

Simulasi Numerik Pengaruh Jumlah *Fuel Injector* dan Dimensi Lubang Liner Ruang Bakar Turbojet 200 N

A. Syarifudin* dan M.A. Bramantya

Departemen Teknik Mesin dan Industri, Fakultas Teknik, Universitas Gadjah Mada.
Jl. Grafika 2, Yogyakarta 55281, Indonesia
E-mail: anwar.syarifudin@mail.ugm.ac.id

Abstrak

Ruang bakar merupakan salah satu komponen terpenting dalam turbojet karena menentukan gaya dorong turbojet. Tantangan pada turbojet kecil adalah menghasilkan pembakaran sempurna pada ruang yang terbatas. Penelitian ini bertujuan mempelajari pengaruh jumlah fuel injector dan lubang liner terhadap temperatur gas dan sisa CO pada outlet ruang bakar turbojet 200 N. Desain ruang bakar yang digunakan adalah *reverse flow annular combustion chamber*. Metode penelitian ini menggunakan permodelan pembakaran *non premixed* dan model turbulensi k- ϵ dengan solver ANSYS Fluent yang memvariasikan jumlah fuel injector dan diameter lubang liner. Model yang akan disimulasikan memiliki 4 buah *boundary condition*. Batas *Inlet-Fuel* dengan masukan laju alir kerosin ($C_{12}H_{23}$) 0.0076 kg/s dan temperatur 293 K. Inlet udara dengan input laju alir udara masuk 0,53kg/s, temperatur udara masuk 407K, batas *combustor-wall* diasumsikan adiabatik. Batas outlet dengan inputan tekanan 1 atmosfer. Dalam studi ini didapatkan hasil jumlah fuel injector yang optimal berjumlah 8 buah dan penambahan diameter lubang dilution liner akan meningkatkan temperatur dan sisa CO yang tidak terbakar pada outlet. Dapat disimpulkan jumlah fuel injector dan dimensi lubang liner berpengaruh pada kinerja ruang bakar yang selanjutnya pada gaya dorong turbojet.

Kata kunci : turbojet, 200 N, CFD, ruang bakar, dan fuel injector.

Abstract

Combustion chamber is one of the most important components in a turbojet because it determines the thrust of the turbojet. The challenge of turbojets is how to produce complete combustion in a limited space. This research studies the effect of fuel injectors and liner holes on gas temperature and CO residual at the combustion chamber outlet of 200 N turbojet. Design of this combustion chamber is a reverse flow annular type. This research method uses non-premixed combustion modeling and k- ϵ turbulence model with ANSYS Fluent solver that varies the number of fuel injectors and the diameter of the liner holes. The model to be simulated has 4 boundary conditions. Inlet-Fuel boundary with kerosene flow rate ($C_{12}H_{23}$) 0.0076 kg/s and temperature is 293 K as an input. Inlet air with an input is air flow rate 0.53 kg/s, intake air temperature is 407K, Combustor-wall boundary is assumed to be adiabatic. Outlet boundary with input pressure of 1 atmosphere. In this study, the optimal number of injectors is 8 and the addition of the diameter of the dilution liner holes would increase the temperature and the remaining unburned CO at the outlet. It can be concluded that the number of fuel injectors and the dimensions of the liner holes have an effect on the performance of the combustion chamber which in turn affects the turbojet thrust.

Keywords : turbojet, 200 N, CFD, combustion chamber, and fuel injector

1. PENDAHULUAN

Penggunaan turbin gas kecil meningkat menjadi teknologi populer baik pada lapangan penyedia listrik skala kecil, *auxiliary power unit*, maupun pada dunia penerbangan. Wahana tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) menggunakannya sebagai tenaga pendorong dalam berbagai misi seperti untuk keamanan nasional, telekomunikasi, pengintaian dalam dunia militer, pengindraan jauh, dan memantau pertanian maupun pemilu (Oppong, 2015). Penggunaannya cocok untuk aplikasi tersebut karena tingginya rasio antara tenaga yang dihasilkan dibandingkan beratnya yang ringan.

Pada turbojet kecil yang menjadi permasalahan adalah bagaimana agar terjadi pembakaran sempurna pada ruang bakar yang terbatas ukurannya. Pembakaran yang tidak sempurna mengakibatkan turbojet tidak dapat menghasilkan gaya dorong yang diinginkan. Pada ruang bakar indikator utama adalah temperature gas pada outlet. Temperatur yang terlalu tinggi berbahaya bagi bagian hilir yaitu sudu-sudu turbin. Temperatur yang rendah

mengakibatkan gaya dorong yang rendah. Pembakaran yang tidak sempurna akan menghasilkan sisa CO yang tidak terbakar pada bagian outlet. Jadi, sisa CO dan temperatur outlet dapat menjadi parameter yang menentukan kinerja ruang bakar.

Ruang bakar yang menjadi objek penelitian ini bertipe *annular*. Menurut Marka, dkk (2016) kelebihan tipe *annular* adalah pembakaran lebih seragam, ukuran lebih kecil (oleh karena itu lebih ringan), dan lebih sedikit luas area permukaannya. Hal ini menyebabkan ruang bakar tipe *annular* banyak digunakan pada turbojet kecil. Ruang bakar terbagi menjadi 3 zona yaitu primer, sekunder, dan *dilution* (pembilasan). Zona primer merupakan tempat terjadinya pembakaran campuran kaya udara dan kerosin. Sebagian udara mengalir melalui lubang-lubang zona sekunder untuk menyempurnakan pembakaran. Zona *dilution* dimana sebagian besar udara masuk ke zona ini berguna untuk mendinginkan gas hasil pembakaran agar temperaturnya tidak melebihi kemampuan material sudu-sudu turbin dan nosel.

Benini, dkk (2007) melakukan penelitian yang meliputi desain, manufaktur dan operasi untuk mengembangkan turbojet dengan *static thrust* 200 N yang digunakan untuk pendidikan dan penelitian. Desainnya menggunakan kompresor sentrifugal 1 tingkat dengan rasio kompresi 2,66 pada 60.000 rpm, ruang bakar *annular direct-flow*, dan turbin aksial 1 stage dengan temperatur masuk turbin sekitar 950 K. Ditemukan permasalahan yang berkaitan dengan pembakaran terutama kestabilan *flame* di mana harus melibatkan desain ruang bakar yang akurat dan set-up resirkulasi yang efisien di dalam zona primer ruang bakar. Hal ini dikarenakan desain ruang bakar pada gas turbin kecil merupakan tantangan tersendiri.

Chaudari, dkk (2012) melakukan desain ruang bakar annular dengan bahan bakar kerosin dan simulasi CFD Ansys CFX untuk mencari distribusi temperatur di pusat liner, dinding liner, dan exit (bagian keluar) ruang bakar. Analisa menggunakan model k- ϵ dan ditargetkan untuk menganalisis pola aliran di dalam liner pembakaran dan melalui bermacam lubang laluan udara yaitu primary zone, dilution zone, dan pendinginan dinding. Selanjutnya dilakukan studi terhadap distribusi temperatur dalam liner dan pada dinding dan kualitas temperatur pada tempat keluar ruang bakar. Simulasi CFD oleh Chaudari menunjukkan kecepatan gas yang tinggi terjadi di daerah dinding liner ruang bakar. Hal ini mengakibatkan pressure drop pada lubang untuk dinding pendingin meningkat sehingga perlu dilakukan desain ulang pada lubang tersebut. Juga berpengaruh terhadap *mass flow rate* yang dihitung dengan CFD lebih sedikit dibanding dengan desain yang mengakibatkan temperatur dinding liner lebih tinggi. Kurang banyaknya lubang pada *primary zone* juga mengakibatkan tidak terdistribusinya udara secara seragam sehingga pembakaran kerosin kurang sempurna.

