

Tinjauan Material *High-Performance* sebagai Nosel Roket: *Nickel Superalloy, Refractory Metals, CMCs, dan C-C Composites*

Andre Yoan Setyanjana^{1*}, Y.H Yogaswara², Marsono³ & Soleh Fajar Junjunan⁴

^{1,2,3}Fakultas Sains dan Teknologi Pertahanan, Universitas Pertahanan Republik Indonesia

⁴Pusat Riset Teknologi Roket, Badan Riset dan Inovasi Nasional (BRIN)

*Email: andresetyanjana.0401@gmail.com

ABSTRACT

The advancement of rocket propulsion technology relies heavily on the development and optimization of high-performance materials capable of withstanding the extreme conditions inside rocket nozzles. This review comprehensively discusses four major material classes for rocket nozzles: Nickel-Based Superalloys, Refractory Metals, Ceramic Matrix Composites (CMCs), and Carbon-Carbon (C-C) Composites. This review highlights the unique properties, advantages, and limitations of each material in rocket nozzle applications using the Systematic Literature Review research method. Nickel-Based Superalloys are renowned for their outstanding high-temperature strength and oxidation resistance, but face challenges in terms of density and cost, thus requiring improvements in composition and processing techniques. Refractory Metals such as tungsten, molybdenum, and tantalum have very high melting points and thermal conductivity, but brittleness and oxidation at high temperatures are major constraints, requiring further research into coatings and alloying strategies. CMCs, mainly based on silicon carbide (SiC), offer high thermal stability, low density, and resistance to thermal shock. However, CMCs materials are also prone to oxidation at high temperatures and rely heavily on fiber-matrix interactions, requiring exploration of manufacturing methods for structural integrity under dynamic thermal loads. Whereas, C-C Composites excel in thermal resistance and light weight, ideal for nozzle throats and exit cones, they are prone to oxidation, requiring protective coatings and treatments to enhance their longevity in oxidative environments.

Keywords: Rocket Nozzle, Nickel Superalloy, Refractory Metal, CMC, C-C Composite

PENDAHULUAN

Material *high-performance* memiliki peran penting dalam kemajuan teknologi kedirgantaraan, terutama dalam sistem propulsi roket. Nosel roket adalah komponen kunci yang menentukan efisiensi dan kinerja mesin roket dengan mengubah gas pembakaran bertekanan tinggi dan suhu tinggi dari ruang bakar menjadi aliran gas buang berkecepatan tinggi untuk menciptakan daya dorong[1]. Pemilihan dan optimalisasi bahan untuk nosel roket sangat krusial karena harus dapat bertahan dalam kondisi suhu, tekanan, dan lingkungan korosif yang ekstrem, dengan menjaga kekuatan struktural dan efisiensi kinerja. Kondisi ekstrem secara termal dan mekanis yang dihadapi oleh nosel roket mendorong penggunaan material canggih yang mampu menahan suhu melebihi 3000 °C[2].

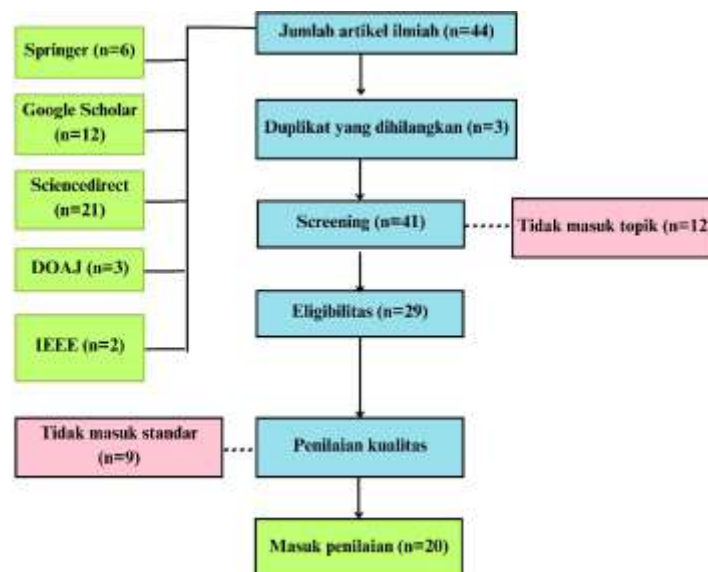
Meskipun material tradisional seperti baja tahan karat dan *superalloy* telah lama digunakan, keterbatasan material tersebut dalam kondisi ekstrem mendorong pengembangan material yang lebih canggih. Material seperti *C-C Composites*, *Refractory Metals* seperti tungsten dan molibdenum, serta *CMCs* seperti silikon karbida sedang diteliti karena menawarkan ketahanan termal, kekuatan mekanis, dan ketahanan terhadap erosi yang unggul dibandingkan dengan paduan logam tradisional[3]. Kinerja nosel roket secara langsung mempengaruhi efisiensi dan kapasitas muatan roket. Pemilihan material yang tepat dapat signifikan mempengaruhi parameter seperti rasio daya dorong terhadap berat, impuls spesifik, dan kesuksesan misi secara keseluruhan. Inovasi dalam ilmu material dan teknik manufaktur terus mendorong peningkatan kemampuan material ini. Penelitian mencakup pemodelan komputasi, validasi eksperimental, dan karakterisasi material untuk memahami dan meningkatkan perilaku material *high-performance* dalam aplikasi nosel roket. Dalam konteks permintaan yang terus meningkat untuk sistem propulsi roket yang lebih efisien, andal, dan unggul dalam kinerja, pemilihan serta pengembangan material yang sesuai untuk

nosel roket menjadi sangat penting.

