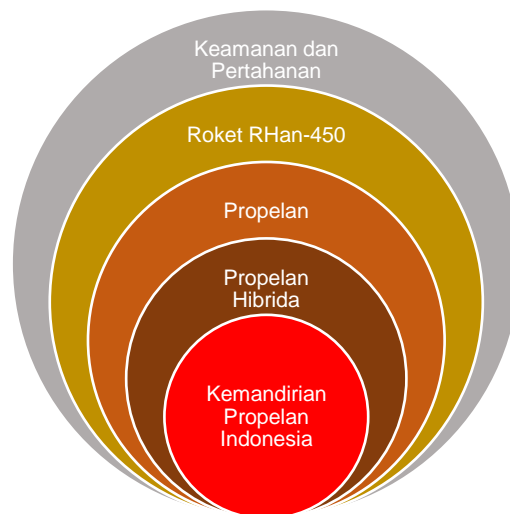


BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Landasan Teori

Penelitian ini membahas landasan teori yang mendukung riset roket untuk pertahanan dan mengatasi kendalanya. Landasan teori terbagi menjadi tiga, yaitu *grand theory*, *middle theory*, dan *applied theory*. *Grand theory* mencakup keamanan dan pertahanan nasional. *Middle theory* mencakup RHan-450 dan propelan hibrida. *Applied theory* terdiri atas formulasi propelan hibrida yang setara dengan RHan-450 untuk mencapai kemandirian propelan Indonesia, melalui simulasi NASA CEA dan RPA serta optimasi menggunakan pemodelan MATLAB, sebagai mana yang terlihat pada gambar 2.1 sebagai berikut.



Gambar 2.1 Skema Landasan Teori dan Keterkaitan Antartopik

Sumber: (Diolah Peneliti, 2024)

2.1.1 Pertahanan dan Keamanan Negara

Pertahanan negara berperan penting bagi setiap negara, termasuk Indonesia (Rusdiana, D *et al.*, 2021). Pentingnya pertahanan negara tercermin dalam berbagai landasan hukum, seperti UUD 1945, TAP MPR No. VI Tahun 2000, dan UU No. 3 Tahun 2002 tentang Pertahanan Negara

(Soepandji, K. W *et al.*, 2018). Sebelum amandemen kedua UUD 1945, Pasal 30 mengatur pertahanan negara, tetapi setelah amandemen 18 Agustus 2000, pasal tersebut berubah menjadi pertahanan dan keamanan negara, menegaskan keterkaitan keduanya dalam satu sistem terpadu. Menurut UU No. 3 Tahun 2002, pertahanan negara berlandaskan falsafah dan pandangan hidup bangsa untuk menjaga keutuhan NKRI berdasarkan Pancasila dan UUD 1945 (Soepandji, K. W *et al.*, 2018). Pertahanan negara merupakan fungsi pemerintahan yang bertujuan menciptakan kesatuan pertahanan demi mencapai tujuan nasional. Setiap warga negara memiliki hak dan kewajiban berpartisipasi dalam upaya bela negara demi memastikan kehidupan yang setara, adil, aman, damai, dan sejahtera (Rusdiana, D *et al.*, 2021). Untuk memenuhi ketentuan UU No. 3 Tahun 2002, diterbitkan Peraturan Presiden RI No. 8 Tahun 2021 tentang kebijakan umum pertahanan negara 2020-2024. Peraturan ini menjadi pedoman dalam perencanaan, pelaksanaan, dan pengawasan sistem pertahanan negara. Pasal 2 huruf e menghubungkan pertahanan negara dengan industri pertahanan nasional, yang menekankan revitalisasi industri pertahanan guna menciptakan alat pertahanan yang maju, kuat, mandiri, dan berdaya saing.

Pengelolaan sumber daya nasional menjadi elemen penting dalam penyelenggaraan pertahanan. Sumber daya nasional mencakup sumber daya manusia, alam, dan buatan (Saputra, D. A *et al.*, 2020). Pengelolaan ini bertujuan mengonversi sumber daya menjadi kekuatan pertahanan yang siap digunakan. Dalam sistem pertahanan, komponen pendukung terdiri dari warga negara, sumber daya alam dan buatan, serta sarana dan prasarana nasional, termasuk logistik wilayah dan cadangan material strategis (Putro, D. A *et al.*, 2022). Logistik wilayah mencakup sumber daya alam dan buatan yang digunakan dalam pertahanan, seperti makanan, bahan bakar, bahan konstruksi, amunisi, dan obat-obatan (Hutri, D., *et al.*, 2020). Sementara itu, hasil pertambangan, minyak bumi, gas alam, petrokimia, dan peralatan industri tergolong cadangan material strategis.

Keamanan nasional menciptakan rasa aman yang mencakup kenyamanan, kedamaian, ketertiban, dan stabilitas negara (Pedrason, R. P. R *et al.*, 2021). Konsep ini melindungi keselamatan, kedaulatan, dan integritas negara dari ancaman fisik dan non-fisik. Berbagai strategi diterapkan untuk melindungi aset penting negara, termasuk infrastruktur energi. Menurut Kamus Besar Bahasa Indonesia (KBBI), keamanan nasional merujuk pada kemampuan suatu bangsa untuk melindungi negaranya dari ancaman atau bahaya baik dari dalam maupun luar negeri (Pedrason, R. P. R *et al.*, 2021). Selain itu, keamanan nasional juga didefinisikan sebagai kebijakan politik pemerintah yang bertujuan menciptakan kondisi yang aman dan kondusif untuk menjalankan pemerintahan serta melindungi tujuan-tujuan penting nasional dari gangguan dan ancaman (Mardhani, D *et al.*, 2020). Konsep keamanan pada dasarnya dibagi menjadi dua kategori utama: keamanan tradisional dan nontradisional (Rosyidin, M *et al.*, 2023).

1. Keamanan tradisional: menempatkan negara sebagai aktor utama dengan mengutamakan kekuatan militer untuk menjaga stabilitas. Pendekatan ini berakar pada teori realisme yang mendefinisikan keamanan sebagai ketiadaan ancaman militer atau kemampuan negara melindungi diri dari serangan eksternal. Ancaman utama berasal dari kekuatan militer negara lain, sehingga pertahanan harus dilakukan secara mandiri melalui penguatan militer (Mardhani, D *et al.*, 2020).
2. Keamanan non-tradisional: menekankan bahwa aktor keamanan tidak hanya terbatas pada negara. Konsep ini berkembang seiring berkurangnya ancaman militer terhadap kedaulatan negara dan lebih berfokus pada ancaman terhadap keamanan manusia, seperti wabah penyakit, bencana alam, dan degradasi lingkungan (Rosyidin, M *et al.*, 2023). Keamanan manusia mencakup isu kesejahteraan sosial, perlindungan hak kelompok masyarakat, serta pencegahan kekerasan terhadap minoritas, perempuan, dan

anak-anak. Ancaman utama dalam perspektif ini adalah pelanggaran hak asasi manusia dan ketiadaan supremasi hukum (Mardhani, D *et al.*, 2020).

Selain itu, terdapat konsep keamanan bersama (*common security*), keamanan kooperatif (*cooperative security*), dan keamanan komprehensif (*comprehensive security*). Ketiga konsep ini menekankan bahwa keamanan tidak hanya terbatas pada perlindungan batas-batas teritorial negara (kedaulatan nasional), tetapi juga mencakup jaminan, pemenuhan, dan perlindungan aspek keamanan yang lebih luas.

2.1.2 Raket

Raket adalah sebuah kendaraan luar angkasa, peluru kendali, atau pesawat terbang yang mendapatkan dorongan melalui proses pembuangan bahan fluida dari mesin raket dengan kecepatan tinggi, yang dikenal sebagai reaksi raket (Al Hafizh, A *et al.*, 2023). Dengan kata lain, raket adalah kendaraan yang dilengkapi dengan mesin yang mengubah energi untuk menghasilkan gerakan, berdasarkan kekuatan dorong yang timbul dari konversi energi kimia bahan bakar menjadi energi panas (Heister, S. D *et al.*, 2019). Proses ini melibatkan keluaran gas dari ruang bakar dan nosel, yang menyebabkan gas tersebut mengalir dengan kecepatan hipersonik, menghasilkan dorongan reaktif yang signifikan pada raket, sebanding dengan reaksi balasan sesuai dengan Hukum Gerak Newton III (Rosser, B *et al.*, 2013). Sebagian besar raket saat ini adalah raket kimia, yang menggunakan bahan bakar padat atau cair, seperti bahan bakar cair pada *booster* pesawat ulang-alik dan mesin utama untuk mengatasi gravitasi bumi. Reaksi kimia dimulai di ruang bakar, yang dikenal sebagai motor raket, dengan bahan bakar (baik udara maupun oksigen dalam ruang angkasa sebagai oksidator), menghasilkan gas panas yang dialirkan dengan tekanan tinggi melalui saluran yang mengarah ke belakang raket dan mengalami kompresi tambahan di nosel raket. Tekanan gas yang dikeluarkan inilah yang menciptakan gaya dorong, memungkinkan raket

untuk bergerak maju atau naik (El-Sayed, A. F *et al.*, 2016).

Dalam konteks militer, istilah roket sering merujuk pada bahan peledak yang tidak memiliki sistem kendali. Roket semacam ini dapat diluncurkan dari pesawat penyerang darat (*rocket air-to-ground*), ditembakkan dari permukaan ke target udara (*ground-to-air*), atau dari permukaan ke target permukaan lainnya (*ground-to-ground*). Selama Perang Vietnam, terdapat roket *ground-to-air* yang tidak terkendali, dirancang untuk menyerang pesawat yang terbang dalam formasi. Sebaliknya, peluru kendali atau *missile* adalah roket yang dilengkapi dengan sistem kendali untuk meningkatkan akurasi serangan (El-Sayed, A. F *et al.*, 2016). Untuk memahami konsep roket balistik, penting untuk mengetahui istilah "*ballistics*" yang merujuk pada peluru atau struktur yang ditembakkan dengan roket dan mengikuti lintasan balistik (jalur yang dilalui oleh titik berat peluru). *Ballistics missile* adalah tipe roket yang hanya dipandu dalam fase awal penerbangan yang relatif singkat, yang kemudian lintasan selanjutnya dipengaruhi oleh hukum mekanika klasik (Di Martino, G. D *et al.*, 2017).

Roket militer merupakan senjata yang dirancang untuk sistem persenjataan dan pertahanan. Roket ini digunakan dalam operasi militer, seperti serangan udara dan sistem pertahanan rudal. Dibandingkan dengan senjata konvensional, roket memiliki kemampuan menyerang target jarak jauh dengan presisi tinggi. Teknologi roket militer terus berkembang dengan fokus pada peningkatan akurasi, kecepatan, dan daya hancur (Agustian, E. S *et al.*, 2021). Sistem roket terbagi menjadi dua bagian utama, yaitu roket dan peluncur. Roket terdiri dari *fuse*, hulu ledak, motor roket, igniter, dan sirip. Peluncur mencakup kendaraan, alat pengarah, tabung peluncur, dan sistem kontrol tembakan. Motor roket terdiri dari cap, tabung motor roket, propelan, *liner*, dan nosel.

