

ANALISIS SISTEM PENDINGIN REGENERATIF PADA ENGINE ROKET RCX300H DENGAN MENGGUNAKAN FLUENT 6.3

Oleh :
Sharfan Sisnuardi *
Arif Nur Hakim *

Abstrak

Sebuah model 3D engine roket cair eksperimental RCX300H telah dibangun untuk menyelidiki perpindahan kalor pada ruang bakar dan nosel. Pembuatan model CFD memungkinkan analisis langsung efek aliran fluida terhadap sistem pendinginan engine, sesuatu yang sangat sulit dilakukan dengan studi eksperimen saja. Tujuan studi ini adalah untuk menyelidiki karakteristik pendinginan dari engine RCX300H meliputi temperatur, fluks, dan laju kalor. Domain simulasi meliputi aliran gas panas hasil pembakaran sebagai heat source, dinding ruang bakar dan nosel, serta aliran kerosin pada saluran pendinginan regeneratif. Hasil simulasi menunjukkan, pada kondisi steady temperatur jauh diatas ketahanan material yang berkisar 1100 K. Temperatur dinding tertinggi terletak pada bagian throat 3007 K. Temperatur yang tinggi tersebut berhubungan dengan koefisien konveksi yang juga mencapai nilai maksimum pada bagian tersebut. Pendinginan pada bagian ruang bakar masih kurang memuaskan karena tidak banyak menurunkan temperatur dinding. Kinerja pendinginan dapat ditingkatkan dengan memperbesar kecepatan aliran pada saluran atau memperluas permukaan pendinginan. Dari analisis non-steady, tampak bahwa daerah kritis, yaitu daerah yang diperkirakan mengalami kerusakan terlebih dahulu, terletak pada daerah exit nosel. Kata kunci: Pendinginan regeneratif, simulasi numerik, mesin roket cair.

Abstract

A three-dimensional computational model of an experimental RCX300H liquid rocket engine was developed to explore the combustion chamber and nozzle wall heat transfer. The CFD model allowed for the direct analysis of heat transfer effects due to flow dynamics, an analysis that would be very difficult using experimental studies alone. The objective of this study is to determine the cooling characteristic of the RCX300H consist of temperature, heat flux, and heat rate at combustion chamber and nozzle wall. The overall simulation includes a hot combustion gas flow as a heat source, conjugate heat transfer in the combustion chamber and nozzle walls, and kerosene flow in the regenerative cooling passages. Simulation result at steady state shows that wall temperature is far exceed the recommended value for material 1100 K. The highest temperature wall lies at the throat with the value 3007 K. The high throat temperature is strongly associated with the convective heat transfer coefficient which reaches its maximum value at that section. The cooling system seems unsatisfied enough since the combustion chamber wall temperature is still high. The cooling performance can be increased by increase the velocity of cooling fluids or enhance the cooling surface. From the non-steady analysis, there can be observed that critical area, i.e. area that suffered failure earlier, is located at the nozzle exit area.

Keywords: regeneratif cooling, numerical simulation, liquid rocket engine.

1. PENDAHULUAN

Temperatur ruang bakar yang sangat tinggi adalah salah satu problem utama dalam desain engine roket cair. Temperatur hasil reaksi pembakaran propelan tersebut jauh diatas ketahanan material dinding engine sehingga mutlak diperlukan suatu sistem pendinginan (*Cooling System*). Tujuan utama dari pendinginan adalah mencegah dinding ruang bakar dan nosel menjadi terlalu panas melampaui batas ketahanannya dan menyebabkan kegagalan (Sutton, 2001).

Salah satu metode pendinginan yang sering diaplikasikan dalam engine roket cair adalah pendinginan regeneratif (Boysan, 2008). Sebuah saluran dibuat di dinding bagian luar ruang bakar, kemudian salah satu propelan dialirkan melalui saluran tersebut sebelum masuk ke ruang bakar. Aliran

* Peneliti bidang Propulsi, PUSTEKROKET, LAPAN

propelan menyerap kalor dari dinding, menurunkan temperatur dinding, sekaligus menaikkan kandungan energi propelan itu sendiri.

