

DESAIN NOSEL ROKET CAIR RCX250 MENGGUNAKAN METODE PARABOLIK DENGAN MODIFIKASI SUDUT EKSPANSI

Eko Priamadi*), Arif Nur Hakim**), Romie O. Bura***)

*) Asisten Riset, Program Studi Aeronotika dan Astronotika, ITB

***) Peneliti Bidang Teknologi Motor Roket, Pusat Teknologi Roket, LAPAN

***) Dosen Program Studi Aeronotika dan Astronotika, ITB

email: anhanet@gmail.com

ABSTRACT

The present research is conducted to design the optimum nozzles for RCX250 engine, that is designed to produce maximum thrust of 250 kgf with combination of LOX and Kerosene as its propellant. The new nozzles were determined to be parabolic nozzle, with conical nozzle as its comparison. The parabolic nozzle was designed using Thrust Optimized Parabolic (TOP) method invented by G.V.R.Rao. TOP nozzle design method is performed by approximating a Thrust Optimized Contoured (TOC) Nozzle using parabolic equation. The method would result more efficient nozzle than conical or ideal bell nozzle. Further, the parabolic nozzle were modified in its initial and exit angle to create uniform velocities distribution at nozzle exit. A Computational Fluid Dynamics Method (CFD) is used to simulate the nozzle designs. The simulation was carried out in axis-symmetric condition using commercial CFD software. The simulation results show that MOD 1 nozzle, with initial angle (θ_N) 26 deg and exit angle (θ_e) 12 deg, gives maximum thrust, which is 4.67 % higher than reference conical nozzle.

Key words: *Liquid rocket, Parabolic nozzle, Thrust, CFD*

ABSTRAK

Penelitian ini ditujukan untuk mendesain nosel optimum untuk enjin RCX250 yang didesain mampu menghasilkan gaya dorong maksimum 250 kgf dengan propelan pasangan LOX dan kerosen. Nosel baru yang didesain berupa nosel *bell*/parabolik, yang nantinya akan dibandingkan dengan nosel *cone*. Nosel *parabolic* didesain dengan metode *Thrust Optimized Parabolic* (TOP), yang ditemukan oleh G.V.R.Rao. Metode desain TOP Nosel dilakukan dengan melakukan aproksimasi dari nosel *Thrust Optimized Contour* (TOC) menggunakan persamaan parabolik. Metode ini akan menghasilkan nosel yang lebih efisien dibandingkan dengan nosel *cone* ataupun *ideal bell*. Lebih jauh lagi, nosel parabolik yang telah didesain akan dimodifikasi pada sudut ekspansi awal dan sudut *exit* untuk menghasilkan distribusi kecepatan yang seragam pada bagian *exit*. Metode Dinamika Fluida Komputasional (CFD) digunakan untuk mensimulasikan 8 model nosel parabolik hasil desain. Simulasi dilakukan pada kondisi *axis-symmetric* menggunakan *software* CFD komersial. Dari hasil simulasi, dapat diketahui bahwa nosel MOD 1 dengan sudut inisial (θ_N) 26 derajat dan sudut *exit* (θ_e) 12 derajat menunjukkan hasil *thrust* paling tinggi, 4.67 % lebih tinggi dari *thrust* nosel *cone* acuan.

Kata kunci: *Roket cair, Nosel parabolik, Gaya dorong, CFD*

1 PENDAHULUAN

Untuk mendukung program roket pengorbit satelit, selain pada pengem-

bangun roket padat, LAPAN juga secara serius mulai mengembangkan roket cair. Dalam tahap penelitiannya, LAPAN telah mengembangkan beberapa jenis enjin

roket cair, di antaranya RCX2 (Hakim, 2010) dan RCX250. Roket Cair Eksperimental RCX250 adalah salah satu mesin roket cair eksperimental yang sedang dikembangkan oleh LAPAN. Nomor di belakang kode roket menunjukkan besarnya gaya dorong yang diharapkan, yaitu sebesar 250 kgf atau sekitar 2451 N. Desain dasar mesin ditunjukkan pada Gambar 1-1. Mesin roket ini dirancang menggunakan *kerosene* (RP-1) sebagai bahan bakar dan Oksigen cair (LOX) sebagai oksidator. Namun, dengan mengubah desain injektor, mesin ini dapat juga dipergunakan dengan menggunakan Asam Nitrat (HNO_3) sebagai oksidator dengan rasio campuran yang disesuaikan. Bahan bakar dan oksidator semuanya berada dalam fasa cair. Proses pembakaran pada *combustion chamber* berlangsung pada tekanan 30 atm. Saat ini, RCX250 masih dalam taraf pengembangan dan nantinya dapat digunakan sebagai propulsi roket, *thruster*, dan dasar pengembangan model untuk desain mesin lainnya.

