



Analisis *CFD* Skin Wahana Antariksa Saat *Re-Entry* Atmosfer Menggunakan Software *Ansys Student 2025 R2*

CFD Analysis Of Spacecraft Skin During Atmospheric Reentry Using Ansys Student 2025 R2 Software

Daffa Rasyad Wira Nugroho^{1*}, Bondhan Firmanto²

^{1,2} Program Studi Teknik Aeronautika Pertahanan, Akademi Angkatan Udara
E-mail: rasyadnugroho18@gmail.com

Abstract— *This study analyzes the effect of extreme temperatures on the spacecraft's skin during atmospheric re-entry using the Computational Fluid Dynamics (CFD) method and ANSYS Student 2025 R2 software. The analysis results showed that each material has a varying thermal response. Aluminum alloy AL-7079 exhibits non-uniform heat distribution, potentially leading to thermal stress and crackin⁶. Cast Carbon Steel is susceptible to material fatigue at extreme temperatures. Magnesium alloy AZ-31 lacks adequate resistance to extreme temperatures, absorbing excessive heat. Of the four materials tested, Titanium TI-55 demonstrated the most superior thermal performance. This material is able to absorb and dissipate heat evenly, preventing hot spots, and maintaining the structural integrity of the vehicle under extreme conditions. This study concludes that Titanium TI-55 is the most effective choice to address thermal challenges in spacecraft.*

Keywords— *Computational Fluid Dynamics (CFD), Extreme Temperature, Spacecraft, Atmospheric Reentry, ANSYS Student 2025 R2.*

Abstrak— *Studi ini menganalisis efek suhu ekstrem pada kulit wahana antariksa selama masuk kembali ke atmosfer menggunakan metode Computational Fluid Dynamics (CFD) dan perangkat lunak ANSYS Student 2025 R2. Hasil analisis menunjukkan bahwa setiap material memiliki respons termal yang bervariasi. Paduan aluminium AL-7079 menunjukkan distribusi panas yang tidak merata, yang berpotensi menyebabkan tegangan termal dan retak⁶. Baja Karbon Cor rentan terhadap kelelahan material pada suhu ekstrem. Paduan magnesium AZ-31 tidak memiliki ketahanan yang memadai terhadap suhu ekstrem, menyerap panas yang berlebihan. Dari keempat material yang diuji, Titanium TI-55 menunjukkan kinerja termal yang paling unggul. Material ini mampu menyerap dan menghilangkan panas secara merata, mencegah titik panas, dan menjaga integritas struktural wahana dalam kondisi ekstrem. Studi ini menyimpulkan bahwa Titanium TI-55 adalah pilihan yang paling efektif untuk mengatasi tantangan termal dalam wahana antariksa.*

Kata Kunci— *Dinamika Fluida Komputasi (CFD), Suhu Ekstrem, Pesawat Luar Angkasa, Masuk Kembali ke Atmosfer, ANSYS Student 2025 R2.*

*Daffa Rasyad Wira Nugroho
E-mail: rasyadnugroho18@gmail.com

I. PENDAHULUAN

Pengembangan teknologi wahana antariksa harus menghadapi tantangan besar, salah satunya adalah suhu ekstrem di luar angkasa. Suhu bisa sangat rendah (-270°C) atau sangat tinggi, terutama pada saat wahana *re-entry* menuju atmosfer Bumi, di mana suhu permukaan dapat mencapai rata-rata 1.650°C . Kondisi ini menuntut penggunaan material pada *skin* wahana yang memiliki kemampuan insulasi dan ketahanan yang tinggi, seperti aluminium, titanium, *super alloy*, dan baja karbon. Material ini juga harus bersifat *rigid* untuk menahan gaya aerodinamis dan panas tinggi saat *re-entry*.

Penelitian ini bertujuan untuk melakukan pengujian numerik terhadap kekuatan beberapa material *skin* wahana antariksa dalam menahan temperatur ekstrem saat *re-entry* ke atmosfer bumi. Fokus utama adalah membandingkan material mana yang lebih kuat menahan suhu ekstrem tersebut.

