



UNIVERSITAS PERTAHANAN REPUBLIK INDONESIA

**SIMULASI DAN OPTIMASI PROPELAN ROKET HIBRIDA
SETARA ROKET RHAN-450 UNTUK MENDUKUNG
KEMANDIRIAN PROPELAN INDONESIA**

ANDRE YOAN SETYANJANA

NIM : 120230403001

Tesis yang Ditulis untuk Memenuhi Sebagian Persyaratan dalam
Mendapatkan Gelar Magister Pertahanan

**FAKULTAS SAINS DAN TEKNOLOGI PERTAHANAN
PROGRAM STUDI TEKNOLOGI PERSENJATAAN**

BOGOR


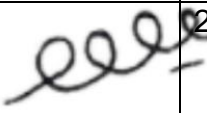
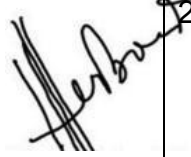

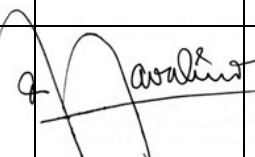
2025

LEMBAR PERSETUJUAN TESIS

Nama	: Andre Yoan Setyanjana
NIM	: 120230403001
Program Studi	: Teknologi Persenjataan
Fakultas	: Sains dan Teknologi Pertahanan
Judul Tesis	: Simulasi dan Optimasi Propelan Roket Hibrida Setara Roket RHan-450 Untuk Mendukung Kemandirian Propelan Indonesia
Pembimbing I,	
	
Y.H. Yogaswara, Ph.D Letkol Tek. NRP. 532003 NIDN.4724097907 Tanggal: 26 Februari 2025	
Pembimbing II,	
	
Dr. Soleh F. Junjuran, M.T NIP. 198702182014021004 Tanggal: 26 Februari 2025	
Mengetahui,	
Dekan Fakultas Sains dan Teknologi Pertahanan,	
	
Prof. Dr. Ir. Muhammad Asvial, M.Eng Pembina IV/b NIP. 196804061994031014 Tanggal: 4 Maret 2025	

LEMBAR PENGESAHAN TESIS

Nama : Andre Yoan Setyanjana
NIM : 120230403001
Program Studi : Teknologi Persenjataan
Fakultas : Sains dan Teknologi Pertahanan
Judul Tesis : Simulasi dan Optimasi Propelan Roket Hibrida
Setara Roket RHan-450 Untuk Mendukung
Kemandirian Propelan Indonesia

No	Nama	Tanda Tangan	Tanggal
1.	Pembimbing I: Y.H. Yogaswara, Ph.D Letnan Kolonel Tek NRP 532003 NIDN.4724097907		26-02-25
2.	Pembimbing II: Dr. Soleh F. Junjuran, M.T NIP. 198702182014021004		26-02-25
3.	Penguji I: Prof. Dr. Ir. Heri Budi Wibowo, M.T NIDN: 8933340022		28-02-25
4.	Penguji II: Dr. Ir. Nur Rachman Supadmana Muda, M.T Kolonel Arh NRP 11930095920768		27-02-25
5.	Penguji III: Dr. R. Djoko Andreas N, S.IP., M.AB Brigadir Jenderal TNI NRP 1910046130568		26-02-25

PERNYATAAN ORISINALITAS

Dengan ini saya menyatakan bahwa dalam tesis ini tidak terdapat karya atau bagian karya yang pernah diajukan untuk memperoleh gelar kesarjanaan jenjang apapun di suatu Perguruan Tinggi; dan sepanjang sepengetahuan saya juga tidak terdapat istilah, frasa, kalimat, paragraf, subbab atau bab dari karya yang pernah ditulis atau diterbitkan; kecuali yang secara tertulis diajukan dalam naskah ini dan disebutkan dalam Daftar Referensi.

Apabila di kemudian hari terbukti bahwa terdapat plagiat dalam tesis ini, saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan peraturan/undang-undang yang berlaku.