Sama dengan jenis roket lain yang didesain oleh LAPAN, RCX250 masih menggunakan nosel dengan bentuk kerucut (*conical nozzle*). Nosel jenis ini mudah diproduksi, tetapi efisiensi propulsi yang dihasilkan lebih rendah daripada nosel jenis lainnya, seperti nosel bel atau *parabolic nozzle*, karena adanya faktor koreksi gaya dorong yang terkait dengan vektor aliran ke arah radial. Selain itu, nosel kerucut umumnya lebih panjang, yang akan berakibat pada bertambahnya berat struktur nosel. Walaupun membutuhkan tingkat produksi yang lebih tinggi, nosel parabolik dapat menghasilkan efisiensi propulsi yang lebih baik dan dimensi nosel yang lebih kecil.

Penelitian ini bertujuan untuk merancang nosel konvergen-divergen untuk mesin RCX250, berupa nosel

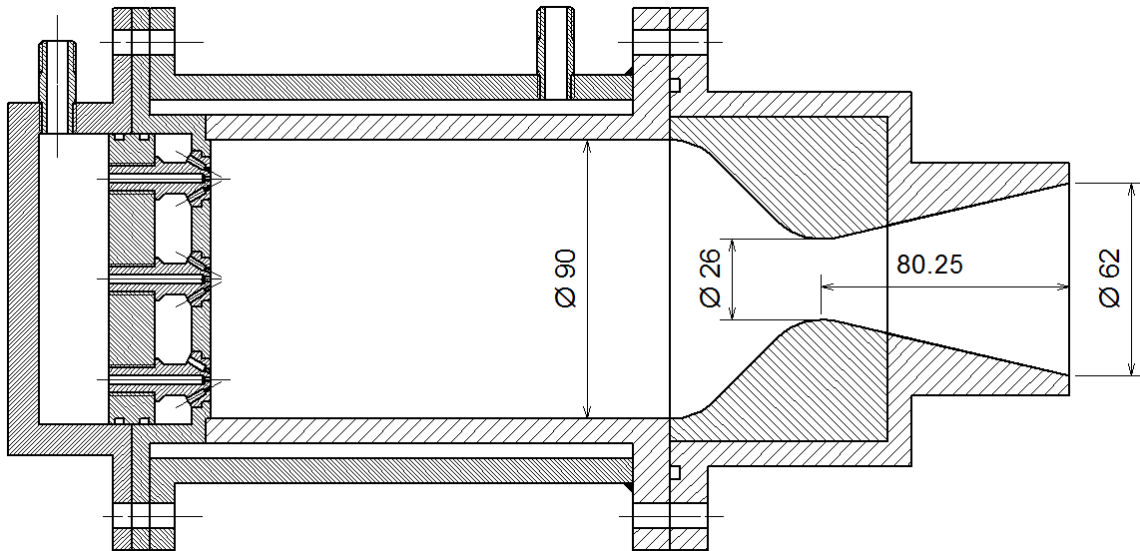
parabolik. Beberapa konfigurasi nosel dirancang dan dibandingkan sehingga dapat ditentukan konfigurasi optimum untuk RCX250. Evaluasi untuk menentukan prestasi propulsi dilakukan menggunakan perangkat lunak *Computational Fluid Dynamics* (CFD) komersial FLUENT. Hasil simulasi CFD dari nosel parabolik dibandingkan juga dengan nosel sebelumnya (kerucut) untuk mengetahui peningkatan prestasinya.

Dalam penelitian ini, perancangan difokuskan pada desain nosel RCX250, dengan komponen-komponen lain dari mesin tidak diubah. Parameter prestasi propulsi yang akan diukur hanya yang berkaitan dengan produksi gaya dorong. Parameter lain seperti *side load*, *thermal stress*, dan *nozzle drag* tidak diperhitungkan dalam penelitian ini.

2 METODOLOGI

Dalam proses desain nosel parabolik, aliran fluida dalam nosel diasumsikan sebagai *Quasi One-Dimensional Flow*, sehingga aliran dianggap *uniform* dan tidak terjadi diskontinuitas di dalamnya. Selain itu, aliran udara juga dalam kondisi *steady*, *inviscid*, dan *adiabatic*. Sesuai dengan kegunaannya sebagai model tes statik, kondisi udara luar adalah kondisi permukaan laut. Asumsi dan kondisi ini hanya berlaku pada tahap analitik untuk memudahkan proses desain.

Parameter desain dari nosel dipengaruhi oleh *Nozzle Pressure Ratio* (NPR), yaitu perbandingan dari tekanan ruang bakar dengan tekanan *exit* nosel. Dari NPR dapat ditentukan tiga parameter awal untuk desain nosel, yaitu bilangan Mach pada *exit* (M_e), rasio ekspansi ($\epsilon = A/A_t$), dan luas penampang *throat* (A_t).



