

# **PREDIKSI DAN VALIDASI TEKANAN STATIK RUANG BAKAR ROKET RX-320 DENGAN MENGGUNAKAN METODA INVERS (RX-320 ROCKET STATIC PRESSURE COMBUSTION CHAMBER PREDICTION AND VALIDATION BY USING INVERS METHOD)**

**Sofyan<sup>1</sup>, Vicky Wuwung<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antarikasa Nasional (LAPAN)

Jl. Raya Lapan No.2 Mekarsari, Rumpin, Bogor 16350, Jawa Barat

<sup>2</sup>Jurusan Teknik Mesin, Program Studi Teknik Aeronautika

Politeknik Negeri Bandung

Jl. Gegerkalong Hilir, Ciwaruga, Parongpong, Kabupaten Bandung Barat

<sup>1</sup>e-mail: sofyan@lapan.go.id

Diterima : 26 Desember 2017; Direvisi : 19 Mei 2018; Disetujui : 21 Mei 2018

## **ABSTRACT**

The combustion chamber pressure data is an important parameter in predicting the thrust and design of the combustion chamber of the rocket. However, there is a model rocket for flight test that is used in static test. Thus, there is no mounting for pressure sensors are made. To solve the problem, then the inverse method is used as an iterative solution for the basic equations of the rocket thrust force in the nozzle by guessing the value of the pressure of the combustion chamber firstly and calculate the iteration by including the value of the rocket thrust from static test data and the efficiency variation of the nozzle. The results of this calculation are then validated by using a 3D-CFD numerical simulation to obtain a more detailed comparison on the nozzle. In this research RX 320 LAPAN rocket nozzle with focus on maximum thrust data of static test results is used. The 3-D numerical simulation is performed using Numecca CFD software, with k-extended wall extended turbulent model, numerical multigrid level 3 scheme, center based. The result of calculation by inverse method and its comparison with numerical simulation shows that the smallest difference of the combustion chamber pressure between inverse method and numerical simulation is 0.017% at 92% nozzle efficiency. At this point, the pressure of the combustion chamber is 57.94 bar.

Keywords: *pressure, combustion chamber, invers method, static test, CFD numeca, nozzle efficiency, RX-320*

## ABSTRAK

Data tekanan ruang bakar adalah parameter penting dalam memprediksi gaya dorong dan perancangan ruang bakar roket. Namun, pada saat pengujian statik, terdapat roket yang diuji adalah roket untuk uji terbang, sehingga tidak dibuat tempat untuk meletakkan sensor tekanan statik untuk pengukuran pada roket tersebut. Oleh sebab itu, untuk memprediksi tekanan ruang bakar roket digunakanlah metode invers yaitu penyelesaian iteratif persamaan - persamaan dasar gaya dorong roket pada nosel dengan menebak harga tekanan statik ruang bakar terlebih dahulu dan mengikutsertakan harga gaya dorong hasil uji statik serta variasi efisiensi dari nosel ke dalam proses perhitungan. Hasil dari perhitungan ini kemudian divalidasi dengan menggunakan simulasi numerik CFD 3-D untuk mendapatkan perbandingan yang lebih detil pada nosel. Pada penelitian ini digunakan nosel roket RX 320 LAPAN dengan fokus pada data gaya dorong maksimum hasil uji statik. Simulasi numerik 3-D dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak CFD Numecca, dengan model turbulen *k-ε extended wall*, skema numerik multigrid level 3, *center based*. Hasil perhitungan dengan metode invers dan perbandingannya dengan simulasi numerik menunjukkan bahwa perbandingan tekanan statik *exit* ruang bakar yang terkecil adalah sebesar 0.017%, yang dicapai pada efisiensi nosel sebesar 92% dengan tekanan statik ruang bakar adalah 57.94 bar.

kata kunci: tekanan, ruang bakar, metode invers, uji statik, CFD numeca, efisiensi nosel, RX-320

### 1 PENDAHULUAN

Pada bulan Maret 2014 telah dilakukan uji statik Roket RX320. Pada uji statik tersebut tidak diperoleh data tekanan statik ruang bakar karena sensor tekanan statik tidak dapat dipasang pada roket tersebut.

Data tekanan statik ruang bakar merupakan data yang penting pada aspek propulsi. Data tekanan dapat dipergunakan untuk analisis perbandingan desain dengan hasil pengujian serta analisis karakteristik propelan. Data tekanan juga dapat digunakan untuk menganalisis penyebab kegagalan apabila hasil pengujian tidak sesuai dengan yang diinginkan, misalnya terjadi tekanan yang berlebihan pada ruang bakar (*overpressure*). Pada penelitian ini, dilakukan prediksi tekanan ruang bakar dan bilangan Mach keluar nosel dengan metode analitik (hubungan isentropik) dengan menggunakan data gaya dorong hasil uji statik. Hasil prediksi ini kemudian divalidasi dengan metode numerik (simulasi dinamika fluida

komputasional) 3D yang menggunakan model turbulensi *k-ε Extended Wall* untuk mendapatkan bilangan mach keluar nosel dan gaya dorong.

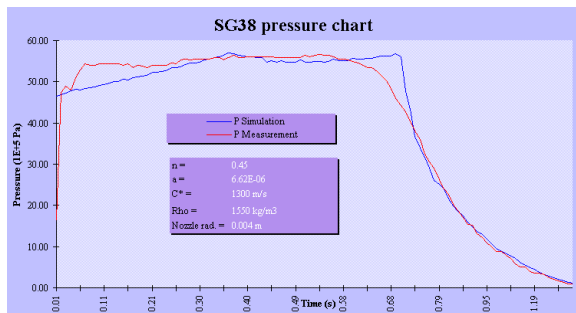
Makalah ini bertujuan untuk memprediksi tekanan statik ruang bakar menggunakan data gaya dorong. Tujuan lainnya adalah memvalidasi hasil prediksi dengan menggunakan simulasi dinamika fluida komputasional.