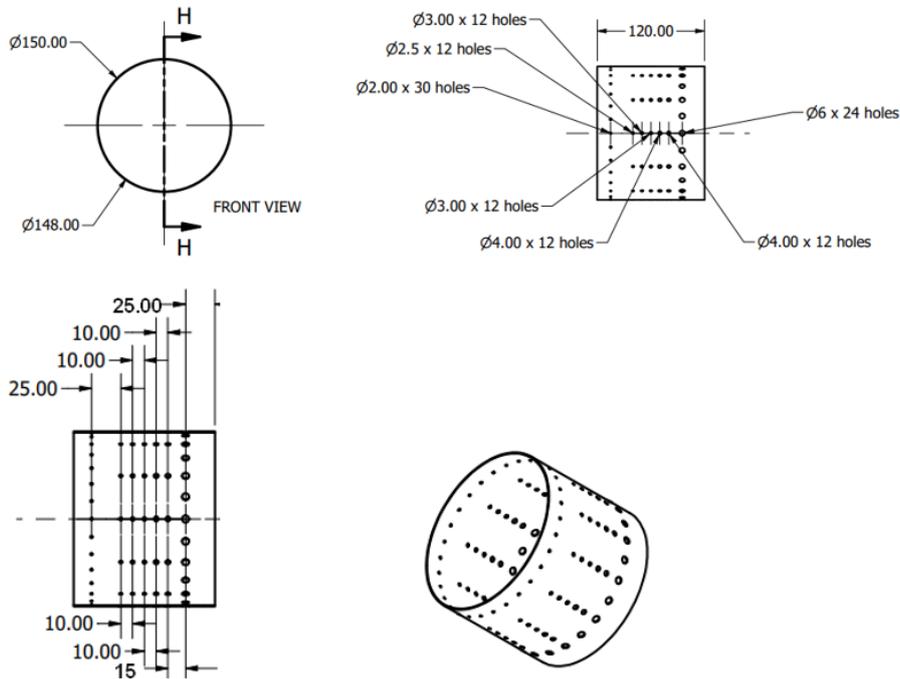
Hartono F, (2013) melakukan penelitian karakteristik aliran udara di dalam ruang bakar dengan permasalahan terjadinya pembakaran di luar nosel pada mesin turbojet kecil 500 N. metode penelitian menggunakan simulasi CFD menggunakan model 3D pada kondisi dingin, steady state, dan kerapatan udara dianggap konstan. Simulasi ruang bakar dengan menggunakan CFD menemukan fenomena di mana campuran bahan bakar dan udara terlalu kaya pada zona primer dan sekunder. Kondisi tersebut menyebabkan bahan bakar masih banyak yang belum terbakar di zona primer lalu mengalir ke zona sekunder. Sedangkan udara yang masuk melalui lubang-lubang liner pada zona sekunder hanya 17,8 % padahal yang dibutuhkan sekitar 29 % Sedangkan sebagian besar udara masuk ke zona terakhir (zona dilusi) ditambah dengan sisa bahan bakar yang tidak terbakar di zona-zona sebelumnya sehingga terjadi pembakaran di zona terakhir sehingga nyala api ikut keluar nosel.

Dari studi literatur didapat permasalahan pada pembakaran yang dipengaruhi oleh injeksi bahan bakar dan lubang-lubang liner. Mengatasi permasalahan pembakaran, distribusi temperatur, dan suplai bahan bakar membutuhkan pengujian eksperimen mahal dengan banyak iterasi. *Computational Fluid Dynamics* (CFD) menjadi alat yang dapat diandalkan karena mempunyai kemampuan untuk menerangkan fisik aliran di dalam ruang bakar. Medan aliran di dalam ruang bakar yang dihasilkan oleh temperatur tinggi, tekanan, dan laju alir dapat dimodelkan sehingga dapat digunakan untuk memprediksi unjuk kerja turbojet. Setidaknya ada 4 fenomena fisik yang akan dimodelkan pada proses pembakaran *non-premixed* yaitu aliran, *turbulent mixing*, transfer panas, dan reaksi kimia. Dalam studi ini dilakukan analisa pengaruh jumlah fuel injector dan dimensi lubang-lubang dilution liner terhadap kesempurnaan pembakaran yang ditandai oleh parameter sisa CO dan temperatur outlet ruang bakar.

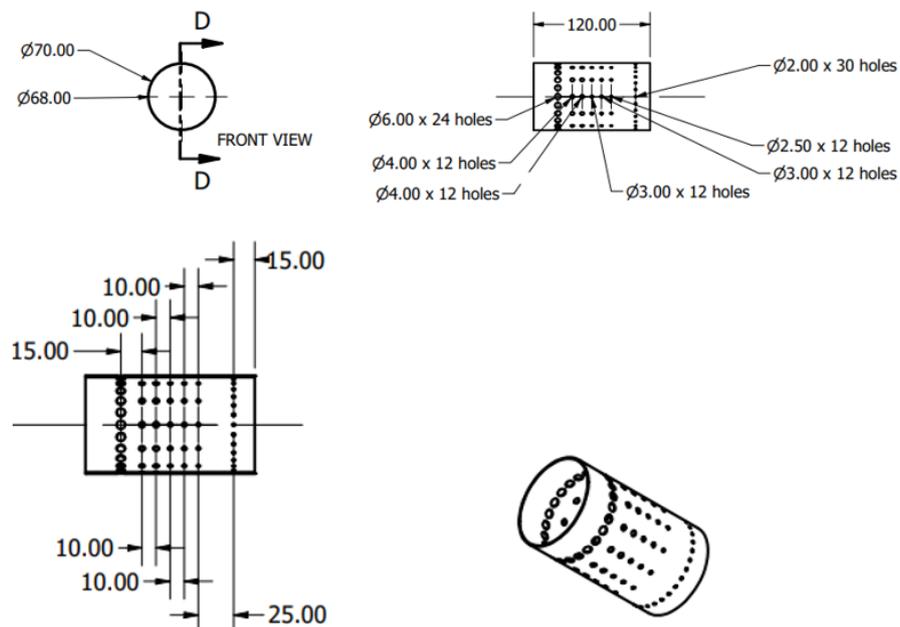
2. METODE PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan solver ANSYS Fluent 18.2. Pada simulasi ini akan dimodelkan proses pembakaran *non-premixed* pada ruang bakar dengan variasi jumlah *fuel injector* dan ukuran lubang *dilution*. Variabel input pada model ruang bakar terdiri dari laju alir udara, laju alir bahan bakar, temperatur udara masuk, dan temperatur bahan bakar masuk. Keempat variabel tersebut diinputkan pada varian ruang bakar dengan nilai sama. Setelah simulasi dijalankan, akan dibandingkan suhu keluar dan produk reaksinya masing-masing varian pada outlet ruang bakar.

Proses simulasi CFD terbagi menjadi 4 tahap : pembuatan model geometri, pembuatan *mesh*, konfigurasi model, dan *post-processing*. Selanjutnya model ruang bakar dimodifikasi hingga membentuk *domain* fluida.