Gambar 1-1:RCX250

$$P_e = P_c \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \quad (2-1)$$

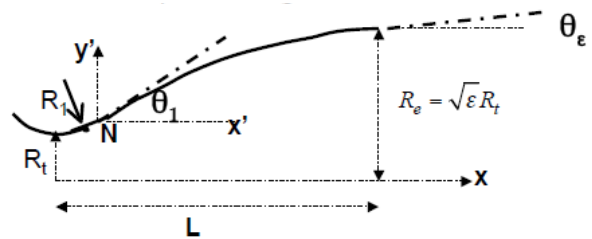
$$\left(\frac{A}{A_t} \right)^2 = \left(\frac{1}{M^2} \right) \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (2-2)$$

$$F = P_c A_t \left\{ \frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right\} \left[1 - \frac{PePc\gamma-1\gamma^2+Pe-PaAe}{PePc\gamma-1\gamma^2+Pe-PaAe} \right] \quad (2-3)$$

Kontur nosel parabolik didesain menggunakan metode persamaan parabolik yang dibuat oleh G.V.R.Rao. Nosel ini dikenal dengan nama *Thrust Optimized Parabolic (TOP) Nozzle*. Dibandingkan metode lainnya, *TOP* mampu menghasilkan nosel dengan prestasi propulsi lebih tinggi. Selain itu, hasil geometri yang didapatkan berupa persamaan aljabar, sehingga lebih fleksibel untuk diubah dan disesuaikan.

TOP nozzle didesain dengan mengaproksimasi kontur nosel sebagai sebuah kurva parabola (Gambar 2-1), dengan persamaan parabola berikut:

$$y' = Px' + Q + (Sx' + T)^{1/2} \quad (2-4)$$



Gambar 2-1:Referensi persamaan parabolik

Pada persamaan tersebut, terdapat empat variabel tidak diketahui (P , Q , S , dan T). Untuk mendapatkan solusinya, dibutuhkan empat kondisi batas di titik N dan e , yaitu:

Di titik N ; $x'_N = 0$; $y'_N = 0$

Di titik e ; $x'_e = x_e - x_N$; $y'_e = y_e - y_N$

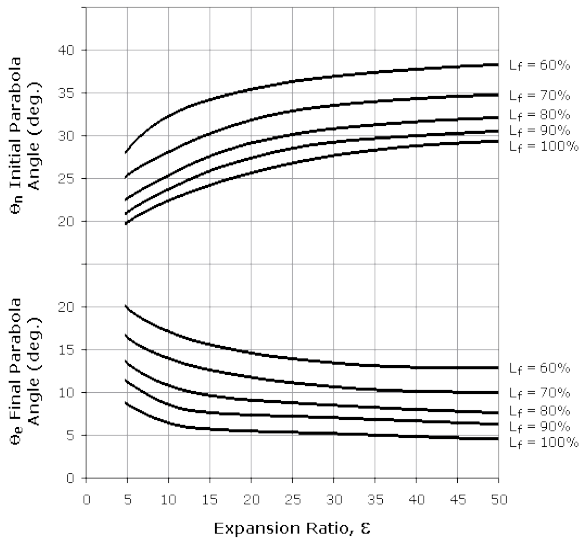
dengan

$$x_e = L = f \left[\frac{r_t(\sqrt{\epsilon}-1) + r_{td} \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right)}{\tan \alpha} \right] \quad (2-5)$$

$$y_e = r_e = \sqrt{\epsilon} r_t$$

Di titik N ; θ_N diketahui (Gambar 2-2)

Di titik e ; θ_e diketahui (Gambar 2-2)



Gambar 2-2: Sudut ekspansi parabolic (Rao, 1958)

Dengan kondisi batas tersebut, dapat diperoleh solusi persamaan parabola untuk masing-masing variabel.

$$P = \frac{y'_e \tan \theta_N + y'_e \tan \theta_e - 2x'_e \tan \theta_N \tan \theta_e}{2y'_e - x'_e \tan \theta_N - x'_e \tan \theta_e} \quad (2-6)$$

$$Q = -\frac{S}{2(\tan \theta_N - P)} \quad (2-7)$$

$$S = \frac{(y'_e - Px'_e)^2 (\tan \theta_N - P)}{x'_e (\tan \theta_N) - y'_e} \quad (2-8)$$

$$T = (-Q)^2 \quad (2-9)$$

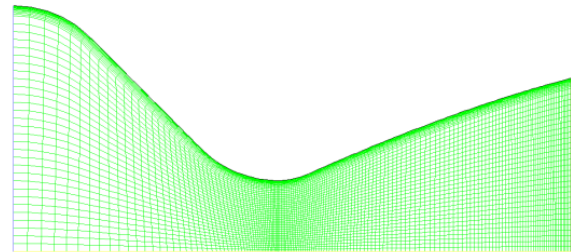
Apabila dalam kasus-kasus berikutnya analisis menggunakan kondisi viskos, koreksi lapisan batas perlu diperhitungkan pada permukaan nosel. Dengan menganggap permukaan nosel sebagai plat dan dengan aliran turbulen, koreksi geometri didapat dari

$$\delta^* = 0.125\delta = \frac{0.0479x}{Re_x^{1/5}} \quad (2-10)$$

Dalam merancang nosel parabolik untuk RCX250, panjang nosel dibuat tetap pada 75% dari nosel cone dengan sudut divergen 15°. Nosel parabolik hasil desain divariasikan pada sudut awal (θ_N) dan sudut akhir (θ_e). Dari variasi ini, diharapkan nosel menghasilkan karakteristik dan prestasi propulsi yang berbeda-beda.