Pusat Teknologi Roket LAPAN mempunyai sebuah *engine* roket cair eksperimental berpropelan kerosin dan asam nitrat yang diberi nama *engine* RCX300H. *Engine* yang dirancang beroperasi pada tekanan ruang bakar maksimum 30 atm dan menghasilkan gaya dorong maksimum 300 kgf ini telah mengadopsi sistem pendinginan regeneratif dengan kerosin sebagai pendingin.

Dalam perkembangannya, eksperimen terhadap *engine* ini telah beberapa kali dilaksanakan namun pengukuran temperatur dan perpindahan kalor sulit dilakukan. Di sisi lain pendekatan *Computational Fluid Dynamic* (CFD) yang belakangan berkembang seiring perkembangan kemampuan komputer, dapat memberikan data yang belum dapat diperoleh karena keterbatasan eksperimen tersebut.

Penelitian mengenai pendinginan pada roket dengan simulasi telah banyak dilakukan seperti penelitian Merkle dkk (2004) dan Boysan (2008) dan menunjukkan hasil yang memuaskan. Dalam studi ini model 3D RCX300H dibangun dan disimulasikan menggunakan *solver* CFD Fluent 6.3 untuk menyelidiki karakteristik pendinginan dari *engine* yang meliputi temperatur, fluks (*heat flux*), dan laju kalor (*heat rate*) pada dinding ruang bakar dan fluida pendingin melalui simulasi numerik.



Gambar 1.1. *Engine* RCX300H

2. METODOLOGI

Model komputasi didasarkan pada desain RCX300H seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.1. Dengan sedikit modifikasi melalui *preprocessor* Gambit 2.2, kondisi batas model didefinisikan dan dibagi ke dalam grid-grid. Fluent menyelesaikan persamaan kekekalan massa, momentum, dan energi serta turbulensi pada tiap grid untuk memperoleh hasil.

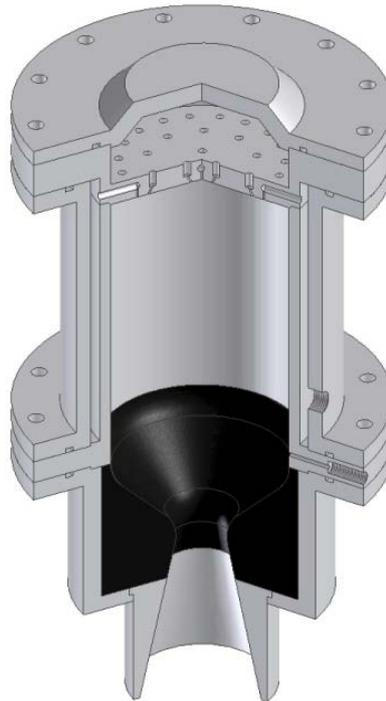
Ada tiga domain dalam simulasi ini yaitu domain gas (gas hasil pembakaran), domain cair (propelan/pendingin), dan domain padat (dinding ruang bakar). Ketiga domain tersebut, disimulasikan sebagai sub-sistem tersendiri yang mempunyai batas geometri sendiri yang tidak terdeformasi (tetap) namun berjalan secara simultan, sehingga interaksi antara sub-sistem tersebut hanya berlangsung melalui perpindahan kalor.

Simulasi ini dijalankan dengan beberapa kondisi:

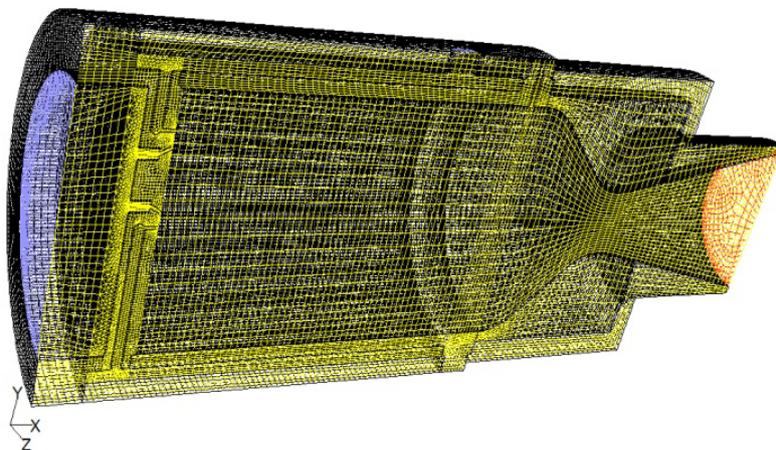
- Simulasi pembakaran propelan tidak dilakukan karena merupakan fenomena yang sangat kompleks. Properti gas hasil pembakaran diambil dari simulasi *Rocket Propulsion Analysis* (RPA) 0.97.