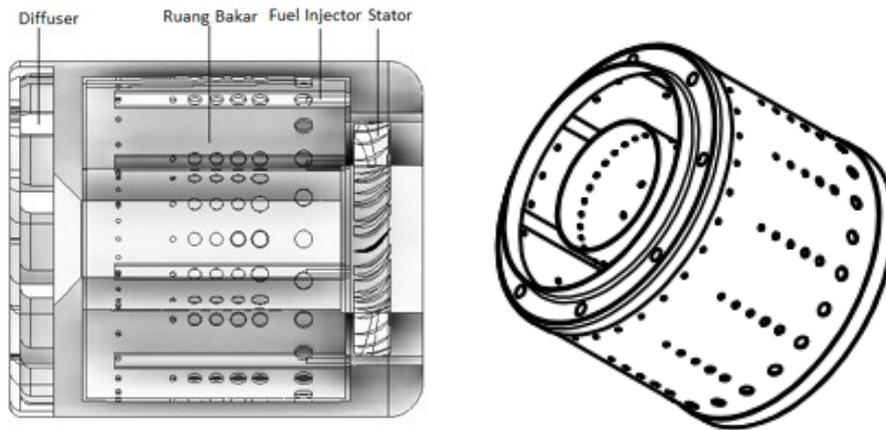


Gambar 1. Liner luar



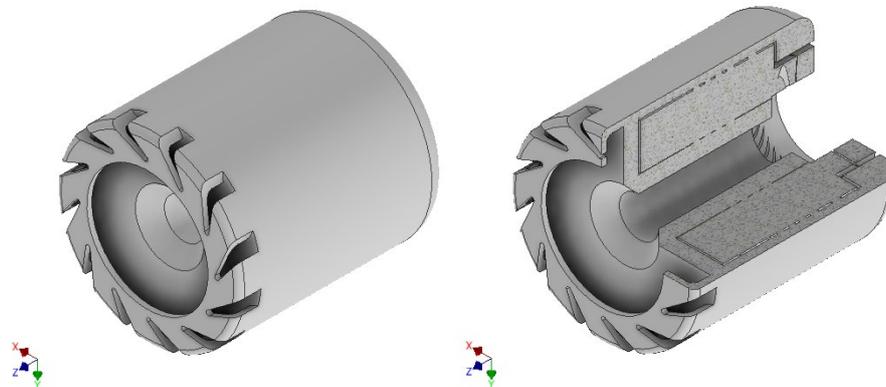
Gambar 2. Liner dalam

Geometri liner luar (Gambar 1) dan liner dalam (Gambar 2) disatukan secara konsentris membentuk sebuah geometri ruang bakar tipe annular (Gambar 3).



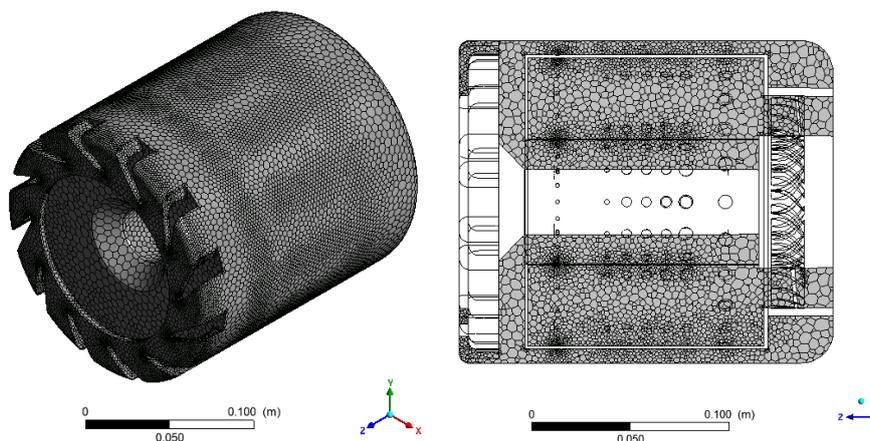
Gambar 3. Geometri ruang bakar

Geometri tersebut kemudian diambil hanya bagian yang dilewati fluida membentuk domain fluida seperti pada Gambar 4.



Gambar 4. Domain fluida

Struktur *mesh* yang digunakan adalah tipe polyhedral seperti ditunjukkan pada Gambar 5 karena dapat mempercepat laju konvergen. Jumlah sel pada domain fluida ruang bakar sekitar 4.000.000 sel.



Gambar 5. *Mesh* ruang bakar

Dalam penelitian ini, simulasi dilakukan dengan asumsi fluida *compressible*, *steady-state* dan mengabaikan efek gravitasi. Pemodelan ini memiliki 4 buah fenomena fisik : aliran, perpindahan panas, *turbulent mixing*, dan reaksi kimia. Fenomena aliran dinyatakan dengan persamaan kekekalan massa dan momentum. Fenomena perpindahan panas dinyatakan dengan persamaan kekekalan energi. Fenomena *turbulent mixing* dinyatakan dengan persamaan kekekalan turbulen kinetik dan disipasi. Sedangkan fenomena reaksi kimia pembakaran *non-premixed* dinyatakan

dengan persamaan *mean mixture fraction* dan *mixture fraction variance*. Total persamaan yang harus diselesaikan oleh komputer adalah sebanyak 7 buah persamaan yaitu persamaan kekekalan massa, kekekalan momentum, kekekalan energi, kekekalan turbulen kinetik, kekekalan turbulen disipasi, kekekalan *mean mixture fraction*, dan kekekalan *mixture fraction variance*.

Persamaan kekekalan massa:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

Persamaan kekekalan momentum:

$$\rho(\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (2)$$

Persamaan kekekalan energi:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \vec{V} \right] = \rho \dot{q} - \frac{\partial (up)}{\partial x} - \frac{\partial (vp)}{\partial y} - \frac{\partial (wp)}{\partial z} + \rho \vec{f} \cdot \vec{V} \quad (3)$$

Persamaan kekekalan turbulen kinetik:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \text{div}(\rho k U) = \text{div} \left(-\overline{p'u'} + 2\overline{\mu u'e'_{ij}} - \rho \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_j u'_i} \right) - 2\overline{\mu e'_{ij} e'_{ij}} + (-\rho \overline{u'_i u'_j} \cdot E_{ij}) \quad (4)$$

Persamaan kekekalan turbulen disipasi:

$$\frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \text{div}(\rho \varepsilon U) = \text{div} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \text{grad} \varepsilon \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} \cdot E_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (5)$$

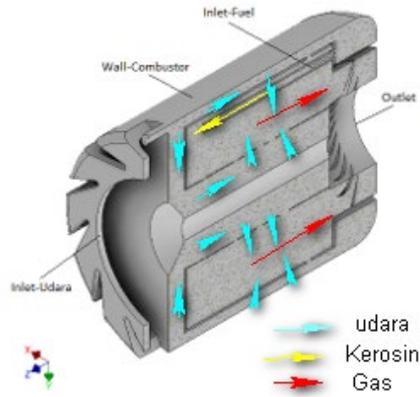
Persamaan kekekalan mean mixture fraction:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_f} \nabla \bar{f} \right) + S_m + S_{user} \quad (6)$$

Persamaan kekekalan mixture fraction variance:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \overline{f'^2}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \overline{f'^2}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_f} \nabla \overline{f'^2} \right) + C_g \mu_t (\nabla \bar{f})^2 - C_d \rho \frac{\varepsilon}{k} \overline{f'^2} + S_{user} \quad (7)$$

Model yang akan disimulasikan memiliki 4 buah *boundary condition* seperti ditunjukkan pada Gambar 6. Tabel 1 dan Tabel 2 menentukan nilai kondisi batas dan setup simulasi numerik. Lapis batas *Fuel inlet* menggunakan tipe *mass-flow-inlet* dengan inputan berupa laju alir kerosin ($C_{12}H_{23}$) masuk 0.0076 kg/s, temperatur kerosin masuk 293 K. Lapis batas udara inlet menggunakan tipe *mass-flow-inlet* dengan inputan berupa *flow rate* udara masuk 0,53kg/s (Dinara, 2020), temperatur udara masuk 407K. Lapis batas ruang bakar *wall* diasumsikan adiabatik. Lapis batas *outlet* bertipe *pressure outlet* dengan inputan berupa tekanan 1 atmosfer.