3 SIMULASI CFD

Evaluasi menggunakan metode CFD dilakukan dengan software komersial FLUENT. Untuk pre-processingnya, termasuk di dalamnya adalah pembuatan mesh, dilakukan dengan GAMBIT. Karena nosel roket termasuk geometri yang tubular, maka simulasi CFD menggunakan kasus axis-symmetric. Bagian yang disimulasikan mulai dari inlet nosel sampai dengan exit nosel. Free-stream di belakang exit nosel tidak harus disimulasikan, karena ada atau tidaknya freestream tidak berpengaruh pada prestasi enjin.



Gambar 3-1: Mesh nosel

Saat melakukan simulasi, pengaturan solver menggunakan bidang axis-symmetric. Simulasi dilakukan dalam kondisi steady, dengan input material (fluid) yang telah didapatkan dari CEA (NASA). Simulasi menggunakan viskos model Spalart-Allmaras, dengan material dalam kondisi gas ideal. Simulasi dihentikan ketika residual mencapai 10e-6 atau mass flow rate di inlet dan exit nosel memiliki nilai sama.

Nosel pertama yang disimulasikan adalah nosel desain awal untuk RCX250, yang berupa nosel cone dengan sudut divergen 13°. Hasil simulasi nosel ini akan digunakan sebagai pembanding hasil-hasil berikutnya. Kasus kedua adalah nosel TOP tanpa koreksi lapisan batas. Dari hasil tersebut, akan ditentukan nilai koreksi untuk nosel parabolik. Selanjutnya, disimulasikan nosel parabolik yang telah dikoreksi, dan dengan variasinya.

4 HASIL DAN ANALISIS

Dengan mensimulasikan nosel awal dari RCX250, didapatkan hasil kontur seperti pada Gambar 4-1.

Kontur *Mach number* tersebut secara kualitatif menunjukkan kondisi aliran di dalam nosel RCX250. Pada kondisi sebenarnya, di dalam nosel aliran tidak dapat bersifat *uniform*. Terdapat *internal shock (recompression wave)* yang berawal dari daerah *throat*. Berbeda dengan asumsi *Quasi One-Dimensional flow*, aliran di *exit* nosel (dan di bagian lain) tidak *uniform* dalam arah radial. Tiap titik dengan radius tertentu dari axis memiliki profil kecepatan yang berbeda-beda.

Fenomena lain yang dapat diamati dari kontur tersebut adanya daerah lapisan batas pada permukaan nosel. Sebelumnya, saat proses desain dengan metode analitik, seringkali aliran diasumsikan *inviscid*, sehingga lapisan batas diabaikan. Pada hasil simulasi, lapisan batas yang terbentuk memiliki ketebalan yang berbeda-beda, dengan kecenderungan lapisan batas semakin tebal pada bagian *downstream*.

Adanya lapisan batas ini berpengaruh terhadap prestasi propulsi dari nosel. Lapisan batas pada bagian *exit* mengakibatkan penurunan area ekspansi efektif. Hal ini menyebabkan proses ekspansi yang dilakukan nosel tidak dapat berlangsung ideal (*under-expanded*). Dengan pertimbangan bahwa dimensi nosel relatif kecil (diameter *exit* hanya 31.05 mm), penurunan area ekspansi akibat lapisan batas akan berpengaruh secara signifikan (area dapat berkurang sampai 10%). Dengan demikian, keputusan untuk menambah koreksi lapisan batas dapat dibenarkan.

Hasil dari simulasi nosel ini, baik secara kualitatif maupun kuantitatif akan menjadi referensi dan data pembandingan untuk nosel baru (*TOP*). Hasil ini berfungsi sebagai parameter apakah nosel yang didesain memiliki

prestasi propulsi yang lebih baik atau tidak.

Gambar 4-2 merupakan kontur Mach number dari simulasi Nosel *TOP* sebelum koreksi *boundary layer*. Sebagai desain awal, nosel ini menggunakan sudut inisial (θ_N) sebesar 24° , sudut *exit* (θ_e) sebesar 14.5° , dengan panjang 75% dari nosel *cone* $\alpha = 150$ (49.86 mm). Geometri ini dipilih dengan mempertimbangkan berat minimum untuk roket (dimensi terkecil) yang dapat menghasilkan prestasi propulsi yang setara dengan nosel *cone*.