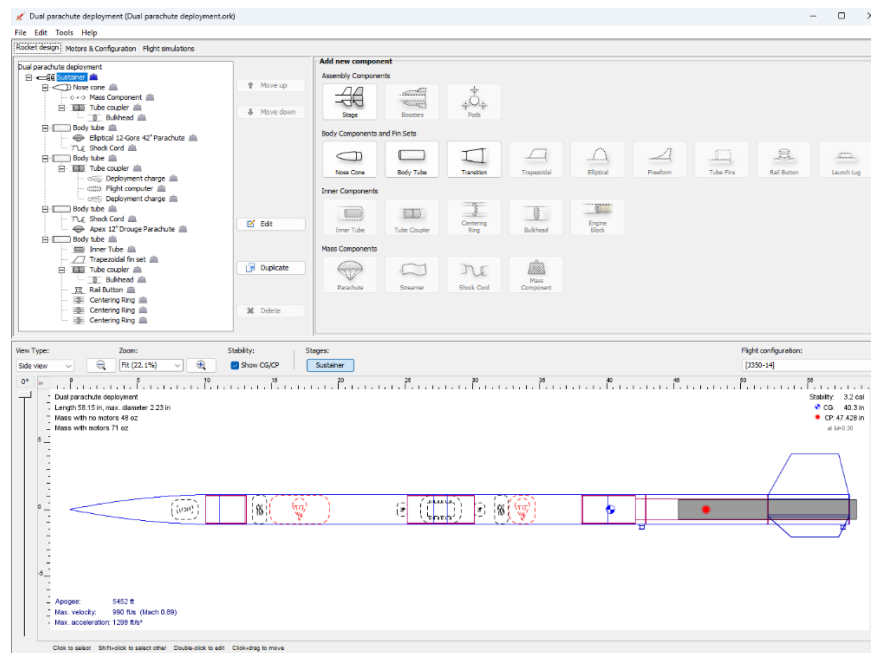
II. LANDASAN TEORI

A. *Re-entry Wahana Antariksa*

Re-entry merupakan tahap krusial di mana wahana antariksa kembali memasuki atmosfer Bumi pada kecepatan sangat tinggi, mencapai 7777.77 m/s . Interaksi dengan atmosfer pada kecepatan ini menghasilkan gesekan intens yang menyebabkan *heating temperature* signifikan, dikenal sebagai pemanasan aerodinamika (*aerodynamic heating*). Efek pemanasan ini memerlukan pemahaman mendalam mengenai *fluid dynamics* dan *heat transfer* untuk memastikan integritas struktural wahana.

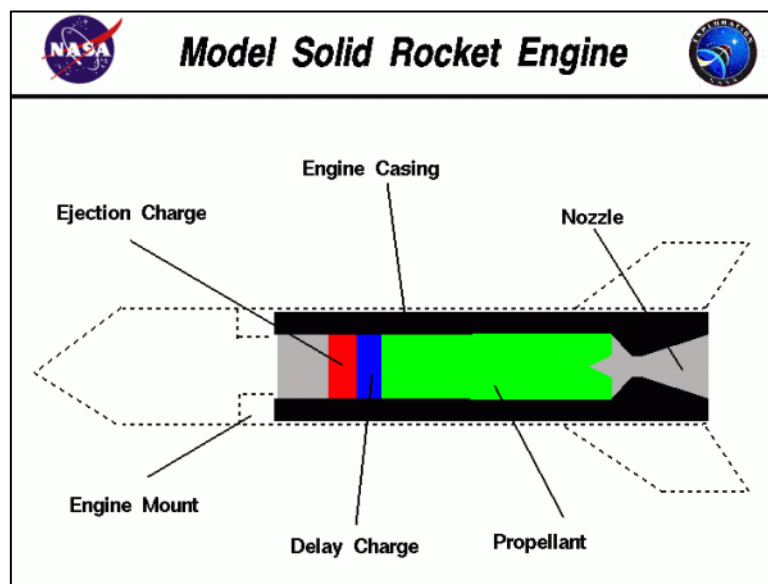
B. *Analisis CFD dalam Re-entry*

Computational Fluid Dynamics (CFD) adalah metode numerik yang digunakan untuk memodelkan aliran fluida dan perpindahan panas di sekitar wahana antariksa. *CFD* pada kondisi ini harus memperhitungkan sifat aliran *compressible*, di mana densitas fluida berubah signifikan karena fluktuasi tekanan dan suhu pada kecepatan supersonik dan hipersonik ($\text{Mach} > 1$). Dalam konteks *re-entry*, suhu permukaan dapat mencapai tingkat ekstrem, dan kegagalan material dapat terjadi jika suhu terakumulasi melebihi kapasitas material pelindung termal (*Thermal Protection System*). Berikut *Main Window Software OpenRocket* seperti yang ditunjukkan pada Gambar.1 di bawah ini.