Roket dirancang untuk menghancurkan target dengan hulu ledak yang mengandung *fuse* untuk pengaman dan penyalaan serta motor roket yang memberikan akselerasi. Igniter menyalakan propelan, sementara sirip

dan nosel menjaga kestabilan aerodinamis. Cap menutup tabung motor dan menahan tekanan, sedangkan liner mengikat propelan dan melindungi struktur motor dari panas. Propelan menghasilkan gas bertekanan tinggi yang dikonversi menjadi energi kinetik oleh nosel. Sistem peluncur meluncurkan roket dengan kendaraan yang memindahkan sistem, alat pengarah yang mengatur orientasi, tabung peluncur yang memberikan arah awal, dan fire control yang mengatur elevasi, *azimuth*, *fuse*, serta jenis munisi (Sutton, G. P., 2011).

2.1.2.1 Prinsip Kerja Roket

Prinsip kerja roket mencakup mekanisme dasar yang memungkinkan roket menghasilkan daya dorong dan terbang. Prinsip ini melibatkan Hukum III Newton dan Hukum Kekekalan Momentum (Meianti, N. M. P *et al.*, 2020). Hukum III Newton menyatakan bahwa ketika roket mengeluarkan massa propelan ke satu arah (aksi), roket mendapatkan gaya dorong ke arah berlawanan (reaksi), sehingga bergerak maju. Hukum Kekekalan Momentum menjelaskan bahwa momentum total dalam sistem tertutup tetap konstan jika tidak ada gaya eksternal. Pada roket, pelepasan propelan mengubah momentum gas yang dikeluarkan dan menghasilkan perubahan momentum berlawanan pada roket, sehingga menciptakan dorongan maju (Taylor, T. S *et al.*, 2017).

2.1.2.2 Roket RHan-450

Roket RHan-450 termasuk dalam Prioritas Riset Nasional (PRN) 2020-2024 dan dirancang sebagai roket dua tingkat dengan target ketinggian lebih dari 200 km. LAPAN berhasil meluncurkan roket ini di Balai Uji Teknologi dan Pengamatan Antariksa dan Atmosfer Garut, LAPAN. RHan-450 memiliki diameter 450 mm dan dikembangkan sebagai roket eksperimen sonda. RHan-450-5 merupakan hasil penelitian, pengembangan, dan rekayasa di LAPAN serta menjadi roket kelima sejak peluncuran pertamanya pada 2015 (Sudiana, O *et al.*, 2022). Roket ini

berfungsi sebagai baseline untuk pengembangan roket dengan jangkauan lebih dari 100 km dan menjadi tahap awal pengujian roket dua tingkat pada 2 Desember 2020.



Gambar 2.2 Pengujian RHan-450 di Pameungpeuk, Jawa Barat

Sumber: (PT. Dahana, 2019)

Roket RHan-450 memiliki panjang 7,2 meter, diameter 46 cm, dan berat total 1.750 kg, dengan massa propelan mencapai 750 kg. Roket ini memiliki jangkauan maksimum kurang dari 100 km dan kecepatan maksimum 3.300 km/jam (Agustina, A *et al.*, 2020). Sebelumnya dikenal sebagai RX-450, roket ini mengalami perubahan nama dan peningkatan kemampuan. Peningkatan tersebut diharapkan memungkinkan produksi massal untuk keperluan pertahanan domestik dan aplikasi komersial (Dahana, 2018). Serangkaian perbaikan dilakukan agar roket *ground-to-ground* ini dapat mencapai jarak optimal 250 km (Dahana, 2021). Roket RHan-450 mampu membawa muatan antara 50 kg hingga 100 kg, yang dalam penggunaan sebagai sistem persenjataan artileri medan dapat berfungsi sebagai hulu ledak (Djarmiko, A. B *et al.*, 2023).

2.1.2.3 Dinamika Fluida

Dinamika fluida mempelajari aliran fluida dan gaya yang bekerja padanya, berperan penting dalam penerbangan roket, terutama dalam analisis interaksi gas pembakaran dan aliran melalui nosel untuk menghasilkan dorongan. Teori Bernoulli menjelaskan bahwa penurunan

tekanan di nosel meningkatkan kecepatan gas, mempercepat aliran, dan menghasilkan dorongan. Sementara itu, Teori Laplace berkaitan dengan tekanan permukaan akibat tegangan antarmuka dua fluida, yang memengaruhi distribusi tekanan dalam tangki bahan bakar dan mekanisme injeksi propelan cair (Sofyan, S *et al.*, 2018).

2.1.2.4 Termodinamika Pembakaran

Termodinamika Pembakaran adalah cabang ilmu yang mempelajari proses pembakaran dan energi yang dihasilkan dalam sistem, seperti pada roket. Pembakaran dalam roket melibatkan reaksi kimia antara bahan bakar dan oksidator yang menghasilkan panas serta gas bertekanan tinggi, yang kemudian diekspansi melalui nosel untuk menciptakan dorongan. Beberapa teori utama dalam termodinamika pembakaran yang relevan dengan teknologi roket meliputi Hukum II Termodinamika, Teori Kecepatan Pembakaran, dan Teori Termokimia (Costa, F. S., & Fischer, G. A., 2019). Hukum II Termodinamika menyatakan bahwa entropi total sistem tertutup tidak dapat menurun. Dalam konteks roket, hukum ini menunjukkan bahwa konversi energi kimia dari propelan menjadi energi panas dan mekanik tidak sepenuhnya efisien, karena sebagian energi terbuang sebagai entropi. Hal ini memberikan batas teoretis pada efisiensi mesin roket (Fuster Jiménez, C *et al.*, 2021).

Teori Kecepatan Pembakaran menjelaskan laju pembakaran bahan bakar selama proses pembakaran. Kecepatan ini memengaruhi tekanan dan dorongan yang dihasilkan serta mempengaruhi desain propelan. Pengendalian kecepatan pembakaran penting untuk mencegah kegagalan struktur mesin roket (Costa, F. S., & Fischer, G. A., 2019). Teori Termokimia menganalisis energi yang dihasilkan dan didistribusikan selama reaksi pembakaran. Dalam konteks roket, termokimia digunakan untuk menghitung energi total yang tersedia dari pembakaran yang dapat dikonversi menjadi dorongan, serta menentukan efisiensi pembakaran

berdasarkan entalpi dan energi bebas Gibbs (Fuster Jiménez, C *et al.*, 2021).

2.1.2.5 Nosel Roket

Nosel pada roket memainkan peran krusial dalam mengubah energi panas dan tekanan gas hasil pembakaran menjadi energi kinetik yang menghasilkan gaya dorong. Proses ini diatur oleh prinsip fisika seperti Hukum III Newton dan Teori Aliran Melalui Nosel Konvergen-Divergen (Cahyono, A. M *et al.*, 2021). Hukum III Newton menyatakan bahwa setiap aksi akan menghasilkan reaksi yang sama besar namun berlawanan arah. Dalam penerbangan roket, gas panas yang dipaksa keluar dari nosel dengan kecepatan tinggi menciptakan gaya dorong ke depan. Efektivitas dorongan pada roket bergantung pada kecepatan gas yang dikeluarkan melalui nosel.

Teori Aliran Melalui Nosel Konvergen-Divergen (*De Laval Nozzle*), memungkinkan gas berkecepatan subsonik dipercepat hingga mencapai kecepatan supersonik. Nosel ini terdiri dari dua bagian, konvergen yang mempercepat gas hingga mencapai kecepatan suara (Mach 1), dan divergen yang terus mempercepat gas hingga kecepatan supersonik. Proses ini dijelaskan oleh persamaan Bernoulli serta persamaan energi dan kontinuitas (Cahyono, A. M *et al.*, 2021). Desain *De Laval Nozzle* memungkinkan roket untuk memproduksi dorongan maksimum dengan memanfaatkan gas panas secara efisien. Desain nosel disesuaikan dengan tekanan atmosfer; pada ketinggian rendah, nosel yang lebih sempit lebih efisien, sedangkan di ruang angkasa, bagian divergen yang lebih besar diperlukan untuk memaksimalkan ekspansi gas.

2.1.3 Propelan

Roket digunakan sebagai senjata penghancur yang dilengkapi dengan bahan peledak, memiliki dorongan berkecepatan tinggi, dan daya jelajah luas. Teknologi utama roket meliputi motor roket, bahan peledak, dan

kerangka roket. Motor roket terdiri dari komponen seperti tabung motor, nosel, dan propelan (Djarmiko, A. B *et al.*, 2020).

Propelan adalah material yang menghasilkan gas dalam jumlah besar dan temperatur tinggi saat dibakar, memberikan energi signifikan dan potensi ledakan. Propelan digunakan dalam senjata api, bahan peledak, dan sistem propulsi roket, serta dalam teknologi antariksa sebagai bahan bakar utama (Kubota *et al.*, 2015; Pradhan, S. K., *et al.*, 2020).

Propelan dibagi menjadi dua kategori utama: propelan padat dan propelan cair. Propelan padat mudah disimpan, namun tidak dapat diatur dorongannya secara variabel dan memiliki impuls spesifik yang lebih rendah dibandingkan propelan cair. Propelan dapat diklasifikasikan dalam tiga golongan: pertama, senyawa nitroselulosa yang digunakan dalam senjata; kedua, propelan canggih yang menggunakan polimer sintetik; dan ketiga, propelan komposit yang menggunakan garam anorganik sebagai oksidator dalam sistem propulsi roket. Berikut adalah komposisi umum propelan berdasarkan jenis-jenisnya menurut Kubota (2015):

Tabel 2.1 Komposisi Umum Propelan

Jenis Propelan	Komposisi Bahan Baku		Pemanfaatan
	Utama	Pendukung	
<i>Single Base (SB)</i>	NC	<i>Plasticizers, stabilizers, flashreducers</i>	<i>Small – arms, Gun ammunition</i>
<i>Double Base (DB)</i>	NC, NG	<i>Plasticizers, stabilizers (for rocket propellants, ballistic modifiers are also used)</i>	<i>Gun ammunition, rockets, missiles</i>
<i>Triple Base (TB)</i>	NC, NG, Nitroguanidine	<i>Plasticizers, stabilizers, flashreducers</i>	<i>Large – caliber naval guns, artillery guns</i>
<i>Nitramine Base (NB)</i>	NC, NG, RDX	<i>Plasticizers, stabilizers (for rocket propellants, ballistic modifiers are also used)</i>	<i>Gun ammunition, rockets, missiles</i>

<i>Composite Propellants</i>	AP, Al, polymeric binder cum fuel	Plasticizers, bumrate catalysts, etc	Rockets and Missiles
<i>Composite Modified DB</i>	NC, NG, AP, Aluminium	Plasticizers, bumrate, catalysts, etc	Rockets and Missiles
<i>Liquid Propellants for Rockets</i>	Liquid oxidizers liquid fuel	-	Rockets and Missiles

Sumber: (Kubota, 2015)

2.1.3.1 Jenis-Jenis Propelan

Pemilihan jenis propelan yang tepat sangat penting dalam merancang dan mengoptimalkan kinerja roket. Secara umum, propelan roket diklasifikasikan menjadi tiga kategori utama: propelan padat, propelan cair, dan propelan hibrida, yaitu sebagai berikut:

a. Propelan Padat

Propelan padat adalah jenis propelan di mana bahan bakar dan oksidator dicampur dan dicetak menjadi bentuk padat. Keuntungannya meliputi kesederhanaan dalam desain dan penggunaan, karena tidak memerlukan sistem penyimpanan bahan bakar yang rumit (Agustian, E. S *et al.*, 2021). Pada roket dengan propelan ini, setelah pembakaran dimulai, roket tidak dapat dihentikan atau diatur intensitas pembakarannya. Propelan padat digunakan pada roket pendorong tahap awal dan roket-rudal karena kemampuannya memberikan dorongan tinggi dengan desain sederhana (Varghese, T. L *et al.*, 2017).

