

Pengaruh Dimensi Kontur Throat Nosel Konvergen-Divergen Terhadap Gaya Dorong

***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

Kontur throat pada desain nosel mempunyai peran penting dalam merubah kecepatan subsonik menjadi supersonik. Bagian ini harus didesain agar tidak timbul shock pada bagian divergen nosel, yang akan menurunkan performa nosel. Berbagai literatur tidak menetapkan secara pasti berapa besar jejari kurvatur atau jejari upstream dan downstream pada bagian ini. Dengan demikian harganya dapat dipilih sedemikian rupa. Beberapa desain nosel menggunakan jejari kurvatur, dimana bagian upstream dan downstream throat mempunyai jejari yang sama. Sementara beberapa yang lain menggunakan jejari upstream dan downstream berbeda.

Berdasarkan hal tersebut, diperoleh 7 buah model nosel konvergen-divergen tipe kerucut. 3 buah model nosel menggunakan jejari kurvatur, NC_1, NC_2 dan NC_3, 4 buah model nosel dengan jejari upstream dan downstream, N_1, N_2, N_3 dan N_4. Untuk jejari kurvatur digunakan $r_c = 0,625.r_t$; $r_c = 1,5.r_t$ dan $r_c = 2.d_t$. Sedangkan untuk nosel dengan bagian upstream dan downstream digunakan N_1 dengan $r_u = 0,625.r_t$; jejari downstream, $r_d = 0,382.r_t$; N_2 dengan $r_u = 1,5.r_t$ dan $r_d = 0,382.r_t$; N_3 dengan $r_u = 1,5.r_t$ dan $r_d = 0,45.r_t$; sedangkan N_4 dengan $r_u = 2.d_t$ dan $r_d = 0,45.r_t$. Semua nosel tersebut didesain untuk kecepatan keluar nosel $M_e = 2$. Pada kecepatan tersebut, rasio ekspansi diperoleh sebesar, $\epsilon = A_d/A_u = 1,687$, pada rasio tekanan, $P_d/P_u = 7,825$. Dengan mempertahankan rasio ekspansi maka perbandingan panjang masing-masing nosel adalah; $L_{NC_1} = 3,1345$; $L_{NC_2} = 3,3733$; $L_{NC_3} = 3,7026$; $L_{N_1} = 3,1185$; $L_{N_2} = 3,2886$; $L_{N_3} = 3,2931$ dan $L_{N_4} = 3,4868$.

Dari simulasi yang telah dilakukan diketahui bahwa kecepatan keluar nosel bervariasi dengan nilai terendah untuk nosel NC_3 pada Mach 1.9602 dan terbesar pada nosel NC_1 pada mach 1.9889. Gaya dorong terkecil dihasilkan oleh nosel N_1 sebesar 102.7027 Kgf dan terbesar dihasilkan oleh nosel NC_3 sebesar 104.0921 Kgf. Untuk nosel N_1 nilainya lebih rendah 1,932% dari prediksi, sedangkan untuk nosel NC_3 nilainya lebih rendah 0,605%. Bila gaya dorong merupakan hal yang dijadikan faktor penentu dalam memilih performa nosel, maka nosel NC_3 yang dipilih. Tetapi perlu dicatat bahwa nosel NC_3 juga memiliki dimensi yang terpanjang diantara 7 model nosel yang didesain, hal ini berarti nosel ini juga merupakan nosel dengan struktur terberat. Perlu dilakukan kompromi antara berat struktur dan performa sebagai penentu akhir model yang dipilih, apabila dikaitkan untuk keperluan wahana, misalnya untuk aplikasi roket, maka desain nosel NC_1 merupakan pilihan yang lebih tepat.

Kata kunci: jejari kurvatur, throat, jejari upstream, jejari downstream, nosel konvergen-divergen, gaya dorong.

1. Pendahuluan

Nosel pada sebuah motor roket harus didesain secara cermat, karena bagian ini harus mengendalikan ekspansi dari gas hasil pembakaran, sehingga bentuk energi yang dihasilkan di dalam ruang bakar dapat dikonversikan menjadi energi kinetik dengan efisien. Sekitar 65% hingga 75% dari gaya dorong total wahana dihasilkan oleh percepatan gas hasil pembakaran menjadi kecepatan sonik pada throat nosel; sisanya dihasilkan oleh ekspansi pada konvergen nosel [NASA SP 8115]. Tujuan utama dari desain nosel adalah mengendalikan ekspansi sehingga jarak atau payload dari wahana dapat dimaksimalkan. Dengan demikian nosel merupakan bagian integral dari sistem, sehingga tidak dapat di optimasikan secara independen. Karena hubungan tersebut, desain nosel merupakan proses iterasi, termasuk di dalamnya aerodinamika, termodinamika, struktur, dan pertimbangan pabrikasi.

Kinerja motor atau engine roket sangat bergantung pada desain aerodinamika bagian ekspansi nosel, parameter desain yang utama adalah bentuk kontur dan nisbah ekspansi. Secara garis besar daerah ekspansi nosel terbagi atas dua model, yaitu model konikal (kerucut) dan model bel (kontur). Model konikal lebih sederhana, sedangkan bel memiliki bentuk yang lebih kompleks. Dengan demikian, nosel konikal biasanya hanya digunakan untuk roket berukuran kecil hingga sedang [Sutton, 2001], sedangkan bel digunakan untuk nosel ukuran kecil hingga besar, contohnya adalah wahana ulang-alik Amerika (Space Shuttle Main Engine/SSME) dan Ariane-5 (Vulcain) [Nebbache, 2006].