METODE PENELITIAN

Studi ini menerapkan pendekatan penelitian kualitatif dengan menggunakan *Systematic Literature Review (SLR)*, suatu proses sistematis untuk menyelidiki, mengevaluasi, dan menganalisis semua hasil penelitian yang relevan dengan topik yang diteliti, dengan tujuan untuk menjawab pertanyaan penelitian yang telah ditetapkan[4]. Pendekatan SLR dilaksanakan dengan cermat mengikuti serangkaian tahapan dan protokol yang disusun untuk mengurangi bias dan penafsiran subjektif yang mungkin dilakukan oleh peneliti[5]. Studi ini bertujuan untuk menyelidiki dan menilai sifat, karakteristik, dan kinerja dari berbagai jenis material high-performance yang digunakan dalam nosel roket. Fokus penelitian ini adalah untuk memperbaiki teknologi kedirgantaraan, terutama sistem propulsi, dengan penekanan pada empat kelas utama material: *Nikel-Based Superalloys*, *Refractory Metals*, *CMCs*, dan *C-C Composites*. Dalam penelitian ini, terdapat standar evaluasi yang mencakup kriteria inklusi dan eksklusi. Kriteria inklusi yang harus dipenuhi meliputi: 1) artikel ilmiah yang tersedia dalam bahasa Inggris (jurnal internasional), 2) sumber literatur berupa artikel ilmiah atau prosiding konferensi, 3) publikasi dari jurnal internasional yang memiliki reputasi, 4) karya yang diterbitkan antara tahun 2004 dan 2024 (dalam periode 20 tahun terakhir), 5) penelitian yang berdasarkan data primer, 6) pembahasan mengenai material *high-performance* untuk nosel roket, dan 7) studi yang mengkaji *Nikel-Based Superalloys*, *Refractory Metals*, *CMCs*, dan *C-C Composites*. Di sisi lain, kriteria eksklusi meliputi: 1) abstrak tanpa karya lengkap, 2) artikel yang diterbitkan di platform seperti Blogspot, Wikipedia, atau social media dan sejenisnya, dan 3) publikasi dengan desain *cross-section* yang spesifik.

Dengan menggunakan SLR, data dari ratusan literatur dapat diakses secara efisien tanpa perlu membaca semuanya. Langkah selanjutnya melibatkan analisis *PRISMA (Preferred Reporting Items for Systematic Reviews and Meta-Analyses)*, yang memberikan kerangka kerja terstruktur untuk mengelola proses pencarian, seleksi, evaluasi, dan sintesis literatur yang relevan, seperti yang tergambar dalam gambar 1[6]. Evaluasi kualitas artikel dilakukan dengan memanfaatkan alat evaluasi *SRQR (Standards for Reporting Qualitative Research)*, yang terdiri dari 21 komponen[7]. Peneliti menetapkan ambang batas minimal sebanyak 10 komponen untuk memasukkan artikel sebagai sumber literatur dalam penelitian ini. Dari 29 artikel yang dievaluasi, 20 artikel memenuhi ambang batas yang ditetapkan, sedangkan 9 artikel lainnya tidak memenuhi kriteria yang sama. Hasil evaluasi ini membentuk kumpulan artikel yang terdokumentasikan dalam tabel 1.



Gambar 1. Alur penelitian menggunakan *SLR* dan *PRISMA*

HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil penelitian dari *SLR (Systematic Literature Review)* yang terfokus pada tinjauan komparatif high-performance materials sebagai nosel roket pada material *Nickel-Based Superalloys, Refractory Metals, Ceramic Matrix Composites (CMCs)*, dan *Carbon-Carbon (C-C) Composites*, sebagaimana dalam literatur dalam tabel berikut:

Tabel 1. Penelitian relevan mengenai material *high-performance* sebagai nosel roket