Propelan padat biasanya terdiri dari bahan bakar seperti bubuk logam (misalnya aluminium) dan oksidator seperti amonium perklorat (AP), serta binder seperti *Hydroxyl-Terminated Polybutadiene (HTPB)* untuk mengikat bahan bakar dan oksidator. Contoh propelan padat yang terkenal adalah AP/Al/HTPB, yang digunakan pada roket pendorong *solid booster* pada roket angkut luar angkasa. Kelebihan propelan padat meliputi kemudahan

penyimpanan, desain yang sederhana, dan respons cepat saat diaktifkan. Namun, kekurangan utama adalah ketidakmampuan untuk mematikan atau mengatur ulang pembakaran, serta potensi masalah stabilitas pembakaran yang dapat menyebabkan ledakan (Runtu, K. R *et al.*, 2022; Kopacz, W., *et al.*, 2022).

b. Propelan Cair

Propelan cair menggunakan bahan bakar dan oksidator dalam bentuk cair yang disimpan dalam tangki terpisah dan dicampur di ruang pembakaran. Propelan cair memungkinkan kontrol lebih besar atas pembakaran karena aliran bahan bakar dan oksidator dapat diatur selama penerbangan, menjadikannya pilihan utama untuk roket yang membutuhkan dorongan yang dapat diatur atau dihentikan di tengah penerbangan (Altman, D *et al.*, 2015). Propelan cair biasanya menggunakan bahan bakar seperti kerosin (RP-1) atau hidrogen cair (LH2) dengan oksidator seperti oksigen cair (LOX). Contoh terkenal adalah kombinasi LOX/LH2 pada roket *Saturn V* dan LOX/RP-1 pada roket *Falcon 9* oleh *SpaceX* (Sutton, G. P., 2006).

Kelebihan propelan cair termasuk kemampuan dikendalikan, efisiensi tinggi, dan fleksibilitas desain misi. Namun, kekurangannya adalah kerumitan sistem penyimpanan dan pengelolaan, termasuk tangki kriogenik untuk oksidator cair seperti LOX atau LH2, serta risiko kebocoran dan ledakan yang lebih besar dibandingkan dengan propelan padat (Altman, D *et al.*, 2015).

c. Propelan Hibrida

Propelan hibrida menggabungkan karakteristik propelan padat dan cair, menggunakan bahan bakar padat dan oksidator cair atau gas (Shih-Sin, W., *et al.*, 2024). Konfigurasi ini menawarkan keseimbangan antara kesederhanaan propelan padat dan kontrol yang diberikan oleh propelan cair. Propelan

hibrida sering dianggap sebagai alternatif menjanjikan untuk aplikasi roket yang memerlukan performa tinggi dengan sistem yang lebih aman dan dapat diandalkan (Okninski, A *et al.*, 2021). Contoh kombinasi propelan hibrida meliputi parafin (bahan bakar padat) dengan LOX atau NOX (oksidator cair atau gas). Parafin memiliki laju pembakaran tinggi dan relatif aman, sementara LOX dan NOX sebagai oksidator memberikan dorongan yang kuat dan dapat dikendalikan. Salah satu aplikasi terkenal dari propelan hibrida adalah SpaceShipOne yang menggunakan kombinasi HTPB (bahan bakar padat) dan NOX sebagai oksidator (Paravan, C., *et al.*, 2023).

Berdasarkan uraian tersebut, dapat dibanding dalam tabel berikut:

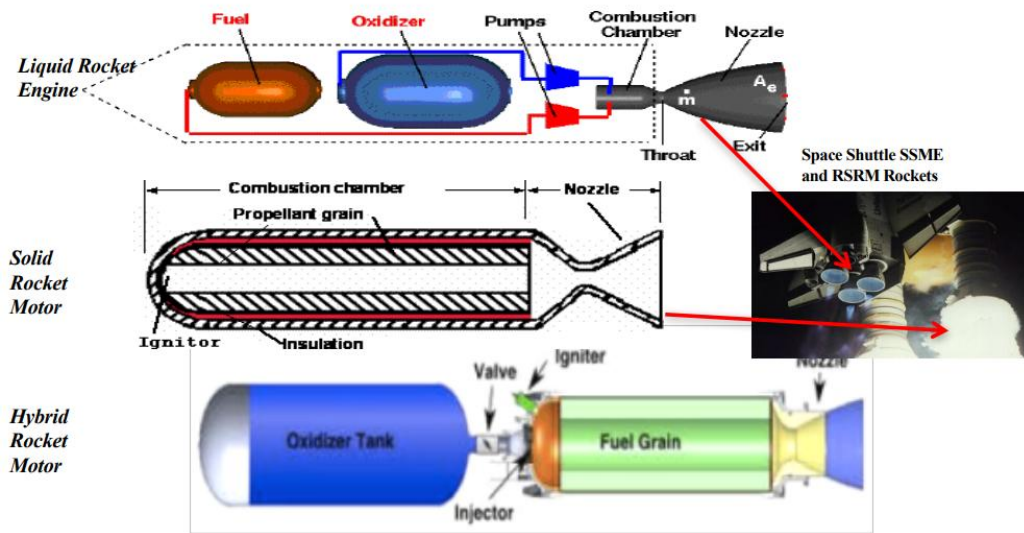
Tabel 2.2 Perbandingan Propelan Cair, Padat, dan Hibrida

Fitur	Cair (<i>Liquid</i>)	Padat (<i>Solid</i>)	Hibrida (<i>Hybrid</i>)
Keamanan	Potensi ketidakstabilan pembakaran, dapat meledak, propelan yang mudah menguap.	Sangat mudah terbakar, potensi ledakan signifikan, DOT 1.1.	Propelan inert, risiko ledakan dan transportasi rendah.
Toksisitas	Berkisar dari non-toksik hingga sangat toksik.	Produk gas hasil pembakaran sangat toksik.	Produk gas hasil pembakaran non-toksik (CO_2 , H_2O).
Kompleksitas	Sangat kompleks, ketergantungan sedang.	Kompleksitas sederhana hingga sedang, ketergantungan tinggi.	Kompleksitas sedang, ketergantungan tinggi.
Operasi	Dapat diatur, dapat direstart, kinerja tinggi.	Tidak dapat diatur dan direstart, kinerja tinggi hingga sedang.	Potensial dapat diatur, dapat direstart, kinerja sedang.

Sumber: (Okninski, A *et al.*, 2018)

Kelebihan propelan hibrida termasuk kontrol yang lebih baik dibandingkan propelan padat, keamanan yang lebih tinggi karena

komponen bahan bakar dan oksidator disimpan terpisah, serta kesederhanaan dibandingkan propelan cair. Kekurangannya termasuk kompleksitas dalam desain ruang bakar dan tantangan dalam mencapai efisiensi pembakaran yang setara dengan propelan cair (Okninski, A *et al.*, 2018).



Gambar 2.3 Perbedaan Roket Propelan Cair, Padat, dan Hibrida

Sumber: (Okninski, A *et al.*, 2018)

2.1.3.2 Kinerja Propelan

Kinerja propelan mengacu pada kemampuan propelan untuk menghasilkan dorongan atau daya dorong yang diperlukan untuk menggerakkan roket atau kendaraan luar angkasa. Karakteristik kinerja propelan mencakup daya dorong, impuls spesifik, dan efisiensi. Selain itu ada beberapa faktor lainnya yang digunakan untuk mengukur dan menguraikan kinerja propelan (Naveen, P. R., *et al.*, 2024). Berikut metrik dalam mengevaluasi efektivitas berbagai propelan dan kesesuaiannya untuk berbagai aplikasi *aerospace*:

a. *Temperatur Pembakaran (T_c)*

Temperatur Pembakaran (T_c) dalam propelan roket adalah suhu maksimum yang dihasilkan di dalam ruang bakar saat

propelan (bahan bakar dan oksidator) terbakar secara sempurna. Temperatur ini merupakan salah satu parameter penting dalam desain dan kinerja sistem propulsi roket, karena secara langsung memengaruhi tekanan di dalam ruang bakar, laju aliran gas, dan dorongan yang dihasilkan. Temperatur ruang bakar dihitung berdasarkan hukum keseimbangan energi:

$$T_c = \frac{\Sigma h^{\circ}f + \Sigma Cp \cdot T}{\Sigma Cp}$$

Dimana, *Enthalpy* formasi bahan bakar dan oksidator ($h^{\circ}f$) dinyatakan dalam satuan kJ/mol, menunjukkan energi yang dibutuhkan untuk membentuk bahan bakar dan oksidator dari elemen-elemennya pada kondisi standar. Kapasitas panas spesifik (Cp) diukur dalam kJ/mol·K, menggambarkan kemampuan suatu zat untuk menyerap panas saat temperaturnya naik. Sementara itu, temperatur produk pembakaran (T) adalah suhu yang dicapai oleh produk pembakaran, dinyatakan dalam satuan Kelvin (K) (Marsh, A. W *et al.*, 2021).

b. *Specific Impulse (Isp)*

Spesifik impuls merupakan parameter kunci dalam menilai kinerja propelan roket, yang mengindikasikan efisiensi propelan dalam menghasilkan daya dorong (Setiani, W. S *et al.*, 2022). I_{sp} didefinisikan sebagai rasio antara jumlah daya dorong yang dihasilkan dan laju aliran propelan, diukur dalam satuan waktu (detik) (Navalino, R. D. A *et al.*, 2024). Rumus untuk menghitung impuls spesifik adalah:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} \cdot g_0} = \frac{C^* \cdot C_f}{g_0}$$

Dimana, F adalah gaya dorong, \dot{m} adalah laju aliran massa propelan, dan g_0 adalah percepatan standar akibat gravitasi (9,81 m/s²). Nilai impuls spesifik yang lebih tinggi menandakan propelan yang lebih efisien, karena memberikan daya dorong yang lebih

besar untuk jumlah propelan tertentu.

Jenis propelan merupakan salah satu faktor utama, di mana berbagai tipe propelan seperti cair, padat, hibrida, dan listrik memberikan dorongan spesifik yang berbeda-beda. Sebagai contoh, penggunaan hidrogen cair (LH₂) yang dipadukan dengan oksigen cair (LO₂) dapat menghasilkan Isp yang tinggi berkat kepadatan energinya yang sangat tinggi. Selain itu, efisiensi pembakaran juga memainkan peranan penting dalam menentukan Isp. Pembakaran yang efektif dalam mesin roket dapat meningkatkan Isp dengan cara mengubah lebih banyak energi kimia dari propelan menjadi energi kinetik gas buang. Desain nosel roket juga turut mempengaruhi Isp, nosel yang dirancang secara optimal mampu memaksimalkan konversi energi panas menjadi energi kinetik, sehingga meningkatkan dorongan spesifik. Dalam konteks aplikasi praktis, propelan dengan Isp tinggi umumnya lebih diutamakan untuk misi luar angkasa karena pentingnya efisiensi propelan dalam mengurangi massa keseluruhan pesawat ruang angkasa. Sebaliknya, propelan dengan Isp yang lebih rendah dapat lebih sesuai untuk aplikasi yang mengutamakan aspek biaya atau kesederhanaan (Taylor, T. S *et al.*, 2017).

c. *Thrust Coefficient (CF)*

Koefisien Daya Dorong adalah gaya atau kekuatan yang dihasilkan oleh propelan yang mendorong roket ke depan. Koefisien Dorong (CF) adalah parameter tanpa dimensi yang mengukur efisiensi konversi energi panas menjadi daya dorong mekanis, yang dapat dihitung dengan persamaan sebagai berikut:

$$CF = \frac{F}{P_c \cdot A_t}$$

Dimana, F adalah gaya dorong, P_c adalah tekanan ruang, dan A_t adalah area *nozzle throat*. CF sangat penting untuk

memahami seberapa baik kinerja sistem propulsi dalam mengubah energi dari proses pembakaran menjadi daya dorong (Barato, F *et al.*, 2021).

Faktor-faktor yang memengaruhi koefisien dorong (CF) meliputi beberapa elemen penting. Tekanan ruang bakar yang tinggi biasanya berkontribusi pada peningkatan CF dengan meningkatkan efisiensi proses pembakaran dan konversi energi. Desain nosel juga memainkan peranan penting; bentuk dan area tenggorokan nosel memengaruhi bagaimana gas buang mengembang, yang pada gilirannya mempengaruhi koefisien dorong. Nosel konvergen-divergen yang dirancang secara optimal dapat memaksimalkan CF dengan cara mempercepat gas buang secara efisien. Selain itu, sifat propelan, termasuk komposisi kimia dan kondisi fisiknya (seperti cair, padat, atau hibrida), juga mempengaruhi koefisien dorong. Propelan yang berbeda dapat menghasilkan tingkat daya dorong yang bervariasi tergantung pada karakteristik pembakarannya. Dalam konteks aplikasi dan optimalisasi, koefisien dorong merupakan parameter kunci dalam merancang mesin roket (Taylor, T. S *et al.*, 2017).

d. *Characteristic Velocity (C*)*

Characteristic Velocity (C)* adalah ukuran kinerja propelan berdasarkan kecepatan produk pembakaran keluar dari nosel. Ini didefinisikan sebagai:

$$C^* = \frac{I_{sp} \cdot g_0}{P_c A_t} = \frac{P_c A_t}{\dot{m}}$$

C^* memberikan pemahaman tentang hubungan antara dorongan spesifik dan koefisien dorong, yang mencerminkan efektivitas propelan dalam menghasilkan daya dorong. Nilai C^* yang lebih tinggi menandakan kinerja propelan yang lebih baik dalam hal konversi energi.

Faktor-faktor yang mempengaruhi C^* mencakup beberapa

elemen penting. Komposisi kimia propelan berpengaruh pada C^* dengan memengaruhi suhu pembakaran dan kecepatan gas buang. Efisiensi pembakaran juga memainkan peranan kunci, di mana proses pembakaran yang mampu mencapai suhu dan kecepatan tinggi akan berkontribusi pada C^* yang lebih tinggi. Selain itu, desain nosel dan mesin turut mempengaruhi ekspansi dan akselerasi produk pembakaran, yang pada gilirannya berdampak pada C^* . Dalam konteks praktis, C^* digunakan untuk merancang dan mengevaluasi mesin roket, memastikan bahwa propelan memberikan performa yang diinginkan. Ini sangat berguna untuk membandingkan berbagai propelan dan sistem propulsi berdasarkan efisiensi konversi energi (Taylor, T. S *et al.*, 2017).

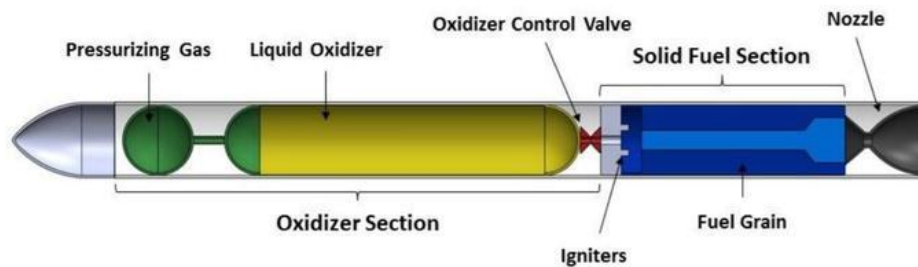
2.1.3.3 Propelan Hibrida

Motor roket hibrida menawarkan keuntungan dalam hal keamanan, keandalan, dan dampak lingkungan yang lebih baik dibandingkan dengan roket konvensional. Pada desain roket hibrida, propelan disimpan dalam dua fase terpisah, dengan oksidator dalam fase cair dan bahan bakar dalam fase padat (Okninski, A *et al.*, 2021). Oksidator dialirkan ke bahan bakar padat melalui katup utama, dan laju aliran dikendalikan oleh injektor. Kuningan digunakan untuk injektor karena ketahanannya terhadap suhu tinggi. Tekanan oksidator diatur dengan sistem tekanan yang menggunakan gas helium. Penyala terletak dekat manifold injektor untuk memulai pembakaran, biasanya menggunakan bahan bakar padat berbasis kalium nitrat. Roket hibrida sering menggunakan desain port melingkar yang memudahkan manufaktur dan menawarkan tingkat regresi tinggi. Pembakaran terjadi di *port* ini, dengan gas hasil pembakaran keluar melalui nosel yang terbuat dari grafit (Paravan, C *et al.*, 2023).

Motor roket padat mencampurkan oksidator dan bahan bakar dalam bentuk padat, namun proses pembakaran tidak dapat dihentikan, berisiko

ledakan, dan daya dorong tidak dapat diatur. Motor roket cair menyimpan oksidator dan bahan bakar dalam tangki terpisah, tetapi pencampuran dapat berisiko ledakan. Sebaliknya, motor hibrida menggunakan tangki tunggal untuk oksidator, menyederhanakan sistem pipa dan memungkinkan pengapian yang dapat dikendalikan (Zilliac, G *et al.*, 2014). Desain butiran bahan bakar padat lebih aman dan dapat ditingkatkan kinerjanya dengan aditif logam. Motor hibrida juga lebih praktis dibandingkan motor padat karena kemampuannya beroperasi pada suhu rendah dan menyimpan oksidator lebih aman (Shih-Sin, W *et al.*, 2024).

Bahan bakar polimer seperti *HTPB* (*Hydroxyl-Terminated Polybutadiene*), *HTPE* (*Hydroxyl-terminated polyether*), dan *PE* (*Polyethylene*) sering digunakan dalam motor hibrida, dengan injeksi oksidator membentuk lapisan batas turbulen pada permukaan bahan bakar. Proses pembakaran difusi pada lapisan batas ini penting dalam pembakaran motor hibrida (Paravan, C *et al.*, 2023). Lilin parafin juga digunakan karena memberikan laju regresi pembakaran lebih tinggi dibandingkan bahan bakar polimer konvensional, meningkatkan perpindahan massa dan laju pembakaran (Karabeyoglu, A *et al.*, 2017). Untuk oksidator, roket hibrida menggunakan N_2O_4 , H_2O_2 , GOX, LOX, dan N_2O . N_2O_4 memiliki densitas tinggi namun beracun (Simurda, L., & Zilliac, G., 2013). H_2O_2 adalah agen oksidasi agresif yang mudah terurai, sementara LOX adalah oksidator yang sangat stabil dan berkinerja tinggi (Paravan, C *et al.*, 2023). Nitrogen oksida (N_2O), meskipun memiliki impuls spesifik lebih rendah, lebih mudah ditangani dan lebih aman untuk disimpan pada suhu kamar (Karabeyoglu, A *et al.*, 2014).



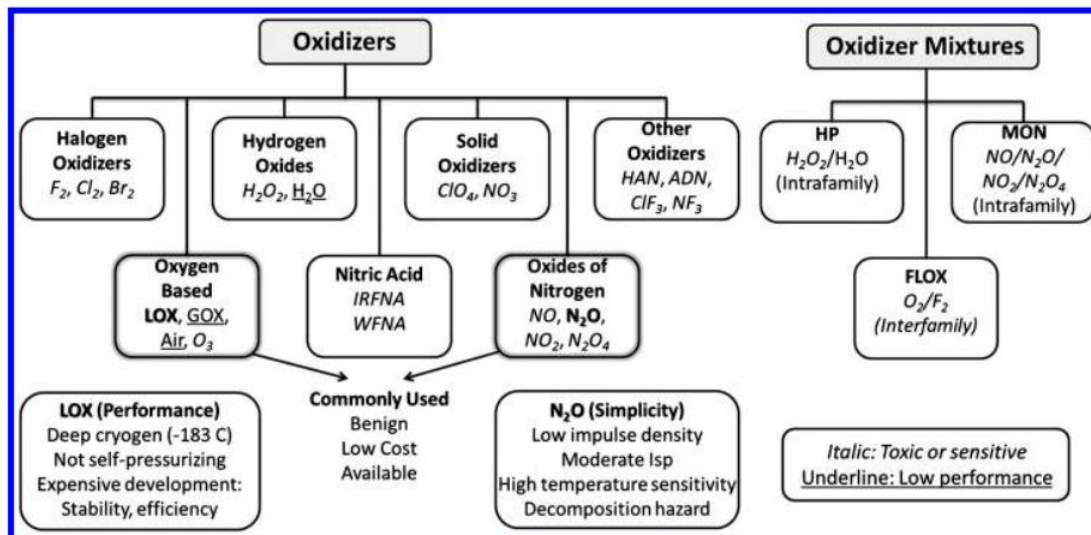
Gambar 2.4 Skematik Konfigurasi Rocket Hybrid

Sumber: (Kara, O., & Karabeyoglu, A *et al.*, 2021)

Komponen sistem propelan hibrida pada roket terdiri dari tiga bagian utama:

- a. Nosel (*Nozzle*): Bagian ini berfungsi untuk mempercepat aliran gas hasil pembakaran di ruang bakar dan menghasilkan dorongan. Desain nosel biasanya berbentuk divergen-konvergen untuk memungkinkan gas berkecepatan tinggi dikeluarkan. Material nosel harus tahan terhadap suhu tinggi dan tekanan ekstrem selama pembakaran (Kara, O., & Karabeyoglu, A *et al.*, 2021).
- b. Bagian Bahan Bakar Padat (*Solid Fuel Section*): Terdiri dari bahan bakar *grain* dan *igniter*. Bahan bakar *grain* adalah bahan padat yang terbuat dari polimer atau karet yang bereaksi dengan oksidator cair untuk menghasilkan gas panas. Igniter memulai proses pembakaran pada bahan bakar padat dengan memberikan energi awal (Kara, O., & Karabeyoglu, A *et al.*, 2021).
- c. Bagian Oksidator (*Oxidizer Section*): Terdiri dari oksidator cair, gas penekan, dan katup kontrol oksidator. Oksidator cair, seperti *nitrous oxide* atau *liquid oxygen*, disuplai ke ruang bakar dan bereaksi dengan bahan bakar padat untuk pembakaran. Gas penekan digunakan untuk mengalirkan oksidator, sedangkan katup kontrol oksidator mengatur laju aliran oksidator cair untuk mengontrol laju pembakaran dan dorongan yang dihasilkan (Kara, O., & Karabeyoglu, A *et al.*, 2021).

KARABEYOGLU



Bagan 2.1 Karakteristik Oksidator Pada Roket Hibrida

Sumber: (Kara, O., & Karabeyoglu, A *et al.*, 2021)

Gambar tersebut menunjukkan klasifikasi oksidator yang digunakan dalam sistem propelan roket, termasuk roket hibrida, berdasarkan jenis dan karakteristiknya. Oksidator dikelompokkan menjadi lima kategori utama: *halogen oxidizers*, *hydrogen oxides*, *solid oxidizers*, *other oxidizers*, dan *oxidizer mixtures*. Sebagai mana berikut:

- Halogen Oxidizers*: Contohnya adalah F_2 , Cl_2 , dan Br_2 , yang menawarkan potensi oksidasi tinggi namun umumnya memiliki risiko toksisitas dan reaktivitas yang tinggi.
- Hydrogen Oxides*: Seperti H_2O_2 (hidrogen peroksida) dan H_2O (air), yang dikenal sebagai oksidator berbasis hidrogen. H_2O_2 sering digunakan dalam aplikasi roket karena sifatnya yang dapat digunakan dengan aman dalam konsentrasi yang tepat.
- Solid Oxidizers*: Oksidator padat seperti ClO_4^- (perklorat) dan NO_3^- (nitrat) adalah bahan yang sering digunakan dalam sistem propelan padat. Namun, mereka juga dapat digunakan dalam campuran hibrida untuk meningkatkan performa.

- d. *Other Oxidizers*: Termasuk bahan seperti *HAN* (*Hydroxylammonium Nitrate*), *ADN* (*Ammonium Dinitramide*), *ClF₃* (*Chlorine Trifluoride*), dan *NF₃* (*Nitrogen Trifluoride*), yang digunakan dalam aplikasi tertentu karena stabilitas dan performa tinggi, meskipun beberapa di antaranya bersifat toksik.
- e. *Oxides of Nitrogen*: Oksida nitrogen seperti NO, NO₂, N₂O, dan N₂O₄ adalah pilihan populer dalam propelan roket. N₂O (dinitrogen oksida) menawarkan kesederhanaan dalam penggunaan, densitas impuls rendah, serta sensitivitas tinggi terhadap suhu, menjadikannya pilihan favorit dalam roket hibrida. Sementara itu, N₂O₄ digunakan dalam aplikasi cair dengan performa tinggi. *Oxidizer Mixtures*: Campuran oksidator seperti HP (H₂O₂/H₂O) untuk keluarga intrafamili dan FLOX (O₂/F₂) untuk keluarga interfamili. Campuran lain seperti MON (*Mixed Oxides of Nitrogen*) juga mencakup kombinasi seperti NO/N₂O, NO₂/N₂O₄ yang digunakan untuk mengoptimalkan performa propelan.

Gambar di atas juga memberikan penjelasan tentang oksidator berbasis oksigen seperti LOx (*liquid oxygen*), GOx (*gaseous oxygen*), Air, dan O₃ (*ozon*). LOx menonjol dengan kemampuan performa tinggi, meskipun memerlukan penanganan kriogenik yang rumit karena suhu operasionalnya mencapai -183°C. Oksidator berbasis nitrogen seperti N₂O juga digambarkan sederhana dalam penggunaannya, meskipun memiliki densitas impuls rendah dan sensitivitas tinggi terhadap suhu.

2.1.4 Model Simulasi

Simulasi memainkan peran penting dalam penelitian ilmiah, terutama yang melibatkan perancangan dan analisis sistem kompleks seperti roket. Simulasi memungkinkan peneliti untuk memodelkan dan menguji berbagai skenario tanpa eksperimen fisik yang mahal, berisiko, atau tidak mungkin dilakukan (Di Martino, G. D *et al.*, 2019). Proses ini menggunakan model matematika, fisika, atau komputer untuk merepresentasikan dan

mempelajari perilaku sistem nyata atau yang direncanakan. Simulasi adalah perancangan model dari sistem nyata dan eksperimen untuk memahami perilaku sistem atau mengevaluasi strategi operasional (Morris, T. P *et al.*, 2019). Simulasi melibatkan beberapa komponen utama, yaitu:

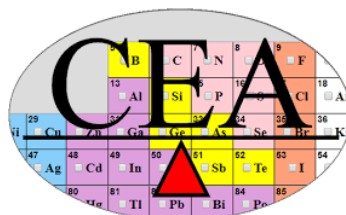
- a. Model: Representasi matematis atau komputasional dari sistem yang sedang dianalisis, yang dapat berupa persamaan diferensial, algoritma, atau data set yang mencerminkan karakteristik dan perilaku sistem.
- b. Data *Input*: Informasi yang digunakan untuk memulai simulasi, mencakup parameter, variabel awal, dan asumsi.
- c. Simulator: Perangkat lunak atau alat komputasi yang menjalankan model dan memproses data input untuk menghasilkan hasil simulasi.
- d. *Output*: Hasil atau data yang dihasilkan dari simulasi, yang bisa berupa prediksi, analisis statistik, grafik, atau visualisasi lain yang memberikan wawasan mengenai perilaku sistem.

Kemajuan dalam perangkat lunak dan aplikasi simulasi untuk uji propelan roket telah menjadi elemen krusial dalam desain dan pengembangan propelan roket modern. Teknologi ini memungkinkan insinyur dan ilmuwan untuk mengevaluasi kinerja propelan, menganalisis berbagai parameter, dan memprediksi perilaku propelan dalam berbagai kondisi tanpa perlu melakukan uji fisik yang mahal dan berisiko tinggi (Di Martino, G. D *et al.*, 2019).

2.1.4.1 Perangkat Lunak NASA CEA

Dalam pengembangan sistem propulsi roket, khususnya propelan, dibutuhkan alat simulasi untuk memprediksi kinerja termokimia propelan. Salah satu perangkat lunak yang umum digunakan adalah *NASA Chemical Equilibrium with Applications (NASA CEA)*. NASA CEA dirancang untuk menghitung sifat termokimia propelan dan kinerja mesin roket dalam berbagai kondisi, serta dikembangkan oleh NASA untuk menganalisis

keseimbangan kimia dan kinerja sistem propulsi berdasarkan komposisi bahan bakar dan oksidator (Leader, M. K *et al.*, 2024). Perangkat lunak ini diperkenalkan pada 1960-an oleh NASA Lewis Research Center, kini NASA Glenn Research Center, dan telah menjadi alat penting dalam desain serta analisis termodinamika roket dan aplikasi kedirgantaraan lainnya (McBride & Gordon, S., 2017). NASA CEA menghitung berbagai parameter penting seperti suhu dan tekanan ruang bakar, rasio campuran bahan bakar dan oksidator, komposisi produk pembakaran, dorongan spesifik (I_{sp}), kecepatan gas yang dikeluarkan, serta keseimbangan fase dan spesies kimia. Perangkat lunak ini dapat digunakan untuk analisis statik dan dinamik, serta memodelkan sistem propulsi dengan propelan padat, cair, dan hibrida (Gordon, S., & McBride., 2018).



Gambar 2.5 Perangkat Lunak NASA CEA

Sumber: (<https://cearun.grc.nasa.gov/>)

Prinsip dasar dari NASA CEA berfokus pada konsep keseimbangan kimia, di mana perangkat lunak ini menghitung distribusi spesies kimia dalam campuran gas yang berada pada kondisi termodinamika tertentu. Mengacu pada hukum termodinamika, NASA CEA mencari kondisi di mana energi Gibbs mencapai nilai minimum, yang menandakan keadaan keseimbangan kimia (Gordon, S., & McBride, 2018). Selain itu, perangkat lunak ini juga memanfaatkan prinsip-prinsip termodinamika, termasuk hukum pertama dan kedua, untuk menentukan sifat termal dan kimia campuran bahan bakar dan oksidator dalam kondisi spesifik. Untuk memodelkan aliran gas melalui nosel roket, NASA CEA menerapkan hukum mekanika fluida, yang memungkinkan perhitungan kecepatan gas keluaran serta dorongan yang dihasilkan.

Proses kerja NASA CEA melibatkan beberapa langkah utama untuk

menjalankan simulasi dengan efektif. *Pertama*, data input yang diperlukan meliputi komposisi propelan, yang mencakup jenis dan proporsi bahan bakar serta oksidator yang digunakan; kondisi operasi, seperti tekanan dan suhu ruang bakar serta kondisi nosel; serta rasio campuran, yaitu rasio massa antara bahan bakar dan oksidator yang memengaruhi sifat termokimia dan kinerja sistem propulsi. Setelah data *input* dimasukkan, perangkat lunak NASA CEA menghitung kondisi keseimbangan kimia untuk campuran propelan pada suhu dan tekanan tertentu (Leader, M *et al.*, 2025). Selanjutnya, NASA CEA menentukan sifat termodinamika tambahan, seperti entalpi, entropi, dan kapasitas panas, serta memprediksi kinerja roket, termasuk dorongan spesifik (*Isp*) dan kecepatan keluaran gas. Hasil simulasi biasanya disajikan dalam bentuk tabel atau grafik yang menunjukkan suhu, tekanan, komposisi gas, dan parameter kinerja lainnya. Analisis hasil ini memungkinkan penilaian terhadap kesesuaian desain propelan dan sistem propulsi dengan spesifikasi yang diinginkan atau identifikasi kebutuhan untuk optimasi lebih lanjut (McBride & Gordon, S., 2017).

2.1.4.2 Perangkat Lunak RPA

Rocket Propulsion Analysis (RPA) adalah perangkat lunak simulasi yang dirancang untuk menganalisis kinerja mesin roket dengan berbagai jenis propelan. RPA memungkinkan pengguna menghitung *impulse specific* (*Isp*), suhu dan tekanan ruang bakar, rasio campuran bahan bakar dan oksidator, serta komposisi produk pembakaran. Perangkat lunak ini mendukung insinyur roket dan peneliti dalam mendesain serta mengoptimalkan sistem propulsi yang efisien dan aman (Pinalia, A *et al.*, 2022). Dikembangkan oleh *Software & Engineering Associates, Inc. (SEA)*, RPA banyak digunakan dalam industri dirgantara, lembaga penelitian, dan universitas di seluruh dunia untuk aplikasi dari desain mesin roket kecil hingga sistem propulsi besar (Ponomarenko, 2009).

RPA memiliki fitur utama seperti kemampuan menganalisis kinerja

mesin roket dengan akurasi tinggi, menghitung *impulse specific*, *impulse total*, laju pembakaran, dan parameter kinerja lainnya berdasarkan input propelan, geometri mesin, dan kondisi operasional (Ponomarenko, 2014). Selain itu, RPA dapat mengoptimalkan propelan dengan mengevaluasi kombinasi bahan bakar dan oksidator serta rasio campuran untuk mencapai kinerja optimal, khususnya dalam pengembangan propelan hibrida. RPA juga mensimulasikan kinerja mesin roket dalam berbagai kondisi operasional, termasuk variasi tekanan dan suhu di ruang bakar serta kondisi aliran gas melalui nosel. Fitur ini mendukung analisis dalam skenario yang beragam, termasuk variasi ketinggian dan kondisi atmosfer. Selain itu, RPA memberikan estimasi komposisi kimia produk pembakaran, termasuk spesies gas seperti CO₂, H₂O, dan NO_x, yang penting untuk mengevaluasi dampak lingkungan dan memastikan keamanan komponen mesin (Messineo *et al.*, 2019).



Gambar 2.6 Perangkat Lunak RPA

Sumber: (<https://www.rocket-propulsion.com/>)

Prinsip kerja RPA melibatkan beberapa langkah penting dalam proses simulasi mesin roket. Untuk memulai simulasi, pengguna harus memasukkan data input yang meliputi jenis propelan, yaitu bahan bakar dan oksidator yang digunakan, geometri mesin seperti panjang dan diameter nosel serta konfigurasi ruang bakar, dan kondisi operasional termasuk tekanan dan suhu awal di ruang bakar serta kondisi di pintu keluaran (*nozzle exit*). Setelah data ini dimasukkan, RPA memanfaatkan model termodinamika dan dinamika fluida untuk mensimulasikan proses pembakaran dan aliran gas di dalam mesin roket (Kulhanek, S. L *et al.*, 2012). Proses ini mencakup perhitungan keseimbangan kimia, distribusi suhu dan tekanan, serta kecepatan aliran gas sepanjang mesin roket. Hasil simulasi kemudian disajikan dalam bentuk tabel dan grafik, menunjukkan

parameter kinerja mesin roket seperti *impulse specific (Isp)*, suhu ruang bakar, laju pembakaran, dan komposisi produk pembakaran. Analisis hasil ini memungkinkan pengguna untuk mengevaluasi apakah mesin roket memenuhi spesifikasi desain yang diinginkan atau jika diperlukan perbaikan dan optimasi lebih lanjut (Pinalia, A *et al.*, 2022).

2.1.4.3 Perangkat Lunak MATLAB

MATLAB adalah perangkat lunak yang dirancang untuk pemrograman, analisis, dan komputasi teknis berbasis matriks. Nama MATLAB berasal dari "*Matrix Laboratory*" karena kemampuan perangkat ini dalam menangani perhitungan berbasis matriks. MATLAB pertama kali dirilis pada tahun 1970 oleh Cleve Moler, awalnya untuk menyelesaikan persamaan aljabar linear. Seiring perkembangan waktu, fungsinya diperluas dengan peningkatan performa komputasi (Gilat, A., 2017). Saat ini, MATLAB, yang dikembangkan oleh *MathWorks Inc.*, menggabungkan pemrograman, komputasi, dan visualisasi dalam lingkungan kerja yang ramah pengguna. Keunggulan lainnya meliputi kemampuan analisis data, pengembangan algoritma, pemodelan dan simulasi, visualisasi dalam format 2D dan 3D, serta pengembangan antarmuka grafis. Di lingkungan akademis, MATLAB digunakan untuk pengajaran matematika, teknik, dan sains, sementara di industri, MATLAB dipakai dalam penelitian, pengembangan, dan analisis produk (Chaturvedi, D. K *et al.*, 2017).



Gambar 2.7 Editor Window di Perangkat Lunak Matlab

Sumber: (Gilat, A., 2017)

MATLAB kompatibel dengan sistem operasi Windows, Linux, dan macOS. Selain itu, MATLAB dapat berintegrasi dengan bahasa pemrograman lain, seperti C, Java, .NET, dan Microsoft Excel. MATLAB juga menyediakan berbagai toolbox untuk aplikasi khusus, termasuk pengolahan sinyal, sistem kontrol, logika *fuzzy*, jaringan saraf tiruan, optimasi, pengolahan citra digital, bioinformatika, simulasi, dan teknologi lainnya (Chaturvedi, D. K *et al.*, 2017).

2.1.5 Metode Optimasi

Dalam penelitian dan pengembangan teknologi, khususnya dalam teknik mesin dan propulsi roket, metode optimasi memainkan peran krusial untuk meningkatkan kinerja dan efisiensi sistem. Optimasi bertujuan menemukan solusi terbaik dari berbagai opsi yang ada, baik dalam desain, operasi, atau pemilihan bahan. Dalam pengembangan propelan hibrida untuk roket, optimasi digunakan untuk menentukan kombinasi parameter yang menghasilkan performa maksimal. Optimasi merupakan proses untuk menemukan solusi terbaik berdasarkan kriteria tertentu, dan sering diterapkan untuk memaksimalkan atau meminimalkan fungsi tujuan seperti kinerja, biaya, efisiensi, atau keandalan (Rao, S. S *et al.*, 2019).

Tujuan utama optimasi adalah mencapai kondisi terbaik untuk suatu sistem, baik dalam hal performa, efisiensi energi, biaya, maupun kriteria lainnya. Melalui optimasi, berbagai manfaat dapat diperoleh, seperti peningkatan kinerja sistem, pengurangan biaya atau konsumsi energi, dan perbaikan keandalan sistem. Optimasi juga mendorong inovasi dengan membantu menemukan solusi baru yang tidak teridentifikasi melalui pendekatan yang tidak optimal (Navarrete-Martin *et al.*, 2018).

2.1.6 Sarana Pertahanan dan Kemandirian Industri Pertahanan

Menyediakan sarana pertahanan merupakan aspek kunci dalam upaya mempertahankan negara. Istilah sarana pertahanan diatur dalam UU No 16 Tahun 2012 tentang Industri Pertahanan, yang merujuk pada alat-

alat pertahanan dan keamanan. Industri pertahanan berfungsi menyediakan sarana pertahanan untuk militer, yang memiliki berbagai kebutuhan spesifik (Susdarwono *et al.*, 2020). Prinsip dasar ekonomi mikro menjadi landasan teori ekonomi dalam industri pertahanan, di mana pemasukan berperan sebagai rantai pasokan utama yang mendukung aktivitas bisnis. Meskipun UU No 16 Tahun 2012 sudah menjadi dasar hukum yang kuat, masih diperlukan kajian lebih lanjut mengenai langkah-langkah efektif untuk meningkatkan manfaat industri pertahanan nasional dari program pengadaan sarana pertahanan di Kementerian Pertahanan/TNI (Putro, D. A *et al.*, 2022).

Kemampuan alat peralatan pertahanan dan keamanan, yang meliputi daya hancur tinggi, akurasi, jangkauan luas, sistem kontrol efisien, serta kecepatan mobilitas operasional dan taktis superior, merupakan kriteria penting dalam pengembangan teknologi pertahanan (Ambodo, T *et al.*, 2022). Kriteria ini harus dipenuhi oleh industri pertahanan nasional untuk memastikan daya saing yang tinggi terhadap produk asing. Berdasarkan UU No. 16 Tahun 2012, industri pertahanan nasional dikategorikan dalam empat tingkatan (*tier*), di mana setiap tingkatan mewakili kategori tertentu.



Gambar 2.8 Piramida Industri Pertahanan

Sumber: (UU No. 16 Tahun 2012)

Kemandirian industri pertahanan Indonesia merupakan target penting sesuai dengan UU No 16 Tahun 2012. Indikator kemandirian ini mencakup kemampuan memproduksi alat pertahanan secara mandiri (Ambodo, T *et*

al., 2022). Kemandirian ini mencakup kemampuan mengintegrasikan alat utama sistem persenjataan dan kebebasan dalam memilih material dan teknologi (Djarwono *et al.*, 2017). Pengembangan industri pertahanan penting untuk mencapai *Minimum Essential Force (MEF)* dalam mendukung TNI. Sarana pertahanan meliputi peralatan, teknologi, dan infrastruktur yang digunakan militer untuk menjaga kedaulatan negara. Kemandirian industri pertahanan juga mengurangi ketergantungan pada impor, meningkatkan kapasitas industri nasional, dan memperkuat posisi diplomasi internasional (Rohmad, R *et al.*, 2022).

2.1.7 Potensi Sumber Daya Indonesia

Bahan baku propelan hibrida memiliki peran penting dalam pengembangan teknologi roket, terutama dalam meningkatkan performa dan efisiensi sistem propulsi. Dua dari sekian banyak bahan baku utama yang banyak digunakan dalam propelan hibrida adalah parafin dan *HDPE*. Kedua bahan ini memiliki keunggulan masing-masing dalam mendukung kinerja roket yang dapat didapatkan dari minyak bumi dan pengelolaan sampah (Barato, F *et al.*, 2023).

2.1.7.1 Parafin dari Minyak Bumi

Indonesia memiliki cadangan minyak bumi yang signifikan di kawasan Asia Tenggara, tersebar di Sumatera, Kalimantan, Jawa, dan Papua (Setyono, A. E *et al.*, 2021). Sumatera menjadi penghasil utama, dengan lapangan minyak Duri dan Minas yang telah dieksploitasi (Putra, M. P *et al.*, 2016). Pemerintah mendorong eksplorasi dan pengembangan ladang minyak baru, serta mengoptimalkan ladang yang ada menggunakan metode *Enhanced Oil Recovery (EOR)*. Minyak mentah diproses di kilang-kilang seperti Balikpapan, Cilacap, dan Dumai untuk menghasilkan produk seperti bahan bakar, pelumas, dan parafin (Setyono, A. E *et al.*, 2021).

Parafin yang dihasilkan dari distilasi minyak bumi, adalah bahan bakar padat dengan titik leleh rendah dan densitas energi tinggi, cocok untuk

propelan hibrida (Aminah, N. S *et al.*, 2018). Dalam propelan hibrida, parafin berfungsi bersama oksidator cair seperti LO_2 atau N_2O (Karabeyoglu, A., 2017). Dengan cadangan minyak bumi yang melimpah, Indonesia memiliki potensi besar untuk memproduksi parafin dalam jumlah yang cukup untuk mendukung industri propelan hibrida dan meningkatkan kemandirian teknologi pertahanan (Barato, F *et al.*, 2023). Dukungan pemerintah melalui kebijakan dan penelitian penting untuk mewujudkan potensi ini.

2.1.7.2 HDPE dari Sampah Plastik

Indonesia menghadapi tantangan besar dalam pengelolaan sampah, terutama plastik HDPE, yang banyak digunakan dalam produk sehari-hari dan memiliki potensi sebagai bahan baku propelan hibrida (Chandran, M *et al.*, 2020). HDPE menghasilkan jutaan ton sampah setiap tahun dan menjadi isu lingkungan serius di kota-kota besar seperti Jakarta, Surabaya, dan Bandung (Nursyamsi *et al.*, 2018). Daur ulang HDPE dapat mengurangi dampak sampah plastik dan dimanfaatkan dalam aplikasi seperti propelan roket (Barato, F *et al.*, 2023). Proses pengolahan HDPE melibatkan pencacahan, pencucian, pelelehan, dan ekstrusi untuk menghasilkan pelet plastik, yang kemudian diproses lebih lanjut untuk memenuhi spesifikasi propelan hibrida. Pengembangan propelan berbasis HDPE di Indonesia dapat mengurangi ketergantungan pada bahan baku impor dan mendukung pengelolaan sampah yang ramah lingkungan (Poddar, T *et al.*, 2020). Kebijakan pemerintah mendukung industri daur ulang dan riset untuk mempercepat pengembangan teknologi propelan hibrida berbasis HDPE.

2.2 Hasil Penelitian Terdahulu

No	Peneliti, Judul dan Metode Penelitian	Hasil Penelitian	Persamaan	Perbedaan
1.	<p>Peneliti: Alessandro Mazzetti, et al (2016)</p> <p>Judul: <i>Paraffin-based hibrida rocket engines applications: A review and a market perspective</i></p> <p>Metode: Kuantitatif</p>	<p>Penelitian ini menunjukkan bahwa roket hibrida memiliki potensi dalam berbagai aplikasi, seperti kendaraan peluncur tahap atas, sistem injeksi orbital, rudal taktis, dan peluncur berat. Penggunaan bahan bakar berbasis parafin meningkatkan thrust propelan roket hibrida dengan efisiensi biaya 4 kali lebih baik dibandingkan bahan bakar konvensional, sehingga mendukung performa optimal dan pengurangan biaya operasional¹.</p>	<p>a. Membahas secara mendalam tentang propulsi roket hibrida pada umumnya, dan bahan bakar parafin secara khusus.</p> <p>b. Membahas mengenai potensi pasar (biaya)</p>	<p>Penelitian ini berfokus pada analisis performa termodinamika 4 jenis propelan (Parafin/N₂O, Parafin/LO₂, HDPE/N₂O, dan HDPE/LO₂) sebagai potensi sumber daya Indonesia untuk mendukung kemandirian propelan, berbeda dengan penelitian sebelumnya yang hanya berfokus pada aspek teoritis tanpa simulasi.</p>

¹ Mazzetti, A., Merotto, L., & Pinarello, G. (2016). Paraffin-based hibrida rocket engines applications: A review and a market perspective. *Acta Astronautica*, 126, 286-297.

2	<p>Peneliti: Sachin Srivastava, et al (2019)</p> <p>Judul: <i>Numerical and Experimental Study of a 230 N Paraffin/N₂O hibrida rocket</i></p> <p>Metode: Kuantitatif</p>	<p>Penelitian menunjukkan bahwa peningkatan tekanan ruang dari 10 bar menjadi 80 bar meningkatkan impuls spesifik rata-rata sebesar 2-3 detik untuk rasio ekspansi yang sama. Variasi rasio ekspansi nosel mempengaruhi impuls spesifik antara 5,4% dan 7,5%, dengan N₂O dipilih sebagai oksidan terbaik. Penggunaan campuran 40% aluminium dalam 60% lilin parafin dengan N₂O sebagai oksidan menghasilkan Isp maksimum 311 s, dengan rasio O/F optimal bergeser dari 9 ke 5, mencapai Isp sekitar 350 s dan koefisien dorong 2,3².</p>	<p>a. Membahas tentang optimasi Parafin/N₂O sebagai propelan rocket hibrida secara simulasi.</p> <p>b. Menggunakan perangkat lunak CEA NASA</p> <p>c. Menganalisis performa termodinamika</p>	<p>Hanya terbatas pada bahasan Parafin/N₂O saja dengan simulasi numerik dan eksperimen yang mendalam. Sedangkan pada penelitian ini akan menganalisa performa termodinamika 4 jenis propelan (Parafin/NO₂, Parafin/LO₂, HDPE/NO₂, dan HDPE/LO₂) sebagai potensi sumber daya Indonesia untuk mendukung kemandirian propelan.</p>
---	--	---	--	--

² Srivastava, S., Ingenito, A., & Andriani, R. (2019). Numerical and Experimental Study of a 230 N Paraffin/N₂O hibrida rocket. In Proc. 8th European Conf. for Aeronautics & Space Sci.

3	<p>Peneliti: Landon Kamps, et al (2019)</p> <p>Judul: <i>Comprehensive Data Reduction for N₂O/HDPE Hibrida Rocket Motor Performance Evaluation</i></p> <p>Metode: Kuantitatif</p>	<p>Dari hasil penelitian terkait pengujian pembakaran, laju regresi bahan bakar dapat dikorelasikan ($a = 2,52 \times 10^{-5}$; $n = 0,76$; sehingga laju regresi dalam satuan m/s), transien efisiensi pembakaran dan tren dapat diketahui (transien 2 s; nilai kondisi stabil 87% hingga 94%)³.</p>	<p>a. Membahas tentang propelan hibrida HDPE/N₂O.</p> <p>b. Menganalisis performa termodinamika</p>	<p>Penelitian ini terbatas pada pengujian statik HDPE/N₂O dengan reduksi data, tanpa simulasi performa termodinamika. Sementara penelitian ini akan menganalisis performa termodinamika dari empat jenis propelan (Parafin/N₂O, Parafin/LO₂, HDPE/N₂O, dan HDPE/LO₂) untuk mendukung kemandirian propelan Indonesia.</p>
4	<p>Peneliti: Mariana Conti Tarifa, et al (2019)</p> <p>Judul: <i>Theoretical</i></p>	<p>Penelitian ini menunjukkan bahwa laju regresi bahan bakar dapat dikorelasikan ($a = 2,52 \times 10^{-5}$; $n = 0,76$) dengan transien efisiensi</p>	<p>a. Melakukan kajian dan simulasi yang sama yaitu propelan rocket hibrida</p>	<p>Penelitian tersebut tidak membahas bahan bakar HDPE. Sedangkan pada penelitian ini akan</p>

³ Kamps, L., Sakurai, K., Saito, Y., & Nagata, H. (2019). Comprehensive data reduction for N₂O/HDPE hibrida rocket motor performance evaluation. *Aerospace*, 6(4), 45.

	<p><i>Performance Analysis of Hibrida Rocket Propellants Aiming at the Design of a Test Bench and a Propulsive System</i></p> <p>Metode: Kuantitatif</p>	<p>pembakaran 2 s dan kondisi stabil 87%-94%. Pada rasio O/F 1–8,5 dan tekanan 10 bar, kombinasi parafin/LOX memiliki kinerja tertinggi dalam impuls spesifik, kecepatan karakteristik, dan suhu nyala api adiabatik. HTPB/LOX menunjukkan kinerja sedikit lebih rendah, sementara PMMA/LOX memiliki kinerja terendah. Oksidator H₂O₂ dan N₂O lebih optimal dengan HTPB dan parafin, namun LOX tetap menjadi oksidator terbaik⁴.</p>	<p>Parafin/NO₂ dan Parafin/LO₂.</p> <p>b. Melakukan variasi rasio O/F yang sama yaitu 1 hingga 8.</p>	<p>menganalisa performa termodinamika 4 jenis propelan (Parafin/N₂O, Parafin/LO₂, HDPE/N₂O, dan HDPE/LO₂) sebagai potensi sumber daya Indonesia untuk mendukung kemandirian propelan</p>
5	<p>Peneliti: Landon Kamps, et al (2019)</p> <p>Judul: <i>Development of N₂O/HDPE Hibrida</i></p>	<p>Pendorong roket hibrida dengan N₂O cair bertekanan mandiri menunjukkan kinerja lebih baik dibandingkan GOX bertekanan</p>	<p>a. Membahas propelan hybrid HDPE/N₂O.</p> <p>b. Membahas simulasi performa</p>	<p>Penelitian sebelumnya terbatas pada HDPE/N₂O vs. GOX untuk roket peluncur satelit. Penelitian ini</p>

⁴ Tarifa, M. C., & Pizzuti, L. (2019). Theoretical performance analysis of hibrida rocket propellants aiming at the design of a test bench and a propulsive system. In 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS).

	<p><i>Rocket for Microsatellite Propulsion</i></p> <p>Metode: Kuantitatif</p>	<p>tinggi, dengan ΔV lebih tinggi (1412 m/s vs. 1326 m/s) dan massa awal lebih rendah (95 kg vs. 107 kg), meskipun Isp rata-rata lebih kecil (300 s vs. 317 s)⁵.</p>	<p>termodinamika menggunakan NASA CEA.</p> <p>c. Membahas internal balistik propelan hibrida menggunakan MATLAB.</p>	<p>menganalisis performa termodinamika 4 propelan (Parafin/N₂O, Parafin/LO₂, HDPE/N₂O, dan HDPE/LO₂) sebagai potensi sumber daya Indonesia untuk kemandirian propelan.</p>
6	<p>Peneliti: Troy L. Messinger, et al (2019)</p> <p>Judul: <i>Optimization and parametric studies of two-stage-to-orbit liquid oxygen/paraffin</i></p>	<p>Penelitian ini memaksimalkan waktu pembakaran <i>upper stage</i> dengan meningkatkan fraksi muatan massa <i>inert</i>. Rasio ekspansi nosel optimal bergantung pada tekanan ruang. O/F optimal mendekati tetapi tidak selalu memaksimalkan Isp. Fraksi muatan sangat dipengaruhi oleh</p>	<p>a. Melakukan optimasi pada propelan roket hibrida LO₂/Paraffin.</p> <p>b. Menganalisis konseptual desain</p> <p>c. Menganalisis internal balistik menggunakan</p>	<p>Penelitian sebelumnya kurang mendetail dalam analisis termodinamika propelan dan hanya membahas LO₂/Paraffin. Penelitian ini menganalisis performa termodinamika 4 jenis propelan (Parafin/N₂O, Parafin/LO₂, HDPE/N₂O, dan</p>

⁵ Kamps, L., Molas-Roca, P., Uchiyama, E., Takanashi, T., & Nagata, H. (2019). Development of N₂O/HDPE hibrida rocket for microsatellite propulsion. In 70th International Astronautical Congress (IAC-19), Washington DC, United States, October 21-25, 2019. International Astronautical Federation.

