 : Celah Awal

$\dot{x}_w$: Kecepatan Pada Massa Roda

$\dot{x}_p$: Kecepatan Pada Massa Utama

$\dot{x}_c$: Kecepatan Pada Massa Kontak

UNIVERSITAS ANDALAS
UNTUK KEDJAJAAN BANGSA

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Model PSMEID dengan pra-tinjau 55
Tabel 3.2 Parameter Simulasi Model Pertama..... 60
Tabel 3.3 Parameter Simulasi Model Kedua 63
Tabel 3.4 Parameter Ekperimen..... 65
Tabel 3.5 Parameter Simulasi Model Ketiga 71
Tabel 4.1 Variasi Waktu Pengaktifan PSMEID Tb terhadap Percepatan Massa Utama pada Sistem PSMEID untuk ketinggian jatuh 0,05 meter..... 73
Tabel 4.2 Variasi Waktu Pengaktifan PSMEID (Tb) terhadap Percepatan Massa Utama pada Sistem PSMEID untuk Ketinggian Jatuh 0,1 meter 74
Tabel 4.3 ariasi Waktu Pengaktifan PSMEID (Tb) terhadap Percepatan Massa Utama pada Sistem PSMEID untuk Ketinggian Jatuh 0,15 meter 76

DAFTAR SINGKATAN

UAV: Unmanned Aerial Vehicle

MEID: Momentum Exchange Impact Damper

PMEID: Passive Momentum Exchange Impact Damper

AMEID: Active Momentum Exchange Impact Damper

PSMEID: Pre-Straining Spring Momentum Exchange Impact Damper

ER: Electrorheological

MR: Magnetorheological

VTOL: Vertical Take-Off Landing

CTOL: Conventional Take-Off Landing

PID: Proportional Integral Derivative

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Getaran kejut, fenomena kompleks yang ditandai dengan osilasi sistem mekanis yang cepat dan intens, telah menarik perhatian yang signifikan dalam kalangan ilmiah karena implikasinya yang mendalam terhadap kinerja, keandalan, dan umur panjang berbagai aplikasi industri dan Teknik. Getaran kejut harus dipertimbangkan dengan cermat oleh para insinyur saat merancang dan menganalisis sistem mekanis [1]. Getaran kejut dapat berdampak signifikan terhadap kinerja, keandalan, dan masa pakai mesin. Masalah getaran kejut dapat terjadi pada setiap tahap siklus hidup peralatan. Namun, mengatasinya sejak dini melalui analisis dan pengukuran sangat penting untuk memastikan operasi jangka panjang yang bebas masalah [2]. Penelitian intensif telah dilakukan untuk memahami prinsip-prinsip yang menjadi dasar dan mengurangi efek destruktif dari getaran kejut, yang dapat menyebabkan kelelahan struktural, degradasi material, dan bahkan kegagalan fatal pada sebuah sistem.

Analisis eksperimental dan penelitian mengenai getaran kejut telah membuat kemajuan yang signifikan dalam beberapa tahun terakhir untuk mengembangkan prosedur yang lebih komprehensif. Tujuan utama isolasi getaran kejut adalah untuk mengurangi efek negatifnya pada objek dan perangkat yang terpapar getaran tersebut. Dalam upaya mengatasi getaran yang disebabkan oleh guncangan, teknik kontrol dalam bentuk desain peredam dibagi menjadi tiga kategori: pasif, aktif, dan semi-aktif.

Beberapa penelitian yang berkaitan dengan analisis getaran kejut dan desain peredam getaran pasif telah dilakukan dalam beberapa tahun terakhir. Sebagai contoh, sebuah penelitian yang memanfaatkan gaya gesek sebagai peredam getaran [3]. Dalam simulasi dan eksperimen ini, massa utama dipasang pada permukaan yang menghasilkan gaya gesek. Penggunaan kabel konduktif sebagai peredam pasif juga diteliti dalam sebuah eksperimen yang menggunakan kabel tipe-O untuk mengisolasi getaran. Penelitian serupa juga yang menggunakan kabel kawat sebagai peredam [4][5]. Sistem isolasi pasif memiliki rentang frekuensi kerja yang

terbatas karena parameter redamannya tetap, tetapi memiliki keuntungan karena hemat biaya dan memiliki desain yang lebih sederhana.

Pada sistem peredam aktif, aktuator berfungsi sebagai mekanisme untuk mengontrol daya dorong pada massa utama atau mengontrol fungsi peredam untuk mengurangi getaran secara efektif. Seperti yang telah disebutkan sebelumnya, aktuator dapat bekerja pada frekuensi tinggi ketika disejajarkan dengan pegas dan peredam; sebaliknya, pada frekuensi rendah, pegas dan peredam akan aktif dalam mengurangi getaran. Biaya peredam aktif bergantung pada *bandwidth* yang disediakan; semakin besar *bandwidth* yang tersedia, semakin tinggi biayanya. Peredam aktif biasanya menggunakan algoritma tertentu untuk mengontrol operasi aktuator, seperti studi yang menggunakan pengontrol PID (*Proportional Integral Derivative*) untuk mengontrol operasi aktuator [6]. Aktuator pada peredam aktif dapat berupa sistem pneumatik yang bergerak karena tekanan udara atau fluida, seperti yang terlihat pada penelitian yang menggunakan sistem oleo-pneumatik untuk menganalisis getaran nonlinier ketika roda pendaratan menyentuh landasan [7]. Peredam aktif memiliki keterbatasan dalam hal penundaan aktivasi aktuator dan kompleksitas desain, meskipun dapat digunakan untuk berbagai kondisi.

Dengan adanya keterbatasan sistem kontrol aktif pada saat waktu tunda respon aktivasi aktuator yang disebutkan di atas, maka beberapa penelitian telah mengembangkan mekanisme yang memanfaatkan sistem redaman pasif dengan sistem aktif, yang kemudian disebut sebagai sistem redaman semi-aktif (*hybrid*). Sistem redaman semi-aktif dapat memberikan kontrol pada frekuensi yang lebih tinggi namun dapat digunakan untuk getaran tumbukan atau getaran yang menghasilkan amplitudo yang lebih besar.

Pengembangan sistem peredam telah dilakukan untuk berbagai bidang termasuk bidang dirgantara, di mana banyak sekali proses yang melibatkan munculnya getaran pada setiap aspek yang melibatkan bidang ini, baik saat pesawat udara sedang beroperasi diudara maupun saat berada di darat atau proses transisi keduanya yang disebut sebagai proses pendaratan.

Proses pendaratan pesawat, di mana roda pendaratan menyentuh permukaan landasan pacu secara paksa, adalah contoh yang menghasilkan getaran kejut. Semua jenis pesawat memiliki mekanisme proses pendaratan yang sama, perbedaan hanya

terdapat pada beban yang di bawah oleh masing-masing jenis pesawat dan perancangan roda pendaratan yang disesuai dengan beban yang dimiliki. Pesawat ringan atau pesawat nirawak juga memerlukan rancangan roda pendaratan mampu mengurangi dampak pendaratan pada struktur dan perangkat elektronik di dalam pesawat terutama pada pesawat mendarat secara vertikal yang dikenal dengan istilah VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*) karena melibatkan energi yang cukup besar dibanding pendaratan model konvensional atau CTOL (*Conventional Take-Off and Landing*).

Desain roda pendaratan pesawat nirawak untuk aplikasi VTOL merupakan aspek penting dari kinerja keseluruhannya, yang memengaruhi keselamatan, efisiensi operasional, dan integritas struktural. Pesawat nirawak berjenis VTOL menghadirkan tantangan unik selama pendaratan, sehingga membutuhkan solusi inovatif yang mengatasi beban dinamis dan interaksi lingkungan. Berbagai penelitian memberikan wawasan tentang pertimbangan desain, pemilihan material, dan teknologi inovatif yang dapat diterapkan pada roda pendaratan pesawat nirawak.

Salah satu pertimbangan utama dalam desain roda pendaratan pesawat nirawak adalah kemampuan untuk menyerap dan mengelola beban vertikal yang dialami selama pendaratan. Roda pendaratan tidak hanya harus menopang berat pesawa nirawak tetapi juga mengurangi gaya tumbukan saat mendarat. Sebuah penelitian membahas implementasi roda pendaratan robotik yang bertujuan untuk meningkatkan redaman beban benturan, menyoroti bahwa sistem semacam itu dapat mengurangi beban puncak pada penumpang pesawat *rotorcraft* melalui kontrol aktif kaki-kaki untuk bertindak sebagai peredam kejut adaptif [8]. Kemampuan ini sangat penting dalam konfigurasi di mana pesawat nirawak mengalami perlambatan yang cepat atau saat mendarat di permukaan yang tidak rata. Penelitian juga mencatat perlunya stabilitas pada fase lepas landas dan pendaratan, dengan menekankan bahwa desain hibrida, yang menggabungkan elemen sayap tetap dan multi-kopter, dapat menghasilkan operasi yang lebih stabil [9].

Selain itu, material yang digunakan untuk membangun roda pendaratan sangat diperlukan untuk memastikan bahwa komponen tersebut dapat menahan tekanan

tinggi dan kelelahan yang dihadapi selama operasi. Sebuah penelitian menemukan bahwa radius fillet pada roda pendaratan secara signifikan memengaruhi tegangan statis dan umur kelelahan, yang mengindikasikan perlunya optimasi geometris yang tepat dalam proses desain [10]. Dampak dari pemilihan material lebih dari sekadar sifat mekanis; misalnya, material komposit semakin disukai karena rasio kekuatan terhadap beratnya, sehingga memungkinkan roda pendaratan yang lebih ringan tanpa mengorbankan daya tahan [11]. Transisi menuju material komposit ini didukung oleh strategi pengoptimalan yang berfokus pada pengurangan massa, yang dapat meningkatkan kapasitas muatan dan efisiensi pesawat nirawak secara keseluruhan [12].

Respons roda pendaratan terhadap berbagai kondisi, seperti skenario pendaratan yang kasar, juga memainkan peran penting dalam desain. Sebuah penelitian yang menekankan pentingnya merancang roda pendaratan yang dapat mengakomodasi berbagai skenario beban, sehingga memastikan fungsionalitas selama pendaratan yang mulus dan kasar [13]. Selain itu, integrasi sistem kontrol cerdas dapat meningkatkan stabilitas pendaratan. Pada sebuah penelitian menunjukkan bagaimana strategi kontrol adaptif dalam desain roda pendaratan dapat memfasilitasi distribusi beban yang efektif selama pendaratan, meningkatkan keselamatan penumpang dan kinerja dalam kondisi pendaratan yang beragam [14].

Dalam kemajuan terbaru, para peneliti telah mengeksplorasi implikasi sistem otonom untuk pendaratan di platform bergerak, menekankan bagaimana teknologi tersebut dapat diintegrasikan ke dalam desain roda pendaratan peswat nirawak untuk mengakomodasi berbagai skenario operasional yang lebih luas [15]. Pengembangan strategi pendaratan yang sedang berlangsung yang memanfaatkan kecerdasan buatan menunjukkan potensi yang menjanjikan untuk mencapai pendaratan yang lebih mulus dan lebih efisien [16][17].

Perancang roda pendaratan yang efektif untuk pesawat nirawak dengan sistem pendaratan VTOL mencakup pendekatan multidisiplin yang mencakup desain mekanis (peredam), ilmu material, dan sistem kontrol cerdas. Salah satu alternatif dalam desain mekanis roda pendaratan adalah penggunanan sistem peredam semi-aktif yang memiliki mekanisme sederhana bilang dibandingkan dengan peredam aktif namun dapat disesuaikan untuk beban yang lebih besar.

Salah satu peredam semi-aktif yang dikembangkan adalah MEID (*Momentum Exchange Impact Damper)*, di mana metode ini memanfaatkan perubahan momentum untuk meredam getaran kejut. Secara garis besar, MEID terbagi menjadi dua jenis, yaitu PMEID (*Passive-MEID*) dan AMEID (*Active-MEID*). PMEID merupakan sistem peredam pasif yang menggunakan perubahan momentum, di mana energi kinetik yang dihasilkan ketika diaplikasikan pada massa utama ditransfer ke massa tersebut, yang bertindak sebagai peredam pasif [18]. Sedangkan pada AMEID, sistem peredam digantikan oleh aktuator yang dapat berupa peredam hidrolik, pneumatik, dan *magnetorheological*[19]. Dari kedua jenis peredam ini, mekanisme baru yang disebut PSMEID (*Pre-Straining Spring MEID*) telah dikembangkan [20]. PSMEID menggunakan pegas yang telah dikompresi sebelumnya dengan massa kontak di ujung pegas, yang berfungsi untuk memberikan gaya berlawanan ketika massa utama mengalami getaran kejut. Mekanisme ini dikembangkan pada penelitian awal yang berjudul "*Fundamental study of momentum exchange impact damper using pre-straining spring mechanism*" dan kemudian diaplikasikan pada penelitian di mana PSMEID digunakan pada roda pendaratan pesawat terbang yang ringan [21]. Dari kedua jurnal ilmiah tersebut, dapat dilihat bahwa PSMEID memiliki dampak yang signifikan dalam mereduksi amplitudo percepatan.

Adanya sistem aktuator yang digerakkan untuk mengaktifkan PSMEID ketika terjadi tumbukan membutuhkan mekanisme sistem sensor yang dapat memberikan informasi kapan PSMEID harus diaktifkan. Berdasarkan penelitian sebelumnya mengenai pra-tinjau terjadinya tumbukan pada sistem peredam aktif [22], maka penelitian ini memperkenalkan mekanisme baru di mana PSMEID akan dimanfaatkan dengan menggunakan pra-tinjau, sehingga dapat dilakukan penilaian terhadap performa PSMEID dalam simulasi roda pendaratan pesawat nirawak dengan judul penelitian "**Studi Penerapan Teknik Kendali Getaran Kejut Pada Sistem Roda Pendaratan Pesawat Nirawak**".

1.2 Rumusan Masalah

Rumusan masalah yang akan dibahas dalam penelitian ini sebagai berikut:

1. Bagaimana melakukan perancangan sistem control semi-aktif sehingga amplitudo percepatan pada getaran kejut dapat direduksi.

2. Diperlukan rancangan sistem kontrol semi-aktif (*hybrid*) yang menggabungkan mekanikal dan elektrikal untuk mengaktifkan sistem PSMEID dengan sistem pra-tinjau benturan (*Preview*).

1.3 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan dari penelitian ini sebagai berikut:

1. Merancang sistem kendali semi-aktif (*hybrid*) untuk getaran kejut pada roda pendaratan pesawat nirawak yang berbasiskan perubahan momentum yang kemudian disebut sebagai mekanisme PSMEID metoda pra-tinjau benturan (*Preview*).
2. Menganalisis parameter-parameter optimum yang mempengaruhi getaran selama terjadi tumbuhkan yang melibatkan sistem PSMEID dengan metode pra-tinjau benturan.

1.4 Batasan Masalah

Terdapat beberapa batasan masalah yang penulis berikan agar pembahasan pada penelitian disertasi ini berfokus pada rumusan masalah yang dibuat, adalah sebagai berikut.

1. Penelitian ini bersifat simulasi dengan parameter yang disesuaikan dengan kondisi eksperimen.
2. Parameter-parameter yang akan dianalisis dibatasi pada pengaruh waktu aktif PSMEID (T_b), Konstanta Pegas PSMEID (K_{PS}), Massa kontak PSMEID (M_C) jarak awal antara massa kontak PSMEID dengan massa utama sebelum pegas pra-tekan yang kemudian disebut sebagai (X_o) dan jarak pegas pra-tekan yang menghasilkan energi potensial yang kemudian disebut sebagai (X_{PS}).
3. Parameter respon yang dianalisis dibatasi pada amplitudo percepatan dari getaran kejut yang dihasilkan dari proses pendaratan pesawat nirawak.

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat yang dapat diperoleh dari penelitian ini adalah:

1. Metode alternatif dalam mengurangi getaran kejut pada pada sistem roda pendaratan pesawat nirawak.
2. Menghindari kerusakan pada sistem roda pendaratan pesawat nirawak.

1.6 Sistematika Penelitian

Penulisan disertasi ini disusun dari beberapa bab dengan sistematika penulisan sebagai berikut:

BAB I PENDAHULUAN

Bab ini terdiri dari latar belakang, rumusan masalah, tujuan, batasan masalah, manfaat penelitian, dan sistematika penulisan disertasi ini.

BAB II

Bab ini berisi landasan teori tentang pesawat nirawak, roda pendaratan serta menjelaskan jenis-jenis sistem peredam.

BAB III

Bab ini menjelaskan tentang langkah-langkah dalam menyelesaikan masalah pada penelitian disertasi ini.

BAB IV

Bab ini menjelaskan pengaruh parameter utama dari PSMEID dan menentukan nilai parameter yang paling optimal mereduksi penurunan amplitudo percepatan, ketika massa PSMEID memberikan momentum pada massa utama.

BAB V

Bab ini menjelaskan pengaruh parameter utama dari PSMEID dan menentukan nilai parameter yang paling optimal mereduksi penurunan amplitudo percepatan, ketika massa PSMEID memberikan momentum pada massa roda.

BAB VI

Bab ini menjelaskan pengaruh parameter utama dari PSMEID dan menentukan nilai parameter yang paling optimal mereduksi penurunan amplitudo percepatan, ketika massa PSMEID memberikan momentum pada massa utama dan massa roda.

BAB VII

Bab ini berisikan kesimpulan dari dari studi tentang kinerja PSMEID dengan pra-tinjau pada ketiga model yang ditawarkan sebagai solusi alternatif mereduksi getaran kejut.

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Getaran Kejut

Getaran adalah gerak berisolasi, membalas, yang periodik pada titik setimbang yang disebabkan karena adanya gaya eksternal yang bekerja pada benda yang kaku atau elastis. Getaran dapat sangat merusak sebuah benda ketika gagal diisolasi oleh struktur benda tersebut, peristiwa yang paling terkenal adalah hancurnya jembatan Tacoma di USA pada tahun 1941 setelah beroperasi selama 4 bulan. Dalam beberapa dasawarsa ini, penelitiaan tentang pengontrolan/isolasi getaran menjadi subjek yang sangat penting dalam pengembangan perancangan mesin yang memiliki performansi tinggi dan struktur sebuah bangunan. Pembangunan gedung-gedung bertingkat juga memerlukan pengontrolan getaran yang baik karena gaya eksternal terhadap gedung tersebut seperti dorongan angin yang kuat, gempa bumi dan beban dinamik lainnya memungkinkan dapat merusak struktur bangunan tersebut secara keseluruhan. Pengontrolan getaran juga diperlukan pada kendaraan bermotor untuk kenyaman dan keamanan saat mengemudi dan pada pesawat udara selama proses terbang dan pendaratan. Getaran yang terjadi sangat tergantung pada sistem peredam. Sistem peredam dapat mereduksi getaran yang terjadi disebabkan permukaan jalan yang tidak rata, dan hal sebaliknya juga terjadi ketika tekanan yang berlebihan akibat perancangan sistem peredam dapat merusak permukaan jalan [23]. Beberapa penelitian berfokus pada mereduksi kerusakan jalan dengan mengoptimalkan perancangan sistem peredam sudah dilakukan [24][25]. Beberapa tahun belakangan ini, untuk perancangan algoritma pengontrolan getaran dan sistem peredam mendapat perhatian yang sangat besar [26].

Perancangan sistem peredam pada kendaraan bermotor seperti pada mobil, sepeda motor, kereta api dan roda pendaratan pesawat telah memasuki fase di mana kenyaman dan keamanan menjadi perhatian utama. Penggunaan sistem peredam berjenis pasif yang terdiri dari pegas dan peredam masih banyak diterapkan karena biaya produksi yang lebih rendah serta perancangan sistem yang lebih sederhana. Penggunaan sistem peredam pasif untuk kendaraan yang relatif memiliki beban lebih ringan menjadi umum digunakan dibandingkan penggunaan sistem kendali

aktif yang biasa digunakan pada beban berat yang memerlukan kemampuan menyerap energi benturan lebih besar, seperti pada roda pendaratan pesawat terbang. Sistem kendali aktif pada peredam relatif memiliki biaya lebih mahal dan sistem yang lebih rumit dan melibat sistem elektro-mekanis pada tahun 1985 yang menggunakan *electro-hydrolic* pada sebuah sistem peredam [27]. Limitasi dari sistem aktif control untuk mengontrol berbagai variasi getaran yang terjadi sudah pernah diteliti dengan menggunakan dua parameter yaitu kekakuan roda dan perbandingan berat roda dan badan kendaraan [28][29][30][31]. Sistem aktif control cendrung memiliki respon yang lambat karena melibatkan penggunaan aktuator aktif dan penelitian tentang pengaruh waktu tunda terhadap proses aktivasi aktuator pada sistem aktif kontrol akan membantasi penggunaan sistem kendali ini pada beberapa aplikasi saja [32][33].

Dengan keterbatasan sistem kendali aktif pada waktu tunda pada respon aktifasi aktuator di atas maka beberapa penelitian sudah mengembangkan mekanisme yang me-utilisasi system peredam pasif dengan system aktif yang kemudian disebut sebagai sistem semi-aktif peredam (*hybrid*). Sistem semi-aktif peredam dianggap mampu memberikan kontrol pada frekuensi yang lebih tinggi tetapi dapat digunakan pada jenis getaran kejut atau getaran yang menghasilkan amplitudo lebih besar. Salah satu contoh getaran kejut terjadi pada pendaratan pesawat terbang baik yang berukuran besar atau komersil atau pesawat nirawak atau disebut sebagai *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV).

Pesawat nirawak adalah sebuah kendaraan yang dapat terbang nirawak dan dikendalikan dari jarak jauh dari pusat komando stasioner atau seluler menggunakan frekuensi radio atau secara otomatis [34]. Pesawat nirawak digunakan untuk berbagai keperluan baik dalam lingkup militer maupun sipil [35]. Pesawat ini memiliki fitur yang sama seperti pesawat pada umumnya yaitu sistem kemudi, roda pendaratan, dan bentuk pesawat yang mirip dengan pesawat biasa. Salah satu komponen penting dalam pesawat nirawak adalah roda pendaratan [36]. Roda pendaratan pesawat nirawak dibuat sama seperti roda pendaratan pada pesawat komersil. Roda pendaratan berfungsi sebagai penopang beban pesawat ketika di darat seperti operasi lepas landas (*take-off*) dan saat pendaratan (*landing*)

[37]. Pendaratan pesawat merupakan salah satu operasi yang paling kritis karena secara langsung dapat menyebabkan kerusakan [38].

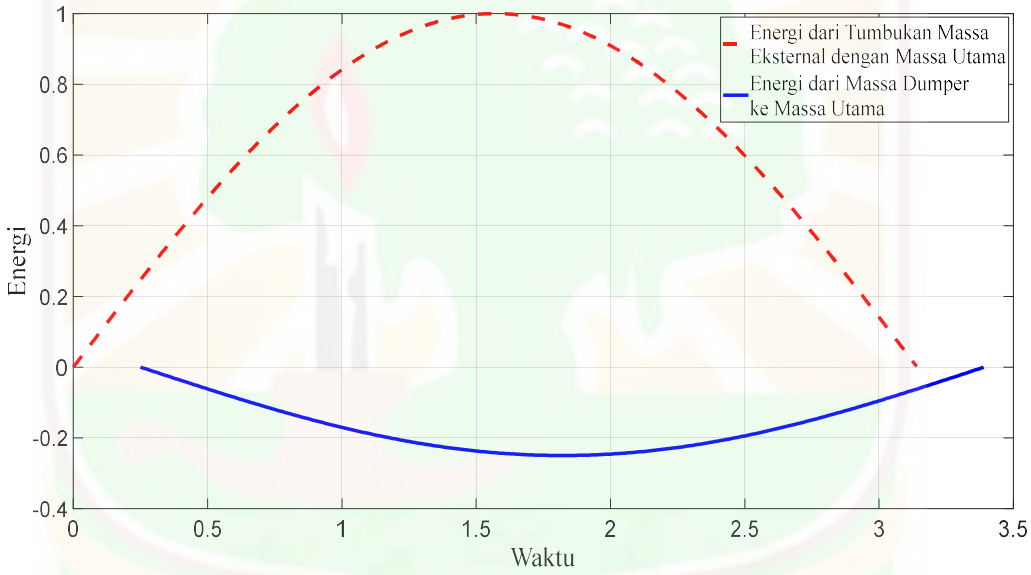
Proses pendaratan adalah proses yang sangat krusial pada kendaraan terbang baik pesawat terbang ditumpangi manusia maupun pada pesawat nirawak. Sistem peredam pada roda pendaratan dari pesawat terbang dirancang untuk menyerap dan mengkonversikan energi kinetik dari hentakan saat mendarat, sehingga mengurangi beban kejut yang dihantarkan ke badan pesawat. Proses memindahkan energi ke dalam bentuk lain adalah cara sederhana mengurangi getaran yang terjadi sebagai contoh pada penelitian [39][40].

Pada saat pendaratan, roda akan bertumbukan dengan permukaan landasan sehingga terjadi getaran kejut (*shock vibration*) pada pesawat nirawak [41]. Getaran kejut menginduksi akselerasi ekstensif pada mesin atau struktur pesawat yang mengakibatkan kebisingan dan transmisi gaya yang besar pada lingkungan sekitar sehingga memberikan dampak kerusakan pada komponen sensitif [42]. Selain itu, getaran kejut dapat mengurangi kemampuan autopilot untuk mengendalikan posisi pesawat nirawak setelah manuver pendaratan [41]. Berdasarkan permasalahan di atas maka perlu dikembangkan sebuah sistem pengendali getaran yang kemudian disebut sebagai peredam, yang mampu mengurangi getaran kejut pada sistem roda pendaratan.

Sistem peredam pada roda pendaratan pesawat dapat berlaku umum baik pada pesawat penumpang atau pesawat nirawak, karena setiap kendaran terbang akan mengalami mekanisme pendaratan yang sama, perbedaan hanya pada beban angkutnya saja. Beberapa pesawat nirawak dirancang untuk mengangkut senjata yang bebannya lebih berat. Merancang sistem peredam untuk pesawat nirawak untuk mendapatkan mekanisme pendaratan yang terbaik guna memperkecil dampak beban kejut pada proses pendaratan adalah hal yang paling rasional karena akan mengurangi kerugian besar pada kerusakan struktur dan sistem kelistrikan pesawat jika pengujian mengalami kegagalan. Meskipun mekanisme pada pesawat nirawak tidak bisa secara keseluruhan diaplikasikan pada pesawat berawak tetapi hal ini bisa menjadi penelitian awal dan diterapkan pada skala yang lebih besar.

Merancang sistem kontrol peredam semi-aktif dengan berbagai mekanisme baru akan dilakukan pada penelitian ini guna memberikan berbagai pilihan yang

dianggap lebih efektif dan efisien untuk diterapkan. Sistem mekanis PSMEID dengan pra-tinjau benturan (*preview*) akan dikembangkan sebagai alternatif pertama guna memperbaiki penelitian sebelumnya di mana PSMEID digunakan akan mengaktifkan sistem setelah terjadi benturan, keterlambatan PSMEID diaktifkan akan mungkin terjadi karena menunggu sensor kontak antara roda pendaratan dengan landasan terjadi. Dengan mekanisme PSMEID pra-tinjau benturan ini yang menambahkan sistem sensor dan algoritma aktivasi yang sederhana sehingga waktu pengaktifkan PSMEID dapat mendekati waktu terjadinya getaran kejut, seperti pada Gambar 2.1, dengan selisih waktu momentum yang semakin kecil maka amplitudo percepatan dapat direduksi.



Gambar 2.1 Penyaluran Energi Sistem PSMEID

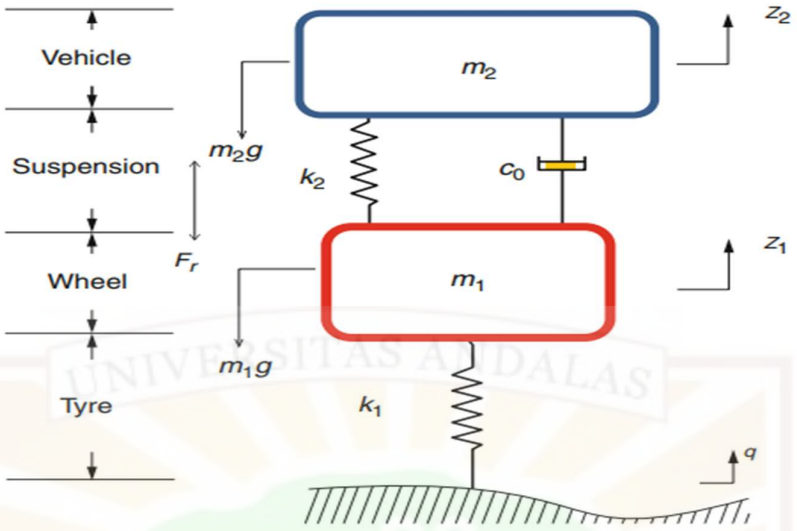
2.2 Sistem Peredam Getaran

Sistem peredam merupakan elemen penting dari kendaraan untuk mengisolasi rangka kendaraan dari gangguan jalan. Sistem peredam diperlukan pada kendaraan karena tingkat vibrasi menjadi ukuran untuk kenyaman dan keamanan saat kendaraan itu dijalankan dan pada pesawat selama proses terbang dan pendaratan. Hal ini diperlukan untuk menjaga kontak terus menerus antara ban kendaraan dan jalan. Elemen terpenting dari sistem peredam adalah peredam yang mengurangi konsekuensi dari benturan tak terduga di jalan dengan memperhalus guncangan. Sistem peredam dikategorikan sebagai pasif, aktif, dan semi-aktif mengingat

tingkat pengendaliannya. Meskipun semua jenis sistem peredam memiliki kelebihan dan kekurangan yang berbeda. Akan tetapi, semuanya menggunakan unit pegas dan peredam [43].

2.2.1 Sistem Peredam Pasif

Sistem pasif tentunya yang pertama kali dikembangkan seperti yang terlihat pada Gambar 2.2 Sistem pasif sangat sederhana dan mudah diaplikasikan, karena tidak membutuhkan energi listrik dari luar untuk bekerja, sehingga ketergantungan kepada sistem/proses lain menjadi minimal. Sistem pasif masih menjadi pilihan utama saat ini karena biaya pembuatan yang relatif murah dibanding 3 kategori lain, perancangan yang lebih sederhana dan memiliki reliabilitas yang tinggi. Respon sistem peredam pasif ditentukan oleh dua variabel yang dapat diatur sedemikian rupa, yaitu konstanta pegas dan koefisien redaman. Sistem peredam pasif memiliki performansi yang sangat baik ketika frekuensi tinggi dan koefisien redaman diatur pada rentang yang rendah, hal tersebut berlaku sebaliknya. Beberapa penelitian sudah dilakukan terkait performansi dari sistem pasif ini diantara Ankita R. Bhise pada tahun 2016, melakukan perbandingan antara peredam pasif dan semi-aktif, di mana peredam pasif hanya mampu memberikan redaman 63,7% untuk persentasi fluktuasi pada massa sprung dilain pihak, peredam aktif mampu memberikan performansi 93,9 % [42]. Penelitian lain untuk meningkat performansi pasif peredam dilakukan dengan menentukan nilai koefisien redaman ditentukan menggunakan metoda PDD (*Position Dependent Damping*) [44]. Aplikasi penggunaan sistem pasif juga digunakan untuk konstruksi bangunan, penelitian yang terkait dengan perancangan sistem pasif yang disebut sebagai *passive bar damper* untuk bangunan tahan gempa [43].



Gambar 2.2 Sistem Peredam Pasif [38]

Dalam model ini, m_1 dan m_2 mewakili massa *unsprung* dan massa *sprung*, masing-masing, k_1 adalah koefisien kekakuan ban atau konstanta pegas ban dan $k_2$adalah kekakuan peredam atau konstanta pegas peredam, c_0 adalah konstanta redaman suspensi, F_r adalah gesekan peredam, sedangkan q, z_1 dan z_2 masing-masing mewakili masukan permukaan jalan, perpindahan massa *unsprung* dan perpindahan massa *sprung* [40].

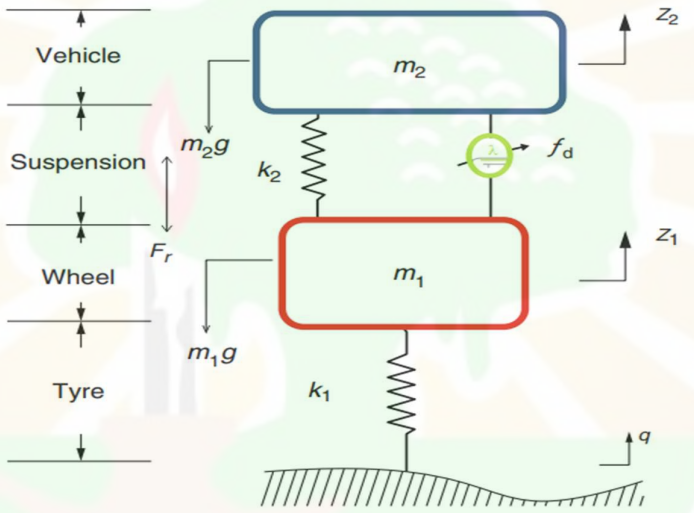
Dalam kebanyakan kasus, sistem peredam pasif kurang kompleks, lebih andal, dan lebih murah dibandingkan dengan sistem peredam aktif atau semi-aktif. Karakteristik redaman konstan adalah kelemahan utama dari sistem peredam pasif. Untuk peredam pasif, penggunaan pegas lunak dan tingkat redaman sedang hingga rendah diperlukan, selain itu penggunaan pegas kaku dan tingkat redaman tinggi diperlukan untuk mengurangi efek gaya dinamis. Desainer menggunakan pegas lunak dan peredam dengan tingkat redaman rendah untuk aplikasi yang membutuhkan kelancaran dan kenyamanan seperti pada mobil mewah.

Di sisi lain, mobil sport menggabungkan pegas kaku dan peredam dengan tingkat redaman tinggi untuk mendapatkan stabilitas dan kontrol yang lebih baik dengan mengorbankan kenyamanan. Oleh karena itu, kinerja di setiap area terbatas pada dua tujuan yang berlawanan. Selalu ada kompensasi yang perlu dibuat antara kenyamanan berkendara dan penanganan berkendara dalam sistem peredam pasif

karena karakteristik pegas dan peredam tidak dapat diubah sesuai dengan permukaan jalan.

2.2.2 Sistem Peredam Aktif

Sistem peredam aktif seperti yang terlihat pada Gambar 2.3 menggerakkan tautan sistem peredam dengan memperpanjang atau mengecilkannya melalui sumber daya aktif sesuai kebutuhan. Secara konvensional, desain peredam otomotif telah menjadi kompromi antara tiga kriteria yang saling bertentangan yaitu penanganan jalan, perjalanan peredam, dan kenyamanan penumpang [45].



Gambar 2.3 Sistem Peredam Aktif [39]

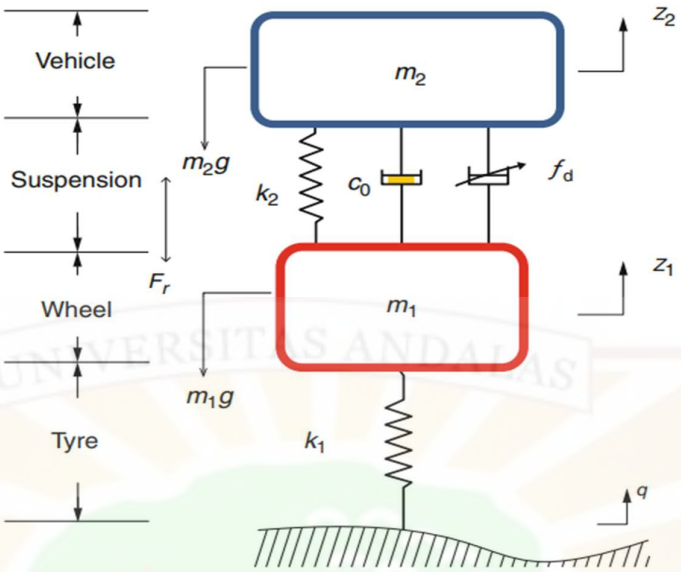
Pada sistem peredam aktif, terdapat aktuator yang berfungsi sebagai pengontrol gaya dorong ke massa utama atau pengontrol fungsi peredam sehingga getaran dapat direduksi dengan baik. Peracangan sistem peredam aktif lebih komplek dan melalui proses yang panjang karena melibat sistem *sensor*, *controller* dan *actuator* [46]. Pada Gambar 2.3 di atas f_d adalah sebuah aktuator yang dapat berupa hidrolik, pneumatic, elektromagnetik, atau sistem *hybrid*. Jenis aktuator yang tersebut di atas dapat bekerja pada frekuensi tinggi jika dipasangkan sejajar dengan pegas dan peredam, sebaliknya jika frekuensi rendah pegas dan peredam akan aktif untuk mereduksi getaran. Biaya peredam aktif tergantung pada *bandwidth* yang disediakan, semakin besar *bandwidth* yang tersedia makan biaya akan semakin

besar. Pengontrol F_d dapat dilakukan dengan algoritma pengontrol seperti PID, kontrol adaptif dan kontrol kekokohan [6].

Dalam beberapa tahun terakhir, penggunaan sistem peredam aktif telah memungkinkan produsen mobil untuk mencapai ketiga kriteria yang diinginkan secara mandiri. Pendekatan serupa juga telah digunakan dalam bogie kereta api untuk meningkatkan perilaku lengkung kereta api dan mengurangi akselerasi yang dirasakan oleh penumpang. Tapi ini membuat sistem mahal dan meningkatkan kompleksitas desain dan permintaan energi. Maka, terlihat bahwa sistem peredam semi-aktif lebih tepat untuk menerapkan dan mengevaluasi kinerja berbagai strategi pengendalian.

2.2.3 Sistem Peredam Semi-Aktif

Sistem peredam semi-aktif pertama kali diusulkan oleh Karnopp et al. pada tahun 1973 [28]. Gambar 2.4 menunjukkan model peredam semi-aktif. Di sini f_d dapat menghasilkan gaya penggerak aktif oleh pengontrol cerdas. Sejak itu, sistem peredam semi-aktif terus mendapatkan popularitas dalam aplikasi sistem peredam kendaraan, karena kinerjanya yang lebih baik dan karakteristik yang menguntungkan dibandingkan sistem peredam pasif. Dalam sistem peredam semi-aktif, sifat redaman peredam dapat diubah sampai batas tertentu. Karakteristik redaman yang dapat disesuaikan dalam peredam semi-aktif dicapai melalui berbagai teknologi, seperti cairan *electrorheological* (ER) dan *magnetorheological* (MR), katup solenoida dan aktuator piezoelektrik. Sistem peredam semi-aktif memberikan kinerja yang lebih baik daripada sistem pasif. Karena aman, ekonomis, dan tidak memerlukan catu daya yang besar, peredam semi-aktif baru-baru ini dikomersialkan untuk digunakan pada mobil berperforma tinggi. Namun, masih ada berbagai permasalahan yang harus diatasi agar teknologi ini dapat mencapai potensi penuhnya seperti degradasi MR seiring waktu, masalah penyegelan, dan sensitivitas suhu.



Gambar 2.4 Sistem Peredam Semi-Aktif [38]

Gaya dan energi pada getaran dapat dikontrol dengan baik menggunakan sistem kontrol aktif dan sistem *hybrid*, akan tetapi sistem ini memiliki biaya yang relative lebih mahal, rancangan yang kompleks serta kestabilan yang terbatas pada beberapa aplikasi. Karena itu dikembangkan sistem peredam menggunakan metoda kontrol semi-aktif yang mana konstanta pegas adalah tetap dan koefisien peredam dapat ditentu sesuai dengan beban getaran yang terjadi. Sebuah penelitian pada tahun 1974 memperkenalkan konsep kontrol semi-aktif pada peredam dan sistem struktur [28]. Peredam yang dapat dikontrol dapat berupa peredam *hydrolic* [44]. Dalam kontrol semi-aktif, mengoptimal kinerja kontroler seperti pada Gambar 2.4 untuk mengatur koefisien peredam. Beberapa penelitian terkait dengan optimasi pengendali pada pengontrolan koefisien peredam diantaranya menggunakan LQR (linear quadratic regurator) [23] [47], dan penelitian lain menggunakan *nonlinear stochastic* sebagai pengendali [48].

2.3 Peredam Pada Pesawat Nirawak

Pesawat nirawak semakin populer di seluruh dunia untuk segala hal, mulai dari operasi militer hingga aplikasi konsumen [49]. Namun demikian, lingkungan operasional tempat pesawat nirawak beroperasi sering kali menantang dengan

kondisi tekanan/suhu/goncangan udara yang ekstrem, yang semuanya berdampak buruk pada tingkat keandalan dan kinerjanya yang sangat penting. Getaran guncangan, khususnya, dapat secara signifikan memengaruhi fase pendaratan operasi pesawat nirawak. Selama pendaratan pesawat nirawak, relatif mudah terjadi benturan mendadak, di mana sensor dan peralatan rusak atau gagal secara langsung, yang menyebabkan seluruh misi gagal juga.

Perancangan roda pendaratan selama proses pendaratan menjadi salah solusi untuk mereduksi getaran kejut yang terjadi. Gambar 2.5 menampilkan *drone quadcopter* berukuran sedang dengan empat kaki yang dapat ditarik. Setiap kaki dilengkapi dengan peredam kejut dan alas kaki karet untuk meningkatkan stabilitas.

Gambar 2.5 Racangan roda Pendaratan Dengan 4 kaki

Pesawat nirawak lainnya lainnya seperti pada Gambar 2.6 memperlihatkan sebuah rancangan roda pendaratan yang memiliki mekanisme tiga kali lipat dengan tiga kaki yang dapat ditarik yang terbuat dari serat karbon ringan. Setiap kaki memiliki bahan penyerap goncangan dan pijakan kaki dari karet untuk meningkatkan cengkeraman. Kedua rancangan roda pendaratan tersebut berfucos pada rancangan struktur untuk kestabilan saat pendaratan dan material yang digunakan untuk mereduksi getaran.

Gambar 2.6 Rancangan roda pendaratan dengan 6 kaki

Beberapa penelitian telah dilakukan untuk mempelajari secara lebih rinci pengaruh getaran kejut terhadap proses pendaratan pesawat nirawak [50]. Perilaku aerodinamis sistem untuk berbagai kondisi pendaratan telah diselidiki dalam penelitian ini; namun, interaksi dengan pertimbangan lingkungan dan desain ini lebih kompleks daripada yang dibayangkan sebelumnya. Roda pendaratan khusus terbukti mengurangi getaran guncangan selama pendaratan dalam sebuah penelitian yang merancang dan menganalisis secara kinematik selip pendaratan pesawata nirawak multirotor adaptif [51]. Para peneliti memetakan sistem roda pendaratan asli yang dapat menyesuaikan diri dengan medan dengan getaran berkala dan mengurangi kekuatan tumbukan untuk meningkatkan keandalan keselamatan umum saat mendarat.

Dengan meningkatnya penggunaan pesawat nirawak untuk berbagai aplikasi misi, pemahaman dan kemampuan mitigasi untuk efek getaran kejut pada proses pendaratan sangat penting untuk meningkatkan keandalan, keselamatan, dan efektivitas misi secara keseluruhan.