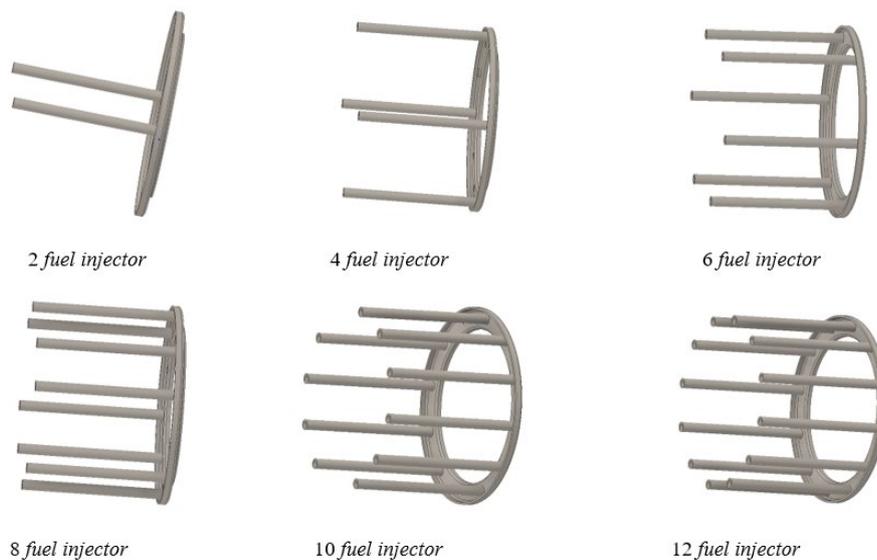
Gambar 6. Kondisi batas ruang bakar *reverse flow*

Tabel 1. Kondisi Batas Simulasi

Permukaan	Kondisi Batas	Nilai
<i>air inlet</i>	<i>mass flow inlet</i>	0.53 kg/s
<i>Fuel inlet</i>	<i>mass flow inlet</i>	0.0076 kg/s
<i>Outlet</i>	<i>Pressure Outlet</i>	1 atm
<i>Combustor casing</i>	<i>Wall</i>	

Tahap pertama adalah menguji daerah primer (lubang 2 mm) dan sekunder (lubang 2,5 mm) dengan memvariasikan jumlah tubing injector yang masuk daerah tersebut. Variasi jumlah tubing *fuel injector* seperti ditunjukkan pada Gambar 7. yang digunakan untuk mendapatkan jumlah tubing *fuel injector* yang optimal dengan melihat pengaruhnya terhadap temperatur rata-rata dan sisa CO pada *outlet* ruang bakar.

- Variasi 1 yaitu ruang bakar dengan 2 tubing *fuel injector*.
- Variasi 2 yaitu ruang bakar dengan 4 tubing *fuel injector*.
- Variasi 3 yaitu ruang bakar dengan 6 tubing *fuel injector*.
- Variasi 4 yaitu ruang bakar dengan 8 tubing *fuel injector*.
- Variasi 5 yaitu ruang bakar dengan 10 tubing *fuel injector*.
- Variasi 6 yaitu ruang bakar dengan 12 tubing *fuel injector*.



Gambar 7. Variasi jumlah *fuel injector*

Tabel 2. Setup simulasi

Setup Parameter	Setting
Tipe Solver	Pressure based
Model Turbulensi	K-epsilon
Wall treatment	Standard wall function
Model species	Non-premixed combustion
Spatial discretization	Second order

Setelah didapatkan jumlah tubing *fuel injector* yang sesuai selanjutnya dilakukan simulasi tahap 2 untuk menguji lubang-lubang dilution. Simulasi berdasarkan lubang-lubang liner untuk melihat pengaruhnya terhadap temperatur rata-rata dan jumlah sisa *fuel* yang masih ada pada outlet ruang bakar seperti ditunjukkan pada Tabel 3.

Tabel 3. Variasi lubang-lubang liner

Variasi	Formasi Lubang-Lubang Liner												
	Diameter Lubang-Lubang Liner Luar						Diameter Lubang-Lubang Liner Dalam						
	Primer (mm)	Sekunder (mm)	Dilution (mm)				Primer (mm)	Sekunder (mm)	Dilution (mm)				
Variasi 1	2	2.5	3	3	4	4	5	2	2.5	3	3	3	5
Variasi 2	2	2.5	4	4	5	5	6	2	2.5	4	4	4	6
Variasi 3	2	2.5	5	5	6	6	7	2	2.5	5	5	5	7
Variasi 4	2	2.5	6	6	7	7	8	2	2.5	6	6	6	8

Penyelesaian model matriks menggunakan skema SIMPLE (Semi Implicit Pressure Linked Equation) dengan variable tekanan sebagai koreksi nilai taksir. Sedangkan diskretisasi menggunakan skema *second-order* untuk mendapatkan hasil lebih akurat. Kalkulasi dilakukan sebanyak 1000 iterasi dengan kriteria minimum residual 10^{-3} .

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

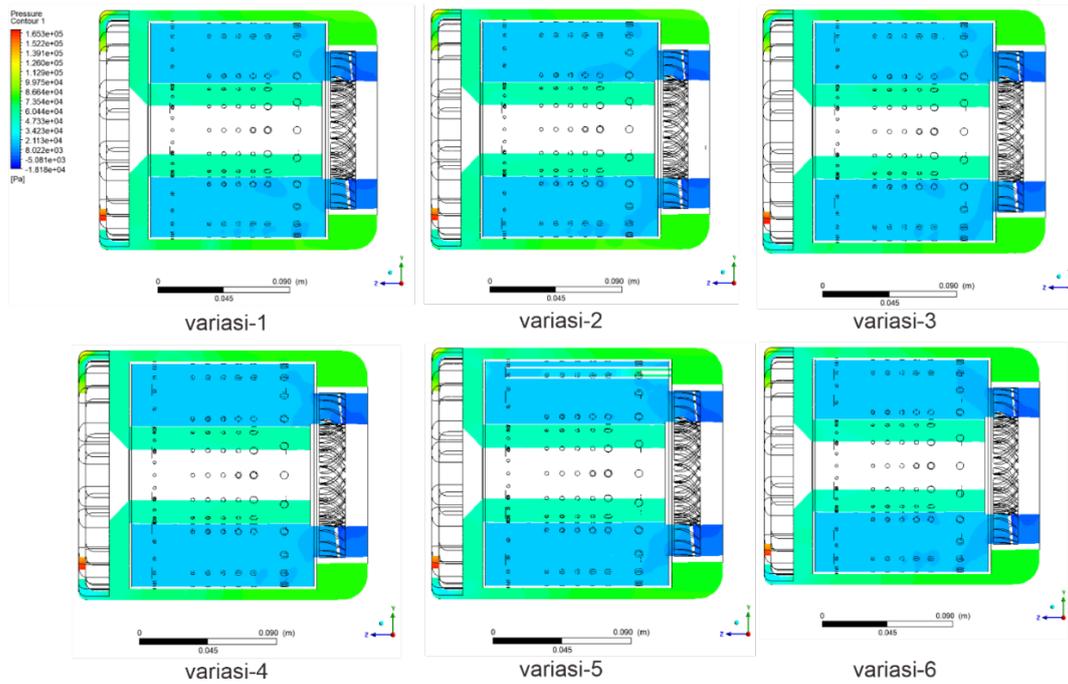
Tahap berikutnya adalah *Post-processing* merupakan tahap menampilkan hasil simulasi, baik data kuantitatif maupun kualitatif.

3.1. Variasi Jumlah Fuel Injector

Variasi jumlah tubing *fuel injector* ini untuk menguji pencampuran bahan bakar dan udara sekaligus pembakaran yang terjadi pada daerah primer dan sekunder dan melihat efeknya pada ruang bakar.

