

Kajian Literatur: Perbandingan Material Komposit Keramik C/C, C/SiC, dan Oxide/Oxide untuk Sistem Propulsi Rudal

Ridho Hotmartua Manurung^{1*}, Sovian Aritonang²

^{1,2)} Program Studi Fisika, Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam Militer, Universitas Pertahanan Republik Indonesia, Sentul, Bogor, 16810

*Email: manroe100404@gmail.com, soviaan.aritonang@idu.ac.id

ABSTRACT

Ceramic Matrix Composites (CMCs), including carbon-carbon (C/C), carbon-silicon carbide (C/SiC), and oxide-oxide types, are emerging as key materials for high-temperature missile propulsion systems due to their superior thermal and mechanical performance. Current research highlights their respective strengths: C/C provides low density and high thermal conductivity but weak oxidation resistance; C/SiC offers excellent mechanical strength at high temperatures; and oxide-oxide composites deliver good oxidation stability but limited temperature capability. However, there is still no integrated comparative analysis focused on these three materials for propulsion applications. This study aims to fill that gap by performing a systematic literature review comparing seven parameters—maximum operating temperature, oxidation resistance, mechanical strength, thermal shock resistance, density-to-strength ratio, fracture toughness, and fatigue reliability. The analysis is based on peer-reviewed journals from Scopus and other reputable databases to identify the most effective CMC system for lightweight, durable, and thermally stable missile propulsion components.

Keywords: Ceramic Matrix Composites (CMC), C/C, C/SiC, Oxide-Oxide Composites; Missile Propulsion

PENDAHULUAN

Material komposit keramik (*Ceramic Matrix Composites, CMCs*) merupakan salah satu kelas material maju yang dikembangkan untuk memenuhi kebutuhan aplikasi ekstrem pada sistem propulsi berkecepatan tinggi, terutama pada rudal dan wahana hipersonik. *CMCs* memiliki kombinasi unik antara kekuatan mekanik tinggi, ketahanan terhadap suhu ekstrem, serta densitas yang relatif rendah dibandingkan *superalloy* logam konvensional, menjadikannya kandidat ideal untuk komponen struktural di lingkungan suhu di atas 1500 °C [1], [2]. Perkembangan teknologi propulsi rudal menuntut material dengan rasio kekuatan terhadap berat tinggi, ketahanan oksidasi baik, serta stabilitas dimensi pada siklus termal berulang [3], [4]. Material berbasis karbon seperti *C/C composites* telah lama digunakan karena keunggulannya dalam konduktivitas panas dan kekuatan spesifik, namun memiliki kelemahan utama berupa ketahanan oksidasi yang rendah pada lingkungan oksidatif tinggi [5], [6]. Untuk mengatasi keterbatasan ini, dikembangkan sistem *C/SiC composites* yang memanfaatkan lapisan silikon karbida sebagai matriks pelindung terhadap oksidasi [7], [8]. Di sisi lain, sistem *oxide/oxide composites (Ox-Ox)* menjadi alternatif menjanjikan karena memiliki stabilitas kimia dan oksidasi yang sangat baik, meskipun performa mekaniknya menurun pada suhu ultra-tinggi [9], [10]. Beberapa penelitian mutakhir menunjukkan kemajuan signifikan dalam fabrikasi, modifikasi lapisan pelindung, serta karakterisasi perilaku termomekanik dari berbagai jenis *CMCs* [11]–[14]. Misalnya, *Park et al.* melaporkan bahwa *C/SiC composites* mampu mempertahankan kekuatan lentur hingga 542 MPa pada 2000 °C [12], sementara *Qi et al.* menyoroti peningkatan ketahanan oksidasi melalui penerapan modifikasi lapisan *SiC* berstruktur nano [11]. *Ramachandran et al.* menegaskan bahwa varian *oxide-oxide composites* menawarkan keuntungan dari sisi stabilitas lingkungan dan biaya produksi, namun dibatasi oleh suhu operasi maksimum sekitar 1200–1400 °C [22]. Meskipun terdapat banyak penelitian yang mendalami sifat-sifat *CMCs* secara individu, hingga kini belum terdapat kajian literatur komprehensif yang membandingkan secara langsung tiga sistem utama—*C/C*, *C/SiC*, dan *oxide/oxide*—berdasarkan parameter performa termomekanik dan ketahanan lingkungan yang relevan untuk sistem propulsi rudal. Kekosongan inilah yang menjadi *research gap* utama dari kajian ini. Penelitian terdahulu lebih berfokus pada peningkatan performa atau teknik fabrikasi satu jenis *CMC* secara spesifik [15]–[18], sementara kajian perbandingan sistematis antarjenis *CMC*

dari perspektif ketahanan suhu maksimum, kekuatan mekanik tinggi suhu, ketahanan oksidasi, densitas–rasio kekuatan, *fracture toughness*, serta keandalan terhadap *fatigue* dan *thermal shock* masih sangat terbatas [19]–[21], [23]. Dengan demikian, diperlukan suatu analisis menyeluruh untuk mengidentifikasi material paling potensial yang dapat diaplikasikan secara optimal dalam sistem propulsi rudal masa depan.