Manfaat dari penelitian ini akan digunakan untuk menganalisis hasil prediksi perhitungan tekanan statik ruang bakar dan validasi simulasi CFD berdasarkan hasil uji statik pada bulan Maret 2014. Batasan masalah pada penelitian ini adalah parameter propulsi yaitu tekanan ruang bakar, tekanan keluar nosel, bilangan Mach keluar nosel, gas hasil pembakaran dianggap sebagai gas sempurna (*perfect gas*), serta koefisien panas jenis ( $c_p$ ) dianggap konstan.

### 2 TINJAUAN PUSTAKA

Organisasi roket amatir (nerorockets.org, 2013) telah melakukan

pengujian motor roket SG38. Pada pengujian tersebut juga tidak diperoleh data tekanan statik karena tidak ada *mounting* untuk menempatkan sensor tekanan statik pada ruang bakar. Sehingga hanya data gaya dorong yang diperoleh. Tekanan statik pada ruang bakar diprediksi dari data gaya dorong menggunakan metoda tertentu yang hasilnya ditampilkan pada Gambar 2-1 di bawah ini:



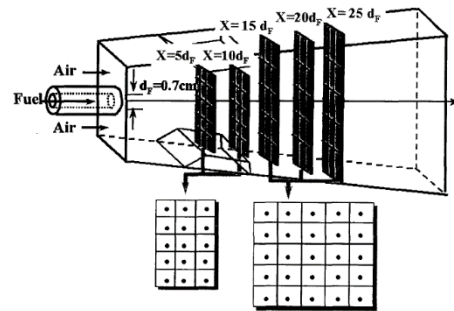
Gambar 2-1: Grafik Hasil Pengujian dan Perhitungan Prediksi Tekanan Statik Ruang Bakar Roket SG38

Konversi dari gaya dorong menjadi tekanan statik ruang bakar juga dilakukan pada penelitian prediksi laju bakar dengan melakukan karakterisasi dari hasil pengukuran *load cell* dengan menggunakan alat karakterisasi *built in* dari CP Technology. Pada penelitian ini, model prediksi laju bakar diperoleh dari hubungannya dengan gaya dorong pada kondisi *steady*. Model laju bakar diformulasikan dalam bentuk persamaan diferensial biasa non linier dan diselesaikan dengan metoda *euler*. Model laju bakar dihitung dengan menggunakan ms-excel dengan fitur *GOAL (fitur iterasi)* untuk memperoleh jarak regresi akhir sama dengan ketebalan *web* sebelum pembakaran propelan (E.Nnali Uroh. dkk, 2016).

Selanjutnya, parameter – parameter simulasi numerik pada nosel ditentukan berdasarkan beberapa penelitian yang telah dilakukan. Setiap

penelitian menggunakan persamaan RANS sebagai model dinamika aliran fluida untuk diselesaikan. A. balabel, dkk, (2011) telah melakukan simulasi numerik untuk aliran di dalam nosel dengan variasi pemilihan model turbulen yaitu model *k-ε standar*, *k-ε extended*, *k-ε-v<sup>2</sup>-f (v<sup>2</sup>-f-1)*, *realizable k-ε-v<sup>2</sup>-f (v<sup>2</sup>-f-2)*, SST (*k-ω*), dan Reynolds Stress Model (RSM). Hasil yang diperoleh menyatakan bahwa untuk *nozzle pressure ratio (NPR)* yang rendah (1.225) model turbulen yang paling akurat adalah SST *k-ω*, sedangkan untuk NPR yang tinggi, model turbulen yang paling akurat adalah SST *k-ω* dan *k-ε extended*.

Huh, dkk (2002), telah melakukan *assessment* gaya dorong pada *supersonic combustor* dengan bentuk menyerupai nosel dengan menggunakan persamaan, simulasi numerik CFD dan eksperimen. Metode eksperimennya yang dilakukan adalah dengan menempatkan 34 *tap* tekanan statik dalam 5 bidang di dalam *nozzle* pada arah longitudinal dan vertical (Gambar 2-2).



Gambar 2-2: Pengukuran Tekanan Statik Ruang Bakar Supersonik Dengan Menggunakan Tap Tekanan Statik

Hasil dari *assessment* yang dilakukan menyatakan bahwa hasil perhitungan gaya dorong dari pengukuran tekanan statik dan penggunaan metoda analitik serta CFD merupakan metode yang dapat diterima untuk digunakan dalam prediksi gaya

dorongan berbagai macam nosel pada roket dan mesin jet.

Fedaravičius, dkk, (2015) juga melakukan perbandingan antara model matematik dengan menggunakan persamaan gaya dorong dan pengujian pada sistem ukur gaya dorong roket ber bahan bakar propelan padat. Hasil yang diperoleh menunjukkan nilai error antara 0,3% sampai 1,8%, sehingga dapat disimpulkan bahwa prediksi gaya dorong dengan menggunakan model persamaan matematika cukup akurat.

Selanjutnya, Swaroopini, dkk, (2015), melakukan simulasi numerik nosel supersonik untuk memperoleh sudut konis yang paling optimum dengan menggunakan model fluida udara (gas ideal), dan gas ideal. Hasil dari simulasi juga dibandingkan dengan hasil perhitungan analitik, dan diperoleh bahwa model fluida dengan gas ideal menunjukkan karakteristik ekspansi yang lebih baik dibandingkan dengan menggunakan udara sebagai gas ideal pada sudut konis di atas 15°. Untuk sudut konis di bawah 15° model fluida udara sebagai gas ideal menunjukkan hasil yang lebih baik. Dengan demikian, maka model udara sebagai gas ideal dapat digunakan dalam memprediksi gaya dorong nosel.

Bogdan, dkk, (2015) melakukan desain nosel convergen-divergen dengan menggunakan simulasi numerik 3-D dan perhitungan analitik. Simulasi numerik dilakukan dengan menggunakan model turbulen k-ε. Hasil desain dan simulasi numerik yang diperoleh menunjukkan bahwa karakteristik aliran di dalam nosel dapat diterima jika dibandingkan dengan hasil eksperimen.