Bogor, 26 Februari 2025



Andre Yoan Setyanjana

KATA PENGANTAR

Dengan mengucapkan puji syukur ke hadirat Tuhan Yang Maha Esa atas segala rahmat, taufik, dan hidayah-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan tesis yang berjudul “Simulasi dan Optimasi Propelan Roket Hibrida Setara Roket RHan-450 Untuk Mendukung Kemandirian Propelan Indonesia” ini. Penulisan tesis ini merupakan salah satu syarat untuk memperoleh gelar Magister Pertahanan pada Program Studi Teknologi Persenjataan, Fakultas Sains dan Teknologi Pertahanan, Universitas Pertahanan Republik Indonesia.

Penyelesaian tesis ini tentunya tidak terlepas dari bantuan, dukungan, dan bimbingan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, pada kesempatan ini, dengan segala kerendahan hati, penulis ingin menyampaikan rasa terima kasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Letnan Jenderal TNI (Purn.) Jonni Mahroza, S.I.P., M.A., M.Sc., Ph.D, selaku Rektor Universitas Pertahanan Republik Indonesia.
2. Prof. Dr. Ir. Muhamad Asvial, M.Eng, selaku Dekan Fakultas Sains dan Teknologi Pertahanan.
3. Kolonel Pas Dr. Drs. Marsono, M.Si, selaku Ketua Program Studi Teknologi Persenjataan.
4. Letnan Kolonel Tek Y.H Yogaswara, Ph.D, selaku pembimbing I yang telah dengan sabar memberikan bimbingan, arahan, dan masukan yang sangat berharga sejak awal hingga akhir penyusunan tesis ini.
5. Dr. Soleh Fajar Junjuran, M.T, selaku pembimbing II, yang juga telah banyak sekali memberikan bimbingan tambahan dan koreksi yang memperkaya substansi penelitian ini. Wawasan dan keilmuan beliau sangat membantu penulis dalam menyelesaikan penelitian ini.
6. Prof. Dr. Ir. Heri Budi Wibowo, M.T, Kolonel Arh. Dr. Ir. Nur Rachman Supadmana Muda, M.T, dan Brigadir Jenderal TNI Dr. R. Djoko Andreas N, S.IP., M.AB, yang telah memberikan koreksi, saran, dan

kritik membangun selama proses ujian tesis, yang sangat berkontribusi dalam penyempurnaan penelitian ini.

7. Para Dosen Program Studi Teknologi Persenjataan, Fakultas Sains dan Teknologi Pertahanan, Universitas Pertahanan Republik Indonesia, yang telah membantu penulis melalui berbagai mata kuliah dan pengetahuan selama proses perkuliahan.
8. Asfari Azka Fadhilah, S.T., M.Han, selaku Staf Program Studi, yang selalu siap membantu dalam urusan administrasi akademik.
9. Balitbang Kementerian Pertahanan RI, Pusat Riset Teknologi Roket ORPA BRIN, dan PT. Dahana (Persero), yang telah memberikan dukungan teknis dan data yang diperlukan dalam pelaksanaan penelitian.
10. Keluarga terhebat, khususnya kepada orang tua tercinta, Bapak Sarjono dan Ibu Setyaningsih, serta saudara-saudara saya Shintya Retno Oktaviana dan Erwin Septia Adhi Saputra, yang selalu memberikan doa dan dukungan yang tak pernah putus selama masa studi hingga penyusunan tesis ini.
11. Anisa Khayati Nur Kafah, yang senantiasa memberikan dukungan semangat selama menempuh studi dan penelitian.
12. Teman-teman Magister Teknologi Persenjataan Cohort VII (Anung Nugroho, Dinda Khoirun Nisa, M. Fajar Sutejo, M. Ichsanul Adzan, Radhitya Danaputra, Robby A. Sitompul, Sholahuddin Asy-Syamil yang sudah seperti keluarga atas semua bantuan dan kebersamaannya.
13. Rekan seperjuangan, baik di dalam kampus (Agung Bachtiar, Retno Mulyanigrum, Nurul Indri Astuti, Dahan Cendikia Bhakti, Mohtar Suyitno, dll) maupun di luar kampus (Yanuar Dheni Ramadhan, Alfian Majid, Aji Rahmadi, Fahreza Ramadhani dll), yang telah memberikan motivasi dan kebersamaan selama perkuliahan.
14. Semua pihak yang tidak dapat penulis sebutkan satu per satu, namun telah memberikan kontribusi dalam bentuk apapun untuk kelancaran penyusunan tesis ini.