Desain nosel merupakan hal yang dinamis, proses iteratif. Dalam melakukan estimasi desain nosel paling tidak dilakukan tiga iterasi sebelum desain siap dirilis. Iterasi terjadi karena (1) interaksi antara nosel dan sistem propulsi total, (2) interaksi antara desain dan analisis teknokonomi. Nilai awal parameter desain (antara lain area throat, nisbah ekspansi) untuk desain nosel didasarkan pada estimasi bobot, performa, bentuk, dan (mungkin) biaya nosel yang digunakan untuk menganalisis sistem propulsi. Bobot, bentuk, performa dan biaya desain terhadap nilai awal jarang sesuai dengan semua estimasi, sehingga estimasi harus direvisi, menghasilkan perubahan pada parameter desain nosel. Preliminary design menggunakan metoda quick sizing terkadang cukup akurat untuk mendapatkan estimasi dan *layout* desain untuk mendapatkan desain lebih detail.

Desainer nosel membuat desain awal melalui tiga fase proses; fase desain-aerodinamika, fase desain thermal dan fasa desain-struktur. Pada fase desain-aerodinamika, bagian masukan, throat, dan keluaran dihitung dan dikonfigurasikan untuk memberikan gaya dorong yang diharapkan. Pada fase desain thermal, throat insert, thermal liner dan isolator dipilih dan dikonfigurasikan untuk mempertahankan desain aerodinamikanya. Pada fase desain-struktur, struktur cincin dan cangkang dipilih dan dikonfigurasikan untuk mendukung komponen-komponen thermal untuk menopang beban yang diprediksikan. Pada ketiga fase tersebut pertimbangan tidak lepas dari batasan ruang/dimensi, bobot dan biaya.

Paper ini termasuk dalam rangkaian fase desain aerodinamika untuk mendapatkan desain kontur nosel. Menggunakan metoda *quick sizing* untuk mendapatkan *layout* desain nosel. Asumsi awal yang digunakan adalah aliran quasi 1-D. Selanjutnya dilakukan proses komputasi numerik, baik menggunakan metoda inviscid maupun viskos. Komputasi numerikal CFD dilakukan dengan model turbulen $k-\epsilon$. Desain 7 buah nosel konikal diperbandingkan (3 buah nosel menggunakan jejari kurvatur berbeda dan 4 buah nosel menggunakan jejari upstream dan jejari downstream throat berbeda) untuk memperoleh kinerja masing-masing model nosel.

2. Konstruksi Nosel

1. Bagian Inlet

Bagian inlet nosel atau bagian konvergen, umumnya berbentuk kerucut. Medan aliran yang terjadi menggambarkan bagian konvergen ini, desain bagian ini dipengaruhi oleh nosel yang diharapkan, apakah berupa nosel eksternal, nosel *submerged* atau merupakan sebuah nosel *blast-tube*. Setengah sudut (*half-angle*), atau sudut inlet dari bagian konvergen ini bervariasi antara 1° hingga 75° dengan desain yang paling umum adalah 45° (gambar 1). Studi empiris mengindikasikan variasi kecil terjadi terhadap impuls spesifik akibat perubahan sudut inlet ini.

2. Upstream, Throat dan Downstream

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_u/R_t antara 0,6 – 1,5 untuk roket cair [NASA SP-8120]. Desain aerodinamika bagian throat terdiri atas tangen busur *upstream* dan tangen busur *downstream* throat, gambar 1. Kecepatan pada bagian throat diasumsikan pada Mach = 1.

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^[1] 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° untuk bagian inlet dan 15° 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° , 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].

a. 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% bel), yang berarti panjangnya sekian persen dari panjang nosel kerucut 15° dengan rasio ekspansi yang sama.

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

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

Busur lingkaran, parabola dan streamline menggunakan metoda karakteristik merupakan yang sering digunakan untuk mendefinisikan kontur exit [Rao, 1958]. 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 $20^\circ - 26^\circ$. 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 peforma nosel akibat interaksi viskos 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).

b. Rasio Ekspansi (ϵ)

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*. 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.

3. Data Desain

1. Desain Nosel

Untuk mendapatkan kecepatan keluar nosel $M_e = 2$, maka rasio ekspansi nosel, $\epsilon = A_e/A_t$, diperoleh sebesar 1,687 pada tekanan *chamber* 7.825 atm. Dengan menggunakan sudut konvergen 45° derajat, sudut divergen 15° derajat, desain nosel dibagia atas dua model:

1. Aplikasi 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 $r_c = 2.d_t$.
- Aplikasi jejeri upstream throat dan jejari downstream throat, diperoleh 4 buah model nosel, masing-masing N_1, N_2, N_3 dan N_4. Nosel N_1 dengan $r_u = 0,685.r_t$ dan $r_d = 0,382.r_t$; nosel N_2 dengan $r_u = 1,5.r_t$ dan $r_d = 0,382.r_t$; nosel N_3 dengan $r_u = 1,5.r_t$ dan $r_d = 0,45.r_t$, sedangkan nosel N_4 dengan $r_u = 2.d_t$ dan $r_d = 0,45.r_t$.

Dengan demikian diperoleh 7 buah model nosel bentuk konikal, detailnya diberikan pada gambar 2. Desain nosel merupakan bentuk 2-D.

2. Desain 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), bagian throat (upstream dan downstream throat) 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 teramat dengan jelas. Hal yang sama juga dilakukan pada bagian dinding nosel, untuk mendapatkan gambaran lapis batas yang terbentuk.

Aliran pada nosel merupakan aliran turbulen, maka simulasi dilakukan dengan model turbulen k- ϵ [Jihad^[2] 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, lapis 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].

4. Hasil Dan Pembahasan

1. Hasil

Dari simulasi yang telah dilakukan menggunakan software CFD, diperoleh hasil yang ditabulasikan pada Tabel I.

Tabel I. Besaran hasil simulasi CFD

Model Nosel	Prediksi Exit	NC_1	NC_2	NC_3	N1	N2	N3	N4
P (atm)	1.0000	0.9997	1,0234	1.0344	1.0011	1.0247	1.0243	1.0306
T (K)	166,68	167,7363	169,0124	169,6928	167,9125	168,9568	169,0502	169,3607
ρ (Kg/m ³)	2.0905	2,0984	2,1359	2,1515	2.0944	2.1358	2.1309	2.1405
V (m/s)	517,405	513,5222	511,0514	509,6799	512,4359	511,0079	510,2558	509,6562
M (M)	2	1,9889	1.9703	1,9602	1.9817	1.9710	1.9656	1.9613
\dot{m} (Kg/s)	1.9856	1,9669	1.9950	2,0035	1.9660	1.9949	1.9942	2.0012
F (Kg)	104,7257	102,9590	103,9312	104,0921	102,7027	103,9158	103,7296	103,9712
Isp	52,7426	52,3458	52,0958	51,9551	52,2394	52,0907	52,0156	51,9544
Reduksi F (%)	-	1,687	0,759	0,605	1,932	0,773	0,951	0,721
C _{FG}	1	0,9831	0,9924	0,9939	0,9807	0,9923	0,9905	0,9928
C _V	1	0,9925	0,9877	0,9851	0,9904	0,9876	0,9862	0,9850
η_N	1	0,9962	0,9938	0,9925	0,9952	0,9938	0,9931	0,9925

Sedangkan hasil simulasi CFD diberikan pada gambar 5 sampai dengan gambar 11.

2. Pembahasan

1. Konsep pemilihan nosel

Konsep seleksi nosel haruslah didasarkan pada kebutuhan fungsi khusus dari misi. Tiap konsep harus dievaluasi yang didasarkan pada keunggulan dan dibandingkan terhadap parameter misi yang penting. Studi khusus perlu dilakukan untuk mencapai kompromi antara berat, kinerja, reliabilitas, maintainability dan biaya. Kinerja sebuah nosel dapat ditentukan oleh nisbah antara gaya dorong aktual terhadap gaya dorong ideal (koefisien gaya dorong) [Gamble, 2004], $C_{FG} = F_{actual} / F_{ideal}$.

Efisiensi nosel didefinisikan sebagai rasio energi kinetik pada exit nosel dengan metoda quasi 1-D terhadap gas keluar isentropik. $\eta_N = V_e^2 / V_{es}^2$. Kadang-kadang juga digunakan bentuk koefisien kecepatan nosel, $C_V = \sqrt{\eta_N}$. Koefisien discharge nosel, C_D , didefinisikan sebagai rasio laju alir masa aktual terhadap laju alir masa isentropik yang diperoleh dari hasil ekspansi, $C_D = \dot{m}/\dot{m}_s$ [Aksel dan Eralp, 1994].

2. Analisis Aerodinamika

Analisis aerodinamika nosel roket, meliputi perhitungan besaran-besaran aliran inviscid. Besaran ini kemudian digunakan untuk menghitung medan aliran viskos dimana dengan ini koefisien heat-transfer diperoleh. Besaran ini juga dibutuhkan untuk menghitung koefisien gaya dorong nosel dan beban aerodinamik. Medan aliran inviscid, normalnya dibagi atas tiga daerah berbeda yang harus dianalisis untuk menentukan kecepatan aliran dan tekanan yang dibutuhkan untuk menghitung beban aerodinamik juga besaran aliran viskos. Nosel yang mempunyai bagian inlet kontinyu dan kontur exit serta setengah sudut kerucut ($< 45^\circ$) biasanya dapat dianalisis menggunakan teori aliran isentropik satu-dimensi. Nosel yang tidak memenuhi kriteria tersebut harus dianalisis dari satu atau lebih dari tiga daerah aliran: subsonik, transonik dan supersonik.

Daerah aliran subsonik dengan inlet nosel yang lebih kompleks dapat dianalisis menggunakan teori aliran potensial. Perhitungan dapat dilakukan menggunakan solusi relaksasi persamaan *finite-difference*. Pengaruh kompresibilitas dapat dilakukan dengan koreksi terhadap densitas pada tiap titik mesh dalam medan aliran. Boundary yang berubah-ubah dapat di-set dengan batasan yang sangat sedikit. Penambahan masa (akibat pembakaran atau abiasi) dapat dipertimbangkan pada tiap boundary sebagai gradien dalam fungsi stream. Kemampuan ini sangat berguna terutama dimana permukaan propelan sangat dekat dengan bagian inlet nosel. Besaran aliran, seperti kecepatan alir, sudut alir, nisbah tekanan dan bilangan Mach dapat diperoleh pada streamline yang ada. Medan alir inviscid pada ujung lapis batas dapat didefinisikan dengan demikian medan alir viskos dapat dihitung.

Daerah alir transonik ($0.8 < M < 1.2$) tidak dapat dianalisis menggunakan teori aliran potensial. Untuk menghitung medan alir transonik diasumsikan, steady, isentropik, irrotasional dan nisbah panas spesifik. Iterasi pada geometri dinding dan distribusi kecepatan pada centerline dibentuk hingga geometri dinding yang diinginkan diperoleh. Teknik ini mendapatkan besaran alir inviscid pada dinding yang dibutuhkan untuk menghitung medan alir viskos. Sebagai tambahan, garis sonik yang dapat digunakan untuk menginisiasi analisis daerah supersonik terbentuk.

Teori satu-dimensi juga sudah cukup untuk mendefinisikan kondisi dinding medan alir supersonik. Untuk performa yang lebih akurat, dibutuhkan definisi yang lebih akurat tentang medan alir inviscid. Banyak program yang telah dikembangkan, dan kebanyakan menggunakan solusi metoda karakteristik (MOC/Method of Characteristic).

Garis sonik yang terbentuk untuk keempat nosel, semuanya berupa *curve sonic line* (gambar 4-10). Gradien tekanan dan kecepatan masing-masing nosel berbeda, baik yang digambarkan di sekitar dinding nosel maupun pada sumbu nosel. Nosel N_2, N_3 dan N_4 mempunyai gradien tekanan dan kecepatan yang berbeda dari N_1 yang lain, hal ini ditunjukkan oleh peningkatan yang tiba-tiba (gradien kecepatan di sekitar dinding). Hal ini mengindikasikan ada gejolak aliran yang terjadi, atau dapat dikatakan bahwa, perubahan tekanan dan kecepatan tidak terjadi dengan mulus, untuk kondisi aktual fenomena ini harus dihindari. Dengan demikian ketiga nosel tersebut harus didesain kembali, khusunya pada jejari downstreamnya.

Kecepatan keluar nosel pada semua model masih dibawah harga desainnya, hal ini dipengaruhi oleh terbentuknya lapis batas disekitar dinding. Perhitungan kecepatan dilakukan dengan metoda *Area-Average*, kecepatan pada setiap titik di exit nosel dihitung dan dibagi rata.

Nosel NC_1 mempunyai efisiensi nosel yang paling besar, nosel ini juga memiliki koefisien gaya dorong terbesar dibanding yang lainya. Kondisi ini dapat dianggap bahwa nosel ini mampu mengkompresi dan mengekspansi gas keluar dengan lebih baik. Bila kriteria yang dipilih adalah impuls spesifik yang diperoleh, maka nosel ini juga memberikan Isp yang juga terbesar.

Kajian lebih lanjut masih harus dilakukan sebelum sampai pada kesimpulan akhir, model nosel mana yang paling tepat. Simulasi dengan mengaplikasikan variasi temperatur perlu dilakukan, ini dimaksudkan untuk mendekati kondisi sesungguhnya, dimana nosel roket beroperasi pada temperatur sekitar 3000°C pada bagian inlet, sekitar 2000°C - 2500°C pada daerah throat dan sekitar 1500°C pada bagian exit nosel. Selain itu penting juga dilakukan simulasi dengan model nosel axis-simetri.

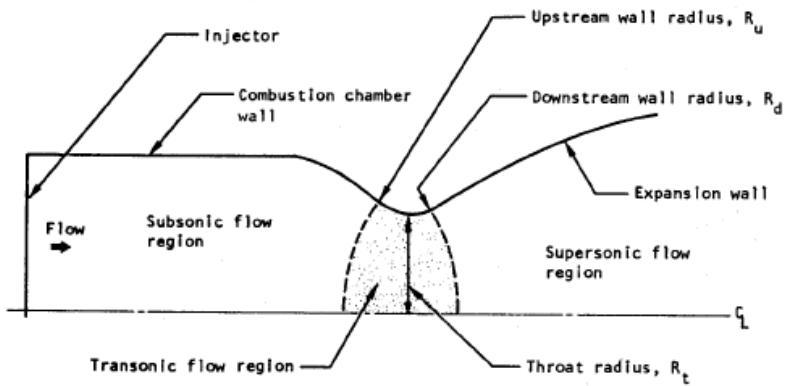
5. Kesimpulan

Dari simulasi yang telah dilakukan, jelas bahwa dimensi bagian throat mempengaruhi kinerja nosel. Aplikasi jejari kurvatur atau jejari upstream dan downstream mempengaruhi besaran aliran keluar nosel. Peralihan belokan disepertai throat dapat mengakibatkan terjadinya turbulensi yang akan menimbulkan terjadinya rugi-rugi. Pada daerah ini dibutuhkan belokan yang kontinyu, sehingga tidak ada hambatan pada aliran. Penerapan jejari kurvatur (nosel NC_1) memberikan efisiensi nosel yang terbesar, demikian juga dengan efisiensi gaya dorongnya. Karena dimensi panjang nosel NC_1 cukup pendek, maka dapat disimpulkan bahwa model ini merupakan yang terbaik dibandingkan model yang lain.

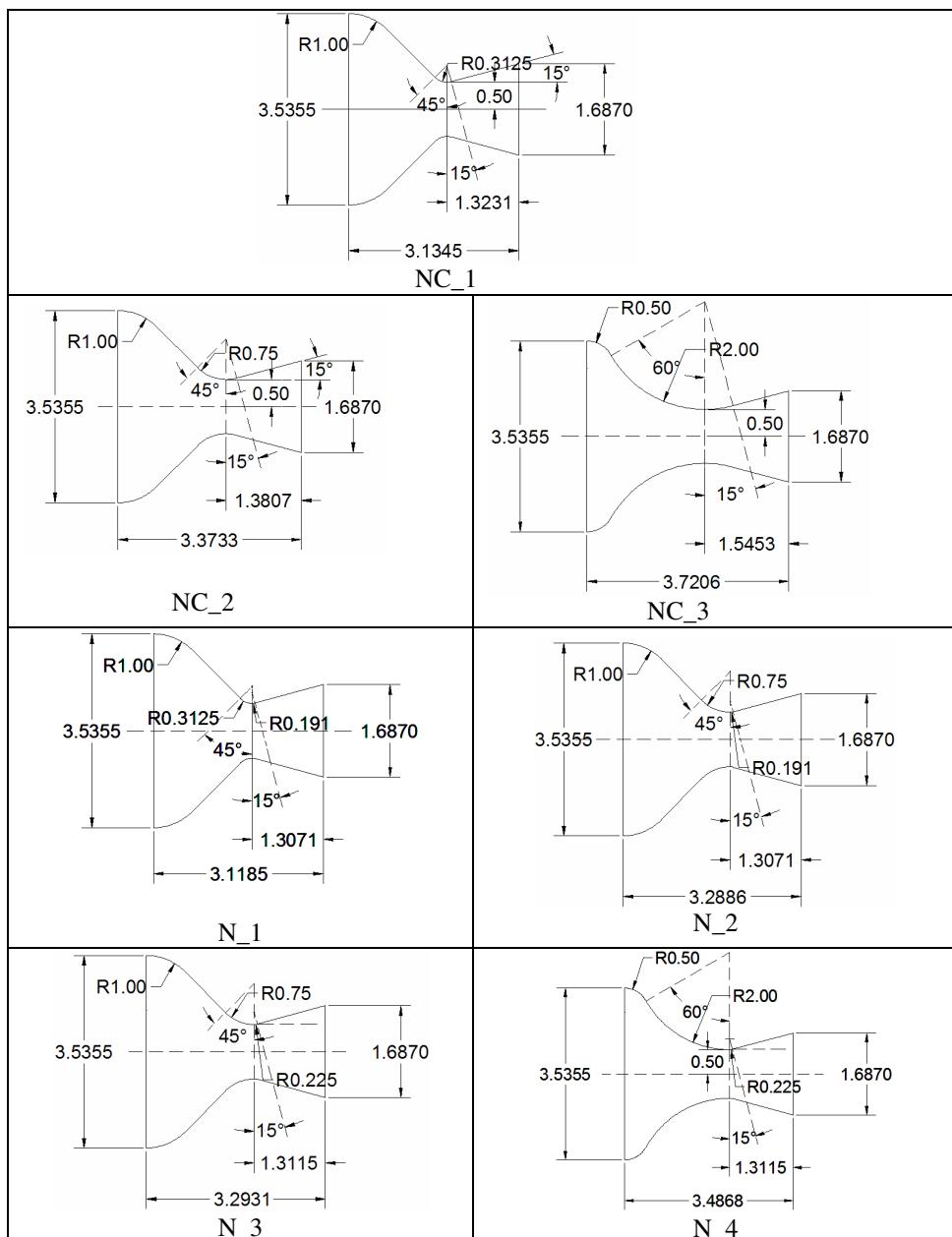
Daftar Pustaka

- 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.
- Fluent, 2003, *Fluent 6.1 User Guide*, Fluent Inc., Lebanon.
- Gamble, E.; Terrell, P. E. dan DeFrancesco, R., 2004, *Nozzle Selection and Design Criteria*, AIAA-2004-3923.
- Hagemann, G.; Immich, H.; Nguyen, TH. Dan Dumnov, G., 1998, *Advanced Rocket Nozzles*, J. of Power and Propulsion, Vol. 14, No. 5, September-Oktober 1998, hal. 620-634.
- Jihad^[1], 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, Jakarta.
- Jihad^[2], 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, Yogyakarta.
- Nebbache, A.; Reijasse, P. dan Bouvier, F., 2006, *Symmetrical and Asymmetrical Separated Nozzle Flow*, 6th International Symposium of Launchers Technologies, 8-11 November 2005, Munich, Jerman.
- O'Laery, R. A. dan Beck, J. E., 1992, *Nozzle Design*, Threshold Journal, Rocketdyne's Engineering Journal of Power. USA.
- Otslund, Jan, 2002, *Flow Process in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads*, Thesis, Dept. Mekanika, Institute Technologi 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.

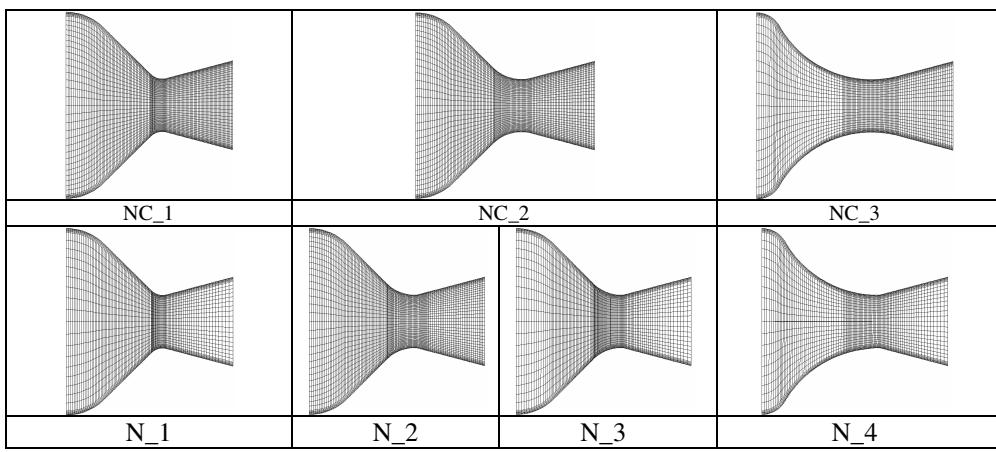
Sutton, George P. dan Biblarz, Oscar, 2001, *Rocket Propulsion Elements: an introduction to the engineering of rockets*, 7th edition, John Wiley and Sons, New York.



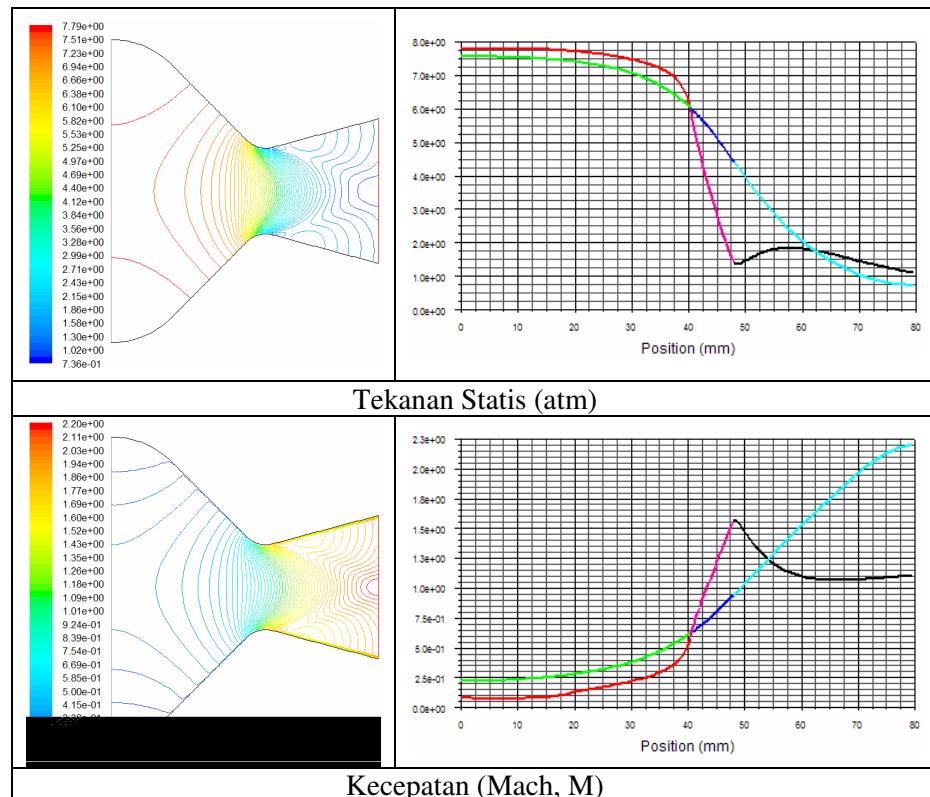
Gambar 1. Bagian inlet nosel hingga throat..



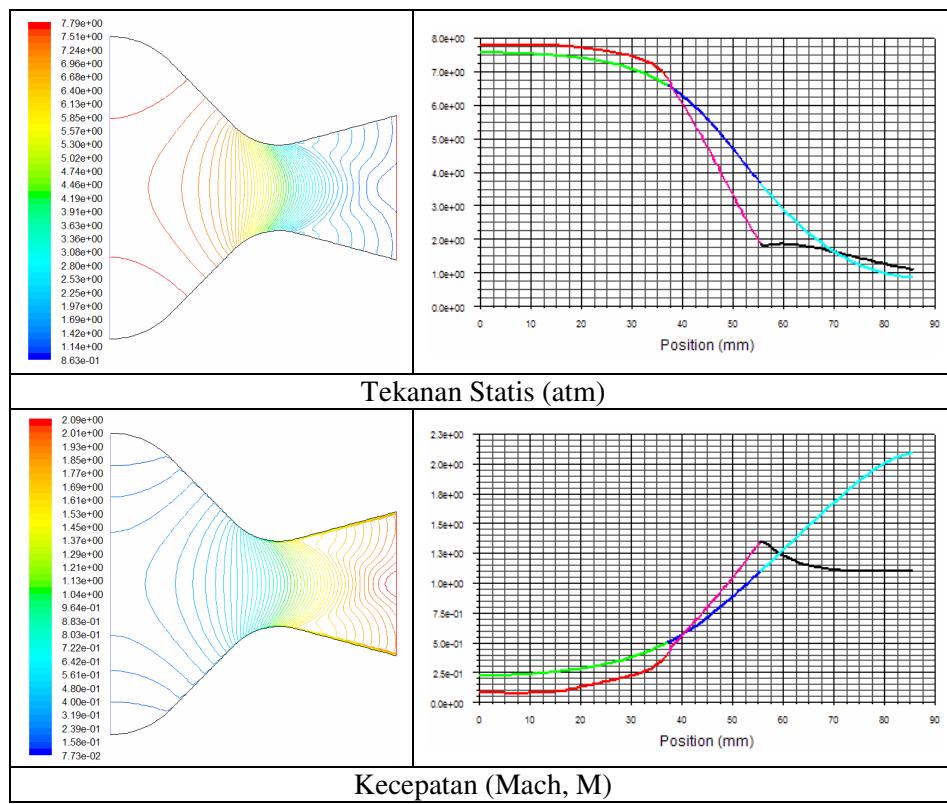
Gambar 2. Konstruksi Nosel.



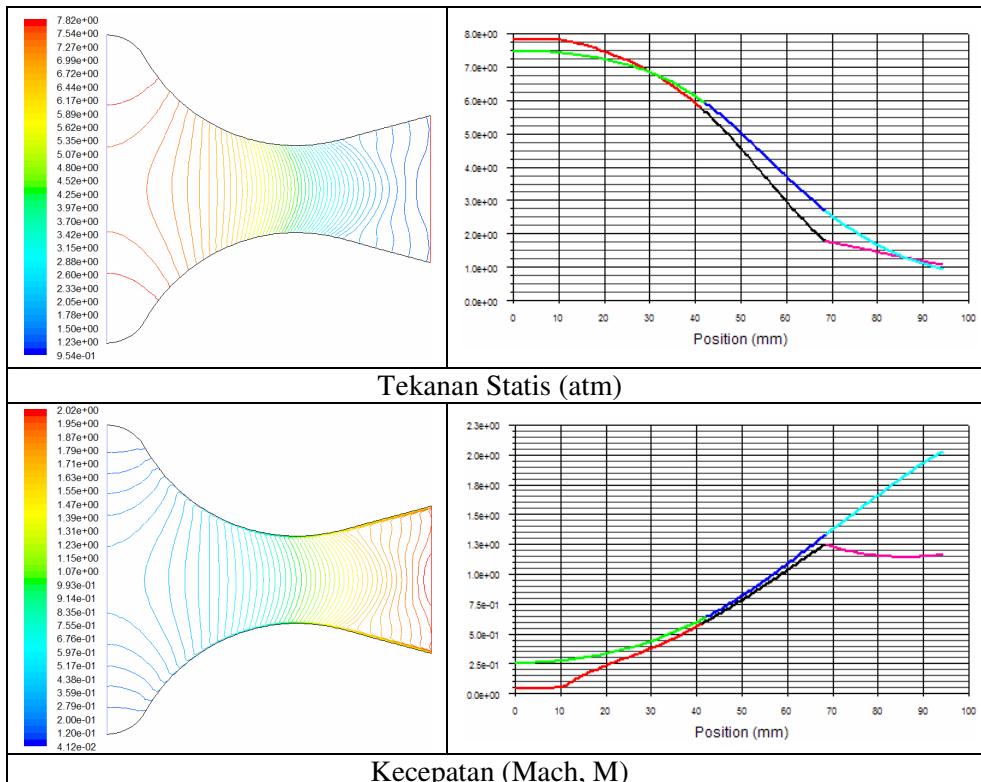
Gambar 3. Grid masing-masing nosel.



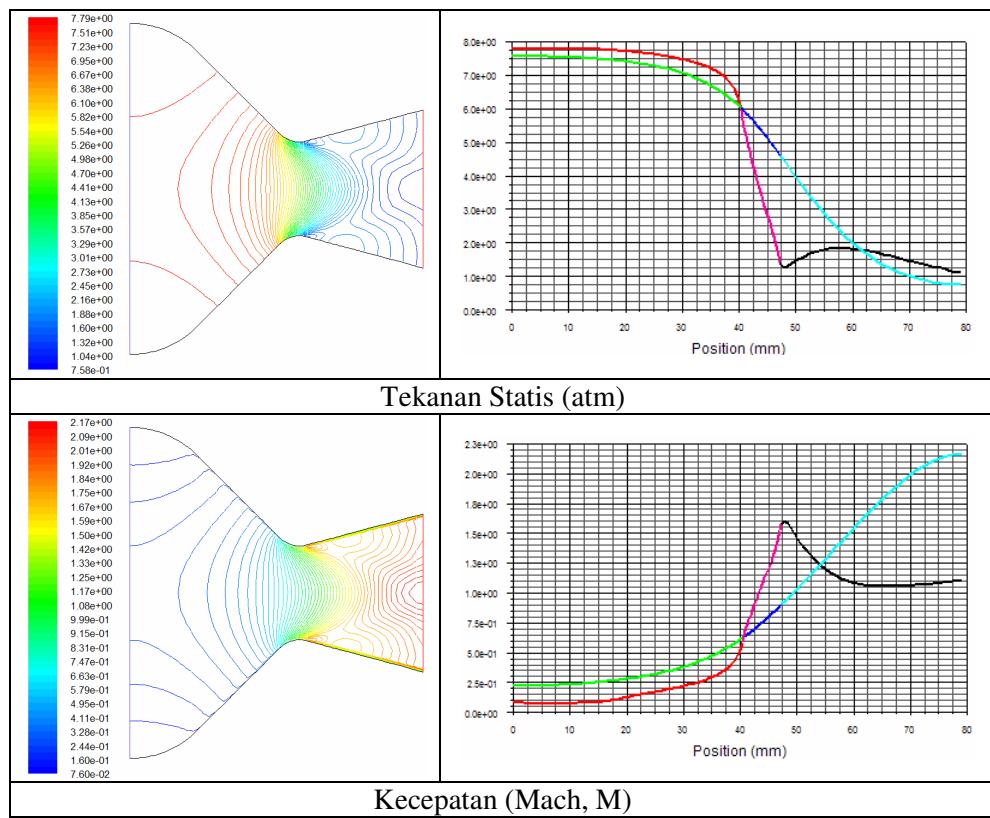
Gambar 4. Hasil Simulasi untuk Nosel NC_1.



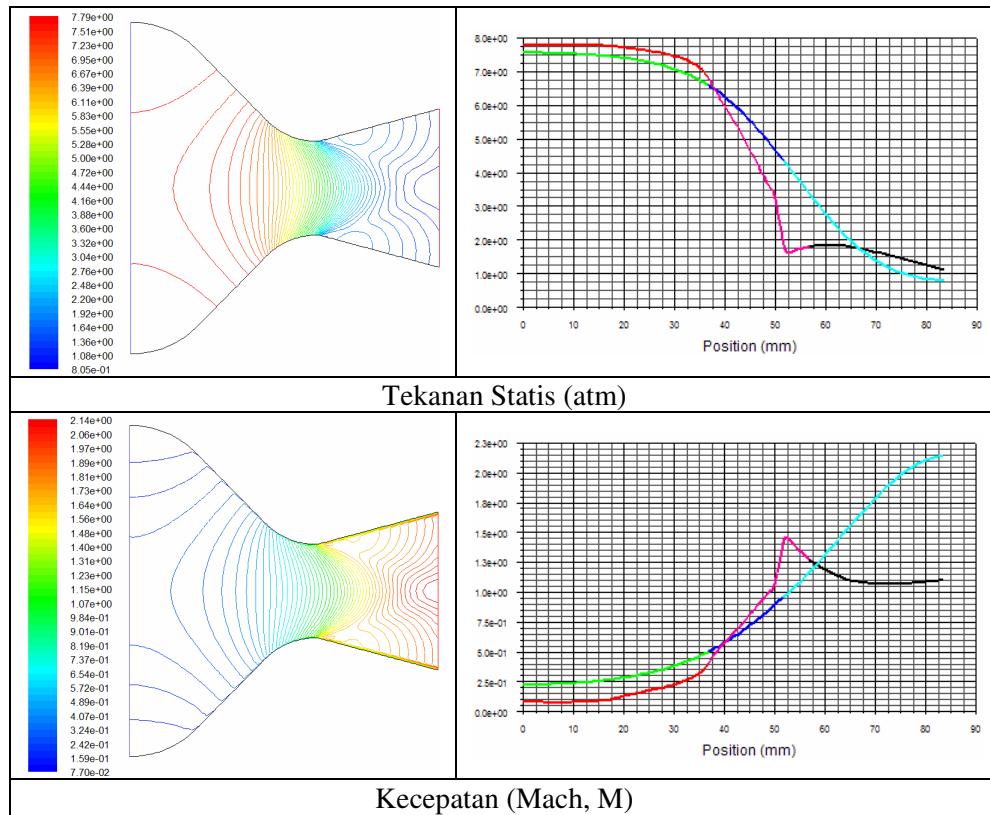
Gambar 5. Hasil Simulasi untuk Nosel NC_2.



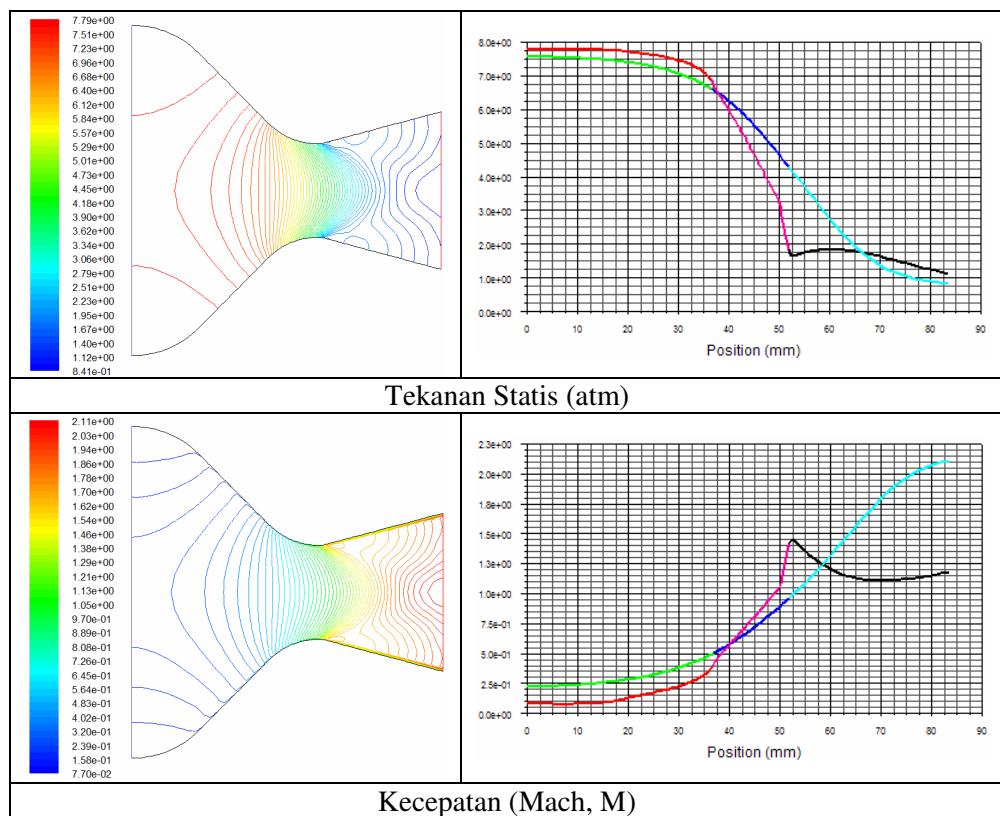
Gambar 6. Hasil simulasi CFD untuk nosel NC_3.



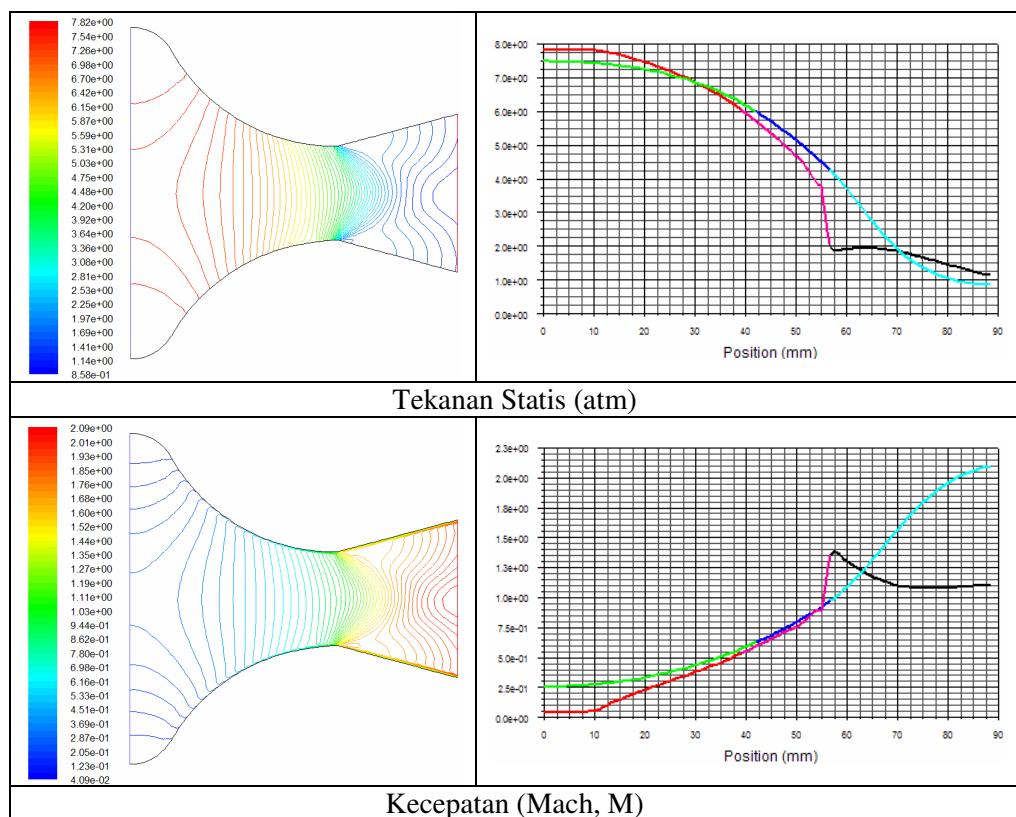
Gambar 7. Hasil simulasi CFD untuk nosel N_1.



Gambar 8. Hasil simulasi CFD untuk nosel N_2.



Gambar 9. Hasil simulasi CFD untuk nosel N_3.



Gambar 10. Hasil simulasi CFD untuk nosel N_4.