- Gas hasil pembakaran mengikuti prinsip gas ideal, sehingga propertinya berubah sepanjang kontur ruang bakar dan nosel. Tekanan masuk dan keluar masing-masing sebesar 30 dan 1 atm (tekanan udara luar).
- Dinding padat didefinisikan sebagai *stainless steel* 316 sedangkan bagian *throat* didefinisikan sebagai grafit dengan properti dianggap tetap sepanjang simulasi.
- Cairan pendingin dianggap sebagai fluida incompressible dengan properti konstan berdasarkan properti kerosin. Debit massa kerosin sebesar 0,24 kg/det.
- Permukaan paling luar (*casing* luar) dianggap tidak membuang kalor ke udara luar (adiabatik).

Model dibuat dengan membuat *part* dari *engine* kemudian di-*assembly* menjadi satu. *Flange* dudukan baut pengikat dan *cap* dihilangkan untuk menyederhanakan model. Bagian gas dan cair dibuat diantara dinding-dinding padat. Karena bentuk yang simetri, model dibuat menjadi setengah bagian. Domain simulasi secara utuh dapat dilihat pada gambar 2.2.



Gambar 2.1. Komponen-komponen utama *engine* RCX300H



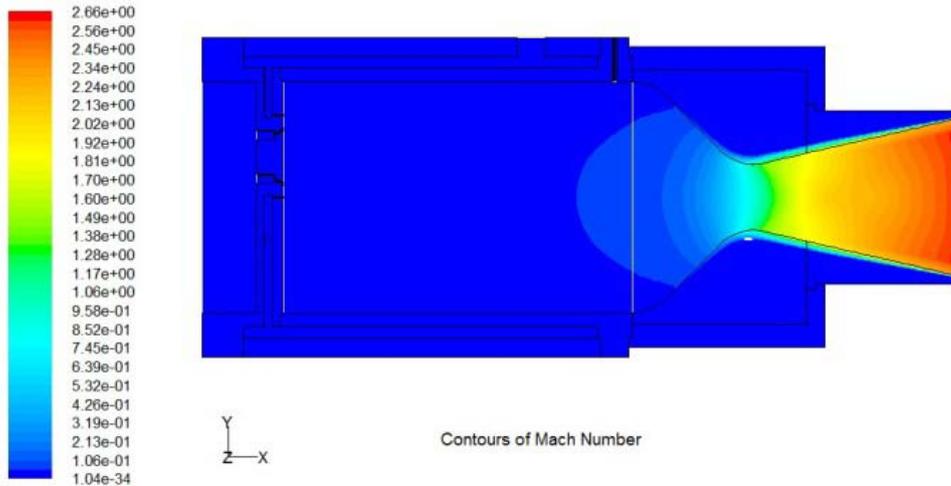
Gambar 2.2. Hasil grid model simulasi

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Simulasi ini terdiri dari 2 jenis, yaitu saat kondisi *steady* untuk menyelidiki karakteristik sistem pendinginan dan *non-steady* (transien) untuk memperkirakan daerah yang kritis pada awal penyalaan *engine*.