Dari Gambar 4-2, dapat dilihat bahwa terdapat beberapa kondisi aliran yang berbeda dengan hasil simulasi nosel *cone*. Pada *TOP nozzle*, sudut ekspansi inisial yang lebih besar menyebabkan *recompression wave* yang terbentuk memiliki sudut yang lebih landai (mengarah lebih mendatar). Apabila dilanjutkan, titik pertemuan *recompression wave* akan lebih mundur. Keuntungannya, tidak terjadi interaksi antara *shock wave* dengan struktur nosel. Pada nosel *cone*, interaksi antara *shock wave* dengan nosel dapat membahayakan struktur nosel, yang dapat diteliti lebih lanjut.

Perbedaan lainnya dapat dilihat dari kondisi lapisan batas. Secara visual, kondisi lapisan batas dari nosel *TOP* lebih tipis daripada nosel *cone*. Kondisi ini menyatakan bahwa nosel *TOP* menghasilkan rasio ekspansi efektif yang lebih besar daripada nosel *cone* karena luas efektif *exit* lebih besar, walaupun sebelum mendapatkan koreksi *boundary layer*. Dengan demikian, nosel *TOP* akan menghasilkan prestasi propulsi yang lebih baik.

Hasil simulasi nosel *TOP* akan menjadi referensi dalam koreksi lapisan batas. Koreksi diberikan dengan menambahkan tebal lapisan batas (*displacement thickness*) pada radius *exit*. Perubahan radius *exit* dilakukan tanpa mengubah geometri lain, termasuk panjang dan sudut ekspansi. Secara dimensional, penambahan radius *exit*

(dengan radius throat tetap) akan meningkatkan rasio ekspansi nosel. Akan tetapi, efek lapisan batas akan menghasilkan ekspansi rasio dari nosel baru mendekati ekspansi rasio yang diinginkan (ekspansi rasio ideal). Selain koreksi *boundary layer*, nosel *TOP* yang telah dikoreksi juga akan dimodifikasi pada sudut ekspansinya. Modifikasi dilakukan dengan memperbesar sudut ekspansi inisial, dan memperkecil sudut *exit*, dengan panjang yang dijaga tetap. Detail Modifikasi dapat dilihat pada Tabel 4-1.

Gambar 4-3 merupakan kontur *Mach Number* hasil simulasi nosel *TOP* yang telah dikoreksi dengan analisis lapisan batas. Secara visual, tidak terdapat perbedaan yang mencolok antara nosel yang telah dikoreksi dengan sebelum koreksi. Perbedaan hanya terlihat secara geometris dan pada saat analisis kuantitatif.

Gambar 4-4 adalah kontur *Mach number* dari nosel dengan index MOD 7. Nosel ini memiliki sudut inisial (θ_N) sebesar 38° , sudut *exit* (θ_e) sebesar 0° . Sesuai dengan hipotesis sebelumnya, nosel dengan sudut ekspansi lebih besar akan menghasilkan *recompression wave* dengan sudut yang lebih landai (lebih datar). Pengaruh lain yang dapat dilihat dari perubahan sudut ekspansi inisial adalah pada kekuatan rekompresi. Pada MOD 7 (nosel dengan sudut ekspansi inisial terbesar) *recompression wave* jauh lebih kuat dari hasil lainnya. Hal ini ditunjukkan dengan semakin tingginya perubahan *Mach number* arah radial pada daerah *exit* (ditunjukkan dengan perubahan warna yang tajam dari merah ke kuning). Kuatnya *shockwave* ini dikarenakan besarnya vektor kecepatan ke arah dinding lebih besar yang menyebabkan kompresi dari dinding juga lebih kuat.

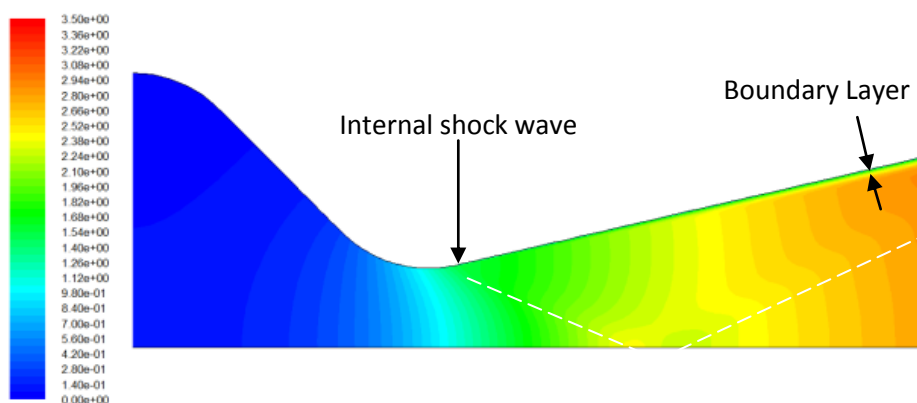
Dengan memodifikasi sudut *exit*, diharapkan profil kecepatan yang

dihasilkan akan lebih *uniform* untuk sudut *exit* yang lebih kecil. Keseragaman aliran dapat dilihat pada parameter *Mach number* dan sudut aliran. Aliran yang lebih seragam akan menghasilkan nosel dengan prestasi propulsi yang lebih tinggi. Akan tetapi, berdasarkan hasil kontur *Mach number* tersebut, dapat dilihat bahwa distribusi *Mach number* pada *exit* belum *uniform*. Kontur tersebut mengindikasikan bahwa sudut aliran pada *exit* masih belum *uniform*. Distribusi sudut aliran sepanjang *exit* dapat dilihat pada Gambar 4-5.