No	Nama Peneliti (Tahun)	Material	Objek	Hasil Penelitian
1.	A. M. Morad, dkk (2014)	<i>Nickel base Superalloys</i>	<i>Microstructure</i>	Hasil kekuatan tarik tertinggi adalah 600 MPa. Paduan ini dapat digunakan untuk mikroturbin yang proses ini digunakan untuk mengurangi turbin dari baja [8].
2.	Iain Waugh, dkk (2021)	<i>Nickel base Superalloys</i>	<i>Combustion</i>	Memungkinkan fluks panas dengan urutan ~14% lebih tinggi daripada IN718, yang menyebabkan tekanan ruang ~18% lebih tinggi dan impuls spesifik yang lebih tinggi [9].
3.	Rezza Ruzuqi, dkk (2021)	<i>Nickel base Superalloys</i>	<i>Manufacturing</i>	Kandungan nikel sebesar 59 wt%, dengan densitas 4,826 g/cm ³ , dan nilai kekerasan 728,0 VHN dengan struktur morfologi sampel lebih halus dan padat, serta terdapat sedikit pori-pori [10].
4.	D.P. Sudhakar, dkk (2011)	<i>Nickel base Superalloys</i>	<i>Microstructure</i>	Optimalisasi set parameter suhu: 1230°C, waktu: 20 menit, tekanan: 100kPa, vacuum level: 1,33Pa telah diperoleh dengan metode Taguchi dengan tekanan hingga 21MPa yang memiliki margin lebih dari cukup untuk aplikasi nosel [11].
5.	Nathal, M. dkk (2005)	<i>Nickel base Superalloys</i>	<i>Combustion</i>	NiAl memiliki ketahanan oksidasi hingga 2400°F. dan lebih kuat dari banyak superalloy, nilai konduktivitas termal sekitar 70 W/mK, lebih rendah dari tembaga tetapi tujuh kali lebih baik dari superalloy [12].
6.	Piyush Thakre, dkk (2009)	<i>Refractory Metals</i>	<i>Combustion</i>	Nosel molibdenum menunjukkan erosi paling sedikit untuk suhu nyala api yang lebih rendah dari 2860 K. Suhu lelehnya yang rendah (2896 K)[13].
7.	Raffaele D'Elia, dkk (2016)	<i>Refractory Metals</i>	<i>Combustion</i>	Nosel <i>throat</i> tahan terhadap lingkungan hibrida yang sangat mudah teroksidasi, pada suhu hingga 2900 K [3].
8.	Bondan Sofyan, dkk (2010)	<i>Refractory Metals</i>	<i>Microstructure</i>	Kekuatan rekat lapisan HVOF WC-Co lebih dari 40 MPa yang disebabkan oleh interlocking mekanis antara lapisan dan substrat [14].

No	Nama Peneliti (Tahun)	Material	Objek	Hasil Penelitian
9.	Dong Yong Park, dkk (2014)	<i>Refractory Metals</i>	<i>Manufacturing</i>	Uji erosi dilakukan dengan menggunakan nosel roket W-25 wt.% Rhenium yang diproduksi oleh PIM di bawah temperatur tinggi memiliki uji erosi, laju erosi, kekerasan dan struktur mikro yang mencukupi sebagai nosel roket [15].
10.	Gedlu Solomon, dkk (2020)	<i>Refractory Metals</i>	<i>Manufacturing</i>	<i>Refractory metals</i> yang dipadatkan sepenuhnya adalah kelompok material yang paling tahan erosi. Molibdenum tidak mengikis di dua lingkungan propelan bersuhu lebih rendah, tetapi terkikis secara dahsyat dengan propelan bersuhu tertinggi [16].
11.	M. Ortelt, dkk (2013)	<i>Ceramic Matrix Composites (CMCs)</i>	<i>Manufacturing</i>	<i>CMC</i> sebagai bahan struktural tahan suhu tinggi mewakili kelas bahan yang relatif muda, yang menunjukkan potensi masa depan yang tinggi untuk suhu tinggi dan dalam aplikasi kinerja tinggi struktural paralel [17].
12.	O. J. Haidn, dkk (2009)	<i>Ceramic Matrix Composites (CMCs)</i>	<i>Manufacturing</i>	Pengembangan struktur nosel yang didinginkan secara aktif merupakan tantangan khusus pada struktur <i>CMC</i> terkait konduktivitas termal, toleransi kerusakan, kekencangan, dan teknik penyambungan [18].
13.	F. Breede, dkk (2009)	<i>Ceramic Matrix Composites (CMCs)</i>	<i>Manufacturing</i>	<i>CMC</i> ini dicirikan oleh filamen karbon berkelanjutan yang tertanam dalam matriks silikon karbida (SiC). Rute proses yang digunakan untuk pembuatan bahan yang disebut C/C-SiC adalah <i>Liquid Silicon Infiltration (LSI)</i> yang juga disebut <i>Melt Infiltration (MI)</i> [19].
14.	Diletta Sciti, dkk (2023)	<i>Ceramic Matrix Composites (CMCs)</i>	<i>Combustion</i>	Terlepas dari suhu gas yang tinggi (>3000 K), perilaku oksidasi mirip dengan spesimen yang diuji pada suhu 1500-1650 °C dalam tungku udara, menunjukkan bahwa suhu sebenarnya di dalam nosel kemungkinan besar adalah 2000 K atau lebih rendah, seperti yang didukung oleh simulasi numerik [20].
15.	Shriya Shrivastava,	<i>Ceramic Matrix</i>	<i>Combustion</i>	Beberapa produsen mesin dan organisasi penelitian meningkatkan upaya mereka