Desain peredam untuk roda pendaratan pesawat nirawak merupakan pertimbangan penting, karena harus secara efektif menyerap gaya tumbukan yang dihadapi selama pendaratan sambil mempertahankan integritas struktural pesawat. Desain peredam untuk roda pendaratan pesawat nirawak sangat penting untuk memastikan sistem ini beroperasi dengan aman dan andal. Roda pendaratan bertanggung jawab untuk menyerap dampak pesawat selama pendaratan dan menyediakan platform yang stabil untuk lepas landas dan operasi di darat. Merancang mekanisme peredam yang efektif dapat meningkatkan kinerja dan umur

panjang roda pendaratan pesawat nirawak, yang pada akhirnya meningkatkan kemampuan misi pesawat secara keseluruhan.

Penelitian terbaru telah mengeksplorasi berbagai metode untuk mengoptimalkan kinerja sistem ini. Aspek penting dari peredam pasif adalah penyerapan energi tumbukan selama pendaratan. peredam kejut adalah komponen fundamental dari roda pendaratan, yang dirancang untuk mengurangi gaya yang diberikan pada pesawat saat mendarat. Penelitian menunjukkan bahwa kinerja peredam ini dapat dipengaruhi oleh beberapa faktor seperti desain pin pengukur dan karakteristik bahan peredam yang digunakan [52], [53], [54]. Sebagai contoh, [47] membahas kontrol Gaussian kuadratik linier pada roda pendaratan dan menekankan pentingnya mengoptimalkan perilaku peredam untuk meningkatkan kinerja pendaratan secara keseluruhan. Hal ini dikuatkan oleh temuan [55] bahwa sistem semi-aktif, yang dapat menyesuaikan karakteristik redamannya, mengungguli sistem pasif dalam pengurangan getaran.

Salah satu pendekatan inovatif untuk tantangan ini adalah merancang sistem pendaratan pesawata nirawak dengan mekanisme peredam pasif. Pengembangan sistem semacam itu melibatkan pertimbangan yang cermat terhadap sifat aerodinamis pesawat nirawak, serta desain dan implementasi mekanisme pendaratan.

Desain sistem pendaratan pesawat nirawak harus mempertimbangkan beberapa faktor utama. Pertama, sistem propulsi pesawat nirawak, termasuk mesin dan baling-baling, memainkan peran penting dalam keseluruhan kinerja dan stabilitas pesawat selama pendaratan [56]. Selain itu, distribusi berat dan pusat gravitasi pesawat nirawak dapat secara signifikan memengaruhi dinamika pendaratan, sehingga membutuhkan sistem roda pendaratan yang kuat dan adaptif [57].

Penelitian terbaru telah mengeksplorasi mekanisme hinggap dan pendaratan pesawat nirawak yang terinspirasi oleh bio, seperti merancang dan bereksperimen dengan mekanisme hinggap pesawat nirawak yang terinspirasi oleh burung yang dapat berubah bentuk [58]. Pendekatan inovatif ini telah menunjukkan hasil yang menjanjikan dalam hinggap yang dapat diandalkan pada berbagai objek, dengan kapasitas muatan yang jauh lebih tinggi daripada berat pesawat nirawak itu sendiri.

Desain sistem pendaratan pesawat nirawak yang menggunakan mekanisme peredam pasif dapat memanfaatkan wawasan dari penelitian yang ada. Dengan memasukkan peredam pasif ke dalam roda pendaratan, sistem dapat secara efektif menghilangkan energi kinetik pesawat nirawak selama pendaratan, mengurangi gaya tumbukan dan meningkatkan stabilitas pendaratan secara keseluruhan [51][58].

Desain dan pengembangan sistem semacam itu akan melibatkan integrasi mekanisme peredam pasif secara hati-hati dengan sistem kontrol penerbangan dan navigasi pesawat nirawak. Hal ini akan memastikan transisi yang mulus dari penerbangan ke fase pendaratan, dengan peredam pasif yang menyediakan cara yang andal dan efisien untuk mendaratkan pesawat nirawak dengan aman.

Secara keseluruhan, desain sistem pendaratan pesawat nirawak yang menggunakan mekanisme peredam pasif merupakan pendekatan yang menjanjikan untuk mengatasi tantangan pendaratan kendaraan udara tanpa awak. Dengan memanfaatkan wawasan dari penelitian yang ada dan menggabungkan elemen desain yang inovatif, sistem ini dapat berkontribusi dalam memajukan teknologi pesawat nirawak dan adopsi yang luas dalam berbagai cara.

Penelitian terkini mengenai peredam aktif untuk mengisolasi getaran kejut pada roda pendaratan pesawat telah mengalami kemajuan yang signifikan, khususnya dalam integrasi peredam magnetorheological (MR) dan teknologi kontrol aktif lainnya [59]. Inovasi ini bertujuan untuk meningkatkan kinerja sistem roda pendaratan dengan mengelola beban dinamis yang dialami selama pendaratan dan taxi secara efektif.

Pertimbangan penting dalam merancang peredam roda pendaratan pesawat nirawak adalah secara efektif menghilangkan energi kinetik yang dihasilkan selama pendaratan. Hal ini dapat dicapai dengan menggunakan rem mekanis, sistem retardasi hidraulik atau pneumatik, atau kombinasi dari pendekatan ini [60]. Desain spesifik peredam akan bergantung pada faktor-faktor seperti berat pesawat nirawak, ketinggian pesawat nirawak selama proses pendaratan lepas landas vertical, kecepatan pendaratan yang diharapkan, dan medan atau permukaan pendaratan.

Selain pembuangan energi, desain peredam juga harus mempertimbangkan kebutuhan penyerapan goncangan berulang selama beberapa pendaratan [61]. Hal

ini sangat penting bagi pesawat nirawak, yang mungkin diperlukan untuk mendarat dan lepas landas pada berbagai waktu selama satu misi [56] Desain roda pendaratan yang adaptif atau dapat diubah bentuknya dapat membantu mengatasi tantangan ini, sehingga roda pendaratan dapat mengakomodasi variasi yang lebih baik dalam kondisi pendaratan dan gaya tumbukan [51].

Faktor selanjutnya dalam proses desain peredam roda pendaratan pesawat nirawak adalah bahwa ia harus merupakan sistem yang ringan dan mudah dioperasikan. Penggunaan mekanisme peredam, lebih jauh lagi, secara signifikan memengaruhi batasan berat dan ukuran yang terkait dengan sebagian besar pesawat nirawak [51]. Solusinya terletak pada penggunaan bahan yang ringan dan mempraktikkan metodologi desain yang ringkas.

Salah satu pendekatan desain potensial yang dieksplorasi dalam literatur adalah menggunakan mekanisme hinggap yang terinspirasi dari burung untuk roda pendaratan pesawat nirawak [56]. Desain ini menggabungkan jari-jari kaki elastis, mekanisme penggeser engkol terbalik, dan mekanisme roda gigi untuk memungkinkan pesawat nirawak bertengger di berbagai permukaan, termasuk cabang pohon, kabel, dan daun. Jenis desain ini dapat diadaptasi untuk menggabungkan mekanisme peredam, menyediakan sistem roda pendaratan yang lebih serbaguna dan mumpuni.

Meskipun sistem roda pendaratan berbasis peredam aktif yang diusulkan memberikan keuntungan potensial untuk pesawat nirawak, beberapa tantangan dan kekurangan harus diatasi. Manfaat kinerja dari penggunaan teknologi peredam aktif sudah jelas. Namun, karena peningkatan kompleksitas dan biaya, mungkin ada beberapa kasus di mana mereka tidak sepenuhnya menyadari keuntungan ini, terutama untuk aplikasi pesawat nirawak kecil. Lebih lanjut, kegagalan atau malfungsi sistem seperti kegagalan sensor dan hilangnya aktuator dapat menurunkan keamanan dan keandalan roda pendaratan dan mengakibatkan kerusakan yang mahal atau insiden bencana. Selain itu, bobot ekstra dan kebutuhan daya sistem redaman aktif dapat semakin membatasi kinerja dan daya tahan misi penerbangan untuk pesawat nirawak tertentu. Menyeimbangkan baik dan buruknya peredam aktif memerlukan pertukaran. Hal ini dapat ditentukan untuk menemukan

solusi roda pendaratan yang paling sesuai untuk aplikasi pesawat nirawak tertentu dan persyaratan operasional.

Kemajuan terbaru dalam peredam semi-aktif untuk mengisolasi getaran kejut pada roda pendaratan pesawat telah menunjukkan harapan besar dalam meningkatkan kinerja dan stabilitas pendaratan. Peredam semi-aktif, khususnya yang menggunakan cairan magnetorheological (MR), telah muncul sebagai teknologi terdepan karena kemampuannya untuk menyesuaikan karakteristik peredaman secara real time berdasarkan input kontrol. Kemampuan beradaptasi ini memungkinkan disipasi energi yang lebih baik tanpa mengorbankan stabilitas sistem, sehingga cocok untuk kondisi pendaratan yang dinamis [55], [62], [63].

Memastikan pengoperasian yang aman dan masa pakai pesawat nirawak yang lama sambil merancang dan mengembangkan sistem roda pendaratan yang efektif sangatlah penting. Salah satu opsi yang menarik adalah menggunakan peredam semi-aktif yang dapat dengan cepat memodifikasi sifat peredamnya berdasarkan kondisi pendaratan dan persyaratan operasional.

Untungnya, solusi lengkap seperti suspensi semi-aktif menawarkan yang terbaik dari sistem pasif dan aktif tradisional tanpa kekurangan. Solusi ini menggunakan peredam variabel yang dikontrol oleh unit kontrol elektronik (ECU) untuk tingkat redaman yang dioptimalkan secara terus menerus dan isolasi NVH yang lebih baik di seluruh frekuensi. Peredam Cairan Magnetorheological (MRFD), karena dapat dikonfigurasi ulang dan fakta bahwa MRFD menggunakan pendekatan pemosisian semu yang tepat berdasarkan tabel logika magnetik, telah diadopsi secara luas untuk aplikasi semi-aktif seperti suspensi otomotif, perangkat medis, dan roda pendaratan pesawat.

Respons cepat dan reversibel dari cairan magnetorheologi terhadap medan magnet yang diterapkan dan sifat cairan bermanfaat lainnya menghasilkan solusi pengurangan getaran yang menjanjikan untuk roda pendaratan pada pesawat nirawak kecil. Studi eksperimental telah menunjukkan bahwa peredam MR dapat secara efektif mengisolasi muatan dari eksitasi dasar sambil mempertahankan kemampuan untuk menyesuaikan parameter peredam untuk kinerja yang optimal.

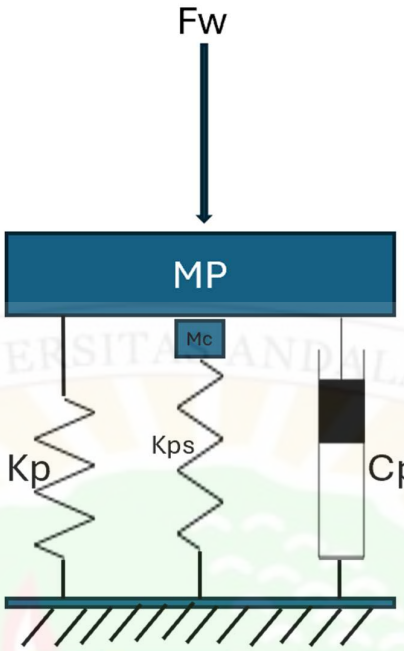
Peredam semi-aktif dengan kekakuan variabel atau negatif dapat berhasil diadopsi pada roda pendaratan pesawat nirawak, menunjukkan manfaat tambahan

di luar variabilitas redaman sederhana. Dengan menyetel frekuensi alami sistem pendaratan secara adaptif, perangkat semi-aktif baru ini dapat secara efektif melemahkan getaran yang ditransmisikan pada rentang frekuensi yang luas [20].

2.4 PSMEID

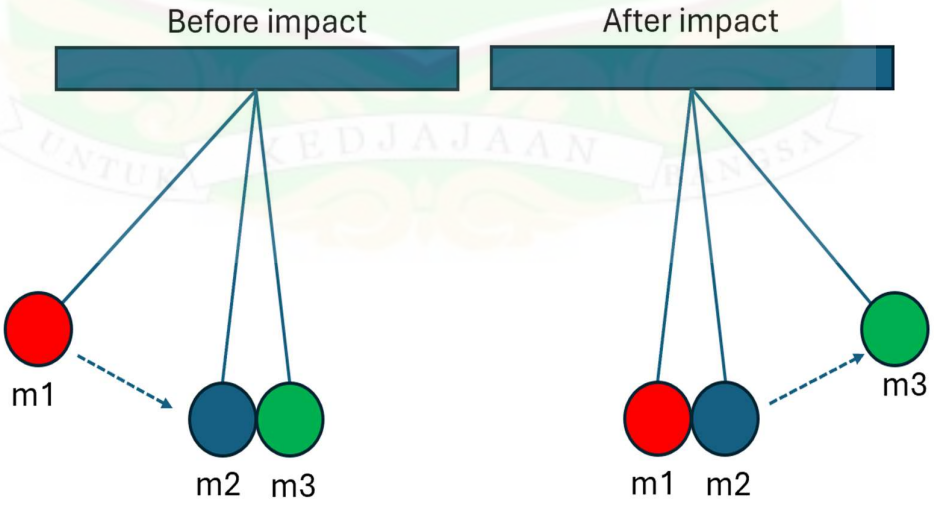
Perkembangan penelitian tentang kontrol getaran melalui perancangan sistem peredam telah memasuki fasa di mana sistem pasif diutilisasi menggunakan metoda lain, sebagai contoh penggunaan perubahan momentum yang disebut sebagai *Momentum Exchange Impact Damper* (MEID). P(Passive)-MEID adalah sistem peredam pasif yang menggunakan perubahan momentum di mana energi kinetik yang dihasil ketika tumbuhkan pada massa utama akan ditransfer ke massa yang bertindak sebagai redaman pasif. Sedangkan pada A(Active)-MEID, sistem peredam digantikan oleh aktuator dapat berubah hidrolik, *pneumatic* dan *magnetorheological Damper*.

Model sederhana PMEID diperlihatkan oleh Gambar 2.7, di mana sistem peredam ini terdiri dari massa utama yang ditopang oleh pegas utama $\boldsymbol{K_P}$ dan peredam utama $\boldsymbol{C_P}$. Peredam PMEID terdiri dari massa kontak $\boldsymbol{M_c}$ yang terhubung dengan sebuah pegas $\boldsymbol{K_{ps}}$. Sifat massa kontak ini adalah statis, yang berfungsi menerima momentum yang dipindahkan oleh massa utama Ketika mendapatkan getaran kejur sebesar $\boldsymbol{F_w}$.



Gambar 2.7 Model Sederhana PMEID

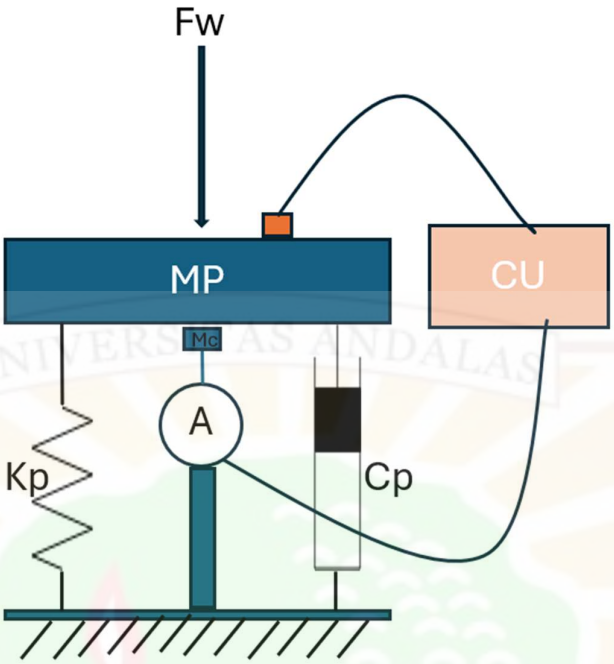
Proses perpindahan momentum menggunakan simulasi tumbukan 3 bola seperti pada Gambar 2.8 adalah memanfaatkan perubahan momentum yang terjadi ketika bola pertama bertumbukan dengan bola kedua adalah sama dengan besaran momentum ketika bola kedua bertumbukan dengan bola ketiga, begitu seterusnya bola ketiga memberikan tumbukkan dengan kepada bola kedua, sehingga posisi bola kedua akan selalu tetap.



Gambar 2.8 Metoda benturan 3 bola berdasarkan teori ayunan Newton [20]

Sistem peredam PMEID sangat cocok untuk frekwensi natural yang rendah karena Ketika getaran F_w muncul maka pegas K_p akan tertekan dan massa utama akan memindahkan momentum ke massa kontak. PMEID sangat tidak sesuai dengan nilai konstanta pegas K_p yang besar atau sifatnya lebih kaku karena akan mengakibat sebagian getaran kejut yang disebabkan oleh gaya F_w mengakibatkan defleksi pada massa utama dan fungsi PMEID menjadi tidak optimal. Kelebihan dari PMEID adalah sistem yang sangat sederhana dan mudah diaplikasikan karena tidak memerlukan energi dari luar sistem peredam.

AMEID merupakan metoda yang menjadi bagian dari sistem MEID yang memerlukan energi dari luar sistem peredam seperti diperlihatkan oleh Gambar 2.9. Jika pada PMEID massa kontak yang ditopang oleh pegas sebagai peredam maka pada AMEID, posisi massa digantikan oleh sebuah actuator yang bergerak melawan arah massa utama Ketika mendapat getaran kejut dari Fw. Aktuator akan digerakkan menggunakan sumber energi dari luar peredam yang dikontrol oleh sebuah controller Ketika sensor yang terletak massa utama mendapatkan sinyal adanya gaya kejut yang muncul pada massa utama. Sistem AMEID terlihat lebih komplek akan tetapi memiki kinerja lebih baik daripada AMEID terutama pada rentang frekwensi natural yang lebih lebar karena energi dari luar dapat menggerakkan actuator sesuai besaran kejut yang terjadi.



Gambar 2.9 Model Sederhana AMEID

Dari kedua metoda yang sudah dikembangkan tersebut di atas, PMEID dan AMEID, kombinasi keduanya dikembangkan metoda baru yang disebut sebagai PSMEID. Pegas pra-tekan (*Pre-Straining Spring*) adalah proses atau kondisi di mana sebuah pegas mengalami tegangan awal sebelum digunakan dalam suatu sistem mekanis. Pada awalnya konsep pegas pra-tekan dalam sebuah sistem suspensi berfungsi untuk mengurangi *spring set* atau perubahan permanen pada tinggi atau bentuk pegas setelah penggunaan berulang. Dengan pegas pra-tekan maka perubahan ini terjadi lebih awal dalam kondisi terkontrol, sehingga suspensi tetap dalam kondisi optimal lebih lama. Pegas yang telah melewati *pre-straining* lebih konsisten dalam menyerap beban dan mengembalikan kendaraan ke posisi semula. Hasilnya, kendaraan memiliki respons suspensi yang lebih presisi, terutama saat menikung atau mengerem mendadak. Pegas pra-tekan membantu memastikan pegas tidak berubah bentuk secara signifikan selama masa pakainya. Dari kondisi di atas terlihat bahwa pegas pra-tekan hanya digunakan pada proses awal untuk proses pubrikasi sebuah pegas.

Ketika sebuah pegas dengan konstanta pegas ***K*** ditekan oleh gaya sebesar ***F*** melalui massa ***M*** sehingga mengasilkan defleksi sejauh ***X***, berdasarkan dengan Hukum *Hooke* yang dinyatakan dalam persamaan:

$$\sigma = \in E$$

Dimana σ adalah tegangan, E adalah Modulus Young (tergantung sifat material), dan ε adalah regangan. Tegangan dan regangan dapat dinyatakan dalam bentuk persamaan di bawah ini :

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

$$\varepsilon = \frac{\Delta \mathrm{L}}{\mathrm{L}}$$

Dimana *F* adalah gaya dan A adalah luas penampang dan ΔL adalah perubahan Panjang dan L adalah panjang material sehingga

$$\frac{F}{A} = E \frac{\Delta \mathrm{L}}{\mathrm{L}}$$

Sedangkan ΔL dapat juga dinyatakan sebagai *x*, perubahan dari bentuk awal, dan konstanta pegas dinyatakan dalam bentuk

$$k = \frac{E A}{L}$$

Dan pada akhirnya gaya yang bekerja pada material pegas tersebut dapat dinyatakan sebagai :

$$F = k x$$

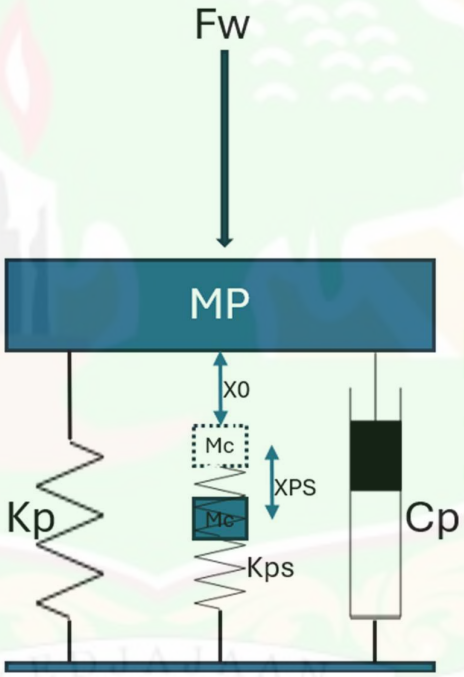
Ketika pegas tertekan dengan defleksi ***X*** dan dengan konstanta pegas ***K***, maka terjadi energi potensial elastis yang dinyatakan :

$$E_p = \frac{1}{2} K X^2$$

Energi potensial elastis ini akan berubah menjadi energi kinetik ketika gaya tekan pada pegas dilepaskan dan gaya dorong berlawanan arah inilah yang bisa digunakan sebagai momentum untuk sistem peredaman, momentum terbesarkan adalah ketika massa diujung pegas berada pada posisi setimbang. Hal inilah yang menjadi ide awal menggunakan pegas pra-tekan sebagai salah satu ***penunjang*** pada sistem peredam yang utama. Momentum yang dihasilkan dari dorongan pegas yang pada

sebuah massa ***M*** akan memberikan gaya lawan ketika massa lain mendapat momentum dari tumbukan besar seperti getaran kejut.

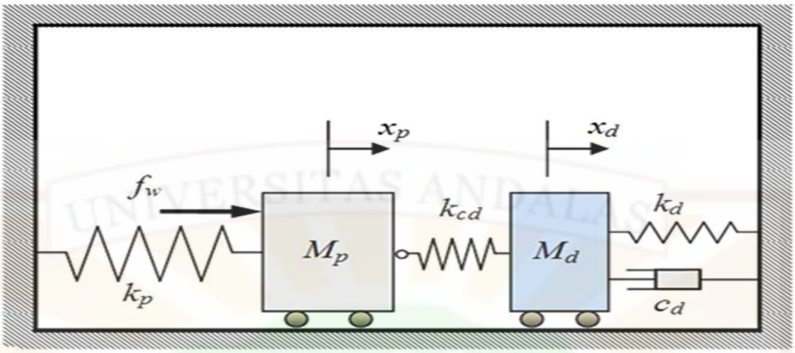
PSMEID sederhana diperlihatkan oleh Gambar 2.10, dimana massa utama (***M_P***) yang dilengkapi dengan pegas ***Kp*** dan peredam ***Cp*** akan menerima momentum sebesar Fw. Sistem PSMEID yang terdiri dari pegas (***Kps***) yang ditekan sejauh ***Xps*** akan memiliki momentum sebesar massa ***Mc*** yang melekat pada ujung pegas. Besaran momentum ini akan bertindak sebagai peredam pasif bagi massa utama ***Mp***. ***X_0*** adalah jarak setimbang sebelum pegas ditekan untuk mendapatkan energi potesial. Ketika getaran kejut yang didapat dari gaya Fw diberikan pada massa utama maka penyangga pegas pra-tekan yang terdekompresi akan terlepas dan memberikan momentum berlawan pada massa utama.



Gambar 2.10 Model sederhana PSMEID

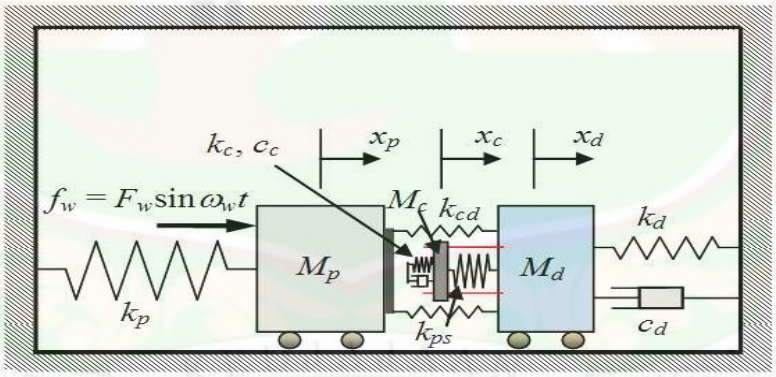
Penelitian menggunakan MEID seperti yang diperlihatkan oleh Gambar 2.11 dianggap mampu mereduksi akselerasi maksimum pada getaran dan dapat diaplikasikan pada benda seperti mesin tempah dan roda pendaratan pada pesawat terbang. Pada sistem PMEID, perpindahaan energi maksimum dari massa utama kepada massa peredam memiliki durasi yang sama dengan benturan dari massa peredam ke massa utama. Karena kecilnya energi yang dilepaskan oleh MEID sistem ke arah massa utama, maka beberapa peneliti mencoba menambahkan

aktuator pada sistem MEID yang disebut sebagai AMEID. Pada kenyataannya sangat sulit bagi aktuator untuk menghasil gaya besar yang ketika kontak terjadi [46].



Gambar 2.11 Satu derajat kebebasan sistem PMEID [20]

Dengan keterbatasan yang dimiliki oleh sistem AMEID dan PMEID maka PSMEID dianggap metoda alternatif yang melengkapi metoda sebelumnya. Sistem mekanisme PSMEID dalam sebuah penelitiam diperlihatkan pada Gambar 2.12 [20].

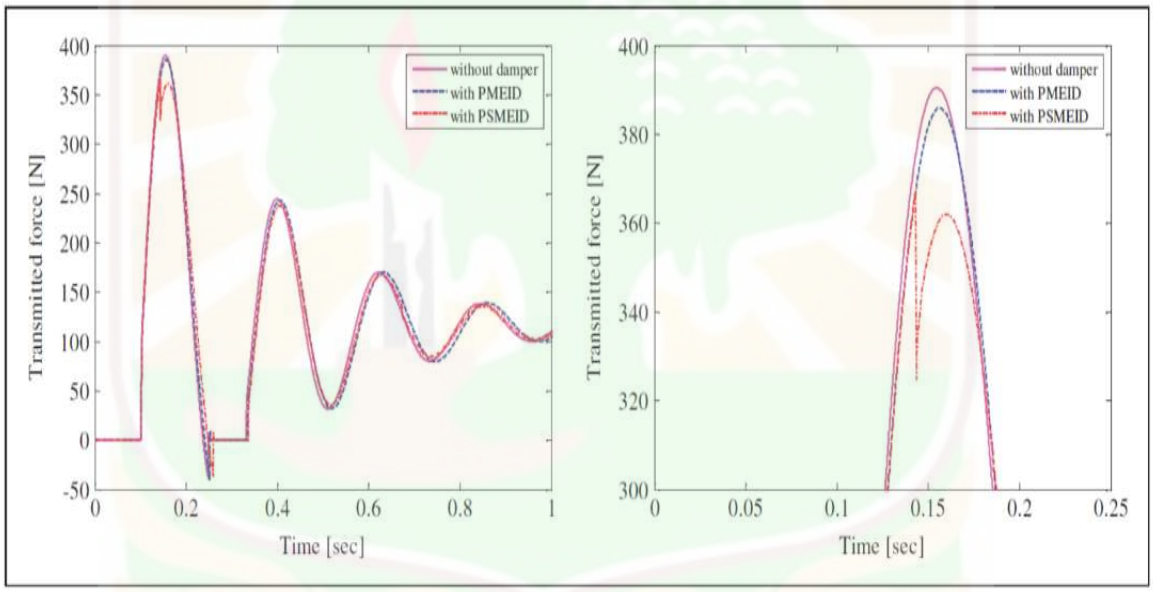


Gambar 2.12 Satu derajat kebebasan sistem PSMEID [20]

Proses gaya yang disalurkan pada PSMEID yang disimulasikan dilakukan pada sebuah penelitian yang berjudul "***A new concept for UAV Roda pendaratan shock vibration control using pre-straining spring momentum exchange impact Damper***" [21]. Dalam penelitian tersebut dinyatakan bahwa maksimum gaya yang disalurkan ketika terjadi benturan pada roda pendaratan dan permukaan tanah terjadi pada waktu 0,15 detik setelah benturan dengan simulasi tanpa peredam dan

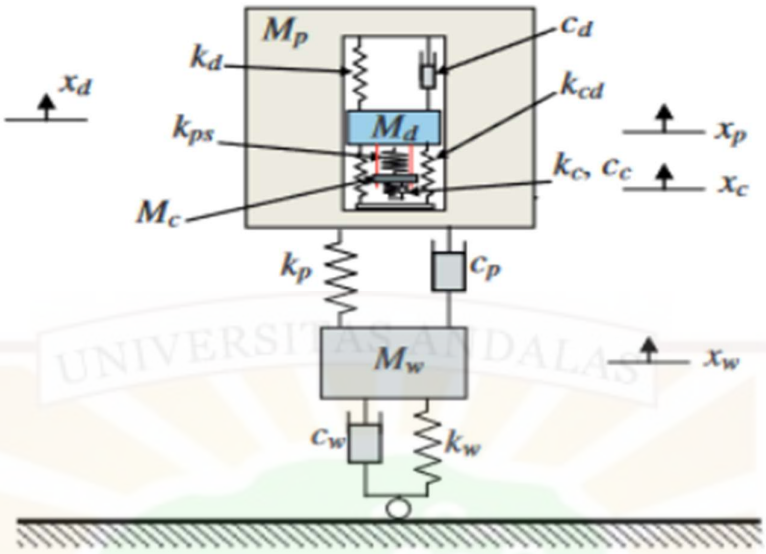
menggunakan PMEID seperti yang ditampilkan pada Gambar 2.11. Dalam menggunakan PSMEID disimulasikan benturan pertama terjadi pada waktu 0,083 detik dan penyaluran daya maksimal serta amplitudo percepatan pada massa utama terjadi pada 0,14 detik. Dari data grafis pada Gambar 2.13 maka PSMEID dapat mereduksi penyaluran gaya sebesar 6 persen dibanding PMEID yang hanya mampu mereduksi hingga 1 persen dan mereduksi percepatan getaran 13,5 persen dibanding penggunaan PMEID 2.5 persen.

PSMEID dapat menstransfer energi utama ke massa peredam menjadi lebih besar saat benturan terjadi untuk mengurangi kecepatan maksimal dan gaya transmisi dari pesawat nirawak pada saat pendaratan [20]. Model sederhana dari roda pendaratan dengan PSMEID dapat dilihat pada Gambar 2.14.



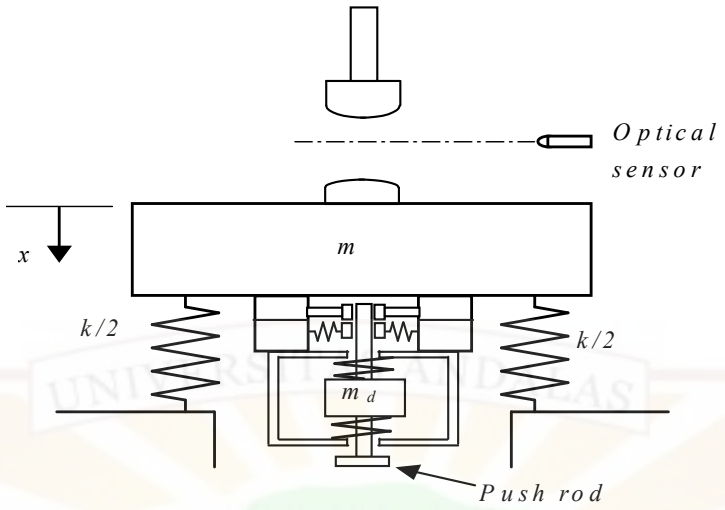
Gambar 2.13 Penyaluran gaya pada massa utama selama terjadi benturan [20]

Pesawat nirawak memiliki massa utama yang dinyatakan dengan $\boldsymbol{Mp}$, yang didukung oleh sistem roda pendarat. Interaksi antara massa utama dan sistem roda dimodelkan oleh pegas utama $\boldsymbol{Kp}$ dan peredam $\boldsymbol{Cp}$. Pada sistem roda memiliki massa roda **Mw,** pegas roda $\boldsymbol{Kw}$, dan peredam roda $\boldsymbol{Cw}$. Peredam PSMEID terdiri dari massa peredam Md yang terhubung ke massa utama menggunakan pegas peredam $\boldsymbol{Kd}$ dan peredam $\boldsymbol{Kd}$. Model sederhana dari PSMEID diperlihatkan pada Gambar 2.14.



Gambar 2.14 Model Sederhana dari Roda Pendaratan Dengan PSMEID [20]

Sistem peredam aktif dengan metoda pra-tinjau benturan pernah dikembangkan pada suatu penelitian seperti yang diperlihatkan pada Gambar 2.15 [22]. Dalam metoda ini, sebuah sensor optik diletakkan antara massa ekternal dengan massa utama yang fungsinya medeteksi gerakan dari massa ekternal. Aktuator terdiri dari massa peredam, yang terpasang dengan kuat pada batang dorong. Beban awal menggunakan defleksi awal pegas koil diterapkan pada batang. Lendutan pegas koil terus-menerus dilakukan dengan menggunakan penjepit, yang digerakkan oleh gaya hidrolik. Batang awalnya diposisikan pada ruang bebas kecil dari massa utama. Ketika massa ekternal membentur massa utama, gaya impulsif yang diberikan oleh massa ekternal menetralkan energi kinetik dari batang, yang dihasilkan dengan melepaskan pegas yang mendapat tekanan [22].



Gambar 2.15 Sistem suspense aktif dengan pra-tinjau benturan [22]

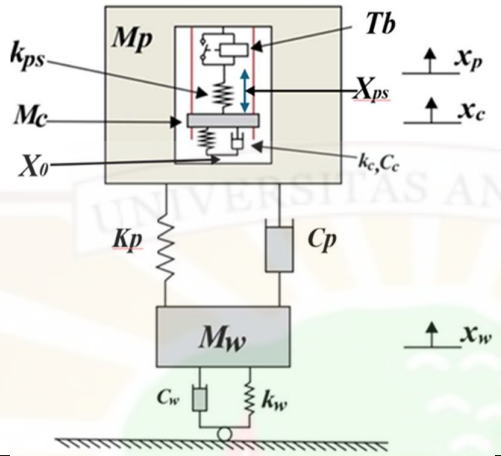
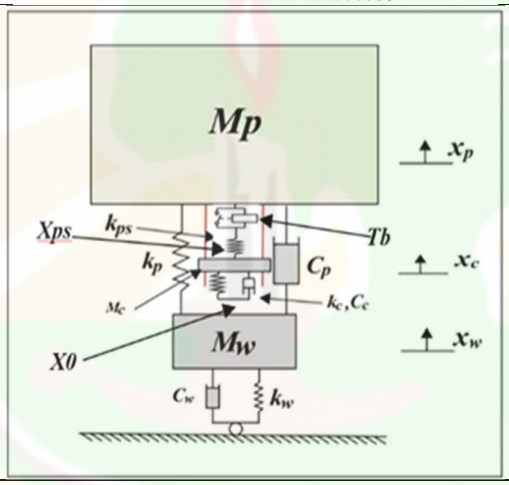
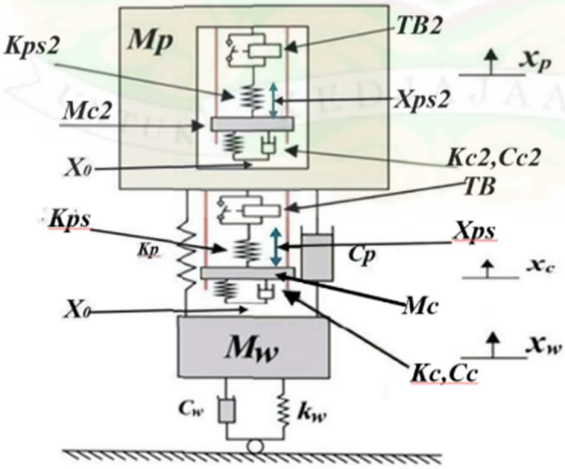
BAB III METODE PENELITIAN

Studi tentang getaran kejut pada proses pendaratan adalah penelitian yang mempelajari karakteristik dan efek getaran yang terjadi saat pesawat mendarat secara vertikal dengan menggunakan teknologi *vertical take-off and landing* (VTOL). Pesawat jenis VTOL biasanya dilengkapi dengan sistem roda pendaratan yang dapat menahan beban dan kejutan saat pesawat mendarat karena pendaratan jenis VTOL menghasilkan getaran lebih besar dibanding *Conventional Take-Off Landing* (CTOL) tetapi luas landasan pacu lebih sedikit. Namun, getaran kejut yang terjadi selama proses mendarat dapat berdampak rusaknya sistem elektronik jika tidak diredam dengan baik oleh sistem peredam pada roda pendaratan. Oleh karena itu, penelitian ini bertujuan untuk mengidentifikasi karakteristik getaran kejut yang terjadi pada sistem roda pendaratan yang meliputi amplitudo percepatan getaran, yang dihasilkan pada proses pendaratan. Penelitian ini penting untuk meningkatkan performa dan keamanan pesawat nirawak, terutama dalam proses pendaratan secara vertikal.

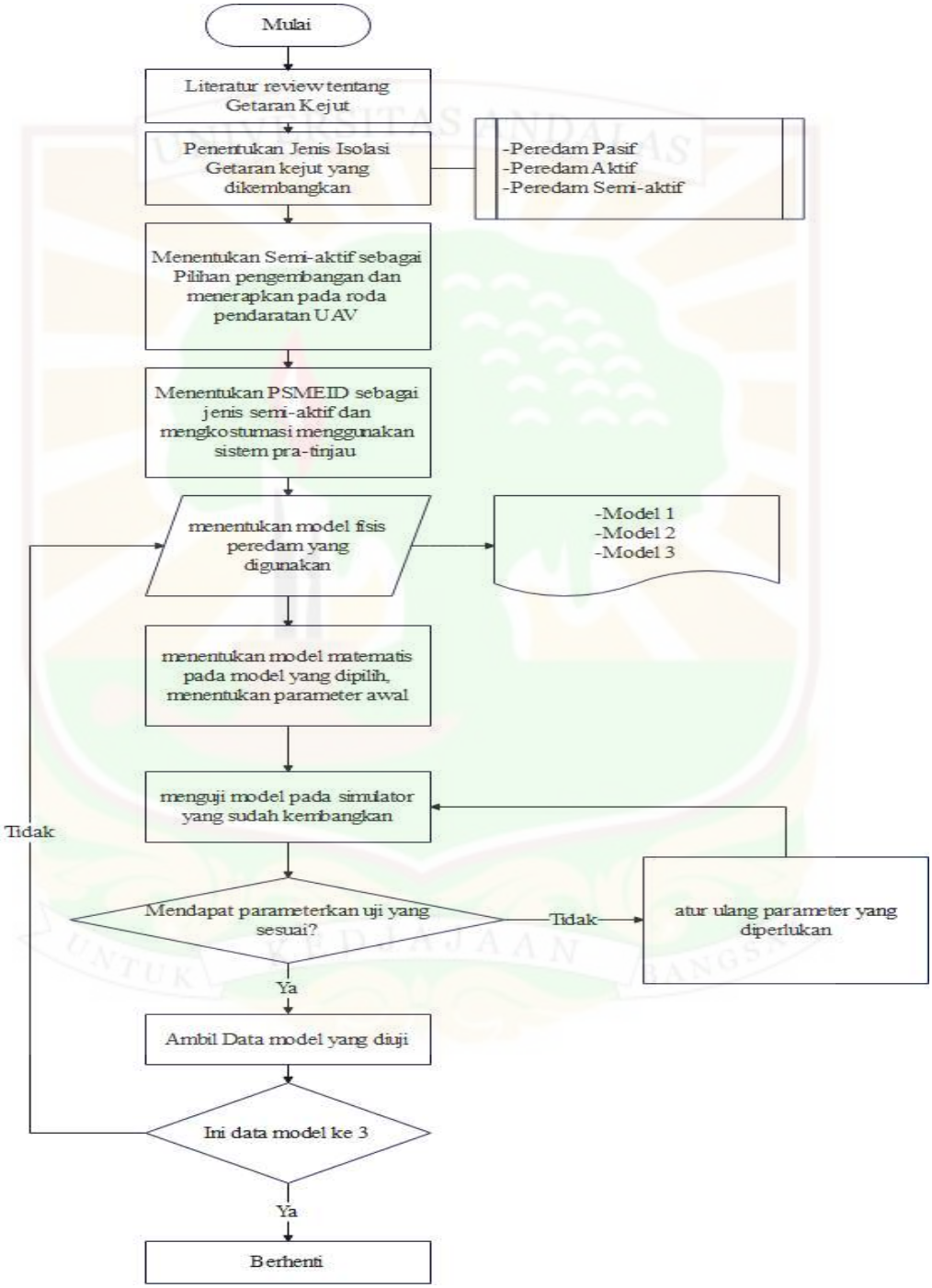
3.1 Skema Proses Penelitian

Penelitian ini dibagi menjadi beberapa tahapan/proses. Sebagian tahapan tergantung pada tahapan lain dan sebagian lain adalah bersifat mandiri atau terpisah dari proses lainnya. Ada 3 model PSMEID dengan pra-tinjau yang akan dikembangkan dan diujikan dalam simulasi dan ekperimen seperti yang terlihat pada tabel 3. 1.

Tabel 3.1 Model PSMEID dengan pra-tinjau

Jenis Model fisik	Nama Model	Keterangan
	Model Pertama	Massa PSMEID dirancang memberikan momentum kepada massa utama *(Sprung Mass)*.
	Model Kedua	Massa PSMEID dirancang memberikan momentum kepada massa roda (*Unsprung Mass*).
	Model Ketiga	Terdapat 2 massa PSMEID, secara simultan memberikan momentum kepada massa utama *(Sprung Mass)* dan massa roda (*Unsprung Mass*).

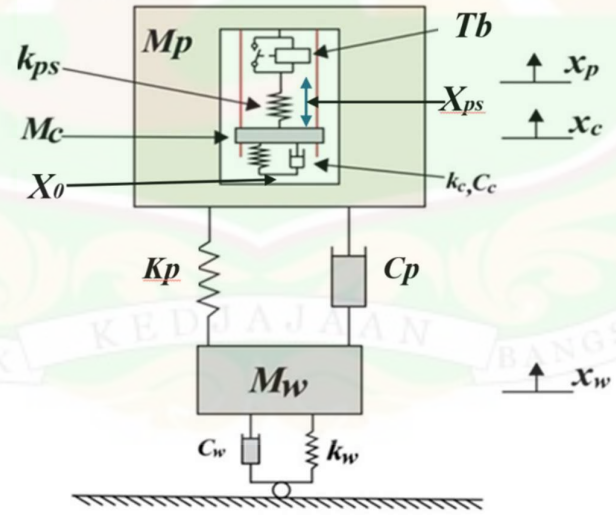
Ketika model akan diujikan secara berurutan guna mendapatkan parameter yang optimal karena setiap model dianggap memiliki karakteristik masing-masing. Metodologi penelitian ini diperlihatkan oleh Gambar 3.1.