Tujuan utama penelitian ini adalah untuk melakukan kajian literatur komparatif terhadap tiga jenis *Ceramic Matrix Composites* (C/C, C/SiC, dan *oxide/oxide*) guna menentukan material paling efektif dari sisi kinerja termomekanik, ketahanan oksidasi, dan efisiensi berat. Kajian ini dilakukan melalui metode *literature review* sistematis dengan menelusuri publikasi ilmiah bereputasi dari *Scopus*, *Elsevier*, *Hindawi*, *MDPI*, dan *Nature Research*. Rencana pemecahan masalah dilakukan dengan membandingkan hasil penelitian terdahulu berdasarkan tujuh parameter utama:

1. Batas suhu operasi maksimum
2. Ketahanan oksidasi dan stabilitas lingkungan
3. Kekuatan mekanik pada suhu tinggi
4. Ketahanan terhadap *thermal shock*
5. Densitas dan rasio kekuatan–berat
6. *Fracture toughness* dan
7. Keandalan serta ketahanan terhadap *fatigue*

Melalui analisis komprehensif terhadap parameter tersebut, diharapkan dapat diperoleh pemahaman mendalam mengenai karakteristik keunggulan dan keterbatasan tiap jenis CMC serta rekomendasi material yang paling sesuai untuk pengembangan komponen ringan, tahan panas, dan andal dalam sistem propulsi rudal modern.

METODE PENELITIAN

Desain Penelitian

Penelitian ini menggunakan pendekatan *Systematic Literature Review* (SLR) untuk menganalisis dan membandingkan tiga jenis *Ceramic Matrix Composites* (CMC)—C/C, C/SiC, dan *oxide/oxide*—yang digunakan pada sistem propulsi rudal. Pendekatan ini memungkinkan pengumpulan, seleksi, dan sintesis hasil penelitian terdahulu dari sumber kredibel secara sistematis dan terukur [1], [5].

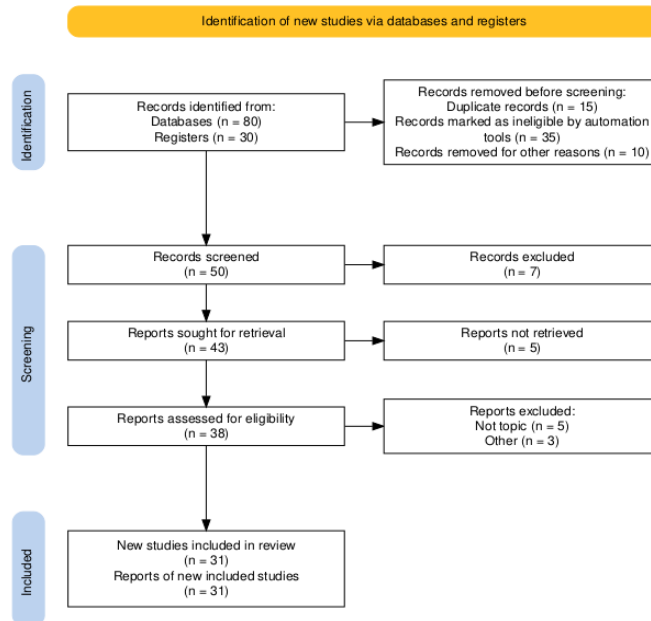
Eksplorasi awal dilakukan menggunakan platform *Open Knowledge Maps* untuk memetakan topik yang relevan. Selanjutnya, data literatur dikumpulkan dari *Scopus*, *Elsevier*, *MDPI*, *Hindawi*, dan *Nature Research*. Dari sekitar 200 artikel ilmiah yang diperoleh, dilakukan proses seleksi bertahap berdasarkan kriteria inklusi dan eksklusi, hingga tersisa 31 artikel relevan yang menjadi dasar analisis dalam penelitian ini. Proses pengumpulan data dilakukan pada periode Maret hingga Juni 2025 secara daring tanpa keterlibatan eksperimen laboratorium.

Teknik Pengumpulan Data

Pengumpulan data dilakukan menggunakan pendekatan *Systematic Literature Review* (SLR) yang mengikuti kerangka kerja *Preferred Reporting Items for Systematic Reviews and Meta-Analyses* (PRISMA) [3], [4], [9]. Prosedur utama terdiri atas empat tahap, yaitu:

1. Identifikasi – pencarian literatur melalui *Open Knowledge Maps* dan *Scopus* menggunakan kata kunci: “*Ceramic Matrix Composites*”, “*C/C composites*”, “*C/SiC composites*”, “*oxide/oxide composites*”, dan “*missile propulsion materials*”.
2. Penyaringan (*screening*) – penghapusan duplikasi dan seleksi awal berdasarkan judul serta abstrak.
3. Penilaian kelayakan (*eligibility*) – evaluasi mendalam terhadap isi artikel untuk menentukan relevansi topik.
4. Inklusi (*inclusion*) – penetapan artikel akhir yang memenuhi kriteria penelitian.

Proses seleksi literatur divisualisasikan dalam Gambar 1, yang menunjukkan tahapan mulai dari identifikasi hingga inklusi.



Gambar 1. Diagram alir proses seleksi literatur berdasarkan pendekatan *Systematic Literature Review (SLR)*

Proses ini dimulai dari identifikasi awal sebanyak 110 artikel, terdiri dari 80 artikel dari *databases* dan 30 dari *registers*. Setelah penghapusan duplikasi dan artikel tidak relevan, tersisa 50 artikel untuk tahap *screening*. Sebanyak 7 artikel dieliminasi karena tidak sesuai topik, dan 5 artikel tidak dapat diakses penuh. Pada tahap kelayakan, 8 artikel dikeluarkan karena tidak sesuai dengan fokus penelitian, sehingga tersisa 31 artikel yang digunakan sebagai sumber data utama. Pendekatan seleksi yang sistematis ini memastikan hanya artikel dengan kredibilitas tinggi dan relevansi langsung terhadap tema sistem propulsi rudal yang dianalisis. Hal ini sejalan dengan rekomendasi penelitian terkini pada bidang komposit keramik berteknologi tinggi [11], [12], [19], [22].