### 3 METODOLOGI

Pada penelitian ini, digunakan persamaan aliran kompresibel isentropik (persamaan 3-1 sampai dengan 3-6) untuk memecahkan tekanan yang

bersesuaian dengan gaya dorong tertentu. Persamaan isentropik biasa digunakan dan cukup akurat untuk mendesain nosel. Pada proses desain propulsi rugi gaya dorong biasanya diasumsikan sampai 5 % dari gaya dorong total. Asumsi ini tentu saja berpengaruh pada besar luas penampang *throat* nosel yang didesain. Namun demikian, pada tulisan ini, proses desain nosel tidak dibahas secara detail, yang dilakukan adalah kebalikannya yaitu untuk analisis perhitungan untuk memprediksi tekanan ruang bakar pada pengujian dari nosel yang sudah ada (sudah didesain).

Persamaan aliran kompresibel isentropic dapat dinyatakan sbb :

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[ \left( \frac{2}{\gamma+1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \quad (3-1)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3-2)$$

Untuk validasi numerik, digunakan juga persamaan

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (3.3)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left( \frac{\rho_0}{\rho} \right)^\gamma = \left( \frac{T_0}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3-4)$$

(Patel, dkk 2016)

Pada proses iterasi, gaya dorong diperhitungkan dengan persamaan berikut (Suttton, 2016) :

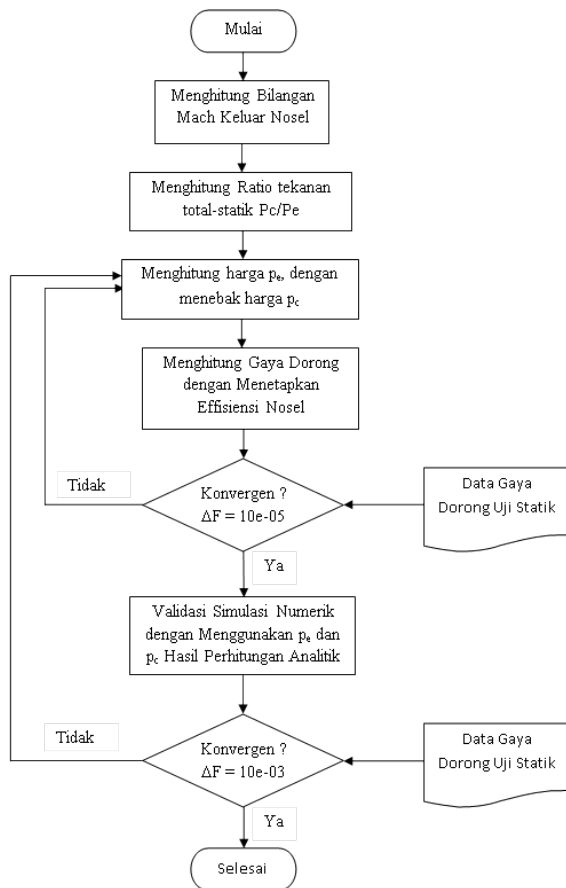
$$F = C_F P_c A_t \eta \quad (3-5)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{(\gamma)}} \right]} + \frac{p_e - p_a A_e}{p_c A_t} \quad (3-6)$$

Selanjutnya, proses iterasi dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak Microsoft Excel dengan

memanfaatkan fitur iterasi yang bernama SOLVER. Pada fitur ini, proses iterasi dilakukan dengan beberapa tahap yaitu : Pertama, Tentukan terlebih dahulu *spreadsheet* yang mencakup semua data yang akan diolah. Kedua, identifikasikan variabel awal yang merupakan harga tebakan awal pada *cell* yang ditentukan dari sistem persamaan. *Cell* ini disebut sebagai *changing cell*. Ketiga, identifikasikan *cell* yang merupakan target dari sistem persamaan sebagai *target cell*, dan Keempat, identifikasikan *constraint*, dan jalankan SOLVER.

Secara detail metodologi pada penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 3-1 berikut ini :



Gambar 3-1: Metodologi Penelitian

Berdasarkan *flowchart* pada Gambar 3-1, prediksi tekanan statik pada ruang bakar dimulai dengan menghitung bilangan mach nosel dengan menggunakan persamaan (3-1).

Selanjutnya, dilakukan perhitungan rasio tekanan statik pada ruang bakar ( $P_c$ ) dan tekanan statik nosel ( $P_e$ ) dengan menggunakan persamaan (3-2) dan dengan menggunakan harga bilangan mach berdasarkan perhitungan bilangan mach pada persamaan (3-1).

Kemudian, setelah rasio tekanan ruang bakar dan keluar nosel diperoleh, langkah selanjutnya adalah menebak harga  $P_e$  dan kemudian dapat diperoleh harga  $P_c$  dari perhitungan. Harga  $P_c$  dan  $P_e$  tersebut selanjutnya digunakan untuk menghitung harga  $C_f$  (persamaan 3-6). Setelah harga  $C_f$  diketahui, maka langkah selanjutnya adalah menghitung harga gaya dorong  $F$  (persamaan 3-5) dengan terlebih dahulu menentukan efisiensi dari nosel tersebut sebagai input pada persamaan (3-5).

Effisiensi nosel ini merupakan variabel bebas dan besarnya ditentukan dengan variasi antara 90% sampai 100%. Besarnya variasi kenaikan efisiensi adalah ditentukan sebesar 1% pada interval 90% sampai 95%, dan 5% pada interval 95% sampai 100%. Pada desain propulsi, harga efisiensi dimasukkan di awal perhitungan (Sutton, 2016). Menurut Barrere (Barrere, 1960), efisiensi 95 % sudah cukup baik sebagai estimasi awal. Efisiensi nosel ini dipengaruhi oleh beberapa faktor antara lain ketidakseragaman aliran keluar nosel, perbandingan luas inlet nosel terhadap luas *throat* yang terlalu kecil, lapisan batas, ketidaksempurnaan pembakaran, dan lain lain (Sutton, 2016)

Untuk satu harga efisiensi, maka hasil perhitungan gaya dorong  $F$  selanjutnya akan dibandingkan dengan gaya dorong hasil eksperimen pada suatu waktu tertentu. Apabila hasil perbandingan menyatakan *error* atau perbedaan yang lebih besar dari  $10.e-05$ , maka proses penentuan  $P_c$  harus diulang dengan melakukan perhitungan ulang

dengan menentukan harga tebakan Pe yang baru, pada harga efisiensi yang tetap. Setelah konvergensi tercapai, langkah selanjutnya adalah melakukan perhitungan dengan cara yang sama untuk menentukan harga Pc dengan melakukan variasi harga efisiensi.

