

PEMILIHAN MATERIAL PELAPISAN UNTUK PENINGKATAN DAYA TAHAN BILAH TURBIN PESAWAT

SELECTION OF COATING MATERIAL FOR INCREASING THE DURABILITY OF AIRCRAFT TUBINE BLADE

Ni Made Kesuma Astuti Indrianingsih Putri¹, Sovian Aritonang², Toto Sudiro³

^{1,2,3} PROGRAM STUDI TEKNOLOGI DAYA GERAK, FAKULTAS TEKNOLOGI PERTAHANAN, UNIVERSITAS PERTAHANAN REPUBLIK INDONESIA

(nkesumaputri@gmail.com, sovia.aritonang@idu.ac.id, to2sudiro@gmail.com)

Abstrak – Pendekatan material baru yang canggih adalah mutlak untuk menjawab tantangan wahana udara pada masa kini. Adanya beban struktural dan keadaan ekstrim pada saat beroperasi meliputi temperatur dan tekanan tinggi menjadi parameter utama dalam pemilihan material baru yang akan digunakan. Penelitian ini menyajikan pemilihan kandidat material yang cocok untuk penghalang termal pada bilah turbin pesawat. Berbagai kegagalan bilah turbin yang selama ini dialami diantaranya ketahanan termal, oksidasi suhu tinggi, dan kelelahan siklus tinggi yang kemudian dijadikan acuan dalam melakukan pemilihan material baru. Didapati paduan superalloy berbasis nikel memiliki batasan dalam kinerja temperatur tinggi dan ketahanan fisik yang tinggi dari komposit menjadi perhatian khusus, karena merupakan properti utama yang fokus untuk aplikasi bilah pada mesin turbin gas pesawat terbang. Sehingga dilakukan komposit dengan material baru yang kuat pada kondisi operasi pada 1200°C, yakni material dengan struktur keramik seperti SiC dan Si₃N₄ serta material dengan struktur silisida seperti MoSi₂.

Kata Kunci: Bilah Turbin, Ketahanan Termal, Material Baru, Oksidasi, Temperatur Tinggi.

Abstract – A superior new material approach is absolutely necessary to address the challenges of today's aerial vehicles. The existence of structural loads and extreme conditions during operation including high temperatures and pressures are the main parameters in the selection of new materials to be used. This study presents the selection of suitable candidate materials for thermal barriers in aircraft turbine blades. Various turbine blade failures that have been experienced so far include thermal resistance, high temperature oxidation, and high cycle fatigue which are then used as references in selecting new materials. It is found that nickel-based superalloy alloys have limitations in the high temperature performance and high physical resistance of the composites of particular concern, as they are the main properties of focus for blade applications in aircraft gas turbine engines. So, composites were made with new materials that are strong at operating conditions at 1200°C, namely materials with ceramic structures such as SiC and Si₃N₄ and materials with silicide structures such as MoSi₂.

Keywords: Turbine Blade, Thermal Resistance, New material, Oxidation, High Temperature.

Pendahuluan

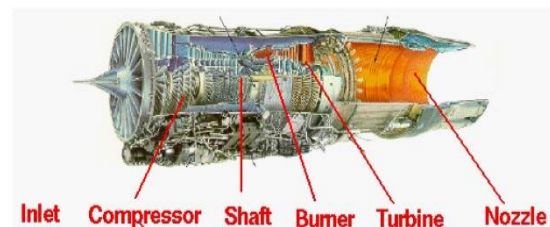
Kemajuan dalam penemuan material baru salah satunya memberi kontribusi yang nyata dalam peningkatan

daya yang lebih tinggi dan tingkat efisiensi mesin tubin pesawat (Perepezko, 2009). Diketahui secara umum bahwa suatu mesin gas turbin