Gambar 3.1 Alur proses penelitian

3.2 Menentukan Model Fisis Massa PSMEID Yang Ditempatkan Pada Massa Utama (*Sprung Mass*)

PSMEID dengan pra-tinjau dimodelkan dengan sistem satu derajat kebebasan, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.2. Desain ini merepresentasikan roda pendaratan untuk pesawat nirawak berukuran kecil dan dimaksudkan untuk mensimulasikan getaran kejut berupa gerakan jatuh bebas pada ketinggian tertentu. Pada model ini massa PSMEID dirancangkan memberikan momentum kepada massa utama (*Sprung Mass*). Sistem sensor diposisikan pada roda pendaratan sebagai indikator mengetahui ketinggian pesawat saat mendarat/jatuh untuk mengaktifkan PSMEID beberapa saat sebelum/sesudah pesawat mendarat dipermukaan landasan. Ketika roda pendaratan dijatuhkan dengan mekanisme jatuh bebas, pengendali akan mengirimkan sinyal ke aktuator untuk mengaktifkan PSMEID (melepaskan massa PSMEID yang sudah diberi tekanan). Variasi waktu aktif PSMEID akan disimulasikan untuk menentukan waktu yang optimal bagi PSMEID untuk aktif, sehingga memberikan momentum yang maksimal pada massa utama.



Gambar 3.2 Model Sistem Roda Pendaratan menggunakan PSMEID dengan Pra-tinjau pada Massa utama (*Sprung Mass*)

3.3 Menentukan Model Matematis Massa PSMEID Yang Ditempatkan Pada Massa Sprung

Dinamika roda pendaratan pesawat nirawak terdiri dari massa utama, dilambangkan sebagai M_P, yang ditopang oleh sistem roda pendaratan. Pegas utama K_P dan peredam C_P memodelkan interaksi antara massa utama dan sistem roda pendaratan. Sistem roda pendaratan meliputi massa roda M_W, pegas roda K_W, dan peredam roda C_w. Peredam PSMEID terdiri dari massa kontak M_C, yang terhubung ke M_P melalui pegas PSMEID K_{PS}, pegas massa kontak K_C, dan peredam massa kontak C_C terhubung ke pada massa roda M_w.

Dengan mengasumsikan bahwa $x_w > x_c > x_p$Dengan menggunakan Hukum Kedua Newton, persamaan matematis pada Gambar 3.2 dapat dinyatakan sebagai:

$$M_p\ddot{x}_p + M_p g - F_{pw} - F_{ps} + F_s + F_{cp} = 0 \quad (3.1)$$

$$M_c\ddot{x}_c + M_c g - F_{cp} - F_s + F_{ps} = 0 \quad (3.2)$$

$$M_w\ddot{x}_w + M_w g + F_{pw} + F_w = 0 \quad (3.3)$$

F_w adalah gaya impulsif yang dihasilkan ketika roda pendaratan menyentuh landasan. Diasumsikan bahwa sistem pesawat nirawak turun dengan kecepatan awal nol.

$$F_w = \begin{cases} c_w\dot{x}_w + k_w x_w, if\ x_w > 0 \\ 0, if\ x_w = 0 \end{cases} \quad (3.4)$$

Hubungan antara massa M_C dan M_P dimodelkan dengan menggunakan k_c dan c_c, menghasilkan gaya kontak yang diperoleh dari gerakan kekakuan k_c dan redaman c_c. Gaya kontak dinyatakan sebagai:

$$F_{cp} = \begin{cases} C_c(\dot{x}_p - \dot{x}_c) + k_c(x_p - x_0 - x_c), if\ (x_w - x_0 - x_c) > 0 \\ 0, if\ (x_w - x_0 - x_c) = 0 \end{cases} \quad (3.5)$$

Gaya berlawanan $\boldsymbol{F_s}$ antara $\boldsymbol{M_P}$ dan $\boldsymbol{M_C}$ untuk menyeimbangkan gaya pra-tekanan. Setelah massa utama bertumbukan dengan pegas kontak, gaya berlawanan menjadi nol. Hubungan ini dapat dinyatakan sebagai:

$$F_s = \begin{cases} k_{ps}\, x_{ps} & ,T = T_b \\ 0 & ,T \neq T_b \end{cases} \tag{3.6}$$

Di mana $\boldsymbol{T}$ adalah waktu yang diukur ketika massa utama dijatuhkan secara bebas hingga roda pendaratan menyentuh landasan, sedangkan $\boldsymbol{T_b}$ adalah variabel yang mewakili waktu tunda untuk mengaktifkan sistem PSMEID.

Celah awal $\boldsymbol{X_0}$ pada persamaan (5) diperkenalkan untuk mendapatkan kondisi optimum untuk mentransfer momentum dari $\boldsymbol{M_P}$ dan $\boldsymbol{M_C}$. Pegas pra-tekan ditambahkan di antara $\boldsymbol{M_P}$ dan $\boldsymbol{M_C}$ untuk meningkatkan pertukaran momentum dari massa utama ke massa kontak. Nilai gaya pra-tekan dikontrol dengan mengatur defleksi awal pegas pra-tekan, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.2. Gaya pra-tekan F_{ps} yang bekerja di antara $\boldsymbol{M_P}$ dan $\boldsymbol{M_C}$ dapat dituliskan sebagai:

$$F_{ps} = k_{ps}\left(x_{ps} + x_c - x_p\right) \tag{3.7}$$

F_{pw} adalah gaya interaksi melalui pegas k_p dan peredam c_p. Gaya ini dihitung dari gerakan relatif antara massa $\boldsymbol{M_P}$ dan $\boldsymbol{M_W}$:

$$F_{pw} = c_p\left(\dot{x}_w - \dot{x}_p\right) + k_p\left(x_w - x_p\right) \tag{3.8}$$

Untuk menilai kinerja PSMEID dengan pra-tinjau ketika diterapkan pada sistem roda pendaratan pesawat nirawak, sebuah studi perbandingan dilakukan antara dua sistem: satu sistem tanpa PSMEID dan sistem lainnya yang menggunakan PSMEID dengan pra-tinjau untuk mengaktifkannya. Parameter simulasi yang digunakan untuk evaluasi ini dirinci dalam Tabel 3.2.

Tabel 3.2 Parameter Simulasi Model Pertama

Parameter	Nilai	Unit
Massa Utama $\boldsymbol{M_P}$	1-11,1	kg
Kekakuan Pegas Utama $\boldsymbol{K_P}$	20000	N/m
Peredam Utama $\boldsymbol{C_p}$	989,95	Ns/m
Massa $\boldsymbol{M_c}$	0,125-0,185	kg
Kekakuan Pegas $\boldsymbol{k_c}$	2000	N/m
Peredam $\boldsymbol{c_c}$	9000	Ns/m
Kekakuan Pegas Pra-tekan $\boldsymbol{K_{PS}}$	1200	N/m
Massa Roda $\boldsymbol{M_w}$	0,35	kg
Kekakuan Pegas Roda $\boldsymbol{K_w}$	40000	N/m
Peredam Roda c_w	137,2	Ns/m
Perpindahan Pegas yang telah diregangkan sebelumnya $\boldsymbol{X_{PS}}$	0,01-0,10	m
Gravitasi g	9,81	m/s^2
Tinggi jatuh h	0,05-0,15	m
Kesenjangan Awal X_0	0,001-0,1	m
Waktu Aktif $\boldsymbol{T_b}$	-	
Waktu Pendaratan $\boldsymbol{T_l}$ ketinggian 0,05 meter	0,101	detik
Waktu Pendaratan $\boldsymbol{T_l}$ ketinggian 0,10 meter	0,143	detik
Waktu Pendaratan $\boldsymbol{T_l}$ ketinggian 0,15 meter	0,175	detik

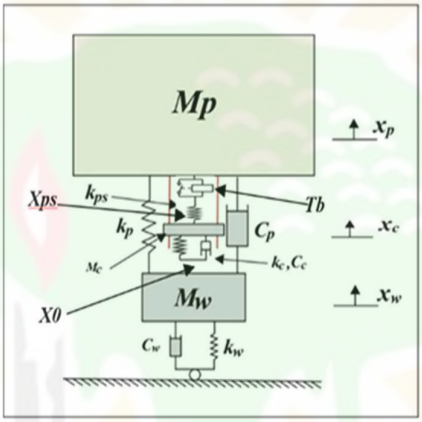
Dari persamaan dan tabel parameter di atas, dapat dikodekan seperti pada Lampiran A.

3.3 Menentukan Model Fisis Massa PSMEID Pada Massa Roda (*Unsprung Mass*)

PSMEID dengan pra-tinjau untuk model kedua dimodelkan dengan sistem satu derajat kebebasan juga, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.3. Desain ini merepresentasikan roda pendaratan untuk pesawat nirawak berukuran kecil dan dimaksudkan untuk mensimulasikan getaran kejut berupa gerakan jatuh bebas pada ketinggian tertentu. Sistem sensor diposisikan pada roda pendaratan sebagai indikator untuk mengaktifkan PSMEID beberapa saat sebelum pesawat mendarat di landasan. Sensor akan memberikan posisi dan jarak roda pendaratan relatif terhadap permukaan landasan pacu. Ketika roda pendaratan dijatuhkan dengan mekanisme jatuh bebas, pengendali akan mengirimkan sinyal ke aktuator untuk mengaktifkan PSMEID. Variasi waktu aktif PSMEID akan disimulasikan untuk menentukan waktu yang optimal bagi PSMEID untuk aktif.

Sistem roda pendaratan dengan PSMEID dimodelkan dengan menggunakan kombinasi beberapa massa seperti hal model pertama, dan yang ditunjukkan pada

Gambar 3.3. Terdapat tiga massa, yaitu M_P yang merupakan massa utama pesawat nirawak yang dilengkapi dengan massa roda; M_W, dan M_C yang merupakan massa PSMEID yang memberikan momentum pada massa roda. Konstanta pegas dinyatakan dalam K_P dan C_P sebagai konstanta redaman antara massa utama dan massa roda. Massa roda memiliki konstanta pegas K_w dan konstanta redaman C_w - Massa M_W, yang berfungsi menghubungkan ke M_P dengan konstanta pegas K_P dan redaman C_p. Sementara itu, pegas K_{PS} akan mendorong massa M_w sehingga memberikan momentum yang berlawanan.



Gambar 3.3 Model sistem roda pendaratan dengan PSMEID dengan sistem Pra-tinjau pada Massa roda (*Unsprung Mass*)

3.4 Menentukan Model Matematis Massa PSMEID Pada Massa Roda

Dari model fisik yang dirancang seperti pada Gambar 3.2, kita dapat memperoleh model matematis yang akan digunakan sebagai dasar untuk membuat simulasi dengan menggunakan perangkat lunak MATLAB/Simulink.

Diasumsikan bahwa dengan menggunakan Hukum II Newton, persamaan matematis pada Gambar 3.3 dapat dinyatakan dengan:

$$M_p\ddot{x}_p + M_p g - F_{pw} - F_{ps} + F_s = 0 \quad (3.9)$$

$$M_c\ddot{x}_c + M_c g - F_{cw} - F_s + F_{ps} = 0 \quad (3.10)$$

$$M_w\ddot{x}_w + M_w g + F_{pw} + F_w + F_{cw} = 0 \quad (3.11)$$

F_w adalah gaya impulsif yang dihasilkan ketika roda bersentuhan dengan tanah. Sistem drone diasumsikan turun dengan kecepatan awal nol.

$$F_w = \begin{cases} c_w \dot{x}_w + k_w x_w, & if\ x_w > 0 \\ 0, & if\ x_w = 0 \end{cases} \quad (3.12)$$

Kondisi kontak antara massa utama M_p dan massa roda M_w dimodelkan dengan menggunakan konstanta pegas K_c dan konstanta peredam C_c, sehingga menghasilkan gaya kontak yang diperoleh dari gerakan regangan K_c dan C_c. Gaya kontak dinyatakan dengan:

$$F_{cw} = \begin{cases} C_c(\dot{x}_w - \dot{x}_c) + k_c(x_w - x_0 - x_c), & if\ (x_w - x_0 - x_c) > 0 \\ 0, & if\ (x_w - x_0 - x_c) = 0 \end{cases} \quad (3.13)$$

Gaya penangkal F_s berada di antara M_p dan M_w untuk menyeimbangkan gaya pra-tekan. Setelah massa utama bertabrakan dengan pegas kontak, gaya penangkal menjadi nol. Hubungan ini dapat dinyatakan sebagai:

$$F_s = \begin{cases} K_{ps}\, x_{ps}, & T = Tb \\ 0, & T \neq Tb \end{cases} \quad (3.14)$$

Di mana T adalah waktu yang dihitung ketika landing gear mulai dijatuhkan dalam gerakan jatuh bebas dari ketinggian tertentu, sedangkan T_b adalah variabel waktu aktivasi sistem PSMEID, celah awal X_0 pada persamaan (3.13) diperkenalkan untuk mendapatkan kondisi optimum untuk mentransfer momentum dari M_c dan M_w. Pegas pra-tekan ditambahkan di antara M_p dan M_w untuk meningkatkan pertukaran momentum dari massa utama ke massa kontak. Nilai gaya pra-tekan dikontrol dengan mengatur defleksi awal pegas pra-tekan, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.3. Gaya pra-tekan F_{ps} yang bekerja di antara M_P dan M_C dan dapat dituliskan sebagai:

$$F_{ps} = k_{ps}\left(x_{ps} + x_c - x_p\right) \quad (3.15)$$

F_{pw} adalah gaya interaksi melalui pegas kp dan *peredam* cp. Gaya ini dihitung dari gerakan relatif antara massa M_p dan M_w:

$$F_{pw} = c_p(\dot{x}_w - \dot{x}_p) + k_p(x_w - x_p) \quad (3.16)$$

Variabel-variabel berikut ini digunakan untuk mengevaluasi model fisik dan matematis, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 1.

Tabel 3.3 Parameter Simulasi Model Kedua

Variabel	Nilai	Unit
Massa Utama $\boldsymbol{M_p}$	1 – 11,1	kg
Kekakuan Pegas Utama $\boldsymbol{K_p}$	20000	N/m
Peredam Utama $\boldsymbol{c_p}$	989,95	Ns/m
Massa $\boldsymbol{M_c}$	0,125-0,185	kg
Kekakuan Pegas $\boldsymbol{k_c}$	2000	N/m
Peredam $\boldsymbol{c_c}$	9000	Ns/m
Kekakuan Pegas Pra-tekan $\boldsymbol{K_{ps}}$	1200	N/m
Massa Roda $\boldsymbol{M_w}$	0,35	kg
Kekakuan Pegas Roda $\boldsymbol{K_w}$	40000	N/m
Peredam Roda $\boldsymbol{C_w}$	231,91	Ns/m
Perpindahan Pegas yang telah diregangkan sebelumnya $\boldsymbol{X_{ps}}$	0,05	M
Gravitasi $\boldsymbol{g}$	9.81	m/s^2
Tinggi jatuh $\boldsymbol{h}$	0,05-0,15	M
Kesenjangan Awal $\boldsymbol{X_0}$	0 – 0,1	M
Waktu Aktif PSMEID $\boldsymbol{T_b}$		Detik
Waktu Pendaratan ketinggian 0,05 meter $\boldsymbol{T_l}$	0,101	detik
Waktu Pendaratan ketinggian 0,10 meter $\boldsymbol{T_l}$	0,143	detik
Waktu Pendaratan ketinggian 0,15 meter $\boldsymbol{T_l}$	0,175	detik

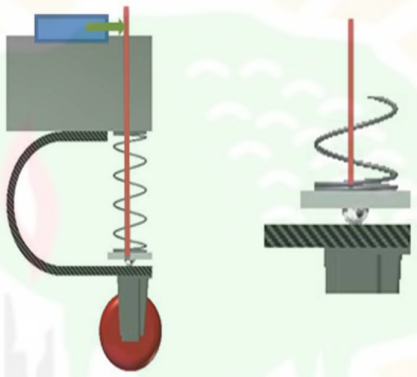
Dari persamaan dan tabel parameter di atas, dapat dikodekan seperti pada Lampiran A.

3.5 Ekperimen Massa PSMEID Pada Massa Roda

Model kedua tidak hanya diujikan dalam bentuk simulator yang dikembangkan menggunakan Bahasa pemograman dari MATLAB dan SIMULINK, tetapi juga dilaknakan serangkai ekperimen pada model tersebut. Untuk melakukan ekperimen pada model tersebut maka diperlukan rancangan dan manufaktur model untuk memperlihat kondisi pendaratan yang sesungguhnya.

Desain roda pendaratan pesawat nirawak yang dilengkapi dengan PSMEID dimulai dengan mengembangkan pegas dalam bentuk geometri profil C, seperti

yang ditunjukkan pada Gambar 3.4. Pegas roda pendaratan jenis ini adalah pegas daun dengan tingkat kekakuan tertentu, memberikan keseimbangan optimal antara kekuatan dan elastisitas. Selain itu, profil C yang sederhana ini dapat menyesuaikan karakteristik pegas sesuai dengan variasi beban yang terjadi. Pegas profil-C untuk roda pendaratan pesawat nirawak dibuat menggunakan bahan komposit E-fiberglass dan teknik vakum *hand lay-up*. Berat total pegas roda pendaratan yang digunakan dalam percobaan ini adalah 0,35 kg, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.5(5)(6).



Gambar 3. 4 Rancangan Roda Pendaratan Pesawat Nirawak dengan PSMEID dan Massa PSMEID pada Massa Roda

Desain landing gear dengan PSMEID dibuat untuk mendukung pesawat ringan dengan massa total atau *Maximum Take Off Weight* (***MTOW***) sebesar 10 kilogram. Distribusi beban pada hidung roda pendaratan diatur sebesar 20% dari MTOW [13], yang berarti hidung roda pendaratan dapat menanggung beban sebesar 2 kg dari massa pesawat. Faktor beban pada hidung roda pendaratan diatur sebesar empat sehingga beban kejut maksimum yang dihasilkan akibat berat dan percepatan pesawat saat mendarat sekitar 80 Newton. Parameter dari komponen-komponen alat uji ini dapat dilihat pada Tabel 3.4.

Tabel 3.4 Parameter Ekperimen

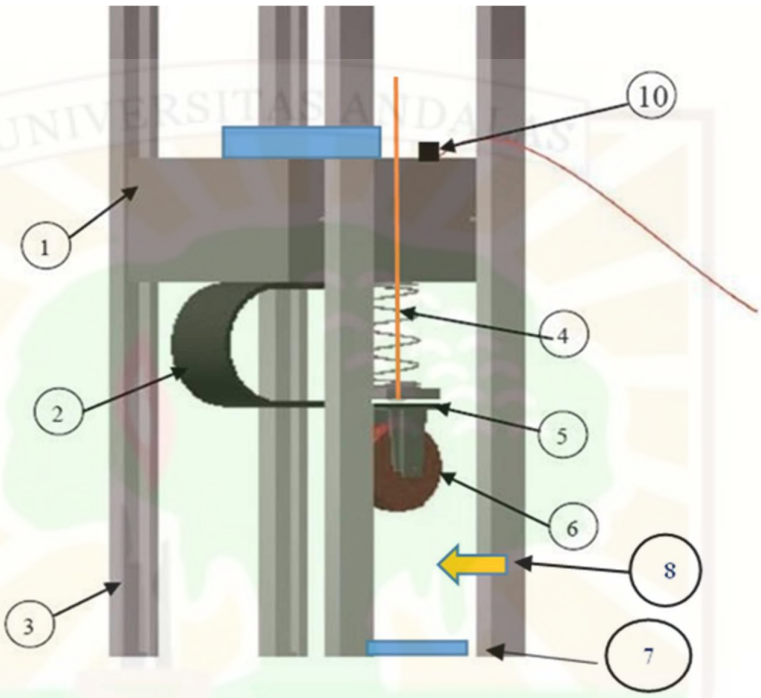
GAMBAR	NAMA BAGIAN	PARAMETER	INFORMASI
	Massa Pegas Profil C	Material	GFRC
		Tinggi (mm)	100
		Panjang (mm)	130
		Lebar (mm)	40
		Ketebalan (mm)	4
		Berat (Kg)	0.35
		Beban Maksimum (N)	80
	Massa Utama	Material	Aluminium-6061
		Berat (Kg)	2
		Panjang (mm)	130
		Lebar (mm)	120
		Tinggi (mm)	48
	Pegas PSMEID	Material	Baja Karbon
		Kekakuan (N/m)	200.32
		Diameter (mm)	32
	Stik PSMEID	Material	Plastik
		Diameter (mm)	30
		Panjang (mm)	250
	Solenoid	Material	Aluminium
		Tegangan (Volt)	12 Volt DC
		Berat (gram)	159
	Massa PSMEID	Material	Baja
		Panjang (mm)	40
		Lebar (mm)	40
		Berat (g)	0.185

PSMEID ditempatkan di tengah pegas, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.5. Massa kontak PSMEID (M_c) dihubungkan dengan sebuah batang yang terbuat dari plastik yang posisinya menembus massa utama (1), yang bertujuan untuk membentuk jalur pergerakan massa kontak dan sebagai penopang solenoid. Massa PSMEID ini akan memberikan berikan momentum kepada massa roda (5). Batang ini dilingkari oleh pegas yang berfungsi sebagai pegas pra-kompresi (4), yang menyimpan energi potensial yang akan dilepaskan ketika landing gear menyentuh tanah.

Batang plastik berwarna merah diberi penyangga yang ditekan oleh solenoid yang ditandai dengan kotak berwarna biru, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.5. Gerakan mendorong batang plastik oleh solenoid akan dikontrol melalui mikrokontroler melalui sinyal keluaran dijital yang terhubung langsung ke *relay*.

Dalam percobaan ini, sistem PSMEID dilengkapi dengan sensor optik untuk menerapkan pra-tinjau pada peredam roda pendaratan. Ketika ujung roda pendaratan melewati jalur cahaya sensor optik, sensor akan mengirimkan sinyal

digital ke mikrokontroler. Posisi sensor optik (8) ditempatkan pada jalur roda pendaratan (3), seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.5. Pada percobaan juga ditempatkan sebuah sensor gaya (7) untuk mendeteksi waktu kejatuhan roda pendaratan (6).



Gambar 3.5 Desain Struktur Eksperimen

Eksperimen dilakukan dengan menjatuhkan landing gear dari berbagai posisi. Dalam hal ini dibatasi oleh desain rangka dan rel (3) sebagai penopang roda pendaratan saat meluncur pada gerak jatuh bebas dengan asumsi tidak ada gaya gesek antara roda pendaratan dengan rel, seperti yang ditunjukkan pada desain eksperimen seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.6.

Gambar 3.6 Pengaturan Eksperimental

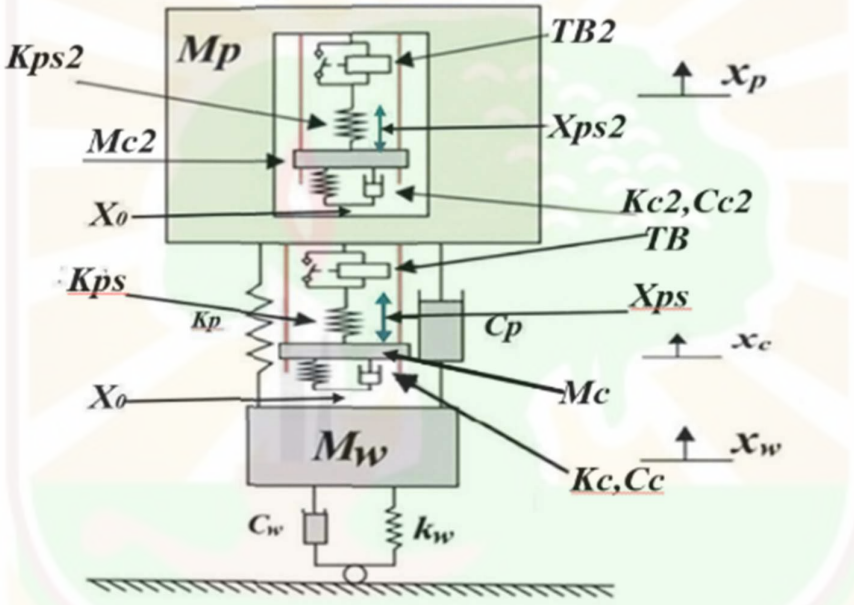
Akselerometer dengan tipe DeltaTron 4507 dari B&K (10) digunakan untuk mengukur percepatan getaran yang terjadi. Sistem akuisisi data yang digunakan untuk pengukuran berasal dari National Instrument berupa perangkat keras NI-9234 dan cDAQ 917 yang dikhususkan untuk mengukur getaran dan suara. Sedangkan perangkat lunaknya adalah pemrograman visual LabVIEW. Perangkat lunak MATLAB juga digunakan untuk memproses data hasil pengukuran.

3.6 Menentukan Model Fisis Massa PSMEID Pada Massa Utama (*Sprung Mass*) dan Massa Roda (*Unsprung Mass*)

Perancangan model fisik perlu dilakukan untuk membuktikan pengaruh PSMEID yang disusun secara seri pada roda pendaratan UAV. Perancangan model fisik ini didasarkan pada asumsi awal bahwa perbedaan posisi penempatan PSMEID, yaitu pada *unsprung mass* dan *sprung mass*, akan membedakan waktu aktif PSMEID untuk mendapatkan reduksi amplitudo percepatan yang paling optimal.

Model fisik yang dirancang, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.7, menunjukkan posisi massa PSMEID di dua tempat, yaitu massa utama $\boldsymbol{M_P}$ dan massa roda pendaratan $\boldsymbol{M_W}$. Mikrokontroler yang sama akan mengontrol masing-masing massa PSMEID ($\boldsymbol{M_C}$ dan $\boldsymbol{M_{C2}}$) untuk mengatur interval waktu aktif antar

massa PSMEID dan memberikan gaya momentum pada massa yang berbeda M_P dan M_W. Pada PSMEID pegas, konstanta pegas PSMEID disebut sebagai K_{PS2}, dan defleksi pegas PSMEID disebut sebagai X_{PS2}. Sementara itu, pada massa yang tidak terpegas M_W, terdapat konstanta pegas K_{PS} dan defleksi pegas PSMEID, yang kemudian disebut sebagai X_{PS}. Di antara M_P dan M_W terdapat pegas penghubung yang disebut sebagai konstanta pegas massa utama K_P dan konstanta peredam massa utama C_P, dan pada roda pendaratan terdapat konstanta pegas dan konstanta peredam K_W.



Gambar 3.7 Model PSMEID dengan pra-tinjau yang disusun secara seri

3.7 Menentukan Model Matematis Massa PSMEID Pada *Sprung Mass* dan *Unsprung Mass*

Dari model fisik pada gambar 3.7, persamaan matematis akan ditentukan dan digunakan sebagai dasar untuk mengembangkan algoritma simulasi. Diasumsikan bahwa $x_w > x_c > x_p$, dengan menggunakan Hukum Newton II, persamaan matematis pada Gambar 3.7 dapat dinyatakan dengan:

$$M_p\ddot{x}_p + M_p g - F_{pw} - F_{ps} + F_s - F_{ps} + F_{s2} + F_{cp} = 0 \quad (3.17)$$

$$M_c\ddot{x}_c + M_c g - F_{cw} - F_s + F_{ps} = 0 \quad (3.18)$$

$$M_{c2}\ddot{x}_{c2} + M_{c2}g - F_{cp} - F_{s2} + F_{ps2} = 0 \quad (3.19)$$
$$M_w\ddot{x}_w + M_w g + F_{pw} + F_w + F_{cw} = 0 \quad (3.20)$$

F_w Ini adalah gaya impulsif yang dihasilkan ketika roda menyentuh tanah. Diasumsikan bahwa sistem UAV turun dengan kecepatan awal nol.

$$F_w = \begin{cases} c_w\dot{x}_w + k_w x_w, & if\ x_w > 0 \\ 0, & if\ x_w = 0 \end{cases} \quad (3.21)$$

Kondisi kontak antara $\boldsymbol{M_c}$ dan $\boldsymbol{M_p}$ dimodelkan dengan menggunakan $\boldsymbol{k_c}$dan $\boldsymbol{c_c}$ Sehingga gaya kontak diperoleh dari pergerakan regangan k_c dan c_c . Gaya kontak dilambangkan dengan:

$$F_{cw} = \begin{cases} C_c(\dot{x}_w - \dot{x}_c) + k_c(x_w - x_0 - x_c), if\ (x_w - x_0 - x_c) > 0 \\ 0, \qquad if\ (x_w - x_0 - x_c) = 0 \end{cases} \quad (3.22)$$

Kondisi kontak antara $\boldsymbol{M_{c2}}$ dan$\boldsymbol{M_p}$ dimodelkan dengan menggunakank_{c2} , danc_{c2} sehingga gaya kontak diperoleh dari pergerakan regangank_{c2} , danc_{c2} . Gaya kontak ke-2 dinyatakan dengan:

$$F_{cp} = \begin{cases} C_{c2}(\dot{x}_p - \dot{x}_{c2}) + k_c(x_p - x_0 - x_{c2}), if\ (x_w - x_0 - x_{c2}) > 0 \\ 0, \qquad if\ (x_w - x_0 - x_{c2}) = 0 \end{cases} \quad (3.23)$$

gaya penahan $\boldsymbol{F_s}$ antara $\boldsymbol{M_p}$ dan $\boldsymbol{M_c}$ Untuk menyeimbangkan gaya pra-tekan. Gaya perlawanan menjadi nol setelah massa utama bertabrakan dengan pegas kontak. Hubungan ini dapat dinyatakan sebagai:

$$F_s = \begin{cases} K_{ps}\, x_{ps}, & T = T_B \\ 0, & T \neq T_B \end{cases} \quad (3.24)$$

Di mana $\boldsymbol{T}$ dihitung mulai dari roda roda pendaratan dijatuhkan. Gaya penahan kedua $\boldsymbol{F_{s2}}$ antara $\boldsymbol{M_p}$ dan $\boldsymbol{M_{c2}}$ untuk menyeimbangkan gaya pra-tekan dapat dituliskan sebagai :

$$F_{s2} = \begin{cases} K_{ps2}\, x_{ps2}, & T = T_{B2} \\ 0, & T \neq T_{B2} \end{cases} \quad (3.25)$$

Celah awalx_0 pada persamaan (3.23) diperkenalkan untuk mendapatkan kondisi optimum untuk mentransfer momentum dari $\boldsymbol{M_p}$ dan $\boldsymbol{M_w}$. Pegas pra-tekan ditambahkan di antara $\boldsymbol{M_p}$ dan $\boldsymbol{M_c}$ untuk meningkatkan pertukaran momentum dari massa utama ke massa kontak. Nilai gaya pra-tekan dikontrol dengan menyesuaikan defleksi awal pegas pra-tekan, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.7. Gaya pra-tekanF_{ps} yang bekerja di antara $\boldsymbol{M_p}$ dan $\boldsymbol{M_c}$ dapat dituliskan sebagai:

$$F_{ps} = k_{ps}(x_{ps} + x_c - x_p) \tag{3.26}$$

Gaya pra-tekan ke-2F_{ps2} yang bekerja di antara $\boldsymbol{M_p}$ dan $\boldsymbol{M_{c2}}$ dapat dituliskan sebagai:

$$F_{ps2} = k_{ps2}(x_{ps2} + x_{c2} - x_p) \tag{3.27}$$

$\boldsymbol{F_{pw}}$ adalah gaya interaksi melalui kekakuan pegas ($\boldsymbol{k_p}$) dan peredamc_p . Gaya ini dihitung dari gerakan relatif antara massa $\boldsymbol{M_p}$ dan $\boldsymbol{M_w}$:

$$F_{pw} = c_p(\dot{x}_w - \dot{x}_p) + k_p(x_w - x_p) \tag{3.28}$$

Simulasi dilakukan untuk memeriksa kinerja PSMEID dalam menanggapi perubahan parameter sistem. Selama simulasi, Persamaan (3.1-3.28) dihitung secara numerik dalam lingkungan komputasi MATLAB-Simulink, dengan menggunakan metode Runge-Kutta orde empat.

Tabel 3.5 Parameter Simulasi Model Ketiga

Parameter	**Nilai**	**Unit**
Massa Utama M_P	1-11,1	kg
Kekakuan Pegas Utama K_p	20000	N/m
Peredam Utama C_P	989,95	Ns/m
Misa Kontak Pertama M_C	0,125-0,250	kg
Kekakuan Pegas Kontak Pertama K_C	2000	N/m
Peredam Kontak pertama C_C	9000	Ns/m
Misa Kontak Kedua M_{C2}	0,125-0,250	kg
Pegas Kontak Kedua k_{C2}	2000	N/m
Peredam Kontak Kedua C_{c2}	9000	Ns/m
Kekakuan Pegas Pra-tekan Pertama K_{PS}	1600	N/m
Kekakuan Pegas Pra-tekan Kedua K_{PS2}	1600	N/m
Massa Roda M_w	1	kg
Kekakuan Pegas Roda K_w	40000	N/m
Peredam Roda C_w	392	Ns/m
Perpindahan Pegas Pra-tekan Pertama X_{PS}	0,01-0,1	m
Perpindahan Pegas Pra-tekan Kedua X_{PS2}	0,01-0,1	m
gravitasi g	9,8	m/s^2
tinggi jatuhnya h	0,1	m
Kesenjangan X_0	0,0005	m
Waktu Pendaratan dari ketinggian 0,05 m T_L	0,101	detik
Waktu Pendaratan dari ketinggian 0,10 m T_L	0,143	detik
Waktu Pendaratan dari ketinggian 0,15 m T_L	0,175	detik
Waktu Aktif PSMEID Pertama T_B	-	detik
Waktu Aktif PSMEID Kedua T_{B2}	-	detik

Dari persamaan dan tabel parameter di atas, dapat dikodekan seperti pada Lampiran A.

BAB IV ANALISIS PENERAPAN PSMEID DENGAN PRA-TINJAU PADA MASSA UTAMA

4.1 Pengaruh Waktu Aktif PSMEID T_b

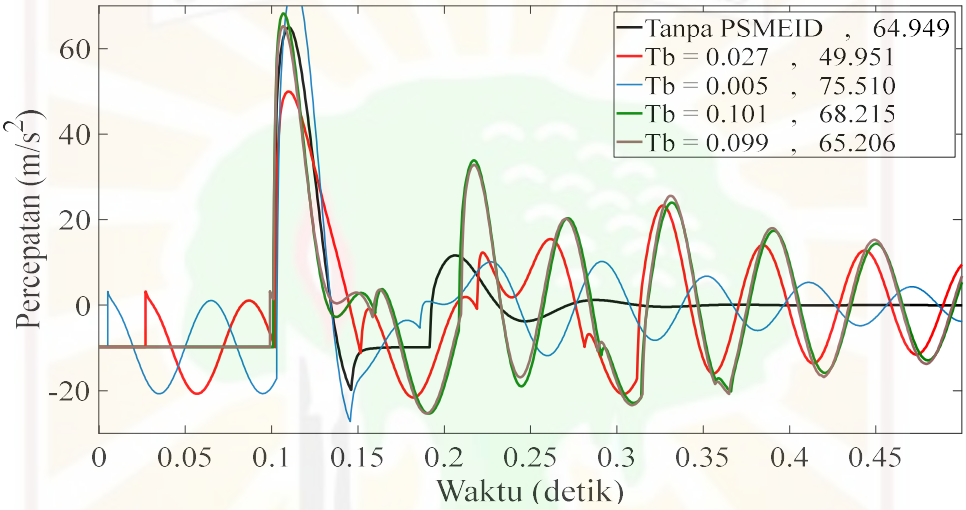
Pada bagian ini, simulasi dilakukan untuk menunjukkan bagaimana waktu aktif PSMEID mempengaruhi amplitudo percepatan massa utama. Waktu aktif PSMEID akan disimulasikan dalam empat kondisi: PSMEID diaktifkan jauh sebelum tumbukan antara roda pendaratan dengan permukaan landasan terjadi dalm hal ini terjadi dalam orde mili detik, kemudian waktu aktif ditentukan sebelum tumbukan, diikuti dengan waktu aktif PSMEID yang bertepatan dengan tumbukan, dan terakhir adalah waktu aktif PSMEID setelah tumbukan terjadi. Karena PSMEID dengan pra-tinjau tumbukkan diterapkan pada roda pendaratan pesawat nirawak berukuran kecil, dan dengan asumsi pendaratan dilakukan secara vertikal (VTOL), pra-tinjau tumbukan roda pendaratan telah dihitung dengan menggunakan persamaan sederhana untuk gerakan jatuh bebas.

4.1.1 Tinggi Jatuh 0,05 meter

Pada fase ini, simulasi dilakukan dengan menjatuhkan roda pendaratan dari jarak 0,05 meter di atas permukaan landasan, sedangkan massa utama ditentukan sebesar 2 kg, dan parameter lainnya tertera pada Tabel 4.1. Dengan ketinggian jatuh 0,05-meter dari permukaan landasan, maka dapat ditentukan dengan menggunakan persamaan sederhana gerak jatuh bebas bahwa waktu yang dibutuhkan roda pendaratan untuk mencapai permukaan landasan adalah 0,101 detik yang kemudian disebut waktu pendaratan (T_l). Hasil simulasi pada Gambar 4.1 menunjukkan bahwa amplitudo percepatan terendah terjadi saat PSMEID aktif yaitu 0,027 detik dengan amplitudo percepatan pada 49,95 m/s^2, hal ini mengurangi amplitudo percepatan hingga 23,92 persen dibanding roda pendaratan tanpa PSMEID. Ketika PSMEID diaktifkan jauh sebelum mencapai permukaan landasan, maka secara signifikan berdampak pada peningkatan amplitudo percepatan pada massa utama yaitu pada waktu 0,005 detik dengan percepatan 75,51 m/s^2, seperti yang terlihat pada Tabel 4.1.

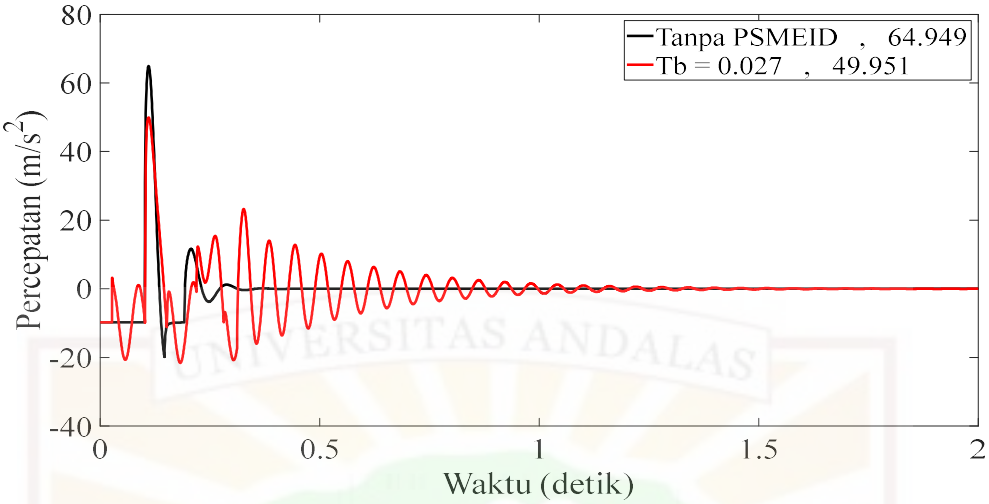
Tabel 4.1 Variasi Waktu Pengaktifan PSMEID Tb terhadap Percepatan Massa Utama pada Sistem PSMEID untuk ketinggian jatuh 0,05 meter

T_b (detik)	Amplitudo Percepatan Massa Utama (m/s²)
0,005	75,51
0,027	49,95
0,099	65,21
0,101	68,21



Gambar 4.1 Variasi waktu Aktif PSMEID pada ketinggian jatuh 0,05 meter

Dari grafik Gambar 4.1 di atas dapat dilihat bahwa pengaktifan PSMEID pada waktu bersamaan dengan roda pendaratan menurunkan amplitudo percepatan massa utama. Fenomena lain dalam simulasi ini adalah ketika PSMEID aktif tepat pada 0,101 detik (T_b=T_l), maka percepatan massa utama menjadi 68,21 m/s². Namun demikian pada terdapat fenomena lain dari model uji ini adalah, massa utama masih mengalami getaran beberapa saat setelah proses pendaratan, hal ini disebabkan massa oleh massa kontak (Massa PSMEID) yang tetap bergetar di dalam massa utama, akan tetapi getaran tersebut akan semakin berkurang dan hilang pada 1,5 detik sejak roda pendaratan mulai dijatuhkan, hal ini secara detail diperlihatkan oleh Gambar 4.2.



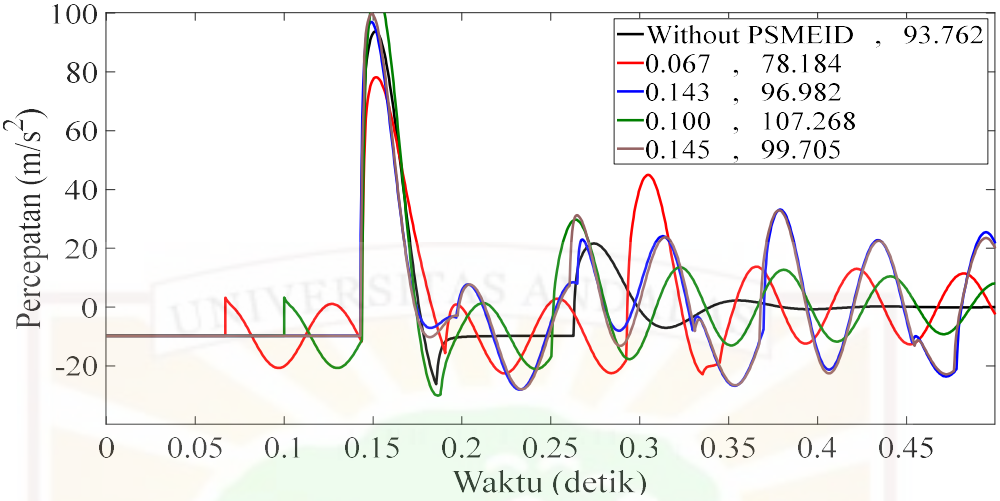
Gambar 4.2 Fenomena percepatan setelah proses pendaratan berakhir

4.1.2 Tinggi Jatuh 0,10 meter

Pada tahap ini, simulasi dilakukan dengan meletakkan roda pendaratan pada ketinggian 0,1-meter dengan massa 2 kg dan defleksi pegas pra-tekan sebesar 0,04-meter (X_{PS}), serta parameter lainnya, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 1. Waktu yang dibutuhkan roda pendaratan untuk turun dari ketinggian 10 cm hingga menyentuh permukaan landasan adalah 0,143 detik, dan waktu ini menjadi acuan utama ketika PSMEID diaktifkan. Hasil simulasi pada Gambar 4.3 menunjukkan bahwa waktu optimal untuk mengaktifkan PSMEID sebelum roda pendaratan menyentuh permukaan landasan adalah pada 0,067 detik setelah roda pendaratan dijatuhkan ($T_b<T_l$), hal ini mampu mengurangi amplitudo percepatan hingga 16,6 persen. Tabel 4.2 mengilustrasikan pengaruh waktu aktif PSMEID terhadap percepatan massa utama pada kondisi yang dianggap mungkin terjadi.