Selanjutnya, apabila proses perhitungan seluruhnya telah dilakukan, maka dilakukan proses validasi dengan menggunakan perangkat lunak Computational Fluid Dynamics (CFD) Numeca. Validasi dengan menggunakan CFD ini akan memberikan gambaran detil perbandingan antara hasil CFD, perhitungan analitik (persamaan (3-2) sampai persamaan (3-5)) dan gaya dorong hasil eksperimen.

**3.1 Simulasi Numerik dengan Perangkat Lunak CFD NUMECA**

Simulasi numerik dengan menggunakan Numeca/Fine Open, menggunakan solver RANS yang diimplementasikan pada *grid hexahedral unstructure*. Secara umum, persamaan – persamaan aliran fluida yang digunakan pada solver ini, dapat dinyatakan dalam persamaan – persamaan berikut ini :

Persamaan Navier-Stokes

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} U \, d\Omega + \int_{\Sigma} \vec{F} \cdot d\vec{S} - \int_{\Sigma} \vec{G} \cdot d\vec{S} = \int_{\Omega} S_T \, d\Omega \tag{3-7}$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, S_T = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho f_{ex} \\ \rho f_{ey} \\ \rho f_{ez} \\ W_f \end{bmatrix} \tag{3-8}$$

$$\vec{F} = \left( \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uH \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vH \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ \rho wH \end{bmatrix} \right) \tag{3-9}$$

$$\vec{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ [u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x] \end{bmatrix}, \tag{3-10}$$

$$\left( \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ [u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y] \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ [u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z] \end{bmatrix} \right)$$

dengan

$$\bar{\tau} = \mu \left( \nabla \otimes \vec{v} + (\nabla \otimes \vec{v})^T - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{v}) \bar{I} \right) + \zeta \nabla \cdot \vec{v} \tag{3-11}$$

$$\vec{q} = -\kappa \nabla T \tag{3-12}$$

**3.2 Persamaan RANS dan Turbulen**

Persamaan RANS merupakan modifikasi dari persamaan Navier-Stokes agar dapat memecahkan permasalahan aliran turbulen. Untuk itu properti aliran didefinisikan sebagai properti rata-rata ditambah dengan properti fluktuatif dan didefinisikan model umum aliran turbulen yang dibuat berdasarkan asumsi Boussinesq yang menggunakan konsep *eddy-viscosity* seperti pada persamaan (3-13) berikut ini :

$$-(\overline{\rho \vec{v}^* \otimes \vec{v}^*}) = \mu_t \left[ 2\bar{S} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{v}) \bar{I} \right] - \frac{2}{3} \bar{\rho} k \bar{I} \tag{3-13}$$

dengan

$$\bar{S} = \frac{1}{2} (\nabla \otimes \vec{v} + (\nabla \otimes \vec{v})^T) \tag{3-14}$$

Kemudian, dengan menerapkan prinsip waktu rata-rata pada properti aliran dan model umum aliran turbulen, dihasilkan modifikasi persamaan navier stokes pada bagian viskos, perpindahan panas difusi, tekanan statik, dan energi, yang secara matematis dapat ditulis pada persamaan (3-15) sampai persamaan (3-18) berikut ini :

$$\bar{\tau}_T = (\mu + \mu_T) + \left[ 2\bar{S} - \frac{2}{3}(\nabla \cdot \bar{v})\bar{I} \right] \quad (3-15)$$

$$\bar{q}_T = -(\kappa + \kappa_T)\nabla T \quad (3-16)$$

$$\bar{p}^* = \bar{p} + \frac{2}{3}\rho k \quad (3-17)$$

$$\bar{E} = \bar{e} + \rho \frac{|\bar{v}|^2}{2} k \quad (3-18)$$

### 3.3 Model Turbulen k-ε Extended Wall

Setelah persamaan RANS diperoleh, selanjutnya, dimodelkan aliran turbulen khusus untuk menyelesaikan persamaan RANS. Model aliran ini didasarkan pada bentuk *eddy viscosity* yang berbentuk linier dan non linier. Untuk bentuk yang linier terdapat beberapa model diantaranya yang digunakan pada penelitian ini yaitu model k-ε *Extended Wall*. Pada model ini, terdapat dua persamaan tambahan yang digunakan untuk menghitung energi kinetik turbulen dan disipasi turbulen. Persamaan tersebut dinyatakan sbb :

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{v} k - (\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}) \nabla k) = P - \rho \varepsilon \quad (3-19)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \varepsilon - (\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}) \nabla \varepsilon) = \frac{1}{T} + (C_{\varepsilon 1} P - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon) + E + \rho S_\varepsilon \quad (3-20)$$

Dan parameter – parameter pada kedua persamaan tersebut dapat dinyatakan dalam persamaan – persamaan berikut ini :

- Produksi Turbulen

$$P = Tr(-(\rho \bar{v} \otimes \bar{v}) \cdot \bar{S}) \quad (3-21)$$

- Skala Waktu Turbulen

$$T = \frac{k}{\varepsilon} + \left( \frac{\nu}{\varepsilon} \right)^{0.5} \quad (3-22)$$

- Parameter spesifik dari model turbulen Yang-Shih (1993)

$$E = \nu \mu_t (\nabla \cdot \bar{S})^2 \quad (3-23)$$

- Koreksi Yap

$$\rho S_\varepsilon = 0.83 \rho \frac{\varepsilon}{T} \left( \frac{\sqrt{k} T}{0.41 y C_\mu^{0.75}} - 1 \right) \left( \frac{\sqrt{k} T}{0.41 y C_\mu^{0.75}} \right)^2 \quad (3-24)$$

- Konstanta turbulen lauder dan spalding (1974)

$$C_\mu = 0.09, C_{\varepsilon 1} = 1.44, C_{\varepsilon 2} = 1.92, \sigma_k = 1.0,$$

$$\sigma_\varepsilon = 1.3$$

- eddy viscosity aliran turbulen

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu k T \quad (3-25)$$

- dinyatakan melalui formula kolmogorov-Prandtl

$$f_\mu = \sqrt{1 - \exp(-c_1 Re_y - c_2 Re_y^3 - c_3 Re_y^5)} \quad (3-26)$$

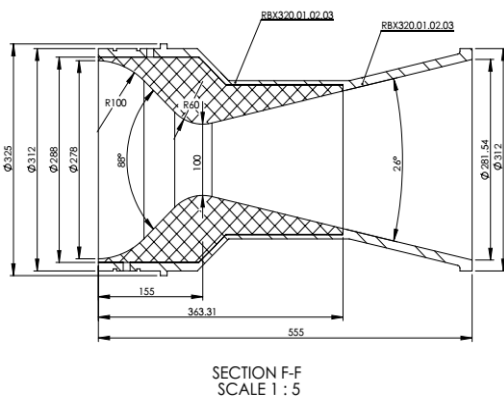
- fungsi damping yang dinyatakan dalam bilangan Reynolds dan memiliki koefisien – koefisien

$$Re_y = \frac{\rho \sqrt{k} y}{\mu} \quad (3-27)$$

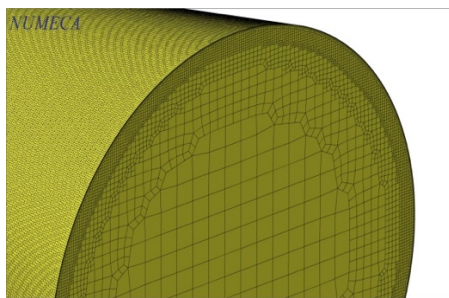
$$c^T = 1.2 \times 10^{-4}, c^3 = 2 \times 10^{-3}, c^5 = 1 \times 10^{-10}$$

Pada model turbulen ini, energi kinetik turbulen k dan disipasi turbulen ε, tidak diselesaikan dengan menggunakan persamaan (3-20) pada lapisan pertama *grid* yang dekat dengan *wall* atau permukaan benda. k dan ε diselesaikan dengan menggunakan *wall function* yang diperoleh dari *Direct Numerical Simulation* (DNS). Sehingga, konstanta turbulen lauder dan spalding tidak digunakan. Namun demikian, skala waktu turbulen persamaan (3-22) dan viskositas turbulen persamaan (3-25) menggunakan model yang sama dengan model k-ε standar.

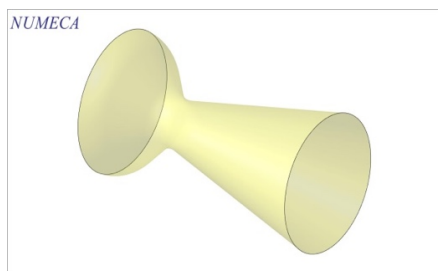
Selanjutnya, pada penelitian ini, validasi dengan menggunakan CFD numeca dilakukan dengan membuat *hexahedral mesh* dengan harga Y+ adalah 20, menggunakan model turbulen  $k - \epsilon$  *extended wall*, model fluida adalah real gas, kondisi batas inlet adalah Pc hasil perhitungan, dan menggunakan teknik level multigrid dengan level 3 yang digunakan pada kasus ini. Geometri Nosel, bentuk grid, pemilihan dan penentuan properti komputasi dapat dilihat pada Gambar 3-2 sampai dengan 3-6 berikut ini :



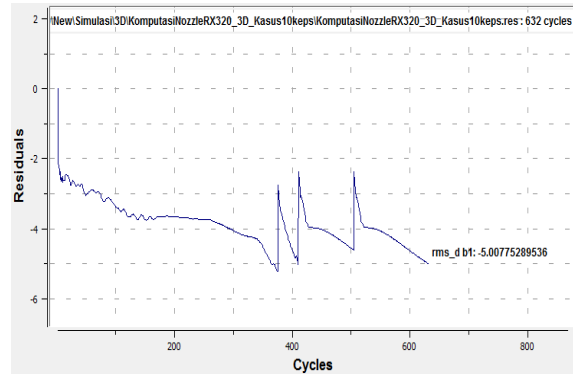
Gambar 3-2: Geometri nosel RX-320



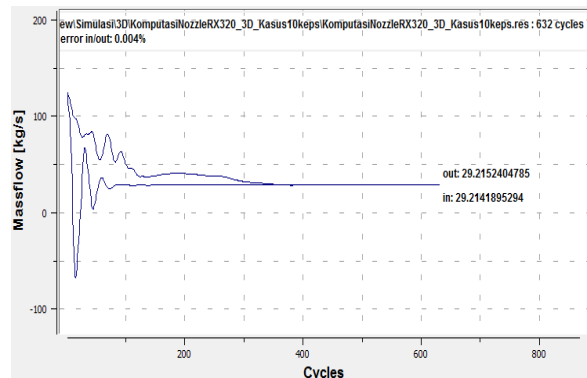
Gambar 3-3: Grid 3-D pada nosel roket RX320



Gambar 3-4: Gambar geometri nosel RX320 sebagai input simulasi numeric



Gambar 3-5: Sejarah Konvergensi Massa Jenis Simulasi Numerik Nosel RX320

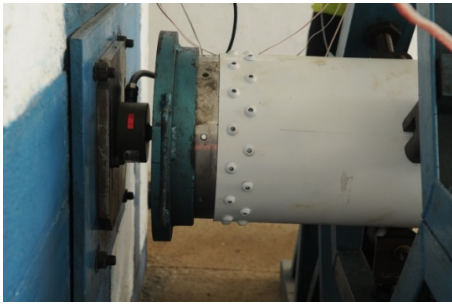


Gambar 3-6: Grafik monitor *massflow* aliran inlet dan outlet di dalam nosel RX320

### 3.4 Metode eksperimen

Metode eksperimen yang dibuat untuk mengukur gaya dorong RX320 ini adalah dengan menempatkan sensor gaya (*load cell*) satu arah pada bagian *head* dari tabung roket yang akan diuji (Gambar 3-7), dimana roket didudukkan pada sistem yang terlihat pada Gambar 3-8. Selanjutnya, setelah bahan bakar mengalami *ignition* dan gaya dorong roket mulai terbentuk (Gambar 3-9), tabung roket akan menekan *load cell* pada bagian *headnya* dan *load cell* akan mengirimkan sinyal gaya dorong tersebut melalui Data Acquisition System (DAQ). Sinyal gaya dorong yang melalui DAQ tersebut selanjutnya diproses dengan menggunakan sebuah perangkat lunak yang hasilnya dapat dilihat melalui layar komputer (Gambar 3-10)





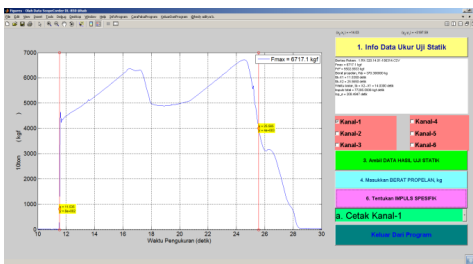
Gambar 3-7: Posisi *load cell* pada *head* tabung RX320



Gambar 3-8: Pengaturan sistem uji statik RX320



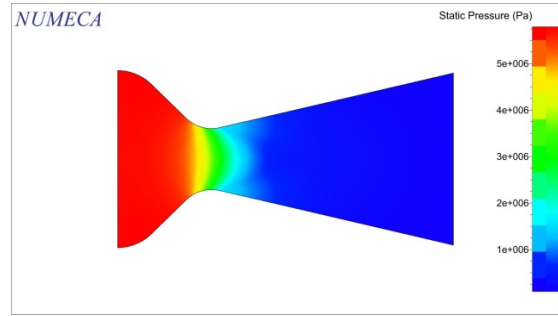
Gambar 3-9: Uji statik RX320 mulai dilakukan



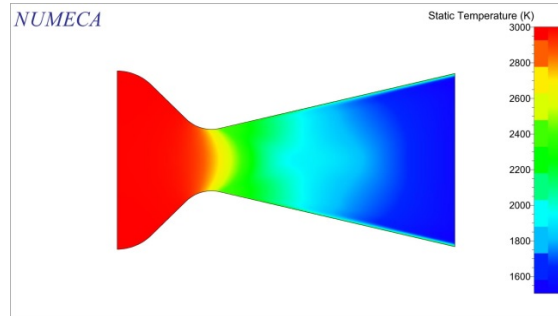
Gambar 3-10: Grafik gaya dorong hasil akuisisi data

#### 4. HASIL DAN PEMBAHASAN

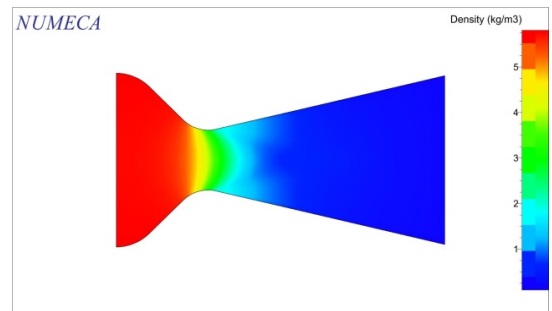
Hasil perhitungan analitik dengan metoda iterasi prediksi tekanan ruang bakar dan hasil validasi numerik dapat dilihat pada Tabel 4-1 dan Gambar 4-1 sampai dengan Gambar 4-4.



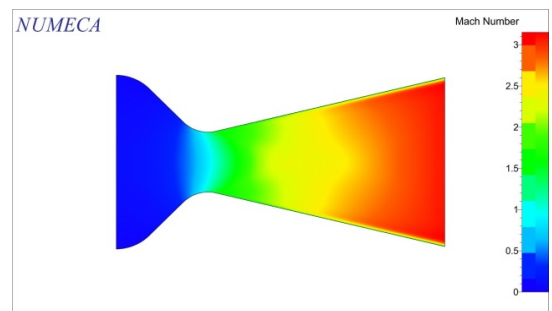
Gambar 4-1: Distribusi tekanan statik pada penampang melintang Rx320



Gambar 4-2: Distribusi temperatur statik pada penampang melintang RX320



Gambar 4-3: Distribusi massa jenis pada penampang melintang RX320



Gambar 4-4: Distribusi bilangan *mach* pada penampang melintang RX320

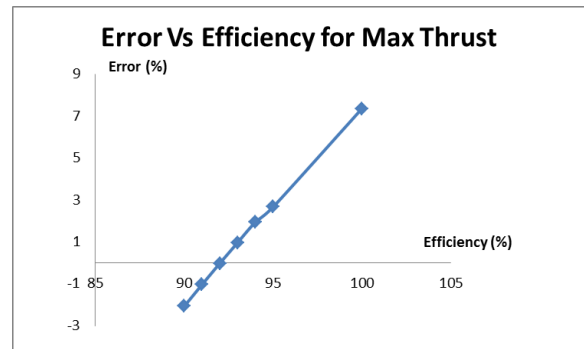
Tabel 4-1: HASIL PERBANDINGAN PERHITUNGAN ANALITIK, NUMERIK DAN EKSPERIMEN

Pc (bar)	Pe (bar)	Effisiensi (%)	v <sub>in</sub> (m/s)	v <sub>out</sub> (m/s)	Massflow (kg/s)	T <sub>max</sub> (N)	T <sub>max<sub>ref</sub></sub> (N)	ΔT (N)	error (%)
53,680	0,951	100	76.0826	2384.88	26.949	62220.24	67171	4950.757	7.370
56,259	0,997	95	76.0842	2385.34	28.311	65376.42	67171	1794.583	2.672
56,807	1,007	94	76.0861	2385.5	28.521	65865.87	67171	1305.13	1.943
57,368	1,017	93	76.0866	2385.61	28.802	66519.12	67171	651.8761	0.970
57,940	1,027	92	76.0851	2385.64	29.089	67182.64	67171	-11.6425	-0.017
58,525	1,037	91	76.0858	2385.76	29.383	67865.16	67171	-694.157	-1.033
59,124	1,048	90	76.0858	2385.85	29.683	68561.42	67171	-1390.42	-2.070

Pada Tabel 4-1 tekanan ruang bakar diperoleh melalui perhitungan analitik yang selanjutnya akan digunakan sebagai input untuk validasi simulasi numerik kondisi batas *inlet* nosel. Nilai tekanan keluar nosel *Pe*, *massflow*, kecepatan *inlet* dan *outlet* nosel, serta gaya dorong maksimum diperoleh dari hasil simulasi numerik. Nilai efisiensi merupakan variabel bebas yang ditentukan untuk menentukan Pc dengan metode iterasi perhitungan analitik, besarnya nilai efisiensi akan menentukan tingkat error antara gaya dorong hasil simulasi numerik dengan gaya dorong hasil eksperimen. Simulasi numerik dilakukan dengan menggunakan komputer berprocessor 8 core dan memory 8 Gb dengan waktu simulasi setiap harga tekanan inlet rata – rata selama 3 jam 22 menit. Waktu simulasi numerik nosel yang dilakukan saat ini cukup lama sehingga diharapkan dapat ditingkatkannya kapasitas komputer untuk memangkas waktu simulasi numerik tersebut.

Dari Tabel 4-1 dapat dilihat bahwa nilai perkiraan tekanan statik ruang bakar hasil metoda invers bervariasi akibat pemilihan nilai efisiensi nosel. Akibatnya, nilai gaya dorong hasil simulasi numerik juga berdampak bervariasi terhadap efisiensi nosel.

Semakin tinggi nilai efisiensi nosel, semakin rendah nilai tekanan statik ruang bakar dan semakin kecil nilai gaya dorong hasil simulasi numerik. Selanjutnya, variasi error gaya dorong dengan harga efisiensi nosel dapat juga ditampilkan pada Gambar 4-5



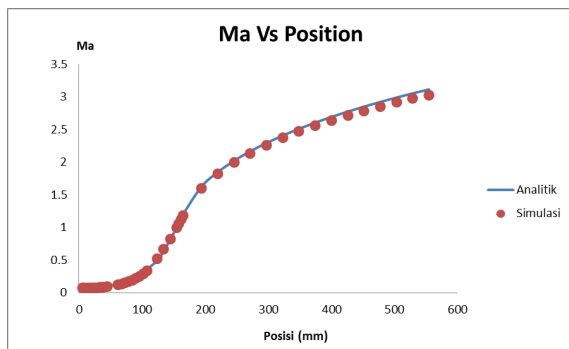
Gambar 4-5: Grafik selisih (*error*) Vs Efisiensi nosel RX-320

Dari Tabel 4-1 dapat dilihat bahwa *error* terkecil diperoleh pada saat efisiensi perhitungan analitik mencapai harga disekitar 92 %, tekanan ruang bakar Pc adalah 57,94 bar, tekanan keluar nosel Pe adalah 1,026 bar. Berdasarkan data hasil simulasi ini, maka dapat dinyatakan bahwa tekanan statik ruang bakar pada gaya dorong maksimum adalah 57,94 bar.

Setelah harga tekanan ruang bakar diperoleh melalui validasi simulasi numerik dengan gaya dorong sebagai

parameter validasinya, selanjutnya dilakukan validasi yang lebih detil antara perhitungan metoda invers analitik dan simulasi numerik.

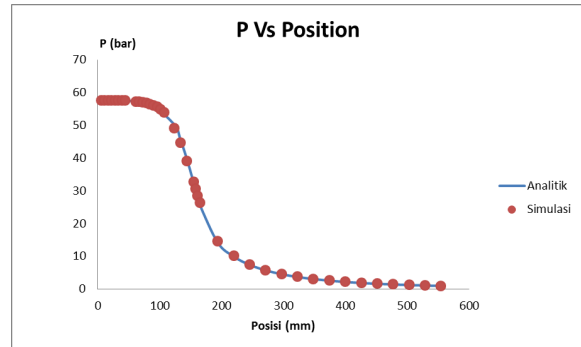
Perbandingan ini dilakukan untuk menilai keakurasian nilai karakteristik aliran di setiap posisi longitudinal di dalam nosel hasil metode invers analitik. Adapun perbandingan ini dilakukan terhadap simulasi numerik dikarenakan simulasi numerik memodelkan dinamika gas di dalam nosel dengan model aliran paling mendekati kondisi nyata aliran hasil eksperimen. Selain itu, perbandingan tersebut dilakukan karena tidak tersedianya data – data detil karakteristik aliran hasil eksperimen. Perbandingan kondisi aliran didalam nosel tersebut dapat dilihat pada Gambar 4-6 sampai dengan 4-9 berikut ini :



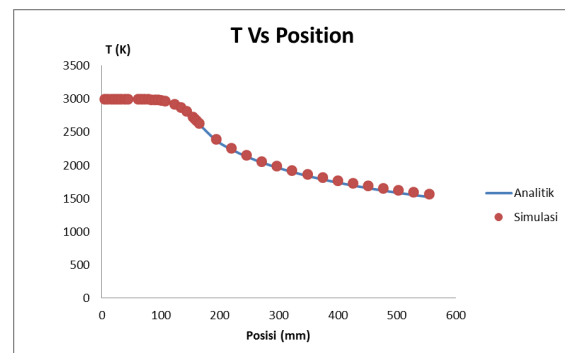
Gambar 4-6: Grafik bilangan mach di setiap posisi penampang RX320