merupakan sumber yang menyalurkan tenaga mekanik atau gaya dorong yang memanfaatkan fluida kerja berbentuk gas (Estrada, 2007). Dengan pemanfaatan material baru yang khusus mengalami peningkatan kinerja dalam hal ketahanan temperatur tinggi dapat memberi efek yang cukup signifikan, dimana semakin tinggi kemampuan bahan untuk menahan kondisi temperatur tinggi, maka semakin tinggi pula efisiensi mesin tersebut (Rao, 2011). Evolusi dalam bidang teknik material telah meningkatkan rasio dorong terhadap berat mesin militer menjadi sekitar 4 (empat) kali nilai awal. Mesin komersial telah menurunkan konsumsi bahan bakar spesifiknya menjadi sekitar 60%, sedangkan turbin gas industri telah meningkatkan efisiensinya (siklus sederhana) dari 20% menjadi sekitar 35%. Pada temperatur operasi yang tinggi, bilah turbin gas mengalami kondisi servis yang ekstrim, bilah turbin di daerah tersebut dibebani kuat secara sentrifugal sehingga mengalami kecepatan putar dan getaran yang tinggi (Nasrazadani, Hassani, 2016).

Bilah turbin mengalami dua waktu yang utama dalam pengaplikasiannya yakni saat periode beroperasi dan juga periode *stand-by*. Bilah turbin mengalami beberapa kondisi umum dimana

diperlukan untuk menahan beban mekanis yang tinggi, yang disebabkan oleh kecepatan rotasi tinggi yang menerapkan beban sentrifugal yang besar, gaya aerodinamis, yang kemudian merupakan suatu fungsi dari kenaikan tekanan melalui setiap tahap bagian kompresor, atau penurunan tekanan di setiap tahap operasional dari turbin suatu pesawat (Carter, 2005). Bilah turbin mengalami gerakan osilasi pada elemen penampang panasnya, sehingga kelelahan termal dan oksidasi temperatur tinggi dipastikan terjadi (Mali & Unune, 2017). Mesin turbin gas modern untuk aplikasi penerbangan umumnya dianggap menunjukkan tingkat keandalan yang tinggi, dan tingkat kegagalan dianggap rendah. Situasi tersebut ternyata dikendalikan oleh sistem inspeksi yang rigid di mana mesin terpapar, dan kriteria ketat yang diterapkan selama inspeksi.



Gambar 1. Komponen Mesin Turbin Gas Pesawat Terbang

Sumber : Estrada, 2007

Perlu dipastikan bahwa hampir semua kegagalan terdeteksi pada tahap awal, sehingga suatu penggantian atau

perbaikan sebelum kegagalan benar-benar terjadi dapat dioptimalkan. Bilah turbin mengalami keadaan kerusakan yang berbeda dengan bilah kompresor, yang beroperasi pada suhu yang relatif rendah tetapi mungkin terkena serpihan yang tertelan. Pada bilah turbin beroperasi di lingkungan yang sebagian besar bebas serpihan. Benda asing, pada saat mencapai turbin, telah dicincang secara menyeluruh oleh kompresor dan dibakar oleh api pembakaran, dan tidak mungkin menimbulkan ancaman mekanis, meskipun kemungkinan kontaminasi yang mengarah pada korosi tetap ada. Sumber kerusakan mekanis yang tidak umum adalah erosi dari karbon, yang disimpan sebagai kokas di sekitar nozel injeksi bahan bakar ketika pola semprotan nosel menurun, melewati turbin. Demikian pula, partikel pelapis penghalang termal keramik, sering diterapkan pada permukaan ruang bakar untuk membantu menjaga dinding tetap dingin, terlepas karena kejutan termal dan melewati bagian hilir mesin.