Tabel 4.2 Variasi Waktu Pengaktifan PSMEID (Tb) terhadap Percepatan Massa Utama pada Sistem PSMEID untuk Ketinggian Jatuh 0,1 meter

T_b (detik)	Amplitudo Percepatan Massa Utama (m/s^2)
0,067	86,884
0,132	86,643
0,143	94,889
0,147	100,23

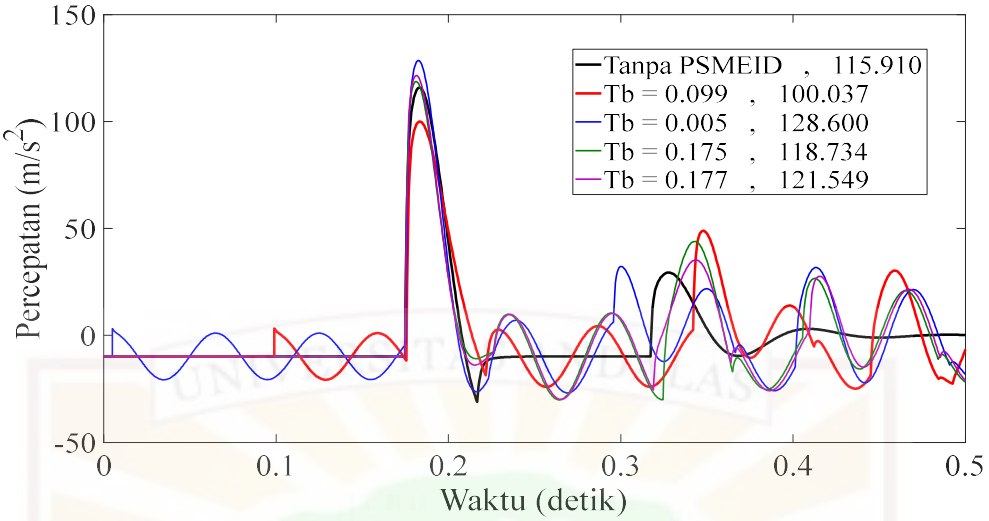


Gambar 4.3 Variasi waktu Aktif PSMEID pada ketinggian jatuh 0,1 meter

Pada variasi ketinggian jatuh 0,1-meter ini, PSMEID yang diaktifkan bersamaan (T_b=T_l) atau setelah roda pendaratan menyentuh permukaan landasan (T_b>T_l) mengakibat peningkatan amplitudo percepatan cukup signifikan dibanding roda pendaratan tanpa PSMEID.

4.1.3 Tinggi jatuh 0,15 meter

Variasi terakhir untuk pengaruh ketinggian penurunan roda pendaratan terhadap amplitudo percepatan massa utama adalah untuk ketinggian 0,15 meter dan defleksi pegas pra-tekan (X_{ps}) pada jarak 0,02 meter dan jarak antara massa PSMEID dengan massa utama (X_0) adalah 0,09 meter, konstanta pegas PSMEID (K_{ps}) adalah 1300 N/m dan Massa PSMEID (M_c) sebesar 0,125 kg. Berat massa utama tetap sebesar 2 kg, dan waktu aktivasi PSMEID (T_b) divariasikan seperti pada tahapan simulasi sebelumnya. Hasil simulasi pada tahap ini menunjukkan bahwa penurunan akselerasi yang signifikan terjadi ketika PSMEID diaktifkan pada saat roda pendaratan menyentuh landasan pacu yaitu pada detik ke 0,099. Pengaktifan PSMEID pada waktu tersebut menurun amplitudo percepatan hingga 13,6 persen, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.4. PSMEID yang diaktifkan setelah waktu pendaratan T_l untuk ketinggian jatuh 0,15-meter mengakibatkan kenaikan amplitudo percepatan pada massa utama.



Gambar 4.4 Variasi waktu Aktif PSMEID pada ketinggian jatuh 0,15 meter

Tabel 4.3 menunjukkan detail percepatan massa utama maksimum ketika waktu aktif PSMEID divariasikan. Seperti pada simulasi sebelumnya, percepatan massa utama terjadi ketika PSMEID diaktifkan sebelum roda pendaratan menyentuh permukaan landasan.

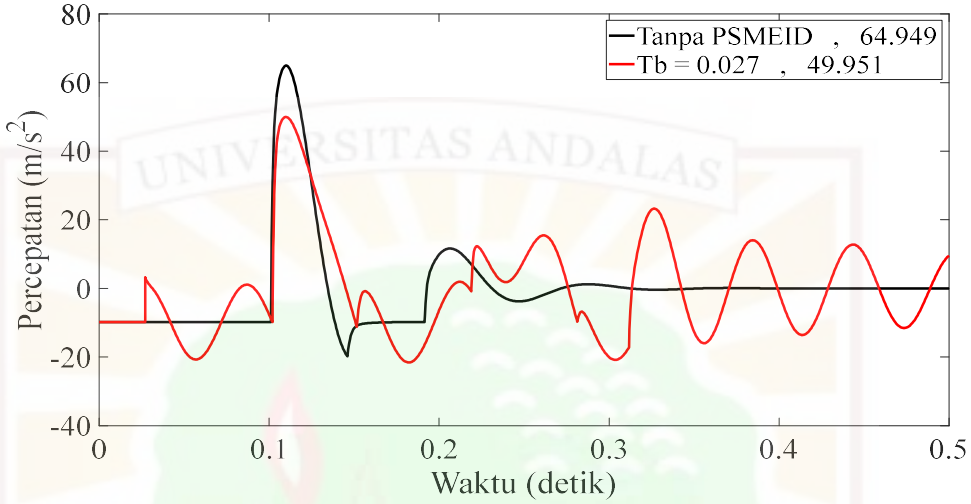
Tabel 4.3 ariasi Waktu Pengaktifan PSMEID (Tb) terhadap Percepatan Massa Utama pada Sistem PSMEID untuk Ketinggian Jatuh 0,15 meter

T_b (detik)	Amplitudo Percepatan Massa Utama (m/s²)
0,005	128,60
0,099	100,04
0,175	118.73
0,177	121.55

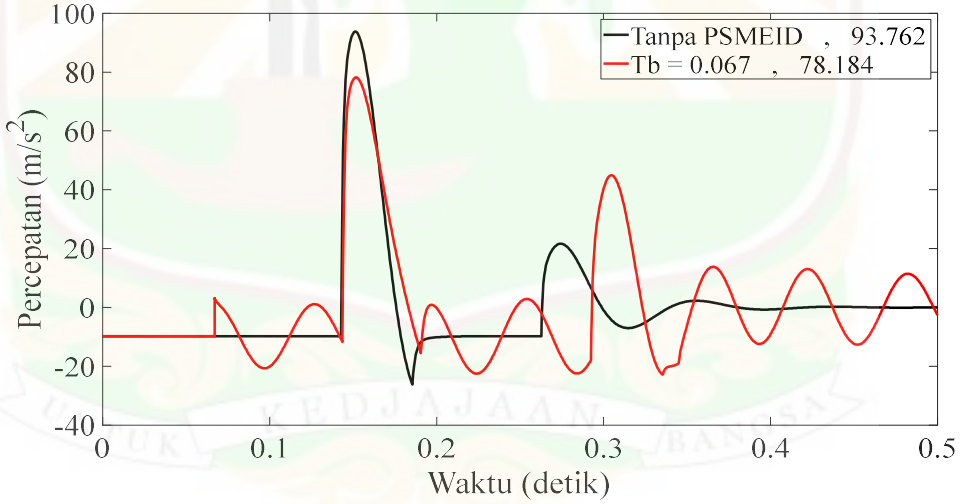
4.1.4 Analisa perbandingan PSMEID dengan pra-tinjau dengan tanpa PSMEID

Gambar 4.5, 4.6 dan 4.7 dengan jelas memperlihat konsistensi pengaruh PSMEID dengan pra-tinjau terhadap parameter amplitudo percepatan massa utama. Adanya sinyal percepatan yang muncul sebelum terjadi benturan pada masing variasi ketinggian membuktikan PSMEID aktif tepat sesuai waktu yang ditentukan. Dari ketiga variasi jatuh tersebut dapat dilihat bahwa waktu aktif PSMEID yang paling optimal untuk mereduksi amplitudo percepatan adalah 0,074-0,076 detik lebih cepat dari waktu pendaratan. Masih munculnya *steady state error* yang tinggi

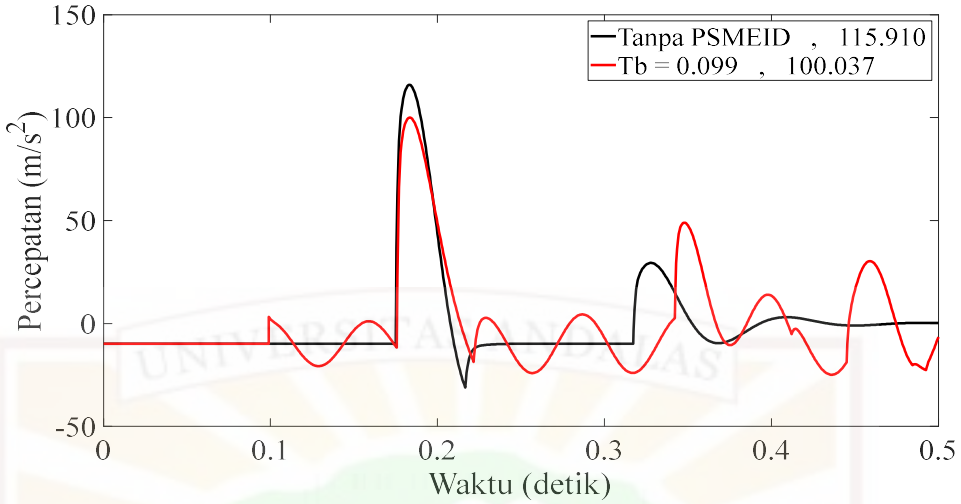
setelah benturan terjadi kekurangan pada model pertama ini, meskipun demikian model ini mampu mereduksi amplitudo percepatan secara signifikan untuk berbagai variasi ketinggian jatuh.



Gambar 4.5 Perbandingan respon percepatan PSMEID dan tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,05 meter



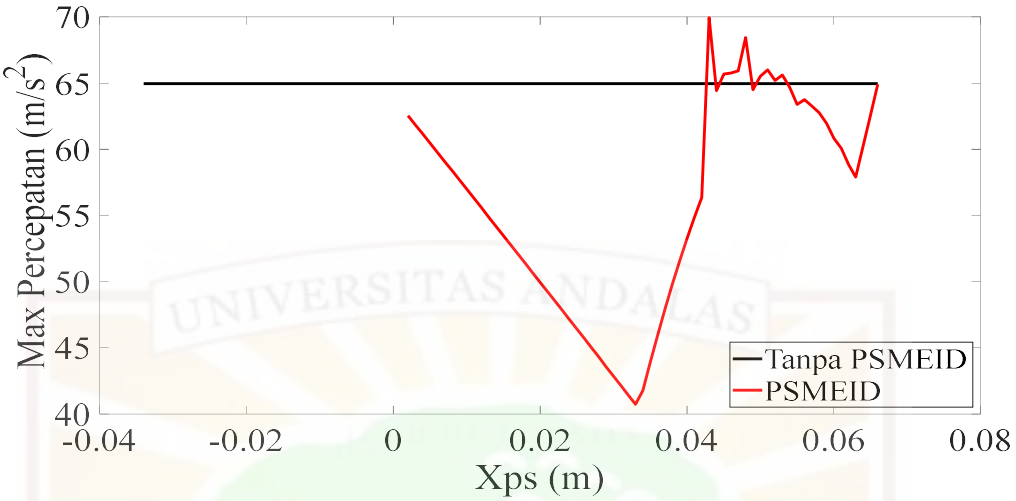
Gambar 4.6 Perbandingan respon percepatan PSMEID dan tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,10 meter



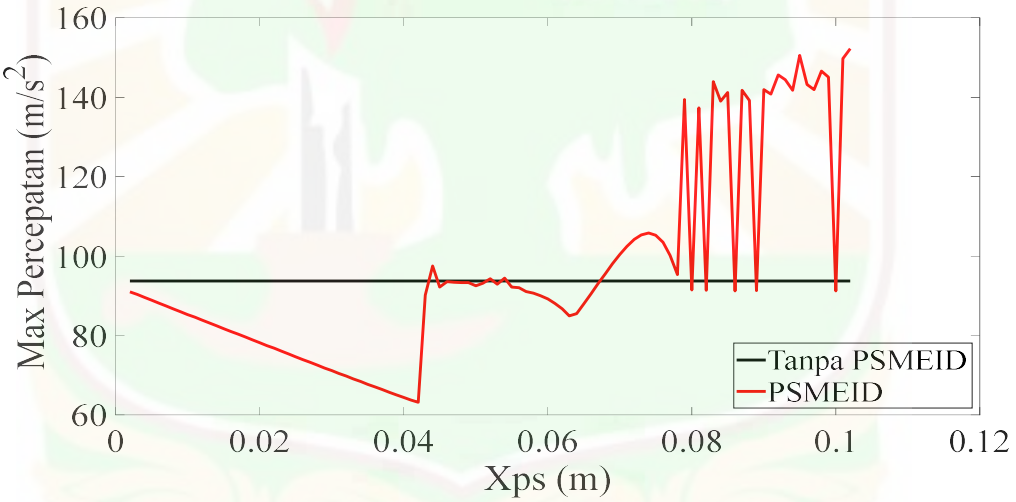
Gambar 4.7 Perbandingan respon percepatan PSMEID dan tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,15 meter

4.2 Pengaruh Jarak kompresi Pegas Pra-tekan X_{PS}

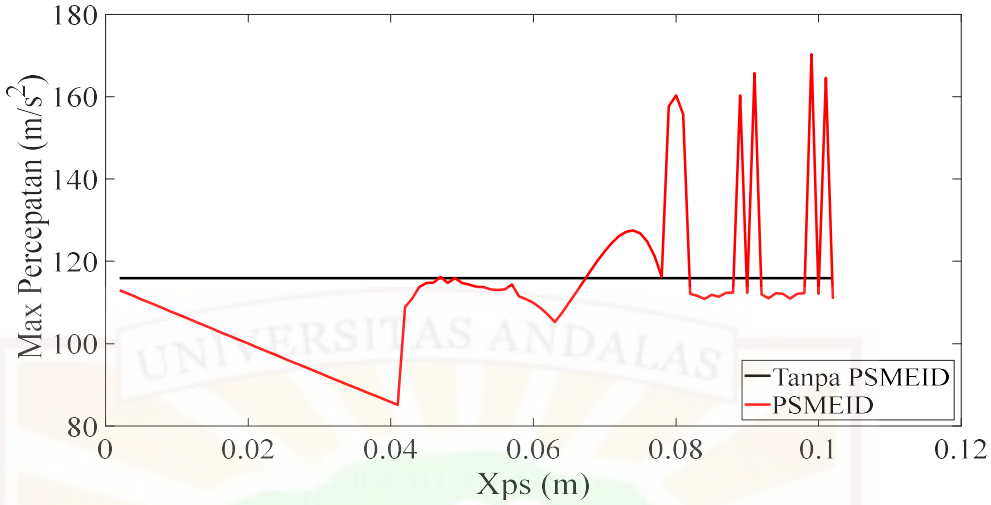
Defleksi yang diakibatkan dari kompresi pada Pegas Pra-tekan yang terhubung ke massa kontak M_c akan memberikan pengaruh pada amplitudo percepatan getaran yang dihasilkan dari benturan roda pendaratan. Energi potensial yang tersimpan pada sebanding dengan jarak kompresi pegas pra-tekan sebelum roda pendaratan menyentuh permukaan landasan. Dalam simulasi ini, Jarak kompresi di variasi 0,001-meter hingga 0,1-meter. Pada Gambar 4.8 terlihat bawah semakin besar jarak kompresi pegas yang terhubung pada massa PSMEID akan secara linear menurunkan amplitudo percepatan pada massa utama untuk jarak jatuh roda pendaratan 0,05 meter, tetapi amplitudo percepatan akan berbalik naik dimulai pada nilai XPS adalah 0,034 meter. Hal sama juga terjadi pada variasi ketinggian jatuh 0,1 dan 0,15 meter, seperti yang diperlihatkan pada grafik 4.9 dan 4.10. Nilai optimal X_{PS} adalah antara 0,03 untuk ketinggian jatuh 0,05 meter dan 0,042-meter untuk ketinggian jatuh 0,1 dan 0,15 meter memberikan kontribusi yang paling optimal.



Gambar 4.8 Variasi jarak kompresi ***Xps*** terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 4.9 Variasi jarak kompresi ***Xps*** terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,10 meter

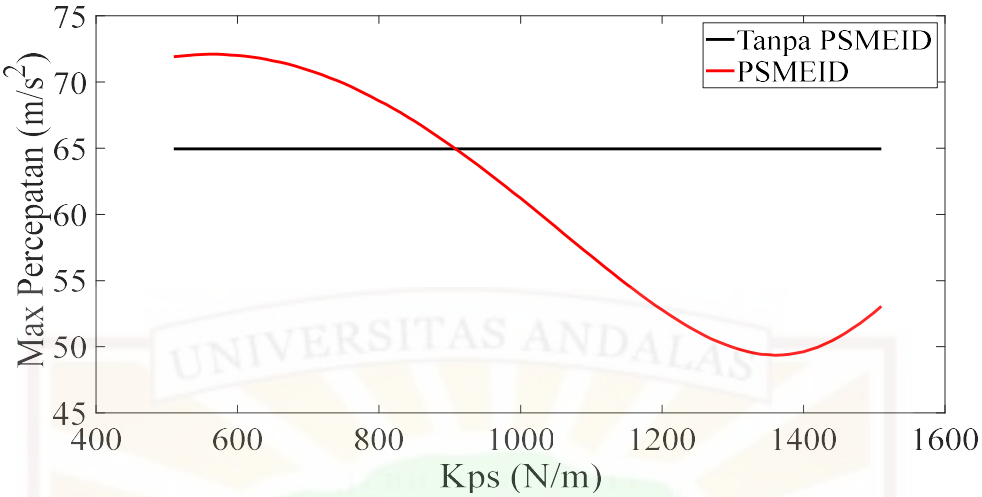


Gambar 4.10 Variasi jarak kompresi ***Xps*** terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,15 meter

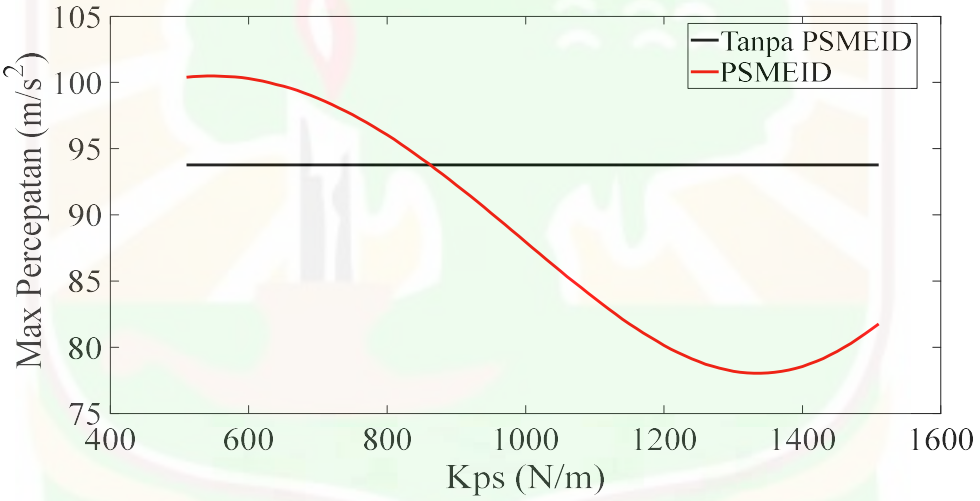
3.3 Pengaruh Konstanta Pegas Massa PSMEID (K_{ps})

Konstanta Pegas K_{ps} adalah pegas pra-tekan yang terhubung ke massa PSMEID. Pegas ini akan mempengaruhi besar energi yang ditransmisikan kepada massa utama ketika terjadi benturan pada roda pendaratan. Nilai Kps yang diujikan adalah antara 500 N/m sampai dengan 1500 N/m.

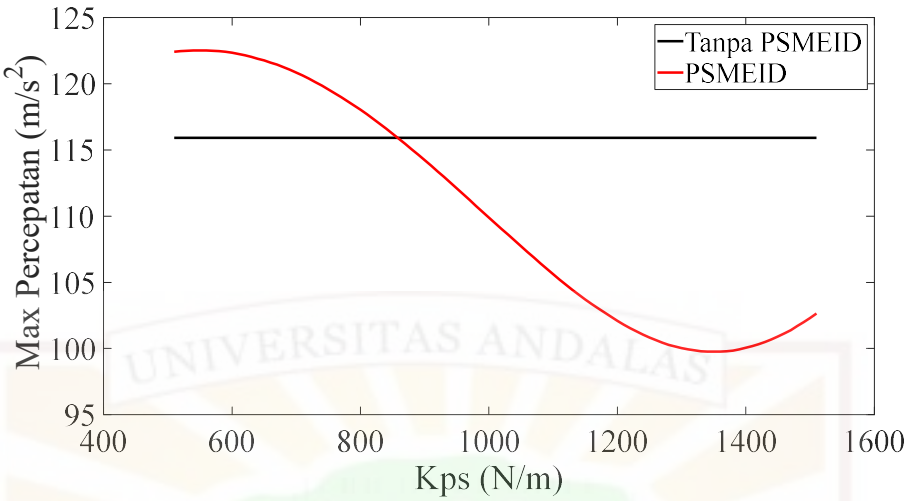
Dari grafik pada Gambar 4.11 terlihat bahwa semua nilai K_{ps} yang memberikan kontribusi penurunan pada amplitudo percepatan hingga mencapai titik optimal pada 1380 N/m, dan ketika Kps kurang dari 850 mengakibat kenaikan amplitudo percepatan pada massa utama. Fenomena tersebut juga terlihat pada variasi ketinggian jatuh lainnya seperti pada grafik pada Gambar 4.12 dan 4.13. Dalam simulasi model ini ditetapkan nilai K_{ps} dipilih adalah sebesar 1200 -1350 N/m.



Gambar 4.11 Variasi Konstanta Pegas PSMEID K_{ps} terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,05 meter



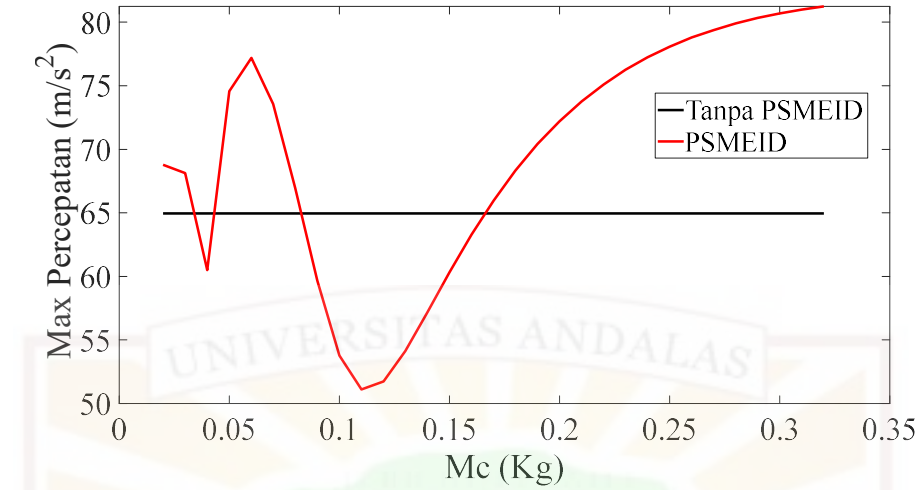
Gambar 4.12 Variasi Konstanta Pegas PSMEID K_{ps} terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,10 meter



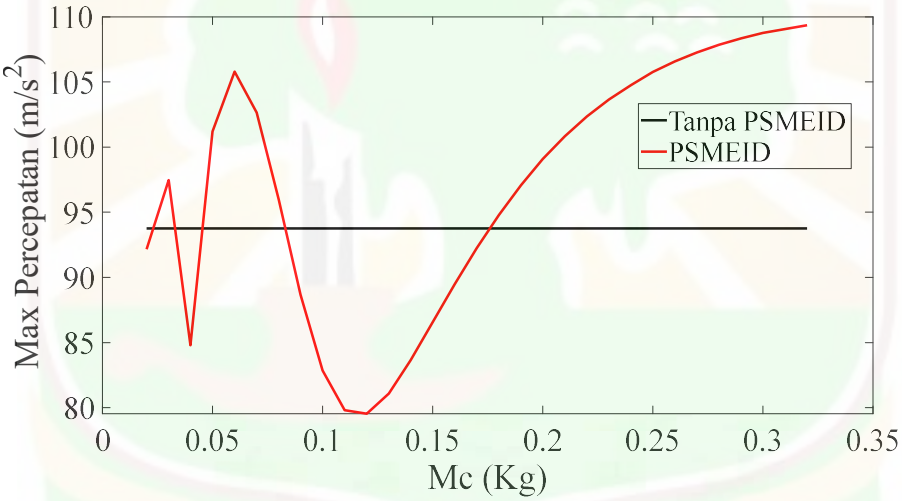
Gambar 4.13 Variasi Konstanta Pegas PSMEID K_{ps} terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,15 meter

3.4 Pengaruh Massa PSMEID M_c

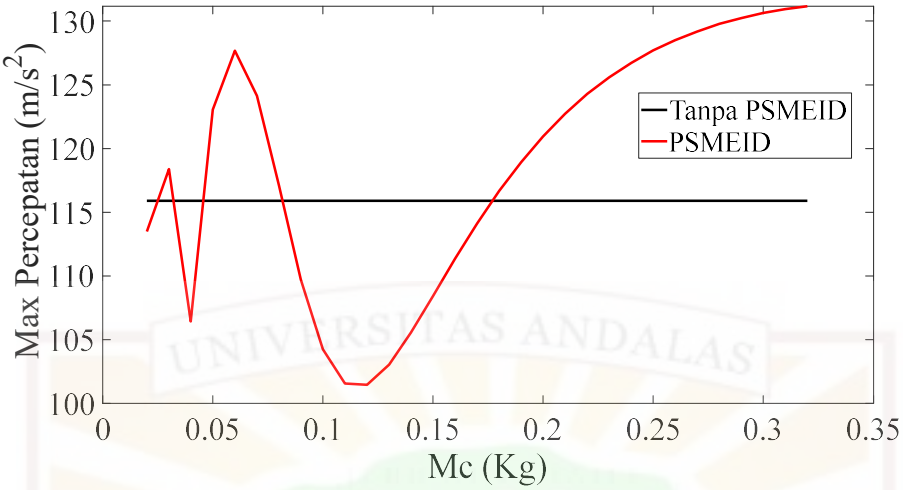
Massa PSMEID mempengaruhi besar momentum yang diberikan kepada massa utama ketika peredam PSMEID ini diaktifkan. Secara teoritis, semakin besar massa PSMEID tentu akan memberikan momentum yang lebih besar. Pada simulasi ini massa PSMEID divariasikan dari 0,01 kg sampai dengan 0,35 kg. Pada ketiga variasi ketinggian jatuh terlihat adanya kecendrungan semakin besar massa PSMEID maka penurunan amplitudo percepatan juga semakin besar, massa PSMEID terbaik yang memberikan kontribusi pada penurunan amplitudo percepatan pada 0,125 kg, dan amplitudo percepatan akan naik secara gradual ketika melebihi besaran massa tersebut, hal ini diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 4.14, 4.15 dan 4.16.



Gambar 4.14 Variasi massa PSMEID ***Mc*** terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,05 meter



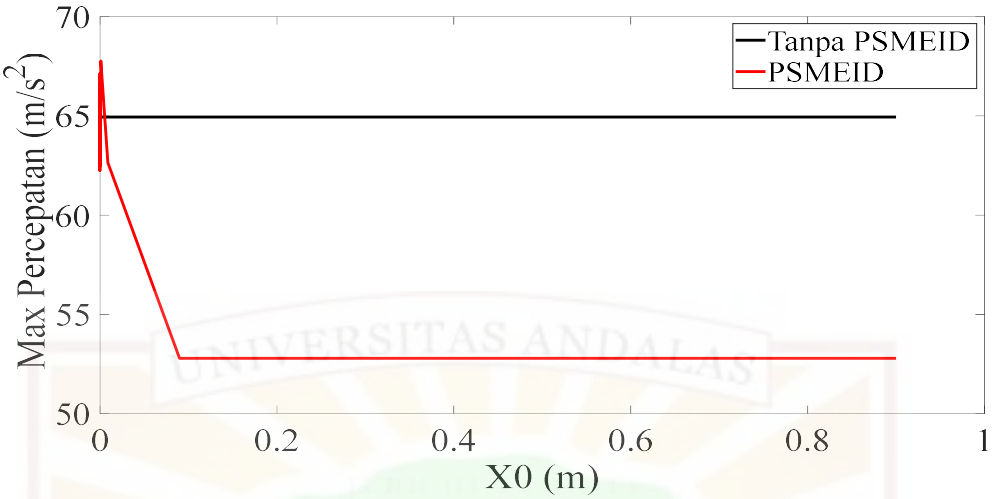
Gambar 4.15 Variasi massa PSMEID ***Mc*** terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,10 meter



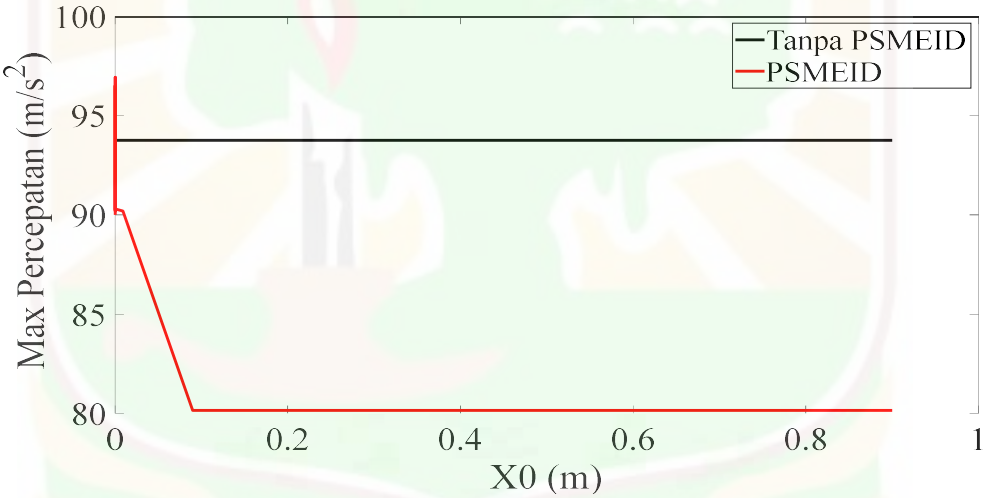
Gambar 4.16 Variasi massa PSMEID ***Mc*** terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,15 meter

4.5 Pengaruh Jarak M_c terhadap M_p Sebelum Pegas Pra-tekan Dikompresi X_0

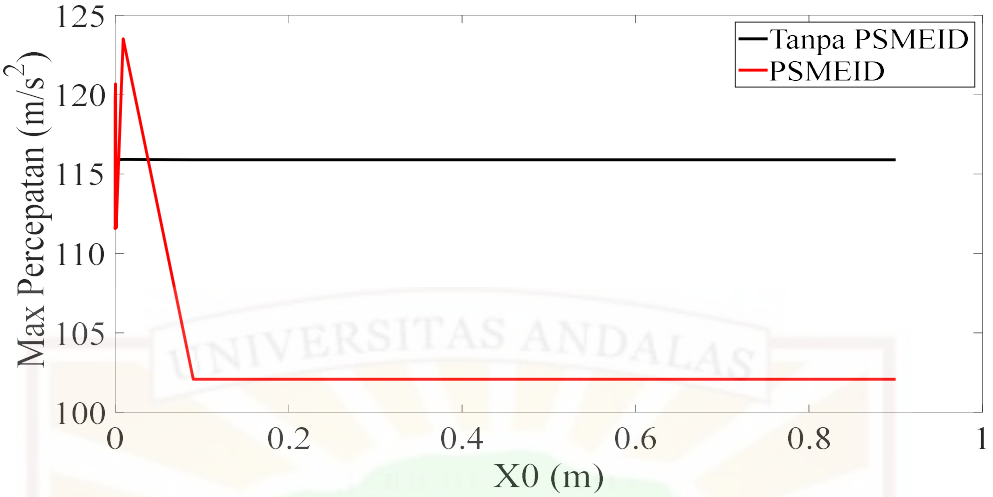
X_o adalah jarak setimbang antara M_c dan M_p sebelum pegas pra-tekan dikompresi. Dalam simulasi ini, roda pendaratan dijatuh dalam pada jarak 0,05, 0,10 dan 0,15 meter dengan massa utama yang sama seberat 2 kg. Nilai X_0 dinaikkan dari setiap proses sebesar 10 kali dari nilai awal adalah 0,00000001 dengan nilai awal adalah sampai dengan jarak 1 meter. Pada ketiga variasi jatuh terlihat bahwa semakin dekat jarak massa PSMEID dengan massa utama maka penurunan amplitudo semakin baik tetapi massa PSMEID tidak menempel ke massa utama (X_0=0), hal ini dikonfirmasi dari grafik simulasi pada Gambar 4.17, 4.18 dan 4.19. Meskipun terlihat pada grafik tersebut penurunan signifikan pada setelah jarak X_0 adalah 0,1-meter tetapi respon percepatan yang dihasilkan sangat tidak dapat dikontrol, seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 4.20.



Gambar 4.17 Variasi X_0 terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,05 meter

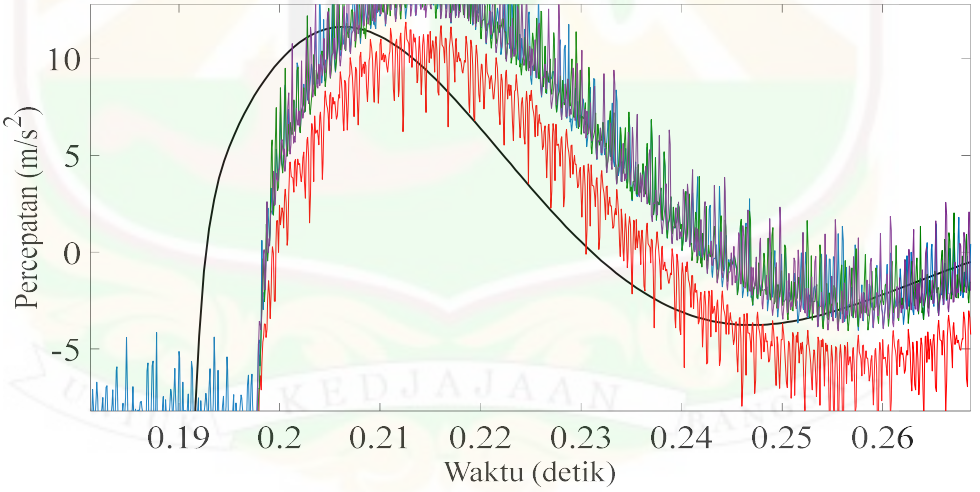


Gambar 4.18 Variasi X_0 terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,10 meter



Gambar 4.19 Variasi X_0 terhadap amplitudo percepatan pada ketinggian jatuh 0,15 meter

Dari grafik pada Gambar 4.17, 4.18, dan 4.1, ketika nilai X_0 mendekati 0 (Massa utama berjarak sangat dekat dengan massa PSMEID), maka respon percepatan pada massa utama akan mengalami *steady state error* pada waktu yang cukup lama, seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 4.20.



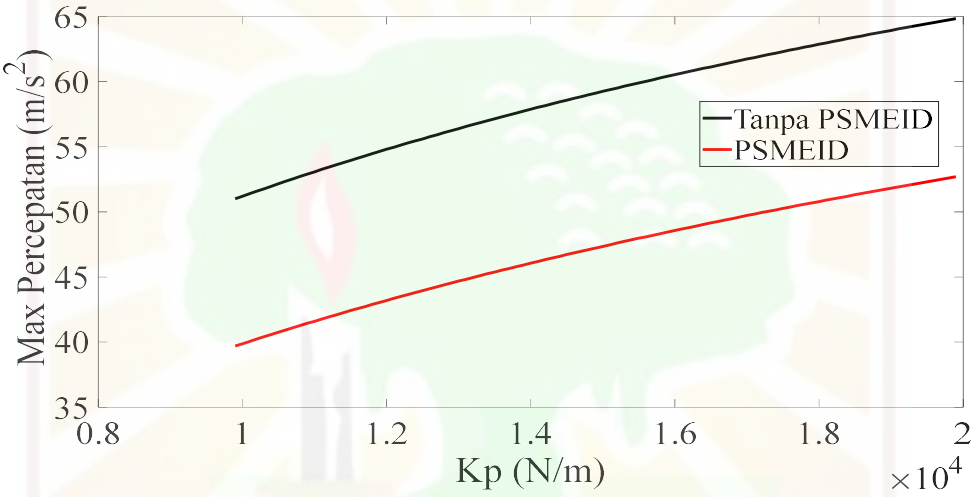
Gambar 4.20 Respon percepatan pada massa utama ketika X_0 mendekati nilai 0.

4.6 Pengaruh Konstanta Pegas pada Massa Utama (K_p)

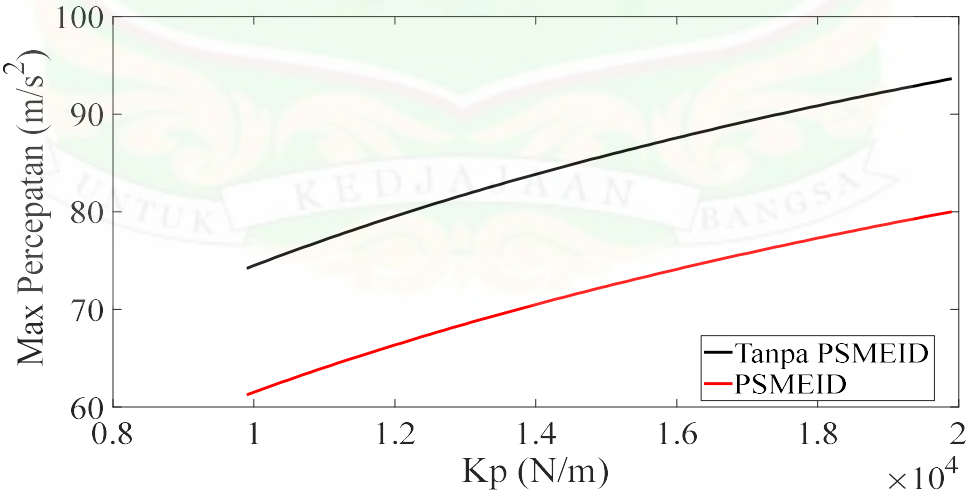
Pegas yang menghubungkan massa utama dengan massa roda memberikan pengaruh yang besar pada unjuk kerja dari peredam. Dalam simulasi ini memperlihatkan pengaruh konstanta pegas K_p terhadap penurunan amplitudo

percepatan massa utama baik ketika peredam roda pendaratan dengan sistem PSMEID dengan pra-tinjau dan tanpa PSMEID.

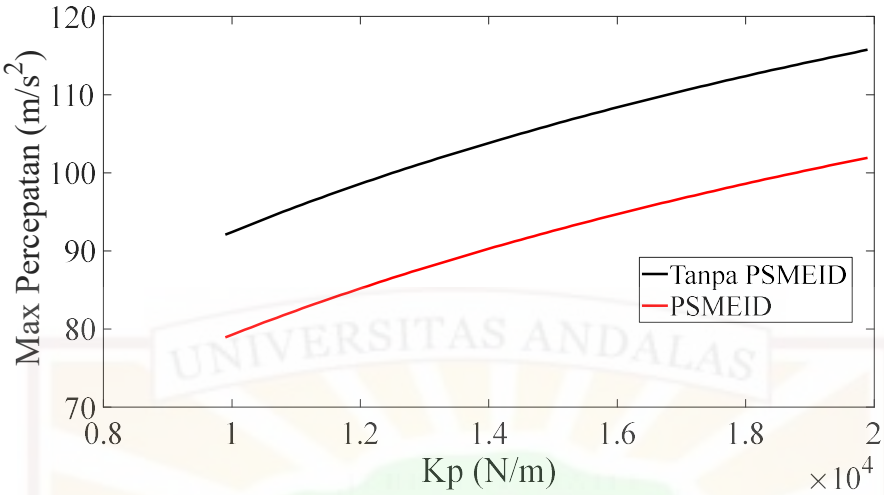
Grafik pada Gambar 4.21 memperlihatkan perubahan konstanta pegas massa utama K_p terhadap amplitudo percepatan di mana nilai K_p ditetapkan dari 9900 N/m sampai dengan 20000 N/m, massa utama adalah 2 kg. Peredam roda pendaratan dengan PSMEID dominan mampu menurunkan amplitudo percepatan pada setiap variasi nilai K_P dan variasi ketinggian jatuh roda pendaratan yang dipresentasikan oleh grafik pada Gambar 4.21, 4.22 dan 4.23.



Gambar 4.21 Variasi K_P terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,05 meter.



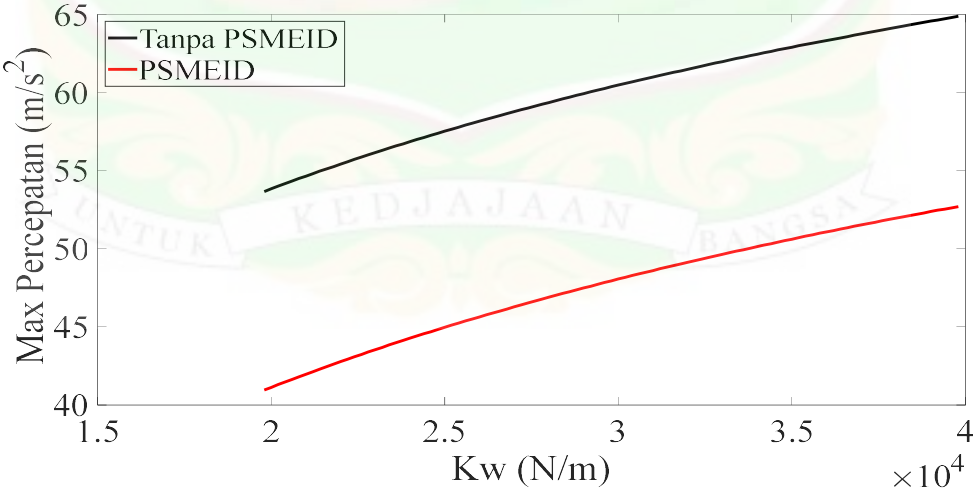
Gambar 4.22 Variasi K_P terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,1 meter.