3.1.1. Distribusi Tekanan

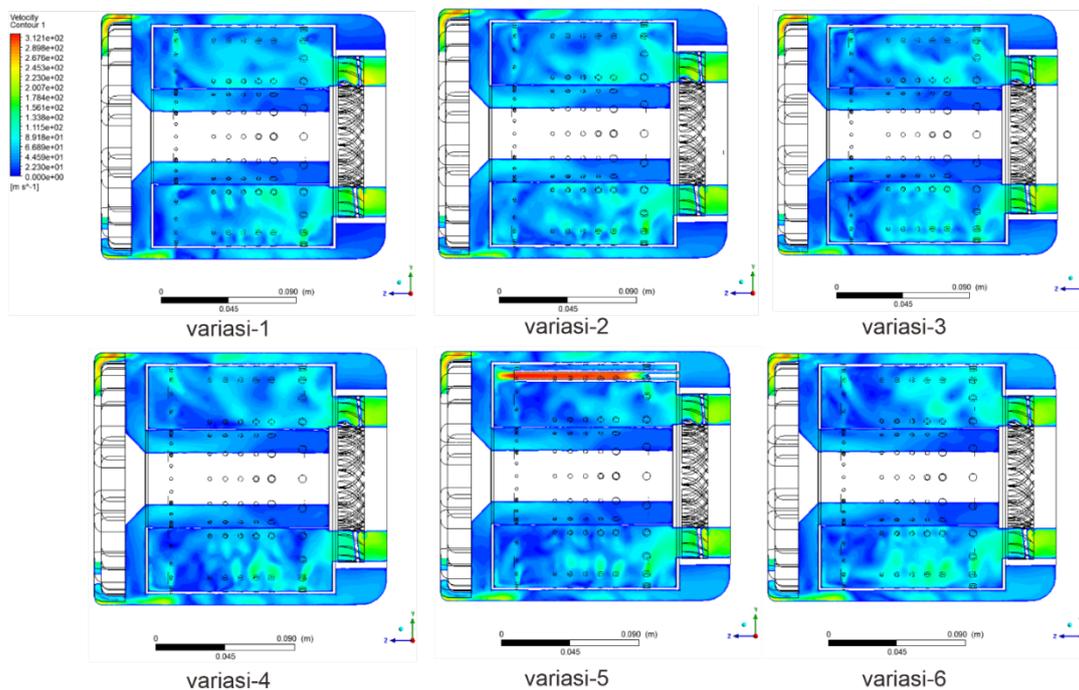
Gambar 8. menampilkan kontur tekanan total dalam arah aksial untuk melihat rugi-rugi tekanan yang terjadi antara tekanan masuk ruang bakar dan tekanan pada *outlet* ruang bakar. Secara umum terjadi penurunan tekanan ketika aliran fluida mendekati bagian sudu-sudu *nozzle*. Namun terlihat adanya perbedaan distribusi tekanan fluida yang terjadi disebabkan pengaruh jumlah *fuel injector*. Dilihat dari distribusi tekanan pada variasi 1 (2 buah *injector*) dan variasi 2 (4 buah *injector*) tekanan didalam ruang bakar tidak merata, dengan penambahan *injector* (variasi 3 - 6) distribusi tekanan fluida menjadi cukup merata.



Gambar 8. Kontur tekanan

3.1.2. Distribusi Kecepatan Fluida

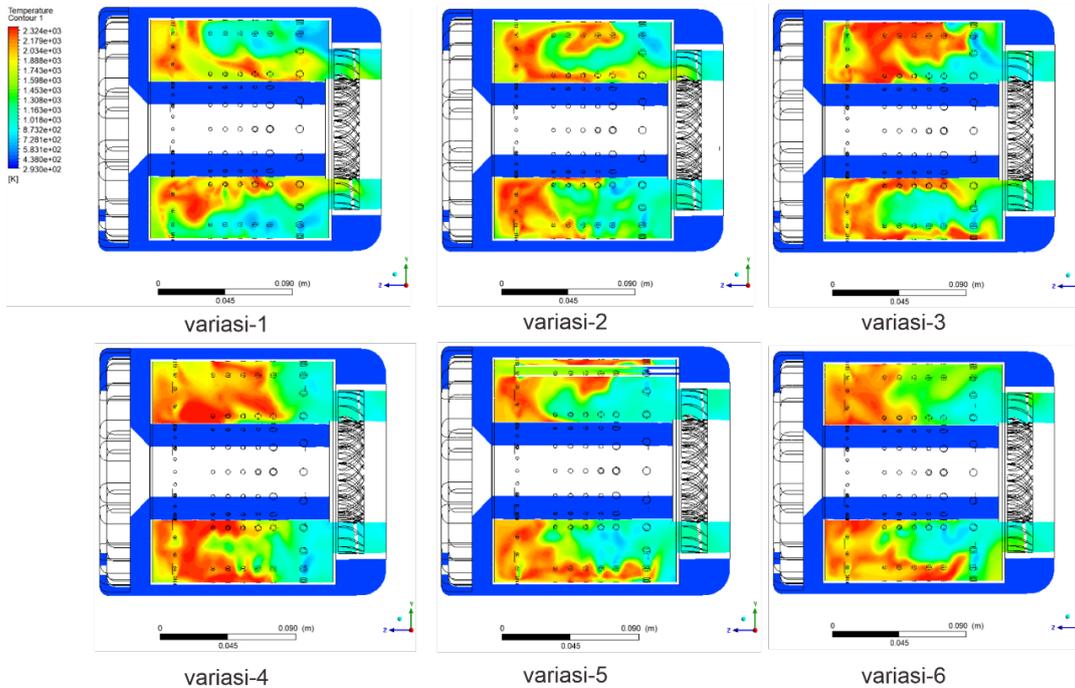
Pada variasi 1 (jumlah *injector* 2 buah) dan variasi 2 (jumlah *injector* 4 buah) terlihat tingginya kecepatan fluida pada daerah primer. Hal ini tidak diharapkan karena kecepatan fluida yang tinggi di daerah primer menyebabkan sulitnya penyalan dan pembentukan api pembakaran. Penambahan *injector* seperti pada variasi 3 sampai 6 menunjukkan hasil yang diharapkan dimana kecepatan fluida pada daerah primer cukup rendah dan pada daerah *tertier* kecepatannya meningkat seperti terlihat pada Gambar 9.



Gambar 9. Kontur kecepatan

3.1.3. Distribusi Medan Temperatur

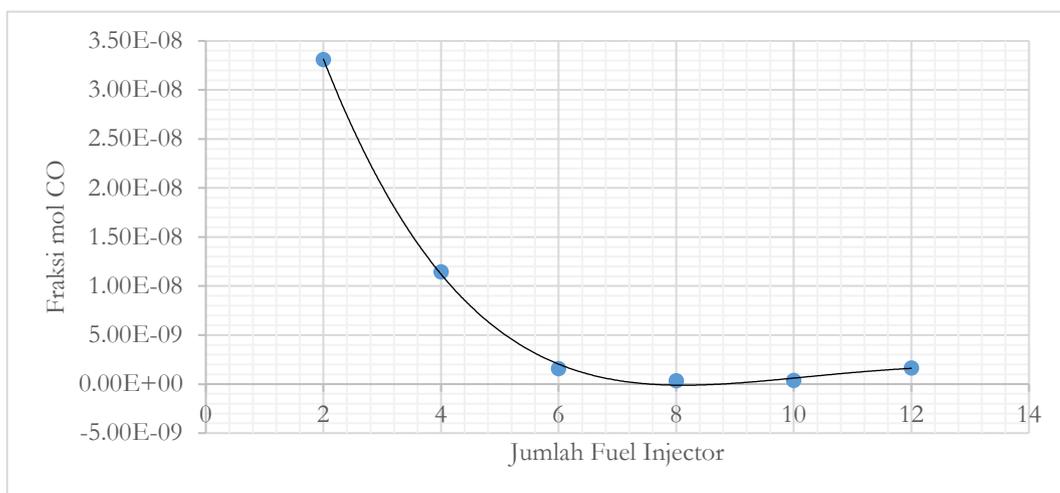
Hasil simulasi distribusi medan temperatur terlihat pada Gambar 10. Pada variasi 1 dan 2 terlihat temperatur tidak merata pada daerah primer dan sekunder. Hal ini menunjukkan campuran bahan bakar dan udara tidak terbakar sempurna. Variasi 4 cukup bagus dengan temperatur yang tinggi dan seragam pada daerah primer, sekunder, dan *dilution*. Variasi 5 dan 6 juga cukup bagus dengan keseragaman temperatur yang bagus pada daerah primer dan sekunder, namun pada daerah *dilution* distribusinya tidak seragam. Temperatur yang sangat tinggi pada daerah tertier dengan temperatur yang sama dengan temperatur pembakaran daerah primer juga terjadi pada variasi 5 dan 6.



