

BAB 2

KAJIAN PUSTAKA

2.1 Landasan Teori

2.1.1 Keamanan dan Pertahanan Nasional

Keamanan dan pertahanan nasional merupakan elemen krusial dalam menjaga kedaulatan serta keutuhan suatu negara. Sebagai negara kepulauan terbesar dengan posisi geopolitik yang strategis, Indonesia menghadapi tantangan keamanan dan pertahanan yang cukup kompleks. Suryohadiprojo (2005) menjelaskan bahwa doktrin pertahanan Indonesia berlandaskan pada konsep Sistem Pertahanan Semesta (Sishanta), yang melibatkan seluruh warga negara, wilayah, serta sumber daya nasional dalam menjaga pertahanan. Konsep ini berakar dari pengalaman perjuangan kemerdekaan dan diatur dalam UU No. 3 Tahun 2002 tentang Pertahanan Negara. Sementara itu, Widjajanto (2013) menekankan bahwa keamanan nasional Indonesia tidak hanya terbatas pada aspek militer, tetapi juga mencakup berbagai dimensi lain seperti keamanan manusia, energi, pangan, dan lingkungan.

Sebagai negara kepulauan, Indonesia dihadapkan pada tantangan dalam menjaga keamanan maritimnya. Seskoad (2018) menekankan pentingnya perlindungan terhadap Alur Laut Kepulauan Indonesia (ALKI) dari ancaman seperti perompakan dan penyelundupan. Selain itu, sengketa wilayah di Laut Natuna Utara akibat klaim Nine-Dash Line oleh Tiongkok menjadi isu geopolitik yang signifikan. Laksmana (2011) menilai bahwa peningkatan kemampuan Angkatan Laut Indonesia merupakan faktor utama dalam menghadapi tantangan maritim, tetapi ia juga menggarisbawahi pentingnya diplomasi serta kerja sama regional dalam mengelola potensi konflik. Dalam konteks modernisasi pertahanan, konsep Minimum Essential Force (MEF) menjadi acuan utama. Schreer (2013) menjelaskan bahwa MEF bertujuan untuk membangun kekuatan pertahanan yang mampu menghadapi ancaman serta menjaga kedaulatan nasional. Implementasi program ini mencakup peningkatan kapabilitas Angkatan

Darat, Laut, dan Udara melalui pengadaan alutsista modern serta pengembangan industri pertahanan dalam negeri.

Supriyatno (2014) menganalisis bahwa penerapan MEF menghadapi kendala dalam hal pendanaan serta kapasitas industri pertahanan dalam negeri. Oleh karena itu, pengembangan industri pertahanan nasional menjadi fokus utama dalam kebijakan pertahanan Indonesia. Laksmana dan Mattis (2019) mengungkapkan bahwa penguatan industri pertahanan bertujuan tidak hanya untuk memenuhi kebutuhan alutsista domestik, tetapi juga untuk meningkatkan kemandirian teknologi dan potensi ekspor. Bitzinger (2017) menilai meskipun Indonesia telah mencapai kemajuan besar dalam mengembangkan industri pertahanan, masih terdapat tantangan terkait transfer teknologi dan integrasi dengan jaringan pasokan global.

2.1.2 Roket Pertahanan RX70 (RX-0707.01)

Roket merupakan kendaraan luar angkasa yang bergerak akibat gaya dorong yang dihasilkan dari reaksi antara mesin roket dan fluida yang dikeluarkan. Gas yang keluar dengan kecepatan hipersonik menciptakan dorongan reaktif yang besar, memungkinkan roket bergerak maju atau ke atas (Soedianto, et al., 2012). RX-70 atau RX-0707.01 dikembangkan sebagai pengganti roket FFAR dengan menggunakan propelan komposit dan nosel tunggal, serta dirancang untuk dapat dioperasikan pada pesawat tempur Sukhoi. Meskipun RX-70 memiliki kesamaan dengan FFAR 2.75" dalam komponen seperti tabung ruang bakar, nose cone, hulu ledak, dan sayap (fin), terdapat perbedaan pada desain nosel, jenis propelan, konfigurasi grain propelan, serta sistem penyala mula (igniter) yang digunakan.

Pemilihan nosel tunggal pada roket RX-70 didasarkan pada pertimbangan kemudahan dalam proses fabrikasi. Roket dengan konfigurasi nosel tunggal dapat menghasilkan efek puntir saat terbang dengan merancang launcher yang memiliki alur khusus. Saat roket keluar dari launcher, ia sudah mengalami rotasi yang optimal. Dengan pendekatan ini, diharapkan roket ber-nosel tunggal dapat memiliki kinerja yang setara dengan roket ber-nosel jamak seperti FFAR.

Spesifikasi rancangan roket RX-70 (RX-0707.01) dapat dilihat pada tabel 2.1 berikut.

Tabel 2.1 Spesifikasi Rancangan Roket RX 70 (RX-0707.01)

Spesifikasi RX 70 (RX-0707.01)	
Diameter (mm)	70 mm
Panjang (mm)	1330
Berat Propelan (kg)	2,0
Berat Total (kg)	9,8
Gaya Dorong (kgf)	225
Waktu Bakar (detik)	2,5
Jangkauan (km)	7,5 (el:40°)

Sumber : (Sutrisno, 2006)

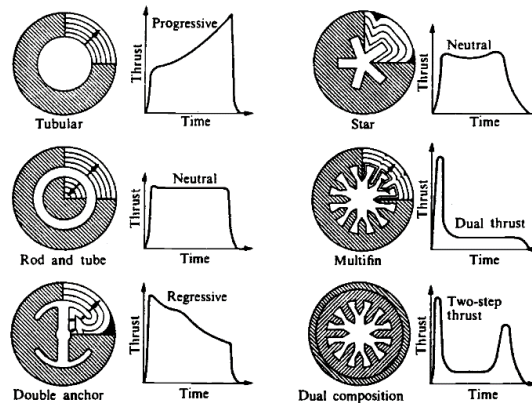
2.1.3 Propelan

Propelan adalah bahan peledak yang terbakar secara perlahan dan terkontrol, menghasilkan gas panas dalam jumlah besar yang digunakan untuk mendorong proyektil seperti peluru, rudal, roket, atau misil. Bahan ini bersifat mudah terbakar dan mengandung oksigen yang diperlukan untuk proses pembakaran adiabatik, dengan fungsi utama memberikan dorongan pada proyektil. Meskipun mudah terbakar, propelan umumnya tidak meledak. Bergantung pada aplikasinya, propelan dapat dikategorikan sebagai bahan untuk senjata atau roket (Agrawal, 2010). Menurut Sutton et al. (2017), istilah "propelan padat" memiliki beberapa makna, termasuk campuran berbasis karet atau plastik yang mengandung oksidator, bahan bakar, serta komponen tambahan yang telah diproses tetapi belum dikeringkan, atau dapat merujuk pada bahan tunggal seperti bahan bakar atau oksidator. Pemilihan propelan merupakan aspek krusial dalam perancangan motor roket. Propelan yang ideal harus memiliki kinerja tinggi atau impuls spesifik yang optimal, laju pembakaran yang dapat diprediksi, serta stabilitas tekanan yang baik selama proses pembakaran. Propelan padat terdiri dari campuran material dalam bentuk padat dan cair saat tahap pencampuran. Komponen padat umumnya terdiri dari garam kaya oksigen, seperti Ammonium Perchlorate (NH_4ClO_4), yang berfungsi sebagai oksidator dan mengandung sekitar 54,5% oksigen berdasarkan

berat. Selain itu, serbuk *Aluminium* (Al) digunakan sebagai bahan bakar untuk meningkatkan energi pembakaran. Sementara itu, bagian cair biasanya berupa polimer rantai panjang, seperti Hydroxyl-Terminated Polybutadiene (HTPB), yang berperan sebagai pengikat sekaligus penguat bahan bakar dalam campuran. Proses pengerasan terjadi melalui penambahan agen penguat, seperti Isoforondiisosiyanat, yang memicu proses polimerisasi silang (cross-polymerization). Setelah semua bahan dicampurkan, propelan berbentuk kental dan dituangkan ke dalam cetakan yang telah diposisikan di pusat mesin roket. Campuran ini kemudian mengalami proses pengerasan dalam oven pada suhu tinggi (60°C – 70°C) selama periode tertentu hingga mencapai kondisi padat yang optimal.

2.1.3.1 Karakteristik Propelan

Kinerja propelan dapat diukur menggunakan beberapa parameter utama, seperti laju pembakaran (burning rate) dan impuls spesifik (I_{sp}), yang digunakan untuk menghitung gaya dorong yang dihasilkan. Laju pembakaran mengacu pada panjang propelan yang terbakar dalam satuan waktu dan memiliki dimensi panjang per waktu (L/T) menurut Mattingly (2006). Sementara itu, impuls spesifik merupakan hasil pembagian antara gaya dengan laju aliran massa propelan yang dikalikan dengan percepatan gravitasi, serta memiliki dimensi waktu (T), sebagaimana dijelaskan oleh Sutton (2001). Setiap jenis propelan padat memiliki nilai impuls spesifik yang berbeda, tergantung pada jenis bahan, komposisi, serta konfigurasi grain yang digunakan. Propelan padat dirancang dengan berbagai konfigurasi grain, di mana setiap bentuk memiliki karakteristik tersendiri yang dapat direpresentasikan dalam grafik hubungan antara gaya dan waktu. Luas area di bawah grafik tersebut mencerminkan nilai impuls spesifik. Pengaruh bentuk grain propelan padat terhadap gaya dorong serta durasi pembakaran dapat dilihat pada Gambar 2.1 berikut.