Semoga Tuhan Yang Maha Esa membalas kebaikan-kebaikan berbagai pihak atas bantuannya. Penulis menyadari bahwa tesis ini masih jauh dari kesempurnaan, baik dari segi isi maupun penulisan. Oleh karena itu, penulis sangat mengharapkan kritik dan saran yang membangun dari semua pihak demi perbaikan di masa mendatang.

Akhir kata, penulis berharap semoga tesis ini dapat memberikan manfaat dan kontribusi positif, baik bagi pengembangan ilmu pengetahuan maupun bagi pembaca yang tertarik pada topik penelitian ini. Semoga Tuhan Yang Maha Esa selalu melimpahkan rahmat dan ridha-Nya kepada kita semua.

Bogor, Februari 2025

Andre Yoan Setyanjana
NIM. 120230403001

ABSTRAK

SIMULASI DAN OPTIMASI PROPELAN ROKET HIBRIDA SETARA ROKET RHAN-450 UNTUK Mendukung KEMANDIRIAN PROPELAN INDONESIA

ANDRE YOAN SETYANJANA

Ketergantungan Indonesia pada impor bahan baku propelan, terutama dari China, menghadirkan tantangan strategis bagi kemandirian industri pertahanan. Penelitian ini bertujuan untuk mensimulasikan dan mengoptimalkan propelan roket hibrida berbasis parafin dari minyak bumi dan HDPE dari sampah plastik dengan oksidator N_2O dan LO_2 sebagai alternatif propelan RHan-450. Penelitian ini menggunakan metode penelitian kuantitatif dengan pendekatan simulasi karakteristik pembakaran dan termodinamika dengan CEA dan RPA, serta pemodelan optimasi balistik internal motor roket menggunakan MATLAB. Hasil simulasi menunjukkan bahwa propelan hibrida memiliki impuls spesifik (Isp) yang lebih tinggi dibandingkan RHan-450, yakni 276,82 s pada Parafin/ LO_2 , 273,13 s pada HDPE/ LO_2 , 249,56 s pada Parafin/ N_2O , dan 247,63 s pada HDPE/ N_2O , melampaui Isp RHan-450 sebesar 228,67 s. Optimasi balistik pada motor roket hibrida yang terbaik yaitu propelan Parafin/ LO_2 menghasilkan Isp motor 228,17 s, thrust 8539,16 kgf, dan burning time 19 s, dengan massa propelan hanya 709,63 kg, lebih efisien dibandingkan RHan-450 yang memiliki Isp motor 209,91, thrust 8352,10 kgf, dan burning time 20 s, dengan masa propelan yang lebih banyak 735,2 kg. Kesimpulan menunjukkan bahwa propelan hibrida menawarkan efisiensi lebih tinggi, lebih aman, stabil, dan terkontrol, serta memiliki potensi besar bahan baku untuk mendukung kemandirian teknologi propelan Indonesia. Implementasi lebih lanjut mencakup pengembangan model simulasi multidisiplin yang lebih akurat, pengujian prototipe, serta kolaborasi dengan industri dan pemerintah untuk mendukung kemandirian propelan nasional. Hasil penelitian ini dapat menjadi acuan dalam pengembangan roket dengan kinerja lebih tinggi serta membuka peluang untuk kolaborasi riset dan kebijakan penguatan industri pertahanan nasional.

