

## Implikasi Desain Kurvatur Throat Terhadap Kinerja Nosel Konvergen-Divergen

\*Bagus H. Jihad, \*\*\*Dedi Priadi, \*\*\*Tresna P. Soemardi, \*\*Eddy S. Siradj

\*Peneliti Bidang Propulsi, PUSTEKWAGAN, LAPAN

\*\*Dept. Mesin, FT-UI

\*\*\*Dept. Metalurgi dan Material, FT-UI

(e-mail: bagusjihad@y7mail.com)

### Abstrak

Berbagai jenis nosel telah diaplikasikan secara luas pada aplikasi antariksa, salah satu tipe nosel yang paling umum adalah nosel konvergen-divergen tipe kerucut. Desain nosel tipe ini juga sangat beragam, diantaranya adalah penerapan variasi pada bagian upstream dan downstream throat. Beberapa desain nosel mempunyai jejari upstream dan downstream berbeda, beberapa yang lain memiliki jejari upstream dan downstream sama yang disebut jejari kurvatur throat.

Paper ini mendiskusikan tentang penerapan jejari kurvatur throat nosel menurut standar JPL, Rao dan ONERA, diperoleh tiga buah model nosel, NC\_1, NC\_2 dan NC\_3. Jejari kurvatur yang digunakan adalah  $r_c = 0,625.r_i$ ;  $r_c = 1,5.r_i$  dan  $r_c = 2.d_i$ . Panjang masing-masing nosel adalah 3,1345; 3,3733 dan 3,7026 (non-dimensional). Nosel yang didesain merupakan nosel konvergen-divergen tipe kerucut dengan kecepatan keluar exit nosel  $M_e = 2$  dengan sudut bagian divergen  $15^\circ$ .

Hasil simulasi memperlihatkan bahwa model nosel NC\_3 menghasilkan penurunan gaya dorong paling kecil, yaitu sebesar 0,605% dari nilai prediksi. Untuk Nosel NC\_2 penurunannya sebesar 1,675%, sedangkan model nosel NC\_1 menghasilkan penurunan gaya dorong yang lebih rendah, yaitu sebesar 3,117%. Tekanan keluar nosel NC\_1, NC\_2 dan NC\_3 sedikit lebih besar dari nilai tekanan ambien.. Kecepatan keluar nosel untuk ketiga model nosel di bawah nilai desain, yaitu  $M_e = 2$  sehingga perlu ditambahkan perhitungan koreksi lapis batas.

*Kata Kunci:* Jejari kurvatur, upstream dan downstream, throat nosel, konvergen-divergen, gaya dorong.

### Pendahuluan

Variasi konfigurasi nosel konvergen-divergen telah banyak diaplikasikan pada industri dirgantara. Bentuk dan kompleksitas sebuah nosel tergantung pada tingkat performa yang diharapkan dan pada aplikasi nosel bersangkutan (ruang angkasa, misil balistik atau misil taktis). Variasi kontur nosel supersonik, termasuk dimensinya (panjang dan rasio ekspansi), sangat menentukan impuls spesifik wahana, baik dalam kondisi vakum atau pada *sea-level*. Dumnov, 2000, membagi prosedur desain kontur nosel menjadi dua; 1) desain bentuk kontur nosel sebagai kurva yang menghubungkannya dengan bagian throat dan divergen, 2) pemilihan panjang dan rasio ekspansi nosel. Keduanya sama pentingnya dan saling bergantung. Memvariasi bentuk kontur nosel dan panjang nosel dapat mempengaruhi rugi-rugi divergensi, *boundary layer*, dan mempengaruhi bobot nosel. Sedangkan variasi pada rasio ekspansi nosel dapat mempengaruhi impuls spesifik, baik pada kondisi *sea-level* maupun pada keadaan kondisi udara vakum.

Sutton, 2001, menyatakan bahwa, bagian konvergen (bagian antara ruang bakar dan throat) bukan merupakan bagian penting dari nosel untuk memperoleh kinerja yang tinggi. Aliran subsonik pada bagian ini akan dengan mudah dipengaruhi oleh penurunan tekanan yang kecil. Pengambilan kurva jejari inlet nosel, sudut kemiringan konvergen, kurva dinding kontur atau bentuk inlet nosel dapat diambil sesuai kebutuhan. Demikian juga kontur throat tidak terlalu kritis terhadap performa, jejari atau kurvatur yang kecil biasanya cukup dapat diterima. Gradien tekanan cukup tinggi pada kedua daerah ini dan alirannya akan menempel pada dinding. Perbedaan prinsip pada konfigurasi nosel adalah pada bagian divergen. Dua bentuk bagian divergen yang umum adalah kerucut (cone) atau kontur bel.

Nosel tipe bel memberikan performa maksimum dalam bentuk rugi tekanan total dan rugi gaya dorong yang rendah. Rugi tekanan dikatakan rendah karena laju ekspansi adalah gradual dan rugi gaya dorong minimum karena yang keluar melalui nosel hampir sepenuhnya aksial. Kekurangan nosel bel adalah kesulitan dalam fabrikasi, biaya tinggi dan tidak untuk kepentingan

militer. Nosel untuk keperluan militer cenderung membutuhkan desain yang lebih kompak dengan fabrikasi yang sederhana. Untuk itu dapat digunakan nosel kerucut  $15^\circ$  yang memberikan kinerja paling baik dibandingkan sudut divergen yang lain [Wirola, 2000]. Performa nosel ini tidak melebihi performa nosel bel [Arrington, 1996], karena rugi tekanan total yang lebih tinggi dan kehilangan gaya dorong (sekitar 3%) akibat gas keluar nosel tidak sepenuhnya aksial. Tetapi dimensinya lebih pendek daripada nosel bel dan lebih mudah difabrikasi dengan biaya lebih murah.