Gambar 2.1 Grain propelan padat dan gaya dorong vs waktu

Sumber: (Mattingly, 2006)

Tabel 2.2 Karakter laju pembakaran beberapa formulasi propelan padat

Propelan	Isp (Ns/kg)	r (mm/s)	N	Ket
Komposit, AP/Al/HTPB/Nitramine	2500-2600	6-40	0.3-0.5	High Existing
Komposit (mengurangi asap), AP/HTPB/nitramine	2400-2500	6-40	0.3-0.5	Reduces Existing
DB RP, NC/NG	2100-2300	10-25	0-0.3	Low existing
AN GAP/AN/nitramine/plasticizer	2200-2350	5-10	0.4-0.6	Low
Nitramine RP, GAP/nitramine/AP/lasticizer	2300-2450	10-30	0.4-0,6	Low

Sumber : (Heri Budi Wibowo, 2011)

Propelan komposit umumnya stabil, tetapi tetap memiliki tingkat sensitivitas tertentu. Formulasi propelan berbasis HTPB dikenal memiliki sifat mekanik yang baik. Namun, salah satu kelemahannya adalah penggunaan Ammonium Perchlorate (AP), yang saat terbakar menghasilkan hidrogen klorida (HCl), senyawa yang bersifat korosif dan berdampak negatif terhadap lingkungan. Propelan berkinerja tinggi biasanya mengandung serbuk *Aluminium* sebagai bahan bakar karena memiliki suhu pembakaran yang tinggi serta menggunakan AP sebagai oksidator. Pembakaran *Aluminium* menghasilkan *Aluminium* oksida, yang selain berdampak buruk bagi lingkungan, juga dapat

meningkatkan kemungkinan deteksi oleh radar dalam aplikasi militer. Alternatif lain seperti AND dan GAP memiliki kinerja yang masih lebih rendah dibandingkan kombinasi AP-HTPB. Selain itu, kedua bahan ini memiliki tingkat eksplosivitas yang terlalu tinggi, sehingga kurang ideal untuk digunakan sebagai propelan komposit (Wibowo, 2011).

2.1.3.2 Kinerja Propelan

Menurut persamaan Tsiolkovsky, kinerja propelan dapat dievaluasi berdasarkan kemampuannya dalam menghasilkan percepatan yang memungkinkan roket meluncur dengan kecepatan tertentu. Kecepatan ini sering disebut sebagai boost velocity. Secara matematis, hubungan tersebut dapat dinyatakan dalam persamaan dasar berikut:

$$v = I_{sp} \cdot g \ln [(m_o / (m_o - m_p))] \dots\dots\dots (2-1)$$

dengan : v = kecepatan luncur roket; I_{sp} = impuls spesifik; g = percepatan gravitasi; m_o = masa awal roket; dan m_p = masa propelan. Impuls spesifik mencerminkan seberapa besar energi yang dapat dihasilkan oleh propelan. Sementara itu, massa awal roket (m_o) dan massa propelan (m_p) berperan dalam menentukan rasio massa, yang berdampak langsung pada kemungkinan pengurangan ukuran motor roket. Lebih lanjut, nilai I_{sp} dapat dihitung menggunakan rumus berikut:

$$I_{sp} = \sqrt{[2\gamma/(\gamma-1)](R_o/M)T_c[1-p_e/p_c]^{(\gamma-1)/\gamma}} \dots\dots\dots (2-2)$$

Atau

$$I_{sp} = 4,562\sqrt{[k/(k-1)](R_o/M)T_c[1-(p_e/p_c)^{(k-1)/k}]} \dots\dots\dots (2-3)$$

Dengan γ = rasio panas spesifik; k = koefisien isentropik nosel; R_o = konstanta gas universal atau 8,31234 J/mol.OK; M = Masa molar dari gas-gas (sebagai hasil pembakaran); T_c = temperatur pembakaran; p_c = temperatur pembakaran; p_e = tekanan di eksit nosel; p_c = tekanan di tabung motor roket.

Berdasarkan persamaan tersebut, nilai impuls spesifik (I_{sp}) dipengaruhi oleh karakteristik teknik motor roket, seperti perbandingan antara tekanan di exit nozzle dan tekanan dalam ruang bakar. Selain itu, I_{sp} juga bergantung pada sifat gas hasil pembakaran, yang

memengaruhi massa molar (M) serta rasio kapasitas panas spesifik., γ , dan temperatur pembakaran T_c .

2.1.4 Komponen Utama Propelan

Propelan merupakan sumber energi utama dalam roket yang berfungsi menghasilkan gaya dorong (thrust). Propelan terdiri dari dua komponen utama, yaitu oksidator dan bahan bakar, serta sering dilengkapi dengan zat aditif untuk meningkatkan kinerja. Setiap komponen memiliki perannya masing-masing, di mana oksidator berfungsi menyediakan oksigen untuk pembakaran, seperti Ammonium Perchlorate dan Amonium Nitrat. Bahan bakar bereaksi dengan oksidator untuk menghasilkan energi panas yang kemudian dikonversi menjadi tenaga dorong, contohnya *Aluminium*. Selain itu, binder atau pengikat berfungsi menggabungkan oksidator dan bahan bakar menjadi campuran yang homogen serta berperan sebagai bahan bakar tambahan, seperti Hydroxyl-Terminated Polybutadiene (HTPB). Pemilihan jenis dan komposisi propelan sangat krusial untuk memastikan performa optimal, keamanan, stabilitas penyimpanan, serta efisiensi biaya. Sebagai contoh, pada roket RX-70, penggunaan propelan berbasis komposit memberikan stabilitas lebih baik dibandingkan propelan double base yang lebih rentan terhadap degradasi.

2.1.4.1 *Ammonium Perchlorate* (AP)

Ammonium Perchlorate (AP) merupakan senyawa kimia yang memiliki peran penting dalam industri propulsi, bahan peledak, dan petrokimia (Jos & Mathew, 2017). Sebagai oksidator yang umum digunakan, AP memungkinkan terjadinya reaksi pembakaran yang kuat dan stabil. Senyawa ini berbentuk garam yang terdiri dari ion ammonium (NH_4^+) dan ion perchlorate (ClO_4^-) dengan rumus kimia NH_4ClO_4 . Salah satu aplikasi utama AP adalah sebagai oksidator dalam campuran bahan bakar dan propelan roket, di mana senyawa ini menyediakan oksigen untuk pembakaran sehingga menghasilkan dorongan yang besar. Propelan berbasis AP dikenal memiliki efisiensi pembakaran tinggi, yang sangat penting dalam meningkatkan kinerja sistem propulsi. Namun, AP juga memiliki sensitivitas terhadap

guncangan dan suhu tinggi, sehingga berpotensi menimbulkan ledakan jika tidak ditangani dengan baik.

Selain digunakan dalam propulsi, *Ammonium Perchlorate* juga memiliki berbagai aplikasi industri lainnya. Misalnya, dalam produksi kertas, sebagai oksidator dalam bahan peledak, sebagai bahan pengisi dalam airbag kendaraan, serta dalam proses pemurnian gula mentah. Seiring perkembangan teknologi, penelitian terus dilakukan untuk memahami karakteristik dan potensi penggunaan AP lebih lanjut.

Sebagai salah satu senyawa kimia yang krusial dalam industri propulsi dan bahan peledak, AP memiliki manfaat yang signifikan dalam eksplorasi luar angkasa serta aplikasi industri lainnya. Namun, penting bagi pengguna untuk memahami risiko yang terkait dan menerapkan standar keselamatan yang ketat dalam penanganan serta penggunaannya.

2.1.4.2 *Aluminium* (Al)

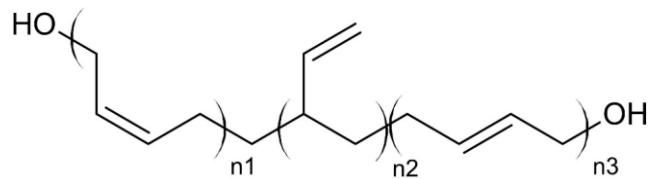
Aluminium (Al) merupakan salah satu material yang sering digunakan dalam propelan roket karena memiliki berbagai sifat yang menguntungkan. *Aluminium* memiliki struktur kristal face-centered cubic (FCC), yang membuatnya bersifat ulet dan mudah dibentuk (Callister & Rethwisch, 2014). Dengan densitas sekitar 2,7 g/cm³, *Aluminium* jauh lebih ringan dibandingkan banyak logam lainnya, menjadikannya pilihan ideal untuk aplikasi aerospasial di mana bobot merupakan faktor krusial (Sutton & Biblarz, 2016).

Dalam propelan roket, *Aluminium* umumnya digunakan dalam bentuk serbuk dengan ukuran partikel sangat kecil, berkisar antara 5–60 µm. Ukuran partikel ini mempengaruhi efisiensi dan laju pembakaran propelan (Trunov et al., 2005). Setiap partikel *Aluminium* biasanya memiliki lapisan tipis *Aluminium* oksida (Al₂O₃), yang berfungsi melindungi dari oksidasi lebih lanjut namun juga memengaruhi karakteristik pembakarannya (Sundaram & Yetter, 2017). *Aluminium* yang digunakan dalam propelan roket memiliki kemurnian tinggi, biasanya lebih dari 99,5%, untuk memastikan kinerja propelan tetap konsisten (Sippel et al., 2013).

Penggunaan *Aluminium* dalam propelan roket memberikan beberapa keuntungan, seperti peningkatan impuls spesifik, suhu pembakaran yang lebih tinggi, serta kestabilan pembakaran yang lebih baik (DeLuca et al., 2005). Dalam propelan komposit, *Aluminium* berinteraksi dengan binder polimer, yang memengaruhi sifat mekanik serta karakteristik pembakarannya. Pemilihan binder yang tepat dapat meningkatkan dispersi partikel *Aluminium* dan stabilitas propelan secara keseluruhan (Kubota, 2007).