Teknik Analisis Data

Analisis data dilakukan secara deskriptif komparatif dengan meninjau parameter performa material dari 31 artikel terpilih. Setiap artikel dievaluasi untuk mengekstraksi data utama seperti suhu operasi maksimum, kekuatan mekanik suhu tinggi, ketahanan oksidasi, serta *fracture toughness*. Data kemudian diklasifikasikan berdasarkan jenis *CMC* (*C/C*, *C/SiC*, dan *oxide/oxide*) dan dibandingkan antarparameter untuk mengidentifikasi keunggulan relatif tiap material [3], [21]. Analisis tren penelitian juga dilakukan untuk meninjau fokus riset terkini dan potensi pengembangan di masa depan. Pendekatan ini mengikuti prinsip *integrative review*, yang menekankan pada sintesis hasil penelitian untuk mengisi celah pengetahuan (*research gap*) dan memberikan dasar empiris bagi rekomendasi material unggulan [4], [17], [23].

HASIL DAN PEMBAHASAN

Berikut disajikan hasil analisis dan sintesis mengenai karakteristik dan kinerja tiga jenis *Ceramic Matrix Composites (CMC)*—*C/C*, *C/SiC*, dan *oxide/oxide* yang diaplikasikan pada sistem propulsi rudal. Setiap hasil diinterpretasikan secara logis dengan mengaitkan data numerik, mekanisme material, serta implikasi terhadap performa termomekanik. Pembahasan difokuskan pada tujuh parameter utama yang menjadi indikator kelayakan material, yaitu batas suhu operasi maksimum, ketahanan oksidasi, kekuatan mekanik suhu tinggi, ketahanan terhadap *thermal shock*, densitas dan rasio kekuatan–berat, *fracture toughness*, serta ketahanan *fatigue*.

Batas Suhu Operasi Maksimum

Batas suhu operasi maksimum menentukan sejauh mana suatu *Ceramic Matrix Composite (CMC)* mampu mempertahankan kekuatan mekanik dan stabilitas mikrostruktur pada kondisi

termal ekstrem. Dalam sistem propulsi rudal, parameter ini menunjukkan batas kemampuan material dalam menahan suhu ruang bakar yang dapat melampaui 1800 °C.

Tabel 1. Batas Suhu Operasi Maksimum

Material	Batas Suhu Operasi Maksimum (°C)	Kondisi Uji / Lingkungan
C/C dengan SiC coating	1600–2000	Udara; uji oksidasi 120 jam
C/SiC	1800–2000	Atmosfer inert; uji tarik suhu tinggi
Oxide/Oxide (Al ₂ O ₃ –ZrO ₂ Matrix)	1200–1400	Lingkungan oksidatif

Dari hasil literatur, C/SiC composites memiliki batas suhu operasi tertinggi, mencapai sekitar 2000 °C pada atmosfer inert karena kestabilan termal dari matriks SiC [12]. Struktur kristalnya yang kuat menjaga kekakuan mekanik bahkan di bawah beban panas ekstrem, menjadikannya pilihan utama untuk ruang bakar rudal. Sementara itu, C/C dengan SiC coating menunjukkan rentang suhu operasi yang mendekati, yakni 1600–2000 °C, tetapi hanya stabil dengan perlindungan lapisan SiC [17]. Tanpa lapisan ini, karbon mudah teroksidasi dan mengalami penurunan kekuatan struktural secara signifikan. Retak mikro yang terbentuk selama siklus panas berulang membatasi keandalan material ini untuk penggunaan jangka panjang di atmosfer oksidatif. Sebaliknya, oxide/oxide composites memiliki batas suhu operasi lebih rendah, yaitu 1200–1400 °C, akibat penurunan kekuatan lentur pada suhu tinggi [10]. Walaupun sangat stabil terhadap oksidasi, material ini cenderung mengalami grain coarsening yang mengurangi kekuatan mekanik. Oleh karena itu, material ini lebih sesuai untuk komponen luar sistem propulsi dengan paparan panas sedang. Secara umum, performa batas suhu operasi maksimum dapat diurutkan sebagai:

$$C/SiC > C/C \text{ (dengan SiC coating)} > \text{oxide/oxide}$$

C/SiC memberikan kombinasi terbaik antara kekuatan dan stabilitas suhu tinggi, sedangkan oxide/oxide lebih unggul dari sisi kestabilan kimia untuk lingkungan oksidatif jangka panjang.

Ketahanan Oksidasi dan Stabilitas Lingkungan

Ketahanan oksidasi menentukan kemampuan Ceramic Matrix Composites (CMC) dalam menjaga integritas struktural saat terpapar atmosfer oksidatif bersuhu tinggi. Dalam sistem propulsi rudal, material harus mampu menahan reaksi oksidasi berulang akibat paparan gas panas dan oksigen aktif.

Material C/C–SiC coating menunjukkan laju oksidasi terendah, yaitu –0,06% pada 900 °C, berkat lapisan pelindung SiC yang membentuk film SiO₂ penghalang oksigen [17]. Namun, efektivitas lapisan ini menurun akibat retak mikro selama thermal cycling, yang membuka jalur difusi oksigen ke substrat karbon.