Pada Gambar 4-6 diatas dapat dilihat bahwa perbedaan harga bilangan mach mulai terlihat ketika aliran telah melewati nosel ( $x = 220,03$  mm) dan semakin membesar hingga mencapai *exit* nosel. Perbedaan ini terjadi karena pada simulasi numerik dilakukan pemodelan lapisan batas pada permukaan dinding nosel, sedangkan dalam perhitungan analitik (metoda invers) mengabaikan adanya lapisan batas (aliran dianggap *inviscid*). Lapisan batas akan terlihat pengaruhnya setelah melewati nosel

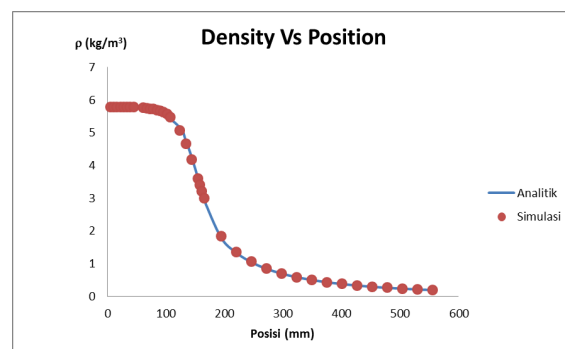
yang ditandai dengan adanya *loss of momentum* dari aliran sehingga kecepataannya berkurang. Perbedaan harga bilangan mach setelah *throat* nosel ini berkisar antara 1 sampai dengan 3 %, sehingga dikatakan bahwa perhitungan analitik cukup valid.



Gambar 4-7: Grafik Tekanan Statik di Setiap Posisi Penampang RX320



Gambar 4-8: Grafik temperatur statik di setiap posisi penampang RX320



Gambar 4-9: Grafik massa jenis di setiap posisi penampang RX320

Pada Gambar 4-7 sampai dengan 4-9, Nampak bahwa nilai karakteristik aliran seperti tekanan statik, temperatur

statik, dan massa jenis antara hasil perhitungan analitik dan simulasi numerik cukup kecil (rata – rata di bawah 1 %). Dengan demikian perhitungan analitik dinyatakan cukup valid.

## 5 KESIMPULAN

Prediksi tekanan ruang bakar dengan menggunakan metode analitik invers dapat digunakan dengan penentuan harga efisiensi yang tepat. Validasi dengan menggunakan simulasi numerik dengan pembandingan hasil eksperimen cukup banyak memakan waktu komputasi namun demikian dengan perkembangan komputer saat ini hal tersebut dapat diatasi. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa dengan harga efisiensi yang tepat (92%), maka prediksi tekanan statik ruang bakar Pc pada kondisi gaya dorong maksimum sebesar 67171 N dengan menggunakan metode analitik invers yaitu sebesar 57.94 bar.

Dengan validnya metode ini (*error* 0.017%), maka tekanan ruang bakar dapat dicari dengan cara yang sama untuk setiap gaya dorong yang terjadi pada nosel roket RX320 ini. Dengan diketahuinya tekanan ruang bakar pada nosel roket RX320 ini, maka dapat dilihat hubungan antara gaya dorong, efisiensi nosel, dan tekanan ruang bakar roket. Data hubungan ini pada akhirnya sangat berguna untuk kepentingan desain ruang bakar dimana telah ditentukan terlebih dahulu profil gaya dorong yang diinginkan.

## UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis menyampaikan terima kasih kepada Bapak Saeri Azis atas dukungannya pada Program RX320. Penulis juga menyampaikan ucapan terima kasih pada Wely Pasadena dan Bapak Hedy Aditya atas data-data

pendukung yang berguna dalam pembuatan tulisan ini. Ucapan terima kasih juga disampaikan kepada Bapak Dr. Carolus Bintoro atas dukungannya dalam penggunaan perangkat lunak Numeca.

## DAFTAR RUJUKAN

- Balabel, A., *et al.*, (2011). *Assessment of turbulence modeling for gas flow in two-dimensional convergent-divergent rocket nozzle*, Journal of Applied Mathematical Modelling No.35 p 3408-3422
- A.Shanthi Swaroopini., *et al.*, (2015). *Numerical Simulation and Optimization of High Performance Supersonic Nozzle at Different Conical Angles*, International Journal of Research in Engineering and Technology (IJRET). Volume: 04 Issue: 09
- Barrere, Marcel, (1960) *Rocket Propulsion*, Elsevier Publishing Company
- Bogdan-Alexandru Belega., *et al.*, (2015). *Analysis of Flow in Convergent-Divergent Rocket Engine Nozzle Using Computational Fluid Dynamics*, International Conference of Scientific Paper
- F.Algimantas., *et al.*, (2015). *Design of the testing system for solid propellant rocket motor thrust measurements using mathematical modelling techniques*, Journal of Measurements in Engineering, Volume 3, Issue 4
- <http://www.nerorockets.org/nero/ne/h-projects:htm>, 2015
- Huh., *et al.*, (2002). *Assessment of Thrust from Pressure Measurements*, 38<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, Indiana.
- Nnali-uoh., *et al.*, (2016). *Prediction of Instantaneous Burning Rate of Solid Propellant for a Solid Rocket Motor*, International Journal of Scientific Engineering and Applied Science (IJSEAS)
- Numeca User Manual, (2015). *Fine Open User Manual*, Numeca International.

Patel., *et al.*, (2016). *Concepts and CFD Analysis of De-Laval Nozzle*, International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET)

Sutton, George P., Biblarz, Oscar, (2017). *Rocket Propulsion Elements* 9<sup>th</sup> Edition, John Wiley and Sons, ISBN : 9781118753880