Gambar 10. Kontur temperatur

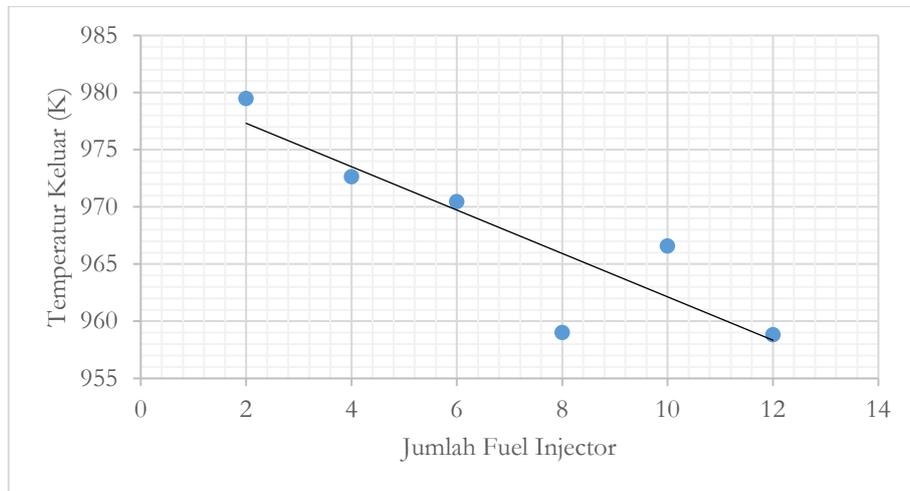
3.1.4. Pengaruh Variasi Jumlah *Fuel Injector* Terhadap Sisa CO Hasil Pembakaran

Gambar 11. menunjukkan pengaruh jumlah *fuel injector* terhadap fraksi mol CO di sisi *outlet*. Semakin kecil fraksi mol CO yang dihasilkan, maka semakin sempurna proses pembakaran. Dari grafik tersebut dapat disimpulkan bahwa semakin banyak jumlah *fuel injector*, semakin kecil fraksi mol CO yang dihasilkan. Dengan melihat aspek kemudahan manufaktur, didapatkan bahwa jumlah *fuel injector* 8 buah adalah paling optimal.



Gambar 11. Pengaruh jumlah *fuel injector* terhadap fraksi mol CO

Gambar 12. menunjukkan pengaruh jumlah *fuel injector* terhadap suhu keluar di sisi outlet. Dari grafik tersebut dapat disimpulkan bahwa semakin banyak jumlah *fuel injector*, semakin kecil suhu keluar. Berdasarkan tujuan desain, suhu keluar yang disarankan adalah 950 K, maka jumlah *fuel injector* 12 buah menjadi pilihan yang tepat karena mendekati suhu desain. Namun melihat aspek kemudahan manufaktur, dan fraksi mol CO yang dihasilkan, jumlah *fuel injector* 8 buah menjadi lebih optimal.

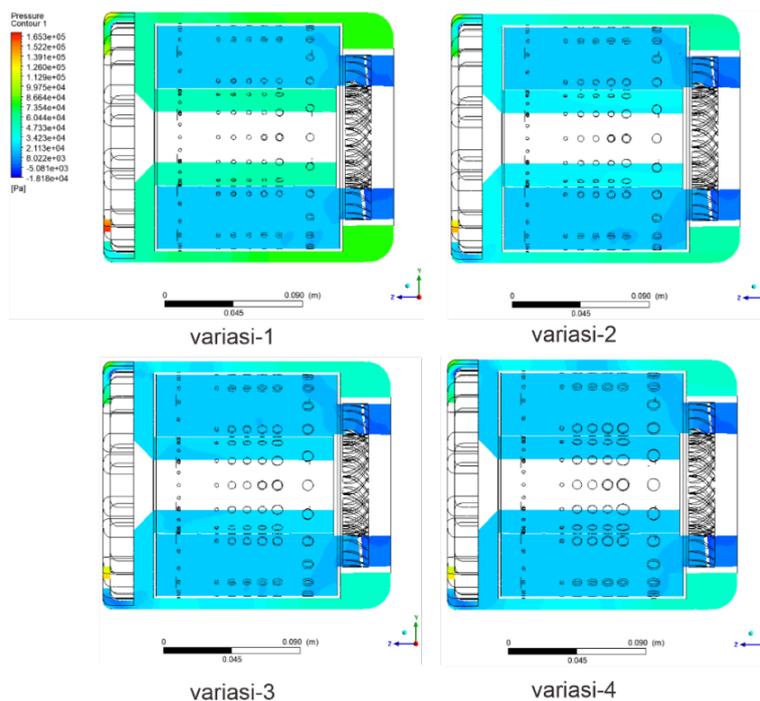


Gambar 12. Pengaruh jumlah *fuel injector* terhadap temperatur keluar

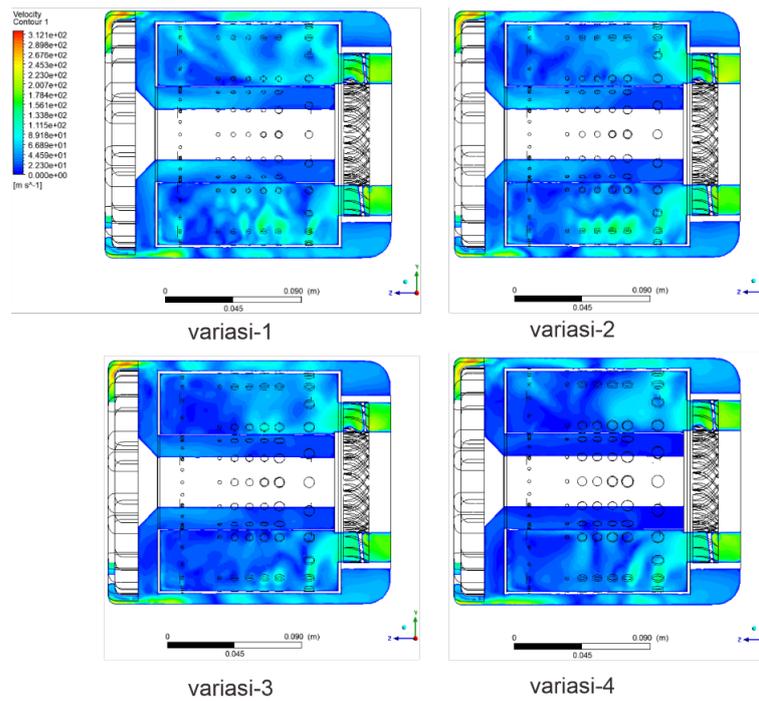
3.1.5. Variasi Ukuran Lubang *Dilution*

Berdasarkan analisis jumlah *fuel injector*, didapatkan bahwa jumlah *fuel injector* yang optimal adalah 8 buah. Pada pembahasan ini akan dibahas mengenai pengaruh ukuran lubang *dilution* terhadap performa ruang bakar, dengan jumlah *fuel injector* 8 buah sebagai variable tetap dimana ukuran diameter lubang *dilution* pada setiap variasi akan di tambah 1 mm.