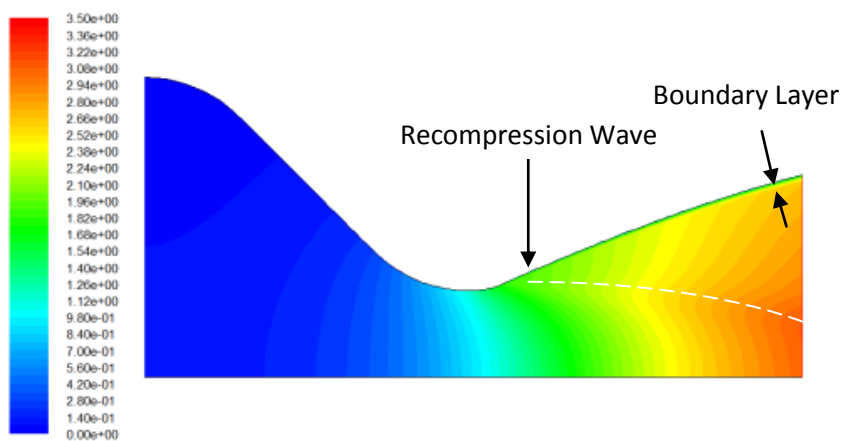
Dengan kontur yang dimodifikasi sampai sudut *exit* 0° , hasil yang diperoleh dari simulasi tidak sesuai dengan keinginan. Hal ini disebabkan karena panjang nosel yang dijaga tetap. Untuk menghasilkan aliran yang *uniform*, memang dibutuhkan nosel yang lebih panjang. *Flow angle* yang semakin tinggi menyebabkan komponen kecepatan radial di *exit* nosel semakin besar. Akibatnya, gaya dorong yang dihasilkan semakin berkurang. Hasil dari masing-masing nosel yang disimulasikan dapat dilihat pada Tabel 4-2 dan gambar 4-6.

Tabel 4-1: DETAIL MODIFIKASI NOSEL *TOP*

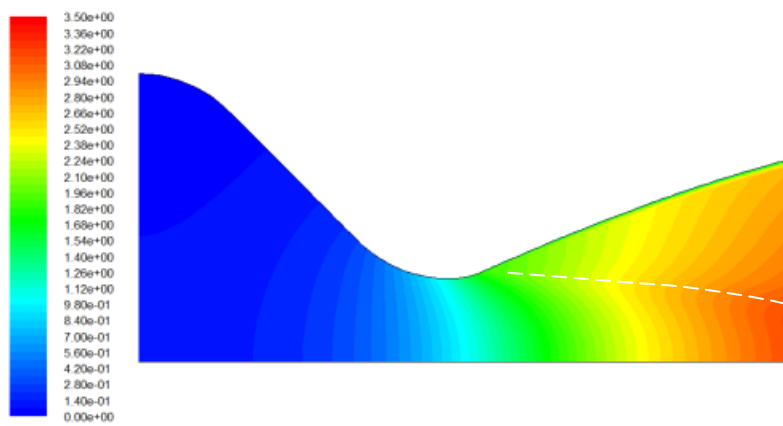
Index	$\theta_N(\text{deg})$	$\theta_e(\text{deg})$
MOD 0	24	14.5
MOD 1	26	12
MOD 2	28	10
MOD 3	30	8
MOD 4	32	6
MOD 5	34	4
MOD 6	36	2
MOD 7	38	0



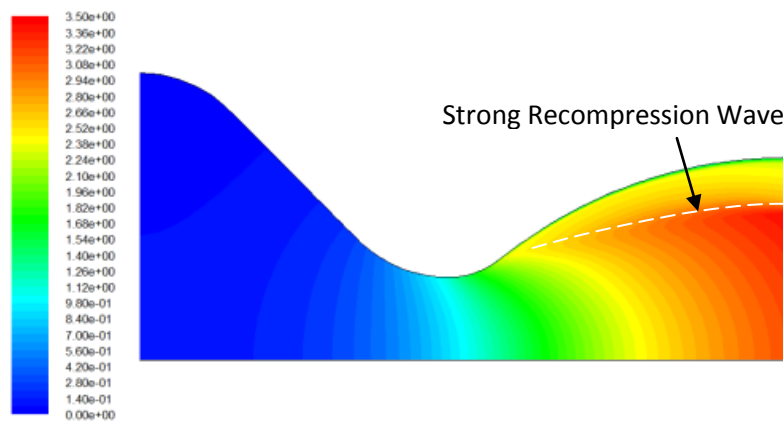
Gambar 4-1:Kontur Mach number nosel cone