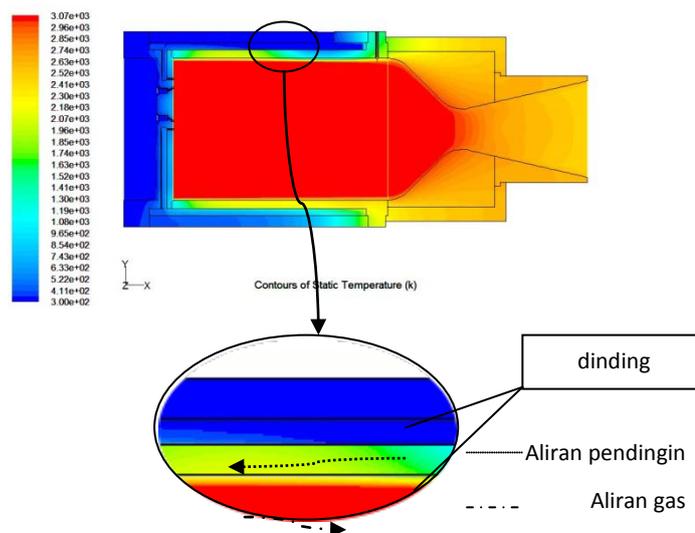
STEADY

Secara teoritis, di ruang bakar, gas hasil pembakaran mengalir dengan kecepatan rendah (Sutton, 2001). Memasuki nosel gas mulai mengembang secara termodinamis, menjadikan temperaturnya turun namun kecepatannya naik. Kecepatan gas mencapai kecepatan suara ($M=1$) pada daerah *throat* dan kecepatan supersonik ($M>1$) saat meninggalkan nosel. Gambar 3.1 menunjukkan kecepatan gas tersebut dalam *engine*.



Gambar 3.1. Distribusi kecepatan (bilangan Mach) pada bidang simetri model

Sedangkan temperatur gas semakin menurun sepanjang kontur nosel. Distribusi temperatur dapat dilihat pada gambar 3.2. Kedua properti ini sangat penting dianalisis karena aliran gas merupakan sumber kalor untuk simulasi ini, sehingga pemodelan yang tepat akan memberikan hasil yang akurat. Data hasil simulasi menunjukkan properti yang bersesuaian dengan hasil perhitungan analitis.



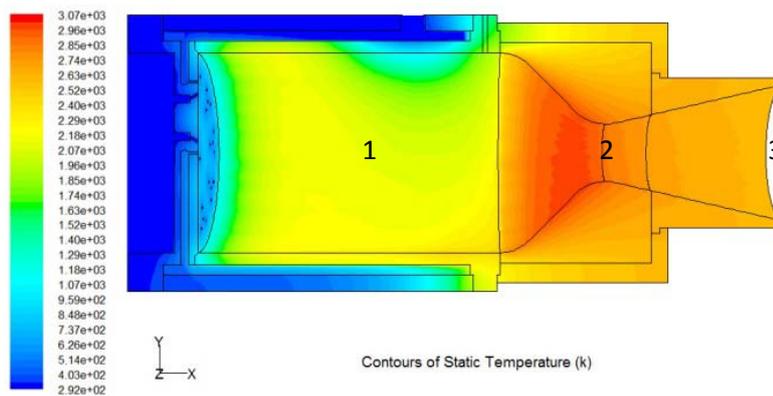
Gambar 3.2. Distribusi temperatur.

(Inset: detail aliran gas panas dan cairan pendingin serta dinding padat)