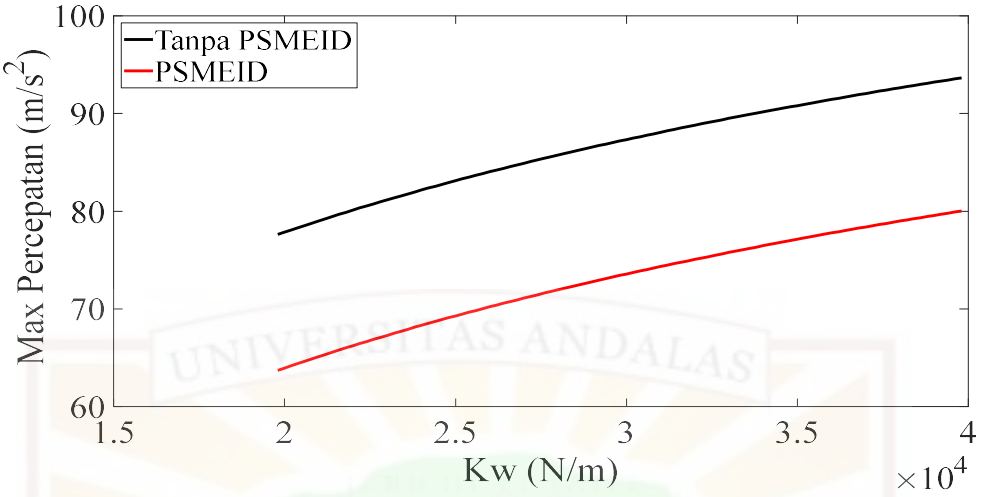
Gambar 4.23 Variasi KP terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,15 meter.

4.7 Pengaruh konstanta Pegas Roda (K_w)

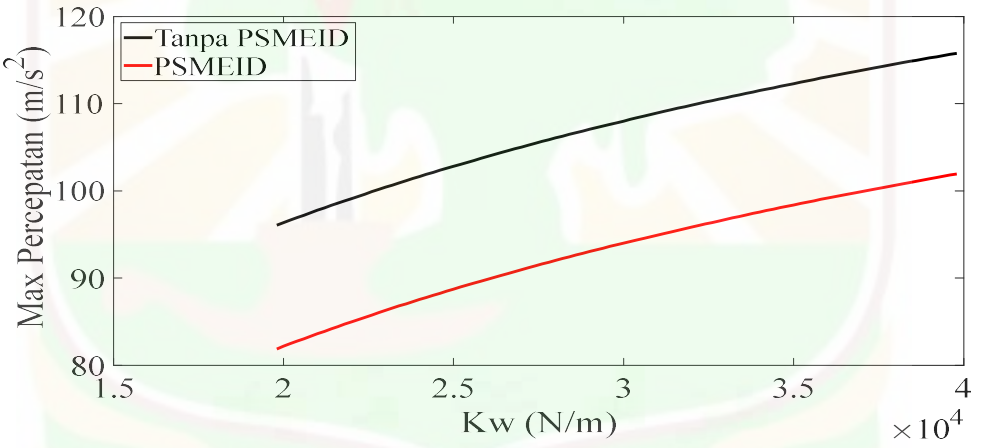
Pada simulasi ini, nilai konstanta pegas roda K_w divariasikan dari 20000 N/m hingga 40000 N/m. Dari ketiga variasai jatuh terlihat konsistensi, semakin besar nilai K_w maka persentase penurunan amplitudo percepatan semakin pula, meskipun kenaikan persentase tidak berlangsung secara signifikan, hal ini membukti PSMEID dapat adaptif dengan variasi nilai konstanta pegas yang ditentukan, hal ini secara detail diperlihatkan oleh grafik 4.24. 4.25 dan 4.26.



Gambar 4.24 Variasi KW terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,05 meter.



Gambar 4.25 Variasi K_W terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,10 meter.



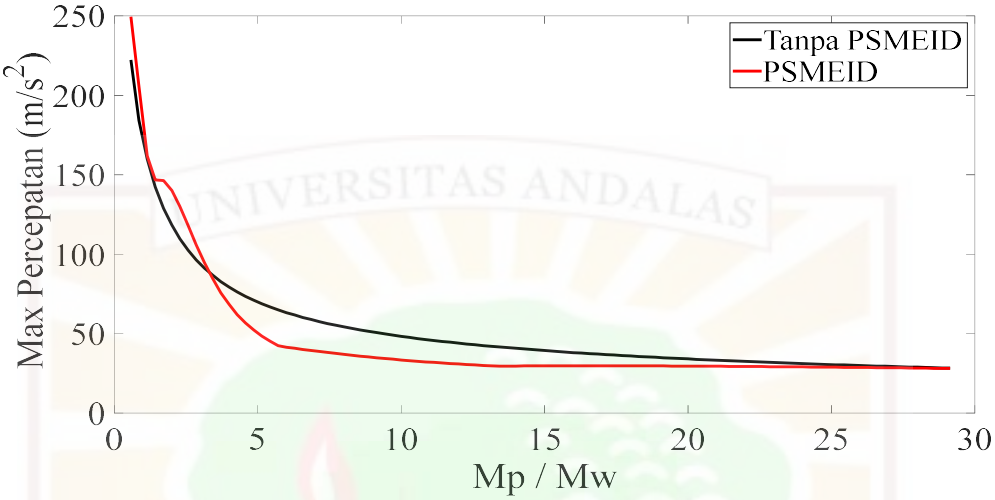
Gambar 4.26 Variasi K_W terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,15 meter.

4.8 Pengaruh Perbandingan Massa Utama (M_p) dan Massa Roda (M_w)

Dalam simulasi ini perbandingan massa utama M_P dan massa roda M_W divariasikan sehingga didapatkan rasio yang optimal antara kedua massa tersebut ketika roda pendaratan akan dirancang atau dimanufaktur. Setiap ketinggian jatuh memiliki karakteristik rasio yang optimal hal ini terlihat dari grafik pada Gambar 4.27, 4.28 dan 4.29.

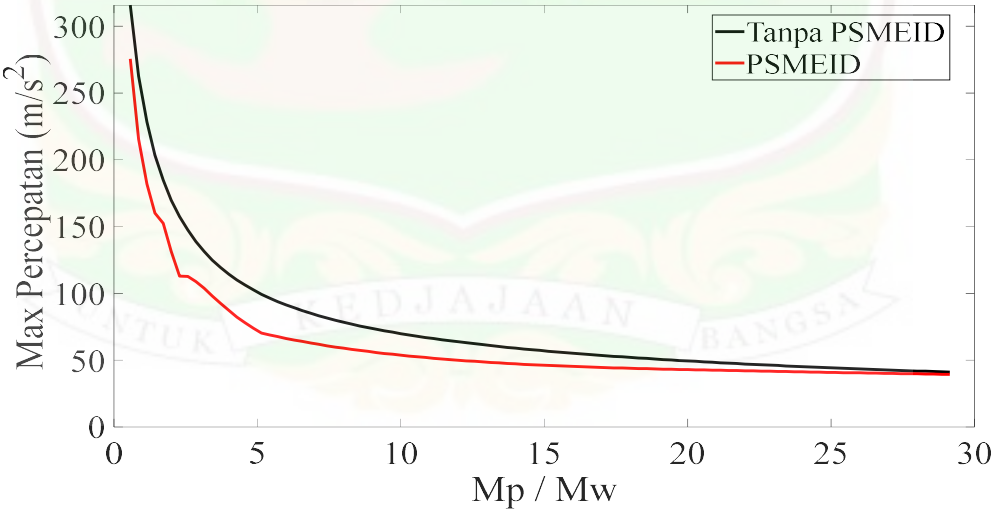
Untuk ketinggian jatuh 0,05 meter, terlihat pada grafik pada Gambar 4.27, bahwa rasio optimal (persentase penuruan amplitudo percepatan terbesar) ada pada

5,71 dengan penurunan amplitudo percepatan hingga 34,35 persen. Pada variasi ini terlihat semakin besar rasio maka semakin tidak ada pengaruh dari PSMEID pada sistem peredam roda pendaratan secara keseluruhan.



Gambar 4.27 Grafik perbandingan ***Mp/Mw*** terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,05 meter.

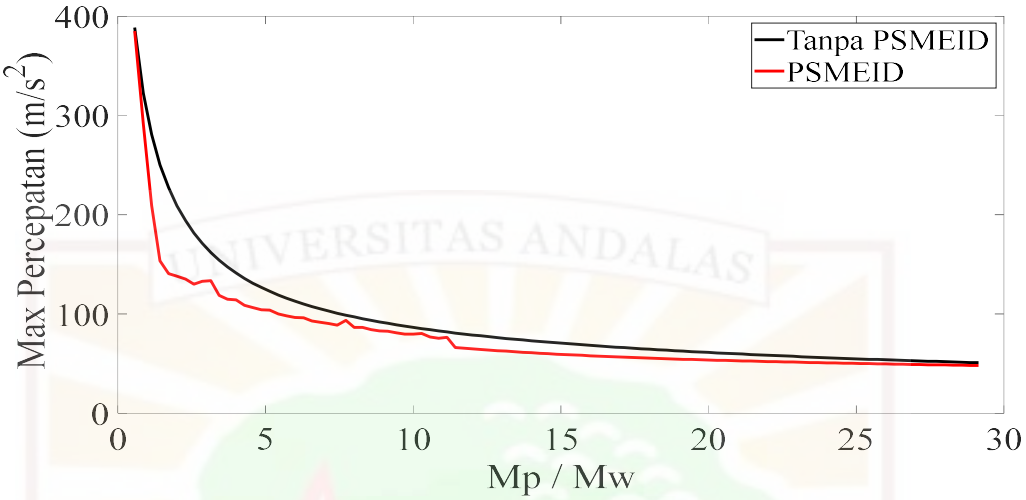
Pada variasi ketinggian jatuh 0,1-meter, terlihat nilai rasio yang optimal ada pada rasio 2,28 dengan penurunan amplitudo percepatan hingga 28,2 persen, hal ini diperlihatkan dengan jelas pada grafik pada Gambar 4.28.



Gambar 4.28 Grafik perbandingan ***Mp/Mw*** terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,1 meter.

Pada ketinggian jatuh 0,15, nilai rasio yang optimal justru terjadi pada nilai yang lebih kecil yaitu 2,0, yaitu penurunan amplitudo percepatan hingga 33,9 persen dan

semakin besar rasio maka semakin kecil pengaruh PSMEID pada peredam roda pendaratan.



Gambar 4. 29 Grafik perbandingan M_p/M_w terhadap amplitudo percepatan massa utama ketika dijatuhkan ketinggian 0,15 meter.

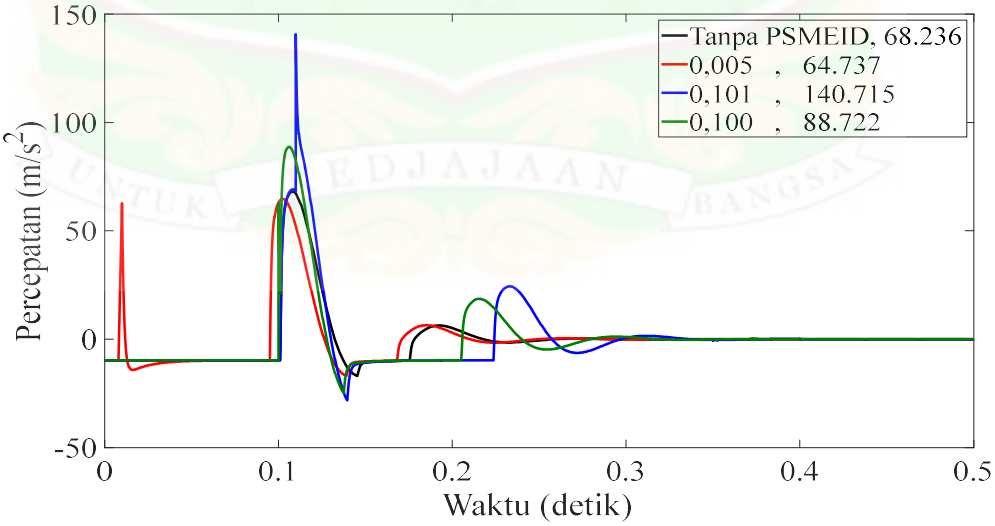
BAB V ANALISIS DAN EKSPERIMENTAL PENERAPAN PSMEID PADA MASSA RODA

5.1 Analisis Simulasi

Ini adalah hasil simulasi dan analisis untuk model 2 di mana PSMEID ditempatkan pada massa roda. Dalam simulasi ini diperlihatkan pengaruh parameter yang berhubungan lansung dengan sistem PSMEID seperti waktu aktif (T_B), kontanta pegas pra-tekan (K_{ps}), Perpindahan (X_{ps}), Massa PSMEID (Mc) dan Jarak awal massa utama dan massa roda (X_0). Analisis juga dilakukan pada parameter utama dari sistem peredam yaitu kontanta pegas massa utama (K_P) konstanta pegas roda (K_W) dan perbandingan rasio massa utama (M_P) dengan mass roda (M_W).

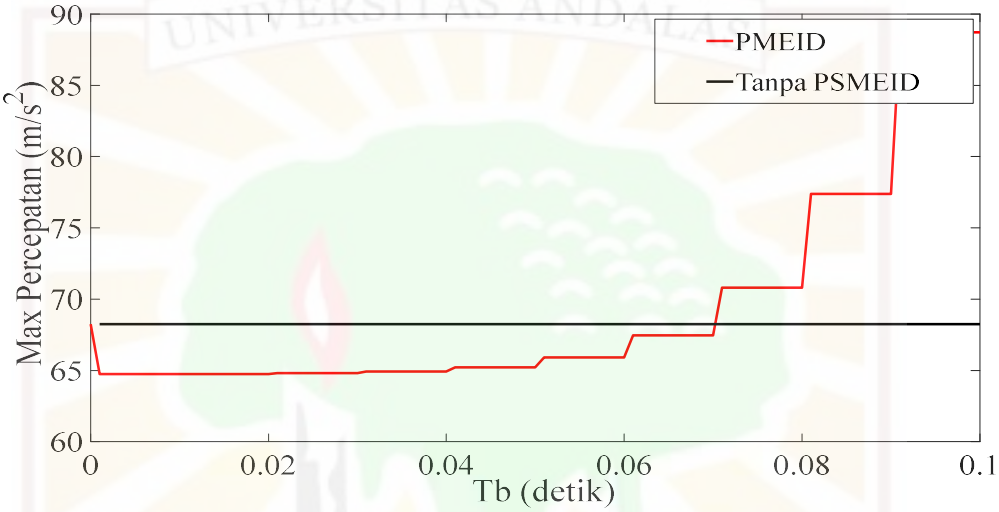
5.1.1 Pengaruh waktu aktif PSMEID (T_B)

Variasi ketinggian jatuh menghasilkan waktu pendaratan yang berbeda yang kemudian disebut sebagai waktu pendaratan (T_L), di mana nilai T_L untuk ketinggian jatuh 0,05, 0,10 dan 0,15 meter berturut-turut adalah 0,101, 0,143 dan 0,175 detik. Grafik simulasi pada Gambar 5.1 menunjukkan amplitudo akselerasi terendah ketika T_B diaktifkan pada 0,005 detik, yaitu 0,96 detik lebih cepat dari pada waktu yang dibutuhkan roda pendaratan (T_B<T_L) untuk mencapai permukaan landasan pacu saat dijatuhkan pada ketinggian 0,05 meter. PSMEID yang diaktifkan sesaat sebelum tabrakan berkontribusi terhadap pengurangan 5,1 persen amplitudo akselerasi massa utama dibandingkan dengan peredam tanpa PSMEID.



Gambar 5.1 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,05 meter

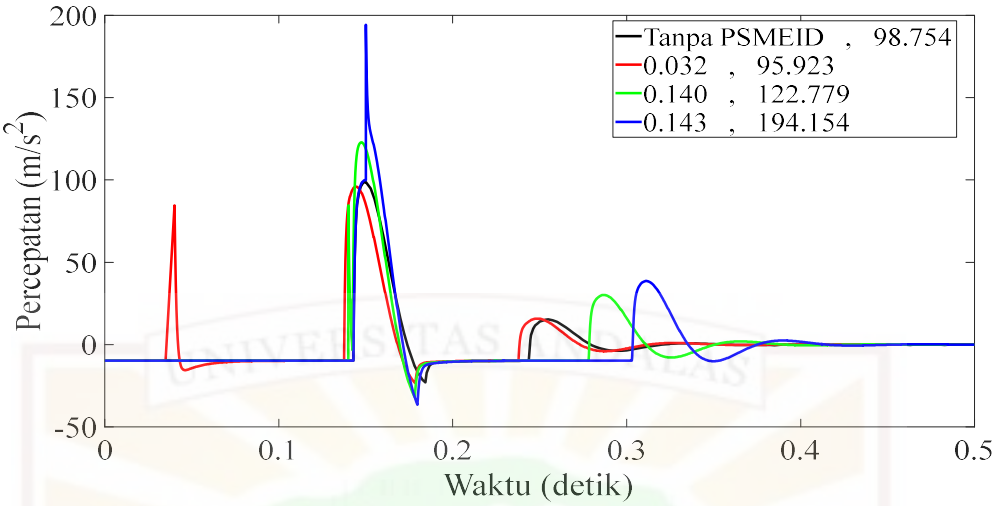
Grafik pada Gambar 5.2 menunjukkan hubungan antara waktu aktif dengan amplitudo percepatan massa utama, di mana ketika PSMEID diaktifkan lebih awal, maka akan menghasilkan menurunkan amplitudo percepatan, dan penurunan amplitudo percepatan terjadi pada 0,005 detik hingga 0,02 detik. PSMEID yang aktif yang diaktifkan bersamaan atau mendekati waktu landing akan menghasil kenaikan amplitudo percepatan yang cukup besar.



Gambar 5.2 Variasi waktu aktif PSMEID dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter

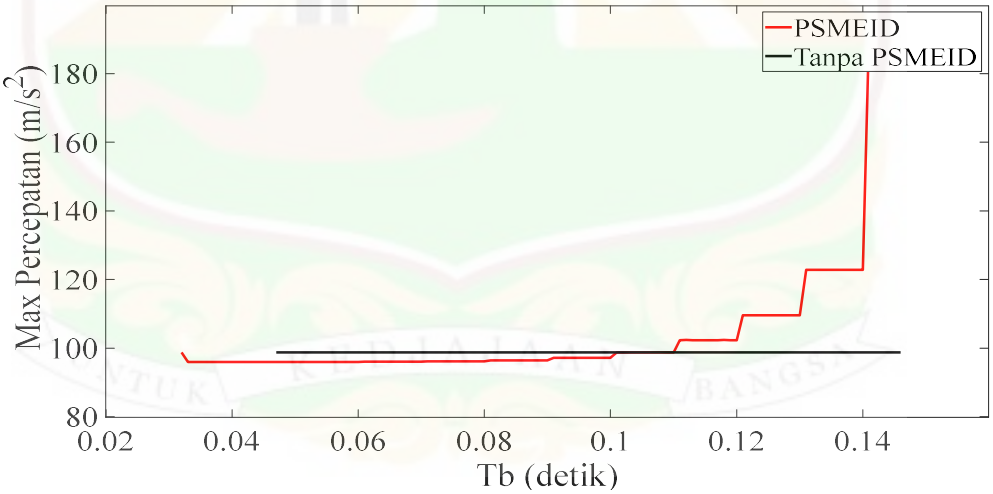
Untuk ketinggian jatuh 0,10-meter, hasil simulasi menunjukkan bahwa PSMEID diaktifkan 0,111 detik lebih awal sebelum roda pendaratan mencapai permukaan landasan pacu pada 0,143 detik (T_b<T_L), yang berkontribusi pada pengurangan amplitudo akselerasi sebesar 3,2 persen seperti yang ditunjukkan oleh garis berwarna merah pada Gambar 5.3.

Variasi waktu aktivasi PSMEID untuk ketinggian jatuh 0,10-meter menunjukkan fenomena yang sama dengan ketinggian jatuh 0,05-meter, di mana PSMEID yang diaktifkan lebih awal menghasilkan penurunan amplitudo yang signifikan dan akan meningkat naik seiring dengan bertambahnya waktu aktif yang mendekati waktu yang dibutuhkan oleh roda pendaratan untuk sampai ke permukaan landasan. Grafik secara detail ditunjukkan pada Gambar 5.4.



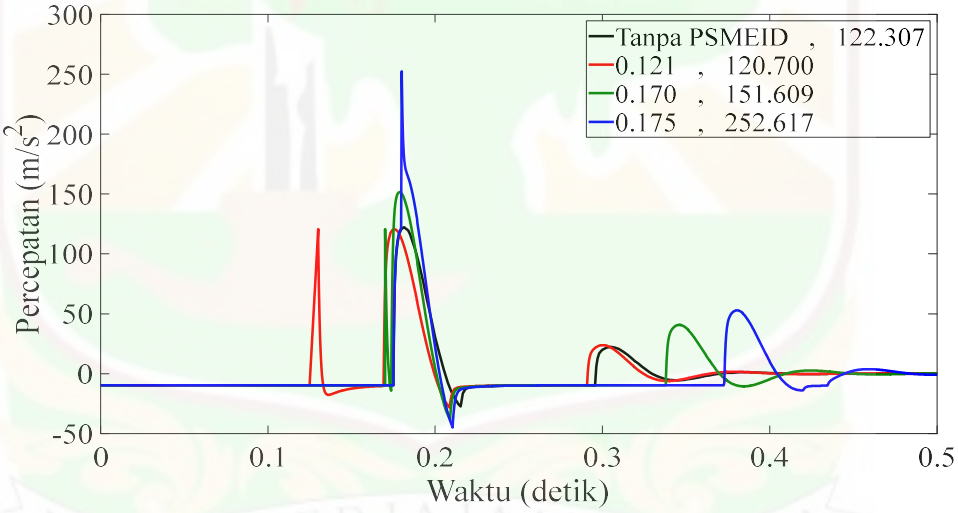
Gambar 5.3 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,10 meter

Untuk nilai T_b yang lebih bervariasi dengan ketinggian jatuh 0,1-meter seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 5.4, memperlihatkan pola yang sama dengan ketinggian jatuh 0,05-meter.

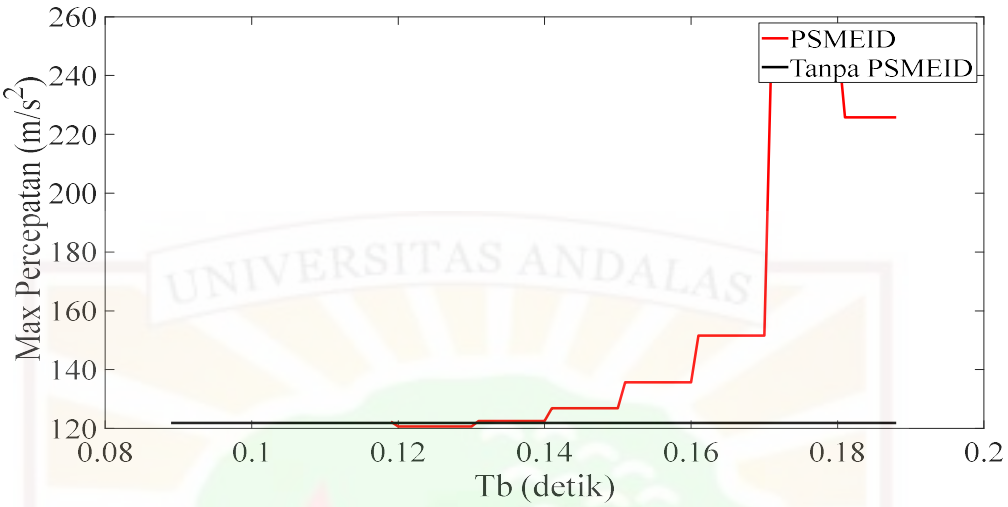


Gambar 5.4 Variasi waktu aktif PSMEID dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

Untuk ketinggian jatuh 0,15-meter, waktu terbaik yang dapat mengurangi amplitudo percepatan massa utama adalah ketika PSMEID diaktifkan pada 0,121 detik, yang mana lebih lambat 0,054 detik daripada saat roda menyentuh permukaan landasan pada 0,175 detik ($T_b > T_L$) seperti yang ditunjukkan pada grafik di Gambar 5.5. Simulasi jatuhnya roda pendaratan pada ketinggian 0,15 meter menunjukkan penurunan amplitudo percepatan tidak terlalu signifikan dari dua variasi ketinggian sebelumnya, yakni hanya sebesar 1,3 persen, hal ini akibat dari semakin tinggi jarak jatuh maka energi yang dihasil semakin besar, sedangkan PSMEID tetap memiliki besaran momentum yang sama. Fenomena yang sama juga terjadi pada ketinggian jatuh 0,15-meter ini, di mana PSMEID yang diaktifkan mendekati waktu pendaratan mengakibat kenaikan amplitudo percepatan seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 5.6.



Gambar 5.5 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,15-meter



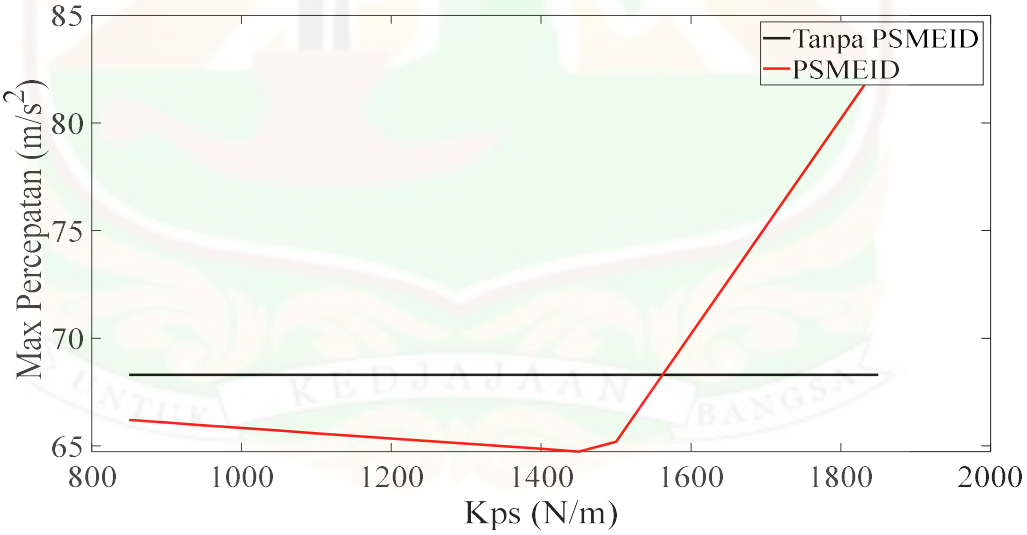
Gambar 5.6 Variasi waktu aktif PSMEID dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

Dari hasil simulasi pengaruh waktu aktif PSMEID dengan variasi ketinggian, pengaktifan PSMEID sesaat lebih awal untuk ketinggian 0,05 dan 0,10 memberikan kontribusi terhadap penurunan amplitudo percepatan massa utama, meskipun tidak sebesar penelitian sebelumnya [9], karena massa PSMEID (M_c) memberikan momentum terhadap massa roda pendaratan (M_w).

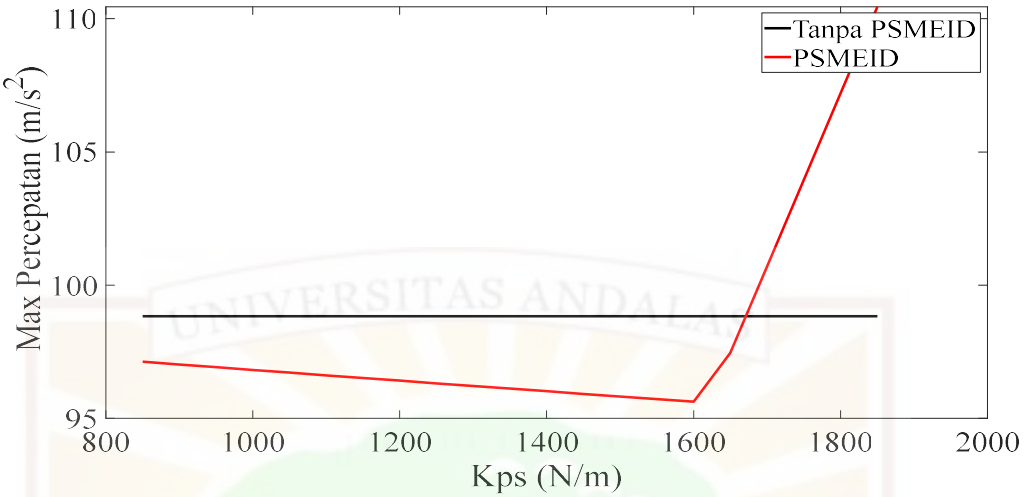
5.1.2 Pengaruh Konstanta Pegas PSMEID (K_{ps}), Perpindahan (X_{ps}) dan Massa PSMEID (M_c)

Ketiga variabel ini dianggap sangat mempengaruhi kinerja peredam pada roda pendaratan pesawat nirawak. Dengan memvariasikan tinggi jatuh sebesar 0,05, 0,10, dan 0,15 m, maka waktu aktif PSMEID yang digunakan adalah waktu sesaat sebelum terjadi tumbukan terbaik yang didapatkan dari variasi simulasi sebelumnya (T_b), dan waktu aktif tersebut bertepatan dengan saat roda pendaratan menyentuh landasan.

Dalam simulasi ini, grafik pada Gambar 5.7 dan 5.8 menunjukkan bahwa semakin besar nilai K_{ps}, semakin tinggi amplitudo akselerasi untuk aktivasi PSMEID berkurang tepat sebelum tumbukan roda pendaratan dengan landasan pacu ($T_b<T_L$). Konstanta pegas PSMEID K_{ps} berkontribusi pada reduksi optimal ketika K_{ps} adalah 1450 N/m untuk ketinggian jatuh 0,05 meter, sedangkan untuk ketinggian jatuh 0,1 adalah 1600 N/m. Sementara itu, K_{ps} yang bernilai lebih dari 1450 dan 1600 N/m untuk masing-masing variasi ketinggian berpotensi akan berkontribusi menaikkan amplitudo percepatan.

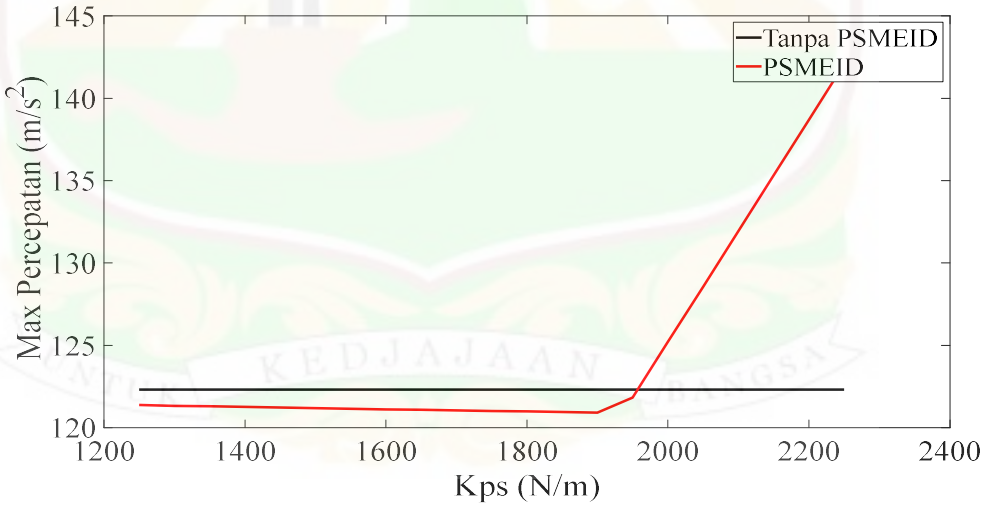


Gambar 5.7 Variasi K_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 5.8 Variasi K_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

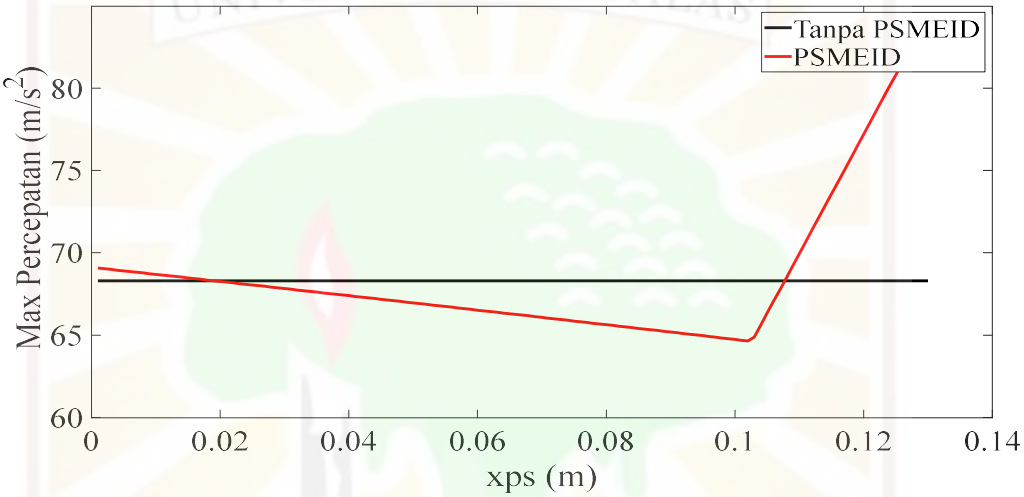
Simulasi ketinggian jatuh 0,15 meter menunjukkan bahwa amplitudo akselerasi terendah terjadi ketika nilai K_{ps} sebesar 1900 N/m ketika PSMEID dilepaskan pada waktu sebelum roda pendaratan menyentuh landasan pacu ($T_b<T_L$), seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.9.



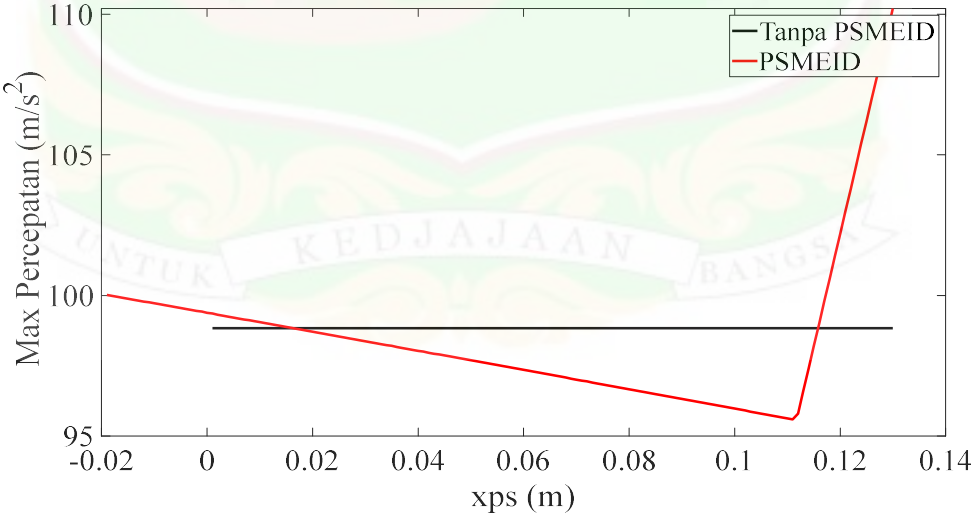
Gambar 5.9 Variasi K_{PS} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

K_{ps} dan X_{ps} adalah dua variabel yang mempengaruhi energi potensial pegas. X_{ps} adalah defleksi pada pegas PSMEID untuk menghasilkan energi potensial. Ketika nilai X_{ps} semakin besar, maka energi yang ditransfer ke massa roda dengan arah

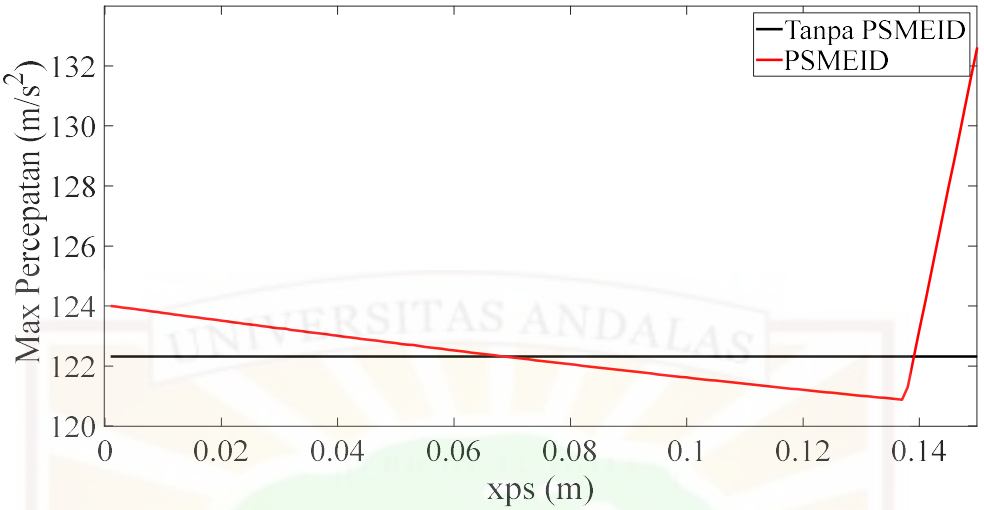
yang berlawanan juga semakin besar. Pada simulasi ini, dapat dilihat pada grafik Gambar 5.10 dan 5.11 bahwa X_{PS} yang optimal untuk ketinggian 0,05 dan 0,10 meter berada pada jarak X_{PS} sebesar 0,101 dan 0,13 meter. Sementara itu, untuk ketinggian jatuh 0,15 meter, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.12, penurunan amplitudo percepatan terbaik terjadi nilai X_{PS} adalah 0,137 meter. Pada simulasi ini dapat disimpulkan bahwa X_{PS} dengan rentang 0,101 - 0,137 meter merupakan pilihan yang rasional untuk menyesuaikan dengan parameter lainnya.



Gambar 5.10 Variasi X_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter

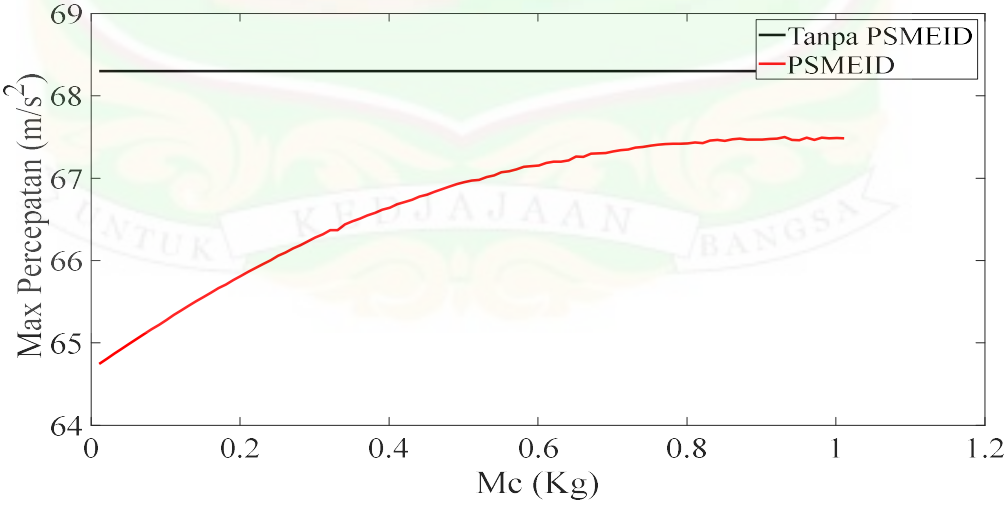


Gambar 5.11 Variasi X_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

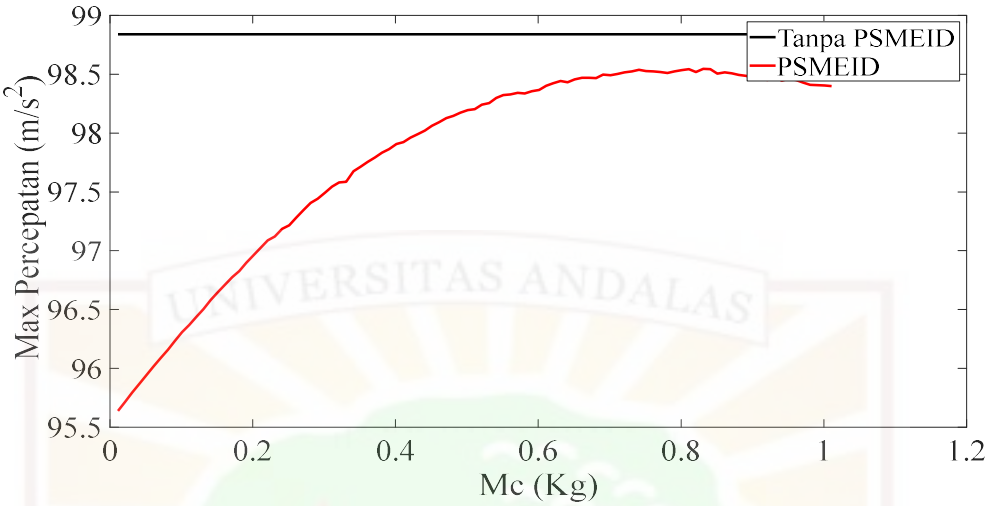


Gambar 5.12 Variasi X_{PS} dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

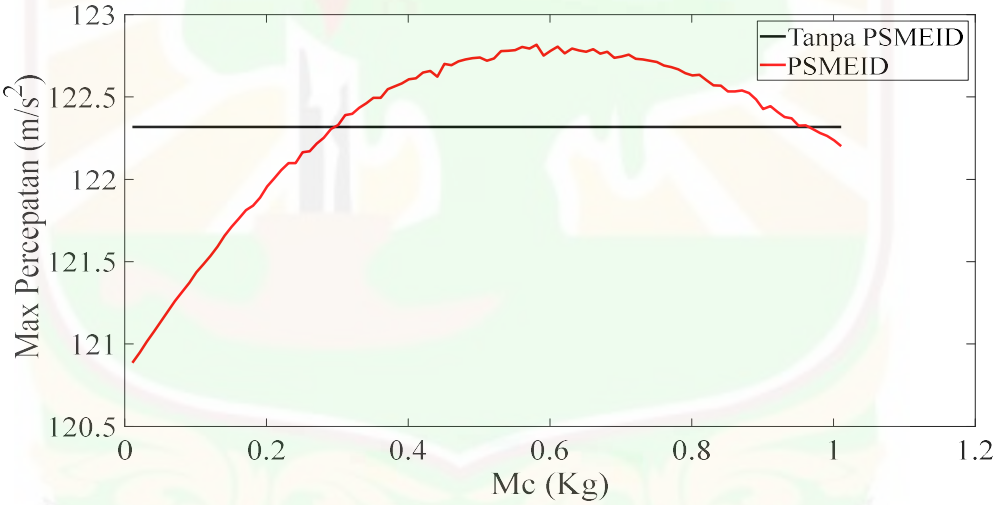
Massa PSMEID (M_c) dipertimbangkan dalam mereduksi getaran karena pada saat terjadi getaran kejut akibat roda pendaratan menyentuh tanah, massa PSMEID akan memberikan momentum pada roda pendaratan akibat gaya dorong yang diperoleh dari pegas pra-tekan. Simulasi ini menunjukkan bahwa semakin kecil massa PSMEID yang digunakan, maka penurunan amplitudo semakin signifikan, hal ini terjadi pada setiap variasi ketinggian dan waktu aktif PSMEID yang telah diatur sebelumnya, seperti yang terlihat pada Gambar 5.13, 5.14, dan 5.15.