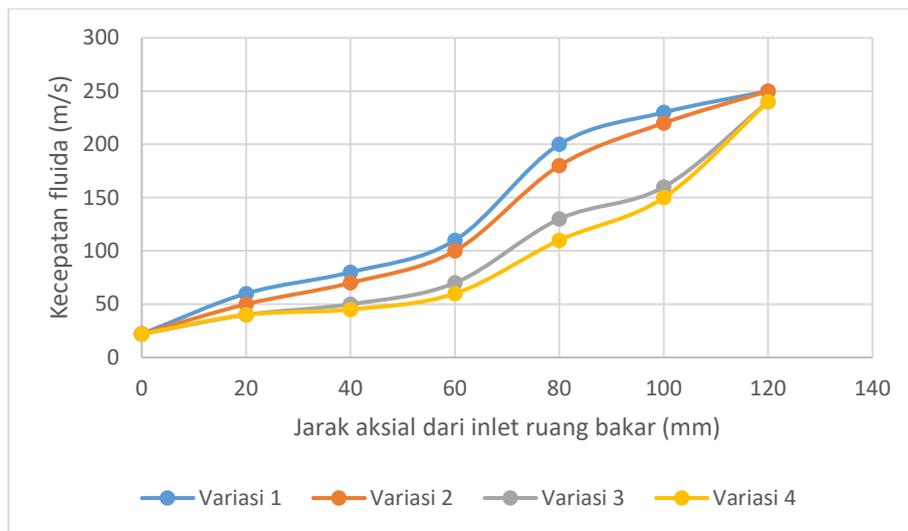
Gambar 13. menunjukkan kontur tekanan pada variasi 1 terlihat lebih merata pada keseluruhan bagian dalam ruang bakar. Kontur kecepatan pada variasi 1 memperlihatkan medan kecepatan yang terdistribusi lebih merata, sedangkan pembakaran pada daerah primer dan sekunder (bagian depan ruang bakar) terlihat paling merata pada variasi 1.



Gambar 13. Kontur tekanan

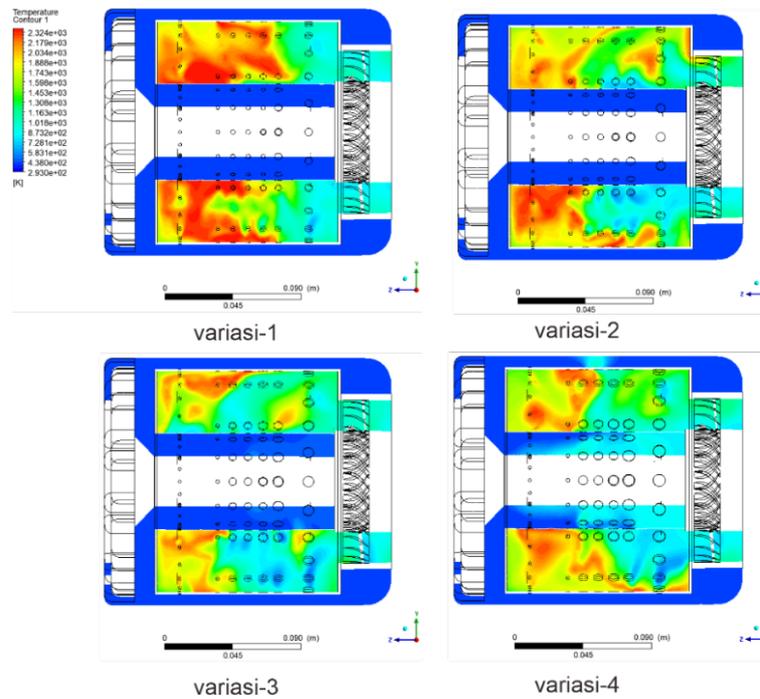


Gambar 14. Kontur kecepatan

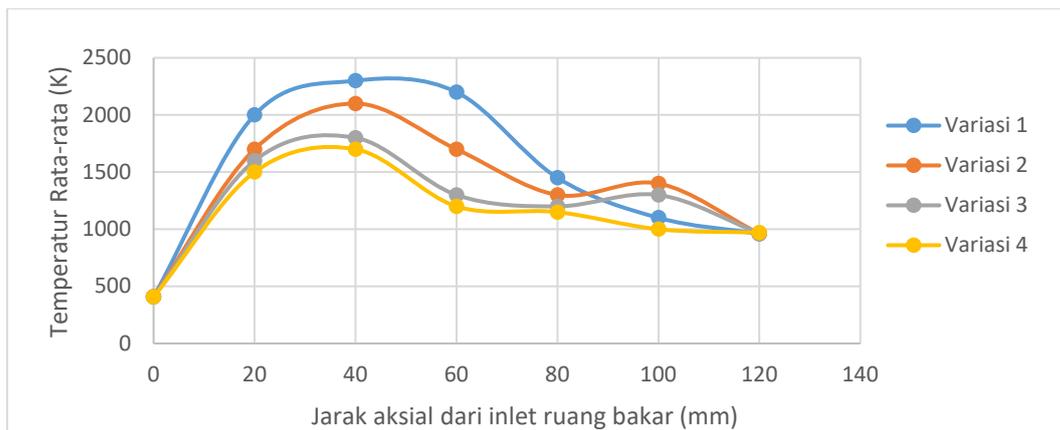


Gambar 15. Kecepatan Rata-Rata Fluida

Kontur Kecepatan pada Gambar 14. menunjukkan pada variasi 1 kecepatan gas yang terbentuk mengalami kenaikan lebih cepat dan kecepatan yang lebih tinggi diikuti oleh variasi 2, 3, dan 4. Hal ini semakin jelas terlihat pada kecepatan rata-rata yang terjadi pada sepanjang garis aksial sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 15.



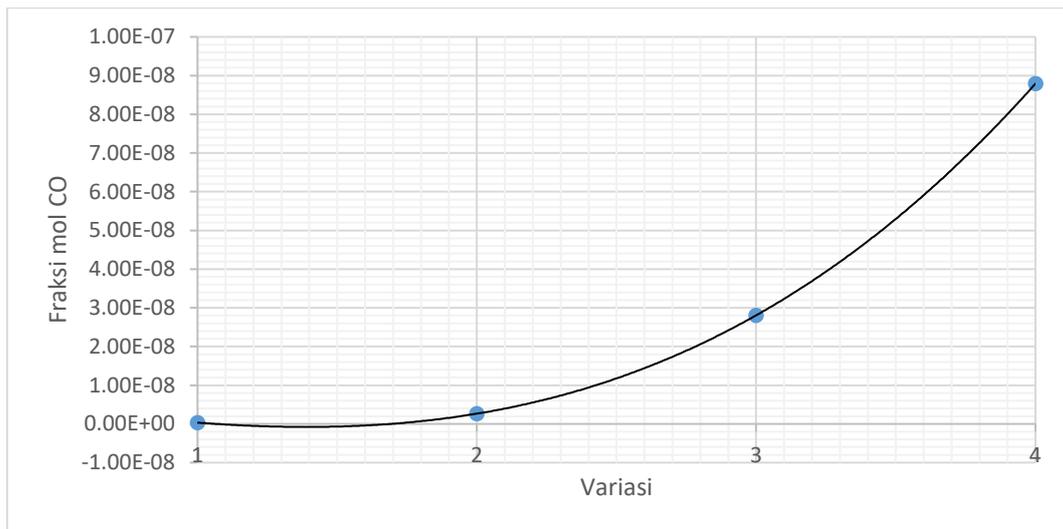
Gambar 16. Kontur Temperatur



Gambar 17. Distribusi temperatur sepanjang garis aksial

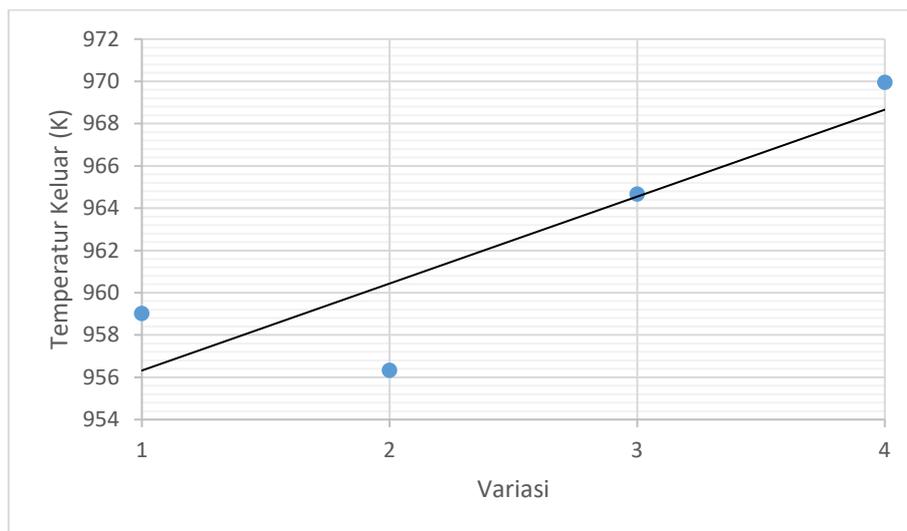
Kontur temperatur pada Gambar 16. Memperlihatkan pada variasi 1 temperatur pembakaran yang tinggi pada daerah primer cepat tercapai diikuti variasi 2, 3, dan 4. Hal ini diperjelas dengan distribusi temperatur sepanjang garis aksial pada Gambar 17. yang menunjukkan temperatur maksimum terjadi pada daerah antara primer dan sekunder. Pada variasi 1 temperatur maksimum yang terjadi paling tinggi yang sebanding dengan banyaknya species yang terbakar. Penambahan dimensi lubang-lubang liner pada variasi 2, 3, dan 4 menunjukkan semakin menurunnya temperatur maksimum pada daerah antara primer dan sekunder.