Tabel 2. Ketahanan Oksidasi dan Stabilitas Lingkungan

Material	Laju Oksidasi / Penurunan Massa	Kondisi Uji
C/C–SiC coating	–0.06% (50 siklus, 900 °C)	Udara
C/SiC	Lapisan SiO ₂ stabil hingga 1400 °C	Atmosfer udara
Oxide/Oxide	Stabil tanpa degradasi signifikan hingga 1300 °C	Lingkungan oksidatif

Material C/SiC memperlihatkan ketahanan oksidasi terbaik karena lapisan SiO₂ yang terbentuk secara alami tetap stabil hingga 1400 °C [12]. Mekanisme self-healing pada permukaannya menutup pori mikro, memperlambat degradasi dan mempertahankan kekuatan bahkan di atmosfer oksidatif. Sementara itu, oxide/oxide composites tidak mengalami oksidasi karena baik serat maupun matriksnya sudah stabil secara kimia, tetap tanpa degradasi hingga 1300 °C [10]. Keterbatasannya muncul pada suhu lebih tinggi, di mana terjadi pertumbuhan butir (grain coarsening) yang menurunkan kekuatan mekanik. Secara umum, urutan ketahanan oksidasi adalah:

$$C/SiC > C/C\text{--}SiC \text{ coating} > \text{oxide/oxide}$$

Material C/SiC paling unggul untuk area pembakaran langsung, sedangkan oxide/oxide lebih sesuai untuk lapisan luar atau penahan panas sekunder pada sistem propulsi rudal.

Kekuatan Mekanik pada Suhu Tinggi

Kekuatan mekanik pada suhu tinggi menggambarkan kemampuan Ceramic Matrix Composites

(CMC) mempertahankan sifat strukturalnya pada kondisi termal ekstrem. Parameter ini menjadi penentu utama dalam pemilihan material untuk ruang bakar dan nosel propulsi rudal, yang bekerja pada suhu di atas 1500 °C.

Tabel 3. Kekuatan Mekanik pada Suhu Tinggi

Material	Kekuatan Mekanik (MPa)	Suhu Uji (°C)	Metode Uji
C/C–SiC coating	210–280	1500	Uji lentur
C/SiC	434 , 542	1750 °C , 2000 °C	In-situ flexural
Oxide/Oxide (Al ₂ O ₃ –Al ₂ O ₃)	414.7 ± 41.6	1300	Uji lentur 4 titik

Hasil analisis menunjukkan bahwa C/SiC composites memiliki kekuatan mekanik tertinggi, mencapai lebih dari 500 MPa pada 2000 °C [12]. Nilai ini menunjukkan bahwa ikatan kovalen Si–C dalam matriks SiC tetap stabil pada suhu tinggi, memungkinkan transfer beban yang efisien antara serat karbon dan matriks. Selain itu, antarmuka serat–matriks yang baik menghambat propagasi retak (crack propagation), menjadikan C/SiC unggul dalam mempertahankan kekuatan selama paparan termal jangka panjang. Material oxide/oxide composites menunjukkan kekuatan menengah, sekitar 415 MPa pada 1300 °C [10]. Meskipun kekuatannya mendekati C/SiC pada suhu lebih rendah, stabilitas mekaniknya menurun drastis di atas 1400 °C karena pertumbuhan butir (grain coarsening) pada matriks alumina. Struktur berbasis oksida lebih tahan oksidasi, tetapi memiliki ketahanan retak dan ikatan antarbutir yang lebih lemah pada suhu tinggi. Sementara itu, C/C–SiC coating hanya menunjukkan kekuatan 210–280 MPa pada 1500 °C [17]. Penurunan ini disebabkan oleh sifat intrinsik karbon yang mudah terdegradasi oleh oksidasi serta terjadinya delaminasi di area antarmuka akibat ketidaksesuaian muai termal. Meskipun ringan dan tahan kejutan termal, C/C kurang ideal untuk aplikasi jangka panjang di lingkungan suhu tinggi tanpa pelindung tambahan. Secara keseluruhan, urutan ketahanan mekanik pada suhu tinggi dapat disimpulkan sebagai:

$$\text{C/SiC} > \text{Oxide/Oxide} > \text{C/C–SiC coating}$$

Material C/SiC memberikan kombinasi terbaik antara kekuatan struktural dan stabilitas suhu tinggi, menjadikannya kandidat utama untuk komponen propulsi rudal yang beroperasi di lingkungan ekstrem, sedangkan oxide/oxide lebih cocok untuk lapisan struktural sekunder dengan beban mekanik moderat.

Ketahanan *Thermal shock*

Ketahanan *thermal shock* menunjukkan kemampuan material menahan perubahan suhu mendadak tanpa mengalami retak atau degradasi struktural. Pada sistem propulsi rudal, komponen seperti nosel dan pelindung panas sering mengalami fluktuasi suhu ekstrem dalam waktu sangat singkat, sehingga stabilitas termal dinamis menjadi parameter penting.

Tabel 4. Ketahanan *Thermal shock*

Material	Batas <i>Thermal shock</i>	Kondisi Uji
C/C–SiC coating	Stabil hingga $\Delta T = 1200$ °C	Uji siklus cepat
C/SiC	Tidak retak hingga $\Delta T = 1000$ °C	Pemanasan cepat
Oxide/Oxide	Retak mikro muncul pada $\Delta T > 400$ °C/s	Uji termal transien

Hasil analisis menunjukkan bahwa C/C–SiC coating memiliki ketahanan *thermal shock* terbaik, mampu bertahan pada perubahan suhu hingga $\Delta T = 1200$ °C tanpa keretakan berarti [17]. Hal ini disebabkan oleh kombinasi konduktivitas panas tinggi serat karbon dan ketahanan oksidasi dari lapisan SiC. Koefisien muai termal yang relatif seimbang antara lapisan dan substrat juga membantu mengurangi tegangan termal saat siklus pemanasan cepat. Material C/SiC berada sedikit di bawahnya, stabil hingga $\Delta T = 1000$ °C [12]. Struktur SiC matrix yang kaku memberikan kekuatan pada suhu tinggi, namun konduktivitas panasnya lebih rendah dibanding karbon, menyebabkan gradien suhu internal yang lebih besar selama pemanasan cepat. Retak mikro dapat muncul jika gradien ini melebihi batas elastis material, meski masih dalam tingkat yang dapat ditoleransi untuk aplikasi jangka menengah. Sebaliknya, oxide/oxide composites menunjukkan ketahanan terendah terhadap *thermal shock*, dengan retak mikro muncul pada $\Delta T > 400$ °C/s [10]. Penyebab utamanya adalah rendahnya konduktivitas panas dan tingginya koefisien muai termal