2.1.4.3 *Hydroxyl Terminated Polybutadiene* (HTPB)

Hydroxyl Terminated Polybutadiene (HTPB) merupakan polimer sintesis yang sering digunakan sebagai bahan pengikat (binder) dalam propelan roket komposit. Polimer ini memiliki struktur linear yang terdiri dari rantai utama unit-unit butadiena dengan gugus hidroksil pada kedua ujungnya. Struktur umum HTPB dapat direpresentasikan sebagai berikut $\text{HO}-[\text{CH}_2\text{-CH}=\text{CH-CH}_2\text{]}_n\text{-OH}$, di mana n adalah jumlah unit pengulangan butadiena (Agrawal, J. P, 2010).



Gambar 2.2 Struktur kimia *Hydroxyl Terminated Polybutadiene* (HTPB)

Mikrostruktur HTPB umumnya terdiri dari 20-30% cis-1,4, 50-60% trans-1,4, serta 15-25% vinil-1,2 (Nazare et al., 1992). Dalam aplikasi propelan roket, HTPB dengan berat molekul rata-rata (M_n) sekitar 2000-3000 g/mol sering digunakan (Kumari et al., 2019). Fungsionalitas hidroksil pada HTPB yang digunakan untuk propelan biasanya berkisar antara 2,2 hingga 2,6, yang memungkinkan pembentukan ikatan silang yang optimal selama proses pengerasan (curing) (Comfort et al., 2019). Setelah mengalami curing dengan isosianat, HTPB membentuk jaringan tiga dimensi yang memberikan kekuatan mekanik serta fleksibilitas yang penting bagi kinerja propelan padat (Cerri et al., 2013).

Gugus hidroksil pada HTPB mampu berinteraksi dengan permukaan partikel oksidator maupun bahan bakar logam, sehingga meningkatkan adhesi serta penyebaran partikel dalam matriks polimer (Mahanta et al., 2019). Struktur HTPB juga dapat dimodifikasi untuk keperluan spesifik, misalnya dengan menambahkan gugus fungsional tambahan atau mengatur distribusi isomer guna mengoptimalkan karakteristik tertentu (Wingborg & Eldsäter, 2002). Penggunaan HTPB dalam propelan roket memberikan sejumlah keuntungan, seperti stabilitas termal yang baik, kompatibilitas tinggi dengan berbagai oksidator dan aditif, sifat mekanik yang dapat disesuaikan, viskositas rendah sebelum curing yang mempermudah proses manufaktur, serta panas pembakaran yang relatif tinggi (Agrawal, 2010).

2.1.4.4 *Pentaerythritol Tetranitrate* (PETN)

Pentaerythritol Tetranitrate (PETN) merupakan bahan peledak organik yang tergolong dalam kelompok ester nitrat. Senyawa ini memiliki rumus molekul $C_5H_8N_4O_{12}$ dan tersusun atas pentaeritritol yang terikat dengan empat gugus nitro (Agrawal, 2007). PETN dapat berperan sebagai oksidator dalam beberapa campuran bahan bakar roket, terutama untuk roket berukuran kecil atau sistem propulsi tertentu. Sebagai senyawa yang kaya oksigen, PETN mampu menyediakan oksigen yang diperlukan dalam proses pembakaran bahan bakar (Sutton, G.P., & Biblarz, O, 2016). PETN banyak dimanfaatkan sebagai bahan peledak berkekuatan tinggi dalam berbagai aplikasi militer dan industri karena stabilitasnya serta daya ledaknya yang besar. Beberapa sifat PETN antara lain berbentuk kristal putih pada suhu ruang, memiliki titik leleh sekitar $141,3^{\circ}C$, sensitif terhadap guncangan dan gesekan, kecepatan detonasi sekitar 8.400 m/s, serta energi ledakan sekitar 6.012 kJ/kg (Agrawal, J.P., & Hodgson, P, 1891; Osmark & Ang, H.G, 2012).

2.1.4.5 *Toluene Diisocyanate*(TDI)

Toluene Diisocyanate (TDI) memiliki rumus molekul $CH_3C_6H_3(NCO)_2$ dan terdiri dari dua isomer utama, yaitu *2,4-Toluene Diisocyanate* dan *2,6-Toluene Diisocyanate*. Dalam binder propelan, TDI umumnya digunakan dalam bentuk campuran kedua isomer

tersebut, dengan 2,4-TDI sebagai komponen yang lebih dominan. Reaktivitas gugus NCO dalam TDI berperan penting dalam pembentukan jaringan poliuretan (Agrawal, J. P., 2010). TDI dapat bereaksi dengan polioliol, seperti *Hydroxyl Terminated Polybutadiene* (HTPB), membentuk ikatan uretan yang menghasilkan struktur jaringan tiga dimensi sebagai matriks pengikat dalam propelan (Sutton, G. P., & Biblarz, O., 2016).

Binder yang terbentuk memiliki jaringan tiga dimensi yang kompleks, di mana segmen lunak berasal dari rantai utama HTPB, sementara segmen keras terbentuk dari ikatan uretan. Kombinasi ini memberikan fleksibilitas serta kekuatan pada butiran propelan (Kumari, D., Balakshe, R., Banerjee, S., & Singh, H., 2012). Struktur binder TDI-HTPB sangat mempengaruhi sifat mekanik dan balistik propelan. Kepadatan ikatan silang serta rasio antara segmen keras dan lunak dalam binder ini berdampak pada sifat mekanik, laju pembakaran, dan ketahanan propelan terhadap penuaan. Kepadatan ikatan silang yang lebih tinggi umumnya meningkatkan kekuatan material tetapi dapat mengurangi kemampuannya untuk meregang (Davenas, A., 1993).

Struktur binder dapat dimodifikasi untuk meningkatkan kinerja propelan. Penyesuaian rasio TDI terhadap HTPB, penambahan pemanjang rantai, atau penggunaan bahan pemlastis dapat diterapkan untuk menyesuaikan karakteristik binder sesuai kebutuhan spesifik, seperti meningkatkan fleksibilitas pada suhu rendah atau meningkatkan kekuatan tarik (Rezaei, M., Mousavi, S. A., & Azdast, T., 2017).

2.1.5 Motor Roket

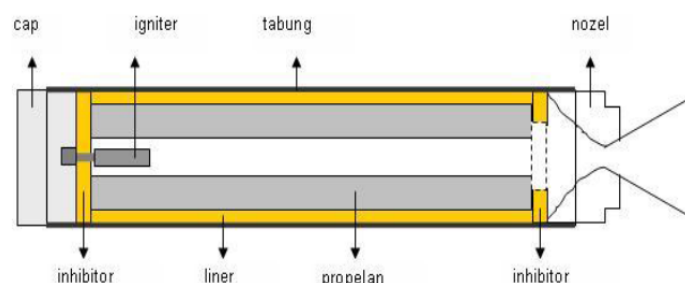
Mesin roket merupakan jenis mesin jet yang memanfaatkan massa propelan yang telah disimpan untuk menghasilkan jet pendorong berkecepatan tinggi. Sebagai mesin reaksi, motor roket menghasilkan gaya dorong berdasarkan hukum ketiga Newton. Karena tidak memerlukan sumber eksternal untuk membentuk jet, mesin roket dapat digunakan dalam propulsi pesawat ruang angkasa, kendaraan peluncur luar angkasa, serta aplikasi terestrial seperti rudal. Sebagian besar mesin roket beroperasi sebagai mesin pembakaran internal, meskipun

terdapat beberapa varian non-pembakaran (Corradini, Zhu, Fan, & Jean, 2016).

Mesin roket memiliki nozzle dengan kecepatan tertinggi, bobot yang sangat ringan, namun efisiensi propelan yang paling rendah dibandingkan dengan jenis mesin jet lainnya, karena impuls spesifiknya lebih kecil. Pada motor roket berbahan bakar padat, propelan disimpan di dalam ruang pembakaran, dan proses pembakaran dimulai dengan menyalakan igniter, yang berfungsi sebagai pemicu api untuk membakar ujung propelan padat.

Permukaan propelan padat yang terkena nyala api dari penyala awal akan terus meluas dan menyebar ke area propelan yang belum terbakar. Pembakaran pada grain propelan menghasilkan gas bersuhu tinggi, yang kemudian dikeluarkan melalui nozzle yang dirancang dengan diameter throat lebih kecil dibandingkan bagian luarnya. Desain ini bertujuan agar gas yang keluar memiliki kecepatan subsonik, sehingga dapat menghasilkan dorongan reaktif pada roket (Sandy, 2015).

Secara umum, setiap motor roket dengan propulsi padat memanfaatkan oksigen dari lingkungan sekitar untuk mendukung proses pembakaran propelan. Namun, pada roket berpropulsi cair, oksigen diperoleh dari tabung penyimpanan yang merupakan bagian dari sistem motor roket. Hal ini memungkinkan motor roket untuk beroperasi di lingkungan dengan kadar oksigen rendah, termasuk di ruang hampa udara (Sandy, 2025). Contoh struktur arsitektur dari motor roket dapat dilihat pada gambar 2.3 berikut.



Gambar 2.3 Arsitektur motor roket

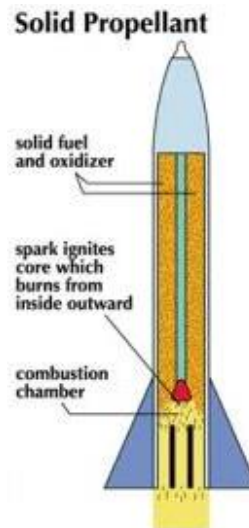
Sumber : (Dewi, 2016)

Sebuah roket dilengkapi dengan tangki yang berisi hidrogen cair dan oksigen cair sebagai bahan bakarnya. Kedua zat ini dicampurkan di dalam ruang pembakaran, di mana terjadi proses pembakaran yang menghasilkan gas panas. Gas tersebut kemudian dilepaskan melalui nozzle yang terletak di bagian ekor roket.

Selama proses ini, momentum gas berubah dari nol (0) menjadi mv dalam selang waktu tertentu (Δt), menghasilkan gaya yang diberikan roket pada gas, sesuai dengan persamaan $F = \Delta p / \Delta t$ yang menyatakan bahwa gaya pada suatu benda sama dengan perubahan momentumnya per satuan waktu. Gaya ini bekerja ke arah bawah, dan berdasarkan hukum ketiga Newton, gas memberikan gaya reaksi yang sama besar namun berlawanan arah terhadap roket, yaitu ke atas. Akibatnya, roket terdorong ke atas dan bergerak menjauhi permukaan bumi.

Penyalan propelan padat melibatkan serangkaian peristiwa cepat dan kompleks yang dimulai setelah menerima sinyal, biasanya dalam bentuk listrik. Proses ini mencakup pembangkitan panas, transfer panas dari penyala ke permukaan butiran propelan, penyebaran api ke seluruh area pembakaran, serta pengisian volume ruang kosong (rongga) dengan gas. Selain itu, tekanan ruang harus meningkat secara bertahap tanpa menyebabkan gangguan seperti tekanan berlebih, osilasi pembakaran, gelombang kejut yang merusak, keterlambatan penyalan, pemadaman, atau pengosongan. Penyala dalam motor roket berperan dalam menghasilkan panas dan gas yang diperlukan untuk memulai proses pembakaran (Corradini et al., 2016).

Secara umum, sebuah roket terdiri dari tiga bagian utama: bagian pembawa muatan, sistem pengendali, dan mesin atau motor roket. Bagian pembawa muatan berfungsi untuk mengangkat barang, objek tertentu, hingga bahan peledak. Sementara itu, sistem pengendali merupakan bagian yang berisi berbagai perangkat kendali. Contoh struktur roket berbahan bakar padat dapat dilihat pada gambar 2.4 berikut.

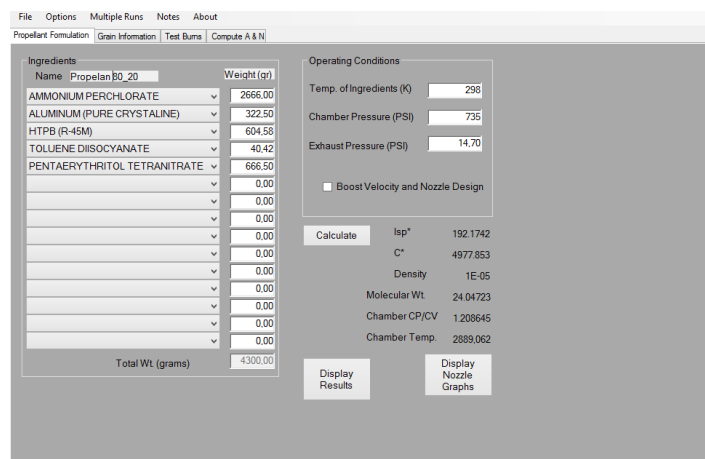


Gambar 2.4 Raket berbahan bakar padat

Sumber : (Robert A, 2008)

2.1.6 Software Simulasi Propelan Raket (ProPEP-3)

Simulasi pembakaran propelan komposit dilakukan secara teoritis dengan bantuan perangkat lunak. Salah satu perangkat lunak yang dapat digunakan adalah Gas Dynamics Lab Propellant Evaluation Program (GDL ProPEP), yang dikembangkan oleh James E. Lainer sebagai pengembangan dari perangkat lunak sebelumnya, Propellant Evaluation Program (ProPEP), yang dibuat oleh D. R. Cruise. Melalui simulasi ini, dapat diperoleh komposisi propelan yang optimal dengan menyesuaikan rasio bahan penyusun, sehingga performa yang diinginkan dapat dicapai.



Gambar 2.5 Tampilan antar muka Software ProPep

Sumber (Olahan peneliti, 2024)

Komposisi material dalam propelan perlu diperhatikan agar data yang diperoleh dapat digunakan untuk memprediksi kinerja motor roket secara akurat. Formulasi propelan dapat dimodifikasi dengan menambah atau mengurangi jumlah produk reaksi tertentu guna meningkatkan efek yang diinginkan, serta menyesuaikan kepadatannya dengan memvariasikan komposisi bahan. Simulasi reformulasi menggunakan perangkat lunak ProPEP dapat membantu mengurangi jumlah eksperimen yang diperlukan, sehingga proses optimalisasi formulasi dapat dilakukan dalam waktu lebih singkat (Brown, 1995). ProPEP sendiri merupakan perangkat lunak yang digunakan untuk menganalisis performa propelan dalam desain motor roket.

```

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS      24,047

*****EXHAUST RESULTS FOLLOW *****
T(K)  T(F)  P(ATM)  P(Psi)  ENTHALPY  ENTROPY  CP/CV  GAS  RT/V
1518  2273   1,00   14,70  -5024,92  10409,48  1,2422171,762  0,006

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL =    9,089    9,849
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED =    171,762    5,977

4,572551e+001 H2      4,529728e+001 CO      3,077188e+001 H2O      2,268632e+001 HCl
1,579207e+001 N2      1,148147e+001 CO2     5,975811e+000 Al2O3   1,922401e-003 H
0,000764796 Cl       0,000764796 Cl

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS      24,193

*****PERFORMANCE:  FROZEN ON FIRST LINE, SHIFTING ON SECOND LINE*****
IMPULSE  IS EX    T+    P+    C+    ISP*  OPT-EX  D-ISP    A*M    EX-T
238,1    1,2200    2603  28,03  4928,8  192,2  6,80    0,1    0,20847  1427
242,2    1,1931    2641  28,29  4977,9  192,2  6,99    0,1    0,21055  1518

```

Gambar 2.6 Tampilan hasil simulasi *Software ProPep*

Sumber (Olahan peneliti, 2024)

Kinerja propelan merujuk pada kemampuannya dalam menghasilkan gaya dorong yang diperlukan untuk menggerakkan roket atau kendaraan luar angkasa. Menurut Hillier dkk. (2011), karakteristik kinerja propelan mencakup gaya dorong, impuls spesifik, dan efisiensi. Selain itu, terdapat beberapa faktor lain yang digunakan untuk mengevaluasi dan menganalisis kinerja propelan.

- a. Gaya dorong (thrust) merupakan kekuatan yang dihasilkan oleh propelan untuk menggerakkan roket ke depan (Mubarok & Jatmiko, 2020). Besaran gaya dorong biasanya dinyatakan dalam satuan Newton (N) atau pound-force (lbf). Gaya dorong pada roket dapat dihitung menggunakan persamaan berikut: $F = p \times A \times V_e$ (i)

Keterangan:

- F = Gaya dorong (*Thrust*)
 ρ = Massa Jenis propelan
 A = Luas aliran propelan
 V_e = Kecepatan keluar propelan

- b. Impuls (impulse) merupakan integral dari gaya dorong terhadap waktu dan dinyatakan dalam satuan Newton-sekon (Ns) atau pound-force-sekon (lbf-s) (Rismanto dkk, 2021). Besaran ini menggambarkan efektivitas propelan dalam menghasilkan dorongan selama periode waktu tertentu. Impuls dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$I = F_{avg} \times \Delta t \dots\dots\dots (ii)$$

Keterangan:

- I = Impuls
 F_{avg} = Gaya dorong rata-rata
 Δt = Waktu Bakar

- c. Impuls Spesifik (*Specific Impulse*) merupakan salah satu parameter penting dalam menilai kinerja propelan (Rismanto dkk, 2021). Besaran ini menunjukkan impuls yang dihasilkan per satuan massa propelan yang digunakan dan dinyatakan dalam satuan Ns/kg atau lbf-s/lb. Semakin tinggi nilai impuls spesifik, semakin efisien propelan dalam menghasilkan dorongan dengan konsumsi propelan yang lebih sedikit. Nilai impuls spesifik dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$ISP = I/m \dots\dots\dots (iii)$$

Keterangan ;

- ISP = Impuls Sepsifik
 I = Impuls
 m = Massa propelan

- d. Waktur bakar (*Burn time*) merupakan periode di mana propelan terbakar sepenuhnya dalam roket. Durasi pembakaran ini berpengaruh terhadap lamanya waktu penerbangan roket serta tingkat akselerasi yang dihasilkan.

$$\Delta t = m / \dot{m} \dots\dots\dots (iv)$$

Keterangan :

Δt = Waktu bakar
 m = Massa propelan
 \dot{m} = Laju aliran propelan

- e. Efisiensi pembakaran (*Combustion Efficiency*) mengacu pada seberapa efektif propelan dalam membakar bahan bakar dan mengonversinya menjadi energi dorongan. Tingkat efisiensi ini dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$\eta = (\text{ISP Sebenarnya} / \text{ISP Teoritis}) \times 100\% \dots\dots\dots (v)$$

Keterangan :

η = Efisiensi pembakaran
 ISP = Impuls Spesifik

- f. Energi spesifik (*Specific Energy*) merupakan jumlah energi yang dihasilkan oleh propelan per satuan massa dan dinyatakan dalam joule/kg. Nilai energi spesifik suatu roket dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$E = F \times d / m \dots\dots\dots (vi)$$

Keterangan :

E = Energi spesifik
 F = Gaya dorong
 d = Jarak eksak
 m = Massa propelan

Kelebihan Software Simulasi Propelan Roket (ProPEP-3) adalah dapat menghitung parameter termodinamika, komposisi kesetimbangan, dan sifat-sifat transport gas hasil pembakaran propelan roket, memungkinkan pengguna untuk dengan cepat menyiapkan dan menjalankan simulasi tanpa perlu keahlian pemrograman yang ekstensif, Database ProPEP-3 mencakup lebih dari 1000 spesies kimia, memungkinkan simulasi berbagai formulasi propelan, dapat digunakan untuk optimasi formulasi propelan, analisis sensitivitas, dan studi parametrik. Sedangkan kekurangannya adalah beberapa fenomena kompleks dalam pembakaran propelan tidak sepenuhnya tercakup dalam model ProPEP-3 (Smith, J.R. dan Johnson, A.B. (2023).

2.1.7 Algoritma ProPEP (*Propellant Evaluation Program*)

Analisis pembakaran propelan komposit dapat dilakukan secara teoritis menggunakan perangkat lunak khusus. Salah satu perangkat lunak yang digunakan adalah Gas Dynamics Lab Propellant Evaluation Program (GDL ProPEP), yang dikembangkan oleh James E. Lainer berdasarkan perangkat lunak sebelumnya, yaitu Propellant Evaluation Program (ProPEP) yang dibuat oleh D. R. Cruise. Simulasi ini memungkinkan penentuan komposisi propelan yang optimal dengan menyesuaikan rasio bahan pembentuknya agar mencapai performa yang diinginkan. Oleh karena itu, komposisi material dalam propelan harus diperhatikan agar data yang dihasilkan dapat digunakan untuk memprediksi kinerja motor roket secara akurat. Formulasi propelan dapat disesuaikan dengan menambah atau mengurangi jumlah produk reaksi tertentu untuk meningkatkan karakteristik yang diinginkan. Selain itu, kepadatannya dapat diatur dengan memvariasikan komposisi bahan. Simulasi reformulasi menggunakan perangkat lunak ProPEP berperan sebagai alat bantu dalam mengurangi kebutuhan eksperimen, sehingga memungkinkan optimasi formulasi dalam waktu yang lebih efisien (Brown, 1995). ProPEP sendiri merupakan perangkat lunak yang digunakan untuk menganalisis performa propelan dalam perancangan motor roket. Persamaan berikut digunakan untuk mengukur kinerja propelan dalam desain motor roket:

$$r = a \cdot p_c^n \quad (i)$$

$$Kn = b \cdot p_c^{1-n} \quad (ii)$$

$$P_c = \left(\frac{Kn}{g}\right) \times r \cdot \rho \cdot C^* \quad (iii)$$

Dalam persamaan ini, r merupakan laju pembakaran, a adalah koefisien laju bakar, P_c menunjukkan tekanan dalam ruang bakar (dalam satuan Psia), dan n adalah eksponen laju pembakaran. Kn merepresentasikan luas permukaan terbakar dari nozzle, sedangkan b dan c berturut-turut merupakan koefisien Kn dan tekanan. g adalah konstanta gravitasi sebesar 31,17 ft/sec², ρ menunjukkan densitas propelan (lb/in³), dan C^* merupakan kecepatan karakteristik

pembuangan (ft/sec). Secara teoritis, tekanan dalam ruang bakar dapat dihitung menggunakan persamaan (i), sehingga nilai tekanan yang dihasilkan harus disesuaikan dengan kondisi ideal. Pada tampilan awal ProPEP, temperatur awal propelan diatur sebesar 298 K, tekanan dalam satuan Psi sekitar 1 atm atau 1,034 Kg/cm², serta tekanan dalam ruang bakar mencapai 1000 Psi atau 68,5 atm.

Hasil simulasi yang diperoleh dapat digunakan untuk menghitung densitas ideal (ρp) dari propelan dengan menggunakan persamaan berikut:

$$Pp = \frac{1}{\frac{f_a}{P_a} + \frac{f_b}{P_b} + \frac{f_c}{P_c} + \dots} \quad (iv)$$

Hasil simulasi juga menampilkan kondisi dalam ruang bakar, termasuk suhu pembakaran (dalam Kelvin dan Fahrenheit), tekanan (dalam Psi), entalpi, entropi, nilai RT/V, jumlah molekul gas hasil pembakaran, serta rasio panas spesifik CP/CV (k) (Brown, 1995). Parameter-parameter ini digunakan untuk menentukan kecepatan karakteristik (C*) dan tekanan dalam ruang bakar, yang berperan penting dalam analisis kinerja mesin roket (Nakka, 2016). Nilai rasio panas spesifik CP/CV (k) dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$C_{P_{mix}} = \frac{1}{n} \sum_i (n_i C_{p_i} + n_s C_s) \quad (v)$$

$$k = \frac{C_{p_{mix}}}{C_{p_{mix}} - R'} \quad (vi)$$

Jumlah mol produk hasil pembakaran merupakan faktor krusial dalam evaluasi kinerja mesin roket serta perhitungan yang berkaitan dengan dinamika gas. Jumlah mol gas yang dihasilkan dari proses pembakaran digunakan untuk menentukan berat molekul efektif (M) dari campuran produk, di mana nilai M diperoleh dengan membagi total massa dengan jumlah mol gas (g/mol).

Selain itu, suhu hasil pembakaran dalam simulasi juga menjadi aspek penting yang harus diperhatikan. Penurunan suhu yang signifikan dapat mempengaruhi konversi energi termal menjadi energi kinetik. Suhu gas yang keluar dari nozzle (dalam Kelvin) dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$M_e = \frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_0}{P_e} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \quad (\text{vii})$$

$$T_e = \frac{T_0}{1 + \frac{k-1}{2} M_e^2} \quad (\text{viii})$$

Di mana T_0 adalah suhu, rasio tekanan antara ruang bakar dan keluar nozzle dilambangkan sebagai P_0/P_e , bilangan Mach aliran dalam nozzle dinyatakan sebagai M_e , serta rasio panas spesifik di kondisi keluar nozzle ditunjukkan dengan C_p/C_v atau k . Nilai EX-T diperoleh melalui persamaan (viii), yang merepresentasikan suhu gas yang keluar dari nozzle. Hasil simulasi yang dilakukan menghasilkan beberapa parameter penting, seperti nilai I_{sp} (impuls spesifik), eksponen isentropik, nilai kritis dari tekanan dan suhu aliran gas dalam nozzle, kecepatan karakteristik, rasio ekspansi optimum, impuls spesifik densitas, serta suhu gas di ujung nozzle. Output simulasi ini menyediakan data teoritis mengenai kinerja mesin roket, termasuk nilai ideal dari specific impulse.

Evaluasi performa propelan berkaitan dengan besarnya gaya dorong yang dihasilkan per satuan massa propelan (baik dalam satuan pon maupun kilogram), yang dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \sqrt{2T_0 \left(\frac{R'}{M} \right) \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (\text{ix})$$

Rata-rata rasio panas spesifik antara kondisi ruang bakar dan kondisi keluar nozzle, yang dinotasikan sebagai C_p/C_v , disebut sebagai k . Selain itu, rata-rata massa molekul efektif dalam kondisi ruang bakar dan kondisi keluar dinyatakan sebagai M .

Eksponen isentropik (isentropic exponent) sering disingkat menjadi IS EX, yang dalam gas ideal dinyatakan sebagai C_p/C_v dalam persamaan PV^k , di mana P melambangkan tekanan dan V adalah volume. Namun, nilai IS EX tidak selalu sama dengan C_p/C_v karena proses pembakaran gas yang tidak sempurna (Jihad dan Rosita, 2006).

Parameter T^* dan P^* merupakan nilai kritis yang merepresentasikan temperatur (dalam satuan Kelvin) dan tekanan (dalam satuan atmosfer) pada aliran di throat nozzle. Nilai-nilai ini dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$T^* = \frac{T_0}{1 + \frac{K-1}{2}} \quad (\text{x})$$

$$P^* = \frac{P_0}{\left(1 + \frac{K-1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}}} \quad (\text{xi})$$

C^* adalah kecepatan karakteristik yang dinyatakan dalam satuan (ft/detik). Parameter ini menggambarkan efisiensi termodinamika dari suatu propelan tertentu dan dapat dihitung menggunakan persamaan (xii) sebagai berikut:

$$C^* = \sqrt{\frac{\left(\frac{R'}{M}\right)T_0}{K\left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (\text{xii})$$

OPT-EX, atau rasio ekspansi optimum (A_e/A_t), adalah parameter kunci dalam perancangan nosel motor roket. Nilai rasio ini diperoleh melalui perhitungan menggunakan persamaan (xiii) sebagai berikut:

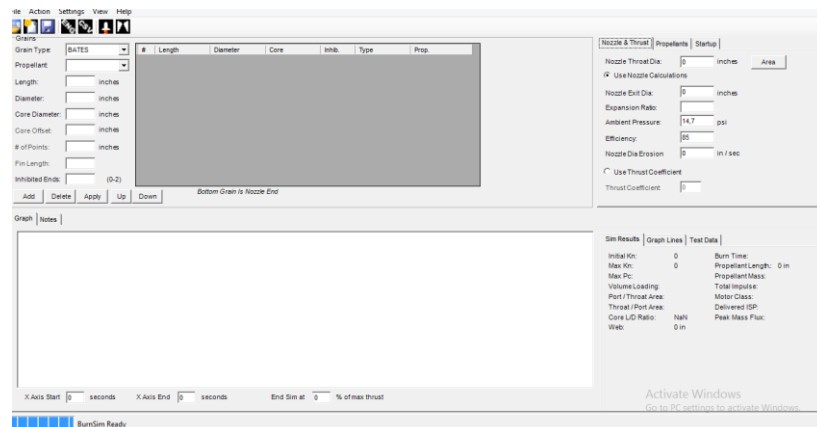
$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\left(\frac{k+1}{k-1}\right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)\right]^{\frac{k-1}{k}}}} \quad (\text{xiii})$$

D-ISP (density specific impulse) adalah hasil perkalian antara impuls spesifik dengan specific gravity propelan, yang

merepresentasikan produk dari impuls spesifik dan massa jenis propelan dalam satuan gr/cc.

2.1.8 Software Simulasi BurnSim 3.3

Software BurnSim 3.3 adalah perangkat lunak simulasi yang digunakan dalam bidang teknologi roket, khususnya untuk memodelkan dan menganalisis karakteristik pembakaran propelan padat. Perangkat ini dapat digunakan untuk memprediksi performa motor roket propelan padat. Selain itu, perangkat BurnSim 3.3 merupakan alat simulasi untuk memodelkan geometri butiran propelan, karakteristik pembakaran, dan juga kinerja motor roket secara keseluruhan (Johnson, R. A., & Gany, A., 2015). BurnSim 3.3 mencakup modul untuk desain nozzle, analisis erosi, perhitungan koefisien gaya dorong, dan prediksi tekanan chamber selama operasi motor roket (Smith, J. L., & Brown, T. D., 2018). Software ini menerapkan metode *finite difference* untuk menyelesaikan persamaan pembakaran propelan dan aliran gas dalam motor roket, memungkinkan prediksi yang akurat tentang evolusi tekanan dan gaya dorong seiring waktu (Williams, F. A., 2010).

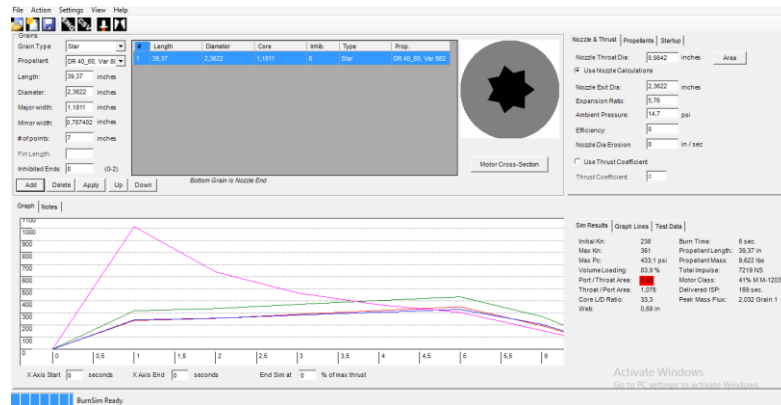


Gambar 2.7 Tampilan antar muka Software BurnSIM

Sumber : (Olahan Peneliti, 2024)

Dengan antarmuka grafis yang intuitif, BurnSim 3.3 memungkinkan untuk dengan mudah memasukkan parameter desain motor, memvisualisasikan hasil simulasi, dan mengeksport data untuk analisis lebih lanjut (Thompson, M. S., 2017). Studi komparatif menunjukkan bahwa hasil simulasi BurnSim 3.3 memiliki korelasi yang baik dengan data eksperimental dari berbagai konfigurasi motor roket

propelan padat (Lee, Y. S., & Park, J. H, 2019). Perangkat ini telah menjadi alat standar dalam banyak laboratorium pengembangan propelan dan fasilitas desain motor roket, membantu dalam optimalisasi kinerja dan pengurangan biaya pengujian (Anderson, R. E., & Davis, C. L, 2016)



Gambar 2.8 Tampilan hasil simulasi **Software BurSim**

Sumber: (Olahan peneliti, 2024)

Kelebihan Software Simulasi BurnSim 3.3 adalah dapat menunjukkan tingkat akurasi yang tinggi dalam memprediksi kinerja motor roket, dengan perbedaan kurang dari 2% dibandingkan dengan hasil uji statis, dapat menguji berbagai geometri nozzle dan konfigurasi grain propelan, dan dapat menganalisis termal yang komprehensif sehingga memungkinkan untuk memprediksi distribusi suhu dalam motor roket selama pembakaran. Sedangkan kekurangannya adalah memiliki keterbatasan dalam mensimulasikan sistem roket yang sangat kompleks, untuk simulasi yang sangat detail, BurnSim 3.3 dapat memerlukan sumber daya komputasi yang signifikan, database material bawaan tidak mencakup semua jenis material terbaru dan perlu menambahkan data material kustom untuk propelan atau material struktural tertentu yang tidak ada dalam database standar Johnson, A.R. dan Smith, K.L. (2023).

2.2 Hasil Penelitian Terdahulu

Pada penelitian dilakukan pengkajian hasil penelitian-penelitian sebelumnya yang digunakan sebagai referensi untuk menambah wawasan terhadap penelitian yang akan diteliti. Penelitian terdahulu yang relevan

dengan topik tesis ini menjadi acuan bagi peneliti untuk mendalami lebih lanjut mengenai dampak formulasi oksidator terhadap sifat propelan komposit dan kinerjanya terhadap motor roket.

1. Runtu et al. (2023), telah melakukan penelitian mengenai pemanfaatan material energik dalam propelan padat komposit untuk mendukung pengembangan roket pertahanan. Penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif dengan mengombinasikan studi literatur dan simulasi berbasis keseimbangan termokimia dalam pembakaran propelan. Simulasi dilakukan dengan bantuan perangkat lunak Propellant Evaluation Program (ProPEP) dan Rocket Propulsion Analysis (RPA). Data dan analisis diperoleh melalui kajian literatur yang relevan serta simulasi menggunakan ProPEP dan RPA. Hasil simulasi pembakaran menunjukkan bahwa kadar gas Al_2O_3 dan asam klorida sebagai komponen asap primer dan sekunder mengalami penurunan ketika propelan berbasis material energik digunakan. Selain itu, penggunaan material energik dengan sifat high explosive, seperti RDX, dapat meningkatkan performa propelan komposit padat sekaligus mengurangi jumlah asap yang dihasilkan dalam proses pembakaran.
2. Wulandari, T. (2023), telah melakukan penelitian mengenai optimasi komposisi propelan dengan mengganti sebagian oksidator Ammonium Perchlorate (AP) dengan oksidator lain, seperti Amonium Nitrat (AN), Cyclo Tetramethyl Enetetra Nitramine (HMX), *Pentaerythritol Tetranitrate* (PETN), dan Cyclotrimethylene Trinitramine (RDX), guna meningkatkan sifat energetik serta mengurangi produksi asap pembakaran. Penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif melalui studi literatur dan simulasi menggunakan perangkat lunak ProPEP. Hasil simulasi menunjukkan bahwa variasi oksidator berpengaruh terhadap impuls spesifik (Isp) dan jumlah asap yang dihasilkan dalam pembakaran propelan. Oksidator AP menghasilkan nilai Isp tertinggi sebesar 220,275 detik, sedangkan oksidator AN menghasilkan jumlah asap terendah, yaitu 0,972838 mol. Selain itu, substitusi oksidator AP dengan PETN dalam rasio 90/10 pada tekanan 60 bar menghasilkan impuls spesifik sebesar 219,652 detik dengan jumlah asap 5,1276284 mol. Formula ini terdiri dari *Aluminium* 7,5%, *Hydroxyl Terminated Polybutadiene* 14,06%, dan *Toluene Diisocyanate* 0,94%.

3. Oktaviani et al. (2023), telah melakukan penelitian mengenai pengaruh profil gaya dorong terhadap kinerja roket FFAR-70 MM. Penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif dengan menggabungkan studi literatur dan simulasi menggunakan perangkat lunak MATLAB Simulink. Simulasi dilakukan dengan parameter puncak gaya dorong sebesar 3265 N dan sudut elevasi peluncuran 40° , serta membandingkan dua variasi profil gaya dorong, yaitu tipe Star dan Tubular. Data dan analisis diperoleh dari tinjauan literatur yang relevan serta hasil simulasi menggunakan MATLAB Simulink. Hasil penelitian menunjukkan bahwa kinerja profil gaya dorong tipe Tubular lebih rendah dibandingkan dengan tipe Star, karena impuls spesifik pada profil gaya dorong tipe Star lebih besar daripada profil Tubular.
4. Wibowo et al. (2023), telah melakukan penelitian mengenai pengaruh gaya dorong terhadap performa lintasan terbang roket FFAR 70 MM. Penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif dengan menggabungkan studi literatur dan simulasi menggunakan perangkat lunak Working Model 2D serta MATLAB Simulink. Simulasi dilakukan untuk menganalisis bagaimana gaya dorong mempengaruhi lintasan terbang roket. Data dan analisis diperoleh melalui tinjauan literatur yang relevan serta hasil simulasi dari kedua perangkat lunak tersebut. Hasil simulasi menggunakan Working Model 2D menunjukkan bahwa gaya dorong optimal adalah 426 N dengan sudut elevasi 30° , sedangkan hasil simulasi menggunakan MATLAB Simulink menunjukkan gaya dorong optimal sebesar 4265 N dengan sudut elevasi 50° . Secara umum, semakin besar gaya dorong yang diberikan, semakin jauh jarak jangkauan roket dan semakin tinggi ketinggiannya.
5. Chen, L. dkk. (2022) telah melakukan penelitian mengenai karakterisasi material komposit nanoenergetik NBC/CL-20/AP melalui eksperimen. Penelitian ini bertujuan untuk menghasilkan bahan energetik nanokomposit baru NBC/CL-20/AP serta menganalisis morfologi, struktur, perilaku dekomposisi termal, dan sensitivitasnya. Hasil penelitian menunjukkan bahwa partikel CL-20 dan AP tersebar secara merata dalam matriks gel NBC, sementara struktur kristal stabil ϵ -CL-20 tetap terjaga dengan baik.
6. Wibowo (2019), melakukan kajian mengenai program peningkatan kinerja propelan komposit yang dilakukan oleh peneliti senior di LAPAN pada tahun 2018. Kajian ini bertujuan untuk mengevaluasi keberhasilan produk

propelan yang telah diproduksi, mengidentifikasi faktor-faktor yang berkontribusi, serta merumuskan langkah-langkah perbaikan. Metode yang digunakan dalam penelitian ini mencakup analisis terhadap variabel-variabel yang memengaruhi performa propelan. Hasil penelitian menghasilkan berbagai program peningkatan kinerja propelan komposit, termasuk tahapan implementasi program, penambahan bahan dengan energi pembakaran tinggi, serta optimasi komposisi oksidator dan bahan bakar, seperti *Aluminium* (Al).

7. Dias et al. (2019), melakukan penelitian mengenai sintesis Pentaeritritol Tetranitrate (PETN) menggunakan asam nitrat serta karakterisasinya. Penelitian ini dilakukan melalui metode eksperimen dengan sintesis PETN menggunakan asam fuming nitrat 99,5% PA dalam dua tahap, yaitu nitrasasi pentaeritritol alkohol dan pengendapan pentaeritritol tetranitrat. Hasil penelitian menunjukkan bahwa analisis struktur kimia zat yang diperoleh serta variasi massa sebagai fungsi suhu memberikan informasi karakteristik, seperti suhu peleburan, kristalisasi, reaksi, dan transisi gelas. Data ini digunakan untuk karakterisasi bahan berenergi tinggi. Selain itu, bahan peledak yang dihasilkan melalui sintesis ini terbukti memiliki efektivitas tinggi serta hasil yang optimal.
8. Thomas et al. (2020), telah melakukan penelitian komprehensif mengenai pengaruh ukuran partikel dan konsentrasi oksidator *Ammonium Perchlorate* (AP) terhadap kinerja propelan, khususnya laju pembakaran yang dihasilkan. Dalam penelitian ini, variasi ukuran partikel yang diuji berkisar antara 23,4 hingga 504,6 μm , sementara konsentrasi oksidator AP berada dalam rentang 70 hingga 87,5%. Pendekatan eksperimental yang digunakan melibatkan persamaan daya untuk memperkirakan dampak ukuran dan konsentrasi partikel terhadap laju pembakaran. Hasil penelitian menunjukkan bahwa dibandingkan dengan konsentrasi AP, ukuran partikel memiliki pengaruh yang lebih signifikan terhadap laju pembakaran.
9. Malhotra et al. (2017), telah meneliti pengaruh material energetik terhadap kinerja propelan komposit padat. Penelitian ini dilakukan melalui simulasi menggunakan perangkat lunak Chemical Equilibrium with Applications (NASA CEA) untuk memprediksi dampak penggunaan material energetik, seperti bahan bakar, oksidator, dan katalis, dalam meningkatkan performa

propelan komposit padat. Hasil simulasi menunjukkan bahwa komposisi material energetik dalam propelan secara signifikan memengaruhi kinerjanya, sebagaimana terlihat dari analisis impuls spesifik (Isp) dan karakteristik propelan tersebut.

10. Wibowo, H, B. (2011), telah melakukan penelitian mengenai pengembangan material energetik baru sebagai pengganti bahan peledak, propelan, dan mesiu yang memiliki energi tinggi tetapi tetap aman digunakan. Penelitian ini menggunakan metode Explanatory Comparison, yaitu membandingkan beberapa bahan energetik dengan mengumpulkan informasi mengenai karakteristik senyawa dan proses pembuatannya. Hasil penelitian menunjukkan bahwa CL-20 memiliki potensi terbesar sebagai pengganti NC karena memiliki energi ledakan tinggi, kecepatan pembakaran cepat, serta kompatibilitas yang baik, diikuti oleh PETN sebagai alternatif terbaik kedua. Selain itu, mesin produksi PETN dan CL-20 telah tersedia secara komersial. Meskipun memiliki nilai ekonomis yang tinggi, kinerja unggul dari PETN dan CL-20 menjadikannya material dengan potensi besar dalam aplikasi energetik.
11. Samosir, G & Agus, N (2009) telah melakukan penelitian sistem propulsi FFAR dengan Nosel Tunggal (RX70) yaitu melakukan penggantian dari nosel jamak (FFAR) menjadi nosel tunggal (RX-70). Penelitian ini dilakukan menggunakan metode simulasi dan eksperimen. Hasil penelitian menunjukkan bahwa simulasi hasil rancangan roket RX-70 dengan nosel tunggal, menghasilkan kurva F (Gaya Dorong) terhadap waktu dan P (Tekanan) terhadap waktu (t) dibandingkan dengan hasil uji statik, terlihat ada sedikit perbedaan (tidak terlalu signifikan), dari hasil uji dinamik reakt RX-70 dengan nosel tunggal memberikan hasil yang cukup baik, karena penyimpangan yang terjadi hanya 2,5% bila dibandingkan dengan roket FFAR 2,75. Hasil uji terbang roket RX-70 mempunyai jangkauan horizontal 7,8 km pada sudut elevasi 40°

Tabel 2.3 Hasil Penelitian terdahulu

No	Nama Peneliti	Judul dan Metode	Permasalahan	Hasil Penelitian	Persamaan	Perbedaan
1	Khevinadya Ramadhani Runtu, Wahyu Sri Setiani, Mala Utami (Runtu, et al., 2023)	Judul: Application Energetic Materials for Propellant to Support Defence Rocket Development Metode: Studi literatur dan hasil simulasi	Meneliti potensi pemanfaatan bahan bakar energetik (RDX) dalam pengembangan propelan komposit padat untuk aplikasi roket pertahanan.	Pemanfaatan bahan bakar energetik dengan kandungan tinggi, seperti RDX, berpotensi meningkatkan performa propelan komposit padat serta meminimalkan pembentukan asap dalam hasil pembakaran.	Simulasi komposisi hasil pembakaran dilakukan menggunakan perangkat lunak ProPEP dengan menambahkan senyawa RDX ke dalam formulasi Ammonium Perklorat (AP).	Penambahan PETN ke dalam komposisi AP menggunakan variasi rasio komposisi dan kinerjanya terhadap motor roket menggunakan simulasi dengan software ProPEP dan BurnSim
2	Tsaniyah Wulandari (2023)	Judul: Optimasi Impuls Spesifik dan Reduksi Asap Propelan Komposit Dengan Subtitusi Oksidator Ammonium Perchlorate Dalam Mendukung Pengembangan Roket Pertahanan Indonesia Metode: Studi Literatur dan hasil simulasi	Ingin Mengetahui komposisi propelan dengan mensubtitusi oksidator AP dengan oksidator lain seperti Amonium Nitrat (AN), <i>Cyclo Tetramethyl Enetetra Nitramine</i> (HMX), <i>Pentaerythritol Tetranitrate</i> (PETN), dan <i>Cyclotrimethylene Trinitramine</i> (RDX) untuk meningkatkan energetik dan meminimalkan produksi asap yang dihasilkan.	Formula yang optimal terjadi pada substitusi oksidator AP dan PETN dengan rasio 90/10 pada tekanan 60 bar.	Melakukan simulasi hasil pembakaran berupa impuls spesifik dan asap pada propelan komposit padat dengan komposisi material propelan AP/AI/HTPB/TDI dan PETN menggunakan <i>Software</i> ProPEP	Melakukan simulasi hasil pembakaran berupa impuls spesifik dan gaya dorong pada motor roket RX-70 dengan komposisi material propelan AP/AI/HTPB/TDI/PETN menggunakan <i>Software</i> ProPEP dan <i>Software</i> BurnSim

3	Eva Rosalina Oktaviani, Edi Sofyan, Erwan Eko Prasetyo (Oktaviani, et.al., 2023)	<p>Judul: Analisis Pengaruh Profil Gaya Dorong Terhadap Kinerja Roket FFAR-70MM</p> <p>Metode: Studi literatur dan hasil simulasi</p>	Bermaksud menganalisis dampak profil gaya dorong terhadap performa roket FFAR 70 mm.	Jarak jangkau horizontal yang dicapai oleh profil gaya dorong tipe Star 34% lebih jauh dibandingkan dengan tipe Tubular. Selain itu, kecepatan rata-rata pada profil gaya dorong tipe Star lebih tinggi 17% dibandingkan dengan tipe Tubular.	Propelan yang digunakan untuk simulasi profil gaya dorong dalam menganalisis kinerja roket FFAR 70 mm merupakan propelan dengan konfigurasi grain berbentuk Bintang-8 atau tipe Star 8.	Melakukan simulasi propelan komposit padat dengan komposisi propelan yang digunakan terdiri AP/Al/HTPB/TDI/PETN dengan bentuk grain <i>star 7</i> terhadap kinerja motor roket menggunakan software ProPEP dan BurnSIM.
4	Alivia Raihan Risa Wibowo, Edi Sofyan, Erwan Eko Prasetyo (Wibowo, et al., (2023)	<p>Judul: Pengaruh Gaya Dorong Pada Roket FFAR 70 MM Terhadap Performa Lintasan Terbang</p> <p>Metode: Studi literatur dan hasil simulasi</p>	Ingin mengevaluasi dampak gaya dorong terhadap sudut elevasi, jarak jangkauan, dan ketinggian roket FFAR 70 mm dengan memanfaatkan Software Working Model 2D dan MATLAB Simulink.	Hasil simulasi dengan software Working Model 2D menunjukkan bahwa gaya dorong optimal sebesar 4265 N dengan sudut elevasi terbaik pada 30°. Sementara itu, simulasi menggunakan MATLAB Simulink mengindikasikan bahwa kombinasi gaya dorong optimal 4265 N dicapai pada sudut elevasi 50°.	Analisis simulasi mengenai pengaruh gaya dorong terhadap sudut elevasi, jarak jangkauan, dan ketinggian roket dilakukan menggunakan software Working Model 2D dan MATLAB Simulink.	Komposisi propelan yang digunakan terdiri dari variasi antara AP/Al/HTPB/TDI/PETN terhadap kinerja motor roket menggunakan Software ProPEP dan BurnSIM.