Gambar 18. menunjukkan pengaruh variasi lubang dilution terhadap fraksi mol CO. Dari grafik tersebut didapatkan bahwa semakin besar ukuran lubang dilution, maka semakin tinggi fraksi mol CO, atau dengan kata lain semakin tidak sempurna proses pembakarannya. Oleh karena itu, pilihan variasi 1 adalah pilihan yang tepat.



Gambar 18. Pengaruh variasi ukuran lubang dilution terhadap fraksi mol CO

Gambar 19. menunjukkan pengaruh variasi lubang *dilution* terhadap temperatur. Dari grafik tersebut didapatkan bahwa semakin besar ukuran lubang *dilution*, maka semakin tinggi temperaturnya. Oleh karena itu, diantara pilihan variasi lubang dilution pada table 3 maka variasi 1 adalah pilihan yang tepat karena mendekati suhu desain.



Gambar 19. Pengaruh variasi lubang *dilution* terhadap temperatur keluar

Berdasarkan pembahasan diatas, dapat diamati bahwa proses pembakaran pada variasi 1 cukup sempurna sebab hanya menghasilkan sisa CO paling sedikit yaitu sekitar 3.28×10^{-10} . Hal ini mengindikasikan kerosin hampir terbakar seluruhnya di dalam ruang bakar. Pada variasi 2 sisa CO yang tidak terbakar meningkat sebesar 2.43×10^{-9} . Penambahan lubang diameter liner menghasilkan sisa CO yang tidak terbakar semakin banyak yang terlihat pada variasi 3 sebesar 2.98×10^{-8} dan variasi 4 sebesar 8.82×10^{-8} . Temperatur outlet ruang bakar pada variasi 1 mendekati target 950 K, dan semakin meningkat pada penambahan lubang diameter liner yaitu sebesar 965 K pada variasi 3 dan 970 K pada variasi 4. Dapat diambil kesimpulan jumlah fuel injector yang optimal sebanyak 8 buah dengan variasi pertama lubang *dilution*.

Validasi eksperimental berdasarkan proyek riset yang dilakukan oleh Benini, dkk (2007) dari universitas Padova Italia yang mengembangkan turbojet 200 N dan sudah sukses beroperasi selama 500 jam tanpa ada kerusakan yang berarti. Turbojet tersebut memakai kompresor sentrifugal 1 tingkat dengan rasio kompresi 2,66:1, ruang bakar annular, dan turbin aksial 1 tingkat. Data dengan inputan seperti pada penelitian tersebut menjadi input pada boundary condition penelitian ini. Temperatur keluar ruang bakar turbin pada penelitian eksperimental Benini, dkk

tersebut sebesar 950 K di mana terdapat perbedaan sekitar 1% terhadap simulasi yang dilakukan pada penelitian ini.

Tabel 4. Perbandingan hasil simulasi dengan eksperimen

	Simulasi	Eksperimen (Benini, 2007)	Selisih	% selisih
Temperatur outlet (K)	960	950	10	10.5

4. KESIMPULAN

Pada penelitian ini didapatkan kesimpulan bahwa jumlah *fuel* yang habis terbakar dan temperatur rata-rata pada outlet ruang bakar dipengaruhi oleh jumlah tubing *fuel injector* dan ukuran lubang-lubang *dilution*. Jumlah sisa *fuel* yang tidak terbakar semakin sedikit dengan penambahan jumlah tubing *fuel injector* sampai 8 buah *injector*. Di atas 8 tubing *fuel injector*, sisa *fuel* yang tidak terbakar sedikit mengalami kenaikan. Hal ini merupakan pengaruh dari semakin merata dan sempurnanya pembakaran yang terjadi sehingga sisa *fuel* yang tidak terbakar semakin sedikit pada *outlet* ruang bakar. Temperatur rata-rata *outlet* mengalami penurunan dengan penambahan jumlah tubing *fuel injector*. Hal ini disebabkan semakin meratanya pembakaran yang terjadi pada zona primer yang mengakibatkan lebih sempurnanya pembakaran yang terjadi. Kesempurnaan pembakaran pada zona primer berarti sisa *fuel* yang tidak terbakar semakin sedikit. Bila ada sisa *fuel* yang tidak terbakar di zona primer akan ada kemungkinan sisa *fuel* ini terbakar di zona berikutnya hingga mengakibatkan semakin tingginya temperatur di zona berikutnya tersebut. Penambahan diameter lubang-lubang *dilution* jumlah sisa *fuel* yang tidak terbakar semakin meningkat. Hal ini karena semakin banyaknya udara yang mengalir ke lubang-lubang *dilution* mengakibatkan udara yang ke lubang-lubang primer semakin sedikit. Campuran udara-bahan bakar pada daerah primer makin kaya mengakibatkan tidak semua *fuel* dapat terbakar. Sisa *fuel* yang tidak terbakar ini dapat diketahui pada daerah *outlet* ruang bakar. Temperatur rata-rata *outlet* ruang bakar meningkat dengan bertambahnya diameter lubang-lubang *dilution*. Meningkatnya sisa *fuel* yang tidak terbakar pada daerah primer berpotensi menimbulkan pembakaran pada daerah selanjutnya. Temperatur pada daerah outlet terlihat meningkat dengan meningkatnya sisa *fuel* yang tidak terbakar. Terlihat fenomena yang menarik di mana bertambahnya jumlah tubing *fuel injector* akan menurunkan temperatur rata-rata *outlet* sedangkan bertambahnya diameter lubang-lubang *dilution* akan menaikkan temperatur outlet ruang bakar.

5. DAFTAR PUSTAKA

- Benini, Ernesto., Giacometti, Stefano, 2007, : *Design, Manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes*, Applied Energy Volume 84, Issue 11, November 2007, pages 1102-1116
- C. Priyant Marka, n , A. Selwyn , 2016, *Design and analysis of annular combustion chamber of a low bypass turbofan engine in a jet trainer aircraft* , Propulsion and Power Research ;5(2)97-107
- Chaudari, K. V. (2012) : *Design and CFD Simulation of Annular Combustion Chamber with kerosene as Fuel for 20 kW Gas Turbine Engine*, International Journal of Engineering Research and Applications (IJERA) ISSN: 2248-9622 www.ijera.com Vol. 2, Issue 6, November- December 2012, pp.1641-1645
- Dinara, Sint Helent., 2020, *Design and CFD Simulation of Centrifugal Compressor for Mini Jet-Turbine Engine 200 N Thrust*, Thermofluid XI
- Hartono, Firman., Arizal (2013) : *Analisis Computational Fluid Dynamic (CFD) Ruang Bakar Mesin Turbojet TJE500FH V.1*, Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 10, No.2
- Oppong F, S.JvanderSpuy a, T.W.vonBackström a, A.LacinaDiabyb, 2015, *An overview on the performance investigation and improvement of micro gas turbine engine*, R & D Journal of the South African Institution of Mechanical Engineering 2015, 31, 35-41