Gambar 5.13 Variasi massa PSMEID (Mc) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 5.14 Variasi massa PSMEID (Mc) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

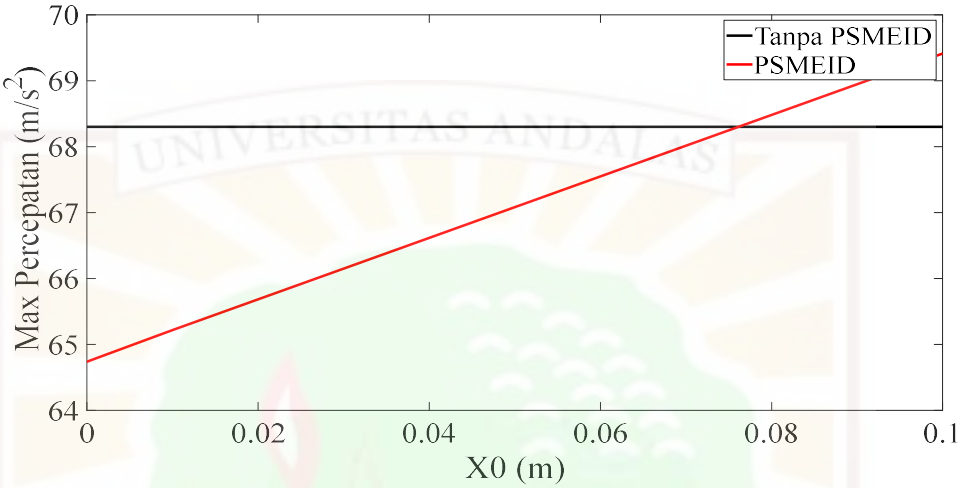


Gambar 5.15 Variasi massa PSMEID (Mc) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

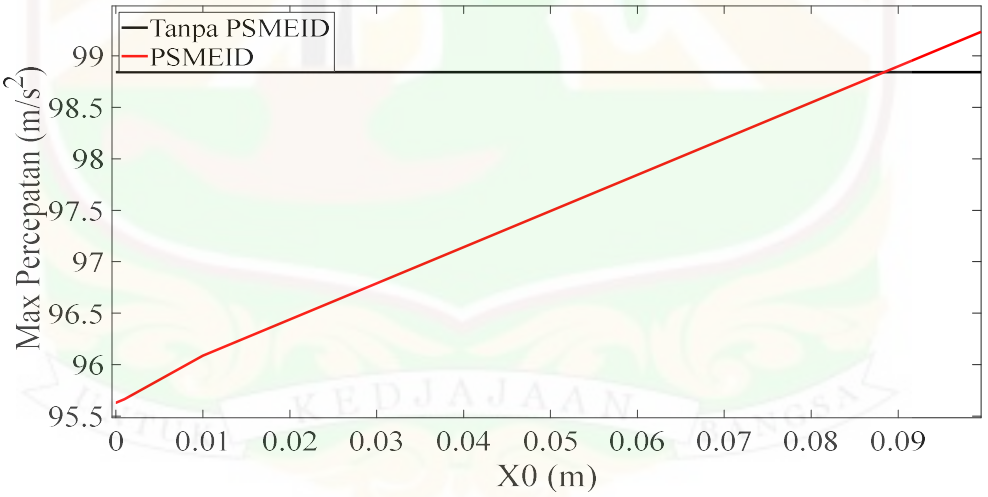
5.1.3 Pengaruh Jarak Massa PSMEID terhadap Massa Roda Sebelum Pegas Pra-tekan Dikompresi (X_0)

X_0 adalah gap awal atau posisi kesetimbangan sebelum pegas PSMEID ditekan sejauh X_{ps}. Dengan kata lain, X_0 adalah jarak antara massa roda (M_w) dengan massa PSMEID (M_c). Jarak ini dianggap mempengaruhi lama kontak antara massa PSMEID dan massa roda selama proses pendaratan. Grafik pada Gambar 5.16, 5.17, dan 5.18 menunjukkan bahwa semakin kecil nilai X_0 maka amplitudo

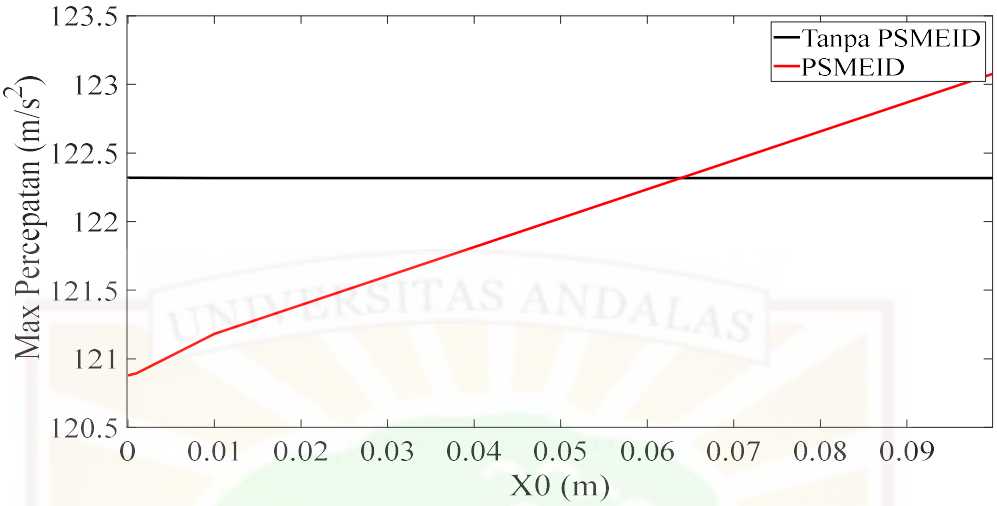
percepatan semakin kecil dibandingkan dengan peredam tanpa PSMEID. Pada kasus ini, disarankan nilai X_0 sebesar 0,00001 meter, atau massa roda (M_w) hampir menempel pada massa PSMEID.



Gambar 5.16 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 5.17 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

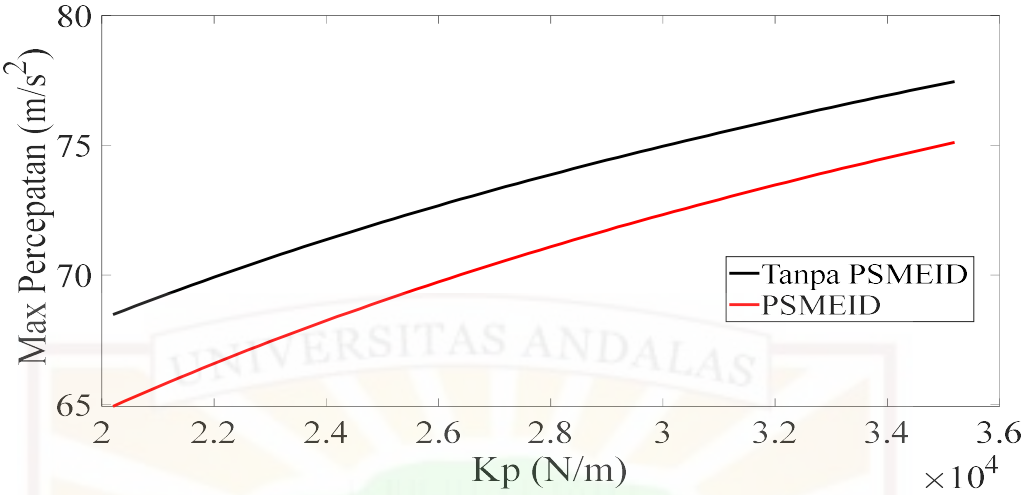


Gambar 5.18 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

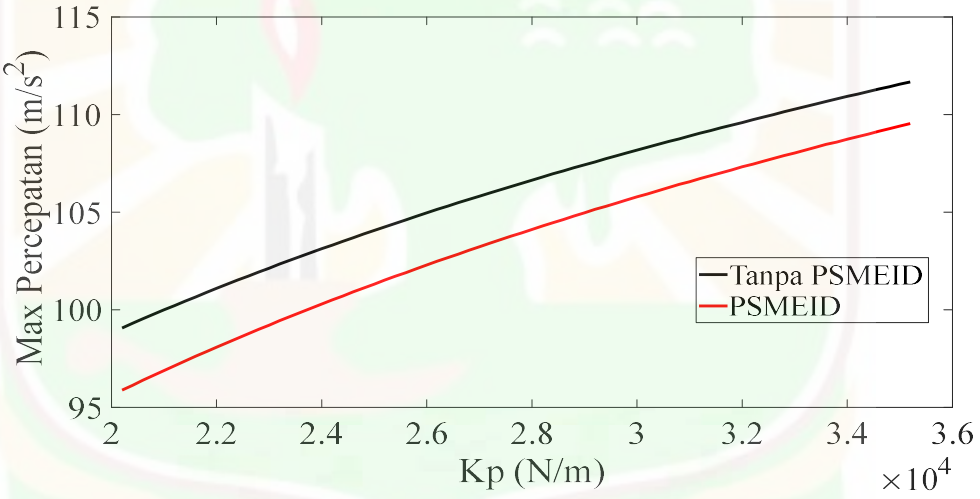
5.1.4 Pengaruh Konstanta Pegas Massa Utama K_p

Konstanta pegas massa utama (K_p) secara umum mempengaruhi kinerja peredam, bahkan jika peredam tidak dilengkapi dengan mekanisme PSMEID. Pada simulasi ini, kita akan melihat nilai K_p yang optimal memberikan persentase pengurangan amplitudo percepatan yang sama untuk setiap nilai K_p pada dua kondisi, yaitu Tanpa PSMEID dan PSMEID diaktifkan sebelum tumbukan (T_b<T_L). Nilai K_p yang disimulasikan dimulai dari 20000 N/m sampai dengan 35200 N/m.

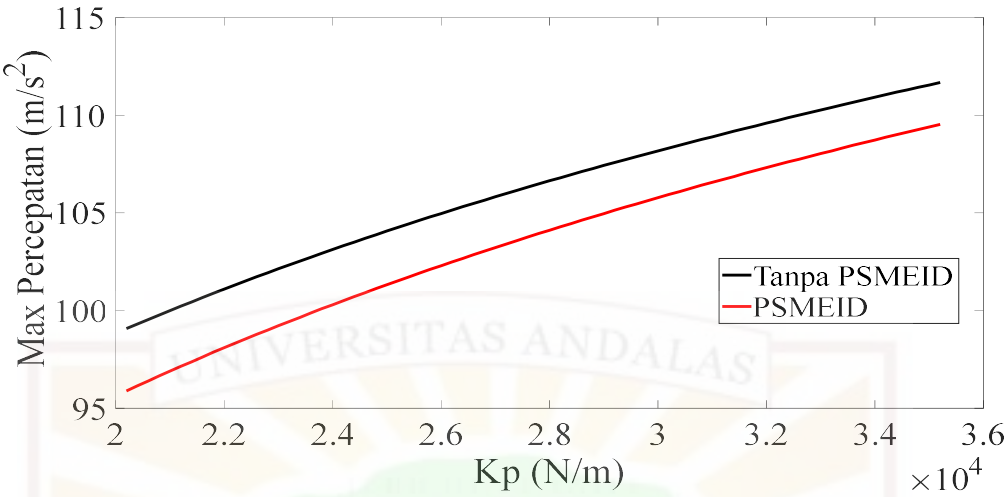
Untuk ketinggian jatuh simulasi 0,05, 0,10 dan 0,15 meter, seperti yang ditunjukkan grafik pada Gambar 5.19, 5.20 dan 5.21, semakin besar nilai K_p maka semakin kecil persentase penurunan amplitudo percepatan untuk PSMEID yang diaktifkan sesaat sebelum tumbukan (T_b<T_L).



Gambar 5.19 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



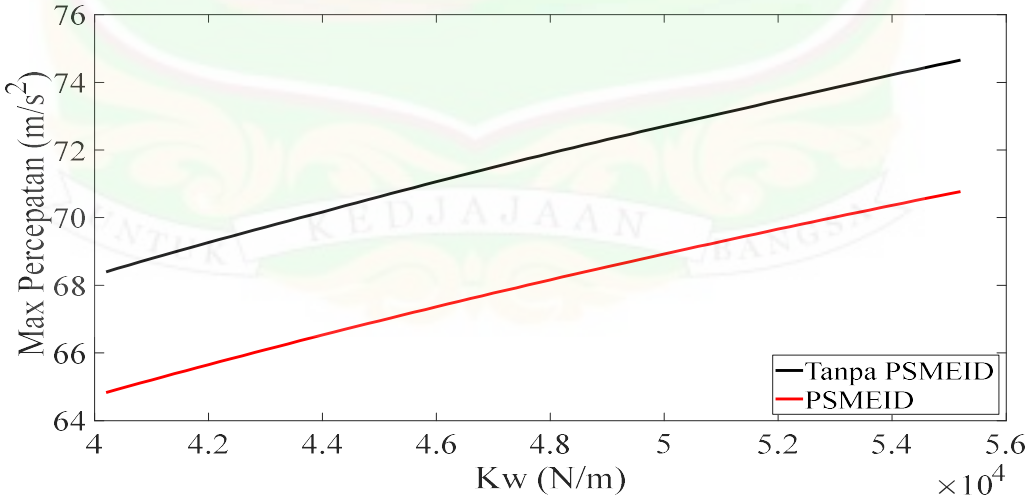
Gambar 5.20 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter



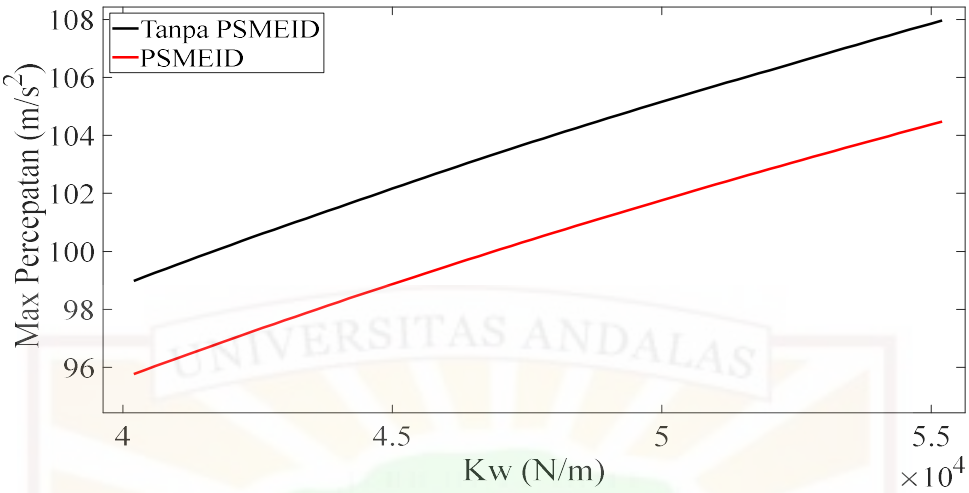
Gambar 5.21 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

5.1.5 Pengaruh Konstanta Pegas Roda Pendaratan K_W

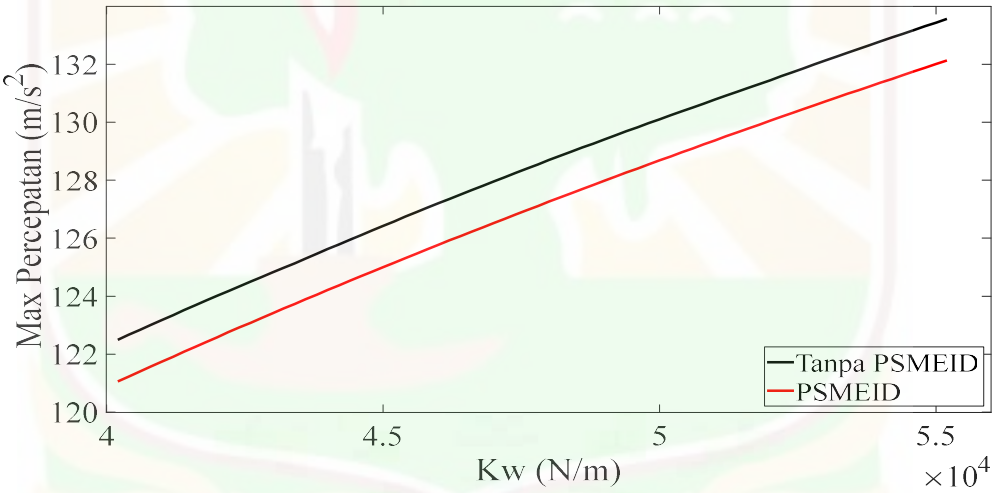
Simulasi ini adalah melakukan variasi pada konstanta roda dari 40000 N/m sampai dengan 56000 N/m. Untuk variasi ketinggian 0,5, 0,1 dan 0,15-meter yang dipresentasikan oleh grafik pada Gambar 5.22, 5.23 dan 5.25 secara berurutan, bahwa semakin besar nilai konstanta pegas roda maka penurunan amplitudo percepatan massa utama semakin besar meskipun tidak terlalu signifikan. Dari simulasi ini dapat ditentukan nilai K_W yang paling optimal dan rasional ketika model ini dimanufaktur.



Gambar 5.22 Variasi K_W dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 5.23 Variasi K_W dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

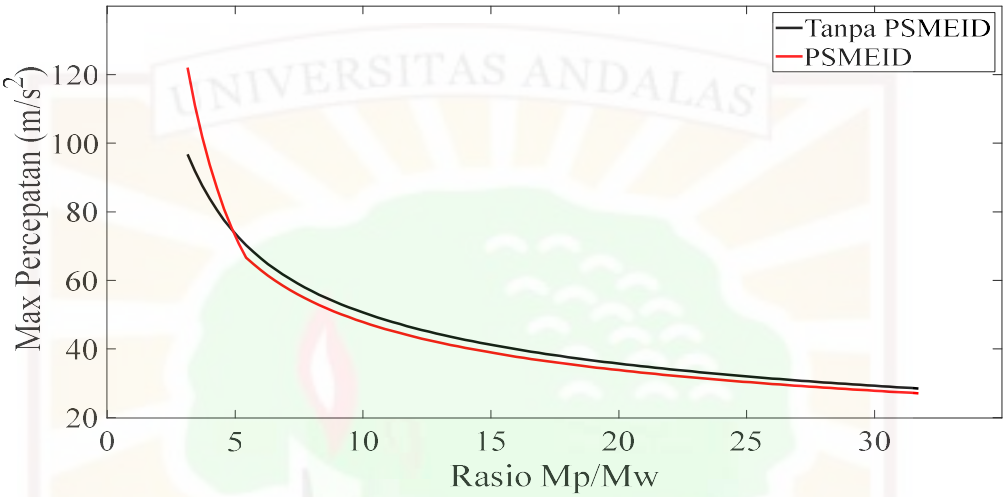


Gambar 5.24 Variasi K_w dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

5.1.6 Pengaruh Rasio Perbandingan Massa Utama M_P dengan Massa Roda M_w

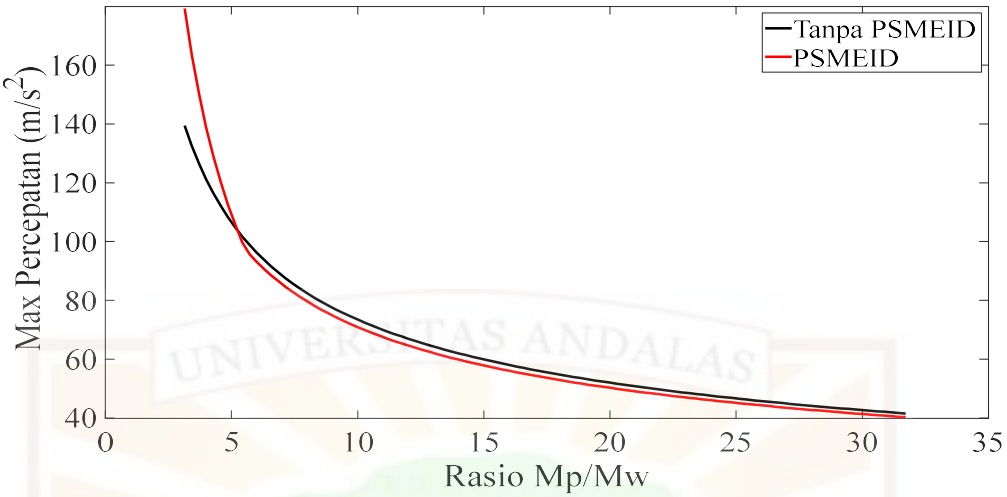
Perbandingan massa utama (M_p) dengan massa roda (M_w) merupakan salah satu variabel yang mempengaruhi performa PSMEID dengan pra-tinjau. Hal ini dikarenakan massa memegang peranan penting dalam proses perubahan energi yang terjadi ketika terjadi getaran kejut. Simulasi ini menunjukkan bahwa rasio tertentu **(M_p/M_w)** menghasilkan penurunan amplitudo percepatan yang optimal.

Untuk ketinggian jatuh 0,05, perbandingan (M_p/M_w) pada nilai 11,1 adalah yang terbaik karena mampu menghasilkan penurunan percepatan sebesar 5,52 persen untuk PSMEID yang diaktifkan pada 0,005 detik ($T_b<T_L$) setelah landing gear mulai turun dibandingkan dengan peredam tanpa PSMEID, seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 5.25.



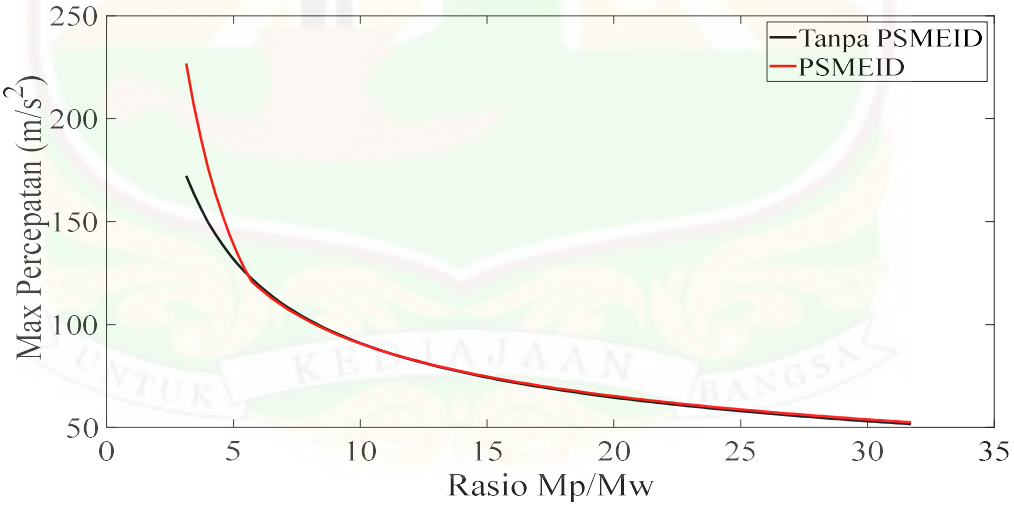
Gambar 5.25 Variasi (M_p/M_w) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter

Untuk ketinggian jatuh 0,10 meter, perbandingan (M_p/M_w) terbaik adalah 12,28, di mana terjadi penurunan amplitudo percepatan sebesar 3,47 persen untuk nilai Tb 0,140 detik, sedangkan saat TB 0,143 detik perbandingan terbaik adalah saat 10,2 seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.26.



Gambar 5.26 Variasi (M_p/M_w) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

Persentase penurunan amplitudo percepatan tertinggi terjadi pada rasio (M_p/M_w) yang optimal adalah 5,7 dengan persentase penurunan sebesar 1,3 persen, seperti yang ditunjukkan pada grafik pada Gambar 5.27, di mana ketinggian jatuh yang disimulasikan adalah 0,15 meter.

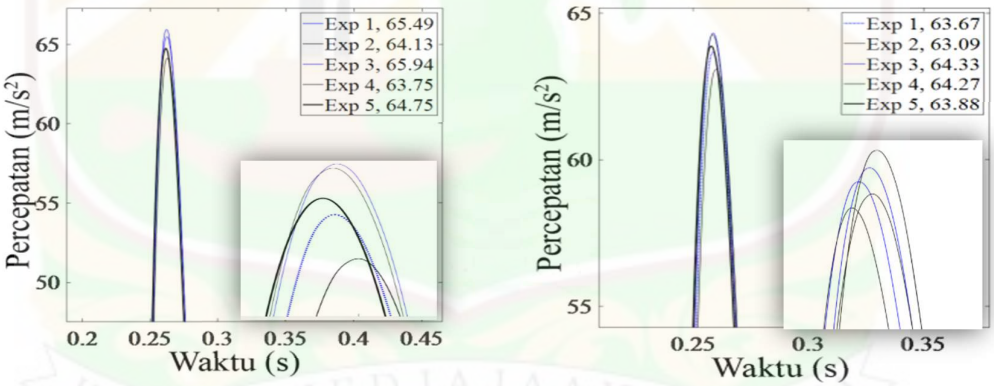


Gambar 5.27 variasi (M_p/M_w) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

5.2 Hasil Ekperimen

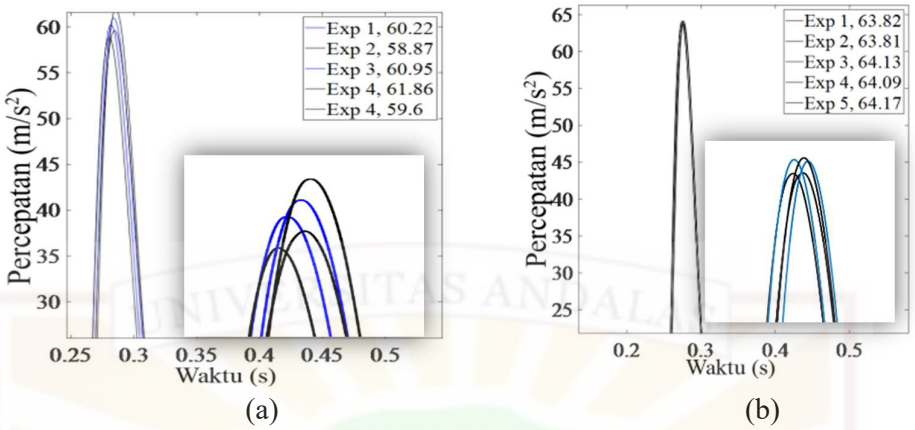
Percobaan dilakukan dengan menjatuhkan roda pendaratan pesawat nirawak dengan PSMEID dengan tiga variasi ketinggian, yaitu 0,05, 0,10, dan 0,15 meter. Untuk setiap variasi ketinggian, PSMEID akan aktif setelah 0,025, 0,050, dan 0,065 detik setelah sensor optik mendeteksi ujung roda pendaratan.

Grafik yang ditunjukkan pada Gambar 5.28(a) menunjukkan lima uji coba tanpa PSMEID yang diaktifkan ketika roda pendaratan dijatuhkan dari ketinggian 0,05 meter. Amplitudo akselerasi rata-rata adalah 63,848 m/s^2. Sementara PSMEID diaktifkan 0,025 detik setelah sensor mendeteksi ujung roda pendaratan, amplitudo akselerasi rata-rata adalah 64,812 m/s^2, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.28(b), dan untuk 0,050 detik, amplitudo akselerasi rata-rata adalah 60,3 m/s^2. Terakhir untuk 0,065 detik adalah 64,04 m/s^2, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.29(a) dan 5.32(b). PSMEID yang diaktifkan pada 0,050 detik dapat mengurangi amplitudo percepatan sebesar 5.55 persen, seperti yang ditunjukkan pada grafik di Gambar 4.33.

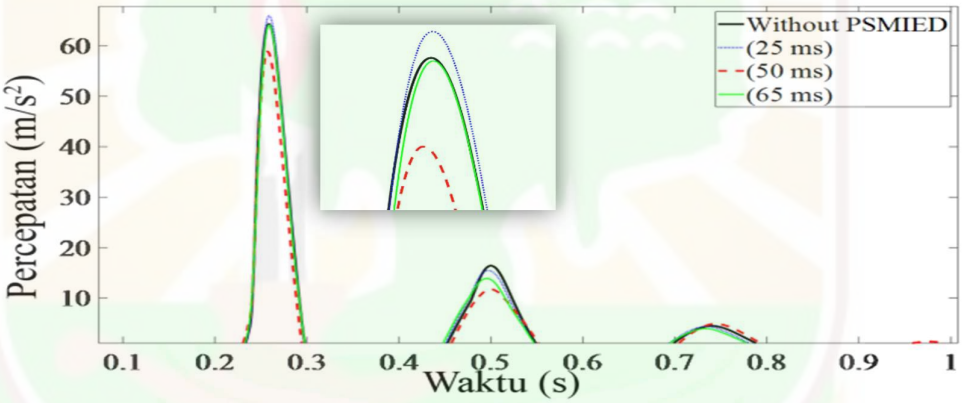


(a) (b)

Gambar 5.28 Tanpa PSMEID (a) dan PSMEID Aktif pada 25 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,05 meter

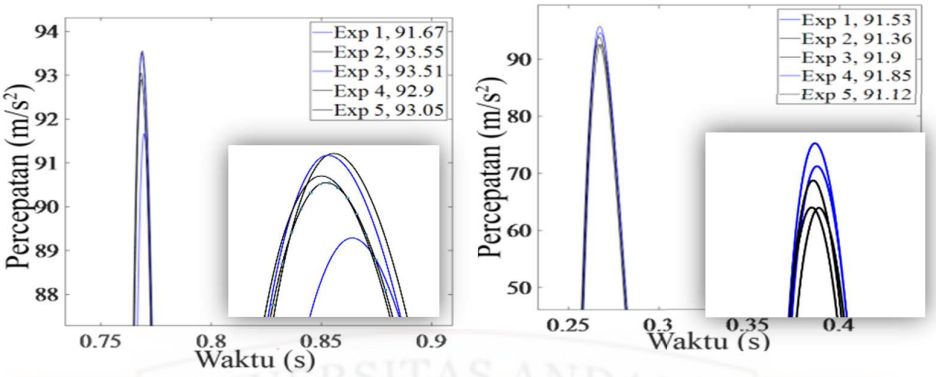


Gambar 5.29 PSMEID aktif pada 50 ms (a) dan PSMEID Aktif pada 65 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,05 meter



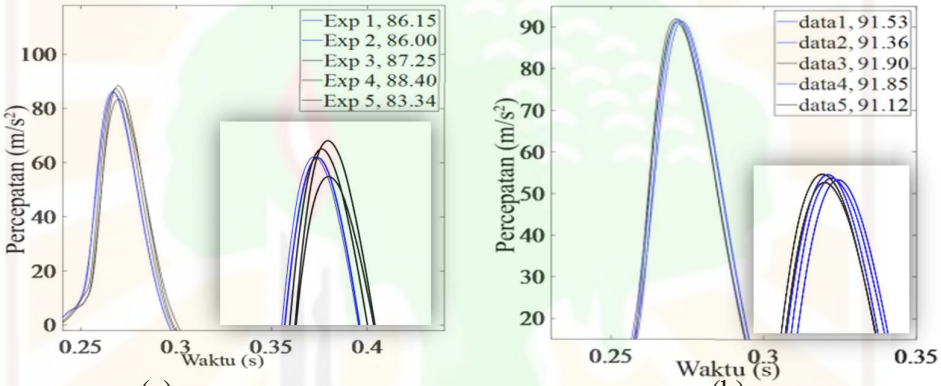
Gambar 5.30 Variasi PSMEID yang diaktifkan dengan Tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,05 meter

Ketika roda pendaratan dijatuhkan pada ketinggian 0,10 meter dari permukaan landasan, amplitudo akselerasi tanpa PSMEID adalah 92,936 m/s^2 seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.31(a), dan secara berurutan, amplitudo akselerasi rata-rata massa utama ketika PSMEID diaktifkan pada 0,025, 0,050, dan 0,065 detik adalah 93,88 m/s^2, 86,228 m/s^2, dan 91,552 m/s^2 seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 5.31(b), 5.32(a) dan 5.32(b) . PSMEID diaktifkan pada 0,050 detik setelah sensor mendeteksi roda pendaratan pada lintasan untuk ketinggian berkontribusi pada pengurangan amplitudo akselerasi sebesar 7,21 persen dari dibandingkan peredam tanpa PSMEID seperti grafik Gambar 5.33.



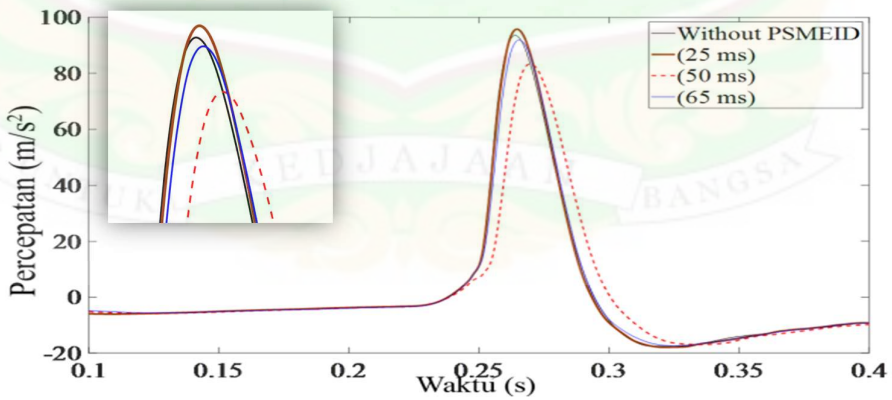
(a) (b)

Gambar 5.31 Tanpa PSMEID (a) dan PSMEID Aktif pada 25 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,1 meter



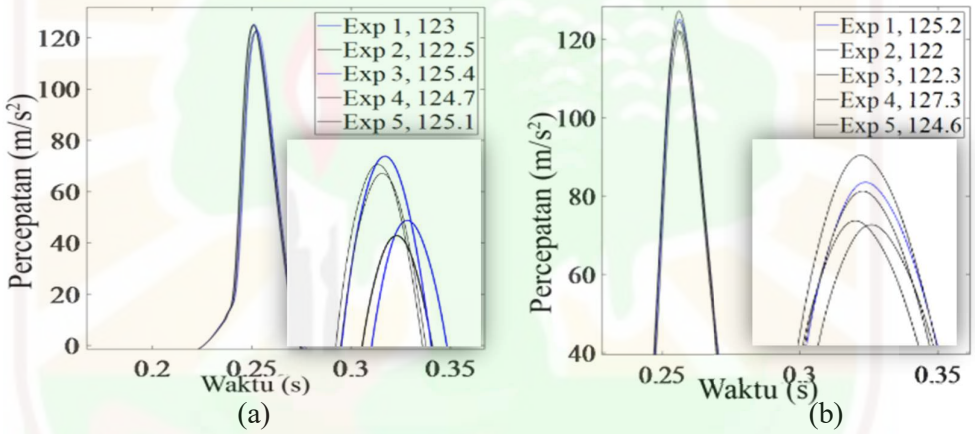
(a) (b)

Gambar 5.32 PSMEID aktif pada 50 ms (a) dan PSMEID Aktif pada 65 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,1 meter

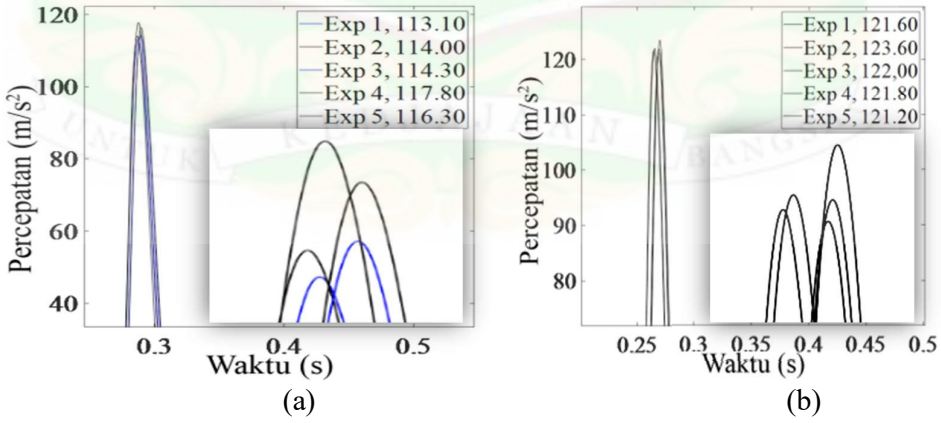


Gambar 5.33 Variasi PSMEID yang diaktifkan dengan Tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,1 meter

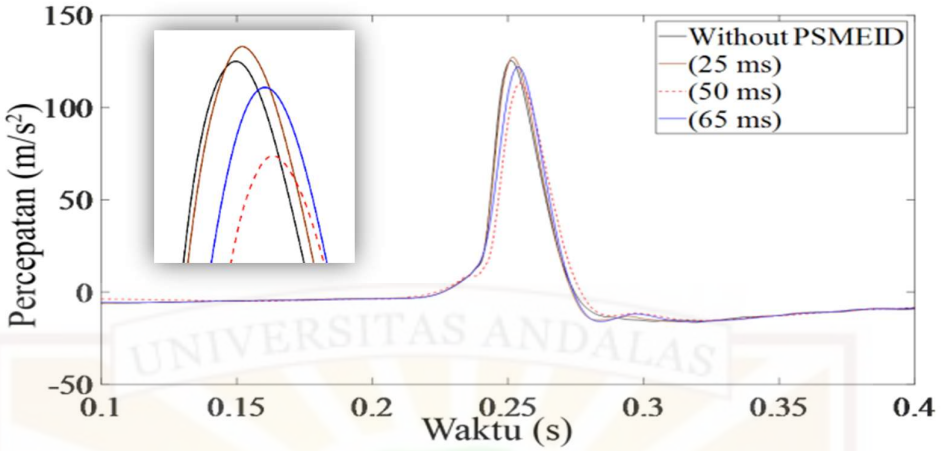
Untuk percobaan roda pendaratan dijatuhkan dari ketinggian 0,15-meter, rata-rata amplitudo percepatan untuk kelima percobaan tanpa PSEMID adalah 124,14 m/s^2 seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 5.34(a), sedangkan pada PSMEID yang diaktifkan 0,025, 0,050, dan 0,065 detik setelah sensor mendeteksi ujung roda pendaratan saat melewati lintasan jatuh diperoleh hasil pengukuran amplitudo percepatan secara berurutan adalah 124. 28 m/s^2, 115.1 m/s^2 dan 122.04 m/s^2, detail grafik diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 5.34(b),5.35(a) dan 5.35(b). Dalam hal ini, PSMEID yang diaktifkan pada waktu 0,050 detik dapat mereduksi 7,28 persen amplitudo percepatan dibandingkan dengan tanpa PSMEID seperti yang terlihat pada Gambar 5.36.



Gambar 5. 34 Tanpa PSMEID (a) dan PSMEID Aktif pada 25 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,1 meter



Gambar 5.35 PSMEID aktif pada 50 ms (a) dan PSMEID Aktif pada 65 ms (b) untuk ketinggian jatuh 0,1 meter



Gambar 5.36 Variasi PSMEID yang diaktifkan dengan Tanpa PSMEID pada ketinggian jatuh 0,15 meter

5.3 Analisa perbandingan Hasil Simulasi dan Ekperimen

Dari hasil simulasi dan ekperimen terlihat konsistensi pengaruh PSMEID dengan pra-tinjau terhadap kinerja peredam secara keseluruhan terutama untuk ketinggian jatuh 0,05 meter. Meskipun proses simulasi dan ekperimen dilakukan dengan metoda yang berbeda tetapi memiliki prinsip kinerja yang sama yaitu memprediksi waktu mengaktifkan PSMEID. Pada simulasi waktu aktif dihitung sejak roda pendaratan dilepaskan dengan kecepatan awal (V_0 = 0 m/s) pada ketinggian yang sudah ditentukan yaitu 0,05, 0,1 dan 0,15 meter, sedangkan pada ekperimen waktu aktif PSMEID ditentukan dari jarak yang sama yaitu 0,04-meter karena posisi sensor untuk mendeteksi ujung roda pendaratan ada pada ketinggian tersebut, maka dari perbedaan proses tersebut waktu aktif PSMEID yang didapat akan berbeda.

Dalam simulasi semuanya parameter dianggap ideal, sebagai contoh adalah ketika waktu PSMEID aktif, maka seketika itu juga PSMEID akan dilepaskan dan itu terlihat dari grafik sinyal percepatan yang terjadi seperti sebuah sinyal impuls yang tepat muncul pada waktu yang ditentukan. Sedangkan pada ekperimen ada proses konversi data dari sensor ke data digital, kemudian data digital akan diperiksa oleh mikrokontroller memalui baris program yang juga memakan waktu, yang pada akhir ketika perintah untuk memberikan data digital dikeluar melalui *digital port* pada pengendali akan diterima *relay* untuk menarik penahan tongkat yang terhubung ke massa PSMEID. Perbandingan proses ini tentu sangat berbeda

antara simulasi dan ekperimen sehingga kemungkinan terjadi kesalahan pada ekperimen sangat besar karena waktu yang digunakan dalam orde milidetik.

Pada ekperimen beberapa harus diabaikan karena seperti gaya gesek yang terjadi antara roda pendaratan dengan rel yang digunakan sebagai penyangga roda pendaratan meluncur seperti Gerak jatuh bebas. Gaya gesek ini tentu sangat mempengaruhi pada sistem redaman. Sedangkan pada simulasi penambahan gaya gesek tentu tidak mungkin dilakukan karena besaran tidak dapat ditentukan.

Beberapa parameter lain tidak dapat diujikan pada ekperimen ini seperti variasi massa PSMEID (M_c) dikarena massa sudah terhubung lansuang dengan pegas yang digunakan dan jarak setimbang antara massa PSMEID dengan massa roda (X_0) dikarena pegas PSMEID dan jarak ruang penempatan massa PSMEID adalah tetap, sedangkan massa PSMEID dan pegas terhubung lansung pada massa utama.

BAB VI ANALISIS SIMULASI UNTUK MASSA PSMEID PADA MASSA UTAMA (SPRUNG MASS) DAN MASS RODA (UNSPRUNG MASS)

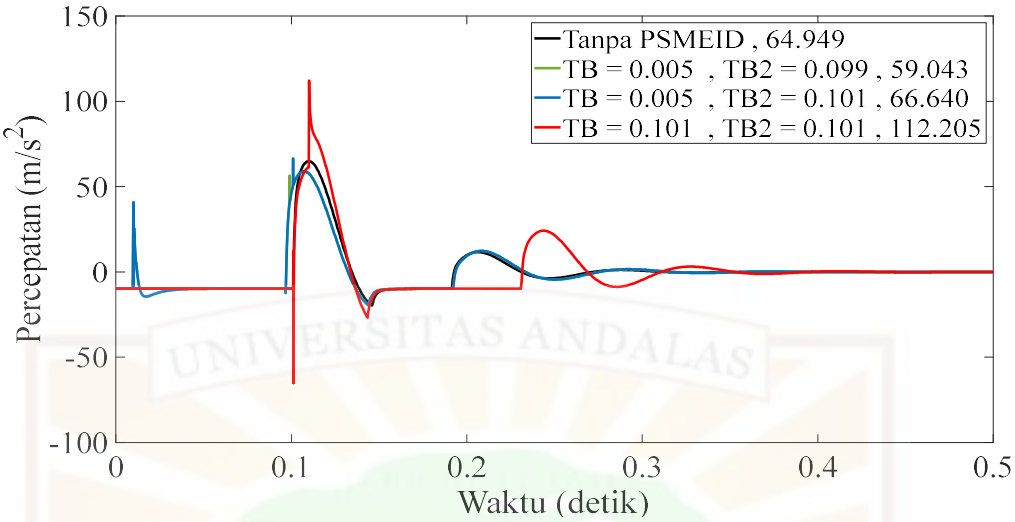
6.1 Pengaruh Waktu Aktif T_B dan T_{B2}

Simulasi ini menunjukkan pengaruh waktu aktif dari PSMEID yang terletak pada massa utama (T_{B2}) dan PSMEID yang terletak pada massa roda (T_B) dan bagaimana hubungan kedua variabel tersebut (T_B-T_{B2}) terhadap kinerja dari peredam roda pendaratan, khususnya terhadap amplitudo percepatan getaran pada massa utama yang dihasilkan dari proses pendaratan, dengan menggunakan tiga macam variasi ketinggian jatuhnya roda pendaratan yaitu 0,05, 0,10, dan 0,15 meter. Variasi ketinggian ini tentu menghasilkan waktu pendaratan yang berbeda T_L.