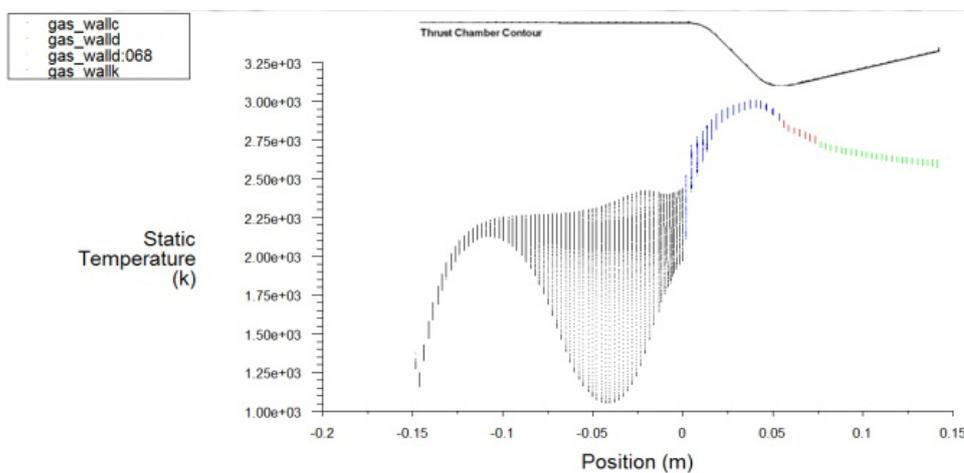
Selanjutnya untuk analisis pendinginan *engine*, gas hasil pembakaran tidak ditampilkan, sehingga dinding dalam ruang bakar dan nosel dapat terlihat seperti tampak pada gambar 3.3. Gambar tersebut menunjukkan bahwa temperatur dinding *engine* saat kondisi *steady* sangat tinggi. Temperatur dinding maksimum pada ruang bakar (1), *throat* (2) dan exit (3) masing-masing sebesar 2523, 3007, dan 2916 K. Tingginya temperatur mengindikasikan bahwa proses pendinginan kurang efektif. Di daerah ruang bakar laju kalor dari dinding ke cairan pendingin 18,3 kW, sedangkan dari gas panas ke dinding 21,3 kW. Laju penyerapan kalor oleh cairan pendingin yang rendah dapat ditingkatkan dengan menambah kecepatan cairan dalam saluran pendingin (Kecepatan rata-rata pada bagian akhir saluran sebelum masuk injektor masih sebesar 0,181 m/det) atau dengan memperluas bidang penyerapan, yaitu dengan menambahkan sirip.

Dari gambar 3.3. terlihat bahwa temperatur maksimum terletak di nosel *throat* dengan temperatur sebesar 3007 K. Temperatur ini hanya sedikit berbeda dengan temperatur gas panas (3072 K), yang berarti kalor mengalir dari gas ke dinding nosel seperti tanpa hambatan. Hal ini menunjukkan bahwa koefisien konveksi pada daerah ini sangat besar.

Terdapat daerah yang relatif dingin yaitu pada bagian atas ruang bakar dimana cairan pendingin mulai masuk ke dalam saluran pendingin. Distribusi temperatur dapat dilihat pada grafik di gambar 3.4. Pada nosel (bagian 2 dan 3) temperatur sangat tinggi. Hal ini dikarenakan pada bagian ini tidak ada proses pendinginan, sehingga temperatur terus meningkat dengan berjalannya waktu sampai pada kondisi *steady* menghasilkan temperatur yang tinggi.

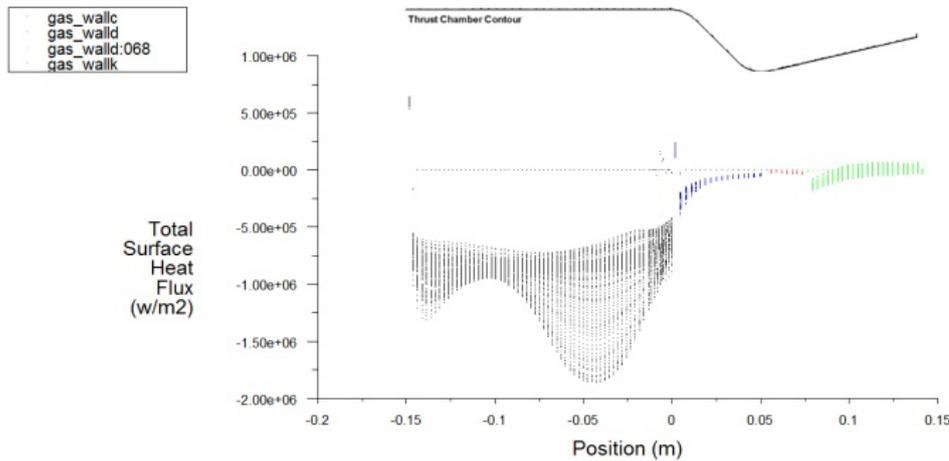


Gambar 3.3. Distribusi temperatur pada dinding ruang bakar dan nosel.