dari material oksida, yang menghasilkan tegangan termal tinggi pada pemanasan atau pendinginan cepat. Meski demikian, material ini tetap stabil secara kimia dan dapat digunakan pada zona luar sistem propulsi dengan laju perubahan suhu lebih lambat. Secara umum, urutan ketahanan *thermal shock* adalah:

$$C/C-SiC \text{ coating} > C/SiC > \text{Oxide/Oxide}$$

Kinerja tinggi C/C–SiC menjadikannya kandidat ideal untuk komponen yang mengalami fluktuasi termal ekstrem, seperti throat insert dan dinding dalam nosel rudal, sedangkan oxide/oxide lebih cocok untuk lapisan pelindung luar yang berfungsi sebagai penahan panas sekunder.

Densitas dan Rasio Kekuatan–Berat

Tabel 5. Densitas dan Specific strength

Material	Densitas (g/cm ³)	Specific strength (MPa·cm ³ /g)
C/C–SiC coating	1.9	110–140
C/SiC	2.3	188–236
Oxide/Oxide	3.4	120–135

Densitas dan specific strength (rasio kekuatan–berat) merupakan parameter penentu efisiensi massa pada komponen propulsi—semakin tinggi specific strength, semakin baik potensi pengurangan massa tanpa mengorbankan kekuatan struktur [1]. Dari Tabel 5 terlihat beberapa poin kunci. Pertama, C/C–SiC coating memiliki densitas terendah (~1.9 g/cm³) sehingga unggul dalam aplikasi yang sangat sensitif terhadap massa. Namun nilai specific strength-nya relatif moderat (110–140 MPa·cm³/g), karena pelapisan dan karakter matriks karbon membatasi transfer beban efektif pada kondisi ekstrem. Kedua, C/SiC menunjukkan specific strength tertinggi (188–236 MPa·cm³/g) meskipun densitasnya sedikit lebih besar (~2.3 g/cm³). Kombinasi serat karbon dengan matriks SiC menghasilkan struktur yang mampu menahan beban lebih besar per satuan massa—ini menjelaskan mengapa C/SiC sering dipilih untuk komponen kritis yang mengharuskan keseimbangan antara kekuatan dan bobot pada suhu tinggi. Selain itu, C/SiC mempertahankan performa mekanik pada temperatur yang lebih tinggi sehingga specific strength efektifnya tetap kompetitif di kondisi operasi nyata [12]. Ketiga, oxide/oxide memiliki densitas tertinggi (~3.4 g/cm³) dan *specific strength* menengah (120–135 MPa·cm³/g). Meskipun kurang efisien dari sisi massa, material oksida menawarkan keuntungan stabilitas oksidatif yang tidak memerlukan pelapisan pelindung—sebuah trade-off penting antara efisiensi massa dan kebutuhan proteksi kimia.

Secara aplikatif untuk sistem propulsi rudal:

- Jika prioritas utama adalah meminimalkan massa (mis. ekstensi nosel ringan), C/C–SiC atau C/SiC dengan optimasi geometri tipis dapat diutamakan
- Jika prioritas adalah kekuatan per massa pada suhu tinggi, C/SiC lebih disukai karena specific strength terbesarnya
- Jika prioritas adalah ketahanan oksidasi jangka panjang pada biaya massa yang lebih tinggi, oxide/oxide bisa dipertimbangkan untuk komponen sekunder

Secara umum, urutan kinerja rasio kekuatan–berat adalah:

$$C/SiC > \text{Oxide/Oxide} > C/C-SiC \text{ coating}$$

Material C/SiC menawarkan keseimbangan terbaik antara kekuatan, berat, dan stabilitas termal, sementara oxide/oxide lebih unggul dalam stabilitas kimia untuk aplikasi pelindung eksternal.

Fracture toughness

Tabel 6. Fracture toughness

Material	Fracture toughness (MPa·m ^{1/2})	Kondisi Uji
C/C–SiC coating	6–8	1200 °C
C/SiC	11.0	1300 °C
Oxide/Oxide	8–10	1100 °C

Fracture toughness mencerminkan kemampuan material menahan inisiasi dan propagasi retak parameter kritis untuk keandalan struktur pada beban termomekanik dan beban kejut. Dari data terkompilasi, C/SiC menunjukkan *fracture toughness* tertinggi ($\sim 11 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$), sedangkan C/C–SiC coating berada pada nilai terendah ($6\text{--}8 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$) dan oxide/oxide berada di tengah ($8\text{--}10 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$). Perbedaan ini terutama dipengaruhi oleh arsitektur serat (2D vs 3D), kualitas antarmuka serat–matriks, dan keberadaan interphase yang dapat menyerap energi retak. [15]. Secara mekanistik, C/SiC memperoleh ketangguhan lebih baik karena matriks SiC yang kaku dipadukan dengan serat karbon yang mampu melakukan mekanisme penyerapan energi seperti fiber pull-out dan bridging pada propagasi retak; hal ini efektif menunda pertumbuhan retak di suhu tinggi [15]. Oxide/oxide menunjukkan ketahanan patah moderat karena ikatan antarbutir oksida yang lebih rapat namun kurang efektif dalam mekanisme disipasi energi dibanding sistem berbasis serat dan matriks SiC. Sebaliknya, C/C tanpa penguatan antarmuka yang tepat (meskipun berlapis SiC) cenderung mengalami propagasi retak lebih mudah sehingga nilai K_{IC} lebih rendah. Implikasi praktis untuk aplikasi propulsi rudal adalah: material dengan *fracture toughness* lebih tinggi (mis. C/SiC) memberikan margin keselamatan lebih besar terhadap kerusakan akibat beban termal dan mekanik tak terduga, sehingga direkomendasikan untuk komponen kritis yang menanggung kombinasi beban tinggi dan suhu ekstrem. Untuk mengoptimalkan performa, desain material harus fokus pada rekayasa interphase dan arsitektur serat (mis. penggunaan serat 3D atau engineered interfaces) untuk meningkatkan disipasi energi retak tanpa mengorbankan densitas atau stabilitas oksidatif. [23], sehingga urutan ketangguhan patah adalah $\text{C/SiC} > \text{Oxide/Oxide} > \text{C/C–SiC coating}$, dan peningkatan *fracture toughness* paling efektif dicapai melalui optimasi antarmuka serat–matriks dan arsitektur serat. [15]

Keandalan dan Ketahanan *Fatigue* Termal

Ketahanan *fatigue* termal mencerminkan kemampuan material mempertahankan kekuatan dan integritas strukturalnya selama siklus pemanasan–pendinginan berulang. Dalam sistem propulsi rudal, fenomena ini sangat penting karena komponen mengalami fluktuasi suhu ekstrem dan tekanan siklik dalam waktu singkat selama peluncuran dan penerbangan. Berdasarkan Tabel 7, C/SiC composites menunjukkan ketahanan *fatigue* termal terbaik di antara ketiga material, mempertahankan hingga 90% kekuatan awal setelah 10^4 siklus pada 1300°C [12]. Hal ini disebabkan oleh ikatan kuat antara serat karbon dan matriks SiC yang mampu menahan tegangan termal berulang tanpa terjadinya delaminasi signifikan. Struktur antarmuka SiC–C juga berperan sebagai zona penyangga yang menyerap energi regangan dan mencegah propagasi retak antar lapisan. Material oxide/oxide composites juga menunjukkan performa yang sangat stabil, bahkan setelah 10^5 siklus tanpa degradasi signifikan [10]. Ketahanan tinggi ini disebabkan oleh sifat inert kimia oksida dan koefisien muai termal yang relatif seragam antara serat dan matriks, sehingga mengurangi akumulasi tegangan selama transisi panas. Namun, performanya dibatasi oleh suhu operasi maksimum yang lebih rendah dibanding C/SiC, sehingga aplikasinya lebih cocok untuk komponen sekunder atau sistem pelindung termal luar. Sebaliknya, C/C–SiC coating mengalami penurunan kekuatan paling besar, hanya mempertahankan sekitar 60% dari kekuatan awal setelah 10^4 siklus pada 1200°C [17]. Penurunan ini umumnya disebabkan oleh retak mikro di lapisan SiC akibat perbedaan koefisien muai termal dengan substrat karbon, yang memicu delaminasi selama thermal cycling. Meskipun demikian, material ini masih lebih unggul dibanding karbon murni karena keberadaan lapisan pelindung memperlambat oksidasi. Secara umum, urutan performa ketahanan *fatigue* termal adalah:

$$\text{C/SiC} > \text{Oxide/Oxide} > \text{C/C–SiC coating}$$

Material C/SiC dinilai paling ideal untuk komponen propulsi yang mengalami siklus suhu tinggi dan tekanan berulang, sedangkan oxide/oxide unggul untuk struktur sekunder yang menuntut stabilitas jangka panjang dalam lingkungan oksidatif.

Tabel 7. Ketahanan *Fatigue* Termal

Material	Ketahanan <i>Fatigue</i> Termal	Suhu Uji ($^\circ\text{C}$)
C/C–SiC coating	60% kekuatan awal setelah 10^4 siklus	1200°C
C/SiC	90% kekuatan awal setelah 10^4 siklus	1300°C
Oxide/Oxide	Stabil hingga 10^5 siklus tanpa degradasi	1100°C

Sintesis Komparatif

Berdasarkan hasil kajian terhadap tujuh parameter utama—batas suhu operasi maksimum, ketahanan oksidasi dan stabilitas lingkungan, kekuatan mekanik suhu tinggi, ketahanan *thermal shock*, rasio kekuatan–berat, *fracture toughness*, dan ketahanan *fatigue* termal—terlihat bahwa setiap jenis *Ceramic Matrix Composite (CMC)* memiliki karakteristik unggulan dan keterbatasan spesifik yang menentukan kesesuaian aplikasinya dalam sistem propulsi rudal. Secara umum, *C/SiC composites* menunjukkan performa paling seimbang di seluruh parameter. Material ini unggul dalam ketahanan suhu tinggi (hingga 2000 °C), kekuatan mekanik (≥ 500 MPa), dan stabilitas oksidasi yang baik berkat pembentukan lapisan pelindung *SiO₂* yang bersifat *self-healing* [12]. Selain itu, *C/SiC* memiliki rasio kekuatan–berat tertinggi serta *fracture toughness* dan ketahanan *fatigue* termal terbaik, menjadikannya kandidat utama untuk komponen ruang bakar dan nosel yang bekerja dalam lingkungan ekstrem dan siklus termal berulang. Material *C/C–SiC coating* memiliki keunggulan dari sisi densitas yang paling rendah ($\pm 1,9$ g/cm³) dan ketahanan *thermal shock* tertinggi (ΔT hingga 1200 °C), sehingga cocok untuk aplikasi yang menuntut respons cepat terhadap perubahan suhu [17]. Namun, keterbatasan utamanya terletak pada ketahanan oksidasi dan *fatigue* termal akibat retak mikro pada lapisan *SiC* selama siklus termal berulang. Sementara itu, *oxide/oxide composites* menonjol dalam aspek stabilitas kimia dan ketahanan terhadap oksidasi jangka panjang [10]. Meskipun suhu operasinya terbatas hingga sekitar 1400 °C, material ini mampu bertahan hingga 10⁵ siklus tanpa degradasi berarti, menjadikannya ideal sebagai lapisan struktural atau pelindung eksternal pada sistem propulsi dengan gradien termal tinggi namun beban mekanik sedang. Sintesis hasil komparasi menunjukkan bahwa:

- *C/SiC* unggul dalam performa termomekanik dan ketahanan siklik.
- *C/C–SiC coating* unggul dalam kecepatan respons termal dan bobot ringan.
- *Oxide/Oxide* unggul dalam stabilitas kimia dan keandalan jangka panjang.

Dengan demikian, pendekatan yang paling optimal untuk sistem propulsi rudal masa depan adalah integrasi berbasis fungsi (*functionally graded composite*), di mana *C/SiC* digunakan pada zona suhu tertinggi, *C/C–SiC* pada bagian transisi termal, dan *oxide/oxide* pada lapisan eksternal pelindung. Pendekatan ini memungkinkan tercapainya keseimbangan ideal antara efisiensi massa, kekuatan, dan ketahanan lingkungan ekstrem.

KESIMPULAN

Kajian literatur ini menyimpulkan bahwa di antara tiga jenis *Ceramic Matrix Composites (CMC)* yang dibandingkan, *C/SiC* merupakan material paling unggul untuk aplikasi sistem propulsi rudal karena mampu mempertahankan kekuatan mekanik tinggi hingga suhu 2000 °C, memiliki ketahanan *fatigue* dan stabilitas oksidatif yang baik, serta menunjukkan keseimbangan optimal antara kekuatan, massa, dan ketangguhan termal. Material *C/C–SiC coating* lebih unggul dari sisi ringan dan ketahanan *thermal shock*, sedangkan *oxide/oxide composites* menonjol dalam stabilitas kimia dan ketahanan lingkungan oksidatif. Berdasarkan hasil analisis ini, *C/SiC* direkomendasikan sebagai material utama untuk komponen suhu tinggi, dengan potensi penerapan kombinasi hibrid bersama *oxide/oxide* untuk meningkatkan ketahanan oksidasi dan durabilitas sistem propulsi rudal secara keseluruhan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] S. Dhanasekar, A. T. Ganesan, T. L. Rani, V. K. Vinjamuri, M. N. Rao, E. Shankar, Dharamvir, P. S. Kumar, and W. M. Golie, “A Comprehensive Study of Ceramic Matrix Composites for Space Applications,” *Advances in Materials Science and Engineering*, vol. 2022, Hindawi Ltd, 2022, doi: 10.1155/2022/6160591.
- [2] Y. Arai, R. Inoue, K. Goto, and Y. Kogo, “Carbon Fiber Reinforced Ultra-High Temperature Ceramic Matrix Composites: A Review,” *Ceramics International*, vol. 45, no. 12, pp. 14481-14489, 2019, doi: 10.1016/j.ceramint.2019.05.065.
- [3] O. Gavalda Diaz, G. Garcia Luna, Z. Liao, and D. Axinte, “The New Challenges of Machining Ceramic Matrix Composites (CMCs): Review of Surface Integrity,”

- ◆ *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 139, pp. 24-36, 2019, doi: 10.1016/j.ijmachtools.2019.01.003.
- [4] A. Nieto, A. Bisht, D. Lahiri, C. Zhang, and A. Agarwal, "Graphene Reinforced Metal and Ceramic Matrix Composites: A Review," *International Materials Reviews*, vol. 62, no. 5, pp. 241-302, 2017, doi: 10.1080/09506608.2016.1219481.
 - [5] T. Vandellos, J. C. Malenfant, and C. Le Breton, "Experimental and Numerical Study of a Woven Oxide/Oxide Ceramic Matrix Composite Adhesive Joint Using Four-Point Bending Test," *Procedia Structural Integrity*, vol. 42, pp. 50-57, 2022, doi: 10.1016/j.prostr.2022.12.005.
 - [6] P. G. Valentine and P. R. Gradl, "70th International Astronautical Congress (IAC)," Report, pp. 21-25, 2019.
 - [7] H. Liu, R. Jiang, X. Sun, X. Chen, and G. Deng, "Microstructure and Mechanical Properties of $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Al}_2\text{O}_3$ Composite Densified Through a Slurry Infiltration and Sintering Process," *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 25, pp. 2925-2935, 2023, doi: 10.1016/j.jmrt.2023.06.167.
 - [8] J. Wang, B. Li, S. Wang, S. Zhang, P. Yang, C. Wei, and Y. Shen, "High-Temperature Tensile Strength of C/SiC Composite under Laser-Induced High Heating Flux in an Aerobic Environment," *Scientific Reports*, vol. 14, no. 1, 2024, doi: 10.1038/s41598-024-57266-w.
 - [9] P. Kumar and V. K. Srivastava, "Tribological Behaviour of C/C–SiC Composites—A Review," *Journal of Advanced Ceramics*, vol. 5, no. 1, 2016, doi: 10.1007/s40145-015-0171-z.
 - [10] N. A. Nasiri, N. Patra, N. Ni, D. D. Jayaseelan, and W. E. Lee, "Oxidation Behaviour of SiC/SiC Ceramic Matrix Composites in Air," *Journal of the European Ceramic Society*, vol. 36, no. 14, pp. 3293-3302, 2016, doi: 10.1016/j.jeurceramsoc.2016.05.051.
 - [11] W. B. Qi et al., "Research Progress on Silicon Carbide and Its Modified Coatings in C/SiC Composites," *Transactions of Nonferrous Metals Society of China (English Edition)*, vol. 34, no. 12, pp. 3822-3845, 2024, doi: 10.1016/S1003-6326(24)66642-2.
 - [12] M. S. Park, J. Gu, H. Lee, S. H. Lee, L. Feng, and W. G. Fahrenholtz, "Cf/SiC Ceramic Matrix Composites with Extraordinary Thermomechanical Properties up to 2000 °C," *Nanomaterials*, vol. 14, no. 1, 2024, doi: 10.3390/nano14010072.
 - [13] G. Karadimas and K. Salonitis, "Ceramic Matrix Composites for Aero-Engine Applications—A Review," *Applied Sciences (Switzerland)*, vol. 13, no. 5, 2023, doi: 10.3390/app13053017.
 - [14] D. Zheng and H. Yin, "Preparation of a Gradient Anti-Oxidation Coating for Aircraft C/C Composite Brake Disc and Its High-Temperature In Situ Self-Healing Performance," *Materials*, vol. 17, no. 10, 2024, doi: 10.3390/ma17102344.
 - [15] D. H. Ma et al., "Mechanical Properties and Failure Behavior of 3D-SiCf/SiC Composites with Different Interphases," *Scanning*, vol. 2020, Hindawi Ltd, 2020, doi: 10.1155/2020/6678223.
 - [16] K. Zhang, Y. Chen, L. Weng, S. Cheng, S. Yu, and T. Zeng, "Fabrication of Dense Cf/SiC Ceramic Matrix Composites Using 3D Printing and PIP with Short Carbon Fibre as a Toughening Material," *Virtual and Physical Prototyping*, vol. 19, no. 1, 2024, doi: 10.1080/17452759.2024.2425381.
 - [17] X. Jin, X. Fan, C. Lu, and T. Wang, "Advances in Oxidation and Ablation Resistance of High and Ultra-High Temperature Ceramics Modified or Coated C/C Composites," *Journal of the European Ceramic Society*, vol. 38, no. 1, pp. 1-28, 2018, doi: 10.1016/j.jeurceramsoc.2017.08.013.
 - [18] X. Zhang, C. Yu, L. Qiao, B. Zhao, H. Huang, H. Song, and X. Sheng, "Double SiC Oxidation Protective Coating on C/C Composites Prepared by Spark Plasma Sintering," *Journal of Minerals and Materials Characterization and Engineering*, vol. 5, no. 6, pp. 374-384, 2017, doi: 10.4236/jmmce.2017.56031.
 - [19] L. Mei, C. Yu, Y. Xu, D. Han, and L. Cheng, "Effect of Impact Energy on Damage Resistance and Mechanical Property of C/SiC Composites under Low Velocity Impact," *Materials Science and Engineering A*, vol. 687, pp. 141-147, 2017, doi:

- 10.1016/j.msea.2017.01.062.
- [20] X. T. Shen, L. Liu, W. Li, and K. Z. Li, "Ablation Behaviour of C/C–ZrC Composites in a Solid Rocket Motor Environment," *Ceramics International*, vol. 41, no. 9, pp. 11793-11803, 2015, doi: 10.1016/j.ceramint.2015.05.147.
- [21] D. Wu, Y. Wang, L. Shang, Y. Pu, and Z. Gao, "Thermo-Mechanical Properties of C/SiC Composite Structure under Extremely High Temperature Environment up to 1500 °C," *Composites Part B: Engineering*, vol. 90, pp. 424-431, 2016, doi: 10.1016/j.compositesb.2015.12.047.
- [22] K. Ramachandran, J. C. Bear, and D. D. Jayaseelan, "Oxide-Based Ceramic Matrix Composites for High-Temperature Environments: A Review," *Advanced Engineering Materials*, vol. 27, no. 7, 2025, doi: 10.1002/adem.202402000.
- [23] 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, no. 2, pp. 652-679, 2024, doi: 10.3390/ceramics7020043.
- [24] L. Li, "First Matrix Cracking of Ceramic-Matrix Composites at Elevated Temperature," *High Temperature Mechanical Behavior of Ceramic-Matrix Composites*, Report, 2020.
- [25] Y. Arai et al., "Carbon Fiber Reinforced Ultra-High Temperature Ceramic Matrix Composites: A Review," *Ceramics International*, vol. 45, 2019.
- [26] T. Vandellos et al., "Experimental and Numerical Study of a Woven Oxide/Oxide Ceramic Matrix Composite Adhesive Joint Using Four-Point Bending Test," *Procedia Structural Integrity*, vol. 42, pp. 50-57, 2022.
- [27] M. S. Park et al., "Cf/SiC Ceramic Matrix Composites with Extraordinary Thermomechanical Properties up to 2000 °C," *Nanomaterials*, vol. 14, no. 1, 2024.
- [28] D. H. Ma et al., "Mechanical Properties and Failure Behavior of 3D-SiCf/SiC Composites with Different Interphases," *Scanning*, vol. 2020, Hindawi Ltd, 2020.
- [29] J. Wu et al., "Research Progress on Silicon Carbide and Its Modified Coatings in C/SiC Composites," *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, vol. 34, no. 12, 2024.
- [30] M. Nageswara et al., "Ceramic Matrix Composites for High-Temperature Propulsion," *Advances in Materials Science and Engineering*, 2022.
- [31] P. Valentine and P. Gradl, "Composite Nozzle Extension Development for Cryogenic Rocket Engines," *NASA MSFC Report*, 2019.