6.1.1 Ketinggian jatuh 0,05 meter

Pada kondisi ini, simulasi dilakukan dengan menjatuhkan roda pendaratan dari jarak 0,05-meter dari permukaan landasan. Sehingga, dapat ditentukan waktu pendaratan (T_L) adalah 0,101 detik. Dari Gambar 6.1, dapat dilihat bahwa amplitudo percepatan terendah terjadi pada saat waktu T_{B2} sebesar 0,099 dan T_B sebesar 0,005 detik. Hal ini yang berarti PSMEID yang terletak pada massa roda (*unsprung*) diaktifkan lebih cepat dari waktu pendaratan, dan waktu aktif PSMEID pada massa utama (*sprung*) atau ($T_B << T_{B2} < T_L$). PSMEID yang disusun secara seri ini dapat mengurangi amplitudo percepatan sebesar 9,09 persen atau turun dari 68,949 m/s^2 tanpa PSEMID menjadi 54,043 m/s^2.

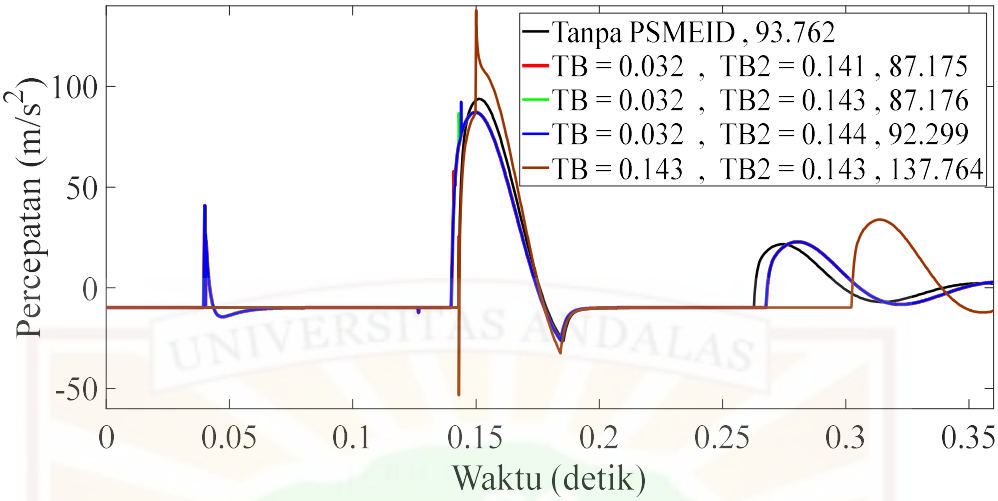
Namun, fenomena lain muncul pada kondisi dalam simulasi ini, di mana ketika PSMEID pada massa utama diaktifkan terlebih dahulu, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6.1, terjadi percepatan yang cukup tinggi pada arah yang berlawanan dari 0,005 detik karena PSMEID pada massa roda diaktifkan.



Gambar 6.1 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,05-meter dan T_B = 0,005 detik T_{B2} = 0,099

6.1.2 Ketinggian jatuh 0,10 meter

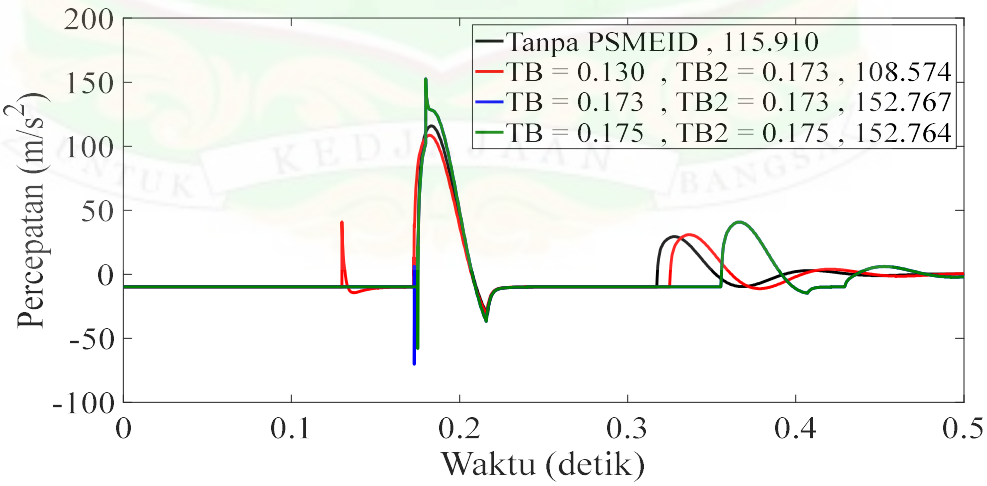
Simulasi pada ketinggian jatuh roda pendaratan 0,10-meter menunjukkan bahwa PSMEID yang disusun secara seri dapat menurunkan amplitudo percepatan hingga 7,02 persen atau dari 98,76 m/s^2 menjadi 87,17 m/s^2. Penurunan amplitudo percepatan terjadi ketika PSMEID pada massa roda diaktifkan lebih awal dibandingkan dengan PSMEID pada massa utama ($T_B < T_{B2} <= T_L$). Sedangkan PSMEID pada massa utama yang diaktifkan bersamaan dengan waktu pendaratan, meningkatkan amplitudo percepatan lebih besar daripada peredam tanpa PSMEID, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6.2.



Gambar 6.2 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,10-meter, T_B = 0,032 detik dan T_{B2} = 0,141.

6.1.3 Ketinggian jatuh 0,15 meter

Untuk ketinggian roda pendaratan yang jatuh dari jarak 0,15-meter, waktu pendaratan T_L adalah 0,175 detik dengan perhitungan sederhana. Grafik pada Gambar 6.3 menunjukkan bahwa nilai T_{B2} adalah 0,173 detik dan T_B adalah 0,13 detik, yang merupakan waktu terbaik yang memberikan kontribusi dalam mengurangi amplitudo percepatan sebesar 6,3 persen dibandingkan dengan peredam tanpa PSMEID. Hal ini juga menunjukkan bahwa PSMEID yang diaktifkan sebelum roda pendaratan mencapai landasan pacu ($T_B << T_{B2} < T_L$) secara signifikan mengurangi amplitudo percepatan.



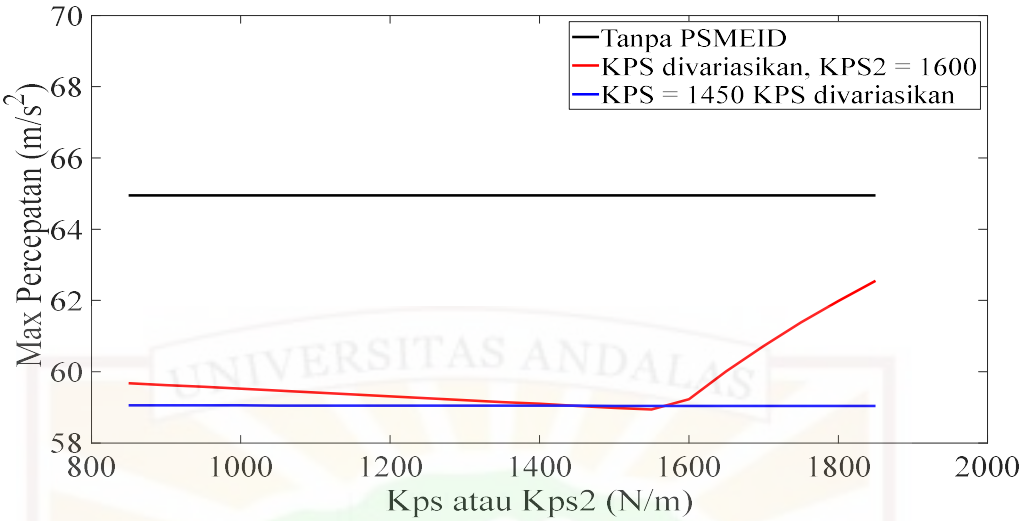
Gambar 6.3 Respon percepatan untuk waktu aktif terbaik pada ketinggian jatuh 0,15-meter, T_B = 0,13 detik dan T_{B2} = 0,173 detik

Dari ketiga variasi jatuh roda pendaratan telihat pada grafik adanya kosistensi massa PSMEID pada massa roda diaktifkan jauh sebelum roda pendaratan mencapai permukaan landasan dan massa PSMEID pada massa utama diaktifkan tepat 0,002 detik sebelum roda pendaratan mencapai permukaan landasan menghasil respon redaman terbaik untuk mereduksi getaran kejut yang terjadi atau (T_{B2}=T_L-0,002). Dalam ketiga simulasi juga terlihat bahwa, semakin tinggi jatuh roda pendaratan mengakibat persentase penurunan amplitudo semakin kecil karena PSMEID tetap memberikan momentum dan melibatkan perubahan energi yang sama pada setiap kondisi jatuh.

6.2 Pengaruh Konstanta Pegas PSMEID (K_{PS}, K_{PS2}), Perpindahan (X_{PS}, X_{PS2}), dan Massa PSMEID (M_C, M_{C2})

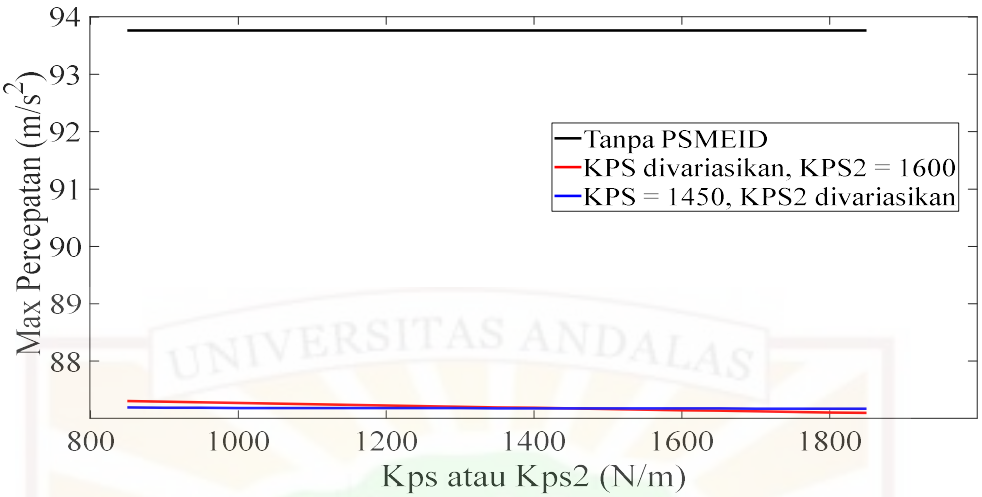
K_{PS} dan K_{PS2} merupakan konstanta pegas yang mempengaruhi energi potensial pada PSMEID. Semakin besar nilai K_{PS} atau K_{PS2}, maka semakin besar pula energi yang akan diberikan pada sistem roda pendaratan untuk meredam getaran yang terjadi akibat proses pendaratan, namun hal ini tidak serta merta mengurangi amplitudo percepatan yang timbul karena PSMEID diaktifkan pada waktu yang berbeda dan sistem yang sangat dinamis.

Dari grafik pada Gambar 6.4, dapat dilihat bahwa untuk nilai K_{PS} yang divariasikan sedangkan K_{PS2} adalah tetap sebesar 1600 N/m, maka semakin besar nilai K_{PS} maka semakin besar persentase penurunan amplitudo percepatan massa utama dan optimal pada nilai 1450 N/m. Jika K_{PS2} lebih dari 1550 N/m maka amplitudo percepatan akan meningkat cukup signifikan. Sedangkan ketika nilai K_{PS2} divariasikan dan K_{PS} tetap sebesar 1450 N/m, tidak terlihat pengaruh yang besar pada ampitudo percepatan yang terjadi.



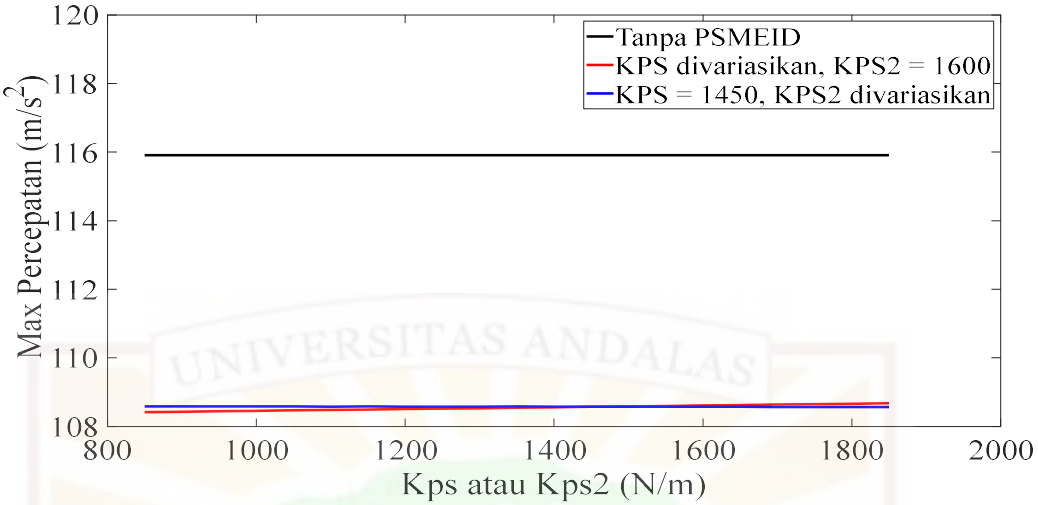
Gambar 6.4 Variasi K_{PS} atau K_{PS2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter

Fenomena yang sama dengan ketinggian jatuh 0,05-meter juga terjadi pada ketinggian jatuh roda pendaratan 0,1 meter. Pada kondisi ini, nilai K_{PS} divariasikan dari 850 N/m sampai dengan 1850 N/m dan K_{PS2} adalah tetap pada 1600 N/m, maka penurunan amplitudo percepatan juga semakin tinggi, meskipun penurunan persentase amplitudo tidak signifikan pada variasi tersebut dan tidak terjadi kenaikan amplitudo percepatan pada nilai K_{PS} tertentu. Sedangkan ketika K_{PS2} divariasikan, maka kenaikan nilai K_{PS2} dari 800 N/m sampai dengan 1850 N/m tidak memperlihatkan pengaruh yang besar pada berubahan amplitudo seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 6.5.



Gambar 6.5 Variasi K_{PS} atau K_{PS2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 m

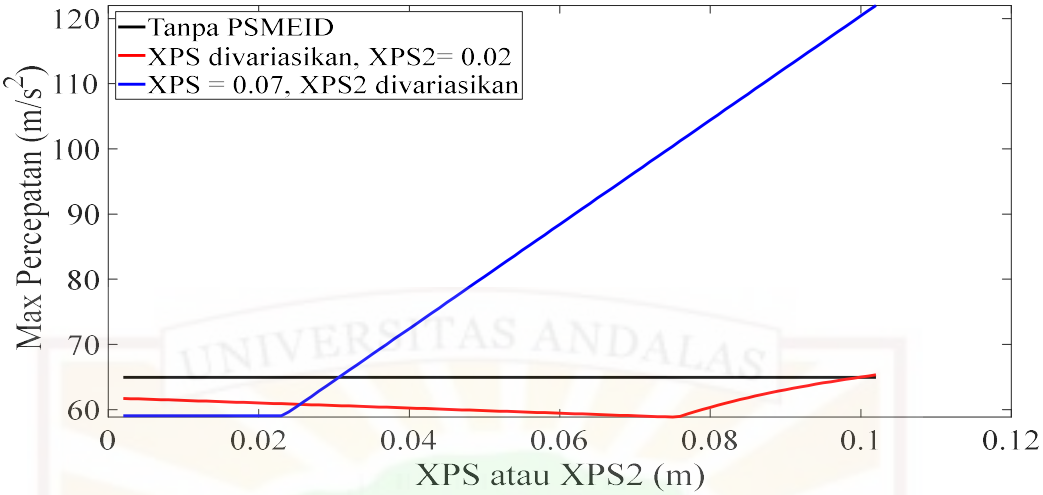
Untuk simulasi ketinggian jatuh roda pendaratan 0,15 meter terjadi fenomena yang berbeda dari simulasi ketinggian jatuh sebelumnya, hal ini dapat dilihat pada Gambar 6.6. Pada saat nilai K_{PS} divariasikan dari 850 N/m hingga 1850 N/m sedangkan K_{PS2} adalah tetap, maka terjadi penurunan persentase amplitudo percepatan meskipun hal ini tidak signifikan. Sedangkan untuk nilai K_{PS} tetap 1450 N/m dan K_{PS2} divariasikan, maka persentase penurunan amplitudo percepatan relatif tidak mengalami perubahan untuk setiap nilai K_{PS2}. Fenomena yang menarik dari simulasi ketinggian jatuh ini adalah nilai K_{PS} yang lebih kecil adalah yang paling optimal untuk sistem ini. Meskipun demikian dalam aplikasi nyata tidak mudah mengubah nilai K_{PS} atau K_{PS2} tersebut karena berhubungan dengan rancangan pegas yang akan dimanufaktur.



Gambar 6.6 Variasi K_{PS} atau K_{PS2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 m

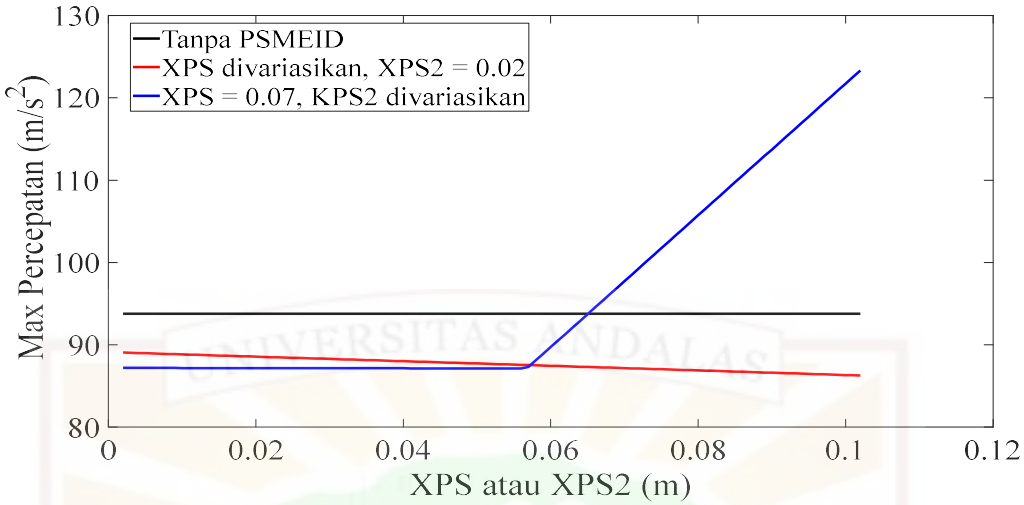
Secara teoritis, semakin besar X_{PS} dan X_{PS2}, maka semakin besar pula energi yang tersimpan di pegas PSMEID; namun, pengaruh kedua variabel ini tidak selalu sebanding dengan penurunan amplitudo akselerasi pada massa utama (M_P) karena momentum yang didapat oleh massa utama dan massa roda akan mempengaruhi performa peredam secara keseluruhan.

Grafik pada Gambar 6.7 menunjukkan hasil simulasi perubahan nilai X_{PS} dan X_{PS2} terhadap penurunan amplitudo percepatan massa utama dengan ketinggian jatuh roda pendaratan pada 0,05 meter. Grafik tersebut menunjukkan bahwa ketika X_{PS2} tetap sebesar 0,02 meter dan X_{PS} divariasikan, amplitudo akselerasi mengalami penurunan seiring dengan bertambahnya X_{PS} dan akan mencapai puncak penurunan amplitudo akselerasi ketika X_{PS} berada pada 0,077 meter dan amplitudo percepatan akan mengalami kenaikan setelah nilai X_{PS} lebih besar dari tersebut. Sedangkan ketika X_{PS} tetap sebesar 0,07-meter dan X_{PS2} divariasikan, terlihat bahwa amplitudo percepatan bertahan dalam kondisi optimal dari X_{PS2} bernilai 0,001 sampai dengan 0,024 meter, dan amplitudo percepatan akan mengalami kenaikan setelah itu.



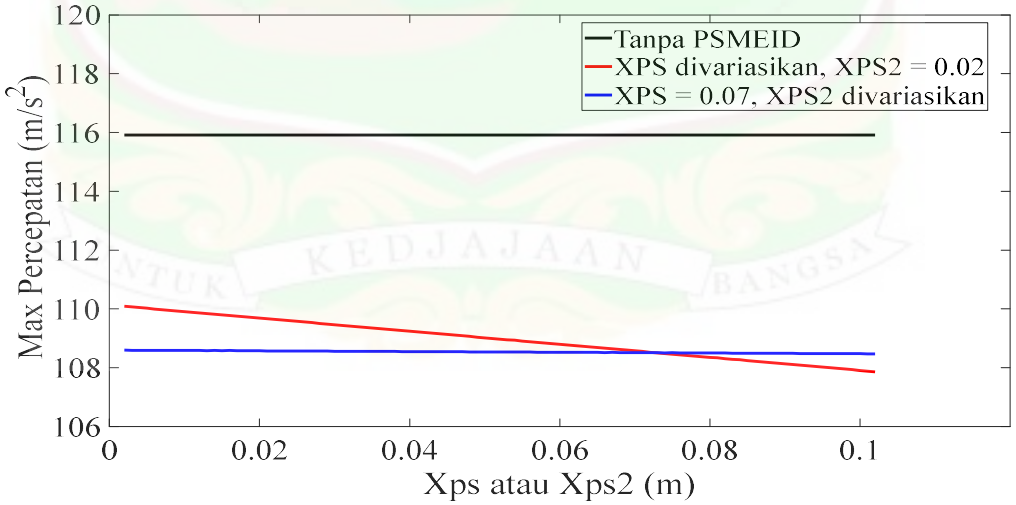
Gambar 6.7 Variasi X_{PS} atau X_{PS2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 m

Pada simulasi untuk ketinggian jatuh 0,1-meter seperti yang terlihat pada Gambar 6.8, di mana X_{PS} secara signifikan mempengaruhi amplitudo percepatan massa utama ketika divariasikan, semakin besar nilai X_{PS} makan semakin besar penurunan amplitudo percepatan untuk nilai X_{PS2} konstan pada 0,02 meter, dan X_{PS} paling optimal adalah pada 0,07 meter serta akan memberikan kenaikkan amplitudo percepatan jika X_{PS} > 0,075-meter. Sedangkan untuk simulasi variasi X_{PS2} (0-0,1) meter dan X_{PS} tetap pada 0,07 meter, maka X_{PS2} terbaik adalah pada saat kurang dari 0,025 meter, karena jika X_{PS2} > 0,025-meter maka amplitudo percepatan akan naik secara signifikan.



Gambar 6.8 Variasi X_{PS} atau X_{PS2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 m

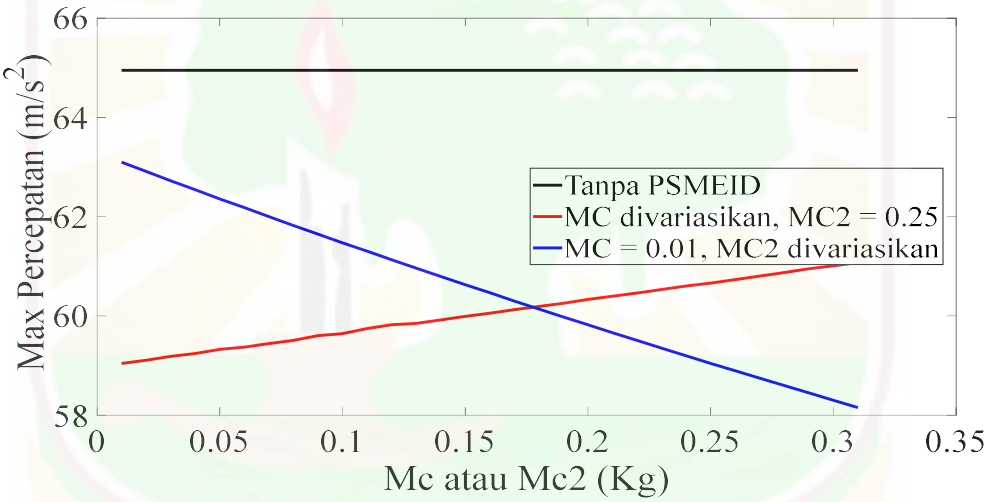
Pada simulasi ketinggian jatuh roda pendaratan yang dijatuhkan pada 0,15 meter, dapat dilihat grafik pada Gambar 6.9, bahwa untuk variasi X_{PS} dan X_{PS2} tetap menunjukkan nilai X_{PS} berbanding lurus dengan kenaikan persentase penuruan amplitudo percepatan. Sedangkan pada kondisi ketika X_{PS} adalah tetap dan X_{PS2} divariasikan terlihat bahwa pengaruh X_{PS2} tidak signifikan pada penuruan amplitudo percepatan.



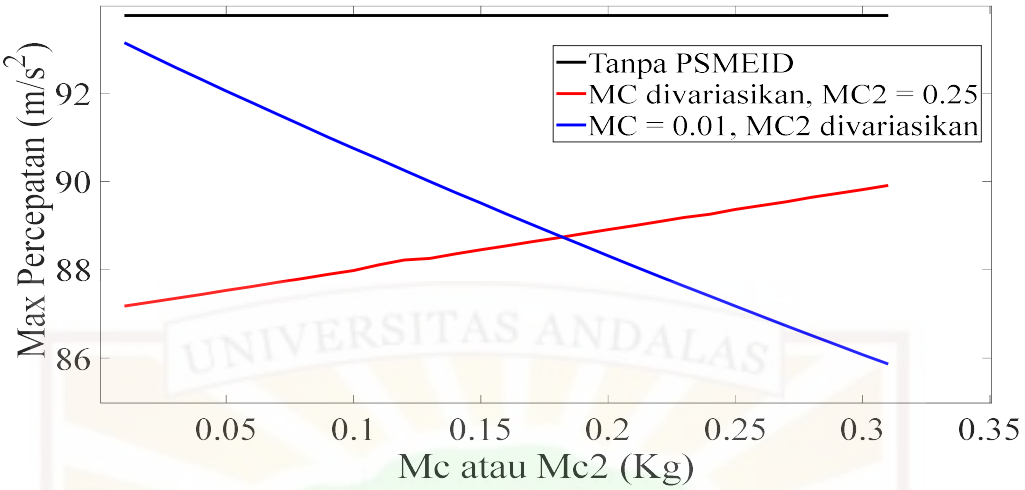
Gambar 6.9 Variasi X_{PS} atau X_{PS2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 m

Besarnya momentum yang diberikan oleh massa PSMEID ke massa utama dan ke massa roda akan bergantung pada besaran massa PSMEID itu sendiri, sehingga parameter massa PSMEID menjadi perhatian dalam mendapatkan dampak optimal dari pengaruh PSMEID terhadap kinerja peredam roda pendaratan.

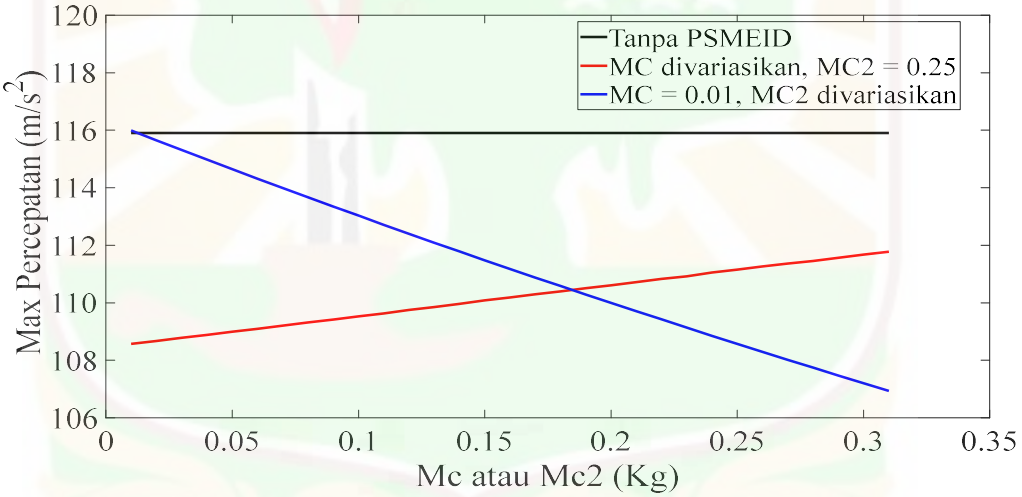
Untuk simulasi tinggi jatuh 0,05, 0,1 dan 0,15-meter dengan memvariasikan M_C serta tetap menjaga nilai M_{C2}, maka dapat dilihat bahwa pengaruh M_C terhadap kinerja peredam sangat signifikan. Terdapat penurunan amplitudo percepatan secara linear ketika M_C juga diturunkan. Sedangkan ketika M_{C2} divariasikan dan M_C tetap pada 0,01 kg, maka hal sebaliknya terjadi, yaitu penurunan amplitudo percepatan massa utama seiring naiknya nilai M_{C2}, seperti yang ditunjukkan pada grafik di Gambar 6.11, 6.11 dan 6.12.



Gambar 6.10 Variasi M_C atau M_{C2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 6.11 Variasi M_C atau M_{C2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

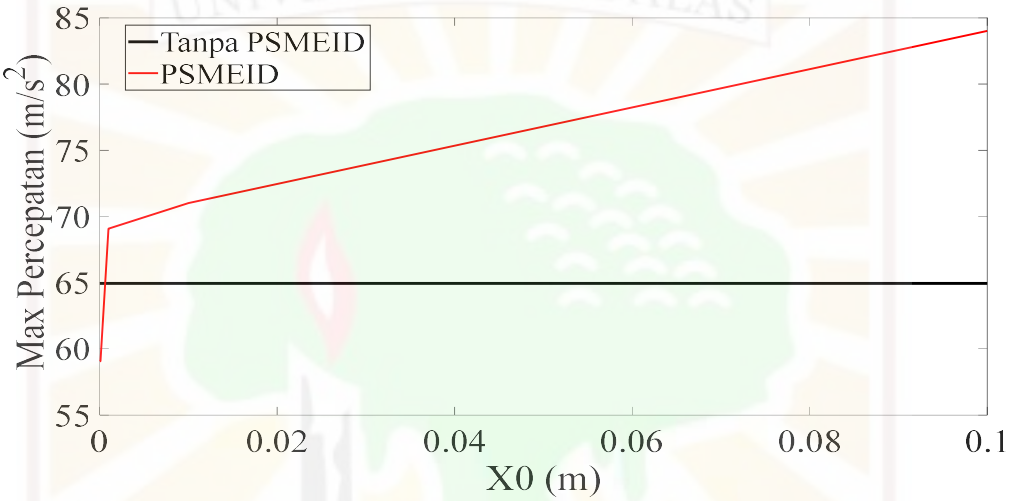


Gambar 6.12 Variasi M_C atau M_{C2} dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

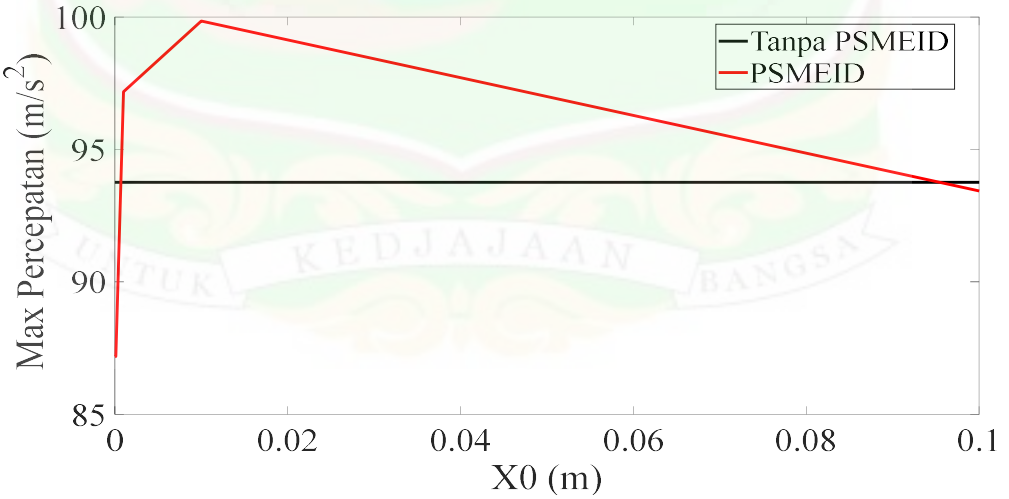
6.3 Pengaruh Pengaruh Jarak M_c terhadap M_p Sebelum Pegas Pra-tekan Dikompresi Nilai X_0

X_0 adalah jarak kesetimbangan antara massa utama dan massa kontak (massa PSMEID di sisi pegas) atau antara massa roda dan massa kontak. X_0 adalah jarak sebelum massa PSMEID dikompresi (X_{PS} atau X_{PS2}). Dengan logika sederhana, semakin besar jarak X_0, maka semakin lama massa PSMEID yang dapat mencapai massa utama/massa roda ketika terjadi kontak, sehingga tidak ada pengaruhnya

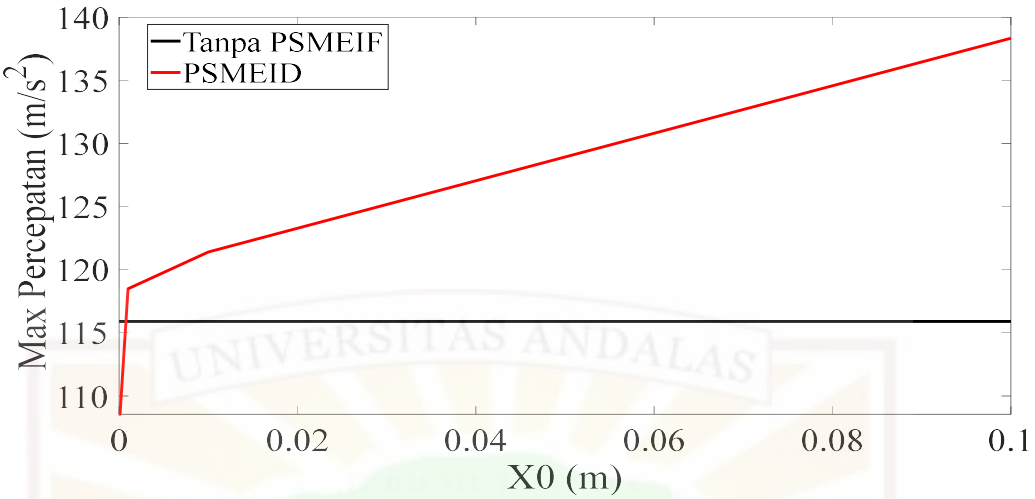
terhadap performa peredam secara keseluruhan. Hal ini dapat dikonfirmasi dengan simulasi untuk tiga variasi jatuhnya roda pendaratan, yaitu 0,05, 0,1, dan 0,15-meter dan dalam simulasi ini X_0 kedua massa ditetapkan bernilai sama. Dari grafik pada Gambar 6.13, 6.14 dan 6.15 terlihat dengan konsisten, bahwa semakin kecil nilai X_0 maka kontribusi penurunan amplitudo percepatan semakin besar. Setelah melewati batas X_0 tertentu, maka amplitudo percepatan massa utama mendekati amplitudo tanpa peredam PSMEID dan melewatinya.



Gambar 6.13 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 6.14 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter



Gambar 6.15 Variasi X_0 dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

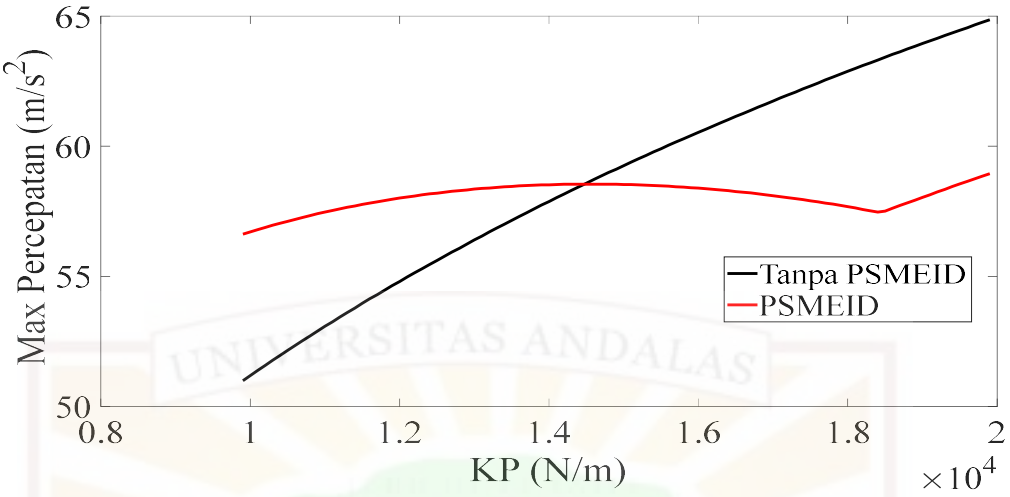
Dalam simulasi ini ditentukan niilai X0 yang terbaik adalah 0,00000001-meter atau dengan kata lain jarak massa PSMEID harus sangat dekat dekat dengan massa utama atau massa roda tetapi masih memiliki ruang.

6.4 Pengaruh Konstanta Pegas Massa Utama K_P

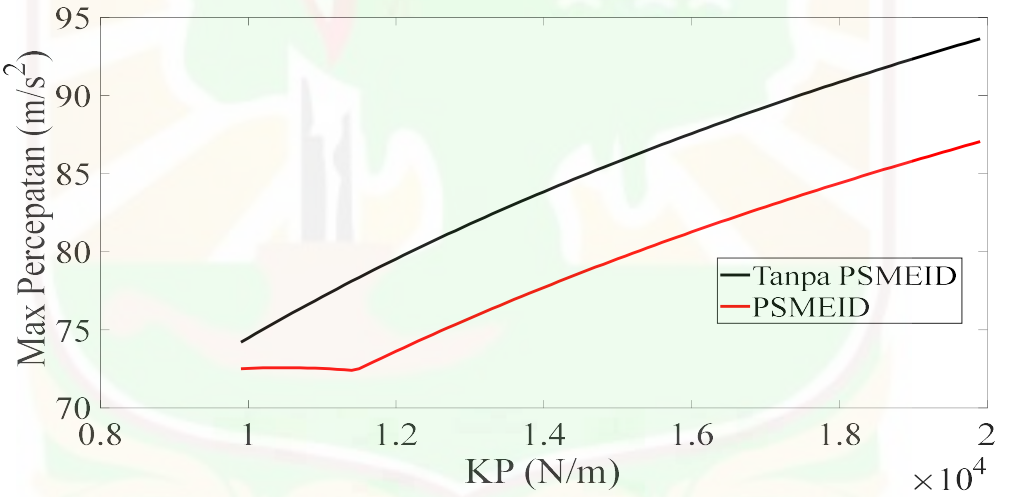
K_P adalah konstanta pegas antara massa utama dan massa roda. Nilai K_P mempengaruhi frekuensi getaran yang terjadi. Pada simulasi ini, nilai K_P divariasikan untuk melihat pengaruh nilai K_P pada sistem dengan dan tanpa PSMEID. Sehingga pada akhirnya ketika melakukan manufaktur pada rancangan roda pendaratan ini ditentukan nilai K_P yang paling optimal sehingga PSMEID dapat berkontribusi meredam getaran dengan baik. Nilai K_p yang disimulasikan dimulai dari 9800 N/m sampai dengan 20000 N/m.

Untuk ketinggian jatuh 0,05 meter, semakin tinggi nilai K_P, semakin besar persentase penurunan amplitudo akselerasi dimulai dari nilai KP adalah 18400 N/m. Ketika K_P adalah 9800 N/m sampai 14200 N/m, amplitudo percepatan justru naik secara signifikan dan PSMEID akan berkontribusi ketika nilai KP adalah 14400 N/m seperti yang ditunjukkan pada grafik Gambar 6.16.

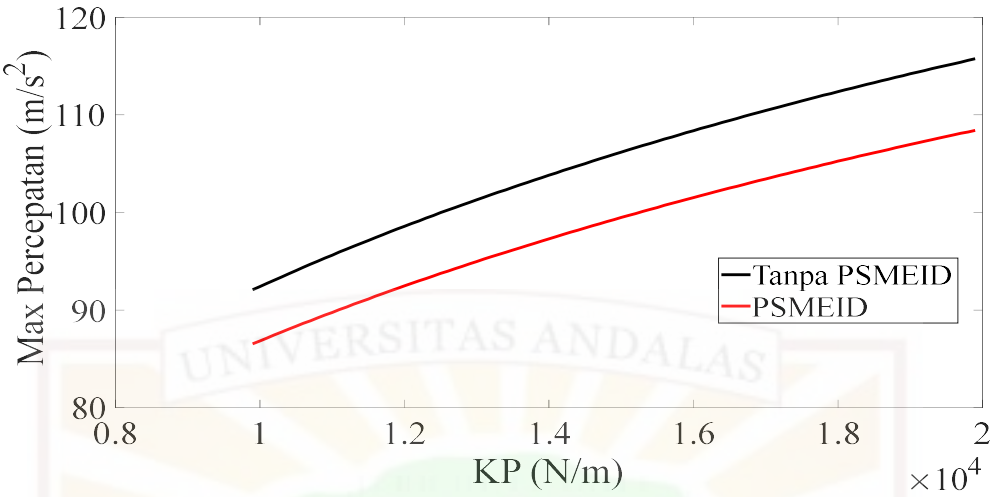
Peningkatan persentase penurunan amplitudo percepatan, yang berbanding lurus dengan peningkatan nilai K_P, juga terjadi pada ketinggian jatuh 0,1 dan 0,15-meter, yang ditunjukkan secara rinci dalam grafik pada Gambar 6.17 dan 6.18.