Gambar 3.4. Grafik distribusi temperatur pada dinding

Dari grafik 3.5 terlihat bahwa dinding ruang bakar mendapat fluks kalor yang tinggi, maksimum $1,8 \text{ MW/m}^2$ dan rata-rata permukaan $0,905 \text{ MW/m}^2$. Pada bagian yang tidak berpendingin (nosel) fluks kalor kecil bahkan mendekati nol. Hal ini dikarenakan kalor dari gas ke material nosel tidak dapat ditransfer ke tempat lain (tidak ada mekanisme pendinginan) sehingga kalor tersebut digunakan untuk menaikkan temperatur material. Temperatur nosel yang terus naik mengakibatkan beda temperatur dengan gas semakin kecil sehingga fluks kalor semakin kecil dan mendekati nol saat mendekati kondisi *steady*.



Gambar 3.5. Grafik distribusi fluks kalor pada dinding.

NON-STEADY

Analisis pada kondisi *steady* menunjukkan bahwa *engine* mengalami pemanasan yang sangat tinggi. Hal ini memberikan pengaruh yang besar terhadap material. Perbedaan temperatur pada dinding dapat menimbulkan tegangan. Semakin besar beda temperatur makin besar pula tegangan yang timbul. Selain itu seiring bertambahnya temperatur kekuatan material juga turun. Dengan mempertimbangkan temperatur optimum tertinggi bahan SS316 adalah sekitar 1100 K, diperkirakan kondisi *steady* tidak pernah tercapai karena material sudah terlebih dahulu mengalami kerusakan. Oleh karena itu studi mengenai kondisi *non-steady* sangat penting untuk dilakukan.