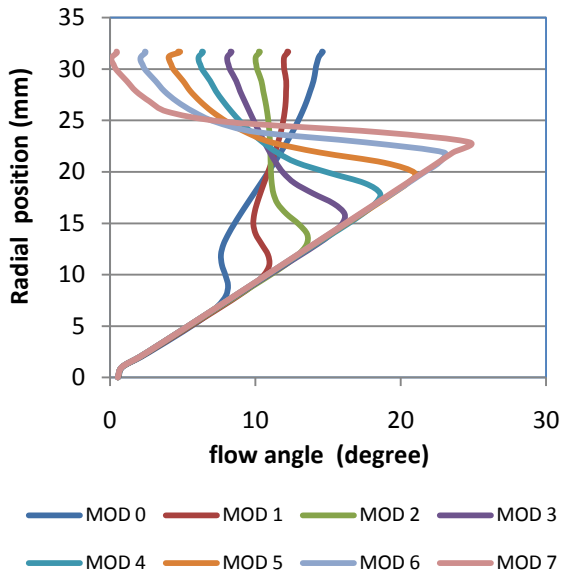
Gambar 4-2:Kontur Mach number nosel TOP



Gambar 4-3:Kontur Mach number MOD 0



Gambar 4-4:Kontur Mach number MOD 7



Gambar 4-5: Distribusi sudut kecepatan daerah *exit*

Dari data tersebut, dengan membandingkan antara nosel *cone* (desain awal RCX250) dengan nosel *TOP* pada kondisi tanpa koreksi lapisan batas, didapatkan hasil bahwa nosel *TOP* menghasilkan gaya dorong yang sedikit lebih besar daripada nosel *cone*. Perbedaan gaya dorong ini disebabkan berbedanya rasio ekspansi efektif dari masing masing nosel. Pada nosel *cone*, dengan nosel yang lebih panjang, lapisan batas menjadi semakin tebal pada daerah *exit*. Pada nosel *TOP*, dengan panjang sekitar setengahnya, lapisan batas pada daerah *exit* lebih tipis daripada nosel *cone*. Semakin tipis lapisan batas yang terbentuk, area efektif *exit* nosel menjadi semakin lebar. Dengan demikian, proses ekspansi oleh nosel semakin mendekati kondisi ideal.

Pengaruh lapisan batas terhadap produksi gaya dorong juga ditunjukkan pada tahap kedua. Nosel *TOP* yang telah dikoreksi mampu menghasilkan gaya dorong yang lebih besar daripada sebelum dikoreksi. Perubahan yang terjadi sebesar 3.908% dari nosel *cone*.

Dengan memodifikasi persamaan parabolik, diperoleh nosel yang berbeda-beda. Dengan semakin kecil sudut pada *exit* nosel, diharapkan aliran pada *exit*

semakin *uniform* dan gaya dorong yang dihasilkan semakin besar. Pada hasil simulasi, sudut aliran udara di daerah *exit* untuk sudut *exit* yang semakin kecil justru semakin bervariasi, dengan nilai maksimum lebih tinggi daripada sebelum modifikasi. Hal ini menyebabkan turunnya gaya dorong yang dihasilkan.

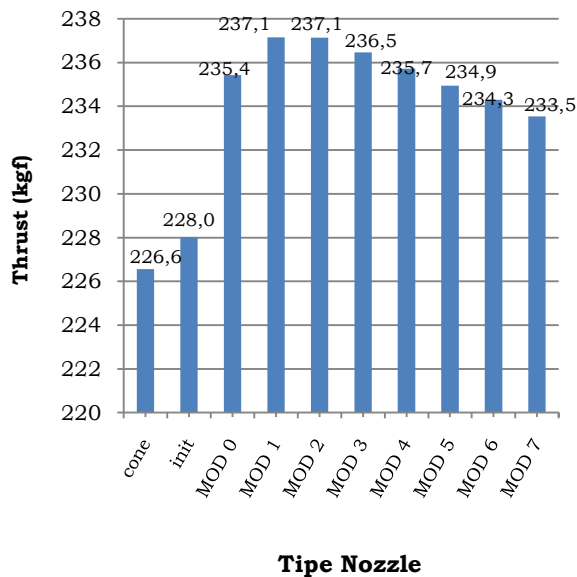
Dari semua modifikasi, nosel yang menghasilkan gaya dorong maksimum adalah nosel dengan indeks MOD 1, dengan sudut inisial (θ_N) sebesar 26° , sudut *exit* (θ_e) sebesar 12° . Nosel ini menghasilkan gaya dorong paling besar karena memiliki distribusi kecepatan *exit* dengan variasi sudut paling rendah (paling *uniform*). Dengan demikian, reduksi momentum akibat kecepatan radial semakin berkurang.

Tabel 4-2: PERBANDINGAN HASIL SIMULASI

Nosel	Me	Pe (Pa)	Ve (m/s)	F (kgf)	% change
Cone	2.774	97035	2293	226.6	0.000
Initial	3.058	56067	2420	228.0	0.646
MOD 0	3.163	45701	2464	235.4	3.908
MOD 1	3.155	46435	2461	237.1	4.670
MOD 2	3.152	46754	2459	237.1	4.666
MOD 3	3.151	46831	2459	236.5	4.367
MOD 4	3.151	46809	2459	235.7	4.041
MOD 5	3.153	46777	2460	234.9	3.698
MOD 6	3.152	46770	2459	234.3	3.414
MOD 7	3.152	46772	2459	233.5	3.081

Dalam proses desain nosel ini, kondisi *under-expanded* ataupun *over-expanded* tidak dibahas secara detail. Dari hasil simulasi, kondisi tersebut tidak dapat ditentukan berdasarkan kecepatan pada *exit*. Karena kondisi sebenarnya berbeda dengan *Quasi One-Dimensional Flow*, profil kecepatan akan bervariasi secara radial. Dengan demikian, terdapat kemungkinan bahwa kecepatan pada titik axis memiliki nilai lebih rendah dari *ambient pressure* tetapi pada bagian lain menjadi lebih

besar. Parameter utama yang digunakan untuk menentukan prestasi propulsi dari nosel yang didesain adalah propulsi gaya dorong.



Gambar 4-6:Produksi gaya dorong

5 KESIMPULAN

Dari jenis desain nosel konvensional, nosel *bell*/parabolik merupakan pilihan yang lebih baik daripada nosel *cone*. Nosel *bell*/parabolik mampu menghasilkan efisiensi propulsi yang lebih tinggi ataupun nosel dengan dimensi yang lebih pendek.

Thrust Optimized Parabolic (TOP) nozzle merupakan metode desain nosel parabolik yang paling efektif. Metode ini memberikan hasil geometri nosel dalam bentuk persamaan linier. Selain itu, prestasi propulsi dari nosel yang didesain dengan metode ini lebih tinggi dari metode lainnya.

Tanpa koreksi *boundary layer*, nosel yang didesain dengan metode *TOP* mampu menghasilkan gaya dorong lebih tinggi daripada nosel *cone* (nosel awal RCX250). Nosel ini mengalami pengurangan rasio ekspansi efektif lebih kecil daripada nosel *cone*.

Setelah koreksi *boundary layer*, nosel *TOP* menghasilkan thrust lebih besar daripada nosel *cone* ataupun nosel *TOP* tanpa koreksi *boundary layer*.

Peningkatan yang terjadi mencapai 4.67% dari *thrust* awal.

Modifikasi nosel parabolik tidak memberikan hasil sesuai dengan yang diharapkan. Nosel dengan sudut *exit* lebih kecil ternyata memberikan profil kecepatan daerah *exit* yang lebih bervariasi. Dari semua modifikasi, nosel yang menunjukkan hasil *thrust* paling tinggi adalah nosel MOD 1, dengan peningkatan *thrust* sebesar 4.67 % dari *thrust* nosel *cone* acuan.

DAFTAR RUJUKAN

- Anderson, J.D., 1990. *Modern Compressible Flow: with Historical Perspective* (2nd ed.) New York: McGraw-Hill.
- Askary, M.H., 2008. *Numerical Investigation of Modified Minimum Length nozzle With Rectangular cross section*. Bandung: Institut Teknologi Bandung.
- Hakim, A. N., 2010. *Analisa Uji Bakar Roket RCX2 Berpropelan GOX-Kerosen*, Prosiding Thermofluid 2010.
- Huzel, D.K. and Huag D.H., 1992. *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines* (rev. ed). AIAA Progress in Aeronautics and Astronautics Vol. 147. Washington DC: AIAA.
- Ostlund, Jan., 2002. *Flow Processes in Rocket Engine Nozzle with Focus on Flow Separations and Side-Loads*. Stockholm: Royal Institute of Technology.
- Priamadi, Eko, 2010. *Design And Comparison of Conical and Bell Nozzle for Liquid Rocket Engine RCX-150*. Bandung: Institut Teknologi Bandung.
- Rao, G.V.R., 1958. *Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust*. Jet Propulsion Vol. 28 No. 6.
- Rao, G.V.R., 1960. *Approximation of Optimum Thrust Nozzle Contour*. ARS Journal Vol. 30 No. 6.

Sutton G.P., 2001. *Rocket Propulsion Elements – An Introduction to the Engineering of Rockets* (7th ed). Canada: John Wiley & Sons Inc.

Zulkifli, M., 2009. *Supersonic Nozzle Design of Small Liquid Rocket Engine*. Bandung: Institut Teknologi Bandung.