Kata kunci: Simulasi, Optimasi, Roket Hibrida, Roket Padat RHan-450, Kemandirian Propelan Indonesia

ABSTRACT

SIMULATION AND OPTIMIZATION OF HYBRID ROCKET PROPELLANT EQUIVALENT TO RHAN-450 ROCKET TO SUPPORT INDONESIAN PROPELLANT INDEPENDENCE

ANDRE YOAN SETYANJANA

Indonesia's dependence on imports of propellant raw materials, especially from China, presents a strategic challenge to the independence of the defense industry. This research aims to simulate and optimize paraffin-based hybrid rocket propellants from petroleum and HDPE from plastic waste with N_2O and LO_2 oxidizers as an alternative to RHan-450 propellants. This study uses a quantitative research method with a simulation approach of combustion characteristics and thermodynamics with CEA and RPA, as well as internal ballistic optimization modeling of rocket motors using MATLAB. The simulation results show that the hybrid propellant has a higher specific impulse (Isp) than RHan-450, namely 276.82 s in Paraffin/ LO_2 , 273.13 s in HDPE/ LO_2 , 249.56 s in Paraffin/ N_2O , and 247.63 s in HDPE/ N_2O , surpassing RHan-450's Isp of 228.67 s. Ballistic optimization of the best hybrid rocket motor, namely Paraffin/ LO_2 propellant, produces a motor Isp of 228.17 s, thrust of 8539.16 kgf, and burning time of 19 s, with a propellant mass of only 709.63 kg, more efficient than RHan-450 which has a motor Isp of 209.91, thrust of 8352.10 kgf, and burning time of 20 s, with a larger propellant mass of 735.2 kg. The conclusion shows that hybrid propellants offer higher efficiency, are safer, more stable and controlled, and have great potential as feedstock to support Indonesia's propellant technology independence. Further implementation includes the development of more accurate multidisciplinary simulation models, prototype testing, and collaboration with industry and government to support national propellant independence. The results of this research can serve as a reference in the development of rockets with higher performance and open opportunities for research collaboration and policies to strengthen the national defense industry.

Keywords: Simulation, Optimization, Hybrid Rocket, RHan-450 Solid Rocket, Indonesian Propellant Independence

DAFTAR ISI

LEMBAR PERSETUJUAN TESIS	ii
LEMBAR PENGESAHAN TESIS	iii
PERNYATAAN ORISINALITAS	iv
KATA PENGANTAR	v
ABSTRAK	viii
ABSTRACT	ix
DAFTAR ISI	x
DAFTAR GAMBAR	xiii
DAFTAR TABEL	xv
DAFTAR GRAFIK	xvii
DAFTAR BAGAN	xviii
DAFTAR SINGKATAN	xix
DAFTAR PENGERTIAN	xx
DAFTAR LAMPIRAN	xxi
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Identifikasi Masalah	6
1.3 Pembatasan Masalah	7
1.4 Rumusan Masalah	8
1.5 Tujuan Penelitian	9
1.6 Manfaat Penelitian	9
1.6.1 Aspek Teoritis	10
1.6.2 Aspek Praktis	10
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	12
2.1 Landasan Teori	12
2.1.1 Pertahanan dan Keamanan Negara	12
2.1.2 Roket	15
2.1.3 Propelan	20
2.1.4 Model Simulasi	33

2.1.5	Metode Optimasi	39
2.1.6	Sarana Pertahanan dan Kemandirian Industri Pertahanan.....	39
2.1.7	Potensi Sumber Daya Indonesia	41
2.2	Hasil Penelitian Terdahulu	43
2.3	Kerangka Pemikiran.....	51
2.4	Hipotesis	52
BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....		54
3.1	Metode dan Desain Penelitian.....	54
3.1.1	Metode Penelitian.....	54
3.1.2	Desain Penelitian.....	54
3.2	Tempat dan Waktu Penelitian	57
3.2.1	Tempat Penelitian.....	57
3.2.2	Waktu Penelitian.....	58
3.3	Populasi dan Sampel Penelitian.....	59
3.3.1	Populasi Penelitian	59
3.3.2	Sampel Penelitian.....	59
3.4	Teknik Pengumpulan Data	60
3.4.1	Data Primer Penelitian.....	60
3.4.2	Data Sekunder Penelitian	60
3.5	Instrumen Penelitian	61
3.6	Teknik Pengolahan Data	62
3.7	Teknik Analisis Data.....	64
3.8	Hipotesis Statistik.....	64
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN.....		67
4.1	Deskripsi Data.....	67
4.2	Hasil Pengumpulan Data	69
4.2.1	Eksperimen Uji Statik Roket RHan-450.....	69
4.2.2	Propelan Roket Hibrida	72
4.2.3	<i>Bahan bakar</i>	73
4.2.4	Oksidator	75

4.3	Hasil Pengolahan Data	76
4.3.1	Simulasi Uji Statik RHan 450.....	77
4.3.2	Pasangan HDPE/N ₂ O.....	84
4.3.3	Pasangan HDPE/LO ₂	85
4.3.4	Pasangan <i>Paraffin</i> /N ₂ O.....	87
4.3.5	Pasangan <i>Paraffin</i> /LO ₂	88
4.3.6	Perbandingan Variasi Pasangan Propelan Hibrida.....	90
4.3.7	Validasi dan Verifikasi	93
4.3.8	Kajian <i>Regression Rate</i> Roket Hibrida	95
4.3.10	Optimasi Menggunakan <i>Genetic Algorithm (GA)</i>	104
4.3.11	Internal Balistik Motor Roket Hibrida	109
4.3.12	Kajian Potensi Propelan Sumber Daya Lokal Indonesia 133	
4.4	Pembahasan	139
4.4.1	Karakteristik dan Kinerja Propelan Hibrida Berbasis Parafin dan HDPE dengan Oksidator N ₂ O dan LO ₂ terhadap Propelan Padat pada Roket RHan-450.	139
4.4.2	Simulasi dapat Memodelkan Kinerja Propelan Hibrida untuk Mencapai atau Melebihi Kinerja Propelan Padat RHan-450.	148
4.4.3	Optimasi Kinerja Motor Roket Hibrida dengan Memaksimalkan Penggunaan Potensi Lokal Parafin dan HDPE untuk Mendukung kemandirian Propelan Indonesia.....	154
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN		169
5.1	Kesimpulan	169
5.2	Saran	170
5.2.1	Saran Teoritis	170
5.2.2	Saran Praktis	171
DAFTAR PUSTAKA.....		173
LAMPIRAN.....		188

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Skema Landasan Teori dan Keterkaitan Antartopik	12
Gambar 2.2 Pengujian RHan-450 di Pameungpeuk, Jawa Barat	18
Gambar 2.3 Perbedaan Roket Propelan Cair, Padat, dan Hibrida	25
Gambar 2.4 Skematik Konfigurasi Rocket Hybrid	31
Gambar 2.5 Perangkat Lunak NASA CEA	35
Gambar 2.6 Perangkat Lunak RPA.....	37
Gambar 2.7 Editor Window di Perangkat Lunak Matlab	38
Gambar 2.8 Piramida Industri Pertahanan.....	40
Gambar 4.1 Skema Perencanaan Propelan Hibrida	67
Gambar 4.2 Pemasangan Nosel dalam Roket RHan 450.....	69
Gambar 4.3 Geometri Nozzle Roket RHan 450	69
Gambar 4.4 Skema Roket Hibrida	72
Gambar 4.5 Tampilan Input Propelan di CEA	78
Gambar 4.6 Tampilan Parameter Input Nosel dan Pressure di CEA	79
Gambar 4.7 Tampilan Input Propelan di RPA	82
Gambar 4.8 Tampilan Parameter Input Nosel dan Pressure di RPA	82
Gambar 4.9 GUI (Graphical User Interface) MATLAB yang Digunakan	111
Gambar 4.10 Hasil Perbandingan Pressure Chamber dengan Burning Time Optimasi Motor Roket HDPE/N ₂ O	112
Gambar 4.11 Hasil Perbandingan Regression Rate dengan Burning Time Optimasi Motor Roket HDPE/N ₂ O	113
Gambar 4.12 Hasil Perbandingan Thrust dengan Burning Time Optimasi Motor Roket HDPE/N ₂ O	114
Gambar 4.13 Hasil Perbandingan O/F Ratio dengan Burning Time Optimasi Motor Roket HDPE/N ₂ O	115
Gambar 4.14 Hasil Perbandingan Pressure Chamber dengan Burning Time Optimasi Motor Roket HDPE/LO ₂	117

Gambar 4.15 Hasil Perbandingan Regression Rate dengan Burning Time Optimasi Motor Roket HDPE/LO ₂	118
Gambar 4.16 Hasil Perbandingan Thrust dengan Burning Time Optimasi Motor Roket HDPE/LO ₂	119
Gambar 4.17 Hasil Perbandingan O/F Ratio dengan Burning Time Optimasi Motor Roket HDPE/LO ₂	120
Gambar 4.18 Hasil Perbandingan Pressure Chamber dengan Burning Time Optimasi Motor Roket Paraffin/N ₂ O.....	121
Gambar 4.19 Hasil Perbandingan Regression Rate dengan Burning Time Optimasi Motor Roket Paraffin/N ₂ O.....	122
Gambar 4.20 Hasil Perbandingan Thrust dengan Burning Time Optimasi Motor Roket Paraffin/N ₂ O.....	123
Gambar 4.21 Hasil Perbandingan O/F Ratio dengan Burning Time Optimasi Motor Roket Paraffin/N ₂ O.....	124
Gambar 4.22 Hasil Perbandingan Pressure Chamber dengan Burning Time Optimasi Motor Roket Paraffin/LO ₂	125
Gambar 4.23 Hasil Perbandingan Regression Rate dengan Burning Time Optimasi Motor Roket Paraffin/LO ₂	126
Gambar 4.24 Hasil Perbandingan Thrust dengan Burning Time Optimasi Motor Roket Paraffin/LO ₂	127
Gambar 4.25 Hasil Perbandingan O/F Ratio dengan Burning Time Optimasi Motor Roket Paraffin/LO ₂	128

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Komposisi Umum Propelan.....	21
Tabel 2.2 Perbandingan Propelan Cair, Padat, dan Hibrida	24
Tabel 3.1 Jadwal Penelitian.....	58
Tabel 4.1 Perbandingan Setara dalam Roket RHan 450 dengan Constrains dalam Simulasi	68
Tabel 4.2 Parameter Geometri Nosel Roket RHan 450	70
Tabel 4.3 Komposisi Propelan Padat Roket RHan 450	71
Tabel 4.4 Hasil Eksperimen Uji Statik Propelan Padat Roket RHan 450 .	72
Tabel 4.5 Karakteristik Paraffin	73
Tabel 4.6 Karakteristik HDPE	74
Tabel 4.7 Karakteristik Nitrous Oxide.....	75
Tabel 4.8 Karakteristik Oksigen Cair.....	76
Tabel 4.9 Perbandingan Prinsip Kerja CEA dan RPA dalam Memodelkan Parameter Propelan	77
Tabel 4.10 Hasil Output Simulasi NASA CEA dari Uji Statik RHan-450 ..	80
Tabel 4.11 Hasil Output Simulasi RPA dari Uji Statik RHan 450	83
Tabel 4.12 Hasil Simulasi CEA pada Komposisi Propelan HDPE/N ₂ O....	84
Tabel 4.13 Hasil Simulasi CEA pada Komposisi Propelan HDPE/LO ₂	86
Tabel 4.14 Hasil Simulasi CEA pada Komposisi Propelan Paraffin/N ₂ O .	87
Tabel 4.15 Hasil Simulasi CEA pada Komposisi Propelan Paraffin/LO ₂ ..	89
Tabel 4.16 Verifikasi Data Hasil Simulasi RPA dengan CEA.....	93
Tabel 4.17 Validasi Literatur Penelitian Roket Motor Hibrida.....	95
Tabel 4.18 Perbandingan Literasi Hasil Simulasi Optimasi GA Menggunakan Matlab untuk Pasangan Propelan Hibrida.....	106
Tabel 4.19 Perbandingan Dimensi Geometri Motor Roket Hasil Simulasi Optimasi GA Menggunakan Matlab untuk Pasangan Propelan Hibrida	107
Tabel 4.20 Perbandingan Optimasi Internal Balistik Motor Roket Hibrida Hasil Simulasi Matlab	130