	<i>hibrida rocket vehicles</i> Metode: Kuantitatif	efisiensi pembakaran dan, dalam tingkat lebih rendah, efisiensi struktural ⁶ .	MATLAB.	HDPE/LO ₂) sebagai potensi sumber daya Indonesia untuk mendukung kemandirian propelan.
7	Peneliti: Mario Tindaro Migliorino, et al (2021) Judul: <i>Numerical Simulations of the Internal Ballistics of Paraffin–Oxygen Hybrid Rockets at Different Scales</i> Metode: Kuantitatif	Simulasi untuk roket hibrida dengan diameter 15 mm, 25,3 mm, dan 35,6 mm menghasilkan rasio oksidator terhadap bahan bakar (O/F) masing-masing sebesar 0,90, 1,22, dan 1,24. Kecepatan karakteristik yang diperoleh adalah 1218 m/s, 1388 m/s, dan 1501 m/s, dari diameter terkecil hingga terbesar, dengan efisiensi c* masing-masing sebesar 86%, 85%, dan 91%. ⁷ .	a. Sama-sama menggunakan bahan bakar parafin dan oksidator oksigen b. Menganalisa internal balistik secara simulasi	Penelitian sebelumnya kurang mendalam dalam analisis termodinamika. Penelitian ini menganalisis performa termodinamika dan propulsi pada variasi propelan Parafin/N ₂ O, Parafin/LO ₂ , HDPE/N ₂ O, dan HDPE/LO ₂ , serta potensi sumber daya Indonesia untuk mendukung kemandirian propelan.

⁶ Messenger, T. L., Corbiell, M. S., & Johansen, C. T. (2023). Optimization and parametric studies of two-stage-to-orbit liquid oxygen/paraffin hibrida rocket vehicles. *Aerospace Science and Technology*, 140, 108495.

⁷ Migliorino, M. T., Bianchi, D., & Nasuti, F. (2021). Numerical simulations of the internal ballistics of paraffin–oxygen hybrid rockets at different scales. *Aerospace*, 8(8), 213.

8	<p>Peneliti: Daniele Bianchi, et al (2019)</p> <p>Judul: <i>Modeling of High Density Polyethylene Regression Rate in the Simulation of Hybrid Rocket Flowfield</i></p> <p>Metode: Kuantitatif</p>	<p>Analisis sensitivitas model pirolisis HDPE untuk prediksi laju regresi. Laju regresi yang dihitung dan tekanan ruang menunjukkan kesesuaian yang wajar dengan pengukuran. Energi aktivasi dan konstanta pra-eksponensial mempengaruhi laju regresi dan tekanan ruang⁸.</p>	<p>a. Membahas mengenai HDPE sebagai bahan bakar propelan rocket hibrida.</p> <p>b. Menganalisis internal balistik secara simulasi</p>	<p>Penelitian sebelumnya tidak membahas impuls spesifik. Penelitian ini menganalisis performa termodinamika dan propulsi pada variasi propelan Parafin/N₂O, Parafin/LO₂, HDPE/N₂O, dan HDPE/LO₂ serta potensi sumber daya Indonesia untuk kemandirian propelan.</p>
9	<p>Peneliti: B. Prianto (2020)</p> <p>Judul: <i>Analysis of Composite Propellant Energy and Correlation with Specific Impulse at</i></p>	<p>Penelitian menunjukkan bahwa pengukuran impuls spesifik dengan bom kalorimeter sesuai teori, metode semi-empiris akurat dalam uji statis, dan efisiensi nosel RHan-450 diperkirakan 98% dengan rasio</p>	<p>a. Menyajikan data RHan-450, berupa data geometri, uji statik.</p> <p>b. Menganalisa performa termodinamika</p>	<p>Penelitian tersebut berfokus pada propelan padat, sedangkan penelitian ini menganalisis performa termodinamika propelan hibrida dan potensi sumber daya Indonesia untuk</p>

⁸ Bianchi, D., Leccese, G., Nasuti, F., Onofri, M., & Carmicino, C. (2019). Modeling of high density polyethylene regression rate in the simulation of hybrid rocket flowfields. *Aerospace*, 6(8), 88.

	<i>Vacuum Level</i> Metode: Kuantitatif	ekspansi 8,70 ⁹ .		kemandirian propelan.
10	Peneliti: Soleh Fajar Junjuran, et al (2015) Judul: <i>Design And Performance Prediction Of Solid Rocket Motor For Rx450 Ballistic Rocket</i> Metode: Kuantitatif	RX-450 memiliki diameter 450 mm, panjang 6200 mm, dan propelan komposit berbentuk bintang dengan panjang butiran 3700 mm. Prediksi tekanan ruang menggunakan model nol dimensi lebih akurat dibandingkan model keseimbangan massa ¹⁰ .	a. Membahas roket RHAN-450 dengan informasi geometri. b. Mengalisa performa balistik.	Penelitian tersebut hanya membahas propelan padat, sedangkan penelitian ini menganalisis performa termodinamika dan propulsi pada variasi propelan hibrida (Parafin/N ₂ O, Parafin/LO ₂ , HDPE/N ₂ O, dan HDPE/LO ₂) serta potensi sumber daya Indonesia untuk kemandirian propelan.

Sumber: Diolah Peneliti (2024)

⁹ Prianto, B., Setyaningsih, H., & Puspitasari, R. R. (2020, April). Analysis of composite propellant energy and correlation with specific impulse at vacuum level. In AIP Conference Proceedings (Vol. 2226, No. 1). AIP Publishing.

¹⁰ Junjuran, S. F., & Baskhara, H. A. (2015). Design And Performance Prediction Of Solid Rocket Motor For Rx450 Ballistic Rocket.

2.3 Kerangka Pemikiran

Kerangka berpikir dalam penelitian dilihat pada gambar berikut:

Input

Latar Belakang:

- Kemandirian dalam teknologi propelan roket Indonesia untuk mengurangi ketergantungan impor.
- Ketergantungan pada propelan impor mengancam keamanan nasional.
- Roket RHAN-450 memerlukan propelan yang setara dengan propelan padat yang ada.
- Pengembangan propelan bertujuan meningkatkan daya saing teknologi roket nasional.
- AP bahan baku propelan saat ini masih diimpor dari China dengan ketersediaan terbatas.

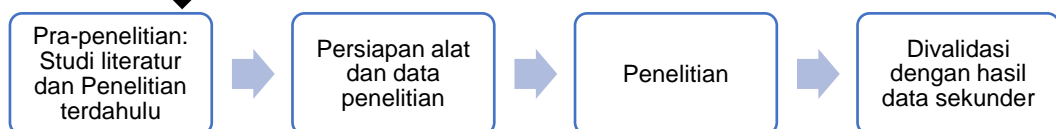
Permasalahan:

- Propelan impor dan propelan padat buatan Indonesia belum memenuhi standar Eropa.
- Propelan yang ada menghasilkan asap yang banyak selama pembakaran.
- Diperlukan alternatif propelan untuk mendukung kemandirian.
- Peluang propelan hibrida dapat memanfaatkan potensi sumber daya lokal.

Rumusan Masalah:

- Bagaimana karakteristik dan kinerja propelan hibrida yang diusulkan dibandingkan dengan propelan yang digunakan pada roket RHAN-450?
- Bagaimana metode simulasi yang efektif untuk memodelkan kinerja propelan hibrida dalam roket, sehingga dapat memenuhi atau melebihi kinerja roket RHAN-450?
- Bagaimana proses optimasi yang tepat untuk meningkatkan efisiensi dan kinerja propelan hibrida dengan memaksimalkan potensi sumber daya lokal agar dapat mendukung kemandirian teknologi propelan persenjataan Indonesia?

Process



Output

Analisis

Formulasi propelan hibrida yang optimal dengan mendukung keandalan

Outcome

Pengurangan ketergantungan impor, kemandirian propelan, dan peningkatan kapabilitas pertahanan nasional

Bagan 2.2 Kerangka Pemikiran Penelitian

Sumber: (Diolah Peneliti, 2024)

Penelitian ini bertujuan untuk mengatasi ketergantungan Indonesia pada propelan impor dan mendukung kemandirian teknologi pertahanan dengan mengembangkan propelan hibrida setara RHan-450. *Input* penelitian meliputi latar belakang mengenai ketergantungan pada propelan luar negeri, permasalahan terkait keterbatasan teknologi lokal, serta rumusan masalah mengenai pengembangan, optimasi, dan pengujian propelan hibrida. *Process* penelitian terdiri dari penelitian teoritis tentang propelan hibrida, simulasi kinerja propelan menggunakan perangkat lunak, optimasi formulasi parameter propulsi, perbandingan data uji statis, dan penggunaan data sekunder untuk validasi dan verifikasi hasil simulasi. *Output* dari penelitian ini adalah formulasi propelan hibrida yang optimal dan data kinerja yang mendukung keandalan propelan. *Outcome* yang diharapkan mencakup pengurangan ketergantungan pada propelan impor dan peningkatan kapabilitas pertahanan nasional melalui integrasi propelan hibrida dalam sistem persenjataan Indonesia.

2.4 Hipotesis

Hipotesis untuk penelitian kuantitatif dengan judul "Simulasi dan Optimasi Propelan Hibrida Rocket Setara Roket RHan-450 untuk Mendukung Kemandirian Propelan Indonesia" dapat dirumuskan sebagai berikut:

- a. Untuk Rumusan Masalah (a):
 - 1) H_0 (Hipotesis Nol): Karakteristik dan kinerja propelan hibrida berbasis bahan baku lokal (Parafin dan HDPE) tidak menunjukkan perbedaan yang signifikan dibandingkan dengan propelan padat yang digunakan pada roket RHan-450.
 - 2) H_1 (Hipotesis Alternatif): Karakteristik dan kinerja propelan hibrida berbasis bahan baku lokal (Parafin dan HDPE) menunjukkan perbedaan yang signifikan dibandingkan dengan propelan padat yang digunakan pada roket RHan-

450.

- b. Untuk Rumusan Masalah (b):
 - 1) H_0 (Hipotesis Nol): Simulasi berbasis perangkat lunak NASA CEA dan RPA tidak mampu memodelkan kinerja propelan hibrida secara akurat, sehingga kinerjanya tidak memenuhi atau melampaui kinerja propelan RHan-450.
 - 2) H_1 (Hipotesis Alternatif): Simulasi berbasis perangkat lunak NASA CEA dan RPA mampu memodelkan kinerja propelan hibrida secara akurat, sehingga kinerjanya dapat memenuhi atau melampaui kinerja propelan RHan-450.
- c. Untuk Rumusan Masalah (c):
 - 1) H_0 (Hipotesis Nol): Proses optimasi tidak secara signifikan meningkatkan kinerja motor roket hibrida berbasis bahan baku lokal dan tidak mendukung kemandirian industri propelan Indonesia.
 - 2) H_1 (Hipotesis Alternatif): Proses optimasi secara signifikan meningkatkan kinerja motor roket hibrida berbasis bahan baku lokal, sehingga mendukung kemandirian industri propelan Indonesia.