Kontur pada bagian throat dapat berupa jejari kurvatur ( $r_c$ ) yang dimulai sebelum throat (*upstream*) dan berakhir sebelum bagian divergen (*downstream*). Dengan demikian, jejari bagian *upstream* ( $r_u$ ) dan *downstream* ( $r_d$ ) memiliki nilai yang sama, walaupun panjang busurnya berbeda. Model yang kedua adalah jejari bagian *upstream* dan *downstream* throat memiliki nilai yang berbeda. Sutton, memberikan nilai 1,5 kali jejari throat untuk bagian *upstream* dan 0,4 kali untuk bagian *downstream*. Rao, 1959, memberikan nilai yang berbeda; 1, dan 0,45. ONERA memberikan nilai 2 kali diameter throat, sedangkan Öttslund memberikan harga 1,5 dan 0,45. Untuk standar JPL, diantaranya yang digunakan pada nosel SSME adalah 0,625 dan 0,382.

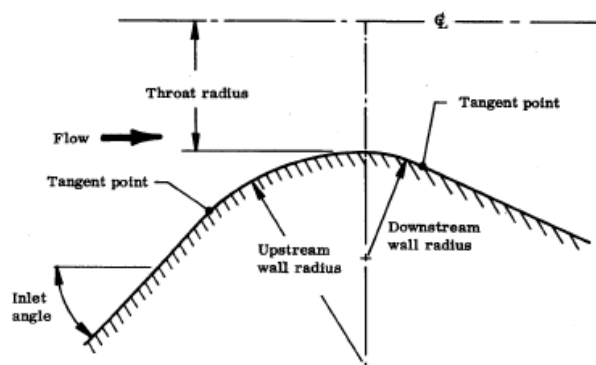
Paper ini mendiskusikan pengaruh desain kurvatur pada bagian throat terhadap performa. Nosel kerucut yang dipilih sebagai bahan kajian dengan sudut kemiringan divergen  $15^\circ$ , sudut kemiringan bagian konvergen  $45^\circ$ . Desain kurvatur yang digunakan mengikuti standar JPL,  $r_c = 0,625r_t$ ; model Rao, Öttslund atau Sutton, yaitu  $r_c = 1,5 r_t$  dan ONERA  $r_c = 2 \cdot d_t$ . Nosel didesain untuk memberikan kecepatan keluar sebesar Mach 2, pada kondisi ini diperoleh rasio ekspansi  $\varepsilon = A_d/A_t$ , 1,687 dengan tekanan 7,825 atm.

Hasil kajian ini penting sebagai masukan pada Bidang Propulsi untuk mendapatkan desain nosel kerucut yang paling tepat, dan memberikan kinerja yang terbaik untuk diaplikasikan pada nosel roket LAPAN.

## Konstruksi Nosel

### 1. Bagian Inlet

Bagian inlet nosel atau bagian konvergen, umumnya berbentuk kerucut. Medan aliran yang terjadi menggambarkan bagian konvergen ini, dimana studi aliran dengan gas dingin telah lama dilakukan oleh para ahli, simulasi menggunakan metoda ini memberikan data yang sangat dibutuhkan dalam desain nosel. Desain bagian ini dipengaruhi oleh nosel yang diharapkan, apakah berupa nosel eksternal, nosel submerged atau merupakan sebuah nosel *blast-tube*. Nisbah kontraksi, yaitu bagian yang berhubungan dengan ruang bakar, selalu ditentukan oleh ruang bakar itu sendiri dan kebutuhan desain sistem daripada oleh kebutuhan desain nosel. Setengah sudut (*half-angle*), atau sudut inlet dari bagian konvergen ini bervariasi antara  $1^\circ$  hingga  $75^\circ$  dengan desain yang paling umum adalah  $45^\circ$  (gambar 1). Studi empiris mengindikasikan variasi kecil terjadi terhadap impuls spesifik akibat perubahan sudut inlet ini.



Gambar 1. Bagian inlet nosel hingga throat.

### 2. Bagian Upstream

Geometri dinding nosel pada bagian *upstream* throat menentukan distribusi besaran gas pada throat. Jejari yang digunakan untuk busur bagian *upstream* bervariasi dari nol (throat tajam) hingga  $5x$

jejari throat. Desain pada umumnya antara 1 – 2 kali jejari throat untuk roket padat [NASA SP-8115]. Nisbah jejari bagian *upstream* terhadap throat,  $R_d/R_t$  antara 0,6 – 1,5 untuk roket cair [NASA SP-8120].

### 3. Throat

Desain aerodinamika bagian throat terdiri atas tangen busur *upstream* dan tangen busur *downstream* throat, gambar 1. Beberapa desain nosel mempunyai throat berbentuk silinder dengan panjang tertentu, hal ini menambah panjang nosel, diantaranya adalah desain blast-tube. Jika desain blast-tube diperlukan untuk keperluan desain, bagian panjang blast-tube dapat dianggap sebagai throat silinder, sehingga panjang nosel dapat diminimalkan. Kecepatan pada bagian throat diasumsikan pada Mach = 1.

### 4. Bagian Downstream

Untuk sebuah rasio ekspansi, efisiensi nosel maksimum dengan panjang tertentu diperoleh menggunakan sebuah belokan tajam (*sharp corner/zero radius*) antara jejari *upstream* dan kontur supersonik (lihat Jihad<sup>[1]</sup> et al, 2008). Jejari busur bagian *downstream* bervariasi mulai 0 – 6 kali jejari throat, dimana kebanyakan desain antara 1 – 2 kali jejari throat. Beberapa studi memberikan hasil yang berbeda; beda impuls spesifik yang dihasilkan dengan busur *downstream* 0,5 kali jejari throat dapat diabaikan, peningkatan terjadi dengan jejari 0,5 – 0,6 kali jejari throat. Kecenderungan yang ada sekarang menggunakan jejari lebih kecil, karena diinginkan reduksi terhadap panjang nosel tanpa penurunan performa. Ötslund, 2003, menggunakan jejari  $1,5r_t$  pada bagian *upstream* dan 0,5 pada bagian *downstream*, sedangkan Rao, 1961, menggunakan  $1,5r_t$  dan  $0,45r_t$ . Nosel konikal ( $45^\circ$  untuk bagian inlet dan  $15^\circ$  pada bagian divergen) yang digunakan pada Lab. Jet Propulsi (JPL) mempunyai perbandingan 0,625 (rasio kurva jejari throat terhadap jejari throat). Tetapi NASA menyarankan untuk nosel kerucut dengan setengah sudut kerucut  $15^\circ$ ,  $R_d/R_t$  harus diambil tidak kurang dari 0,75, karena akan timbul *oblique shock waves* yang muncul dari daerah tangen *downstream* [NASA SP 8115].

Jika densitas gas relatif rendah (tekanan ruang bakar rendah) atau nosel yang relatif kecil, rasio jejari *downstream*  $R_d/R_t$  harus cukup besar untuk mendapatkan ekspansi selambat mungkin guna mempertahankan komposisi kimia mendekati *equilibrium*. Jika ekspansi terjadi sangat cepat dan deviasi yang signifikan dari komposisi *equilibrium* terjadi dekat *throat*, menghasilkan rugi-rugi performa untuk kombinasi propelan tertentu. Geometri dinding bagian *downstream* dipilih utamanya kesesuaian antara performa kinetik (yang meningkat dengan rasio jejari), dan performa aerodinamik (yang menurun dengan rasio jejari).

### 5. Bagian Ekspansi

Pilihan konfigurasi keluaran antara bentuk kerucut atau kontur/bel dibuat berdasarkan pertimbangan performa, bobot dan biaya. Keluaran nosel dibuat kontur guna mengurangi panjang, panjang nosel kontur lebih pendek daripada bentuk kerucut, tetapi memberikan performa yang serupa. Panjang nosel bel biasanya dituliskan sebagai persen (misalnya 80% bell), yang berarti panjangnya sekian persen dari panjang nosel kerucut  $15^\circ$  dengan rasio ekspansi yang sama.

#### 5.1 Kerucut

Sudut setengah kerucut bervariasi antara  $6^\circ$  -  $18^\circ$ , tetapi banyak yang menggunakan antara  $12^\circ$  -  $18^\circ$ , dengan  $15^\circ$  merupakan nilai yang sering dipilih. Sudut yang kecil membuat nosel menjadi panjang (juga berat). Kerugian akibat divergensi ini dirumuskan sebagai,

$$\text{Rugi divergensi} = 1 - \lambda, \text{ dimana } \lambda = \frac{1 + \cos \alpha}{2}$$

Untuk sebuah panjang bagian throat hingga exit, tekanan ambien, dan tekanan ruang bakar, sudut kerucut yang dapat memaksimalkan koefisien gaya dorong  $C_F$  dapat diestimasi menggunakan persamaan 1-D,

$$\max C_F = \lambda \left[ C_{F,vac} - \varepsilon \frac{P_e}{P_c} \right] + \frac{\varepsilon}{P_c} \cdot (P_e - P_a) \quad (1)$$

dimana:

- $C_F$  = koefisien gaya dorong yang dihasilkan
- $C_{F,vac}$  = koefisien gaya dorong pada kondisi vakum dengan rugi divergensi nol
- $\varepsilon$  = rasio ekspansi
- $P_e$  = tekanan gas keluar nosel
- $P_a$  = tekanan ambient
- $P_c$  = tekanan ruang bakar

## 5.2 Kontur/Bel

Busur lingkaran, parabola dan streamline menggunakan metoda karakteristik merupakan yang sering digunakan untuk mendefinisikan kontur exit <sup>[Rao, 1958]</sup>. Sudut dinding pada titik tangen dengan busur downstream throat dianggap sebagai mulainya sudut divergen atau sudut maksimum bentuk keluaran. Sudut dinding pada bidang keluar dianggap sebagai sudut keluar.

Sudut mula divergensi hingga 32° biasa digunakan, walaupun sudut yang paling umum terletak antara 20° - 26°. Perbedaan antara sudut mula dan sudut keluar memberikan pengaruh yang signifikan terhadap performa. NASA SP-8039, memberikan gambaran bahwa kerugian yang besar terjadi bila beda antara sudut mula divergen dan sudut keluar melebihi 12°.

Rugi-rugi performa nosel akibat interaksi viskous dari gas ekspansi dan dinding nosel haruslah dipertimbangkan dalam pemilihan panjang dan rasio ekspansi nosel. Kombinasi propelan yang menghasilkan temperatur sangat tinggi dapat menyebabkan rugi performa 5 – 10% kecuali jika dinding downstream throat didesain guna memberikan laju ekspansi cukup rendah untuk mempertahankan komposisi mendekati *equilibrium* (rasio ekspansi 2 – 5).

## 6. Rasio Ekspansi ( $\varepsilon$ )

Jika koefisien gaya dorong telah dispesifikasikan, dilakukan pemilihan rasio ekspansi yang berhubungan dengan koefisien tersebut dan konfigurasi exit yang dispesifikasikan. Untuk nosel uji disarankan menggunakan rasio ekspansi dengan prediksi tekanan exit sama dengan tekanan *ambient*. Untuk nosel yang akan digunakan dalam operasi terbang, rasio ekspansi 7 – 10 untuk tingkat pertama, dan tingkat pertama untuk wahana yang beroperasi pada ketinggian rendah, 15 – 80 untuk tingkat berikutnya dan wahana yang beroperasi pada tingkat ketinggian tinggi.

Kontur nosel yang menghasilkan performa tinggi diperoleh dengan mendesain nosel ideal dengan rasio ekspansi lebih tinggi dari yang dibutuhkan, sehingga nosel ideal tersebut dipotong (*truncated*) hingga rasio ekspansi yang diinginkan, akan diperoleh panjang nosel yang tepat [NASA SP-8120]. Nosel tipe ini terkadang disebut sebagai nosel optimum, performanya hanya dapat mendekati desain nosel optimum dengan metoda matematis, bedanya cukup kecil. Tidak seperti metoda desain optimum, metoda *ideal-truncated* dapat digunakan untuk mendesain sebuah nosel sependek yang diharapkan.

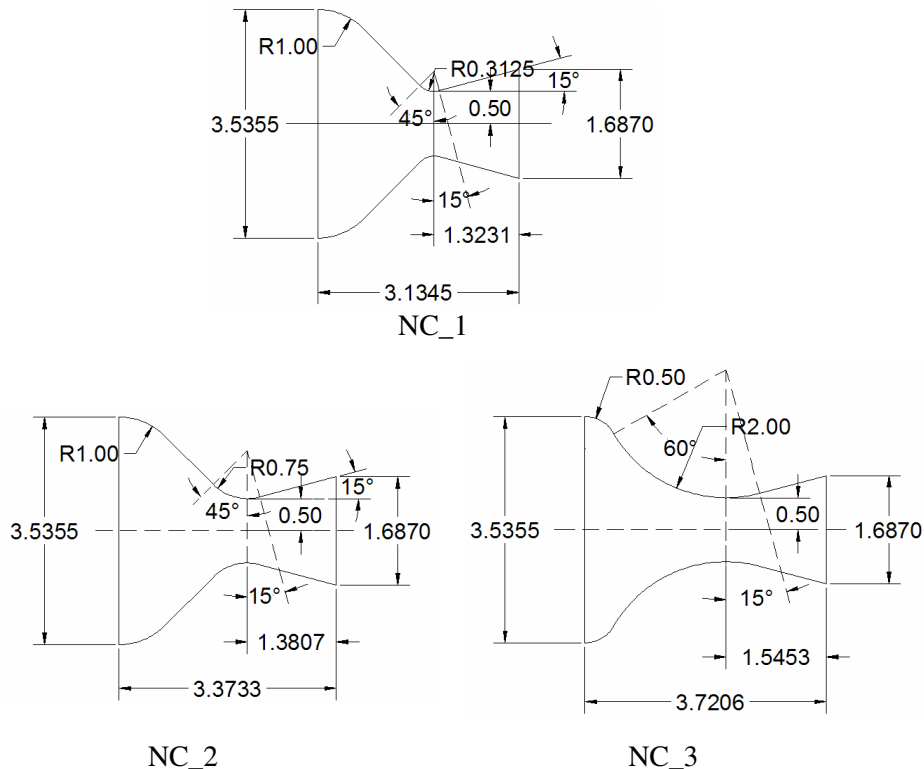
## Metodologi

### 1. Desain Nosel

Untuk mendapatkan kecepatan keluar nosel  $M_e = 2$ , maka rasio ekspansi nosel,  $\varepsilon = A_e/A_t$ , dihitung menggunakan persamaan (2). Dengan memasukkan nilai  $\gamma = 1,4$  untuk udara (temperatur inlet 300K), maka diperoleh rasio ekspansi nosel sebesar 1,687 pada tekanan *chamber* 7.825 atm. Dengan menggunakan sudut konvergen 45 derajat, sudut divergen 15 derajat, serta memberikan jejari kurvatur pada bagian throat, diperoleh tiga buah desain nosel, masing-masing NC\_1, NC\_2 dan NC\_3. Ketiga

model nosel tersebut memiliki panjang yang berbeda, karena pengaruh aplikasi jejari kurvatur yang juga berbeda. Gambar 2. memperlihatkan detail geometri nosel tersebut, NC\_1 dengan  $r_c = 0,625.r_t$ , NC\_2 dengan  $r_c = 1,5.r_t$ , dan NC\_3 dengan  $r_c = 2.d_t$ .

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$



Gambar 2. Geometri nosel kerucut dengan jejari kurvatur berbeda.

Prediksi gaya dorong dilakukan dengan menggunakan persamaan pada Aksel dan Erarp, 1994. pada kondisi tersebut diperoleh harga  $P_e/P_o = 0.1278$ ; dan  $T_e/T_o = 0,5556$ . Dengan demikian untuk kondisi optimum, dimana  $P_o = 1$  atm, maka diperoleh tekanan dan temperatur exit nosel  $P_e = 1.000035$  atm dan  $T_e = 166.68$  K. Menentukan nilai  $P_e$  juga dapat dilakukan dengan menggunakan persamaan berikut (Young, 2005),

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left( \frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}{\sqrt{\left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \left( \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)}} \quad (3)$$

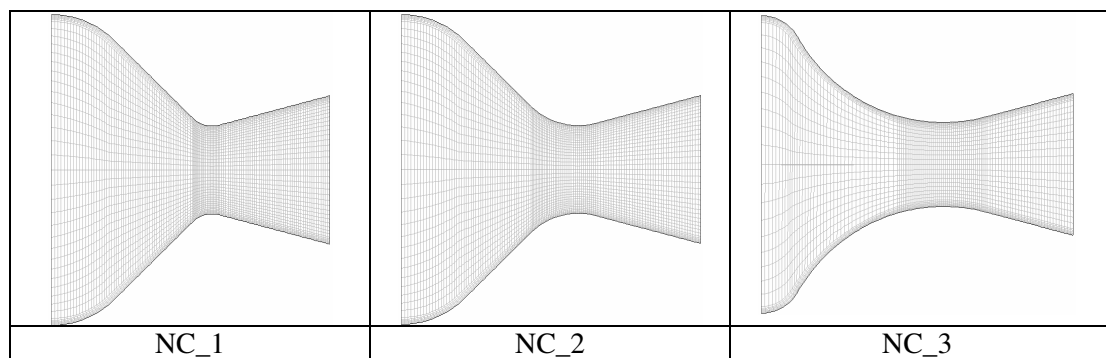
Kecepatan exit yang dihasilkan nosel,  $Ve = M\sqrt{\gamma.R.T}$  diperoleh harga  $Ve = 517.405$  m/s. Densitas  $\rho_e = P_e / R.T_e$  diperoleh harga  $2.0905$  kg/m<sup>3</sup>. Dengan demikian, maka laju alir masa pada exit nosel,

$\dot{m} = \rho_e \cdot Ve \cdot A_e = 1.9856 \text{ Kg/s}$  sehingga gaya dorong yang dihasilkan,  $F = \dot{m} \cdot Ve = 104.7257 \text{ Kg}$  [Jihad<sup>[3]</sup> et al, 2008].

## 2. Simulasi CFD

Sebelum dilakukan simulasi, penting untuk membuat grid pada nosel sehingga tujuan yang diharapkan tercapai. Untuk masing-masing nosel, meshing dibedakan atas tiga daerah kondisi, yaitu bagian konvergen, bagian throat (bagian kurvatur) serta bagian divergen. Nampak pada gambar 3, bahwa grid pada bagian throat dibuat lebih rapat, hal ini dimaksudkan agar karakteristik aliran akibat perbedaan aplikasi jejari kurvatur pada bagian ini dapat teramati dengan jelas. Hal yang sama juga dilakukan pada bagian dinding nosel, untuk mendapatkan gambaran lapisan batas yang terbentuk.

Aliran pada nosel merupakan aliran turbulen, maka simulasi dilakukan dengan model turbulen k-ε [Jihad<sup>[2]</sup> et al., 2008]. Model turbulen yang digunakan adalah model Realizable k-ε, kata “realizable” mengacu pada model yang memenuhi batasan matematis tertentu pada Reynold stress, konsisten dengan fisik aliran turbulen. Keuntungan model ini adalah prediksi laju sebaran yang lebih akurat, baik semburan planar maupun melingkar. Kinerjanya juga superior untuk aliran yang mengandung rotasi, lapisan batas dengan gradien tekanan yang kuat, separasi dan resirkulasi. Studi menunjukkan bahwa model ini memiliki kinerja yang lebih baik dibandingkan model terdahulu (k-ε RNG dan k-ε standar) melalui beberapa validasi aliran separasi dan aliran dengan fitur yang kompleks [Fluent, 2003].



Gambar 3. Grid Nosel untuk NC-1, NC\_2 dan NC\_3.

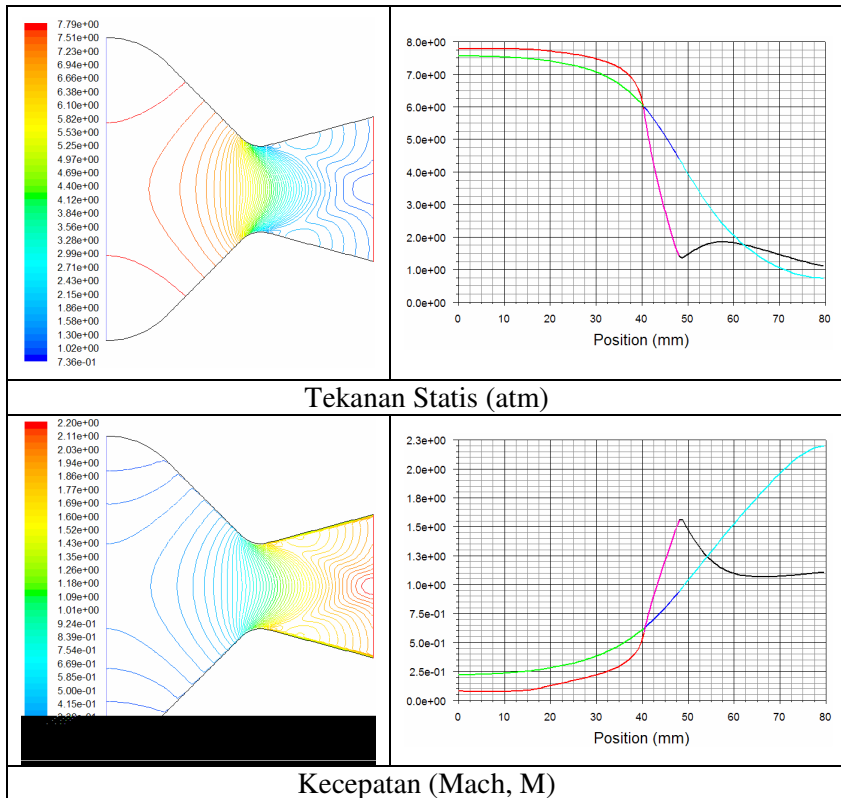
## Hasil Dan Pembahasan

### 1. Hasil

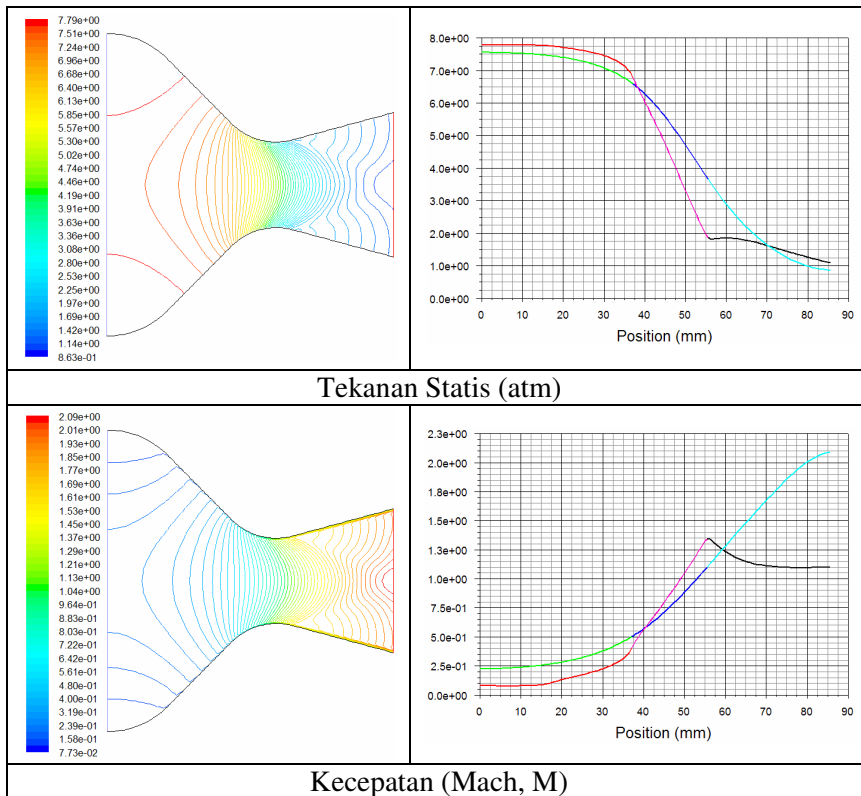
Dari simulasi yang dilakukan diperoleh hasil pada tabel I. Semua kondisi diperoleh pada bagian exit nosel. Gambar 4 sampai dengan 6, merupakan distribusi tekanan dan kecepatan di dalam nosel. Plot kurva diberikan dalam dua keadaan; 1) sepanjang dinding nosel, 2) pada sumbu nosel.

Tabel I. Besaran nosel hasil simulasi CFD.

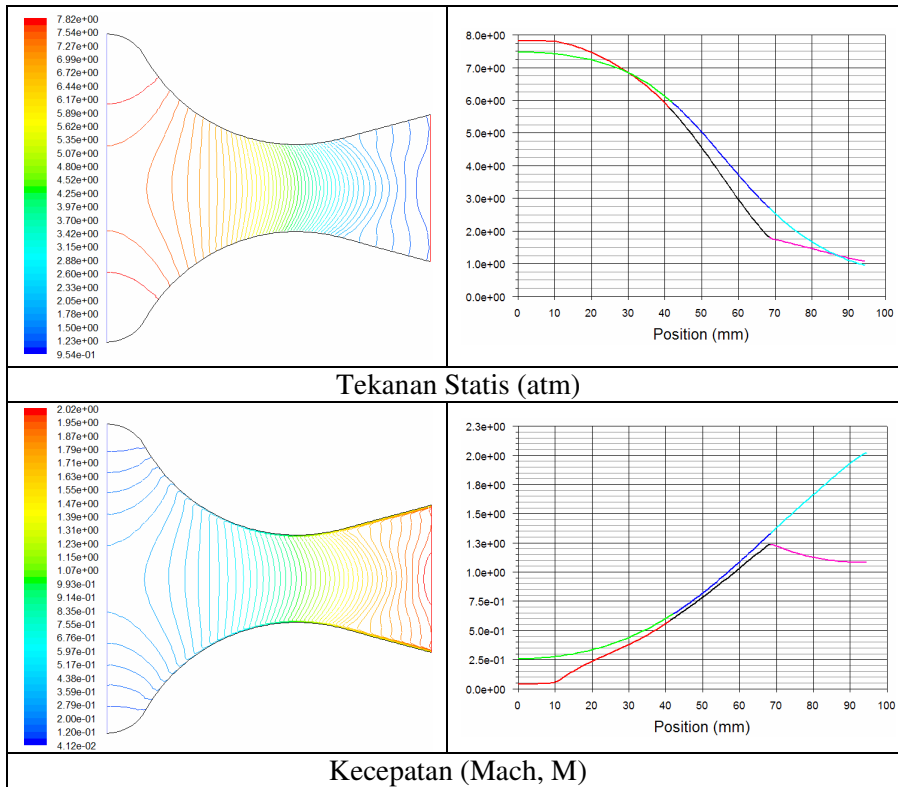
Besaran	Prediksi Exit	NC_1		NC_2		NC_3	
		Inlet	Exit	Inlet	Exit	Inlet	Exit
P (atm)	1.0000	7,8250	1.0760	7,8250	1,0910	7,825	1.0344
T (K)	166,68	300	174,4308	300	174,4706	300	169,6928
$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	2.0905	9,0776	2,1781	9,0738	2,2099	9,0596	2,1515
V (m/s)	517.405	56,31013	500,7963	57,1432	500.8209	57,5460	509,6799
M	2	0,1629	1,9023	0,1654	1,9012	0,1666	1,9602
$\dot{m}$ (Kg/s)	1.9856	1,9669	1,9875	1,9950	2,0170	2,0035	2,0035
F (Kgf)	104.7257	-	101,4610	-	102,9720	-	104,0921



Gambar 4. Hasil Simulasi untuk Nozel NC\_1.



Gambar 5. Hasil Simulasi untuk Nozel NC\_2.



Gambar 6. Hasil simulasi CFD untuk nosel NC\_3.



## Pembahasan

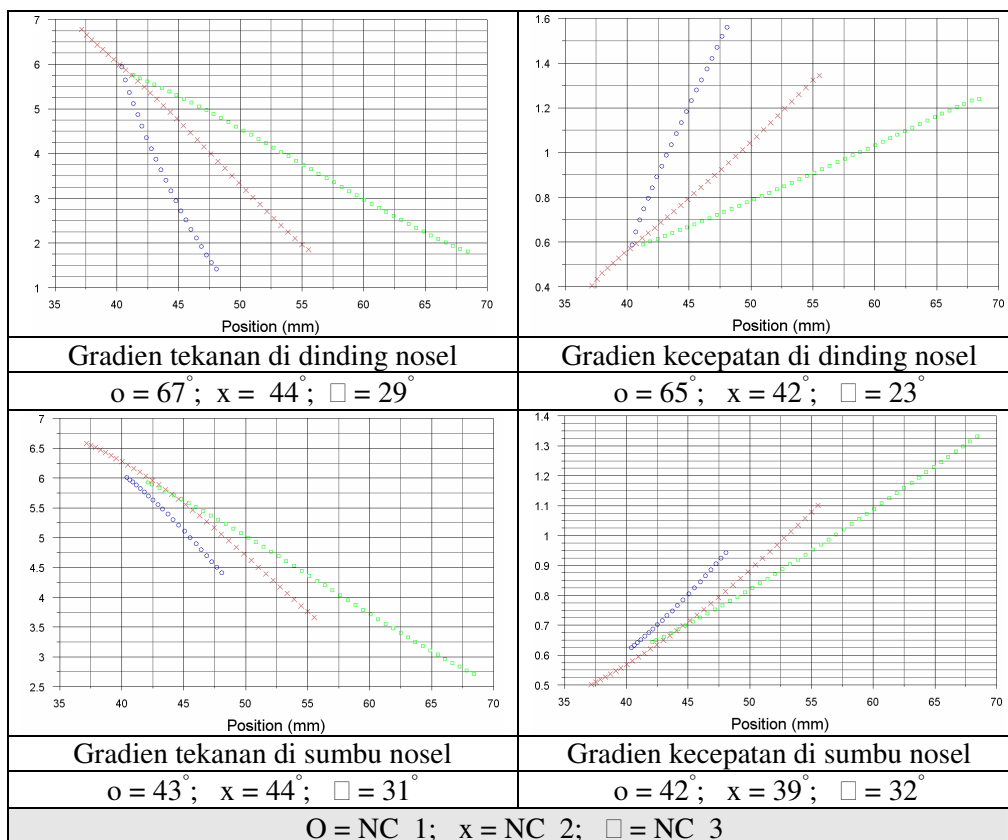
Hasil simulasi memperlihatkan bahwa, aliran pada nosel berubah dari kecepatan subsonik menjadi supersonik pada daerah *throat*, garis sonik yang dibentuk di dalam throat aktualnya adalah berbentuk kurva (*curve sonic line*), lihat Zebbiche [2006]. Hal ini berbeda dari asumsi yang digunakan pada desain, dimana garis sonik berupa garis lurus tepat pada luas daerah terkecil dari nosel (*throat*). Garis sonik yang terbentuk ini dimulai pada daerah *upstream* throat melintasi daerah throat ke bagian *downstream*. Pada bagian *downstream*, dinding mulai menjadi divergen, yang disebut dengan daerah ekspansi. Pada daerah ekspansi ini gelombang Mach atau karakteristik dibentuk dan direfleksikan sepanjang dinding.

Garis sonik yang memisahkan aliran subsonik dan supersonik hasil simulasi ternyata berbentuk kurva. Hal yang sama juga diperoleh pada nosel tipe bel [Jihad<sup>[2]</sup> et al, 2008]. Ini sesuai dengan teori yang ada. Nosel kerucut yang didesain secara sederhana yang diuraikan tidak memberikan informasi utuh tentang aliran pada daerah subsonik. Hodge dan Koenig, 1995, menyatakan bahwa aliran pada bagian *upstream* garis sonik serta detail garis sonik harus ditentukan dengan cara tersendiri. Garis ini dikenal dengan IVL (Initial Value Line). Dua metoda mengenai IVL dikemukakan oleh Sauer (1947) dan Zucrow dan Hoffman (1976).

Aliran dengan zona subsonik, IVL umumnya harus terletak pada *downstream* dari garis sonik. Untuk menempatkan IVL, aliran transonik sekitar garis sonik harus ditentukan. Analisis dari Sauer mengasumsikan bahwa jejari kurvatur dinding throat dianggap lebih besar daripada jejari throat,  $r_c/r_t \geq 2$ . Pada ketiga model nosel, hanya nosel NC\_3 yang memenuhi kriteria ini. Dengan batasan ini, metoda sauer tidak cocok diaplikasikan pada nosel pada kajian ini. Zucrow dan Hoffman menyarankan penggunaan metoda yang dikemukakan oleh Hall (1962) untuk batas  $r_c/r_t > 1$  atau metoda Kliegel dan Levine untuk daerah  $r_c/r_t < 1$ . Zucrow dan Hoffman menekankan bahwa, sumber utama kesalahan dalam menentukan besaran dalam medan aliran pada daerah divergen nosel diakibatkan oleh penentuan besaran aliran sekitar throat, yaitu daerah throat (*upstream* dan *downstream*).

Pada ketiga model nosel posisi daerah transonik dapat ditentukan dengan memperhatikan kurva sonik. Pada nosel NC\_2 dan NC\_3, kecepatan Mach = 1 terjadi pada daerah kurvatur, sedangkan NC\_1, kondisinya terjadi di luar daerah kurvatur. Daerah kurvatur untuk ketiga nosel ini NC\_1, NC\_2 dan NC\_3 memiliki perbandingan panjang non-dimensional 0,3019; 0,7244 dan 1,2813. perbedaan ini menyebabkan terjadinya perbedaan pada karakteristik gelombang Mach yang direfleksikan.

Perbedaan jejari kurvatur pada ketiga model nosel menyebabkan terjadinya perbedaan pada gradien tekanan dan gradien kecepatan pada daerah *upstream* hingga *downstream* throat, baik pada dinding nosel maupun pada sumbunya. Perbedaan tersebut dapat dilihat pada gambar 7. Dari plot grafik tersebut, gradien tekanan untuk model nosel NC\_1 terlihat paling curam, yaitu sekitar  $-67^\circ$  (terjadi penurunan tekanan) pada dinding dan  $-43^\circ$  pada sumbu nosel. Hal yang sama terjadi pada gradien kecepatan, baik pada dinding maupun pada sumbu. Pemakaian jejari kurvatur yang kecil merupakan penyebab, karena baik tekanan maupun kecepatan tidak dapat mengalami perubahan secara gradual, yang mana kondisi ini kurang cocok diaplikasikan pada nosel terowongan angin. Nosel NC\_3 memiliki gradien tekanan maupun kecepatan yang paling rendah, baik pada dinding maupun pada sumbu. Kondisi ini disebabkan oleh penerapan jejari kurvatur yang cukup besar. Sedangkan model nosel NC\_2 memiliki gradien yang moderat.



Gambar 7. Perbedaan gradien tekanan dan kecepatan pada nosel NC\_1, NC\_2 dan NC\_3.

Bila merujuk pada tabel I, tekanan keluar ketiga nosel NC\_1 di atas tekanan sekitar, kondisi ini secara umum dapat menyebabkan terjadinya rugi-rugi. Penurunan gaya dorong yang dialami dibandingkan hasil prediksi sebesar 3,117%. Sedangkan untuk nosel NC\_2 dan NC\_3 penurunan gaya dorongnya masing-masing sebesar 1,675% dan 0,605%. Sedangkan penurunan kecepatan yang terjadi berturut-turut adalah 4,885%, 4,94% dan 1,99%. Penurunan kecepatan ini terjadi akibat penerapan model aliran turbulen, dimana terbentuk lapis batas disekitar dinding nosel. Oleh karena itu, desain nosel sudah seharusnya mempertimbangkan hal tersebut dengan menambahkan pengaruh lapis batas, koreksi terhadap lapis batas (*boundary-layer correction*).

## Penutup

Beberapa perbaikan dalam kajian berikutnya harus dilakukan. Dua hal utama yang harus dilakukan adalah 1) menghitung dan menentukan posisi IVL secara tepat, sehingga dapat memberikan gambaran aliran pada daerah subsonik dan transonik, 2) menambahkan koreksi terhadap lapis batas sehingga kecepatan exit yang diperoleh tepat pada  $M = 2$ , sesuai dengan desain. Nosel NC\_2 dapat dipertimbangkan untuk diaplikasikan, mengingat rugi gaya dorong yang terendah dibanding yang lain. Perlu ditekankan bahwa, NC\_1 memiliki rugi gaya dorong yang lebih besar, tetapi akan memiliki bobot yang lebih ringan bila dimanufaktur. Perlu dilakukan analisis kompromi untuk menentukan pilihan yang tepat antara nosel NC\_1 dan NC\_2.

## Daftar Pustaka

- Aksel, M. Haluk dan Eralp, O. Cahit, 1994, *Gas Dynamics*, Prentice Hall, London.
- Anon, 1971, *Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction*, NASA SP 8039, NASA Space Vehicle Design Criteria, Sunnyvale, California.
- Anon, 1976, *Solid Rocket Motor Nozzles*, NASA SP 8115, NASA Space Vehicle Design Criteria, Sunnyvale, California.
- Anon, 1976, *Liquid Rocket Engine Nozzles*, NASA SP 8120, NASA Space Vehicle Design Criteria, Sunnyvale, California.
- Arrington, Lynn A., et al., 1996, *A Performance Comparison of Two Small Rocket Nozzles*, 32<sup>nd</sup> Joint Propulsion Conference, AIAA/ASME/SAE/ASEE July 1996, AIAA Paper 96-2582.
- Dumnov, G.; Ponomarev, N.; Eliseev, I. dan Terhardt, M., 2000, *Thrust Nozzle Profiling*, 4<sup>th</sup> International Symposium on Liquid Space Propulsion, DLR Lampoldshausen, Germany, 12 – 15 maret 2000.
- Fluent, 2003, *Fluent 6.1 User Guide*, Fluent Inc., Lebanon.
- Hodge, B. K. dan Koenig, K., 1995, *Compressible Fluid Dynamics: with personal computer application*, International edition, Prentice Hall Inc., Englewood Cliff, New Jersey.
- Jihad<sup>[1]</sup>, Bagus H.; Priadi, Dedi; Soemardi, Tresna P. dan Siradj, Eddy S., 2008, *Desain Divergen Nosel Supersonik 2-Dimensi Menggunakan MOC*, Proseding Seminar Nasional Mesin dan Industri (SNMI4) 2008, Jurusan Teknik Mesin Untar, 28 Agustus 2008, ISBN: 978-979-95752-8-9.
- Jihad<sup>[2]</sup>, Bagus H.; Priadi, Dedi; Soemardi, Tresna P. dan Siradj, Eddy S., 2008, *Aliran Turbulen Pada Nosel Konvergen-Divergen Tipe Bel*, Proseding Technosim 2008, Jurusan Teknik Mesin dan Industri UGM, 16 Oktober 2008.
- Jihad<sup>[3]</sup>, Bagus H.; Priadi, Dedi; Soemardi, Tresna P. dan Siradj, Eddy S., 2008, *Aliran Inviscid Melalui Nosel Supersonik Konvergen-Divergen*, Disiapkan untuk Seminar IPTEK Dirgantara (SIPTTEKGAN XII), 4 November 2008, LAPAN, Puspittek Serpong.
- Ottslund, Jan, 2002, *Flow Process in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads*, Thesis, Dept. Mekanika, Institute Teknologi Royal, Stockholm, Swedia, ISSN: 0384-467X.
- Rao, G. V. R., 1958, *Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust*, Jurnal of Jet Propulsion Vol. 28 No. 6, Juni 1958 hal 377-382.
- Sutton, George P. dan Biblarz, Oscar, 2001, *Rocket Propulsion Elements: an introduction to the engineering of rockets*, 7<sup>th</sup> edition, John Wiley and Sons, New York.
- Wirola, Lauri, 2000, *Application of the Simplified Nozzle Flow Theory in Model Rocketry*, Extended Essay Physics, D-0678-030.
- Young, Gregory, et al., 2005, *Modeling of Rocket Motor Ballistics for Functionally Graded Propellants*, 40<sup>th</sup> JANNAF Combustion Meeting, Charleston, SC, 13–17 June 2005.
- Zebbiche, T., Youbi. Z., (2006), *Supersonic Two-Dimensional Minimum Length Nozzle Design at High Temperature*, Emirates Journal for Engineering Research, 11 (1), pp 91-102.
- Zucrow, Maurice J. dan Hoffman, Joe D., 1976, *Gas Dynamics*, Volume 2, John Wiley and Sons, New York.