Gambar 2. Bilah Mesin Turbin Gas
Sumber : (Carter, 2005)

Setiap mesin turbin gas menelan udara dalam jumlah besar saat beroperasi, baik tersedot oleh kompresor atau ditabrak oleh gerakan maju pesawat. Pada aplikasi umum, utamanya militer, paduan baja tahan karat kekuatan tinggi digunakan untuk baris pertama. Dalam hal ini, baris pertama bilah dirancang dengan persyaratan aerodinamisnya, cukup untuk melewati sisa bagian mesin dengan aman, tanpa kerusakan besar pada baling-baling itu sendiri. Konsep ini bekerja dengan baik untuk puing-puing yang lebih besar dan lunak seperti ranting atau burung kecil, tetapi tidak efektif melawan menelan bahan abrasif halus seperti pasir, yang menyebabkan kerusakan karena keausan abrasif pada bilah di seluruh mesin. Tertelannya pasir merupakan masalah utama pada pesawat, terutama helikopter, yang beroperasi dari lapangan pendaratan yang tidak cukup ideal, seperti yang

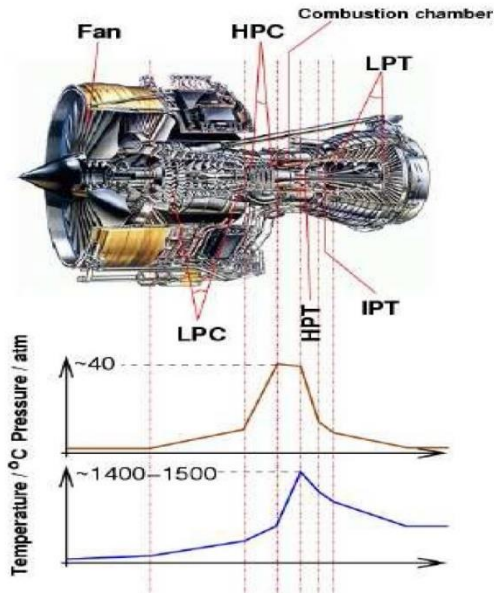
sering ditemukan pada pesawat yang bekerja di bidang kemanusiaan (Carter, 2005).

Untuk mengontrol berat, bilah turbin biasanya dibuat dari paduan berbahan dasar nikel. Paduan titanium biasanya digunakan di area bertekanan tinggi, yakni bilah turbin beroperasi pada temperatur tinggi di bagian ujung bentuknya. Hingga saat ini paduan dasar nikel yang paling umum digunakan. Penggunaan bilah berongga, terkadang dengan saluran udara melalui interior untuk pendinginan dapat mengurangi berat bilah. Bahan yang paling umum untuk pembuatan bilah turbin adalah bahan "superalloy" berbasis nikel (Superalloys for Gas Turbine Engines, 2012). Digunakan baik sebagai tempa dan, lebih populer untuk bilah sebagai coran, paduan ini mampu menahan lingkungan yang sangat agresif dari suhu tinggi dan tekanan tinggi yang ditemukan dalam jalur gas panas dari mesin turbin. Nikel dianggap sebagai bahan dasar yang paling cocok untuk paduan karena menunjukkan, berdasarkan kulit elektron ketiga yang hampir penuh, kapasitas tinggi untuk membentuk paduan stabil tanpa ketidakstabilan fase.

Oksidasi merupakan salah satu faktor yang paling serius pada saat suatu

bilah turbin pesawat bekerja. Adanya reaksi bahan dengan oksigen dalam 2-4 atm tekanan parsial yang terjadi menyebabkan sebagian besar oksidasi tidak seragam diterima oleh bilah turbin pesawat (Rodrigues & Lavorato, 2016). Kelelahan termal sendiri terjadi dengan distribusi yang tidak seragam juga, dimana membuat tekanan interior di zona lebih panas dari suhu rata-rata bilah turbin dan dengan tegangan tarik di zona yang lebih dingin (Carter, 2005). Kegagalan siklus tinggi (HPC) jarang terjadi pada bagian turbin gas yang berputar, kecuali beberapa bentuk kerusakan awal, seperti puing-puing yang tertelan telah ditimbulkan atau jika terdapat cacat produksi. Bilah turbin gas dirancang dengan hati-hati untuk menghindari kegagalan siklus tinggi, karena bilah tersebut mengakumulasi siklus tegangan pada tingkat yang luar biasa. Jika kita menganggap turbin berputar pada 35.000 rpm, tidak berarti kecepatan yang luar biasa tinggi, ketidakseimbangan dalam rotor, akan menerapkan siklus tegangan pada laju $2,1 \cdot 10^6$ siklus per jam operasi. Ini cukup untuk mencapai 109 siklus, diterima dalam teknik umum sebagai titik demarkasi untuk kinerja yang dapat diterima dalam sistem yang terpapar

kondisi kelelahan, dalam waktu kurang dari 500 jam. Kelelahan siklus rendah adalah masalah yang berbeda.



Gambar 3. Profil Temperatur dan Tekanan pada Mesin Turbin Gas Pesawat Terbang
Sumber : (Estrada, 2007)

Terkait dengan siklus tegangan yang jauh lebih besar yang ditimbulkan oleh mulai dan berhenti beroperasi, kegagalan siklus rendah (LPC) adalah alasan utama pembatasan siklus pada umur komponen. Sumber tekanan ini cukup jelas yakni kombinasi piringan/pisau mengalami pembebanan terutama karena berat sendiri, dan temperatur rendah atau dingin atau setidaknya pada suhu kamar. Dalam operasinya, komponen yang sama dikenakan beban yang besar, meskipun cukup konstan dari tempa sentrifugal yang dipaksakan oleh kecepatan rotasi,

dan berada pada suhu yang jauh lebih tinggi. Laju perubahan antara kedua keadaan ini berlangsung cepat pada saat engine start, menginduksi tingkat tegangan termal yang tinggi, yang berkurang ke keadaan tunak selama operasi dan kemudian muncul kembali, secara terbalik, selama pendinginan. Cakram yang menahan bilah-bilah di dalam mesin umumnya hidup dibatasi oleh jumlah siklus berhenti/mulai yang dikenakan pada waktu perawatan, bukan oleh jam pelayanan. Tingkat ini sangat bervariasi tergantung pada mesin, dan sebagian besar ditentukan oleh ukuran beban yang dikenakan dan suhu di mana piringan terpapar.

Pengoperasian turbin gas jangka panjang menyebabkan degradasi mikrostruktur bilah turbin superalloy. Bahan kandidat yang cocok harus dipilih dengan mempertimbangkan fungsi, tujuan dan kondisi layanan yang diperlukan di mana turbin akan beroperasi. Keadaan tersebutlah yang perlu ditanggulangi dengan pemanfaatan bahan komposit struktural berbasis keramik atau silisida yang dapat membuat lapisan pelindung terhadap lokasi segmen pada bilah turbin pesawat utamanya dalam masa beroperasinya.

Molibdenum disilida (MoSi_2) memiliki keuletan suhu tinggi dan ketahanan yang luar biasa terhadap korosi dan pertumbuhan retak leleh, MoSi_2 menggabungkan ketangguhan logam dengan kekuatan keramik dan merupakan kandidat yang menjanjikan untuk menggantikan paduan nikel pada turbin gas bertemperatur tinggi (Chumachenko et al., 1980). Diketahui bahwa ukuran butir memiliki pengaruh besar pada ketahanan mulur dari MoSi_2 monolitik.

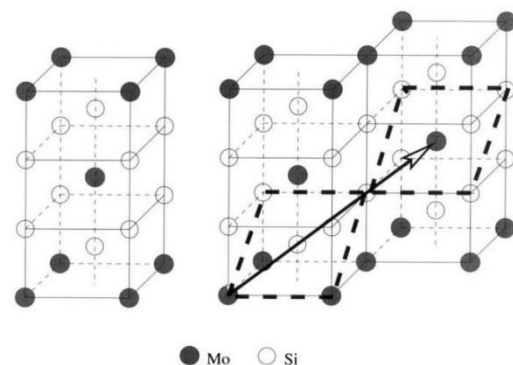
Tabel 1. Karakteristik MoSi_2

Karakteristik MoSi_2	Satuan
Densitas	6.23 g/cm ³
Berat Molekul	152,11 g/mol
Titik Leleh	2030°C
Struktur Kristal	Tetragonal

Sumber : Uzunonat et al., 2013

Adanya perhitungan fungsional kepadatan, menawarkan solusi alternatif yang dapat digunakan dalam suatu eksperimen. MoSi_2 merupakan elemen yang dapat dimasukkan pada tingkat mikroalloy (kurang dari 5%) dan yang akan mengubah perilaku getas-ulet demi daktilitas tanpa mempengaruhi sifat fisik yang menguntungkan yang sebelumnya telah ada (Matsunoshita et al., 2016). Penentuan efek paduan membutuhkan perlakuan mekanika kuantum elektron

yang akurat, dan pembangkitan potensial interatomik.



Gambar 4. Struktur Kristal MoSi_2
 Sumber : (Uzunonat et al., 2013)

Lapisan keramik yang diendapkan secara termal pada turbin logam telah memungkinkan mesin turbin beroperasi pada suhu yang lebih tinggi sekaligus efisiensi yang lebih tinggi dalam pengertian hukum termodinamika. Kebutuhan untuk menerapkan pelapis berkinerja tinggi untuk perlingungannya di bawah kondisi temperatur tinggi karena bilah turbin gas mengalami korosi temperatur tinggi. Penguatan dengan SiC berdampak memperhalus ukuran butir yang meningkatkan laju mulur yang menutupi efek menguntungkan dari perkuatan (Pan et al., 1998). Faktor penting lainnya yang sangat mempengaruhi laju regangan mulur MoSi_2 adalah keberadaan partikel silika (SiO_2). Selama deformasi temperatur tinggi, partikel SiO_2 pada batas butir akan mengalir membentuk lapisan film

intergranular, yang kemudian meluncur memberikan efek pelindung pada keretakan (Shah, 1992).

MoSi₂ menawarkan potensi menggabungkan efek penguatan fase kedua dengan paduan metalurgi untuk meningkatkan sifat mekanik tanpa menurunkan ketahanan oksidasi. Dimana keretakan suhu tinggi (1200 °C) dapat dikurangi dengan paduan penambahan SiC.

Metode Penelitian

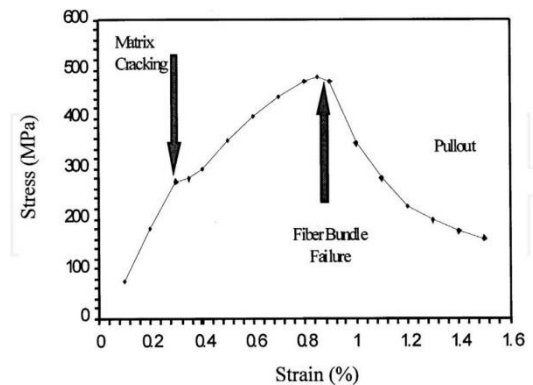
Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah metode penelitian studi literatur. Penulis melakukan pencarian sekaligus memperdalam terkait referensi dan teori-teori yang digunakan untuk memecahkan permasalahan yang ada.

Berdasarkan metode yang digunakan tersebut penulis meneliti dan memahami buku-buku, artikel, dokumen dan sumber tertulis lainnya yang relevan .

Hasil dan Pembahasan

Campuran yang terdiri dari MoSi₂ dan Si₃N₄ membentuk komposit dua fase yang juga merupakan kandidat sebagai matriks dalam sistem komposit yang diperkuat serat C atau SiC. Kombinasi komposit yang diperkuat serat dengan

matriks komposit dapat diwakili oleh SiC/MoSi₂ – Si₃N₄. Sifat matriks untuk beberapa sistem komposit berbasis silikon dan sifat seratnya disajikan pada Gambar 5. Dimana Koefisien muai panas $4,8 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, menunjukkan bahwa serat ini akan memiliki koefisien muai yang lebih besar dibandingkan fasa matriks untuk sistem komposit berpenguat serat SiC/SiC dan SiC/ Si₃N₄ . Umumnya lebih sulit untuk membuat komponen struktural dari serat berdiameter besar. Ukuran juga dapat mempengaruhi properti. Dimana skala ketangguhan langsung dengan jari-jari serat sedangkan kekuatan retak matriks berbanding terbalik dengan jari-jari.



Gambar 5. Perilaku Tegangan-Regangan Komposit Matrik Keramik.

Sumber : Cemal et al., 2012

Sifat-sifat MoSi₂-Si₃N₄ cukup baik dibandingkan dengan SiC dan Si₃N₄. Ketangguhan patah yang dihasilkan di atas kisaran tengah untuk SiC dan sebanding dengan Si₃N₄. Nilai ketangguhan matriks tertinggi berada

pada urutan 10 MPam^{1/2} untuk silikon nitrida yang dikeraskan secara *in situ*. Ketangguhan untuk semua bahan matriks kandidat akan tergantung pada kondisi pemrosesan dan struktur mikro.

Diperkirakan bahwa ketangguhan *in situ* fase silikon nitrida dalam komposit dua fase MoSi₂-Si₃N₄ akan menghasilkan perbaikan lebih lanjut untuk kandidat matriks ini. Sistem komposit MoSi₂-Si₃N₄ merupakan sistem yang menarik dan penting. Si₃N₄ dianggap sebagai keramik struktural yang paling penting, karena kekuatannya yang tinggi, ketahanan termal yang baik, dan ketangguhan retak suhu ruangan yang relatif tinggi (untuk keramik struktural). Si₃N₄ dan MoSi₂ merupakan paduan yang stabil secara termodinamika pada suhu tinggi.

Tabel 2. Sifat Fisik dan Termal MoSi₂ dan Si₃N₄

Properti	MoSi ₂	Si ₃ N ₄
Koefisien ekspansi termal (10 ⁻⁶ /°C)	7.2	3.8
Konduktivitas termal (W/mK)	65	37
Titik leleh (°C)	2030	2100
Ketahanan creep (°C)	1200	1400
Kekerasan	Rendah	Rendah
Ketahanan oksidasi	Bagus	Luar biasa

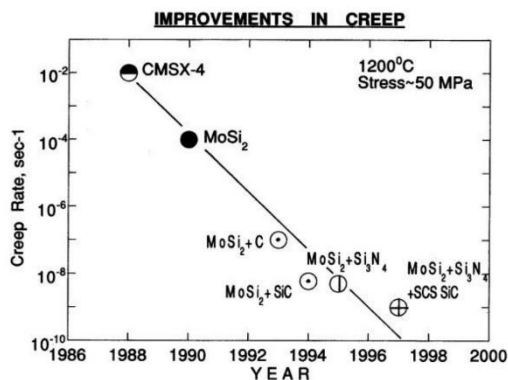
Sumber : (Cemal et al., 2012)

MoSi₂-Si₃N₄-SiC komposit serat kontinu partikel-kontinyu hibrida telah dikembangkan dengan ketangguhan patah suhu kamar yang sangat baik, ketahanan kejut termal, dan perilaku dampak termo-mekanis. Komposit hibrida ini terdiri dari MoSi₂-Si₃N₄ komposit partikulat yang membentuk matriks untuk serat kontinu SiC. MoSi₂-Si₃N₄ bagian dari komposit hibrida memiliki dua fungsi. Pertama, penambahan 30-50,% Si₃N₄ ke MoSi₂ sepenuhnya menghilangkan perilaku pesting oksidasi pada suhu antara 500 °C (Zhang et al., 2013). Kedua, penambahan Si₃N₄ membantu mencocokkan koefisien ekspansi termal matriks dengan serat SiC. Ini dapat mencegah retak atas koefisien ekspansi termal dalam matriks komposit hibrida yang bertolak belakang.

Lebih Lanjut Untuk aplikasi di atas 1200°C di lingkungan pengoksidasi dan agresif, material utama yang dapat digunakan adalah dengan struktur silisida dan keramik. Dari hasil pengolahan diperoleh material dengan struktur keramik dan silisida ini memiliki sifat yang menarik dalam hal titik leleh, kelembaman kimia pada suhu tinggi, serta kekuatan suhu tinggi. Didapati juga kedua kelas bahan ini juga menderita karena bahan tersebut rapuh pada suhu

rendah (Chou & Nieh, 1993). Kerapuhan ini melekat pada ikatan atom keramik struktural, yang biasanya ionik dan/atau kovalen. Material dengan struktur silisida memiliki elemen ikatan kovalen, tetapi tidak seperti material dengan struktur keramik yang juga memiliki elemen ikatan logam yang signifikan. Adanya ikatan logam membuka kemungkinan paduan untuk menurunkan suhu transisi getas ke ulet dari silisida (Abioye et al., 2015).

Pada material dengan struktur keramik, strategi paduan sama sekali tidak efektif dalam menghasilkan keuletan pada suhu yang lebih rendah.



Gambar 6. Peningkatan Ketahanan Mulur Komposit Berbasis MoSi₂ terhadap Waktu
 Sumber : Cemal et al., 2012

Fakta kerapuhan dan karenanya ketangguhan patah yang rendah pada suhu kamar telah membatasi pengembangan aplikasi untuk keramik struktural dan silisida structural (Park et al., 2002). Karakteristik kerapuhan dapat menyebabkan masalah dengan

keandalan komponen. Dapat dipahami sebagai pembahasan bahwa tantangan material utama yang terkait dengan masa depan silisida struktural suhu tinggi adalah pengembangan ketangguhan patah yang ditingkatkan sebagai suhu rendah (Chou & Nieh, 1993).

Pendekatan komposit telah dikembangkan untuk memperkuat keramik struktural, dan banyak pendekatan yang dikembangkan untuk keramik juga dapat diterapkan pada silisida struktural. Komposit yang menggabungkan silisida dan keramik dapat dibuat secara signifikan lebih keras lagi, sehingga kedua kelas bahan suhu tinggi ini sangat sinergis satu sama lain.

Kesimpulan

Dengan mempertimbangkan kemampuan akan ketangguhan retak suhu kamar dan perilaku mulur pada 1200°C bersama dengan ketahanan oksidasi sekitar 900°C didapati spektrum yang luas dari sifat mekanik dan lingkungan telah diukur untuk menetapkan kelayakan MoSi₂ komposit dengan partikulat Si₃N₄.

Ketahanan fisik yang tinggi dari komposit menjadi perhatian khusus, karena merupakan properti utama yang

fokus untuk aplikasi mesin turbin gas pesawat terbang. Hasil ini menunjukkan bahwa sistem komposit ini tetap kompetitif dengan keramik lain sebagai pengganti superalloy yang potensial.