No	Nama Peneliti (Tahun)	Material	Objek	Hasil Penelitian
	dkk (2024)	<i>Composites (CMCs)</i>		untuk menggunakan <i>CMC</i> dalam komponen ruang dorong mesin roket. <i>Fiber-reinforced CMCs (FRCCM)</i> dari C/SiC, SiC/SiC, dan berbagai komposit lain yang diproduksi dengan <i>CVI</i> telah banyak digunakan dalam aplikasi penerbangan dan kedirgantaraan karena ketahanannya terhadap suhu yang luar biasa, titik perlakuan yang lebih tinggi (>1400 °C), dan sifat mekanik yang kuat, serta ketangguhan dan ketahanan terhadap korosi yang sangat baik [21].
16.	Daniele Bianchi, dkk (2011)	(C-C) <i>Composites</i>	<i>Combustion</i>	Temperatur nyala api penting dalam menentukan suhu permukaan nosel yang, yang dapat sangat memengaruhi erosi pada batasan kinetik, sedangkan hampir tidak berpengaruh pada erosi pada batasan difusi [22].
17.	Marina Fradin, dkk (2021)	(C-C) <i>Composites</i>	<i>Microstructure</i>	Komposit <i>C/C nozzle throat</i> , yang dipadatkan dengan proses <i>CVI</i> , menampilkan kepadatan mendalam yang tidak homogen, yang menyebabkan tingkat resesi permukaan yang tidak dapat diprediksi. Analisis termogravimetri dan korelasi gambar 3D digunakan untuk memahami perilaku komposit <i>C/C</i> dengan berbagai kerapatan pada suhu 1273K selama setengah jam di bawah udara kering[23].
18.	G.L. Vignoles, dkk (2010)	(C-C) <i>Composites</i>	<i>Manufacturing</i>	Pemodelan ablasi <i>C/C composite</i> yang digunakan sebagai komponen panas mesin roket berada antara reaktan dan transfer massa heterogen, yang terkait dengan kontras reaktivitas antara fase penyusunnya [24].
19.	Ke-Zhi Li, dkk (2011)	(C-C) <i>Composites</i>	<i>Combustion</i>	Oksidasi <i>C/C composite</i> menyebabkan pembentukan serat berbentuk kerucut dan matriks berbentuk cangkang, serta hilangnya matriks di antara serat berbentuk kerucut. Fragmen serat/matriks pada permukaan ablasi disebabkan oleh kerusakan mekanis[25].
20.	G. Vinod, dkk	(C-C)	<i>Combustion</i>	Bagian nosel terdiri dari ruang bakar

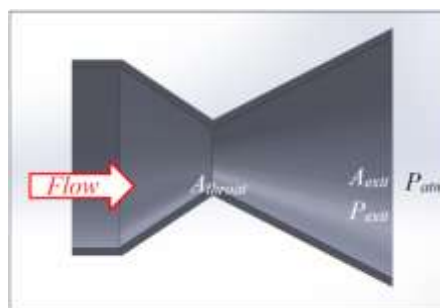
No	Nama Peneliti (Tahun)	Material	Objek	Hasil Penelitian
	(2018)	Composites		stainless steel tubular / nosel primer (ruang dorong) dan kerucut <i>exit nozzle C-C</i> . Kerucut <i>exit nozzle C-C</i> ke antarmuka pengikat nosel primer. Pergeseran radial relatif diamati antara <i>flens SS</i> dan <i>C-C</i> karena ekspansi termal diferensial. Berdasarkan studi struktur termo, disarankan slot radial dengan ketentuan untuk geser 3mm pada flensa SS sebagai perbaikan desain untuk mengurangi tekanan pada flensa C-C [26].

Berdasarkan penelitian sebelumnya yang relevan dengan pendekatan systematic literature review (SLR), penulis memberikan tinjauan spesifik mengenai objek kajian penelitian yaitu:

Nosel Roket

Nosel roket merupakan komponen penting dalam sistem propulsi roket yang bertugas mengubah gas bertekanan tinggi dan bersuhu tinggi dari ruang bakar menjadi aliran gas buang berkecepatan tinggi, yang menghasilkan daya dorong. Desain dan efisiensi nosel roket memiliki peran sentral dalam meningkatkan kinerja roket. Salah satu jenis umumnya adalah nosel *de Laval*, yang terdiri dari bagian konvergen yang diikuti oleh bagian divergen. Saat gas melewati bagian konvergen, gas dipercepat ke kecepatan sonik di bagian *throat* (bagian paling sempit dari nosel). Pada bagian divergen, gas mengalami ekspansi dan dipercepat ke kecepatan supersonik. Proses ini diatur oleh prinsip-prinsip dinamika fluida dan termodinamika, khususnya hukum kekekalan massa, momentum, dan energi [1].

Bentuk geometri nosel didesain untuk memaksimalkan ekspansi dan percepatan gas buang, yang secara langsung mempengaruhi impuls spesifik dan efisiensi sistem propulsi. Berbagai faktor seperti tekanan sekitar, sifat gas, dan rasio ekspansi nosel mempengaruhi kinerja nosel. Di lingkungan hampir vakum, nosel ideal memiliki rasio ekspansi yang besar untuk mengoptimalkan daya dorong. Namun, di permukaan bumi, ekspansi yang terlalu besar dapat menyebabkan pemisahan aliran yang mengurangi efisiensi dan berpotensi merusak struktur. Desain nosel canggih seperti nosel lonceng (*bell nozzle*) dan nosel aerospike (*aerospike nozzle*) mengatasi tantangan-tantangan ini. Nosel lonceng, misalnya, mengurangi pemisahan aliran pada tekanan atmosfer lebih rendah dengan merancang bentuk nosel untuk mengelola gradien tekanan secara efektif. Nosel aerospike mempertahankan efisiensi pada berbagai ketinggian dengan menyesuaikan rasio ekspansi secara dinamis [2].



Gambar 2. Diagram sederhana dari nosel konvergen-divergen[1]

Material Nickel-Based Superalloys

Paduan *superalloy* berbasis nikel dalam pembuatan nosel roket memiliki kekuatan mekanis yang sangat baik, ketahanan terhadap deformasi akibat *creep* termal, dan stabilitas pada suhu tinggi. Paduan ini, yang terutama terdiri dari nikel, kromium, kobalt, dan unsur lainnya, menunjukkan ketahanan yang istimewa terhadap oksidasi dan korosi, sehingga sangat cocok digunakan dalam kondisi ekstrem yang ditemui dalam sistem propulsi roket. Kemampuannya untuk bertahan pada suhu tinggi memungkinkan nosel roket beroperasi secara efisien dalam kondisi termal yang sangat ekstrem, sambil menjaga keutuhan struktural dan kinerja [12].

Struktur mikro dari paduan *superalloy* berbasis nikel dirancang secara cermat untuk mencapai keseimbangan antara ketangguhan dan ketahanan terhadap kelelahan termal. Kehadiran presipitat gamma-prime (γ'), yang umumnya terdiri dari nikel, aluminium, dan titanium, memperkuat paduan dengan menghambat pergerakan dislokasi, yang krusial pada suhu tinggi. Selain itu, pembentukan lapisan oksida protektif, terutama alumina, di permukaan paduan, mencegah oksidasi lebih lanjut, yang secara signifikan meningkatkan ketahanan nosel roket. Kemajuan dalam teknik manufaktur aditif, seperti *selective laser melting (SLM)*, telah memperluas penggunaan paduan *superalloy* berbasis nikel dalam nosel roket. Metode ini memungkinkan pembuatan geometri yang kompleks dan saluran pendingin internal yang dioptimalkan, yang sangat penting untuk mengatasi beban termal yang tinggi selama operasi [10].

Material Refractory Metals

Refractory metals dikenal memiliki titik leleh yang sangat tinggi dan ketahanannya yang sangat baik terhadap keausan termal dan mekanis. Logam-logam ini, yang meliputi tungsten, molibdenum, tantalum, niobium, dan renium, menunjukkan stabilitas termal yang luar biasa, sehingga sangat cocok untuk suhu dan tekanan ekstrem yang dihadapi dalam sistem propulsi roket. Dengan titik leleh yang sering melebihi 2000°C, logam-logam ini dapat mempertahankan integritas struktural dan kinerjanya bahkan di bawah panas yang sangat tinggi yang dihasilkan selama operasi mesin roket. Sifat mekanik *refractory metals*, seperti rasio kekuatan-terhadap-berat yang tinggi dan ketahanan yang sangat baik terhadap *creep*, sangat penting dalam teknologi roket. Tungsten dan renium, misalnya, sering digunakan pada sisipan *nozzle throat* pada roket dengan temperatur sangat tinggi, karena kemampuannya menahan tekanan termal dan tegangan mekanis tanpa deformasi. Rhenium, khususnya, menonjol karena titik lelehnya yang sangat tinggi (3186°C) dan kemampuan mesin yang baik, mengharuskan fabrikasi yang tepat untuk komponen nosel yang rumit [15].

Tantangan utama dalam memanfaatkan *refractory metals* untuk nosel roket terletak pada kerapuhannya pada suhu yang lebih rendah dan kerentanannya terhadap oksidasi pada suhu tinggi. Untuk mengatasi tantangan ini, teknik manufaktur pelapis canggih seperti *chemical vapor deposition (CVD)* and *physical vapor deposition (PVD)* digunakan untuk mengaplikasikan lapisan tahan oksidasi seperti silikon karbida (SiC) atau hafnium karbida (HfC) pada permukaan *refractory metals*, yang secara signifikan meningkatkan daya tahan dan masa pakainya [27].

Material Ceramic Matrix Composites (CMCs)

CMC semakin umum digunakan dalam nosel roket karena sifat termal dan mekanisnya yang sangat baik dalam menahan kondisi ekstrem selama pendorong roket. CMC terdiri dari serat keramik yang tertanam dalam matriks keramik, menawarkan keunggulan signifikan dibandingkan logam dan paduan konvensional. CMC memberikan stabilitas suhu tinggi, ketahanan yang sangat baik terhadap guncangan termal, dan ketahanan oksidasi yang unggul, yang penting untuk mempertahankan integritas struktural dan kinerja selama operasi mesin roket [21]. Komponen utama CMC seperti serat silikon karbida (SiC) dan alumina (Al_2O_3) memiliki peran besar dalam karakteristik termal yang luar biasa ini. Serat ini tetap kuat dan kaku bahkan pada suhu lebih dari 1400°C, melebihi kekuatan sebagian besar logam. Matriks keramik tidak hanya mengikat serat tetapi juga menghalangi *creep*, meningkatkan ketangguhan dan daya tahan komposit secara signifikan. Kekuatan tinggi, densitas rendah, dan ketahanan terhadap degradasi termal membuat CMC sangat cocok untuk lingkungan nosel roket yang menuntut, di mana manajemen termal dan

pengurangan berat sangat penting.

Keunggulan utama CMC adalah kemampuannya untuk menahan perubahan suhu cepat yang sering terjadi selama peluncuran dan *re-entry* roket. Ekspansi termal yang rendah pada keramik mengurangi tekanan termal, mengurangi risiko *thermal fatigue and failure*. Selain itu, CMC menunjukkan resistensi yang sangat baik terhadap oksidasi, penting untuk menjaga kinerja di lingkungan kaya oksigen dari *rocket exhausts*. Penggunaan lapisan pelindung seperti *environmental barrier coatings (EBCs)* semakin meningkatkan ketahanan CMC terhadap oksidasi dan erosi, memperpanjang umur operasionalnya dalam kondisi yang keras. Integrasi CMC dalam nosel roket juga memungkinkan strategi manajemen termal yang lebih efisien. Sifat insulasi termal keramik mengurangi kebutuhan akan sistem pendingin yang rumit, menyederhanakan desain dan mengurangi berat roket secara keseluruhan. Pengurangan berat ini meningkatkan efisiensi bahan bakar dan kapasitas muatan, memberikan keuntungan operasional yang signifikan. Kemajuan dalam teknik manufaktur seperti *chemical vapor infiltration (CVI)* dan *polymer infiltration and pyrolysis (PIP)* telah meningkatkan produksi komponen CMC berkualitas tinggi dengan geometri kompleks yang disesuaikan dengan kebutuhan kinerja khusus [28].

Material Carbon-Carbon (C-C) Composites

Komposit C-C sangat penting dalam teknologi nosel roket karena sifatnya untuk kondisi ekstrem propulsi roket. Komposit ini terdiri dari serat karbon yang tertanam dalam matriks karbon, memberikan kombinasi unik antara ketahanan suhu tinggi, konduktivitas termal yang sangat baik, dan karakteristik yang ringan [29]. Karakteristik tersebut sangat penting untuk menahan panas yang hebat dan tekanan mekanis yang dihadapi selama peluncuran roket dan *re-entry*. Salah satu kekuatan utama komposit C-C adalah kemampuannya untuk mempertahankan integritas struktural dan kekuatan mekanis bahkan pada suhu melebihi 3000°C. Kemampuan ini muncul dari ikatan kovalen yang kuat di dalam struktur karbon, yang tetap stabil di bawah kondisi termal yang ekstrem. Tidak seperti logam yang dapat melunak atau meleleh, komposit C-C mempertahankan sifat-sifatnya, memastikan kinerja yang konsisten dalam kondisi yang paling berat sekalipun.

Sifat terarah dari serat karbon memungkinkan karakteristik mekanis mengoptimalkan respons komposit terhadap beban spesifik dan gradien termal yang khas pada nosel roket. Konduktivitas termal yang tinggi dalam komposit C-C memfasilitasi pembuangan panas yang efisien, mengurangi risiko titik panas termal dan degradasi material terkait. Selain itu, koefisien ekspansi termal yang rendah meminimalkan tekanan termal, mencegah keretakan dan kerusakan terkait termal lainnya.

Komposit C-C juga menunjukkan ketahanan yang luar biasa terhadap guncangan termal, yang sangat penting untuk nosel roket yang mengalami perubahan suhu yang cepat selama operasi. Kepadatannya yang rendah dibandingkan dengan bahan logam tradisional secara signifikan berkontribusi pada pengurangan berat, sehingga meningkatkan efisiensi roket dan kapasitas muatan secara keseluruhan [26]. Fitur ringan ini, ditambah dengan sifat termal yang unggul, menempatkan komposit C-C sebagai bahan yang lebih disukai untuk aplikasi kedirgantaraan tingkat lanjut. Tantangan utama dalam menggunakan komposit C-C adalah kerentanannya terhadap oksidasi pada suhu tinggi. Karbon dapat teroksidasi dengan adanya oksigen, yang menyebabkan degradasi material dari waktu ke waktu. Untuk mengatasi masalah ini, lapisan pelindung seperti silikon karbida (SiC) atau lapisan tahan api lainnya biasanya diaplikasikan pada permukaan komposit C-C. Lapisan ini membentuk penghalang pelindung, sangat meningkatkan ketahanan material terhadap oksidasi dan memperpanjang umur operasionalnya. Teknik manufaktur tingkat lanjut seperti *chemical vapor infiltration (CVI)* dan *liquid phase impregnation (LPI)* telah dikembangkan untuk menghasilkan komposit C-C berkualitas tinggi dengan struktur mikro yang tepat [25].

Tabel 2. Perbandingan karakteristik *Nickel-Based Superalloys*, *Refractory Metals*, *CMCs*, dan *C-C Composites*

Parameter	<i>Nickel-Based Superalloys</i>	<i>Refractory Metals</i>	<i>(CMCs)</i>	<i>(C-C) Composites</i>
Contoh Material	<i>Inconel, Hastelloy</i>	Tungsten (W), Molybdenum	<i>Silicon Carbide (SiC), Alumina</i>	Carbon-Carbon

Parameter	Nickel-Based Superalloys	Refractory Metals	(CMCs)	(C-C) Composites
		(Mo), Tantalum (Ta)	(Al ₂ O ₃)	composites
Titik Leleh	1200-1400°C	2400-3400°C	>2000°C	>3000°C
Densitas	Tinggi (8-9 g/cm ³)	Sangat Tinggi (16-19 g/cm ³)	Rendah ke Sedang (2-4 g/cm ³)	Rendah (1.6-2.0 g/cm ³)
Konduktivitas Termal	Sedang (10-25 W/m·K)	Tinggi (100-200 W/m·K)	Rendah ke Sedang (10-40 W/m·K)	Tinggi (40-250 W/m·K)
Ketahanan Oksidasi	Sangat Baik	Rendah ke Sedang	Sangat Baik	Rendah (membutuhkan pelapis)
Kekuatan Mekanis	Tinggi	Tinggi	Tinggi	Sedang ke Tinggi
Tahan Guncangan Termal	Sedang	Rendah ke Sedang	Sangat Baik	Sangat Baik
Resistensi Creep	Sangat Baik	Baik	Baik	Sedang
Kompleksitas Fabrikasi	Tinggi	Sangat Tinggi	Tinggi	Tinggi
Biaya Aplikasi Umum	Tinggi Bilah turbin, komponen kedirgantaraan	Sangat Tinggi <i>Nozzle throats, high-temperature furnaces</i>	Tinggi <i>Nozzle throats, Sistem perlindungan termal</i>	Tinggi <i>Nozzle throats, exit cones</i>
Kelebihan	Kekuatan dan ketahanan oksidasi yang tinggi	Titik leleh yang sangat tinggi	Kepadatan rendah, stabilitas termal yang sangat baik	Ketahanan termal yang unggul, ringan
Kekurangan	Kepadatan tinggi, mahal	Rapuh, masalah oksidasi	Biaya tinggi, manufaktur yang kompleks	Rentan terhadap oksidasi, mahal
Kemajuan Terkini	Komposisi paduan yang ditingkatkan, perlakuan panas	Paduan canggih, lapisan pelindung	Optimalisasi matriks serat, metode manufaktur baru	Lapisan pelindung, meningkatkan ketahanan oksidasi

KESIMPULAN

Review tentang material high-performance untuk nosel roket, termasuk *nickel-based superalloys*, *refractory metals*, *ceramic matrix composites (CMCs)*, dan *carbon-carbon (C-C) composites*, menekankan pentingnya dalam mengembangkan teknologi propulsi roket. Tiap material menawarkan keunggulan yang berbeda: superalloy nikel untuk stabilitas suhu tinggi dan ketahanan terhadap oksidasi, logam refraktori untuk ketahanan termal yang tak tertandingi, CMC untuk ketahanan guncangan termal yang unggul dan bobot yang lebih ringan, serta komposit C-C untuk kinerja yang luar biasa pada suhu sangat tinggi. Meskipun menghadapi tantangan seperti oksidasi dan kompleksitas dalam proses manufaktur, inovasi dalam lapisan pelindung dan teknik fabrikasi terus meningkatkan efektivitasnya. Kemajuan ini secara

bersama-sama berkontribusi pada pengembangan sistem propulsi roket yang lebih efisien dan dapat diandalkan dalam mendukung misi-misinya.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] J. Stephenson, "Design of Nozzle for High-Powered Solid Rocket Propellant," *Undergrad. J. Math. Model. One + Two*, vol. 9, no. 1, 2018, doi: 10.5038/2326-3652.9.1.4895.
- [2] M. Dito Saputra and N. Andria, "Design Optimization of A Conventional Rocket Nozzle Using Coupled Thermo-Structural Analysis," *J. Teknol. Dirgant.*, vol. 19, no. 2, pp. 157–168, 2021.
- [3] R. D'Elia, G. Bernhart, J. Hijlkema, and T. Cutard, "Experimental analysis of SiC-based refractory concrete in hybrid rocket nozzles," *Acta Astronaut.*, vol. 126, pp. 168–177, 2016, doi: 10.1016/j.actaastro.2016.04.034.
- [4] M. K. Linnenluecke, M. Marrone, and A. K. Singh, "Conducting systematic literature reviews and bibliometric analyses," *Aust. J. Manag.*, vol. 45, no. 2, pp. 175–194, 2020, doi: 10.1177/0312896219877678.
- [5] A. M. T. Thomé, L. F. Scavarda, and A. J. Scavarda, "Conducting systematic literature review in operations management," *Prod. Plan. Control*, vol. 27, no. 5, pp. 408–420, 2016, doi: 10.1080/09537287.2015.1129464.
- [6] D. G. Moher, D. Liberati, A. Tetzlaff, J., & Altman, "Preferred reporting items for systematic reviews and meta-analyses: the PRISMA statement," *Int J Surg*, vol. 8, no. 5, pp. 336–341, 2010.
- [7] B. C. O'Brien, I. B. Harris, T. J. Beckman, D. A. Reed, and D. A. Cook, "Standards for reporting qualitative research: A synthesis of recommendations," *Acad. Med.*, vol. 89, no. 9, pp. 1245–1251, 2014, doi: 10.1097/ACM.0000000000000388.
- [8] A. Morad and Y. Shash, "Nickel Base Superalloys Used for Aero Engine Turbine Blades," *Int. Conf. Appl. Mech. Mech. Eng.*, vol. 16, no. 16, pp. 1–22, 2014, doi: 10.21608/amme.2014.35549.
- [9] I. Waugh, E. Moore, A. Greig, J. Macfarlane, and W. Dick-cleland, "Additive Manufacture of Rocket Engine Combustion Chambers Using the Abd R -900Am Nickel Superalloy," *SP2020 Virtual Conf. 17-19 March*, no. March, pp. 1–9, 2021.
- [10] R. Ruzuqi, D. D. I. Rudyardjo, M.Si., and A. H. Zaidan, S.Si., M.Si., Ph.D., "Synthesis and Characterization of Nickel-Based Superalloy Materials for Manufacturing Aircraft Turbine Blades," *Indones. Appl. Phys. Lett.*, vol. 2, no. 2, p. 49, 2021, doi: 10.20473/iapl.v2i2.31557.
- [11] D.P. Sudhakar, V. Vinodh Babu, Abhay K. Jha, M. Rajmohan, and A.E. Muthunayagam, "Optimisation of Vacuum Brazing Conditions for Joining Stainless Steel 321 Sheets by Nickel Based Braze Foil for Regenerative Rocket Nozzle Applications by Taguchi Method," *J. Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 63, no. 3, pp. 230–237, 2023, doi: 10.61653/joast.v63i3.2011.542.
- [12] M. Nathal, J. Gayda, and R. D. Noebe, "NiAl-Based Approach For Rocket Combustion Chambers," *United States Pat.*, vol. 1, no. 12, 2005.
- [13] P. Thakre and V. Yang, "Chemical erosion of refractory-metal nozzle inserts in solid-propellant rocket motors," *J. Propuls. Power*, vol. 25, no. 1, pp. 40–50, 2009, doi: 10.2514/1.37922.
- [14] B. T. Sofyan, C. C. Berndt, M. Stefano, and H. J. Pardede, "WC-Co coatings for high temperature rocket nozzle applications: An applications note," *Int. J. Technol.*, vol. 1, no. 1, pp. 48–56, 2010.
- [15] D. Y. Park, Y. J. Oh, Y. S. Kwon, S. T. Lim, and S. J. Park, "Development of non-eroding rocket nozzle throat for ultra-high temperature environment," *Int. J. Refract. Met. Hard Mater.*, vol. 42, pp. 205–214, 2014, doi: 10.1016/j.ijrmhm.2013.09.007.
- [16] G. Solomon and Y. AlemayehuAdde, "Design and analysis of rocket nozzle," *IOSR J. Eng.*, vol. 10, no. 5, pp. 20–30, 2020, doi: 10.1016/j.matpr.2020.10.370.

- [17] M. Ortelt, F. Breede, A. Herberth, D. Koch, and H. Hald, "Current activities in the field of ceramic based rocket engines," *Ger. Aerosp. Cent.*, pp. 1–10, 2013.
- [18] O. J. Haidn, J. Riccius, D. Suslov, S. Beyer, and O. Knab, "Development of technologies for a CMC-based combustion chamber," *Prog. Propuls. Phys.*, vol. 1, no. 2009, pp. 645–658, 2009, doi: 10.1051/eucass/200901645.
- [19] F. Breede and M. Frieß, "Development of Advanced CMC Materials for Dual-bell Rocket Nozzles," *SFB/TRR40 Annu. Rep. 2009*, no. May, pp. 307–315, 2009.
- [20] D. Sciti *et al.*, "Propulsion tests on ultra-high-temperature ceramic matrix composites for reusable rocket nozzles," *J. Adv. Ceram.*, vol. 12, no. 7, pp. 1345–1360, 2023, doi: 10.26599/JAC.2023.9220759.
- [21] S. Shrivastava, D. K. Rajak, T. Joshi, D. K. Singh, and D. P. Mondal, "Ceramic Matrix Composites: Classifications, Manufacturing, Properties, and Applications," *Ceramics*, vol. 7, pp. 652–679, 2024.
- [22] D. Bianchi, F. Nasuti, M. Onofri, and E. Martelli, "Thermochemical erosion analysis for graphite/carbon-carbon rocket nozzles," *J. Propuls. Power*, vol. 27, no. 1, pp. 197–205, 2011, doi: 10.2514/1.47754.
- [23] M. Fradin, G. L. Vignoles, F. Rebillat, K. Haras, and C. Grégis, "Oxidation behavior of nozzle throat carbon/carbon composites featuring variable densities," *9TH Eur. Conf. Aeronaut. Sp. Sci.*, 2021, doi: 10.13009/EUCASS2022-5869.
- [24] G. L. Vignoles, Y. Aspa, and M. Quintard, "Modelling of carbon-carbon composite ablation in rocket nozzles," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 70, no. 9, pp. 1303–1311, 2010, doi: 10.1016/j.compscitech.2010.04.002.
- [25] K. Z. Li, X. T. Shen, H. J. Li, S. Y. Zhang, T. Feng, and L. L. Zhang, "Ablation of the carbon/carbon composite nozzle-throats in a small solid rocket motor," *Carbon N. Y.*, vol. 49, no. 4, pp. 1208–1215, 2011, doi: 10.1016/j.carbon.2010.11.037.
- [26] G. Vinod, S. Renjith, and V. Thaddeus Basker, "Thermo Structural Analysis of Carbon-Carbon Nozzle Exit Cone for Rocket Cryo Engines," *Appl. Mech. Mater.*, vol. 877, pp. 320–326, 2018, doi: 10.4028/www.scientific.net/amm.877.320.
- [27] K. S. Kim, S. H. Lee, V. Q. Nguyen, Y. Yun, and S. Kwon, "Ablation characteristics of rocket nozzle using HfC-SiC refractory ceramic composite," *Acta Astronaut.*, vol. 173, no. March, pp. 31–44, 2020, doi: 10.1016/j.actastro.2020.03.050.
- [28] S. Dhanasekar *et al.*, "A Comprehensive Study of Ceramic Matrix Composites for Space Applications," *Adv. Mater. Sci. Eng.*, vol. 2022, 2022, doi: 10.1155/2022/6160591.
- [29] X. Xiong, L. Li, H. Li, and P. Zan, "Thermal Stress Analysis for Carbon/Carbon Material Throat Lining Based on Finite Element Analysis," *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 2338, no. 1, 2022, doi: 10.1088/1742-6596/2338/1/012046.