5	Chen, L. et al (2022)	<p>Judul Preparation and characterisation of the NBC/CL-20/AP nanoenergetic composite material</p> <p>Metode: Eksperimental</p>	<p>Untuk menganalisis bahan energetik nanokomposit NBC/CL020/AP</p>	<p>sebuah bahan energetik nanokomposit baru NBC/CL- 20/AP dan mengkarakterisasi morfologi, struktur, perilaku dekomposisi termal, dan sensitivitasnya. Hasil penelitian menunjukkan bahwa partikel CL- 20 dan AP terdistribusi secara homogen dalam matriks gel NBC, serta struktur kristal stabil ϵ-CL-20 tetap terjaga dengan baik</p>	<p>Membahas tentang propelan komposit dan oksidator.</p>	<p>Pada penelitian ini melakukan simulasi propelan komposit padat dengan material AP/Al./HTPB/TDI/PET pengaruhnya terhadap impuls spesifik dan gaya dorong pada roket RX70 mm .</p>
6	Heri Budi Wibowo (2019)	<p>Judul: Kajian program peningkatan kinerja propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al.</p> <p>Metode : Metode Kualitatif deskriptif dengan pendekatan studi literatur.</p>	<p>untuk meningkatkan kinerja propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al</p>	<p>Strategi berkelanjutan dan tahapan terstruktur diperlukan untuk melakukan Optimasi solid loading content dan penambahan material energetik menjadi pendekatan penting dalam mengatasi tantangan bahan baku dan teknologi proses. Kemandirian dalam</p>	<p>Membahasa tentang propelan komposit termasuk <i>Ammonium Perchlorate</i> (AP), HTPB, Al</p>	<p>Melakukan pengujian Impuls spesifik dan gaya dorong propelan komposit padat menggunakan material AP/Al/HTPB/TDI/PETN terhadap kinerja motor roket RX-70 menggunakan <i>software</i> ProPEP dan BurSIM</p>

				penyediaan bahan baku propelan menjadi fokus utama.		
7	Dias PS, Pighinelli L, Guimarães FM, Broqua JS, Lisboa CM, Luis Alberto Loureiro dos Santos and Paz LR (Dias, et. al 2019)	Judul: Synthesis and Characterization of Pentaeritritol Tetranitrate (PETN) Metode: Eksperimental	Untuk melakukan sintesis, karakterisasi, dan hasil reaksi pentaeritritol tetranitrat dengan asam nitrat,	Bahan peledak PETN yang disintesis dengan asam nitrat terbukti efektif dan memiliki hasil yang tinggi. Selain itu, Karakterisasi bahannya berenergi tinggi,	Membahas tentang karakterisasi <i>Pentaeritritol Tetranitrate</i> (PETN)	Fokus pada penambahan PETN ke dalam komposisi AP menggunakan variasi rasio komposisi dan kinerjanya terhadap motor roket menggunakan simulasi dengan software ProPEP dan BurnSim
8	James C. Thomas, Gordon R. Morrow, Catherine A. M. Dillier, dan Eric L. Petersen (Thomas, et al. 2019)	Judul: Comprehensive Study of Ammonium Perchlorate Particle Size/ Concentration Effects on Propellant Combustion Metode: Eksperimental	Menganalisis dampak variasi ukuran dan konsentrasi partikel Ammonium Perchlorate (AP) terhadap kinerja propelan padat komposit.	Nilai laju pembakaran diperoleh untuk setiap variasi konsentrasi dan ukuran partikel AP. Peningkatan laju pembakaran propelan komposit berbasis Ammonium Perchlorate (APCP) dipengaruhi oleh faktor konsentrasi serta ukuran AP.	Uji coba dilakukan untuk menganalisis pengaruh variasi konsentrasi oksidator Ammonium Perchlorate (AP) dalam propelan komposit padat.	Melakukan pengujian Propelan komposit padat berbahan AP/Al/HTPB/TDI/PETN dengan variasi Oksidator AP dan oksidator PETN yang berbeda .
9	Heri Budi Wibowo (2011)	Judul: Penentuan Kriteria Material Energetik Baru Untuk Pengembangan Bahan Peledak, dan Mesiu	Unruk mengetahui senyawa - senyawa baru yang memiliki potensi untuk menggantikan senyawa yang telah	Bahan CL-20 memiliki potensi paling besar sebagai bahan pengganti NC karena memiliki energi ledakan tinggi,	Membahasa tentang material energetik baru seperti <i>Pentaeritritol Tetranitrate</i> (PETN) sebagai bahan	Fokus pada penambahan PETN ke dalam komposisi AP menggunakan variasi rasio komposisi dan kinerjanya terhadap

		Metode: Explanatory comparation	lama digunakan sebagai bahan baku propelan, mesiu, dan bahan peledak dari beberapa aspek	kecepatan pembakaran tinggi, serta kompatibilitas yang tinggi, potensi terbaik kedua adalah PETN. Berdasarkan ketersediaan mesin produksi PETN dan CL-20 sudah tersedia secara komersial. Nilai ekonomis PETN dan CL-20 tinggi namun sepadan dengan kinerjanya yang tinggi, sehingga PETN dan CL-20 memiliki potensi yang sangat besar	peledak, propelan, dan mesiu	motor roket menggunakan simulasi dengan software ProPEP dan BurnSim
10	Samosir, G & Agus N (2009)	Judul: Perancangan sistem Propulsi FFAR dengan Nosel Tunggal Metode: Simulasi dan Eksperimen	Untuk mengetahui pengaruh pengantian nosel banyak (FFAR) menjadi tunggal (RX-70) menggunakan data-data balistik propelan komposit	Hasil uji terbang roket RX-70 mempunyai jangkauan horizontal 7,8 km pada sudut elevasi 40°	Menggunakan roket RX-70 dan propelan komposit	Selain menggunakan propelan komposit (HTPB) untuk roket RX-70 juga menggunakan material lain seperti AP/AI/TDI/PETN

2.3 Kerangka Pemikiran

Input

Latar Belakang:

Berbagai upaya telah dilakukan untuk meningkatkan performa roket, salah satunya dengan mengoptimalkan kinerja propelan komposit agar impuls spesifiknya meningkat dari 220 menjadi 250 detik. Oksidator merupakan salah satu komponen utama yang berperan penting dalam propelan komposit, mengingat kandungannya mencapai 60-80% dari total komposisi propelan. Salah satu strategi yang diterapkan adalah mengembangkan formulasi dengan menambahkan bahan energetik guna meningkatkan energi yang dihasilkan. Beberapa jenis oksidator yang dapat digunakan dalam formulasi ini meliputi AP, AN, HMX, dan PETN.

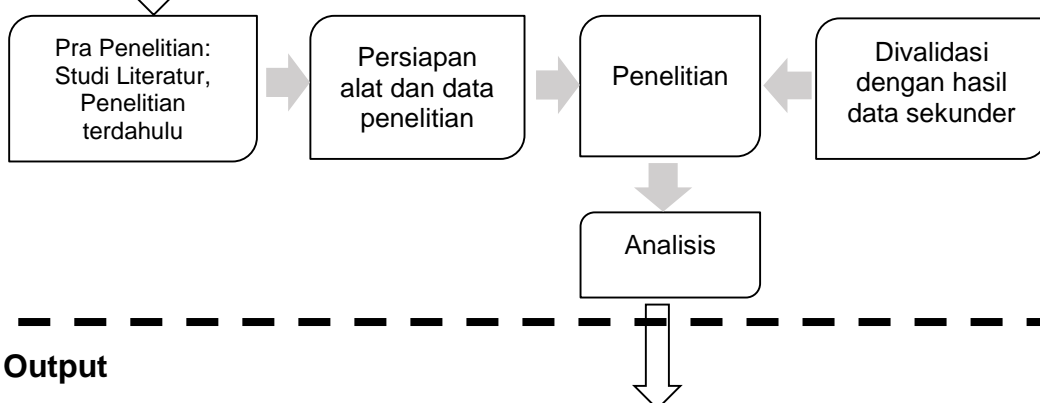
Permasalahan:

Propelan yang dikembangkan Indonesia masih belum mampu mencapai standar Eropa yang memiliki nilai impuls spesifik (Isp) dengan kisaran 250-270 detik

Rumusan Masalah:

- Bagaimana pengaruh komposisi oksidasi AP dengan Al, HTPB, TDI dan PETN terhadap sifat energetik, tekanan ruang dan gaya dorong roket?
- Bagaimana pengaruh perbandingan komposisi rasio oksidator AP dengan PETN terhadap sifat energetik, tekanan ruang dan gaya dorong roket?
- Bagaimana optimasi formulasi propelan pada berbagai tekanan ruang bakar dan gaya dorong?

Proses



Output

Hasil analisis berupa data hasil uji karakteristik energetik, tekanan ruang dan gaya dorong roket

Bagan 2.1 Kerangka pemikiran

sumber : (Olahan peneliti, 2024)