Daftar Pustaka

- Abioye, A., Atanda, P., Majolagbe, S., Isadare, D., Abioye, O., Akinluwade, K., & Adetunji, A. (2015). Material Selection for Gas Turbine Blade Coating Using GRANTA Material Selector. *Advances in Research*, 5(1), 1–9.
<https://doi.org/10.9734/AIR/2015/15769>
- Carter, T. J. (2005). Common failures in gas turbine blades. *Engineering Failure Analysis*, 12(2), 237–247.
<https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2004.07.004>
- Cemal, M., Uzunonat, Y., Cevik, S., & Diltemiz, F. (2012). Potential of MoSi₂ and MoSi₂-Si₃N₄ Composites for Aircraft Gas Turbine Engines. In R. Agarwal (Ed.), *Recent Advances in Aircraft Technology*. InTech.
<https://doi.org/10.5772/38475>
- Chou, T. C., & Nieh, T. G. (1993). Pesting of the high-temperature intermetallic MoSi₂. *JOM*, 45(12), 15–21.
<https://doi.org/10.1007/BF03222509>
- Chumachenko, N. N., Yurieva, T. M., Tarasova, D. V., & Aleshina, G. I. (1980). State of molybdenum in silica-molybdenum oxide catalysts. *Reaction Kinetics and Catalysis Letters*, 14(1), 87–91.
<https://doi.org/10.1007/BF02061270>
- Estrada, C. (2007). NEW TECHNOLOGY USED IN GAS TURBINE BLADE MATERIALS. *Jurnal Scientia et Technica* Ano, XII No 36(Universida Technologica de Pereira).
- Mali, H. S., & Unune, D. R. (2017). Machinability of Nickel-Based Superalloys: An Overview. In *Reference Module in Materials Science and Materials Engineering* (p. B9780128035818099000). Elsevier.
<https://doi.org/10.1016/B978-0-12-803581-8.09817-9>
- Matsunoshita, H., Sasai, Y., Fujiwara, K., Kishida, K., & Inui, H. (2016). Plastic deformation of directionally solidified ingots of binary and some ternary MoSi₂/Mo₅Si₃ eutectic composites. *Science and Technology of Advanced Materials*, 17(1), 517–529.
<https://doi.org/10.1080/14686996.2016.1218248>
- Nasrazadani, Hassani, S., Shokrollah. (2016). *Modern analytical techniques in faulire analysis of aerospace, chemical, and oil and gas industries*. Elsevier Ltd.
<https://doi.org/10.1016/B978-0-08-100117-2.00010-8>
- Pan, J., Surappa, M. K., Saravanan, R. A., Liu, B. W., & Yang, D. M. (1998). Fabrication and characterization of SiC/MoSi₂ composites. *Materials Science and Engineering: A*, 244(2), 191–198.
[https://doi.org/10.1016/S0921-5093\(97\)00553-4](https://doi.org/10.1016/S0921-5093(97)00553-4)
- Perepezko, J. H. (2009). The Hotter the Engine, the Better. *Science*, 326(5956), 1068–1069.
<https://doi.org/10.1126/science.1179327>
- Rao, N. (2011). Materials for Gas Turbines – An Overview. In E. Benini (Ed.), *Advances in Gas Turbine Technology*. InTech.
<https://doi.org/10.5772/20730>

- Rodrigues, D., & Lavorato, P. (2016). Maintenance, Repair and Overhaul (MRO) Fundamentals and Strategies: An Aeronautical Industry Overview. *International Journal of Computer Applications*, 135(12), 21–29. <https://doi.org/10.5120/ijca2016908563>
- Shah, D. M. (1992). MoSi₂ and Other Silicides as High Temperature Structural Materials. *Superalloys 1992 (Seventh International Symposium)*, 409–422. https://doi.org/10.7449/1992/Superalloys_1992_409_422
- Superalloys for gas turbine engines. (2012). In *Introduction to Aerospace Materials* (pp. 251–267). Elsevier. <https://doi.org/10.1533/9780857095152.251>
- Uzunonat, Y., Üzgür, S., & Kushan, M. C. (2013). New Strategies for Improvement of Structural Gas Turbine Engine Parts. *Applied Mechanics and Materials*, 325–326, 1368–1373. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.325-326.1368>
- Zhang, H., Wu, H., & Gu, S. (2013). Preparation and properties of MoSi₂ based composites reinforced by carbon nanotubes. *Ceramics International*, 39(7), 7401–7405. <https://doi.org/10.1016/j.ceramint.2013.02.083>