Gambar 6.16 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 6.17 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

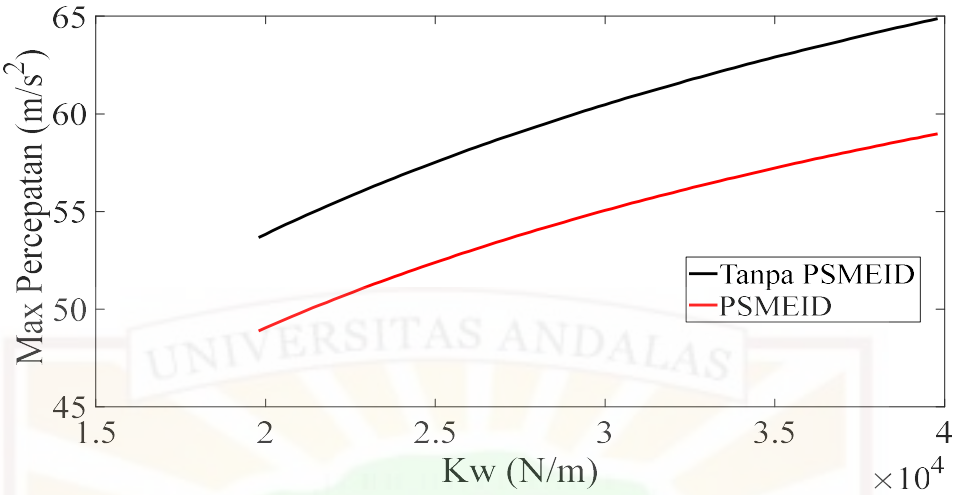


Gambar 6.18 Variasi K_P dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

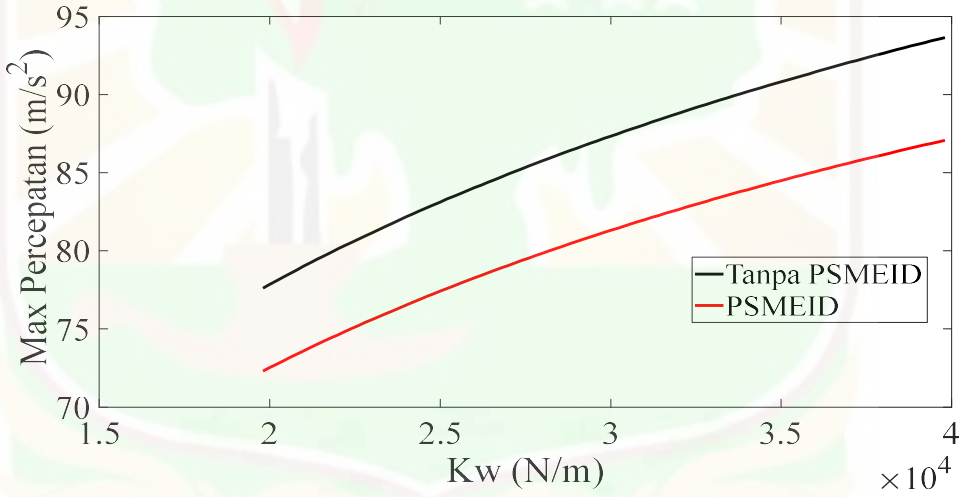
6.5 Pengaruh Konstanta Pegas Roda Pendaratan K_W

Konstanta pegas K_W merupakan salah satu parameter yang berhubungan dengan kinerja roda pendaratan peredam dan bukan merupakan parameter bagian yang terhubung langsung dengan PSMEID. Simulasi ini diharapkan dapat mengetahui nilai K_W yang optimal yang diterapkan ketika PSMEID secara seri diaplikasikan pada sistem peredam roda pendaratan UAV. Pada simulasi ini, K_W bervariasi dari 20000 N/m hingga 39800 N/m.

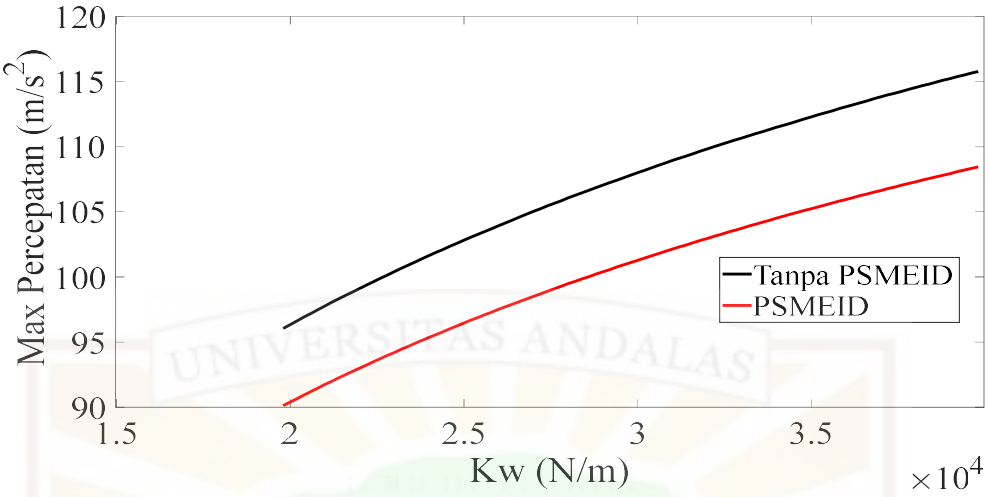
Untuk ketinggian jatuh 0,05, 0,10 dan 0,15 meter, seperti yang ditunjukkan grafik pada Gambar 6.19, 6.20 dan 6.21 menunjukkan bahwa semakin besar nilai K_W maka semakin signifikan penurunan amplitudo percepatan yang terjadi, meskipun tidak terlalu besar dan konsisten pada semua variasi ketinggian jatuh.



Gambar 6.19 Variasi K_W dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter



Gambar 6.20 Variasi K_W dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

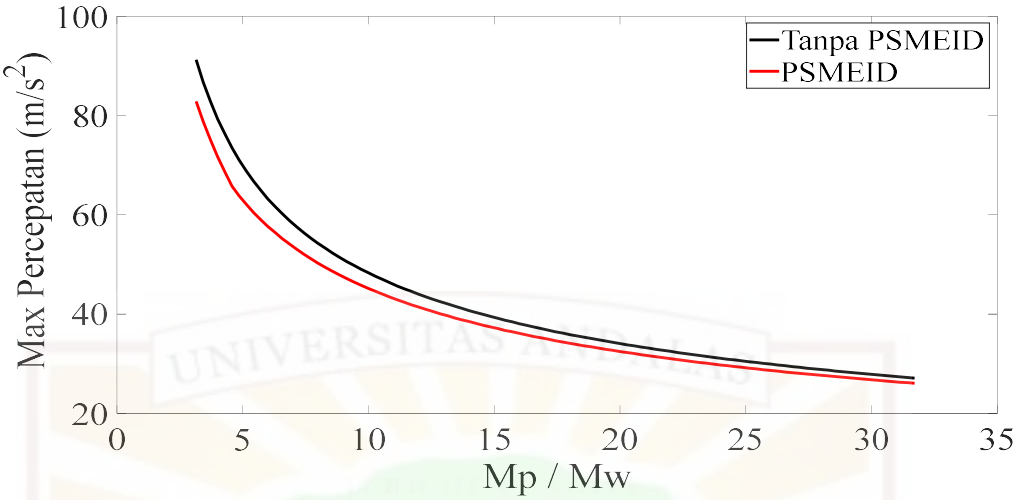


Gambar 6.21 Variasi K_W dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

6.6 Pengaruh Perbandingan Massa Utama dengan Massa Roda

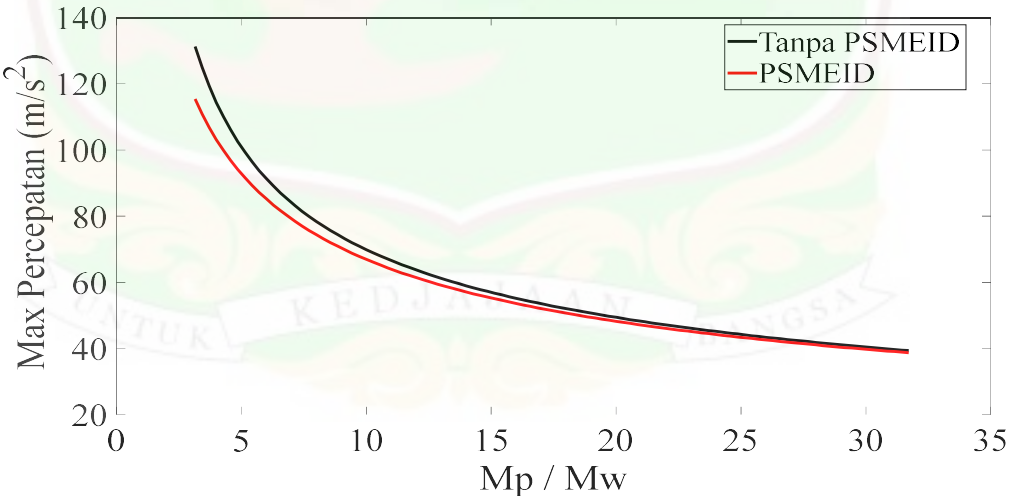
Secara umum, massa utama M_P dan massa roda M_W akan mempengaruhi getaran. Massa utama yang lebih berat akan mengurangi amplitudo akselerasi. Dalam simulasi ini, rasio massa utama terhadap massa roda divariasikan untuk menunjukkan pengaruh rasio tersebut terhadap kinerja peredam dalam mengisolasi getaran kejut selama proses pendaratan. PSMEID diaktifkan dalam simulasi ini pada waktu terbaik untuk setiap jarak ketinggian penurunan roda pendaratan.

Untuk ketinggian jatuh 0,05 meter, rasio M_P/M_W terbaik yang dapat mereduksi amplitudo akselerasi adalah 4,5, dengan reduksi 10,5 persen dibandingkan dengan peredam tanpa PSMEID. Seiring dengan meningkatnya rasio M_P/M_W, efek PSMEID terhadap pengurangan amplitudo akselerasi berkurang, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6.22.



Gambar 6.22 Variasi rasio (***MP/MW***) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,05 meter

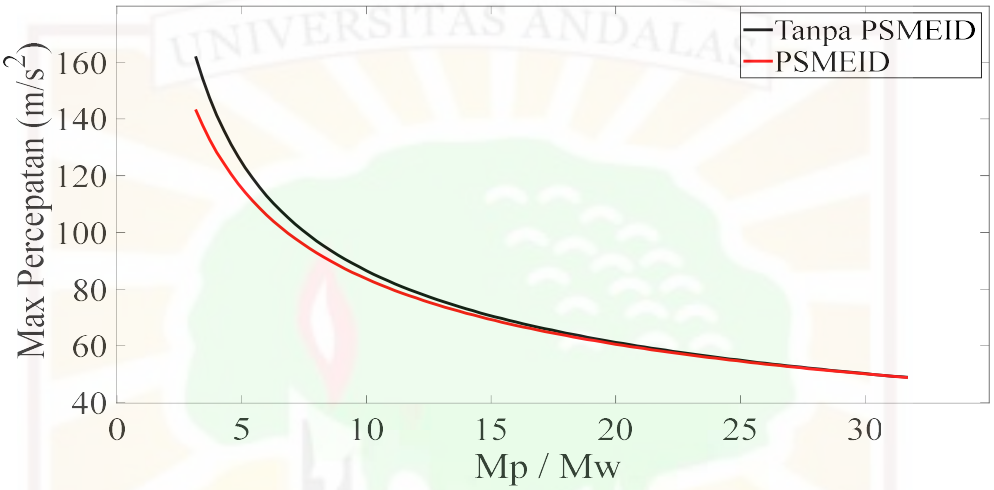
Untuk ketinggian jatuh 0,1 meter, penurunan amplitudo akselerasi yang paling signifikan terjadi pada rasio (***MP/MW***) 3,14. Pada kondisi ini, terjadi penurunan sebesar 12,14 persen dibandingkan dengan peredam roda pendaratan UAV tanpa PSMEID. Fenomena yang sama terjadi pada simulasi ini seperti pada simulasi ketinggian jatuh 0,05 meter, di mana semakin besar nilai rasio ***MP/MW***, maka pengaruh PSMEID semakin kecil, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6.23.



Gambar 6.23 Variasi rasio (***MP/MW***) dengan percepatan maksimum pada ketinggian jatuh 0,10 meter

Ketika roda pendaratan dipindahkan dari ketinggian 0,15-meter dari permukaan landasan, rasio ***MP/MW*** adalah pengurangan amplitudo percepatan yang paling

signifikan pada 3,14, yaitu terjadi penurunan dari 162,08 m/s^2 percepatan tanpa PSMEID menjadi 143,35 m/s^2 dengan peredam menggunakan PSMEID dengan pra-tinjau atau 11,5 persen. Fenomena yang sama terjadi ketika simulasi dilakukan pada ketinggian 0,05 dan 0,1 meter; ketika rasio M_P/M_W semakin besar, pengaruh PSMEID terhadap kinerja peredam juga semakin kecil, seperti yang terlihat pada Gambar 6.24.



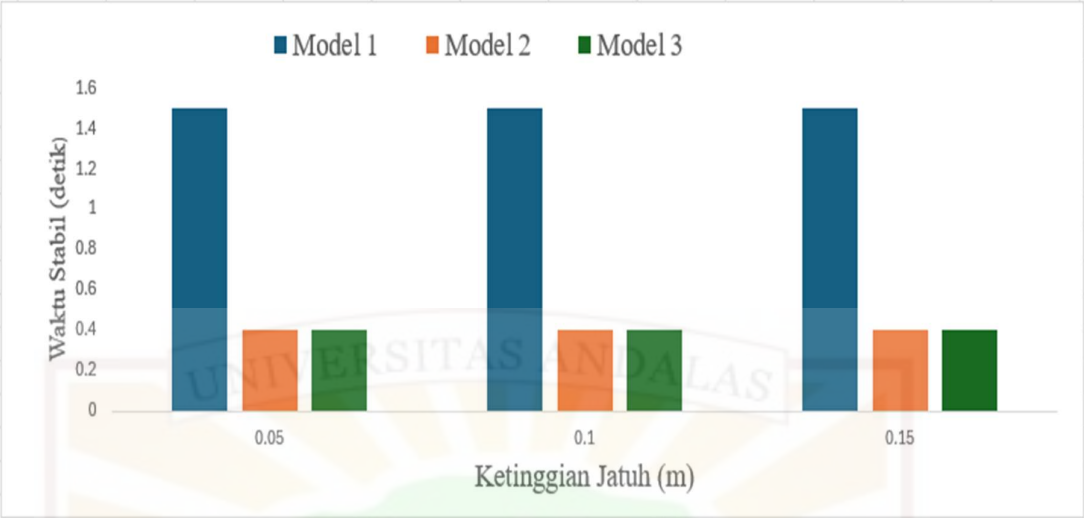
Gambar 6.24 Variasi rasio (M_P/M_W) dengan akselerasi maksimum pada ketinggian jatuh 0,15 meter

6.7 Analisa Perbandingan Model Pertama, Model Kedua dan Model Ketiga

Dari ketiga model yang sudah dipresentasikan dalam simulasi untuk model pertama dan ketiga serta simulasi dan ekperimen untuk model kedua dapat dilihat karakteristik masing-masing model. Model pertama adalah model yang awal ditawarkan di mana massa PSMEID yang ditempatkan pada massa utama akan memberikan lansung momentumnya untuk mereduksi getaran kejut yang terjadi karena proses pendaratan. Pada model pertama ini terlihat kemampuan PSMEID cukup optimal untuk mereduksi amplitudo percepatan pada semua variasi ketinggian untuk jatuh roda pendaratan, meskipun model ini memiliki kekurangan yaitu percepatan getaran akan berhenti setelah 1.4 detik setelah terjadi benturan untuk (X_0>0,09 meter) seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 6.25. Jarak setimbang massa PSMEID terhadap massa utama (X_0) mempunyai peranan penting pada model pertama, nilai ini memberikan respon sistem yang sangat berbeda pada nilai tertentu hal ini disebabkan, jika posisi massa PSMEID terlalu

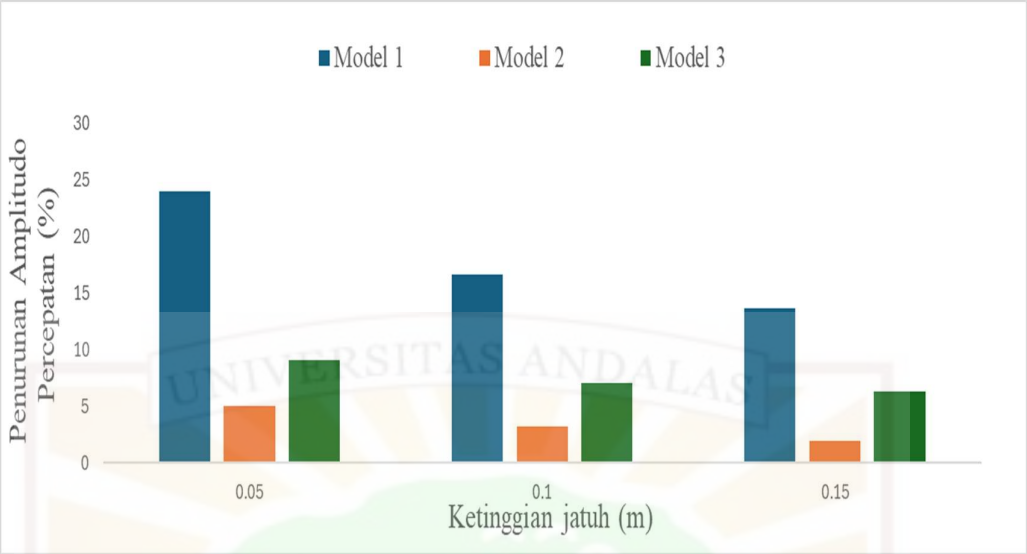
dekat (X_0 < 0,09 meter) maka osilasi percepatan akan terjadi cukup lama, hal ini disebabkan massa PSMEID masih bergetar dan terus memberikan momentum kepada massa utama karena jarak yang terlalu dekat dan hal ini memberikan pengaruh pada getaran yang terjadi pada massa utama.

Pada model kedua, massa PSMEID yang terhubung langsung ke massa utama melalu pegas K_{PS} memberikan momentum kepada massa roda ketika PSMEID diaktifkan pada waktu T_b. Pada model kedua ini dirancang dengan asumsi PSMEID akan memberikan keamanan yang lebih dibanding model pertama karena momentum tidak secara langsung diberikan ke massa utama tetapi dirambatkan ke massa roda sehingga kondisi tersebut dianggap lebih aman bagi massa utama. Hal ini mengakibat pengaruh PSMEID dengan pra-tinjau tidak sesignifikan pada model pertama akan tetapi osilasi percepatan seperti model dapat diatasi pada model ini dan massa utama akan stabil percepatan getaran setelah terjadi tumbukan dengan permukaan landasan. Hasil eksperimen pada model kedua juga membuktikan peran PSMEID dalam mereduksi amplitudo percepatan, meskipun tidak menunjukkan hasil yang sama dengan simulasi karena mengabaikan beberapa parameter seperti gaya gesek roda pendaratan pada rel dan mengabaikan pengaruh waktu yang dibutuhkan sinyal digital dari mikrokontroler untuk mengeksekusi solenoid. Ekeprimen ini menggunakan tinggi roda pendaratan (h) dan waktu aktif PSMEID (T_b) sebagai parameter yang divariasikan, sehingga perlu dilakukan percobaan lebih lanjut untuk menunjukkan peran parameter-parameter kunci PSMEID seperti K_{PS}, X_{PS}, M_C dan X_0 untuk mendapatkan hasil yang lebih komprehensif.



Gambar 6.25 Komparasi waktu stabil getaran kejut ketiga model dengan PSMIED

Model ketiga merupakan perbaikan dari model pertama dan kedua, di mana osilasi percepatan (waktu stabil yang lama) yang terjadi pada model pertama dapat direduksi dengan baik dan pengaruh PSMEID juga sangat signifikan pada berbagai variasi ketinggian jatuh yang disimulasikan, meski penurunan amplitudo percepatannya tidak sebesar yang terjadi pada model pertama. Pada model pertama dan ketiga terdapat pola waktu aktif PSMEID ($\boldsymbol{T_B}$) yang sama untuk mendapatkan persentase penuruan amplitudo percepatan yang optimal untuk setiap variasi ketinggian jatuh, sedangkan pada model kedua waktu aktif bersifat acak dikarenakan adanya percepatan yang tinggi (sinyal impuls) pada massa utama ketika PSMEID diaktifkan, sehingga sistem mendeteksi percepatan tersebut sebagai amplitudo percepatan. Dari ketiga model yang dipresentasikan terlihat konsisten bahwa untuk parameter yang sama maka semakin tinggi ketinggian jatuh maka pengaruh PSMEID akan semakin kecil dikarenakan massa PSMEID memberikan momentum yang sama seperti yang diperlihatkan oleh grafik pada Gambar 6.26.



Gambar 6.26 Komparasi persentase penuruan amplitudo percepatan terhadap peredam tanpa PSMEID untuk ketiga model dengan PSMEID

BAB VII KESIMPULAN

Kesimpulan dari penelitian ini adalah:

1. PSMEID dengan pra-tinjau terbukti mampu mereduksi amplitudo percepatan untuk ketiga model altelnatif yang ditawarkan. Setiap model memiliki profil kelebihan dan kekurangan masing dalam rancangan, kinerja, dan kemudahaan proses manufaktur.
2. Peredam dengan PSMEID akan mampu optimal jika menggunakan mekanisme pra-tinjau karena dalam simulasi dan ekperimen terbukti PSMEID harus diaktifkan sebelum terjadi getaran kejut terjadi.
3. Simulasi membuktikan bahwa untuk untuk model pertama kontribusi penurunan amplitudo percepatan secara berututan untuk ketinggian jatuh 0,05, 0,1 dan 0,15-meter adalah 23, 16, dan 13 persen dan PSMEID diaktifkan sebelum roda pendaratan menyentuh permukaan landasan ($\boldsymbol{T_B}$ = $\boldsymbol{T_L}$ - 0,074 detik).
4. Pada model kedua terlihat kontribusi PSMEID cukup kecil hanya 5,1 persen untuk ketinggian 0,05 meter, 3,2 persen untuk ketinggian 0,10-meter dan 1,18 persen untuk ketinggian 0,15-meter. Waktu aktif PSMEID yang paling optimal adalah jauh sebelum roda pendaratan menyentuh permukaan landasan ($\boldsymbol{T_B} << \boldsymbol{T_L}$).
5. Hasil eksperimen juga membuktikan peran PSMEID dalam mereduksi amplitudo akselerasi, meskipun tidak menunjukkan hasil yang sama dengan simulasi. Eksperimen yang dilakukan dengan menjatuh roda pendaratan dari ketinggian 0,15-meter dan waktu aktif PSMEID 50 milidetik setelah ujung roda pendaratan terdeteksi sensor pada ketinggian 4 cm dari permukaan landasan memberikan kontriusi penurunan amplitudo percepatan yang hingga 7,28 persen dibanding roda pendaratan yang tidak dilengkapi PSMEID.
6. Simulasi model massa PSMEID yang dipasang serial atau yang disebut sebagai model ketiga membuktikan bahwa untuk ketinggian jatuh 0,05, 0,10 dan 0,15-meter memberikan kontribusi penurunan secara berurutan adalah

9,09, 7,2 dan 6,2 persen dan PSMEID pada roda harus diaktifkan jauh lebih dahulu dibanding pada massa utama ($T_B << T_{B2} < T_L$).

7. Simulasi ini juga menunjukkan bahwa variabel utama PSMEID untuk semua model dan semua variasi ketinggian, dalam hal ini konstanta pegas PSMEID (K_{PS}), defleksi pegas PSMEID (X_{PS}), massa PSMEID (M_c) dan Jarak setimbang Massa PSMEID (X_0), menunjukkan pengaruh terhadap respon peredam untuk meredam getaran kejut yang dihasilkan dari proses pendaratan pesawat nirawak.
8. Hasil simulasi juga menunjukkan bahwa PSMEID dengan pra-tinjau ini hanya sesuai pesawat ringan, hal ini terlihat dari respon amplitudo percepatan terhadap perbandingan massa utama dan massa roda untuk semua model yang diujikan.
9. Konstanta Pegas utama (K_P) dan konstanta pegas roda (K_W) harus ditentukan secara rasional untuk mendapatkan pengaruh PSMEID yang paling optimal karena semakin besar kedua nilai konstanta pegas tersebut maka pengaruh PSMEID pada penurunan amplitudo percepatan akan semakin besar, meskipun tidak signifikan.

DAFTAR PUSTAKA

[1] D. Xu, J. Du, and C. Tian, "Vibration Characteristics and Power Flow Analyses of a Ship Propulsion Shafting System with General Support and Thrust Loading," *Shock Vib.*, vol. 2020, 2020, doi: 10.1155/2020/3761590.

[2] G. Seggewiss and M. Fanslow, "Electro-mechanical considerations for long term drive life in fan, mill, and conveyor applications," *IEEE Cem. Ind. Tech. Conf.*, 2010, doi: 10.1109/CITCON.2010.5470068.

[3] M. I. Ismail and N. S. Ferguson, "Passive Shock Isolation Utilising Dry Friction," *Shock Vib.*, vol. 2017, 2017, doi: 10.1155/2017/7313809.

[4] W. Kuhn and B. Dressler, "Experimental investigations on the dynamic behaviour of hot-wire probes.," vol. 2015, 1980.

[5] P. S. Balaji, L. Moussa, M. E. Rahman, and L. T. Vuia, "Experimental investigation on the hysteresis behavior of the wire rope isolators," *J. Mech. Sci. Technol.*, vol. 29, no. 4, pp. 1527–1536, 2015, doi: 10.1007/s12206-015-0325-5.

[6] A. A. Mulla and D. R. Unaune, "Active Suspensions Future Trend of Automotive Suspensions," *Int. Conf. Emerg. Trends Technol. its Appl.*, no. July, 2013.

[7] J. E. Bobrow, F. Jabbari, and K. Thai, "A new approach to shock isolation and vibration suppression using a resetable actuator," *J. Dyn. Syst. Meas. Control. Trans. ASME*, vol. 122, no. 3, pp. 570–573, 2000, doi: 10.1115/1.1286629.

[8] J. Kiefer, M. Ward, and M. Costello, "Rotorcraft Hard Landing Mitigation Using Robotic Landing Gear," *J. Dyn. Syst. Meas. Control. Trans. ASME*, vol. 138, no. 3, pp. 1–11, 2016, doi: 10.1115/1.4032286.

[9] M. Alhammadi, M. Alavi, A. Alameri, and S. S. Bin Dol, "Aerodynamic Study and Design of Fixed Wing and Multi-copter Combination," *Eng. World*, vol. 4, pp. 91–95, 2022, doi: 10.37394/232025.2022.4.12.

[10] L. A. N. Wibawa, "Effect of Fillet Radius of UAV Main Landing Gear on Static Stress and Fatigue Life using Finite Element Method," *J. Phys. Conf.*

Ser., 2021, doi: 10.1088/1742-6596/1811/1/012082.

[11] C. Lancea *et al.*, "Simulation, Fabrication and Testing of UAV Composite Landing Gear," *Appl. Sci.*, vol. 12, no. 17, 2022, doi: 10.3390/app12178598.

[12] F. A. Wandono, "Optimization of the Main Landing Gear Structure of LSU-02NGLD," *Comput. Exp. Res. Mater. Renew. Energy*, vol. 4, no. 1, p. 30, 2021, doi: 10.19184/cerimre.v4i1.24965.

[13] A. Jinadu, O. A. Olayemi, Q. Tijani, and A. Salaudeen, "Characterization of Boeing 777 Nose Landing Gear to Better Withstand Rough Landing," *Int. J. Eng. Res. Africa*, vol. 66, pp. 75–90, 2023, doi: 10.4028/p-Fg9nj7.

[14] B. L. León, J. J. Rimoli, and C. V. Di Leo, "Rotorcraft Dynamic Platform Landings Using Robotic Landing Gear," *J. Dyn. Syst. Meas. Control. Trans. ASME*, vol. 143, no. 11, pp. 1–19, 2021, doi: 10.1115/1.4051751.

[15] K. Guo, P. Tang, H. Wang, D. Lin, and X. Cui, "Autonomous Landing of a Quadrotor on a Moving Platform via Model Predictive Control," *Aerospace*, vol. 9, no. 1, pp. 1–21, 2022, doi: 10.3390/aerospace9010034.

[16] Z. Wang, S. Mao, Z. Gong, C. Zhang, and J. He, "Energy efficiency enhanced landing strategy for manned evtols using l1 adaptive control," *Symmetry (Basel).*, vol. 13, no. 11, 2021, doi: 10.3390/sym13112125.

[17] T. Baca *et al.*, "Autonomous landing on a moving vehicle with an unmanned aerial vehicle," *J. F. Robot.*, vol. 36, no. 5, pp. 874–891, 2019, doi: 10.1002/rob.21858.

[18] Darmawan, L. Son, M. Bur, and Nurmansyah, "Experimental Studies of Application Passive Momentum Exchange Impact Damper (PMEID) on UAV'S Landing Gear," *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 1041, no. 1, p. 012065, 2021, doi: 10.1088/1757-899x/1041/1/012065.

[19] L. Son, S. Hara, H. Matsuhisa, H. Utsuno, and K. Yamada, "Proposal of active momentum exchange impact damper and its application to floor shock vibration control," *Proc. SICE Annu. Conf.*, pp. 806–811, 2008, doi: 10.1109/SICE.2008.4654766.

[20] L. Son, M. Bur, M. Rusli, H. Matsuhisa, K. Yamada, and H. Utsuno, "Fundamental study of momentum exchange impact damper using pre-straining spring mechanism," *Int. J. Acoust. Vib.*, vol. 22, no. 4, pp. 422–430,

2017, doi: 10.20855/ijav.2017.22.4487.

[21] L. Son, M. Bur, and M. Rusli, “A new concept for UAV landing gear shock vibration control using pre-straining spring momentum exchange impact damper,” *JVC/Journal Vib. Control*, vol. 24, no. 8, pp. 1455–1468, 2018, doi: 10.1177/1077546316661470.

[22] M. I. T. T. G. N. I. N. J. Lin, “NII-Electronic Library Service,” *Chem. Pharm. Bull.*, no. 43, p. 2091, 2002, [Online]. Available: http://www.mendeley.com/research/geology-volcanic-history-eruptive-style-yakedake-volcano-group-central-japan/

[23] D. Hrovat and M. Hubbard, “Optimum vehicle suspensions minimizing rms rattlespace, sprung-mass acceleration and jerk,” *J. Dyn. Syst. Meas. Control. Trans. ASME*, vol. 103, no. 3, pp. 228–236, 1981, doi: 10.1115/1.3140633.

[24] D. J. Cole and D. Cebon, “Validation of an Articulated Vehicle Simulation,” *Veh. Syst. Dyn.*, vol. 21, no. 1, pp. 197–223, 1992, doi: 10.1080/00423119208969009.

[25] D. J. Cole, D. Cebon, and F. H. Besinger, “Optimisation of passive and semi-active heavy vehicle suspensions,” *SAE Tech. Pap.*, no. 412, 1994, doi: 10.4271/942309.

[26] David J. Cole, “Fundamental issues in suspension design for heavy road vehicles,” *Veh. Syst. Dyn.*, vol. 35, no. 4–5, pp. 37–41, 2010.

[27] A. Hać, “Design of disturbance decoupled observer for bilinear systems,” *J. Dyn. Syst. Meas. Control. Trans. ASME*, vol. 114, no. 4, pp. 556–562, 1992, doi: 10.1115/1.2897724.

[28] D. Karnopp, “Active Damping in Road Vehicle Suspension Systems,” *Veh. Syst. Dyn.*, vol. 12, no. 6, pp. 291–311, 1983, doi: 10.1080/00423118308968758.

[29] D. Karnopp, “Theoretical Limitations in Active Vehicle Suspensions,” *Veh. Syst. Dyn.*, vol. 15, no. 1, pp. 41–54, 1986, doi: 10.1080/00423118608968839.

[30] J. K. Hedrick and T. Butsuen, “Invariant properties of automotive suspensions,” *Proc. Inst. Mech. Eng. Part D, Transp. Eng.*, vol. 204, no. 1, pp. 21–27, 1990, doi: 10.1243/pime_proc_1990_204_128_02.

[31] R. Williams, "Automotive active suspensions Part 1: basic principles," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part D J. Automob. Eng.*, vol. 211, no. 6, pp. 415–426, 1997, [Online]. Available: http://dx.doi.org/10.1243/0954407971526551

[32] A. Hać and I. Youn, "Optimal design of active and semi-active suspensions including time delays and preview," *J. Vib. Acoust. Trans. ASME*, vol. 115, no. 4, pp. 498–508, 1993, doi: 10.1115/1.2930378.

[33] N. Jalili and E. Esmailzadeh, "Optimum active vehicle suspensions with actuator time delay," *J. Dyn. Syst. Meas. Control. Trans. ASME*, vol. 123, no. 1, pp. 54–61, 2001, doi: 10.1115/1.1345530.

[34] D. R. H. Saputra and B. Pramujati, "Rancang Bangun Prototype Unmanned Aerial Vehicle (UAV) dengan Tiga Rotor," *J. Tek. Pomits*, vol. 2, no. 1, pp. 47–52, 2013.

[35] R. Hidayat and R. Mardiyanto, "Pengembangan Sistem Navigasi Otomatis Pada UAV (Unmanned Aerial Vehicle) dengan GPS(Global Positioning System) Waypoint," *J. Tek. ITS*, vol. 5, no. 2, 2017, doi: 10.12962/j23373539.v5i2.16342.

[36] L. Ari and N. Wibawa, "Effect of Material Selection on the Strength of the Main Landing Gear Frame for Uav Aircraft," vol. 2, no. 1, pp. 48–52, 2019.

[37] M. J. Purnomo, "Analisis Statik Kekuatan Struktur Fitting Pada Landing Gear Pada Pesawat N-219," *Angkasa J. Ilm. Bid. Teknol.*, vol. 7, no. 2, p. 105, 2017, doi: 10.28989/angkasa.v7i2.154.

[38] A. A. Gharapurkar, A. F. Jahromi, R. B. Bhat, and W. F. Xie, "Semi-Active control of aircraft landing gear system using H-infinity control approach," *2013 Int. Conf. Connect. Veh. Expo, ICCVE 2013 - Proc.*, pp. 679–686, 2013, doi: 10.1109/ICCVE.2013.6799877.

[39] Y. Li, J. Z. Jiang, P. Sartor, S. A. Neild, and H. Wang, "Including Inerters in Aircraft Landing Gear Shock Strut to Improve the Touch-down Performance," *Procedia Eng.*, vol. 199, pp. 1689–1694, 2017, doi: 10.1016/j.proeng.2017.09.366.

[40] T. A. Stachiw, F. Khouli, R. G. Langlois, and F. F. Afagh, "The use of an inerter in an aircraft landing gear suspension for improved passenger and crew comfort at touchdown," *AIAA Scitech 2020 Forum*, vol. 1 PartF, no.

January, 2020, doi: 10.2514/6.2020-1681.

[41] L. Son, F. Zain, and M. Bur, "METAL: JURNAL SISTEM MEKANIK METAL: Jurnal Sistem Mekanik dan Termal Analisis Respon Landing Gear pada Pesawat Tanpa Awak Saat Mendarat," vol. 02, pp. 79–92, 2020, [Online]. Available: http://metal.ft.unand.ac.id

[42] A. R. Bhise, R. G. Desai, M. R. N. Yerrawar, A. C. Mitra, and D. R. R. Arakerimath, "Comparison Between Passive And Semi-Active Suspension System Using Matlab/Simulink," *IOSR J. Mech. Civ. Eng.*, vol. 13, no. 04, pp. 01–06, 2016, doi: 10.9790/1684-1304010106.

[43] K. Ghaedi, "A New Passive bar Damper Device for Alleviation of Structural Damages of Structures Subjected to Seismic Motions," *Trends Civ. Eng. its Archit.*, vol. 1, no. 3, pp. 57–62, 2018, doi: 10.32474/tceia.2018.01.000115.

[44] C. S. Dharankar, M. K. Hada, and S. Chandel, "Performance improvement of passive suspension of vehicles using position dependent damping," *Int. J. Veh. Perform.*, vol. 4, no. 1, pp. 89–111, 2018, doi: 10.1504/ijvp.2018.088802.

[45] S. Kashem, R. Nagarajah, and M. Ektesabi, *Vehicle Suspension Systems and Electromagnetic Dampers*. Springer International Publishing, 2018.

[46] R. Alkhatib and M. F. Golnaraghi, "Active structural vibration control: A review," *Shock Vib. Dig.*, vol. 35, no. 5, pp. 367–383, 2003, doi: 10.1177/05831024030355002.

[47] C. M. Nkemdirim, M. Alzayed, and H. Chaoui, "Linear Quadratic Gaussian Control of a 6-DOF Aircraft Landing Gear," *Energies*, vol. 16, no. 19, pp. 1–18, 2023, doi: 10.3390/en16196902.

[48] T. Watanabe, S. Hara, and M. Otsuki, "Study on passive momentum exchange landing gear using two-dimensional analysis," *Acta Astronaut.*, vol. 105, no. 2, pp. 407–416, 2014, doi: 10.1016/j.actaastro.2014.10.020.

[49] E. Petritoli, F. Leccese, and L. Ciani, "Reliability and maintenance analysis of unmanned aerial vehicles," *Sensors (Switzerland)*, vol. 18, no. 9, pp. 1–16, 2018, doi: 10.3390/s18093171.

[50] A. A. Molina, Y. Huang, and Y. Jiang, "A Review of Unmanned Aerial Vehicle Applications in Construction Management: 2016–2021," *Standards*,

vol. 3, no. 2, pp. 95–109, 2023, doi: 10.3390/standards3020009.

[51] N. Çabuk, “Design and Kinematic Analysis of Proposed Adaptive Landing Gear for Multirotor UAV,” *El-Cezeri J. Sci. Eng.*, vol. 9, no. 1, pp. 159–170, 2022, doi: 10.31202/ecjse.952728.

[52] Y. W. Ding, X. H. Wei, H. Nie, and Y. P. Li, “Discharge coefficient calculation method of landing gear shock absorber and its influence on drop dynamics,” *J. Vibroengineering*, vol. 20, no. 7, pp. 2550–2562, 2018, doi: 10.21595/jve.2018.19049.

[53] Dinagara Aroulen Vencatasawmy, “Research on Landing Gear Metering Pin and Analysis of its Impact on the Buffer Performance,” *Int. J. Eng. Res.*, vol. V9, no. 07, pp. 356–361, 2020, doi: 10.17577/ijertv9is070229.

[54] F. Shi, W. Isaac Anak Dean, and T. Suyama, “Single-objective Optimization of Passive Shock Absorber for Landing Gear,” *Am. J. Mech. Eng.*, vol. 7, no. 3, pp. 107–115, 2019, doi: 10.12691/ajme-7-3-1.

[55] A. S. Yıldız and S. B. Eker, “Semi-active control implementation in aircraft landing gear systems using hardware-in-the-loop test bench,” *Eng. Res. Express*, vol. 6, no. 3, 2024, doi: 10.1088/2631-8695/ad68c3.

[56] J. Meyer, F. du, and W. Clarke, “Design Considerations for Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles,” *Aer. Veh.*, no. May 2015, 2009, doi: 10.5772/6482.

[57] M. Pak, “İnsansız Hava Aracı İçin Güdümleme Sistemi A Guidance System For Unmanned Air Vehicles,” 2013.

[58] L. Bai *et al.*, “Design and Experiment of a Deformable Bird-inspired UAV Perching Mechanism,” *J. Bionic Eng.*, vol. 18, no. 6, pp. 1304–1316, 2021, doi: 10.1007/s42235-021-00098-5.

[59] Q. V. Luong, D. S. Jang, and J. H. Hwang, “Robust adaptive control for an aircraft landing gear equipped with a magnetorheological damper,” *Appl. Sci.*, vol. 10, no. 4, 2020, doi: 10.3390/app10041459.

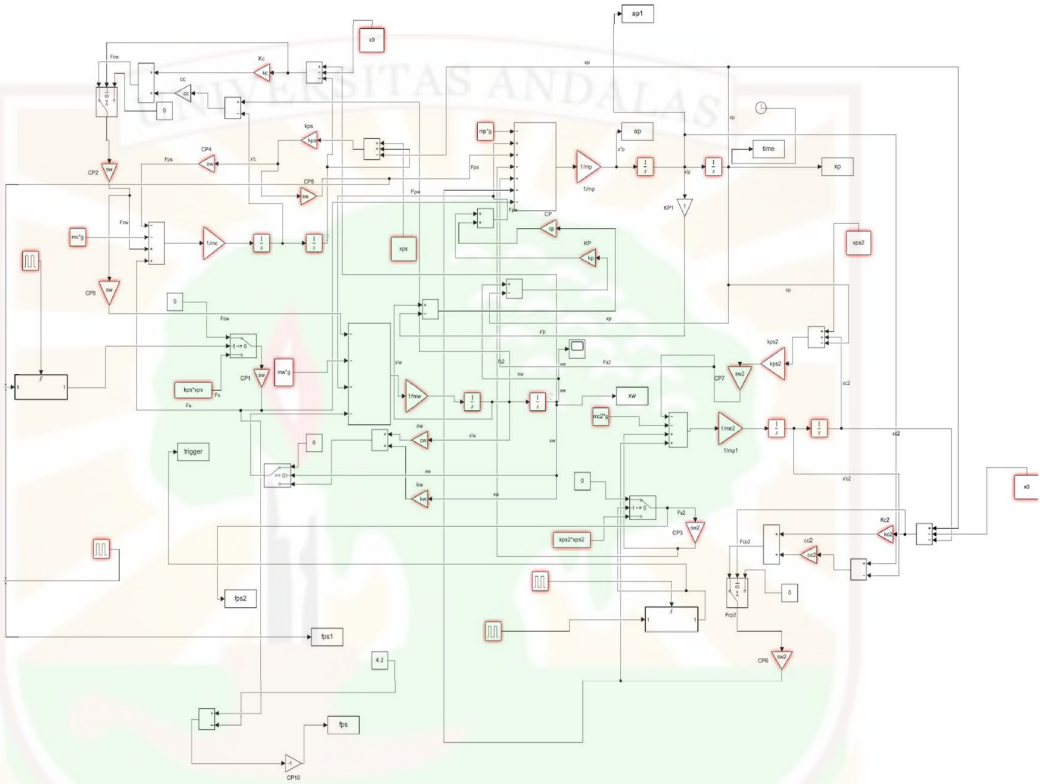
[60] V. M. Patil, A. M. Undale, G. M. Singh, and S. S. Patil, “Analysis of Causes of Delay in Any Construction Project,” *Int. J. Mod. Trends Eng. Res.*, vol. 4, no. 2, pp. 128–134, 2017, doi: 10.21884/ijmter.2017.4063.xcnky.

[61] R. J. Melosh, “Crashworthiness engineering of automobiles and aircraft:

Progress and promise," *J. Aircr.*, vol. 14, no. 7, pp. 693–698, 1977, doi: 10.2514/3.58841.

[62] L. Q. Viet and J. H. Hwang, "A Semi-Active Controller for an Aircraft Landing Gear Equipped with Magnetorheological Damper," *Appl. Mech. Mater.*, vol. 894, pp. 29–33, 2019, doi: 10.4028/www.scientific.net/amm.894.29.

[63] C. Han, B. G. Kim, B. H. Kang, and S. B. Choi, "Effects of magnetic core parameters on landing stability and efficiency of magnetorheological damper-based landing gear system," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, vol. 31, no. 2, pp. 198–208, 2020, doi: 10.1177/1045389X19862639.

LAMPIRAN

Lampiran A. Kode Simulink Model PSMEID dengan Pra-tinjau