Gambar 1. Main Window Software OpenRocket

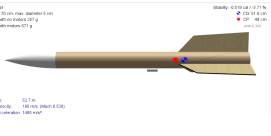
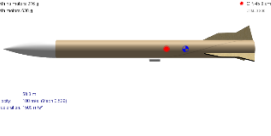
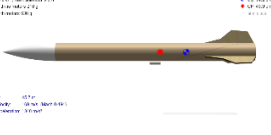
dari beberapa bagian, antara lain mesin roket, tangka propelan, pengendali atau ruang control, *payload* dan sirip.



Gambar 2. Model Solid Rocket Engine

Salah satu contoh roket milik Indonesia Adalah roket RX-550. RX-550 adalah roket balistik yang dikembangkan oleh Indonesia melalui LAPAN dengan tujuan untuk kepentingan riset Antariksa dan potensi pertahanan nasional. Panjang total roket berkisar 7-10 m dengan diameter 550 mm. system propulsi dari roket tersebut menggunakan bahan bakar padat tipe *Hydroxyl Toluene Poly Butadiene* (HTPB) dengan kapasitas muatan hingga 300 kg.

TABEL I
PERBANDINGAN DATA HASIL SIMULASI ROKET

Model Roket	Velocity off Rod (m/s)	Maximum Altitude (m)	Maximum Velocity	Maximum Acceleration (m/s ²)	Flight Time (s)	Keterang an
1 	31,2	55,8	186	1584	5,52	<i>Apogee</i> rendah dan akselera si baik
2 	32,1	1697	601	596	164	<i>Apogee</i> tinggi, kecepata n bagus namun akselera si rendah
3 	31,9	54,9	187	1602	5,09	<i>Apogee</i> rendah
4 	32,4	50,3	180	1509	4,63	<i>Apogee</i> dan kecepata n rendah
5 	32,4	46	169	1359	4,42	Nilai terendah pada <i>apogee</i> dan kecepata n

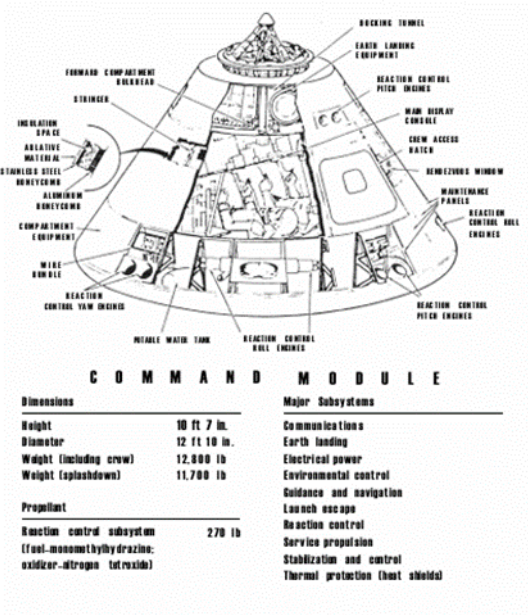
6  Result 1 Length 10 cm, max diameter 5 cm Mass with motor 227 g Mass with motor 150 g Apogee 100 m Max velocity 100 m/s (Mach 1.100) Max acceleration 2401 m/s² Stability 0.270 sec (1.07 N) CP 10.0 cm CG 40.0 cm COP 40.0 cm COP 40.0 cm	32,2	87,5	250	2722	7,61	Apogee dan akselera si lebih tinggi
7  Result 1 Length 10 cm, max diameter 5 cm Mass with motor 227 g Mass with motor 150 g Apogee 77.7 m Max velocity 100 m/s (Mach 1.040) Max acceleration 2101 m/s² Stability 0.270 sec (1.07 N) CP 10.0 cm CG 40.0 cm COP 40.0 cm COP 40.0 cm	31,8	75,3	223	2187	7,68	Kinerja baik
8  Result 1 Length 10 cm, max diameter 5 cm Mass with motor 227 g Mass with motor 150 g Apogee 40.0 m Max velocity 100 m/s (Mach 1.040) Max acceleration 1740 m/s² Stability 0.270 sec (1.07 N) CP 10.0 cm CG 40.0 cm COP 40.0 cm COP 40.0 cm	32,6	407	534	12784	30,1	Akselera si sangat tinggi, altitude baik dan flight time panjang
9  Result 1 Length 10 cm, max diameter 5 cm Mass with motor 227 g Mass with motor 150 g Apogee 100 m Max velocity 100 m/s (Mach 1.100) Max acceleration 2401 m/s² Stability 0.270 sec (1.07 N) CP 10.0 cm CG 40.0 cm COP 40.0 cm COP 40.0 cm	32,8	1336	548	628	132	Apogee sangat tinggi, kecepatan baik dan akselera si sedang
10  Result 1 Length 10 cm, max diameter 5 cm Mass with motor 227 g Mass with motor 150 g Apogee 0 m Max velocity 0 m/s (Mach 0.000) Max acceleration 0 m/s² Stability 0.270 sec (1.07 N) CP 10.0 cm CG 40.0 cm COP 40.0 cm COP 40.0 cm	32,8	44,1	163	1292	4,34	Angka terendah pada apogee dan

						<i>flight time</i>
--	--	--	--	--	--	------------------------

III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

Bab ini berisikan diagram alir (*flowchart*) yang meliputi proses penelitian, uraian data secara rinci mengenai penelitian, variabel penelitian, alat atau instrumen untuk mengumpulkan data, prosedur pengambilan pengumpulan data dan cara analisis data dengan menggunakan *software Ansys Student 2025 R2*. Hasil desain berupa empat model *Probe* dengan variasi *temperature* yang berbeda dan dianalisis karakteristik *temperature* tersebut dalam hal ini *static temperature* dan perubahan warna pada *probe*. Penjelasan singkat mengenai tahapan penelitian yang dilaksanakan adalah sebagai berikut :

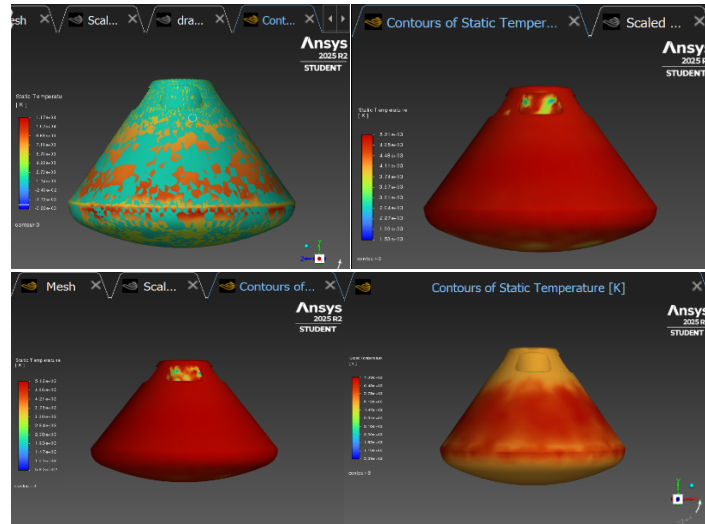
- 1. Mengumpulkan data dan informasi mengenai mekanisme *re-entry* atmosfer, komponen, dan desain.
- 2. Mendesain model wahana antariksa menggunakan SOLIDWORKS 2024. Berikut contoh model *Probe* seperti gambar di bawah ini.



Gambar 3. Model *Probe*.

- 3. Data model dimasukkan ke *Ansys Student 2025 R2*. Parameter simulasi dikonfigurasi, termasuk kondisi udara saat re-entry (suhu 1.650°C, kecepatan 7777.77 m/s) dan pengaturan material untuk setiap variasi.
- 4. Melakukan diskretisasi model menjadi elemen-elemen terbatas, dan menyesuaikan ukuran element maksimal (maksimal 512.000 Elements).

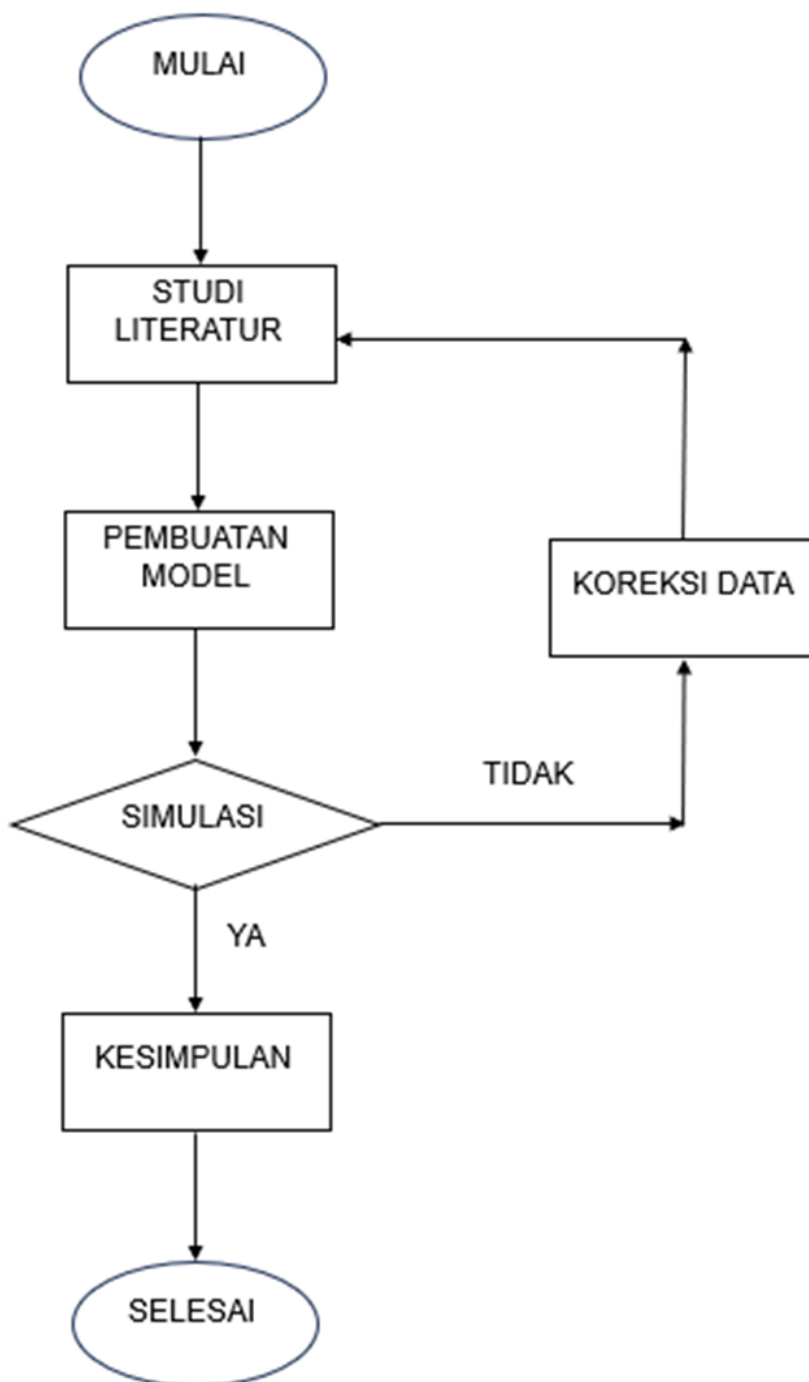
5. Simulasi CFD: Memulai simulasi di *Ansys Fluent* untuk memodelkan *fluid flow* dan *heat transfer*. Variabel *dependent* yang diukur adalah *temperature distribution* dan *pressure* pada permukaan wahana. Gambar 4. berikut ini adalah contoh hasil dari model Probe.



Gambar 4. Hasil Model Probe

6. Menganalisis data *contour* suhu dari setiap *geometry* untuk menarik kesimpulan mengenai performa termal material.

Diagram alir penyusun penelitian ini digambarkan pada gambar dibawah ini



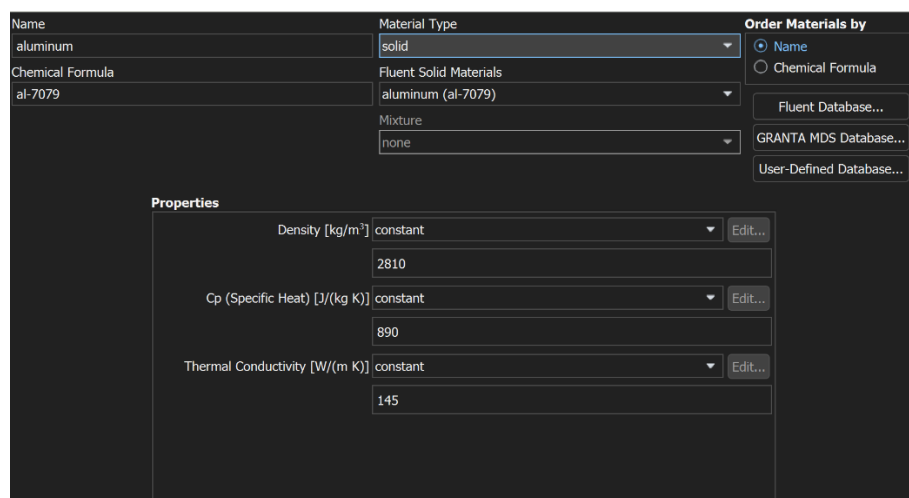
IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

A. Pengujian

Berikut ini merupakan proses dari simulasi dan pengujian empat model *Probe* dengan variasi bahan material. Setelah diasumsikan dengan berbagai parameter dan perumusan masalah yang sudah ditentukan maka diperoleh data-data pengujian. Analisis ini berfokus pada pengaruh variasi *Static Temperature* terhadap karakteristik material *Probe*.

B. Pembahasan

Data-data yang diperlukan untuk melakukan simulasi peluncuran roket pada *software openrocket* adalah seperti pada gambar 5 di bawah ini.



Residual Monitors

Options

☒ Print to Console

☒ Plot

Curves... Axes...

Iterations to Plot
1000

Iterations to Store
1000

Equations

Residual	Monitor	Check Convergence	Absolute Criteria
continuity	☒	☒	1e-05
x-velocity	☒	☒	1e-05
y-velocity	☒	☒	1e-05
z-velocity	☒	☒	1e-05
energy	☒	☒	1e-05
k	☒	☒	1e-05
omega	☒	☒	1e-05

Convergence Conditions...

☐ Show Advanced Options

Initial Values

Gauge Pressure [Pa]

1

X Velocity [m/s]

0

Y Velocity [m/s]

-7777.77

Z Velocity [m/s]

0

Turbulent Kinetic Energy [m^2/s^2]

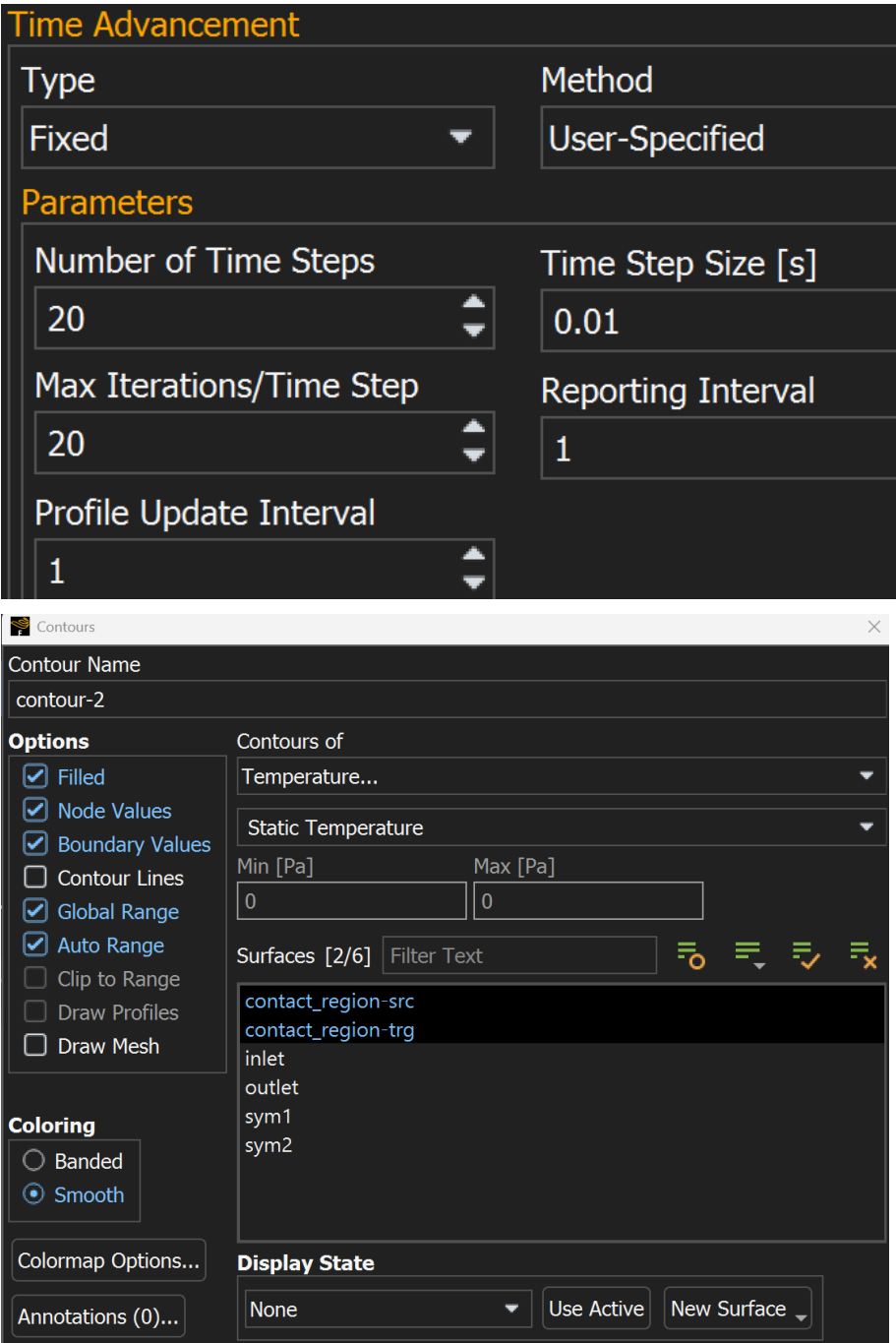
2940000

Specific Dissipation Rate [s^{-1}]

2.012686e+10

Temperature [K]

1650



Gambar 5. Pengaturan Awal Simulasi

TABEL II
HASIL PERBANDINGAN

Material yang Diuji	Nilai Suhu Maksimum (Warna Merah)	Nilai Suhu Minimum (Warna Biru Tua)	Rentang Suhu [K]	Keterangan Visual
Titanium TI-55	6.04×10^3 K (≈ 6040 K)	-7.48×10^2 K (≈ -748 K)	≈ 6788 K	Suhu tinggi (merah) mendominasi sebagian besar permukaan kerucut.
Magnesium AZ-31	5.12×10^3 K (≈ 5120 K)	5.62×10^2 K (≈ 562 K)	≈ 4558 K	Suhu sangat tinggi (merah) mendominasi hampir seluruh badan.
Aluminium 7079	1.08×10^4 K (≈ 10800 K)	-3.49×10^3 K (≈ -3490 K)	≈ 14290 K	Rentang suhu terbesar. Pola suhu tinggi (merah) dan sedang (hijau-kuning) tersebar secara tidak merata (bercak-bercak).
Cast Carbon Steel	5.21×10^3 K (≈ 5210 K)	1.53×10^3 K (≈ 1530 K)	≈ 3680 K	Rentang suhu paling sempit. Suhu tinggi (merah) mendominasi hampir seluruh badan.

Analisis CFD menunjukkan distribusi suhu dan respons termal yang bervariasi pada keempat material yang diuji, khususnya saat menghadapi suhu 1.650°C dan kecepatan 7777.77 m/s saat *re-entry*.

1. **Paduan Aluminium AL-7079** memiliki konduktivitas termal yang baik, namun menghasilkan distribusi panas yang **tidak seragam**. Kondisi ini berpotensi menyebabkan tegangan termal (*thermal stress*) yang dapat memicu retakan pada struktur wahana.
2. **Cast Carbon Steel** mampu menyerap dan menyebarkan panas secara merata pada suhu sedang. Namun, pada suhu ekstrem *re-entry*, material ini menunjukkan kerentanan terhadap **kelelahan material** (*material fatigue*).
3. **Paduan Magnesium AZ-31** menunjukkan penyerapan panas yang seragam. Meskipun demikian, material ini **tidak memiliki ketahanan yang memadai terhadap suhu**

ekstrem, menyerap panas secara berlebihan hingga tingkat yang membahayakan integritas struktural.

Material ini menunjukkan performa termal yang **paling unggul**. Titanium Ti-55 mampu menyerap dan menyebarkan panas secara merata di area tengah wahana⁵⁰⁵⁰. Hal ini mencegah pembentukan titik panas (*hotspots*) yang dapat memicu kegagalan struktural⁵¹⁵¹. Rentang suhu yang dihasilkan relatif kecil, yang menunjukkan kemampuannya menjaga integritas struktural di bawah kondisi ekstrem.

V. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil analisis *Computational Fluid Dynamics (CFD)* mengenai pengaruh temperatur ekstrem pada *skin* wahana antariksa saat *re-entry* atmosfer, dapat disimpulkan bahwa.

- A. *Titanium TI-55* menunjukkan kemampuan luar biasa dalam menyerap dan menyebarkan panas secara merata, menjadikannya pilihan paling efektif untuk mengatasi tantangan termal pada wahana antariksa.
- B. Material lainnya (*Alumunium AL-7079*, *Cast Carbon Steel*, dan *Magnesium Alloy AZ-31*) menunjukkan respons termal yang kurang optimal, dengan masalah mulai dari distribusi panas tidak seragam hingga kerentanan terhadap kelelahan material pada suhu ekstrem.

Sebagai saran untuk penelitian selanjutnya, disarankan untuk mengembangkan material komposit baru yang menggabungkan keunggulan material yang telah dianalisis untuk meningkatkan keselamatan dan efisiensi misi luar angkasa di masa depan.

REFERENSI

- [1] Ashby, M. (2021). *Material property data for engineering materials* (5th ed.). Cambridge: Department of Engineering, University of Cambridge.
- [2] Allegheny Technologies Incorporated. (n.d.). *ATI 5-5-5-3 (Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr)*.
- [3] Anderson, J. D. (1995). *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill.
- [4] Anderson, J. D. (2000). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill.
- [5] Anderson, J. D. (2006). *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics* (2nd ed.). Reston: AIAA Education Series.
- [6] ANSYS. (2021). *ANSYS Fluent User's Guide*. Canonsburg, PA: ANSYS, Inc.
- [7] Baker, C. J. et al. (2017). *Computational Fluid Dynamics for Aerospace Applications*.
- [8] Cebeci, T. & Bradshaw, P. (1977). *Momentum Transfer in Boundary Layers*. Washington: Hemisphere Publishing Corporation.
- [9] Chandra, H. (2020). Analisis kegagalan material (Edisi Oktober). Palembang: Fakultas Teknik, Universitas Sriwijaya.
- [10] European Space Agency (ESA). (2020). *Thermal Challenges in Space Exploration*.
- [11] Fritsche, B., Koppenwallner, G. & Lips, T. (2016). *Material response of spacecraft components during atmospheric entry*.
- [12] Gnoffo, P. A., Weilmuenster, K. J. & Greene, F. A. (2010). *Computational Aerothermodynamic Design Issues for Hypersonic Vehicles*. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 47(1), 31–41.
- [13] Guterres, N. F. D. S. (2015). Dasar simulasi kunci spanner menggunakan ANSYS 14.0. Dili: Department of Mechanical Engineering, Dili Institute of Technology.
- [14] Jenkins, C. & Steinfeldt, B. A. (2020). *Thermal protection systems for planetary entry: Current technologies and future trends*. *Acta Astronautica*.
- [15] Johnson, T. & Lee, A. (2021). *Maintenance Strategies for Spacecraft Materials*.
- [16] Liepmann, H. W. & Roshko, A. (2001). *Elements of Gas Dynamics*. New York: Dover Publications.
- [17] Marpaung, F., Harmadi, R. & Guardi, A. (2021). Simulasi *thermal-struktur blade stage* satu turbin *geothermal*. *Jurnal Asimetrik: Jurnal Ilmiah Rekayasa dan Inovasi*, 3(1), 35–42.
- [18] MatWeb. (2024). *Carbon Steel, Cast, ASTM A27 Grade N-1 (UNS J02501)*.
- [19] MatWeb. (2024). *Magnesium Alloy AZ31B-H24, Extruded*.
- [20] Mavris, D. et al. (2000). *A Computational Fluid Dynamics Approach to the Analysis of Re-entry Vehicles*.

-
- [21] NASA. (2021). *Space Environment: Temperature Extremes*.
 - [22] NIST. (n.d.). *Properties of Wrought Aluminum and Aluminum Alloys*.
 - [23] Panesi, M. & Magin, T. E. (2014). *Nonequilibrium phenomena in re-entry flows: Fundamentals and modeling*. *Progress in Aerospace Sciences*.
 - [24] Park, C., Kim, J. & Lee, H. (2021). *CFD-based analysis of thermal protection system during atmospheric re-entry*. *Acta Astronautica*.
 - [25] Patel, V. C. et al. (2018). *A review of computational fluid dynamics applications in aerospace engineering*.
 - [26] Schneider, A. J. (2015). *Computational modeling of total temperature probes*. Tesis Master, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia.
 - [27] Smith, R. et al. (2019). *Material Durability in Aerospace Applications*.
 - [28] The American Society of Mechanical Engineers. (2012). *Apollo Space Command Module: An ASME Mechanical Engineering Landmark*.
 - [29] White, T. R. & Simoes, F. (2019). *Extreme thermal environments and spacecraft material limitations*. *Journal of Spacecraft and Rockets*.
 - [30] Wu, X. et al. (2025). *Experimental study of aerodynamic heating in the region of an incident shock wave*.
 - [31] Zhang, H. & Wang, Y. (2018). *Advanced thermal control materials for space applications*. *Progress in Aerospace Sciences*.
 - [32] Zhang, Y. et al. (2020). *Advances in Computational Fluid Dynamics for Aerospace Applications*.
 - [33] Zhong, S. et al. (2016). *Aerodynamic Heating in Hypersonic Boundary Layers*.
-