Tabel 4.21 Karakteristik Minyak Mentah Berlilin di Indonesia	135
Tabel 4.22 Karakteristik Parafin (Sasol Wax)	135
Tabel 4.23 Karakteristik HPDE dari Sampah Plastik.....	137
Tabel 4.24 Chromatogram dari hasil pirolisis plastik HDPE menjadi bahan bakar	138
Tabel 4.25 Perbandingan Specific Impulse (Isp) dari Eksperimen dan Simulasi Uji Statik Roket Padat RHan 450	143
Tabel 4.26 Perbandingan Karakteristik Simulasi Ideal Propelan Hibrida dengan Data Uji Statik Roket Padat RHan 450	146
Tabel 4.27 Perbandingan Karakteristik Simulasi Internal Balistik Motor Roket Hibrida dengan Data Motor Uji Statik RHan 450	165
Tabel 4.28 Perbedaan Isp Propelan dan Isp Motor Roket	166

DAFTAR GRAFIK

Grafik 4.1 Hasil Simulasi CEA dari Uji Statik RHan 450	81
Grafik 4.2 Hasil Simulasi RPA dari Uji Statik RHan 450	84
Grafik 4.3 Perbandingan O/F dengan Isp (s) pada Variasi Pasangan Propelan	90
Grafik 4.4 Perbandingan O/F dengan CF pada Variasi Pasangan Propelan	91
Grafik 4.5 Perbandingan O/F dengan C* pada Variasi Pasangan Propelan	92
Grafik 4.6 Perbandingan Regression Rate HDPE/N ₂ O Berdasarkan Literatur	96
Grafik 4.7 Perbandingan Regression Rate HDPE/LO ₂ Berdasarkan Literatur	98
Grafik 4.8 Perbandingan Regression Rate Paraffin/N ₂ O Berdasarkan Literatur	99
Grafik 4.9 Perbandingan Regression Rate Paraffin/LO ₂ Berdasarkan Literatur	101
Grafik 4.10 Perbandingan Rata-Rata Regression Rate Tiap Pasangan Propelan Hibrida Berdasarkan Literatur	102
Grafik 4.11 Perbandingan Thrust dengan Burning Time Pada Hasil Optimasi Motor Roket Hibrida	131
Grafik 4.12 Perbandingan Pressure Chamber dengan Burning Time Pada Hasil Optimasi Motor Roket Hibrida.....	132

DAFTAR BAGAN

Bagan 2.1 Karakteristik Oksidator Pada Roket Hibrida.....	32
Bagan 2.2 Kerangka Pemikiran Penelitian.....	51
Bagan 3.1 Diagram Alir Penelitian Secara Umum	55
Bagan 3.2 Diagram Alir Penelitian Secara Khusus.....	56
Bagan 4.1 Diagram Alir MATLAB Genetic Algorithm Optimasi Desain ..	104
Bagan 4.2 Diagram Alir MATLAB Internal Balistik Motor Roket	110
Bagan 4.3 Diagram Alir MATLAB Proses Optimasi Internal Balistik Motor Roket Hibrida.....	167