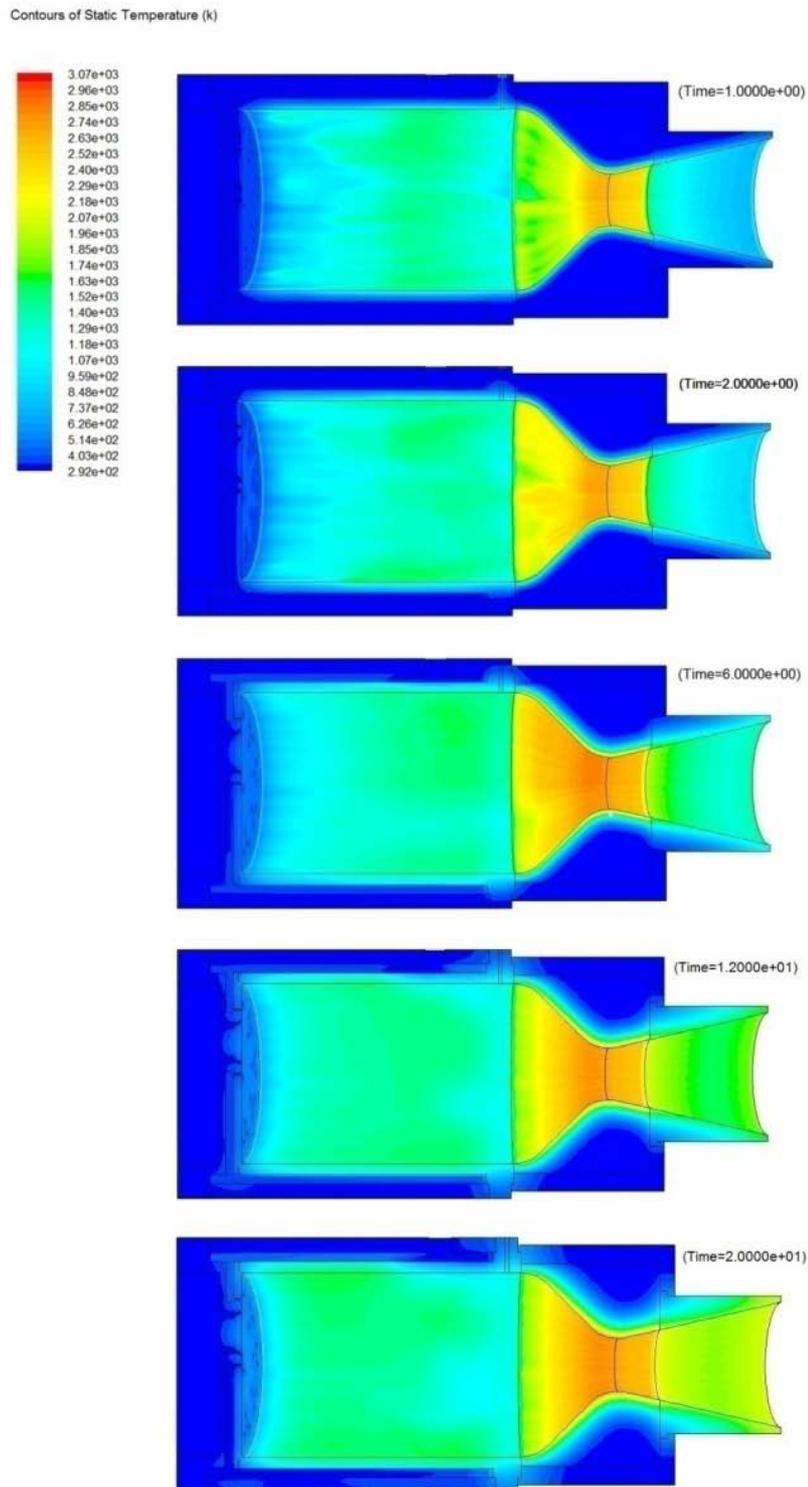
Untuk simulasi *non-steady* dilakukan tiap detik dan dibatasi sampai detik ke 20. Berikut ditampilkan perubahan temperatur pada detik ke 1, 2, 6, 12, dan 20 pada gambar 3.6. Terlihat bahwa temperature permukaan bagian dinding daerah *throat* terlebih dahulu mengalami kenaikan. Pada detik pertama temperatur pada daerah ini rata-rata telah mencapai 1979 K. Pada detik kedua dan ke-10 temperatur permukaan menyentuh 2268 dan 2340 K. Hal ini dikarenakan material *throat* adalah grafit yang mempunyai konduktivitas termal yang lebih kecil dan *specific heat* yang lebih besar lebih besar dari baja (SS 316). Kedua sifat ini menghasilkan difusivitas grafit yang lebih rendah daripada baja. Difusivitas yang rendah berarti kalor yang dihantarkan lebih sedikit daripada kalor yang diserap material. Itulah sebabnya temperatur pada permukaan grafit dengan cepat naik sedangkan pada bagian yang lebih jauh dari permukaan tetap dingin.

Sifat ini berbeda dengan baja, yang mempunyai difusivitas lebih tinggi. Kalor pada permukaan segera dihantarkan ke bagian lain. Terlihat bahwa pada bagian dengan material berupa baja, kalor segera merambat ke bagian lain. Sifat ini juga mempengaruhi fluks kalor pada dinding. Material baja menghasilkan fluks kalor yang lebih besar daripada grafit.