DAFTAR SINGKATAN

RHan 450	: Roket Pertahanan Kaliber 450 mm
BIG	: Badan Informasi Geospasial
Alutsista	: Alat Utama Sistem Senjata
NKRI	: Negara Kesatuan Republik Indonesia
UAV	: <i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
SBP	: <i>Single Base Propellant</i>
DBP	: <i>Double Base Propellant</i>
TBP	: <i>Triple Base Propellant</i>
LAPAN	: Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
PRTR	: Pusat Riset Teknologi Roket
ORPA	: Organisasi Riset Penerbangan dan Antariksa
BRIN	: Badan Riset dan Inovasi Nasional
AP	: <i>Ammonium Perchlorate</i>
HTPB	: <i>Hydroxyl-terminated polybutadiene</i>
TDI	: <i>Toluen Diisocyanate</i>
Al	: <i>Aluminium</i>
HyEnD	: <i>Hybrid Engine Development</i>
HDPE	: <i>High Density Polyethylene</i>
N ₂ O	: <i>Nitrous Oxide</i>
LO ₂	: <i>Liquid Oxygen</i>
NASA	: <i>National Aeronautics and Space Administration</i>
CEA	: <i>Chemical Equilibrium with Applications</i>
RPA	: <i>Rocket Propulsion Analysis</i>
MATLAB	: <i>Matrix Laboratory</i>
Isp	: <i>Specific Impulse</i>
CF	: <i>Thrust Coefficient</i>
C*	: <i>Characteristic Velocity</i>
Tc	: <i>Temperature Combustion</i>
Pc	: <i>Pressure Chamber</i>
Gamma	: <i>Specific Heat Ratio</i>
MW	: <i>Molecular Weight</i>
O/F	: <i>Oxidizer/Fuel</i>
MEF	: <i>Minimum Essential Force</i>
GA	: <i>Genetic Algorithm</i>
NIST	: <i>National Institute of Standards and Technology</i>

DAFTAR PENGERTIAN

Propelan adalah bahan kimia atau campuran bahan yang digunakan untuk menghasilkan dorongan pada roket melalui proses pembakaran atau reaksi kimia lainnya

Oksidator adalah komponen dalam propelan yang menyediakan oksigen untuk mendukung pembakaran bahan bakar.

Fuel adalah komponen dalam propelan yang bereaksi dengan oksidator untuk menghasilkan energi panas dan gas bertekanan tinggi.

Enthalpy adalah kuran total energi termodinamika dalam sistem, mencakup energi internal dan kerja tekanan-volume.

Molecular weight adalah massa rata-rata molekul dalam suatu zat, diukur dalam satuan gram per mol (g/mol).

Simulasi adalah proses pemodelan matematis atau numerik untuk memprediksi perilaku suatu sistem.

Optimasi adalah proses penyesuaian parameter untuk mencapai performa terbaik

Pressure chamber adalah tekanan gas di dalam ruang pembakaran motor roket

Spesific impulse (Isp) adalah ukuran efisiensi roket, didefinisikan sebagai dorongan per satuan laju aliran massa propelan.

Thrust coefficient (CF) adalah parameter tak berdimensi yang menghubungkan dorongan dengan tekanan ruang bakar dan luas nozzle.

Characteristic velocity (C)* adalah parameter performa yang menggambarkan efisiensi pembakaran propelan.

O/F ratio adalah perbandingan massa oksidator terhadap bahan bakar dalam propelan.

Burning time adalah durasi propelan terbakar dan menghasilkan dorongan

Regression rate adalah kecepatan permukaan bahan bakar padat terbakar dan mundur selama pembakaran.

Thrust adalah gaya yang dihasilkan motor roket untuk mendorong kendaraan

Total impulse adalah integral dorongan terhadap waktu, menggambarkan total energi yang dihasilkan motor roket.

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 1: Surat Permohonan Izin Penelitian.....	188
Lampiran 2: Hasil Uji Statik RHan 450.....	190
Lampiran 3: Hasil Simulasi NASA CEA Uji Statik Roket RHan 450	192
Lampiran 4: Hasil Simulasi RPA Uji Statik Roket RHan 450.....	193
Lampiran 5: Hasil Simulasi NASA CEA Roket Hibrida	194
Lampiran 6: Hasil Simulasi RPA Roket Hibrida.....	196
Lampiran 7: Hasil Kajian Regression Rate Roket Hibrida.....	200
Lampiran 8: Hasil Simulasi Genetic Algorithm Menggunakan Matlab	202
Lampiran 9: Hasil Simulasi Motor Roket Menggunakan Matlab.....	212
Lampiran 10: Kalibrasi, Validasi, dan Verifikasi	216
Lampiran 11: Analisa Data.....	217
Lampiran 12: Roket Hibrida di Dunia	244
Lampiran 13: Dokumentasi Penelitian	245