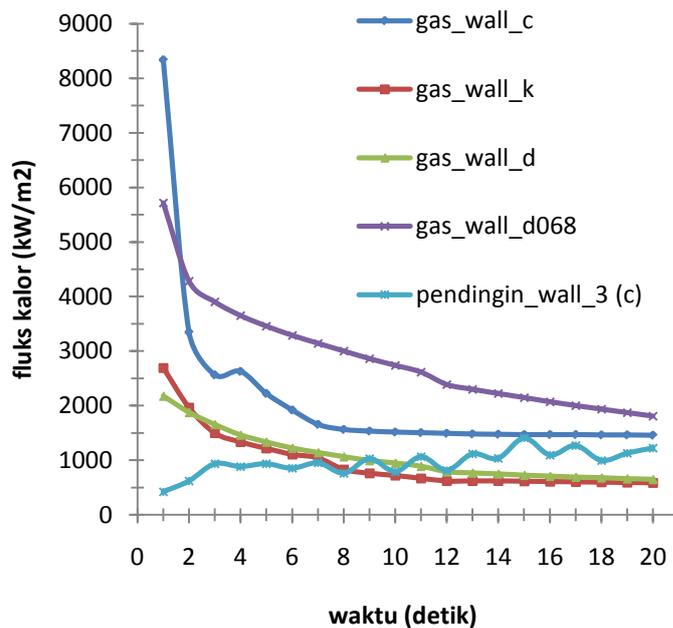
Temperatur rata-rata pada ruang bakar cukup stabil (1207 K pada detik pertama sampai 1375 K pada detik ke 20). Hal ini menunjukkan kalor yang mengalir dari gas ke dinding tidak semuanya menghasilkan kenaikan temperatur dinding karena sebagian kalor tersebut dapat diserap oleh cairan pendingin. Pada nosel, yang tidak mengalami pendinginan, temperatur naik dengan cepat termasuk pada bagian *exit* yang terbuat dari material baja. Bagian *exit* ini yang kemungkinan mengalami kegagalan terlebih dahulu. Bagian *throat* temperaturnya lebih tinggi namun dianggap masih tahan karena grafit tahan hingga 3000 K.

Fluks kalor pada detik detik awal mempunyai nilai yang besar, kemudian dengan berjalannya waktu semakin mengecil hingga tercapai kondisi *steady*. Kecenderungan ini dapat terlihat pada gambar 3.7.

Studi lebih lanjut diperlukan untuk mengantisipasi tegangan termal yang timbul serta perilaku *creep* material yang berkait dengan besarnya fluks kalor yang dihasilkan pada dinding ruang bakar dan nosel



Gambar 3.6. Distribusi temperatur dinding *engine* pada detik ke-1, 2, 6, 12, dan 20.



Gambar 3.7. Tren perubahan fluks kalor rata-rata pada dinding

4. KESIMPULAN

Pada kondisi *steady* temperatur jauh diatas ketahanan material yang berkisar 1100 K. Temperatur dinding tertinggi terletak pada bagian *throat* 3007 K. Temperatur yang tinggi tersebut berhubungan dengan koefisien konveksi yang juga mencapai nilai maksimum pada bagian tersebut. Pendinginan pada bagian ruang bakar masih kurang memuaskan karna tidak banyak menurunkan temperatur dinding. Kinerja pendinginan dapat ditingkatkan dengan memperbesar kecepatan aliran pada saluran atau memperluas permukaan pendinginan.

Dari analisis *non-steady*, tampak bahwa daerah kritis, yaitu daerah yang diperkirakan mengalami kerusakan terlebih dahulu, terletak pada daerah *exit* nosel.

DAFTAR PUSTAKA

- Ginting, M. "*Bahan Presentasi Teknik Penulisan Ilmiah-Diklat Fungsional Peneliti*". Serpong. 2006
- Boysan, M.E. "*Analysis of Regenerative Cooling in Liquid Propellant Rocket Engines*", Ankara. 2008
- Merkle, C.L., Li, D., Sankaran, V.,. "*Analysis of Regen Cooling in Rocket Combustor*", JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas. 2004
- Shaw, C.T., "*Using Computational Fluid Dynamics*". Prentice Hall, New York. 1992
- Sutton, G.P., Biblarz, O., "*Rocket Propulsion Elements: An Introduction to The Engineering of Rocket*", New York. 2001

RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Sharfan Sisnuardi
Tempat & Tgl. Lahir : Yogyakarta
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : LAPAN
NIP. / NIM. : (outsourcing)
Pangkat / Gol. Ruang : -
Jabatan Dalam Pekerjaan : Peneliti
Agama : Islam
Status Perkawinan : Belum kawin

DATA PENDIDIKAN

SLTA	:		Tahun:
STRATA 1 (S.1)	:	Universitas Gajah Mada	Tahun: 2011
STRATA 2 (S.2)	:		Tahun:
STRATA 3 (S.3)	:		Tahun:

ALAMAT

Alamat Rumah :
HP. :
Alamat Kantor / Instansi : LAPAN Tarogong
Telp. :
Email: