

**DESAIN DAN PROTOTYPING  
NOSEL OVEREKSPANSI UNTUK OPTIMASI SEPARASI DAN  
SIDE-LOAD PADA MOTOR ROKET PADAT**

**DISERTASI**

**BAGUS HAYATUL JIHAD**  
**84 04 00 0025**



**UNIVERSITAS INDONESIA  
FAKULTAS TEKNIK  
PROGRAM PASCASARJANA BIDANG ILMU TEKNIK**

**DEPOK  
JUNI 2009**



**DESAIN DAN PROTOTYPING  
NOSEL OVEREKSPANSI UNTUK OPTIMASI SEPARASI DAN  
SIDE-LOAD PADA MOTOR ROKET PADAT**

**DISERTASI**

**Diajukan sebagai salah satu syarat untuk memperoleh gelar Doktor**

**BAGUS HAYATUL JIHAD**  
**84 04 00 0025**



**UNIVERSITAS INDONESIA  
FAKULTAS TEKNIK  
PROGRAM PASCASARJANA BIDANG ILMU TEKNIK**

**DEPOK  
JUNI 2009**

## PERNYATAAN ORISINALITAS

**Disertasi ini adalah hasil karya saya sendiri,  
Dan semua sumber baik yang dikutip maupun dirujuk  
telah saya nyatakan dengan benar.**

**Nama : Bagus Hayatul Jihad**

**NPM : 84 04 00 0025**

**Tanda tangan:**

**Tanggal : 19 Juni 2009**

## LEMBAR PENGESAHAN

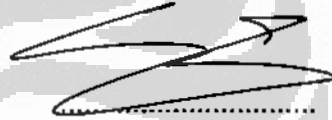
Disertasi ini diajukan oleh:

Nama : Bagus Hayatul Jihad  
NPM : 84 04 00 0025  
Program Studi : Teknik Metalurgi dan Material  
Judul Disertasi : DESAIN DAN PROTOTYPING NOSEL OVER-  
EKSPANSI UNTUK OPTIMASI SEPARASI DAN SIDE-  
LOAD PADA MOTOR ROKET PADAT

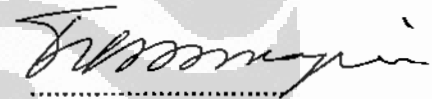
**Telah berhasil dipertahankan di hadapan Dewan Penguji dan diterima sebagai bagian persyaratan yang diperlukan untuk memperoleh gelar Doktor pada Program Studi Teknik Metalurgi dan Material, Fakultas Teknik, Universitas Indonesia**

### DEWAN PENGUJI

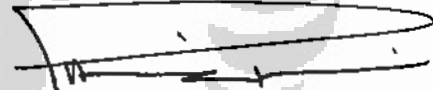
Promotor : Prof. Dr. Ir. Eddy S. Siradj, M.Eng



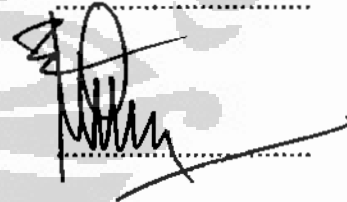
Kopromotor-1 : Prof. Dr. Ir. Tresna P. Soemardi, MSi



Kopromotor-2 : Dr. Ir. Dedi Priadi, DEA.



Tim Penguji : Prof. Dr. Ing. Ir. Bambang Suharno



: Prof. Dr. Ir. Budiarmo, M.Eng.



: Prof (R). Dr. Ir. Loekman Satibi, APU



: Dr. Ir. Agus H. Wargadipura



Ditetapkan di : Depok

Tanggal : 19 Juni 2009

## KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, segala puji syukur saya ucapkan ke hadirat Ilahi, Tuhan semesta alam, yang maha luas pengetahuannya yang senantiasa mencurahkan rahmatnya hingga disertasi ini dapat terselesaikan. Segala usaha telah dilakukan agar penulisannya dapat memenuhi kriteria kelulusan dan dapat memberikan sumbangsih pada pengetahuan. Tentu, tulisan ini masih banyak mengandung kealpaan dan kekurangan, untuk itu mohon kiranya dapat diberikan masukan dan saran, agar dapat diperbaiki menuju kesempurnaan.

Selesainya disertasi ini juga disertai oleh uluran tangan ikhlas dari banyak pihak, untuk itu saya ucapkan terima kasih yang sebesar-besarnya serta penghargaan yang tinggi kepada:

1. Prof. Dr. Ir, Eddy S. Siradj, M.Eng., selaku promotor yang sabar memberikan diskusi, dan terus memberikan dorongan.
2. Prof. Dr. Ir. Tresna P. Soemardi, MSi., selaku kopromotor yang banyak memberikan arahan dalam penyelesaian penelitian.
3. Dr. Ir. Dedi Priadi, DEA., selaku kopromotor yang banyak meluangkan waktu memberikan semangat serta diskusi yang sangat bermanfaat dalam penyusunan disertasi ini.
4. Prof. Dr. Ing. Ir., Bambang Suharno, selaku ketua Departemen Metalurgi dan Material yang sangat ketat dalam memberikan arahan dan waktu.
5. Prof. Dr. Ir. Budiarmo, MEng., Prof. Dr. Ir. Loekman Satibi, Dr. Ir. Agus H. Wargadipura, sebagai penguji dan atas semua saran perbaikan untuk kelengkapan disertasi ini.
6. Ir. Yus M. Kadarusman Dipl. Ing, Kepala Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, LAPAN atas dorongan dan solusi pendanaan penelitian.
7. Ir Sumargono, yang telah memberi kesempatan saya mengambil jenjang S3, dan terus memberikan semangat dan dorongan.
8. Dr. Ir. Priyono Sutikno, Dosen Teknik Mesin ITB atas bantuan kerjasama pengadaan Software Fluent dan diskusinya tentang CFD yang banyak membantu kelancaran simulasi yang dilakukan.

9. Dr. Eng. Arif Nur Hakim, MEng., yang banyak memberikan masukan dalam perancangan sistem pengujian dan diskusinya tentang compressible flow, juga setting schlieren.
10. Dr. Ir. Romi O. Bura, dosen Penerbangan ITB, atas diskusinya tentang rectangular (planar) nozzle serta three dimensional flow.
11. Teman-teman staf bidang Propulsi: P' Bagyo, P' Koes, P' Soleh dan P' Didi yang membantu instalasi peralatan uji, P' Agus yang membantu memasang instalasi listrik, Sdr. Sofyan yang membantu dalam proses pengujian, Sdr. Teguh yang rela begadang membantu dalam penyelesaian simulasi CFD. P' Hudoro untuk data akuisisi dan pemasangan presure transducer. Sdr Effendi yang merancang sistem akuisisi data tekanan dan temperatur. Juga teman-teman staf Bidang propulsi yang lainnya.
12. Staf Departemen Metalurgi dan Material, Mbak Dewi, P' Min dan Mbak Yulis yang ikut membantu administrasi hingga selesainya perkuliahan dan staf lainnya yang telah membantu dalam acara seminar dan ujian.
13. Staf Pusat Administrasi Fakultas, Pak Edi Winarno, Mbak Rosi dan Pak Emed yang banyak memberikan informasi perkuliahan dan prosedur sidang serta staf PAU lainnya.
14. Dan semua pihak yang telah ikut membantu baik secara langsung maupun tidak, yang tidak dapat saya sebutkan satu persatu.

Akhirnya, ucapan terima kasih yang dalam untuk kedua orang tua tercinta yang sangat tulus membantu dengan doa, senantiasa. Istri, dan dua buah hatiku Mahbub el Hakeem dan Arini Firdausi, yang waktu kebersamaannya tersita selama proses penyelesaian studi. Juga kakak dan adik-adik yang juga terus memberikan semangat dan doa.

Sekali lagi saya ucapkan terima kasih, semoga Allah SWT. membalasnya dengan pahala dan kebaikan yang berlipat ganda.

Pamulang, 19 Juni 2009

Bagus H. Jihad

**PERNYATAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI  
TUGAS AKHIR UNTUK KEPENTINGAN AKADEMIS**

---

Sebagai sivitas akademik Universitas Indonesia, saya yang bertanda tangan dibawah ini:

Nama : Bagus Hayatul Jihad  
NPM : 84 04 00 0025  
Departemen : Metalurgi dan Material  
Fakultas : Teknik  
Jenis Karya : Disertasi

Demi mengembangkan ilmu pengetahuan, menyetujui untuk memberikan kepada Universitas Indonesia **Hak Bebas Royalti Noneklusif (*Non-exclusive Royalty-Free Right*)** atas karya ilmiah saya yang berjudul:

**DESAIN DAN PROTOTYPING NOSEL OVEREKSPANSI UNTUK  
OPTIMASI SEPARASI DAN SIDE-LOAD PADA MOTOR ROKET**

Beserta perangkat yang ada (jika diperlukan). Dengan Hak Bebas Royalti Noneklusif ini Universitas Indonesia berhak menyimpan, mengalihmedia/formatkan, mengelola dalam bentuk pangkalan data (*database*), merawat, dan mempublikasikan tugas akhir saya tanpa meminta izin dari saya selama tetap mencantumkan nama saya sebagai penulis/pencipta dan sebagai pemilik Hak Cipta.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya.

Dibuat di : Jakarta  
Pada tanggal : 19 Juni 2009

Yang menyatakan

Bagus Hayatul Jihad

## ABSTRAK

Nama : Bagus H. Jihad  
Program Studi : Teknik Metalurgi dan Material  
Judul : Desain dan Prototyping Nosel Overekspansi Untuk Optimasi  
Separasi dan Side-Load Pada Motor Roket Padat

Guna mendapatkan performa yang optimal selama trayektori terbangnya, nosel roket didesain pada tekanan ambient yang rendah. Akan tetapi, tekanan ambient desain ini dipilih setinggi mungkin untuk mencegah terjadinya separasi aliran di dalam nosel selama operasi pada sea-level. Tetapi, pada bagian divergen, aliran akan terseparasi dari dinding selama tekanan ruang bakar,  $p_c$ , belum mencapai nilai nominalnya. Separasi aliran pada nosel roket sangatlah tidak diharapkan, karena separasi aliran tak simetris dapat menyebabkan timbulnya gaya lateral, yang disebut side-load, yang dapat merusak nosel dan menggagalkan misi secara keseluruhan. Oleh karena itu, separasi aliran dan prediksi teoritisnya telah dan masih menjadi subyek beberapa eksperimen dan studi teoritis.

Pada nosel over-ekspansi, aliran terseparasi dari dinding nosel pada rasio tekanan tertentu (tekanan dinding terhadap tekanan ambien). Model dan hipotesis prediksinya telah dikembangkan, baik secara fisik ataupun empiris. Meskipun beberapa keberhasilan korelasi separasi telah dicapai, beberapa ketidakpastian tetap terjadi, yang layak untuk dikaji.

Pada penelitian ini, sebuah model dikembangkan untuk mengkaji aliran separasi pada nosel tipe bel. Profil kontur nosel diperoleh dengan simulasi program yang dibangun menggunakan software MathCAD<sup>(R)</sup> dan Matlab<sup>(R)</sup> menggunakan metoda karakteristik (MoC). Model nosel 2-dimensi tipe bel MLN diperoleh dengan MathCad<sup>(R)</sup>, yang kemudian divariasikan pada daerah upstream dan downstream throat nosel. Sedangkan model nosel bel MLN axis-simetri dan model nosel bel ideal diperoleh dengan Matlab<sup>(R)</sup>. Semua model nosel divariasikan pada daerah throat menggunakan standar JPL, Rao dan ONERA. Desain nosel yang terbentuk kemudian divalidasi menggunakan perangkat lunak komersial Fluent<sup>(R)</sup>, dengan hasil yang memuaskan.

Pada penelitian ini juga dirancang kontur nosel bel axis-simetri menggunakan MOC dan axis-simetri parabolik. Usaha ini dilakukan untuk memberikan perbandingan antara nosel 2D dan axis-simetri yang digunakan pada aplikasi roket sebenarnya. Semua kontur nosel yang dihasilkan dibandingkan dengan teori isentropik nosel pada rasio ekspansi terhadap fluida kerjanya dan bilangan Mach keluar nosel. Akurasi nosel untuk menghasilkan bilangan Mach yang diinginkan juga dicek. Medan aliran yang terbentuk oleh program, juga dicek menggunakan Fluent. Prediksi fluent digunakan untuk memverifikasi asumsi aliran isentropik yang digunakan untuk menghasilkan bilangan Mach yang diharapkan. Keserasian data yang diperoleh pada rasio ekspansi dan bilangan

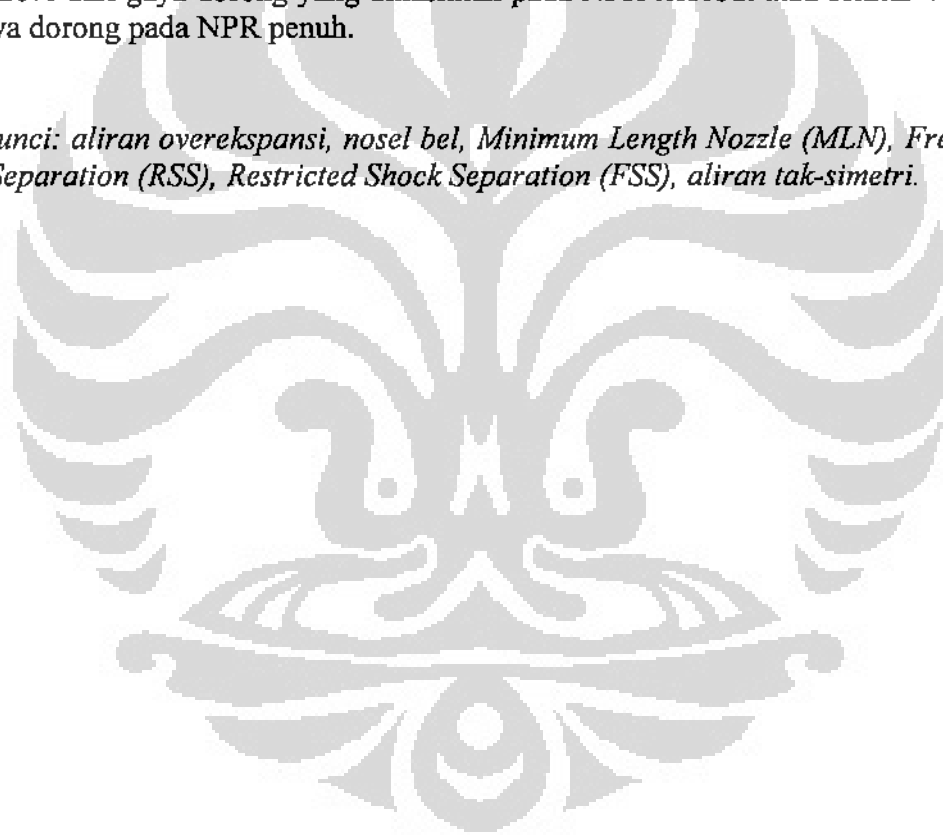


Mach yang diperoleh, mengindikasikan bahwa program yang dibangun cukup akurat.

Pola separasi pada masing- masing nosel, diperoleh dengan melakukan komputasi dinamika fluida (CFD). Dengan memvariasikan rasio tekanan (number of pressure ratio/NPR) masing-masing pada NPR=7,825; NPR=3.13; NPR=3.0; NPR=2.5; NPR=2.2; NPR=2.0; NPR=1.8; dan pada NPR=1.6, maka pola separasi untuk masing-masing nosel dapat diperoleh.

Untuk membandingkan pola separasi aliran tersebut, dirancang sebuah sistem terowongan angin mini yang didesain hingga kecepatan 2 Mach. Sistem dilengkapi dengan sistem schlieren untuk menangkap gambar separasi dari dalam nosel. Sebuah kamera kecepatan tinggi (high speed camera) digunakan untuk menangkap pola separasi yang terjadi dalam nosel. Pola aliran separasi FSS dan RSS teramati dalam pengujian. Dari titik pola aliran tak-simetri, dapat dihitung besarnya side-load yang diderita oleh nosel. Nilai yang diperoleh cukup besar, sekitar 20% dari gaya dorong yang dihasilkan pada NPR tersebut atau sekitar 4% dari gaya dorong pada NPR penuh.

*Kata Kunci: aliran overekspansi, nosel bel, Minimum Length Nozzle (MLN), Free Shock Separation (RSS), Restricted Shock Separation (FSS), aliran tak-simetri.*



## ABSTRACT

Nama : Bagus H. Jihad  
Program Studi : Teknik Metalurgi dan Material  
Judul : Design and Prototyping of an Over-expanded Nozzle for Separation Optimizing and Side-Load of Solid Rocket Motor.

In order to get an optimum performance over the whole flight trajectory, the nozzles are designed for an intermediate ambient pressure. However, this design ambient pressure is chosen high enough to prevent flow separation inside the nozzle during steady-state operation at sea-level. But in the divergent part of these nozzle, the flow separates from the wall as long as the chamber pressure,  $p_c$ , has not yet reached its nominal value. Flow separation in rocket nozzle is considered undesirable, because an asymmetry in the flow separation can caused dangerous lateral forces, the so-called side loads, which may damage the nozzle. Therefore, flow separation and its theoretical prediction have been and still are the subject of several experimental and theoretical studies.

In over expanded rocket nozzle, the flow separated from the nozzle wall at a certain pressure ratio of wall pressure to ambient pressure. This flow separation and its theoretical prediction have been the subject of several experimental and theoretical studies in the past decades, and models and hypotheses for its prediction have been developed, either physically motivated or purely empirical. Despite the apparent success in correlating separation, several uncertainties still remain which are worthy of investigation.

In this research, a model was developed to observe flow separation and its pattern on bell type nozzle. Two types of nozzle will conducted, conical and contour nozzle. The profile of contour nozzle acquired by MathCAD<sup>®</sup> and Matlab<sup>(R)</sup> source code program using method of characteristics (MOC). The 2-D MLN bell type nozzle constructed by MathCad output, then varied in upstream and downstream throat area. The MLN axisymmetric constructed by Matlab output program. Both types of nozzle varied by curvature radius of throat using JPL, ONERA standard, and Rao method. The validity of nozzles design checked by commercial CFD software, Fluent<sup>(R)</sup>, and satisfied.

In this research was also designed an axisymmetric bell contour nozzle using method of characteristic (MOC) and axisymmetric parabolic. This effort conducted to give a comparativeness between 2-dimensionanl nozzle to axisymmetric one that used in real rocket application. The contours were compared to theoretical isentropic area ratios for the selected fluid and desired exit Mach number. The accuracy of the nozzle to produce the desired exit Mach number was also checked. The flowfield of the nozzles created by the code were independently checked with the commercial Computational Fluid Dynamics (CFD) code FLUENT. FLUENT predictions were used to verify the isentropic flow assumption and that the working fluid reached the user-defined desired exit

Mach number. Good agreement in area ratio and exit Mach number were achieved, verifying that the code is accurate.

The flow pattern separation for each nozzle obtained by CFD software simulation. The simulation conducted by varied the number of pressure ratio (NPR): NPR=7,825; NPR=3.13; NPR=3.0; NPR=2.5; NPR=2.2; NPR=2.0; NPR=1.8; dan pada NPR=1.6 for each nozzle, therefore the pattern can plotted.

To compares those flow pattern, a blowdown wind tunnel designed until Mach 2. The system completely with schlieren system for capturing separation image in the nozzle as a result of wind tunnel. A high speed camera assigned to capture flow pattern separation. FSS and RSS flow pattern was captured through this experiment. From unsymmetrical flow point, the side-load obtained. These side-load is about 20% from thrust that can produced by the NPR where fhis value obtained or about 4% from full thrust (maximum NPR).

*Keywords: overexpansion flow, bell nozzle, Minimum Length Nozzle (MLN), Free Shock Separation (RSS), Restricted Shock Separation (FSS), asymmetric flow.*



## DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PERNYATAAN ORISINALITAS	ii
LEMBAR PENGESAHAN	iii
KATA PENGANTAR	iv
LEMBAR PERSETUJUAN PUBLIKASI KARYA ILMIAH	vi
ABSTRAK	vii
DAFTAR ISI	xi
DAFTAR GAMBAR	xiv
DAFTAR TABEL	xix
DAFTAR LAMPIRAN	xxi
DAFTAR NOTASI	xxii
1. PENDAHULUAN	
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Tujuan Penelitian	5
1.3 Batasan Masalah	6
1.3 Perspektif Penelitian	6
1.4 State of The Art Penelitian	13
1.5 Metode Penelitian	14
2. TEORI PENUNJANG	
2.1 Separasi Aliran dan Side-Load	18
2.1.1 Fenomena Separasi Aliran	18
2.1.2 Free Shock Separation (FS)	21
2.1.3 Restricted Shock Separation	23
2.1.4 Model Prediksi Separasi Aliran	23
2.1.5 Side-Load	26
2.2 Desain Nosel	27
2.2.1 Desain Kontur Nosel	29
2.2.1.1 Daerah Ekspansi Mula	29
2.2.1.2 Nosel Kerucut (deLaval)	31
2.2.2 Nosel Ideal	
2.2.2.1 Nosel Kontur Ideal Terpancung (Truncated Ideal Contoured Nozzles /TIC)	32
2.2.2.2 Kompresi Nosel TIC (Compresses truncated Ideal Contoured Nozzles /CTIC)	32
2.2.2.3 Kontur Nosel Dengan Gaya Dorong Optimal (Thrust Optimised Contoured Nozzles /TOC)	33
2.2.2.4 Nosel Bel Parabola (Thrust Optimised Parabolic (TOP))	34
2.2.3 Desain Aerodinamika	36
2.2.3.1 Bagian Inlet	36

2.2.3.2 Upstream Wall	36
2.2.3.3 Throat	37
2.2.3.4 Downstream Wall	37
2.2.3.5 Bagian Ekspansi	38
2.2.4 Rasio Ekspansi ( $\epsilon$ )	40
2.3 Performa Nosel	40
<b>3. DESAN NOSEL SUPERSONIK MLN 2-D DENGAN METODA KARAKTERISTIK</b>	<b>44</b>
3.1 Gelombang Kejut dan Gelombang Ekspansi	45
3.1.1 Gelombang Kejut	46
3.1.2 Gelombang Ekspansi	47
3.2 Persamaan Kompatibilitas (Planar 2D dan Axis-simetri 2D)	49
3.3 Minimum Length Nozzle (MLN)	51
3.2.1 Relasi Mekanika Fluida	53
3.2.2 Geometri Aliran	55
3.3 Program Desain Nosel	57
3.3.1 Indeks dan Karakteristik	57
3.3.2 Besaran Aliran	59
3.3.3 Menentukan Kordinat Indeks	60
3.3.3.1 Garis Nilai Awal	60
<b>4. VERIFIKASI DESAIN NOSEL DAN DESAIN INSTRUMEN UJI</b>	
4.1 Desain Nosel Planar 2-Dimensi	62
4.1.1 Verifikasi Desain Nosel Planar 2-Dimensi	62
4.1.2 Pembentukan Nosel, Modifikasi dan Penomoran	68
4.1.3 Prediksi Gaya Dorong	70
4.1.4 Verifikasi dengan CFD	71
4.2. Desain Nosel Axis-Simetri	73
4.2.1 Verifikasi Hasil Simulasi	74
4.2.2 Verifikasi Nosel Axis-Simetri dengan CFD	76
4.3 Desain Instrumen Pengujian	78
4.3.1 Desain dan Konstruksi	79
4.3.1.1 Sistem Suplai Udara	79
4.3.1.2 Air Dryer	79
4.3.1.3 Tangki Penyimpan	80
4.3.2 Komponen	80
4.3.3 Run-time Instrumen Uji	82
4.3.4 Simulasi 3D model BWT	83
4.4 Sistem Imaging	85
4.5 Simulasi CFD	86
<b>5. HASIL DAN PEMBAHASAN</b>	
5.1 Pola Aliran dan Distribusi Tekanan pada NPR Desain	
5.1.1 Pola Aliran Pada Nosel planar 2-Dimensi MLN Modifikasi	91
5.1.2 Pola Aliran Pada Nosel planar 2-Dimensi MLN	98

5.1.3 Pola Aliran pada Nosel Kerucut	100
5.1.4 Perbandingan Gaya Dorong	103
5.2 Pola Aliran Separasi Pada Nosel Planar 2-Dimensi	
5.2.1 Pola Aliran	105
5.2.2 Kriteria Prediksi Aliran Separasi Pada Nosel	110
5.3 Side-Load	114
5.3.1 Perhitungan Side Load	119
5.3.2 Komparasi side-load	120
5.4 Pola Aliran Pada Nosel Axis-Simetri	
5.4.1 Pola Aliran Pada Nosel Axis-Simetri	122
5.4.2 Pola Aliran Pada Nosel Axis-Simetri Parabolik	124
5.5 Optimasi Separasi dan Side-Load	127
5.6 Distribusi Temperatur	130
5. KESIMPULAN	137
DAFTAR PUSTAKA	139
LAMPIRAN 1 Model Nosel Beserta Dimensinya	146
LAMPIRAN 2 Besaran Fluida hasil Simulasi CFD (Inviscid)	151
LAMPIRAN 3 Kontur Bilangan Mach Hasil Simulasi Tanpa Far_Field	166
LAMPIRAN 4 Kontur Bilangan Mach Hasil Simulasi dengan Far_Field	193
LAMPIRAN 5 Kompilasi Grafik Pola Separasi Aliran Overekspansi	220

## DAFTAR GAMBAR

		Hal
Gambar 1.1.	Pola semburan; a) Vulcain, aliran overexpand dengan Mach disk, b) Vulcain, overexpand dengan pola cap-shock, c) RL10-A5, overexpand dengan refleksi regular, d) aliran underexpand pada Saturn 1B [Almqvist, 2005].	3
Gambar 1.2.	Separasi pada Nosel LE-7A, Jepang [Miyajim, 2003].	4
Gambar 2.1.	Profil kecepatan streamwise (garis solid), garis stream (garis putus putus), BL (garis dash-dot) pada sekitar titik separasi.	19
Gambar 2.2.	Profil kecepatan, dan derivatif pertama dan kedua dalam arah normal terhadap dinding pada titik separasi.	19
Gambar 2.3.	Fenomena FSS (atas) dan RSS (bawah).	22
Gambar 2.4.	Mekanisme instabilitas batas geser (shear layer). [Papamoschou dan Johnson, 2006].	26
Gambar 2.5.	a). nosel tipe bel/kontur, b) nosel kerucut, gambar bawah adalah bagian nosel.	29
Gambar 2.6.	Daerah ekspansi awal, Kernel.	30
Gambar 2.7.	Definisi Nosel Kerucut.	31
Gambar 2.8.	Struktur aliran pada sebuah nosel ideal.	31
Gambar 2.9.	Nosel Rao atau TOC.	33
Gambar 2.10	Parameter nosel bel parabola.	35
Gambar 2.11	Daerah kernel OTNK. Aliran dalam kernel hanya ditentukan oleh kontur TN.	35
Gambar 2.12	Bagian inlet nosel hingga throat.	36
Gambar 2.13	Variasi dari $A_1^*/A_1$ dengan $R_u/R_t$ .	37
Gambar 2.14	Kontur canted-parabola sebagai pendekatan kontur bell	40
Gambar 2.15	Fenomena aliran dan sumber rugi-rugi pada nosel roket.	42

Gambar 3.1.	Bagian-bagian Nosel supersonik.	44
Gambar 3.2.	Perbandingan garis alir (streamline) antara subsonik dan supersonik	46
Gambar 3.3.	Refleksi reguler dari sebuah solid-boundary.	47
Gambar 3.4.	Aliran supersonik pada sebuah belokan.	48
Gambar 3.5.	Ekspansi Prandtl-Meyer.	48
Gambar 3.6.	Garis alir Mach dan karakteristik.	49
Gambar 3.7	Ilustrasi garis karakteristik left dan right	50
Gambar 3.8.	Medan alir pada divergen nosel tipe bel.	52
Gambar 3.9.	Nosel dengan sudut throat tajam.	52
Gambar 3.10	Daerah Karakteristik.	53
Gambar 3.11	Perpotongan karakteristik.	54
Gambar 3.12	Titik refleksi pada dinding.	55
Gambar 3.13	Lokasi dari titik perpotongan.	56
Gambar 3.14	Pemberian indeks pada perpotongan karakteristik.	58
Gambar 3.15	Titik umpan.	59
Gambar 3.16	Metoda Sauer untuk garis Mach.	61
Gambar 4.1.	Output program berupa garis karakteristik pada bagian divergen nosel MLN dengan $M_e = 2$ .	62
Gambar 4.2.	Plot kordinat x,y yang diperoleh dari simulasi membentuk dinding divergen nosel MLN dengan $M_e = 2$ .	63
Gambar 4.3.	Perbandingan Kontur nosel untuk tiga bilangan Mach ( $M = 2.0; 2,5$ dan $3,0$ ).	64
Gambar 4.4.	Perbandingan distribusi bilangan Mach pada kontur nosel untuk tiga bilangan Mach ( $M = 2.0; 2,5$ dan $3,0$ ).	64
Gambar 4.5.	Perbandingan Jumlah garis karakteristik (NC) terhadap kontur nosel pada bilangan Mach = 2.	64



Gambar 4.6.	Deviasi hasil program terhadap jumlah garis karakteristik	66
Gambar 4.7.	Distribusi tekanan (atm) Vs panjang nosel pada dinding nosel (garis merah, biru dan hitam) serta distribusi tekanan pada seputar sumbu (hijau).	72
Gambar 4.8.	Distribusi bilangan Mach Vs panjang nosel di seputar sumbu nosel	72
Gambar 4.8a.	Komparasi distribusi tekanan pada dinding nosel hasil simulasi	73
Gambar 4.9	% Deviasi bilangan Mach vs sudut ekspansi Prandtl-Meyer	75
Gambar 4.10	% Deviasi rasio ekspansi vs sudut ekspansi Prandtl-Meyer	75
Gambar 4.11	Kontur bilangan Mach pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-MLN_1)	76
Gambar 4.12	Kontur tekanan pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-MLN_1)	77
Gambar 4.13	Kontur temperatur pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-MLN_1).	77
Gambar 4.14	Kontur bilangan Mach pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-2D_1).	77
Gambar 4.15	Kontur tekanan pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-2D_1).	78
Gambar 4.16	Kontur temperatur pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-2D_1).	78
Gambar 4.17	Komponen pada Terowongan Angin	81
Gambar 4.18	Instalasi Terowongan Angin	82
Gambar 4.19	Model Simulasi 3D BWT.	84
Gambar 4.20	Distribusi tekanan (kiri) dan distribusi kecepatan Mach pada sumbu (kanan)	84
Gambar 4.21	Kontur tekanan (atas) dan kecepatan (bawah) hasil simulasi	85
Gambar 4.22	Model grid untuk validasi desain nosel.	87
Gambar 4.23	Model grid untuk simulasi nosel dengan far-field	88

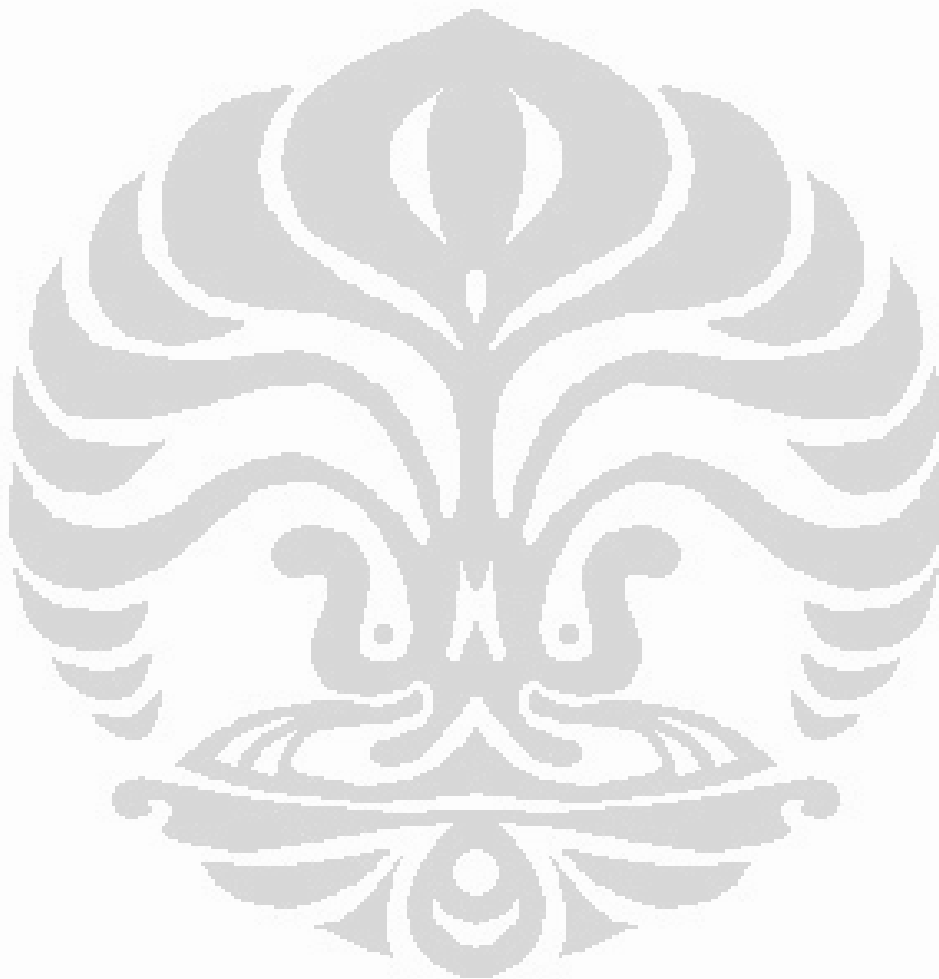
Gambar 5.1	Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N_1, N_2/N_3 dan N_4.	92
Gambar 5.2	Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N_13, N_14, N_15 dan N_16.	93
Gambar 5.3	Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N_5, N_6, dan N_8 .	94
Gambar 5.4	Karakteristik aliran overekspansi (aerospaceweb.org, Des 2008)	95
Gambar 5.5	Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N_17, N_18, dan N_19 dan N_20.	97
Gambar 5.6	Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N_9, N_10, dan N_12.	99
Gambar 5.7	Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N_29, N_30, dan N_32.	100
Gambar 5.8	Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N_21, N_22, dan N_24.	101
Gambar 5.9	Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N_25, N_26, N_27 dan N_28.	102
Gambar 5.10	Beda distribusi tekanan pada dinding akibat separasi antara N_10 dan N_2	108
Gambar 5.11	Perbedaan pola distribusi tekanan pada dinding untuk pola FSS dan RSS N_1, NPR = 2(kiri) dan NPR = 1.8 kanan)	110
Gambar 5.12	Prediksi separasi pada nosel N_1, N_2 dan N_4	111
Gambar 5.13	Prediksi separasi pada nosel N_9, N_10/11 dan N_12	112
Gambar 5.14	Grafik NPR Vs $P_s/P_a$ untuk nosel N_1 s/d N_8	113
Gambar 5.15	Grafik NPR Vs $P_s/P_a$ untuk nosel N_1 s/d N_8	113
Gambar 5.16	Grafik NPR Vs $P_s/P_a$ untuk nosel N_1 s/d N_8	113
Gambar 5.17	Grafik NPR Vs $P_s/P_a$ untuk nosel N_1 s/d N_8	114
Gambar 5.18	Hasil imaging pola aliran dengan Schlieren	115

Gambar 5.19	Hasil imaging pola aliran dengan schlieren	115
Gambar 5.20	Pola separasi aliran overekspansi pada nosel N_1	116
Gambar 5.21	Pola separasi aliran overekspansi pada nosel N_5	117
Gambar 5.22	Prinsip dari tilted separation line	119
Gambar 5.23	Menghitung penampang akibat terjadinya separasi tak-simetri	120
Gambar 5.24	Pola separasi aliran pada nosel axis-simetri axy-MLN_6	123
Gambar 5.25	Pola separasi pada nosel planar 2D (atas) dan axis-simetri dengan konfigurasi kurvatur upstream dan downstream sama	124
Gambar 5.26	Fenomena resirkulasi pada cap-shock pada nosel axis-simetri parabolik (NPR = 30)	124
Gambar 5.27	Pola separasi pada model axi-simetri parabolik dengan kecepatan $M=3.34$	125
Gambar 5.28	Hasil simulasi CFD yang diberikan oleh Otslund	126
Gambar 5.29	Visualisasi medan aliran pada Nosel	127
Gambar 5.30	Perbedaan disain tiga model nosel yang digunakan	130
Gambar 5.31	Kontur temperatur pada nosel axis-simetri dengan properti propelan dan distribusi temperatur pada sumbu nosel.	131
Gambar 5.32	Distribusi temperatur pada nosel parabolik, temperatur ruang bakar diasumsikan sebesar 3000 K	132
Gambar 5.33	Retak yang dijumpai pada grafit nosel RX-320 LAPAN (kiri) dan pada Roket D230 (kanan)	136

## DAFTAR TABEL

		Hal.
Tabel 4.1.	Besaran aliran dan Kordinatnya pada $M_e = 2$ .	63
Tabel 4.2.	Rasio ekspansi terhadap jumlah garis karakteristik	65
Tabel 4.3.	Panjang nosel terhadap garis karakteristik	65
Tabel 4.4.	Nilai eror berdasarkan jumlah garis karakteristik, $M=2$	65
Tabel 4.5.	Besaran aliran pada $M_e = 2.4$ (Anderson, 2001)	66
Tabel 4.6	Besaran aliran pada $M_e = 2.4$ (Hasil Simulasi).	67
Tabel 4.7.	Penomoran Model Nosel	70
Tabel 4.8	Komparasi deviasi antara program dan teori bilangan Mach	74
Tabel 4.9	Komparasi deviasi antara program dan teori ( $\epsilon=Ae/At$ )	74
Tabel 4.10.	Sistem penilaian berdasarkan bobot kepentingan	86
Tabel 4.11	Input grid gambit	87
Tabel 4.12	Input simulasi CFD viskos model	89
Tabel 4.13	Input simulasi CFD inviscid model	90
Tabel 5.1.	Besaran aliran fluida ( $N_1, N_2, N_4, N_{13}, N_{14}, N_{15}$ dan $N_{16}$ ).	98
Tabel 5.2	Besaran aliran fluida ( $N_5, N_6, N_8, N_{17}, N_{18}, N_{19}$ dan $N_{20}$ ).	98
Tabel 5.3.	Besaran aliran fluida ( $N_9, N_{10}, N_{12}, N_{29}, N_{30}$ dan $N_{32}$ ).	99
Tabel 5.4.	Besaran aliran fluida ( $N_{21}, N_{22}, N_{24}, N_{25}, N_{26}, N_{27}$ dan $N_{28}$ ).	103
Tabel 5.5	Perbandingan gaya dorong yang terjadi pada masing-masing nosel	104
Tabel 5.6	Tekanan separasi (upstream shock) pada nilai NPR	112
Tabel 5.7	Komparasi persentase side-load pada beberapa noosel	121

Tabel 5.8	Besaran yang terjadi pada nosel axis-simetri 2D MLN	123
Tabel 5.9	Perbandingan gaya dorong terhadap bobot nosel	129



## DAFTAR LAMPIRAN

LAMPIRAN 1. Model Nosel Beserta Dimensinya	146
LAMPIRAN 2. Besaran Fluida hasil Simulasi CFD (Inviscid)	151
LAMPIRAN 3. Kontur Simulasi Turbulen Tanpa Far_Field	166
LAMPIRAN 4. Kontur Simulasi Turbulen Dengan Far_Field	193
LAMPIRAN 5. Kompilasi Grafik Pola Separasi Aliran Overekspansi	220



## DAFTAR NOTASI

$A_e$	luas penampang keluar nosel
$A_{SL}$	luas penampang side-load
$A_1$	luas penampang throat nosel
CF	Koefisien gaya dorong
$CF_{vac}$	Pd kondisi hampa udara
$C^+$	Left running characteristic
$C^-$	Righ running characteristic
$\alpha$	Sudut ekspansi mula nosel
$\eta_{drag}$	Efisiensi hambatan viskos
$\eta_{kin}$	Efisiensi kinetik
$\eta_{noz}$	Efisiensi nosel
$\eta_{gco}$	Efisiensi geometri nosel
$\epsilon$	Rasio ekspansi nosel ( $A_e/A_1$ )
$F_{AC}$	Gaya dorong aktual (gaya dorong desain)
$F_{SL}$	Gaya side-load
$\gamma$	Raso panas jenis
$k-\epsilon$	Model turbulensi
$k_1, k_2$	Tetapan persamaan Kalt-Badal
F	Gaya dorong
$\lambda$	Koefisien Rugi divergensi
Isp	Impuls spesifik
L	Panjang nosel
$\mu$	Viskositas fluida
m	Mass flow rate
$\chi$	Tetapan Drop tekanan
M	Bilangan Mach
$M_d$	Bilangan Mach desain
$M_e$	Bilangan mach pada exit nosel
$M_{sep}$	Bilangan Mach pada titi separasi
NC	Number of characteristic, jumlah garis karakteristik
$p_a$	Tekanan ambien
$p_b$	Tekanan balik (back pressure)
$p_c$	Tekanan chamber/ruang bakar
$p_e$	Tekanan exit nosel
$p_i$	Tekanan incipient
$p_o$	Tekanan total
$p_p$	Tekanan plateau
$p_{sep}$	Tekanan separasi
$p_w$	Tekanan dinding nosel
$P_{w,e}$	Tekanan dinding bagian exit nosel
$\rho$	Berat jenis fluida
R	Tetapan gas universal
$r_d$	Jejari downstream throat
$r_e$	Jejari exit nosel

$r_t$	Jejari throat
$r_u$	Jejari upstream throat
$\tau_w$	Gaya geser pada dinding
$T_a$	Temperatur ambien
$T_c$	Temperatur ruang bakar
$T_e$	Temperatur bagian exit nosel
$T_t$	Temperatur bagian throat
$t_{run}$	Run time
$\theta_N$	Sudut mula ekspansi
$\theta_c$	Sudut divergen pada exit nosel
$u$	Vektor kecepatan arah sumbu x
$v$	Vektor kecepatan arah sumbu y
$v_e$	Kecepatan fluida keluar nosel
$u(M)$	Fungsi Prandtl-Meyer
$w$	Vektor kecepatan arah sumbu z
$x_{sepu}$	Titik separasi tak-simetris bagian atas
$x_{sepo}$	Titik separasi tak-simetris bagian bawah
1-D	1-dimensi
2-D	2-dimensi
BL	Bondary Layer
BWT	Blowdown wind tunnel
CD	Convergen-divergen
CFD	Computational fluid dynamic
CTIC	Compresses Truncated Ideal Contoured Nozzle
CTP	Compresses thrust parabolic nozzle
DPL	Di atas Permukaan Laut
FSCD	Flow Separation Control Device
FSS	Free shock separation
JPL	Jet propulsion laboratory
MLN	Minimum Length Nozzle
MOC	Method of Characeristic
NPR	Number of Pressure Ratio
PEP	Propelant Evaluation Program
SW	Shock wave
SW-BLI	Shock wave-Boundary layer interaction
SSME	Space Shuttle Main Engine
RSS	Restricted shock separation
TIC	Truncated ideal nozzle
TOP	Thrust Optimised Parabolic
TIC	Truncated Ideal Nozzle
TOC	Thrust Optimize Contour Nozzle
$T_{sL}$	Turbulent separation layer



# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 LATAR BELAKANG

Roket padat membutuhkan gaya dorong yang besar guna membawa payload yang berat ke orbit bumi atau luar angkasa. Mengingat relatif sering atau terkadang terjadi kerusakan spektakuler pada boster roket, menyiratkan pendapat bahwa desainnya belumlah merupakan penyelesaian masalah yang lengkap, walaupun masing-masing-masing komponen pendukungnya telah dapat dipahami dengan baik. Diperlukan integrasi simulasi yang menyeluruh terhadap semua komponen [Dick et al, 2000]. Sebagai gambaran pada 1999, tiga rangkaian kerusakan peluncuran mencapai US\$3,5 milyar [Heath dan Dick, 2000]. Termasuk terjadinya kegagalan pada penerbangan perdana Ariane 5 ECA dengan kode L517, yang diduga akibat terjadinya side-load. Setelah beberapa perbaikan, berhasil kembali diluncurkan pada februari 2005 [Frey dan Hagemann, 2005].

Simulasi yang komprehensif akan memberikan sebuah tingkat keamanan yang lebih, dan biaya yang rendah guna meneliti isu teknik dalam desain roket, dibandingkan metoda lama yang berdasarkan pada trial and error. Kemampuan komputasi yang dikembangkan guna mendukung usaha ini telah diaplikasikan diantaranya dinamika fluida, pembakaran dan kerusakan material.

Kopel dan *feedback* antara variable-variabel tersebut akan menimbulkan instabilitas. Sebagai gambaran, laju pembakaran meningkat sesuai tekanan ruang bakar, tekanan ruang bakar meningkat akibat laju pembakaran. Dengan keadaan ini, kerusakan yang relatif kecil dapat menimbulkan kerusakan yang fatal. Retak dalam propelan ~ sebagai contoh ~ dapat memperbesar luas area pembakaran serta laju pembakaran yang menyebabkan perubahan tekanan yang sangat cepat serta rambatan api yang dini menyentuh casing roket, yang menyebabkan kegagalan menyeluruh.

Kesanggupan komersial dari sebuah wahana antariksa dapat digambarkan sebagai hasil bagi antara performa system dan bobot sistem. Untuk meningkatkan hasil bagi ini, telah dilakukan usaha dengan menurunkan bobot sistem. Setelah

menelaah berbagai cara, akhirnya sampai pada limitnya. Tujuan yang sekarang dilakukan adalah meningkatkan rasio *thrust to weight*, atau menaikkan loading density. Usaha ini dapat dicapai dengan mereduksi panjang bagian divergen dan meningkatkan momentum spesifik nosel, karena performa sebuah roket tergantung pada desain aerodinamika dari bagian ekspansi nosel, parameter desain utamanya adalah bentuk kontur dan nisbah luas area/nisbah ekspansi ( $\varepsilon = A_e/A_t$ ) [Sutton, 2001].

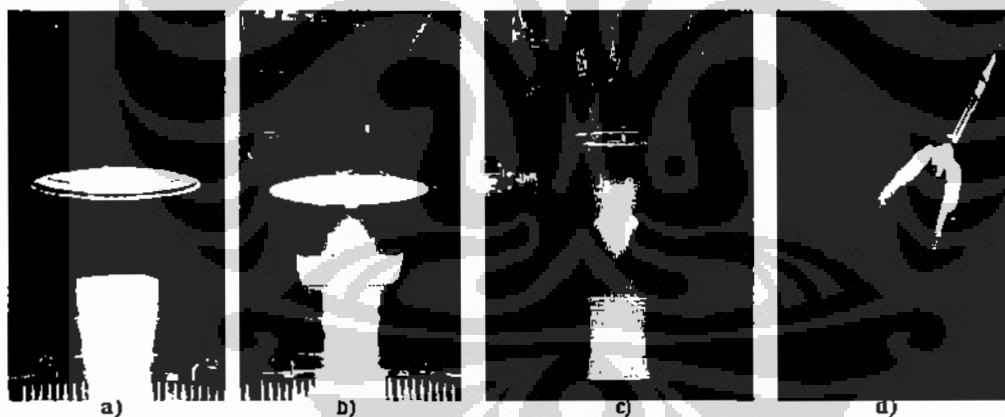
Gaya dorong optimum pada roket dicapai ketika tekanan keluar nosel sama dengan tekanan sekitarnya, hal ini dapat dilakukan dengan menggunakan adapter nosel atau sebuah nosel ideal. Pada saat tekanan keluar nosel lebih besar dari tekanan sekitar, nosel dikatakan mengalami *under-expansi*, dan nosel mengalami kerugian energi. Kerugian ini diakibatkan oleh rugi momentum di dalam gas alir keluar. Lebih jauh dapat dikatakan bahwa, gas bertekanan tinggi di dalam nosel tidak tereksansi secara penuh ketika keluar nosel, kecepatan gas keluar nosel lebih kecil dari kondisi optimum, yang menghasilkan kerugian dalam gaya dorong (momentum).

Overekspansi disisi lain diakibatkan ketika tekanan keluar nosel lebih kecil dari tekanan sekitar. Aliran keluar menyesuaikan terhadap tekanan sekitar yang lebih tinggi melalui sistem *shock-wave* (SW). Pada saat tekanan keluar menjadi sangat rendah, *boundary layer* (BL) pada dinding tidak lagi mampu menahan gradient tekanan udara luar dan aliran nosel terseparasi dari dinding. Ketidakstabilan separasi aliran menyebabkan *side-load* pada dinding nosel. Hunter (1998), mengindikasikan bahwa *off-design* nosel overekspansi didominasi oleh *shock* yang menyebabkan separasi BL.

Didukung oleh data yang akurat dan valid, optimal desain nosel dapat dicapai dengan menggunakan nosel tipe bel/kontur untuk kondisi operasi yang diinginkan (tekanan ruang bakar dan sekitar) [Arrington et al, 1996; Jankokovsky, 1996 dan Jankovsky dan Smith, 1999]. Bagaimanapun, selama operasi apabila tekanan ruang bakar berada dibawah tekanan desain, aliran keluar nosel tidak akan secara penuh menempel terhadap dinding nosel, tetapi terseparasi. Garis separasi ini akan bergerak ke depan menuju keluar nosel ketika tekanan ruang bakar meningkat (selama *start-up*) atau ketika tekanan sekitar menurun (selama

wahana terbang ke atas). Jika sebuah roket dioperasikan dengan kondisi ini akan memicu terjadinya beban dinamik yang besar, yang dapat merusak nosel yang mengakibatkan kegagalan misi secara menyeluruh [Hagemann, Nguyen dan Dumnov, 1998].

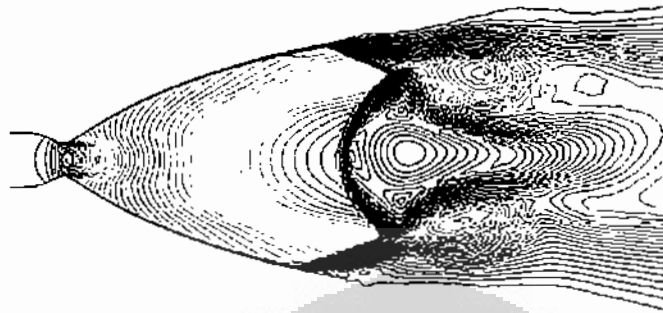
Peningkatan tuntutan performa roket yang andal, mengharuskan pengembangan nosel dengan performa yang lebih tinggi dan nisbah ekspansi yang lebih besar, di mana persoalan separasi aliran dan side-load muncul selama penerbangan. Salah satu solusi yang sedang dikembangkan adalah membuat nosel melakukan adaptasi (*adaptive nozzle*) selama penerbangan untuk merubah tekanan ruang bakar dan sekitar, tetapi usaha ini belum berhasil karena beban dan kompleksitas mekanisme peralatan adaptor tersebut [Ötislund, 2002]. Gambar 1. memberikan gambaran tentang hubungan antara performa roket dan tekanan sekitar [Almqvist, 2005]. Salah satu metoda adaptor yang sedang dikembangkan adalah metoda nosel bel ganda (*dual-bell nozzles*) dan *dual-throat nozzles* [Hagemann, Nguyen dan Dumnov 1998; Gambel, Terrel dan DeFrancesco, 2004].



Gambar 1.1. Pola semburan; a) Vulcain, aliran overexpand dengan Mach disk, b) Vulcain, overexpand dengan pola cap-shock, c) RL10-A5, overexpand dengan refleksi regular, d) aliran underexpand pada Saturn 1B [Almqvist, 2005].

Usaha lain yang dikembangkan adalah FSCD (Flow Separation Control Device) [Frey et al, 2002, 2005], dengan nisbah ekspansi yang besar, nosel dapat dioperasikan dengan kondisi separasi pada tekanan sekitar di atas dipermukaan laut (DPL) tanpa beban yang membahayakan. Dengan cara demikian diperoleh sebuah peningkatan performa yang menyeluruh. Kelayakan usaha ini masih

sedang dalam pengujian dengan skala labotatorium dan simulasi yang komprehensif [Almqvist, 2005].



Gambar 1.2. Separasi pada Nosel LE-7A, Jepang [Miyajima, 2003].

Nosel roket berkinerja tinggi yang digunakan pada mesin roket tingkat pertama/utama (first or main stage), seperti SSME (Space Shuttle Main Engine) milik NASA, Vulcain Engine (Ariane) milik konsorsium Eropa, LE-7 (Jepang), beroperasi dari sea-level dengan tekanan 1 atm hingga mendekati kondisi vakum. Pada *sea-level*, mesin-mesin ini akan mengalami kondisi aliran overekspansi dengan tekanan sekitar lebih tinggi daripada tekanan keluar nosel. Selama kondisi “*ascend*” tekanan sekitar berkurang, kondisi aliran yang semula overekspansi akan teradaptasi, dan akhirnya nosel mengalami underekspansi.

Pengoperasian pada *sea-level*, baik untuk aliran overekspansi ataupun underekspansi menimbulkan rugi-rugi kinerja. Rugi-rugi akibat tak teradaptasinya kondisi aliran ini dapat mencapai 15%. Secara prinsip, nosel roket tingkat pertama/utama dapat didesain dengan nisbah ekspansi ( $\epsilon = A_e/A_t$ ) yang lebih besar untuk mencapai kinerja yang tinggi pada kondisi vakum, tetapi aliran di dalam nosel akan mengalami separasi ketika beroperasi pada *sea-level*, dengan resiko timbulnya side-load. Kebutuhan akan nosel yang stabil ketika beroperasi pada *sea-level* dan berkinerja tinggi pada kondisi vakum memunculkan desain yang sangat overekspansi. Jelas, bahwa prediksi aliran separasi yang akurat merupakan hal esensial ketika mendefinisikan desain nosel roket. Selanjutnya, prediksi yang akurat tentang side-load yang diharapkan selama kondisi *transient* merupakan langkah yang menentukan, dibutuhkan definisi struktur mekanikal guna memastikan integritasnya di bawah kondisi terburuk.

Kasus separasi aliran terjadi tidak hanya pada beberapa roket besar yang telah disebutkan di atas. Hal tersebut mungkin saja terjadi pada beberapa kasus lain selama tekanan desain tidak sesuai dengan tekanan operasionalnya. Utamanya pada nosel roket yang didesain tidak pada tekanan sekitar. Hal inilah yang akan menjadi fokus penelitian.

Studi pendahuluan telah dilakukan untuk memahami fenomena aliran separasi di dalam nosel overexpansi. Pemahaman yang lebih baik akan memberikan usaha pencegahan yang lebih baik atau bahkan dapat mengendalikan separasi aliran. Dari penelitian pendahuluan yang telah dilakukan belum ada satupun metode yang secara eksplisit dapat diterapkan pada semua kondisi, metoda yang dikemukakan bergantung pada kondisi model yang dikembangkan.

Pola separasi memang telah dikaji secara ekstensif oleh banyak peneliti. Berdasarkan pada nisbah tekanan nosel (NPR) dan sudut divergen nosel baik 2D maupun axis-simetris. Tetapi walaupun demikian, tetap menyisakan beberapa pertanyaan yang belum terjawab. Diantaranya efek histeresis, pengaruh sudut kurvatur pada throat, terjadinya fenomena separasi simetris dan tak-simetris, serta bagaimana hubungannya dengan kekasaran permukaan.

Penelitian ini menengahkan perilaku separasi pada nosel tipe bel MLN (minimum length nozzle) serta fenomena terjadinya side-load. Variasi diberikan pada jejari kurvatur upstream untuk melihat pengaruhnya terhadap perilaku separasi yang terjadi. Sebuah model uji dibangun untuk melakukan pengujian terhadap model yang telah didesain untuk mengamati pola separasi yang terjadi. Untuk memberikan gambaran model tersebut, juga dibandingkan dengan model nosel konvensional tipe kerucut. Modifikasi terhadap nosel MLN diketengahkan untuk melihat efek perubahan yang dilakukan terhadap pola separasi yang terjadi, yang akan diperbandingkan dengan nosel bel ideal menggunakan metoda Riise.

## 1.2 TUJUAN PENELITIAN

Eksperimen yang dilakukan diorientasikan untuk mencapai beberapa tujuan, yaitu:

1. Mendapatkan desain nosel supersonik MLN 2-Dimensi tipe bel planar dan dan axis-simetri.
2. Mendapatkan fenomena separasi secara visual tentang aliran dalam nosel 2-dimensi dengan dinding transparan. Untuk visualisasi aliran, *high speed camera* akan digunakan yang dilengkapi dengan teknik schlieren.
3. Mendapatkan pengertian mengenai perilaku aliran tak-stabil pada pola separasi aliran.
4. Mendapatkan pola struktur aliran, perilaku aliran axis-simetris dan separasi dalam nosel bel tipe MLN yang divariasikan pada daerah jejari upstream throat. Modifikasi nosel bel MLN juga dilakukan untuk melihat pengaruhnya terhadap perilaku separasi yang terjadi.

### 1.3 PERSPEKTIF PENELITIAN SEPARASI

Penelitian mengenai separasi aliran sebenarnya telah dimulai pada awal abad XIX, antara lain Prandtl (1907), Meyer (1908), Flügel (1917), Stanton (1926) dan Stodola (1927). Seiring kemajuan propulsi roket yang berbarengan dengan PD II, separasi aliran menjadi semakin penting, dan menjadi persoalan yang menarik [Lawrence, 1967]. Beberapa roket yang terkenal pada PD II antara lain: American Bazooka antitank missiles; Roket 4.5 inch Calliope; antisubmarine Projector Mark 10 (Hedgehog); Nebelwerfer (Jerman) berdaya ledak tinggi dan Roket Schweres Wurfgerät, Bomb Roket V-2 yang digunakan Jerman membombardir London.

Sejumlah penelitian yang dilakukan di JPL (Jet Propulsion Laboratory) Institut Teknologi California pada 1940 hingga 1950, diantaranya oleh Foster dan Cowles, McKenney, dan Summerfield dan Swan, memberikan dasar korelasi kuantitatif yang berhubungan dengan lokasi separasi pada nosel konikal 2D sebagai fungsi tekanan ruang bakar. Foster dan Cowles menyatakan bahwa nisbah tekanan separasi (nisbah antara tekanan dinding nosel tepat sebelum separasi terhadap tekanan sekitar,  $p_s/p_a$ ), tak bergantung pada nisbah ekspansi desain, sudut divergen nosel, nisbah panas spesifik, temperatur gas sebagai konsekuensi

penggunaan kriteria Summerfield,  $p_s/p_a = 0.4$ . Pendapat ini kemudian dimentahkan oleh Scheller and Bierlein yang menyatakan bahwa tekanan separasi bergantung pada sudut divergensi [Morissette dan Goldberg, 1978] Beberapa hasil penelitian tampak saling kontradiktif, hal ini bergantung pada asumsi dan sistem uji yang digunakan.

Berikut ini adalah beberapa penelitian yang mendasari pengertian tentang fenomena aliran separasi dan side-load, dimulai pada era 70-an yang dipelopori oleh Robert H. Schmucker pada mesin SSME J-2 [Schmucker, 1974].

#### 1. 1970 Pengembangan mesin pesawat ulang-alik (Space Shuttle Main Engine (SSME)).

Ini adalah awal dimulainya penelitian intensif mengenai fenomena side-load pada nosel. Studi eksperimental dilakukan oleh Nave & Coffey untuk mempelajari separasi aliran dan fenomena side-load pada nosel roket guna mendapatkan informasi desain SSME.

Hasil pengamatan menunjukkan bahwa separasi aliran dan karakteristik *side-load* adalah berbeda antara pengujian *full-scale* dan pengujian model *sub-scale*. Transisi antara dua pola separasi berbeda, dari “*Free Shock Separation*” (FSS) ke “*Restricted Shock Separation*” (RSS), teramati pada uji model. Pada FSS aliran terseparasi dari dinding nosel dan terus sebagai sebuah garis alir bebas (*free stream*). Dalam RSS aliran terseparasi dan kemudian menempel kembali ke dinding membentuk sebuah region kecil terbatas dengan aliran sirkulasi balik. Ditemukan juga bahwa fenomena aliran ini dipengaruhi oleh *hysteresis* [Schmucker 1974], yaitu transisi dari FSS ke RSS dan dari RSS kembali ke FSS tidak terjadi pada kondisi operasi yang sama. *Side-load* ditemukan baik pada region FSS maupun pada RSS, sebaliknya aktivitas side-load minimum pada region hysteresis. Tidak ada penjelasan lebih lanjut mengapa pada model terjadi dua pola separasi dan sebaliknya pada full-scale hanya memiliki pola FSS.

2. 1974. Didasarkan pada penelitian Schmucker, side-load di dalam nosel roket akibat fluktuasi tak-simetris dari garis separasi. Disarankan menggunakan model side-load statis yang didasarkan pada asumsi garis separasi, sebuah

distribusi tekanan tak-simetris yang beraksi pada sebuah area yang efektif. Schumcker mengkorelasikan modelnya dengan data side-load oleh Nave dan Coffey [Schmucker Flow 1973; Schmucker Side, 1973; Schmucker Method, 1973]

3. **1980. Pengembangan mesin Vulcain Eropa.** Model side-load dari Schumcker digunakan pada desain kerja.

4. **1981. Penyelidikan atas kerusakan pada pengumpan bahan bakar SSME.**

Beban yang sangat besar terjadi selama start dan off mesin SSME menyebabkan kerusakan fatik dari pengumpan bahan bakar. Dilakukan uji gas dingin (*cold gas*) guna menyelidiki aktivitas side-load pada bagian keluar nosel dari sebuah nosel *sub-scale* SSME. Dengan bantuan pengukuran tekanan dinding berfluktuasi dan efek Schlieren dari aliran, ditemukan bahwa penyebab kerusakan adalah separasi aliran tak-mantap (*unsteady*) pada bagian keluar nosel. Teramati bahwa aliran terseparasi dan menempel kembali pada dinding pada bagian exit nosel dengan frekuensi siklus 100 Hz.

5. **1989. Tes perdana mesin Vulcain Eropa.**

Side-load dengan level yang tak diharapkan terjadi. Ini menyiratkan kesimpulan bahwa model yang diajukan oleh Schumcker terlalu sederhana.

6. **1994.** Pekkari mengklaim bahwa side-load pada nosel roket akibat ketidakstabilan aeroelastis. Berdasarkan pada model aeroelastis, disimpulkan bahwa modelnya konsisten dengan data uji Vulcain.

7. **1996.** Dumnov melaporkan bahwa side-load diakibatkan oleh fluktuasi tekanan yang terjadi secara random. Dumnov menyarankan sebuah model side-load dinamis yang didasarkan pada generalisasi fungsi fluktuasi tekanan. Model ini diaplikasikan pada nosel roket Rusia yang menghasilkan kesesuaian antara pengukuran dan prediksi side-load. Tetapi, model tersebut belum dapat menggambarkan side-load dari nosel Vulcain.

8. **1997-1998. Pengujian sub-scale pada nosel Vulcain.**

Mattsson, melakukan penelitian separasi aliran dan fenomena side-load pada nosel *sub-scale* Vulcain. Diperoleh hasil bahwa *pulse* side-load yang signifikan dihasilkan selama transisi FSS-RSS di dalam nosel. Kemungkinan pengaruh aeroelastis juga diteliti dengan merubah kekakuan mekanis dari



model nosel., tetapi pengaruhnya tidak sekuat seperti pada penelitian Pekkari. Walaupun begitu Mattsson juga menunjukkan bahwa sebuah tambahan pengaruh aeroelastis yang signifikan terhadap side-load dapat terjadi pada struktur nosel yang lemah.

9. **1998.** Frey *et al.*, 1998, menunjukkan bahwa kemunculan RSS sangat berkaitan dengan terjadinya *internal shock* dalam nosel tak-ideal, seperti pada nosel Vulcain dan SSME. Hunter (1998) mempostulatkan bahwa separasi memiliki dua rejim yang berbeda,  $NPR \leq 1,8$  separasinya berupa 3-dimensi, unsteady dan melingkupi gelembung (dengan reattachment). Untuk  $NPR \geq 2,0$ , separasinya steady dan menempel penuh, dan menjadi 2-Dimensional jika NPR ditingkatkan.
10. **1999.** Terhardt, mengevaluasi kembali data uji Vulcain. Hasil re-evaluasi ini memperkuat pendapat bahwa transisi antara pola separasi yang diamati pada sub-scale Vulcain yang dilakukan oleh Mattsson juga merupakan kunci terjadinya side-load yang besar pada mesin roket Vulcain.
11. **1999-sekarang.** Fokus penelitian separasi aliran dan side-load banyak dilakukan guna memahami dinamika fisik nosel. Beberapa penelitian terakhir:
  - Hagemann et al., (2000) mengemukakan bahwa sumber terjadinya side-load termasuk diantaranya garis separasi, *random pressure pulsation* pada daerah separasi, aeroelastic serta transisi dari FSS ke RSS.
  - Reijasse, Frey dan Haidn (2000) menyimpulkan bahwa formasi dari konfigurasi RSS tidak sistematis dalam semua nosel dengan shock internal. Kondisi pembentukan RSS tergantung pada intensitas shock internal dan pada kedekatan antara shock internal dan dinding nosel.
  - 2001 kerjasama Eropa tentang pengendalian separasi aliran (European FSCD group). Konsorsium ini terdiri dari: Volvo Aero, Swedia; Route de l'Aérodrome, Perancis; Astrium IP31, Jerman; CNES, Perancis; ONERA DAFE, Perancis; ENSTEC, Belanda; dan DLR Jerman. Konsorsium ini bekerja sama melakukan penelitian untuk dapat mengontrol adanya separasi dan side-load dengan *flow separation control device* (FSCD). Selain itu tujuan grup ini adalah memperbaiki model guna memprediksi separasi aliran dan side-load [Frey, 2002].

- 2002, Jan Östlund (sebelumnya bernama Mattsson), melakukan penelitian mengembangkan metoda untuk memprediksi shock yang terlibat pada terjadinya separasi serta side-load dan pengaruh aeroelastis.
- Wong dan Schwane (2002) melakukan penelitian terhadap transisi aliran separasi dari NPR rendah hingga kondisi optimal pada nosel dual bel (TICCP) disekitar *hinge* dan menyimpulkan bahwa aliran separasi yang stabil terjadi pada *hinge* nosel pada daerah NPR yang lebar antara tekanan chamber dan tekanan atmosfer.
- 2003, Hagemann dan Alting, melakukan penelitian untuk kelayakan penskalaan model guna mengamati separasi aliran dan side-load. Penelitian dilakukan dengan membandingkan data uji *full-scale* dengan model yang dikembangkan menggunakan gas dingin. Model yang dibuat dengan skala 1:5 cukup dapat diandalkan.
- Sugimoto dan Aso (2003) menyimpulkan bahwa peningkatan tekanan merupakan pemicu gaya lateral pada nosel pada proses *start-up* jika separasi terjadi. Disarankan untuk meningkatkan tekanan ruang bakar secara cepat untuk mencegah fluktuasi yang kuat dari gaya lateral.
- Papamoschou dan Zill (2004) menyatakan bahwa sparasi aliran dalam nosel merupakan fenomena yang sangat kompleks. Pada  $A_e/A_t > 1,2$  serta  $NPR > 1,4$  bentuk lambda terdefiniskan dengan baik. Untuk nilai  $A_e/A_t$  dan NPR yang lebih tinggi, satu lambda akan lebih besar dibandingkan yang lain, terjadi separasi asimetris.
- Almqvist (2005), pada Volvo aero menguji beberapa model uji menggunakan gas dingin, dengan menerapkan model empiris diperoleh persamaan yang berlaku pada model yang dikembangkan. Maka dibuatlah model uji menggunakan gas panas, menggunakan persamaan tersebut, tetapi hasilnya masih belum sempurna.
- Frey et al., (2005), mengemukakan kemajuan yang telah dicapai oleh European FSCD group. Penelitian ditekankan pada dua buah model nosel bell, yaitu TIC dan TOC, serta beberapa eksperimen terhadap *dual-bell-nozzle* yang diharapkan dapat digunakan sebagai alat untuk mengontrol terjadinya separasi.

- Elmiligui, Hamed dan Hunter (2005) menyatakan bahwa overekspansi yang didominasi oleh SW-BLI tak stabil dapat dikontrol dengan pemberian konfigurasi pori yang menyebabkan stabilnya separasi aliran keluar nosel.
- Nebbache, Reijasse dan Bouvier (2006), melakukan penelitian mengenai fenomena simetris dan tak-simetris separasi pada nosel, dimana aliran tak-simetris dapat stabil dan tak-stabil. Usaha dilakukan untuk mengontrol dan menstabilkan separasi. Untuk nosel dengan NPR lebih besar dari nilai ambang 1,75, diperoleh struktur simetri FSS dengan aliran simetri.
- Papamoschou dan Johnson (2006) menjelaskan adanya korelasi substansial antara tekanan dinding yang disebabkan oleh pergerakan shock dan tekanan total di dalam zona separasi yang lebih besar. Instabilitas separasi akibat interaksi antara refleksi kipas ekspansi dari kaki lambda kecil dengan lapis geser (shear layer) dari zona separasi yang lebih besar.
- Keanini dan Brown (2007), menyimpulkan bahwa separasi pada bilangan Mach ( $5.0 \leq M, \leq 5.4$ ), lokasinya dapat diprediksi dengan cukup akurat menggunakan model aliran kompresibel quasi-1D.
- Xiao, Tsai dan Papamoschou (*Numerical Investigation*, 2007) menyimpulkan bahwa untuk  $A_e/A_t = 1,5$  pada  $1,5 < NPR < 2,4$  separasinya dapat asimetris atau simetris tergantung pada inisial *flowfield* yang diberikan.
- Yonezawa, Yamashita, Tsujimoto, Watanabe dan Yokota (2007) menemukan bahwa jumlah pemotongan pada nosel CTP berpengaruh pada distribusi tekan di daerah downstream Mach disk. Nosel dengan jumlah potongan kecil mempunyai gradien tekanan positif tepat pada downstream Mach disk.
- Selanjutnya Xiao, Tsai dan Papamoschou (*Numerical Study*, 2007), bahwa untuk sebuah NPR yang tetap, meningkatkan nisbah ekspansi menghasilkan *mixing enhancement* yang lebih kuat. Sedangkan untuk nisbah ekspansi yang tetap ada sebuah nilai NPR yang paling memberikan *enhancement* tetapi tetap tergantung pada geometri nosel bersangkutan.

Separasi asimetris merupakan kunci dalam terjadinya instabilitas dalam semburan jet.

- Hagemann dan Frey (2008) mempostulatkan bahwa terjadinya side-load sangat bergantung pada desain nosel.
- Khan dan Shembarkar (2008) melakukan studi numerik aliran viskos pada nosel CD dan menyatakan bahwa aliran separasi dalam nosel CD sangat kompleks, dan penggunaan teori inviscid 1D tidak dapat memberikan gambaran aliran secara tepat.
- Raman, Kumar dan Elangovan (2008) pada nosel bel ideal dengan rasio ekspansi 1.683, separasi aliran pada daerah  $1.5 < NPR < 3.5$  adalah asimetris.

Penelitian-penelitian berikutnya mengenai separasi berkembang menjadi penelitian fluid mixing yang berguna untuk memprediksi kondisi unsteady dari aliran keluar nosel dan pencampuran fluida.

#### 1.4 STATE OF THE ART PENELITIAN

Tujuan utama dari penelitian ini adalah mendapatkan informasi dan pengertian yang mendalam mengenai separasi aliran supersonik dalam nosel. Beberapa penelitian menyatakan bahwa ketika nosel supersonik beroperasi pada tekanan lingkungan yang lebih besar dari pada tekanan desain nosel tersebut, ketika itu nosel akan mengalami over-ekspansi; biasanya gelombang *oblique shock* akan terjadi dan aliran terseparasi dari dinding dan keluar sebagai semburan supersonik yang mengisi hanya sebagian dari luas penampang ekspansi nosel.

Karena aliran tidak memenuhi bagian divergen nosel, separasi ~bila terjadi~ selalu menempati posisi upstream dimana normal shock secara teoritis terjadi. Dengan separasi, aliran terekspansi dari tekanan total suplai ( $p_0$ ), ke tekanan statis minimal dinding, yang didesain sebagai tekanan separasi ( $p_s$ ). Tekanan pada dinding kemudian mendadak meningkat mendekati nilai *back pressure*,  $p_b$  (biasanya merupakan tekanan atmosfer,  $p_a$ ). Tekanan dinding internal lebih kecil daripada tekanan sekitar, yang menyebabkan terjadinya kerugian gaya dorong. Karena separasi terjadi pada upstream di mana normal shock terjadi, dan

karena tekanan meningkat lebih cepat daripada difusi bagian subsonik, menimbulkan separasi pada tekanan internal yang lebih tinggi dalam daerah ekspansi, oleh karena itu performanya meningkat setelah normal shock. Menjadi jelas bahwa, mengetahui titik separasi dan profil tekanan yang mengikutinya adalah penting untuk memprediksi performa nosel.

Nosel yang didesain untuk performa optimum pada *high altitude* akan mengalami overekspansi pada *lower altitude* dan oleh karena itu akan mengalami separasi. Situasi ini merupakan subyek penelitian penting pada aplikasi roket. Hasil dari penelitian tersebut adalah:

1. Separasi pada nosel dipengaruhi oleh fenomena boundary layer dengan karakteristik yang similar terhadap interaksi shock-boundary layer yang terjadi ketika aliran turbulenta supersonik yang melintasi diatas permukaan plat datar mendapatkan halangan (obstruction).
2. Korelasi empiris telah dihasilkan guna memprediksi posisi separasi pada nosel konikal, walaupun masih belum cukup akurat.
3. Instabilitas dan pola aliran a-simetris dapat terjadi pada tekanan stagnasi upstream yang rendah.
4. Terjadinya separasi sangat bergantung pada geometri nosel.
5. Beberapa yang telah dipublikasikan yang menyangkut nosel kontur/bel, menggunakan model nosel bel yang berbeda-beda. Data-data ini inkonsisten, tetapi mengindikasikan bahwa lokasi separasi tidak dapat diprediksikan dengan tepat menggunakan korelasi (nomor 2) di atas. Dapat disimpulkan bahwa aliran separasi pada nosel kontur/bel sangat bergantung pada desain nosel tersebut. Dengan demikian masih ada ketidakpastian yang terkait masalah separasi aliran pada nosel kontur/bel.

Meskipun beberapa keberhasilan dalam mengkorelasikan separasi pada nosel konikal diperoleh, tetap menyisakan beberapa ketidak pastian yang tetap layak untuk dilakukan penelitian. Demikian juga ketidaksesuaian antara korelasi separasi antara nosel konikal dan nosel kontur mengindikasikan pemahaman mengenai separasi belumlah lengkap. Secara khusus, pengaruh beda gradien tekanan, struktur aliran internal, kontur dinding, pengaruh kurvatur bagian throat,

pengaruh histeresis hingga kekasaran permukaan dinding internal nosel juga masih menyisakan pertanyaan yang belum terjawab.

Dari hasil-hasil penelitian yang telah direview, belum ditemukan penelitian secara eksplisit mengenai nosel bel MLN. Keuntungan dari desain nosel bel MLN adalah pada bentuknya yang lebih pendek dari nosel bel ideal pada umumnya, sehingga aplikasinya dapat menurunkan berat struktur nosel. Maka pada tugas akhir ini dilakukan penelitian aliran separasi pada nosel bel MLN yang akan dibandingkan dengan nosel tipe kerucut. Juga dilakukan modifikasi terhadap nosel MLN yang akan dibandingkan dengan nosel bel ideal menggunakan metoda Riise.

## 1.5 METODA PENELITIAN

Untuk mencapai tujuan yang telah dikemukakan, penelitian ini dibagi menjadi beberapa tahap penelitian, yang dapat dijelaskan sebagai berikut:

### Langkah 1: Desain Nosel

Desain kontur nosel MLN dihitung menggunakan Metoda Karakteristik/MOC, untuk optimasi performa aerodinamika terhadap spesifikasi desain yang telah ditentukan. Sebuah kode program telah dibangun menggunakan software MathCad<sup>®</sup>. Diantaranya adalah menentukan persamaan yang diperlukan dalam analisis performa nosel.

Hasil yang diperoleh digunakan untuk membuat *mini wind tunnel* pada langkah 3. Nosel yang didesain merupakan nosel planar 2-Dimensi konvergen-divergen (2D-CD) dengan keluaran  $M = 2$ . Menggunakan persamaan isentropik 1D dapat diketahui bahwa  $NPR = 7.825$  dan nisbah ekspansi,  $\varepsilon = 1.687$ . Hasil simulasi memberikan nilai kordinat  $x$  dan  $y$  untuk kemudian diplot membentuk bagian divergen nosel planar MLN 2-dimensi. Karena model terowongan yang akan didesain menggunakan media udara, maka dalam desain nosel  $\gamma = 1.4$ , dengan tekanan atmosfer 1 atm dan suhu lingkungan sekitar 300 K.

Hasil desain akan divalidasi menggunakan teori inviscid menggunakan nisbah ekspansi sebagai dasar. Bila validasinya tepat, maka selanjutnya akan dilakukan validasi ke-2 menggunakan CFD.

Desain nosel yang diperoleh akan divariasikan pada bagian jejari throat menggunakan dua keadaan:

1. Penerapan jejari kurvatur throat.
2. Penerapan jejari upstream dan downstream throat.

Aplikasi jejari ini mengikuti standar yang digunakan oleh JPL, Rao dan ONERA.

Selain nosel planar 2-dimensi, juga didesain nosel axis-simetri 2-dimensi sebagai perbandingan. Selanjutnya didesain nosel axis-simetri parabolik untuk mengamati terjadinya pola separasi serta membandingkannya dengan pola separasi nosel planar 2-dimensi. Nosel parabolik akan disimulasikan menggunakan input propelan yang sesungguhnya untuk mendapatkan parameter nosel.

### **Langkah 2: Simulation**

Tahap kedua dari rangkaian penelitian ini adalah membuat simulasi, didasarkan pada hasil yang telah dicapai pada penelitian sebelumnya, berupa kontur nosel. Simulasi dilakukan pada tiga kondisi aliran:

1. Simulasi aliran menggunakan model inviscid, model ini digunakan untuk memvalidasi apakah hasil rancangan telah sesuai dengan desain yang diperlukan. Bila validasinya telah benar, maka akan dilakukan langkah 2 dan 3.
2. Simulasi aliran menggunakan model turbulen. Pada model ini, nosel disimulasikan tanpa menambahkan *far-field* lingkungan. Hasilnya akan dibandingkan dengan simulasi ke-3. Model turbulen yang digunakan adalah model  $k-\varepsilon$ .
3. simulasi aliran menggunakan model turbulen dengan penambahan *far-field*. Model ini banyak digunakan untuk melihat pengaruh interaksi antara flow aliran keluar nosel dengan adanya boundary kondisi atmosfer.

Metoda konvergensi pada komputasi numerik ditetapkan sebagai berikut:

1. Bila residual variabel energy, kontinuitas, kecepatan pada x dan y serta  $k-\epsilon$ , telah mencapai nilai  $10^{-6}$ , maka simulasi telah dianggap konvergen.
2. Apabila nilai residual belum dicapai hingga  $25 \times 10^3$  iterasi, akan diperhatikan selisih antara nilai laju alir masa pada bagian inlet nosel dan bagian outlet. Nilai ini kurang dari 5%.
3. Apabila poin 1 dan 2, belum tercapai hingga jumlah iterasi yang dimaksud, maka iterasi akan dilanjutkan hingga kondisi laju alir masa pada inlet dan outlet tidak lagi berubah (konstan) dengan memberikan perubahan pada nilai bilangan Courant (CFL). Bila sampai pada nilai iterasi tertentu, kondisi ini belum diperoleh, maka aliran dianggap sebagai unsteady.

### **Langkah 3: Desain Terowongan Angin Mini**

Terowongan angin yang dikembangkan pada penelitian ini adalah model TA blow-down. Nosel yang didesain untuk keperluan ini adalah tipe kontur nosel ideal tipe bel. Instrumen uji yang dibangun ini, juga akan dilengkapi dengan sistem schlieren guna menangkap image yang dihasilkan oleh aliran gas di dalam nosel. Menggunakan kamera high-speed hingga kecepatan 1200 fps akan digunakan untuk menangkap image yang timbul. Pemakaian kamera ini akan memudahkan untuk menggambarkan pola aliran di dalam bagian nosel.

Data akuisisi dibangun untuk dapat memberikan informasi tentang tekanan. Tekanan diukur menggunakan pressure transducer yang ditempatkan pada bagian settling chamber.

### **Langkah 4: Uji Statik**

Sebuah set nosel dengan variasi jejari kurvatur pada nosel MLN akan dipabrikasi, seluruh nosel didesain untuk keluaran pada kecepatan hingga Mach 2. Model uji statik adalah free jet, dimana aliran dari nosel dibiarkan lepas ke atmosfer tanpa melewati saluran khusus yang dibuat untuk itu. Tekanan yang dihasilkan dalam pengujian dianalisis dan dibandingkan untuk masing-masing konfigurasi. Tentu saja pola aliran separasi yang menjadi tujuan dari penelitian ini akan dikaji lebih detil, termasuk diantaranya adalah lokasi titik separasi, berdasarkan pada hasil imaging yang diperoleh.



## BAB 2

### TEORI PENUNJANG

#### 2.1 SEPARASI ALIRAN DAN *SIDE-LOAD*

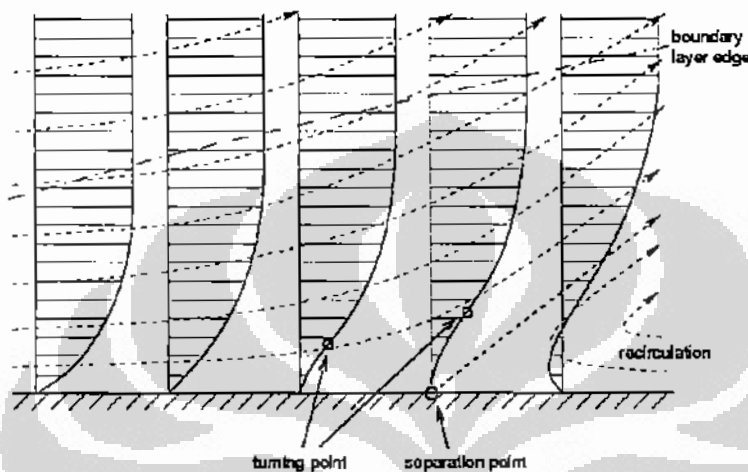
##### 2.1.1 Fenomena Separasi Aliran

Pada 1904, Prandtl memperlihatkan bahwa dengan kecilnya gesekan, maka daerah sekitar permukaan benda dapat dibagi dalam dua daerah: sebuah lapis tipis dekat permukaan benda, yang kemudian disebut dengan *boundary-layer/BL* (awalnya disebut dengan *friction-layer* karena dominannya gesekan), dan aliran sisanya, aliran potensial di mana pengaruh gesekan dapat diabaikan. Dalam BL itu sendiri, aliran pada dinding harus mengikuti kondisi non-slip. Oleh karena itu, BL diperlambat oleh dinding, tetapi dipercepat oleh aliran yang lebih luar. Tekanan statik, konstan melewati BL, dibentuk oleh aliran utama [Anderson, 2003, 2005].

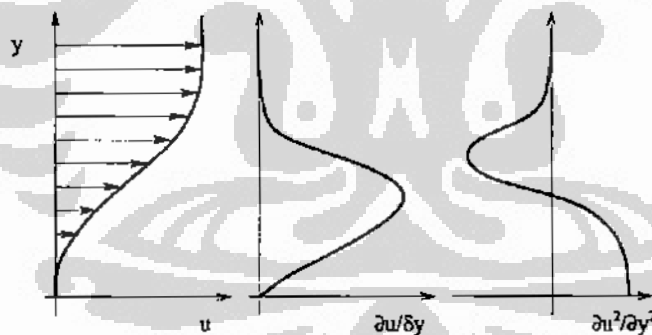
Dalam aliran yang mempunyai gradien tekanan nol atau mendekati nol, BL melekat pada dinding. Hal ini berbeda dengan kondisi gradien tekanan pada dinding yang berlawanan. Jika tekanan pada dinding meningkat pada arah aliran utama, energi kinetik partikel fluida ditransformasikan menjadi energi potensial. Partikel fluida yang dekat dengan dinding memiliki energi kinetik kecil karena kecepatannya yang rendah. Oleh karena itu mereka dihentikan oleh peningkatan tekanan, dan boleh jadi dipaksa untuk mengalir ke arah yang berlawanan (gambar 2.1). Pada kasus ini BL terseparasi dari dinding, dan zona re-sirkulasi terbentuk sekitar dinding.

Separasi aliran memerlukan adanya friksi dan gradien tekanan yang berlawanan pada dinding dalam sebuah aliran. Jika satu dari dua kondisi ini ditahan, separasi aliran dapat dicegah. Prandtl membuktikannya dengan beberapa eksperimen yang berbeda, misalnya dengan sebuah difuser dengan penghisap BL [Hagemann et al., 2000]. Separasi aliran juga tak akan terjadi bila gradien tekanan yang berlawanan lemah. Pada kondisi ini, pertukaran normal momentum di dalam BL dapat dipenuhi untuk mentransportasi momentum dari aliran utama ke

dinding; konsekuensinya, energi kinetik partikel dekat dinding akan cukup tinggi untuk mempertahankan peningkatan tekanan tanpa separasi. BL turbulen dengan karakteristik pertukaran momentum lateral yang tinggi mengalami separasi jauh lebih lambat dibandingkan dengan BL laminar, dimana transportasi momentum hanya terdiri dari pergerakan molekular.



Gambar 2.1. Profil kecepatan streamwise (garis solid), garis stream (garis putus putus), BL (garis dash-dot) pada sekitar titik separasi.



Gambar 2.2. Profil kecepatan, dan derivatif pertama dan kedua dalam arah normal terhadap dinding pada titik separasi.

Semua titik separasi pada BL 2-dimensi, planar atau aksi-simetrik, tegangan geser dinding menjadi nol,

$$\tau_w = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_w = 0 \quad (2.1)$$

Untuk mendapatkan pemahaman yang lebih mendalam tentang proses separasi, dipilih persamaan momentum untuk fluida Newtonian dalam sistem koordinat kartesius, dengan mengabaikan gaya volumetrik diperoleh:

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[ 2\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\text{div } \bar{v}}{3} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] \quad (2.2)$$

Jika sebuah titik pada dinding diamati, kondisi non-slipnya adalah  $u = v = w = 0$  untuk semua komponen kecepatan, demikian juga derivatifnya terhadap waktu dan terhadap arah  $x$  dan  $z$  paralel ke dinding. Substitusi  $\text{div } \bar{v} = \partial u / \partial x + \partial v / \partial y + \partial w / \partial z$ , dan dengan asumsi viskositas konstan pada BL, persamaan (2.2) menjadi,

$$0 = -\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{2}{3} \mu \cdot \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (2.3)$$

Karena  $\partial / \partial x (\partial v / \partial y) = \partial / \partial y (\partial v / \partial x)$ , bentuk kedua RHS persamaan (2.3) menjadi nol. Formulanya menjadi valid untuk semua lokasi pada dinding,

$$\mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) = \frac{\partial p_w}{\partial x} \quad (2.4)$$

Pada konteks ini, pers (2.4) diturunkan langsung dari pers momentum (2.2), hanya dengan asumsi viskositas konstan dalam BL, dan oleh karena itu valid untuk setiap titik pada dinding, termasuk zona separasi dan re-sirkulasi. Schlichting, (1997), menurunkan pers (2.4) dari persamaan BL dengan pendekatan aliran. Sebagaimana diperlihatkan pada gambar 2.2, pers (2.1) dapat digunakan untuk menunjukkan bahwa  $(\partial^2 u / \partial y^2) > 0$  pada titik separasi. Karena viskositas dinamik selalu positif, pers (2.4) memperlihatkan bahwa untuk mendapatkan separasi gradien tekanan pada dinding harus dilawan;

$$\frac{\partial p_w}{\partial x} > 0 \quad (2.5)$$

Informasi mengenai peningkatan tekanan pada dinding dan lokasi separasi dan metoda pengukuran telah banyak dilakukan, baik secara eksperimen maupun

secara simulasi numerik. Demikian juga metoda pengujian, menggunakan sub-scale ataupun full-scale, menggunakan aliran cold-gas atau hot-gas [Hagemann dan Preclik, 2003] . Hasil penelitian tersebut memperlihatkan dua pola separasi, *free shock separation* (FSS) dan *restricted shock separation* (RSS). Gambar 2.3, memperlihatkan kedua skema pola separasi tersebut.

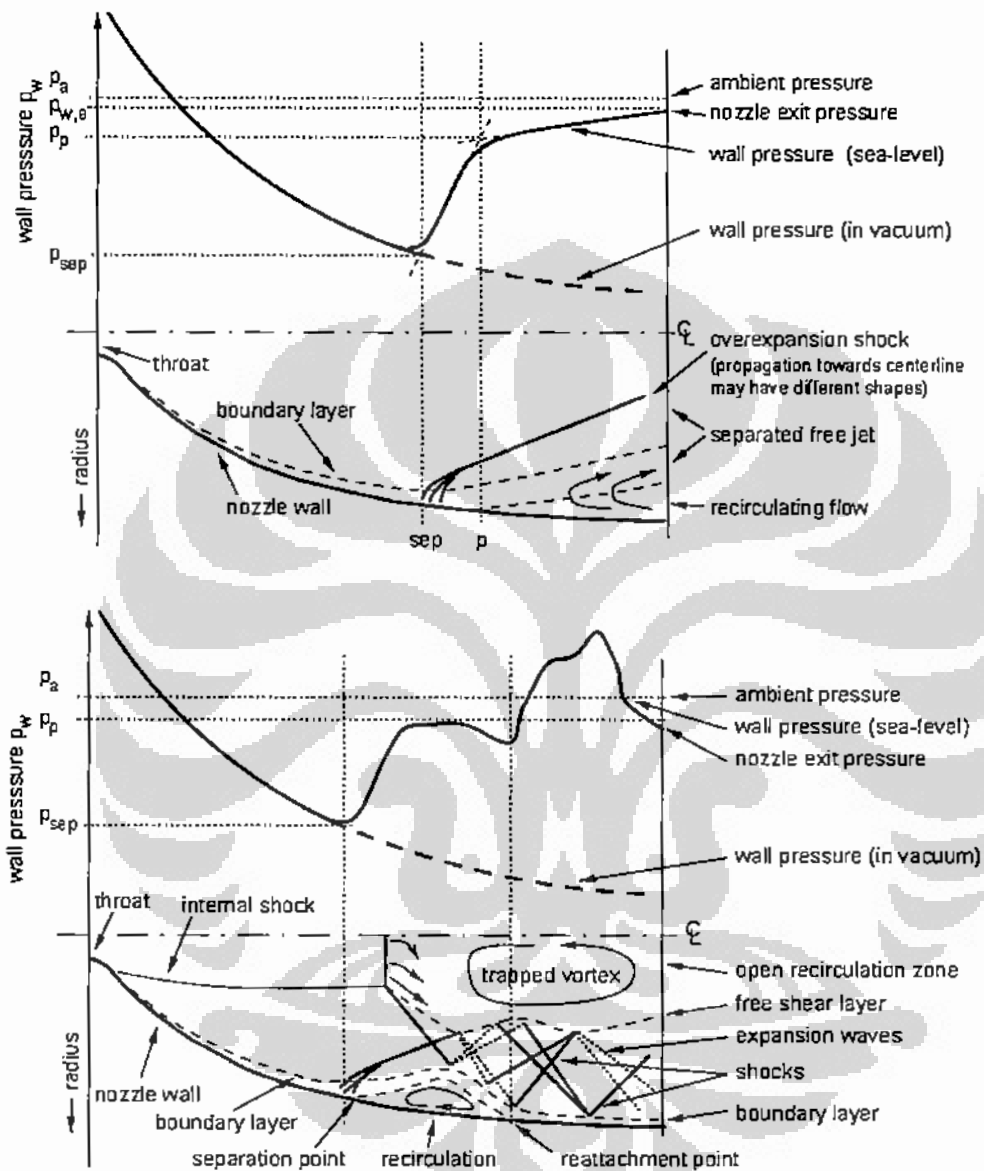
### 2.1.2 Free shock Separation (FSS)

Pada kondisi FSS, aliran nosel over-ekspansi benar-benar terseparasi dari dinding pada *rasio* tekanan (dinding dan sekitar) tertentu. Perubahan tekanan dinding yang dihasilkan terutama dibentuk oleh interaksi antara shock/BL yang terjadi pada suatu aliran separasi supersonik. Deviasi pertama tekanan dinding dari profil vakum biasanya disebut *incipient separation pressure*,  $p_{sep}$  (gambar 2.3 atas). Tekanan dinding kemudian meningkat sangat cepat dari  $p_{sep}$  ke sebuah *plateau pressure*,  $p_p$ , yang secara umum sedikit lebih rendah dari tekanan sekitar.

Dari beberapa pengujian menggunakan *cold-gas* dapat dikemukakan bahwa, BL secara efektif terseparasi dari dinding nosel secara singkat sebelum mencapai tekanan plateau,  $p_p$ . dalam zona re-sirkulasi setelah titik separasi, tekanan dinding meningkat secara perlahan dari  $p_p$  ke  $p_{w,c}$ . kenaikan tekanan secara gradual ini dapat dijelaskan dengan masuknya gas dari ambient ke dalam zona re-sirkulasi pada tekanan total sama dengan tekanan ambient. Percepatan gas ambient masuk ke dalam sebelum bercampur dengan gas keluaran nosel dalam lapis geser turbulen /TSL menghasilkan penurunan tekanan statik dan meningkatkan tekanan dinamik.

Guna memprediksi lokasi separasi aksial di dalam nosel, *rasio* tekanan separasi terhadap ambient,  $(p_{sep}/p_a)$ , harus diketahui terlebih dahulu. Hagemann, 2000, menyarankan penggunaan profil tekanan dinding pada kondisi vakum, maka lokasinya dapat dengan mudah ditentukan. Tentu saja, *rasio* tekanan separasi  $(p_{sep}/p_a)$  termasuk yang mempengaruhi baik kenaikan tekanan pada lokasi separasi itu sendiri dan kenaikan tekanan gradual di dalam daerah re-sirkulasi. Untuk menyederhanakan interpretasi fisik *rasio* tekanan separasi  $(p_{sep}/p_a)$ , hal ini dapat dibagi menjadi dua faktor,  $(p_{sep}/p_a)(p_p/p_a)$ , dimana

masing-masing faktor mengacu pada satu fenomena fisik, pembentuk separasi itu sendiri, selanjutnya re-sirkulasi.



Gambar 2.3. Fenomena FSS (atas) dan RSS (bawah).

Telah diketahui bahwa, *rasio* tekanan separasi menurun selama proses start-up, titik separasi bergerak kedepan dengan meningkatnya *rasio* tekanan  $p_c/p_a$  [Schlichting dan Gernstein, 1999]. Ini kemudian berhubungan dengan pengaruh bilangan Mach, di mana *rasio* tekanan separasi menurun dengan meningkatnya bilangan Mach. Bagaimanapun, tetap terjadi deviasi dari perilaku

regular ketika titik separasi mencapai sekitar exit. Pada lokasi di mana *rasio* area lokal nosel dicapai sekitar 80% dari nilai akhirnya, *rasio* tekanan separasi ( $p_{sep}/p_a$ ) kebalikan dari kecenderungan sebelumnya dan meningkat saat *rasio* tekanan  $p_c/p_a$  meningkat.

### 2.1.3 Restricted Shock Separation (RSS)

Fenomena ini hanya terjadi pada *rasio* tekanan tertentu, tekanan setelah titik separasi menunjukkan perilaku irregular dan sebagiannya mencapai nilai di atas tekanan ambient. Hal ini dihubungkan dengan *re-attachment* (pelekatan kembali) aliran separasi ke dinding nosel, menyebabkan gelombang kejut dan ekspansi. Karakteristik separasi RSS telah dikaji baik secara *sub-scale* maupun *full-scale*, dengan beberapa hasil sebagai berikut.

Selama *start-up* aliran nosel, terjadi FSS murni, kemudian terjadi transisi dari FSS ke RSS pada *rasio* tekanan tertentu. Zona re-sirkulasi tertutup terbentuk, dengan tekanan statik secara signifikan di bawah tingkat tekanan ambient. Jadi, transisi FSS ke RSS dikaitkan dengan pergerakan tiba-tiba titik separasi ke arah depan. Sekitar titik *re-attachment* pada RSS, aliran supersonik terpropagasi sepanjang nosel, dengan cara demikian mengakibatkan shock yang dihasilkan seperti yang telah dikemukakan, puncak tekanan dinding di atas tekanan ambient. Dengan semakin meningkatnya *rasio* tekanan chamber, zona re-sirkulasi tertutup terdorong ke depan keluar nosel. Akhirnya, titik *re-attachment* mencapai nosel bagian exit, dan zona re-sirkulasi terbuka ke ambient. Ini dikaitkan dengan peningkatan tekanan dalam zona re-sirkulasi dibelakang shock separasi, yang mendorong titik separasi kembali ke belakang lagi. Dengan demikian zona re-sirkulasi tertutup kembali, berkaitan dengan turunnya tekanan statik yang menghasilkan pergerakan ke depan dari titik separasi. Re-transisi dari FSS ke RSS ini dapat terjadi berulang kali.

### 2.1.4 Model Prediksi Separasi Aliran

Prediksi teoritis dari FSS yang telah dikaji, hampir semuanya menggunakan nosel konis dan nosel kontur ideal terpancung. Data-data eksperimen tersebut kemudian digunakan untuk menurunkan sejumlah kriteria

persamaan empiris atau semi-empiris yang berguna untuk memprediksi titik separasi. Walaupun demikian, kenyataannya kepastian titik separasi karena adanya fluktuasi antara dua lokasi ekstrim, parameter yang terlibat dalam interaksi BL-shock, seperti kontur nosel, properti gas, temperatur dinding, konfigurasi dan kekasaran dinding, tidak banyak terpublikasi.

Sebagaimana telah disinggung, bahwa fenomena FSS dapat dibagi ke dalam dua mekanisme terpisah, pertama berhubungan dengan separasi BL dari dinding nosel,  $(p_{sep}/p_p)$ , dan yang kedua berhubungan dengan ikut sertanya gas ambient dalam daerah re-sirkulasi,  $p_p/p_a$ . Peningkatan tekanan secara keseluruhan dari awal separasi hingga tekanan ambient dapat dinyatakan sebagai  $p_{sep}/p_a = (p_{sep}/p_p)(p_p/p_a)$ .

Kriteria paling klasik dan sederhana untuk FSS yang secara murni diturunkan dari pengujian nosel diberikan oleh Summerfield, yang didasarkan pada fenomena separasi dalam nosel konikal, yang dikenal dengan "Summerfield criterion" [Frey dan Hagemann, 1998]:

$$p_{sep}/p_a \approx 0.4 \quad (2.6)$$

Diperoleh bahwa titik separasi, tekanan dinding meningkat dengan cepat ke tekanan "plateau"  $p_p$ , yang sedikit lebih rendah dari tekanan sekitar,  $p_a$ . Pada daerah re-sirkulasi setelah titik separasi tekanan dinding meningkat perlahan menjadi dari  $p_p$  ke  $p_{w,e}$ , tekanan dinding pada bagian exit hampir sama dengan tekanan sekitar,  $p_a$ , sehingga  $p_{w,e}$  dapat dianggap sama dengan  $p_a$  ( $p_{w,e} = p_a$ ).

Pendekatan pertama yang memasukkan pengaruh bilangan Mach dipublikasikan oleh Arens dan Spiegler, tetapi formulanya sangat kompleks untuk aplikasi teknis [Schmucker 1974]. Schilling, pada tahun 1962, didasarkan pada eksperimen menggunakan nosel konikal dan nosel kontur ideal terpancung, memberikan pernyataan mengenai meningkatnya rasio tekanan separasi  $p_{sep}/p_a$  dengan meningkatnya bilangan Mach,

$$p_{sep}/p_a = k_1 \cdot (p_c/p_a)^{k_2} \quad (2.7)$$

Dengan  $k_1 = 0,582$  dan  $k_2 = -0,195$  untuk nosel kontur dan  $k_1 = 0.541$  dan  $k_2 = -0,136$  untuk nosel konikal. Tahun 1965, didasarkan pada persamaan Schilling,

Kalt dan Badal memilih  $k_1 = 2/3$  dan  $k_2 = -0,2$ , sehingga persamaannya menjadi [Reijasse, Frey dan Haidn, 2000],

$$\frac{P_{sep}}{P_a} = \frac{2}{3} \left( \frac{P_c}{P_a} \right)^{-0,2} \quad (2.7a)$$

NASA (SP-8120, 1976), mengadopsi korelasi yang sama dengan Schilling untuk nosel kontur ideal terpancung. Penelitian selanjutnya yang dilakukan oleh Schmucker menyebabkan NASA merekomendasikan kriteria semi-empiris Crocco dan Probst yang memperhitungkan properti BL, gas dan bilangan Mach inviscid. Rekomendasi yang diberikan dengan catatan penambahan margin 20% dari prediksi terjadinya separasi. Kriteria empirik yang diajukan oleh Schmucker:

$$\frac{P_{sep}}{P_a} = (1.88.M - 1)^{-0,64} \quad (2.8)$$

Kriteria Schmucker memberikan kecenderungan ketergantungan bilangan Mach terhadap separasi aliran.

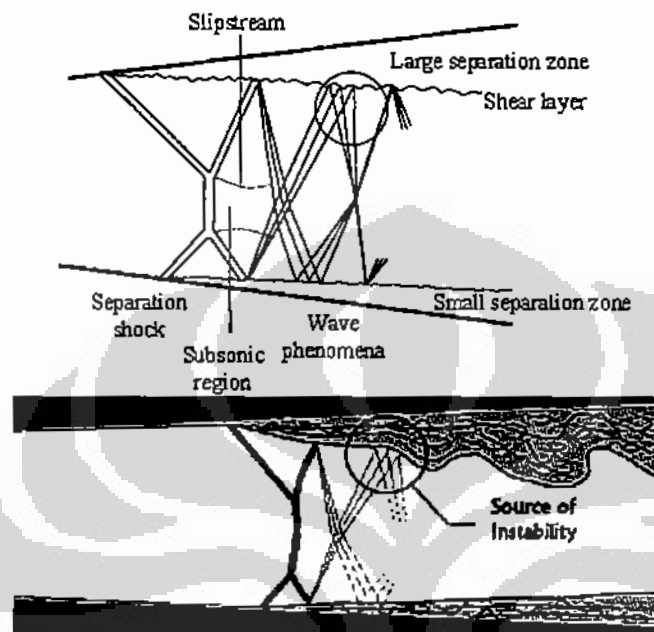
Pada 1967, Zukoski menemukan relasi sederhana dengan bilangan Mach inviscid dari melekatnya aliran sebelum titik separasi,  $M_{sep}$ ,

$$\frac{P_{sep}}{P_p} = (1 + 0.5.M_{sep})^{-1} ; \text{ untuk } M_{sep} \text{ antara } 1.4 - 6 \quad (2.9)$$

Defisiensi utama dari semua kriteria separasi yang telah dikemukakan adalah tidak adanya informasi pengaruh parameter lain, misalnya kontur, pendinginan, kekasaran permukaan dan lain sebagainya, yang dapat mempengaruhi titik separasi. Selanjutnya data yang telah dipublikasikan memperlihatkan pengaruh hysteresis pada titik separasi, dihasilkan tekanan dinding separasi yang berbeda selama proses menaikkan dan menurunkan tekanan ruang bakar [Frey, 1998]. Penelitian yang dilakukan oleh Nebbache (2005), yang didasarkan penelitian Lawrence, yaitu kisaran NPR dan sudut divergen, pola separasi aliran dapat terjadi secara simetris atau tak-simetris. Aliran tak-simetris dapat stabil atau tak-stabil. Dari penelitian yang dilakukan menunjukkan bahwa pada sebuah NPR kritis dimana pola shock simetris dan dua kemungkinan serta pola shock simetris stabil dapat terbentuk. Papamoschou dan Johnson (2006),



mengemukakan bahwa mekanisme instabilitas akibat adanya interaksi antara refleksi kipas ekspansi dari daerah separasi kecil (small lambda foot) dengan batas geser (shear layer) pada daerah separasi yang lebih besar.



Gambar 2.4. Mekanisme instabilitas batas geser (shear layer).  
[Papamoschou dan Johnson, 2006].

### 2.1.5 Side-Load

Komponen gaya dorong tak-simetris yang beraksi pada dinding nosel merupakan *side-load*, terbentuk akibat proses *start-up* atau *start-down* sebuah mesin roket, atau ketika tekanan chamber (NPR) berada tidak pada kondisi optimalnya. *Side-load* ini diakibatkan oleh terjadinya aliran tak-simetris pada nosel, yang bergantung pada gaya dorong, rasio ekspansi nosel, kontur nosel dan tekanan ruang bakar serta tekanan sekitar (NPR). Gaya ini biasanya tidak stabil karena besar dan arahnya dapat berubah-ubah. Nosel dengan rasio ekspansi yang besar untuk beroperasi pada kondisi vakum, didesain untuk tidak mengalami separasi aliran dalam nosel pada *seal-level* dengan gaya dorong penuh, mempunyai *side-load* yang sangat besar.

Pada daerah tekanan ruang bakar tertentu, besar *side-load* ini bisa mencapai 20% dari gaya dorong penuh [Schmucker, *Flow Process: Part 2*, 1984].

*Side-load* yang besar harus dipertimbangkan salah satu faktor desain nosel, karena membutuhkan penguatan struktur yang meningkatkan bobot dari sistem propulsi secara menyeluruh. Dengan demikian perlu pemahaman proses terjadinya *side-load* untuk mendapatkan *side-load* serendah mungkin dalam mendesain sebuah nosel.

Guna menganalisis pengaruh separasi aliran tak-simetris, distribusi tekanan pada dinding yang menghasilkan *side-load* harus dapat digambarkan. Gas terekspansi sepanjang dinding nosel dari tekanan chamber  $p_c$  hingga tekanan dinding lokal  $p_w$ . BL terbentuk sepanjang dinding hingga titik netral tekanan (Posisi titik netral dan lokasi area separasi tergantung pada NPR), dimana tekanan dinding dan tekanan sekitar,  $p_a$ , sama,  $p_w$  lebih besar dari  $p_a$  dan beban tekanan berkembang yang bekerja dari dalam dinding nosel menghasilkan gaya dorong. Jika hasilnya adalah overekspansi, tekanan dinding menurun dibawah titik netral dibawah  $p_a$ , hal mana menghasilkan beban yang mempengaruhi dinding nosel dari luar dan menurunkan gaya dorong. Beban ini dapat menyebabkan deformasi pada dinding nosel, terlebih untuk dinding nosel tipis.

Pada kasus aliran axis-simetri, beban ini merata sekeliling dinding nosel dan vektor gaya dorong sesuai dengan sumbu geometri nosel. Tetapi bila, garis separasi tidak axis-simetri, akan tetap memunculkan terjadinya *side-load*.

## 2.2 DESAIN NOSEL

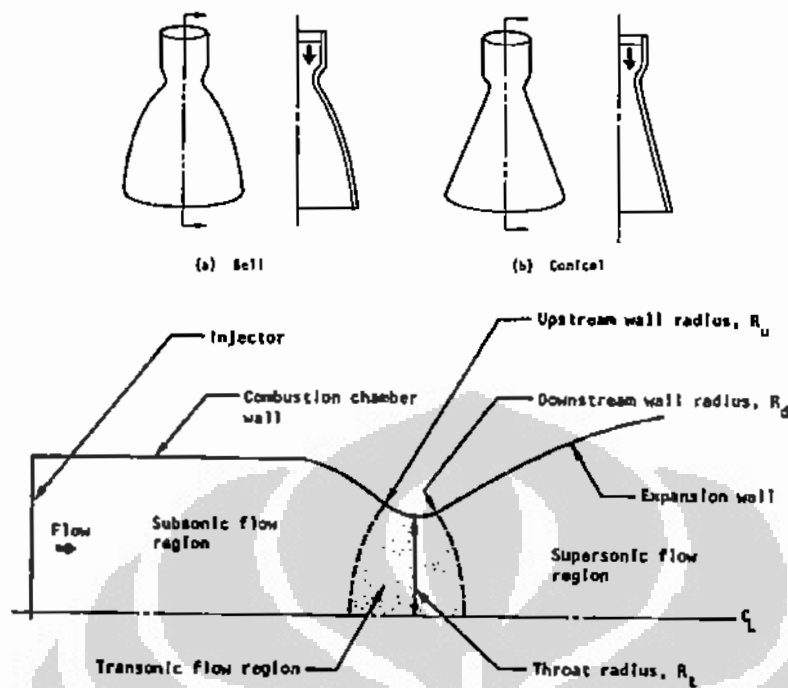
Kinerja motor atau mesin roket sangat bergantung pada desain aerodinamika bagian ekspansi nosel, parameter desain yang utama adalah bentuk kontur dan *rasio* ekspansi. Secara garis besar daerah ekspansi nosel terbagi atas dua model, yaitu model konikal (deLaval) dan model bell (kontur). Model konikal memperlihatkan kesederhanaan baik dalam desain maupun proses manufakturnya, di sisi lain, model bel memperlihatkan bentuk desain yang lebih kompleks, demikian juga dalam segi manufakturnya. Dengan demikian, nosel konikal biasanya hanya digunakan untuk roket ukuran kecil hingga sedang [Sutton, 2001], sedangkan model bel digunakan untuk nosel ukuran kecil hingga

besar, contohnya adalah wahana ulang-alik Amerika (Space Shuttle Main Engine /SSME) dan Ariane-5 (Vulcain) [Nebbache, Reijasse dan Bouvier, 2006].

Model ideal dari kedua nosel tersebut memperlihatkan kecenderungan yang panjang, dan tentu saja berat, sehingga para peneliti berusaha untuk menurunkannya tetapi dengan performa yang tetap. Untuk model deLaval, tidak ada model yang dikembangkan, usaha dilakukan hanya pada daerah inlet, throat dan awal ekspansi, guna mereduksi panjang. Lain halnya dengan nosel bel, beberapa model telah dikembangkan, dua model yang paling banyak digunakan adalah TIC (Truncated Ideal Nosel), dan yang digunakan dewasa ini untuk SSME dan Vulcain adalah TOC (Thrust Optimised Contour) [Reijasse, Frey dan Haidn, 2000; Frey et al., 2005; Nebbache, Reijasse dan Bouvier, 2006].

Dalam mendesain nosel tersebut, relasi termodinamika dari proses pada ruang bakar dan nosel yang digabungkan dengan relasi matematika merupakan tool yang dibutuhkan untuk menghitung performa, dan beberapa kunci parameter desain dari sistem propulsi roket. Kedua hal tersebut berguna untuk mengevaluasi dan membandingkan performa beberapa sistem roket, juga dimungkinkan untuk memprediksi performa operasional dari sistem roket yang menggunakan ekspansi gas, menentukan beberapa parameter desain yang diperlukan, seperti bentuk dan dimensi nosel untuk keperluan performa tertentu. Salah satu parameter penting, diantaranya adalah  $\gamma$ , *rasio* panas spesifik. Jihad dan Rosita, 2006, melakukan simulasi menggunakan software PEP (Propellant Evaluation Program) untuk menentukan *rasio* panas spesifik terhadap komposisi propelan, serta persamaan yang digunakan. Parameter performa sistem propulsi berupa impuls spesifik juga dikaji menggunakan beberapa persamaan yang berbeda [Jihad, Saeri dan Soemardi, 2006].

Pemilihan *rasio* tekanan yang paling baik untuk pengujian nosel adalah tekanan exit sama dengan tekanan sekitar, karena kondisi ini mengeliminasi kebutuhan dalam mereduksi data perhitungan rugi-rugi pada over- atau under-ekspansi. Untuk nosel yang akan diterbangkan, *rasio* ekspansi antara 7 – 10 biasa digunakan untuk tingkat-pertama (first-stage) wahana pada ketinggian rendah, dan *rasio* 15-80 digunakan untuk upper-stage.



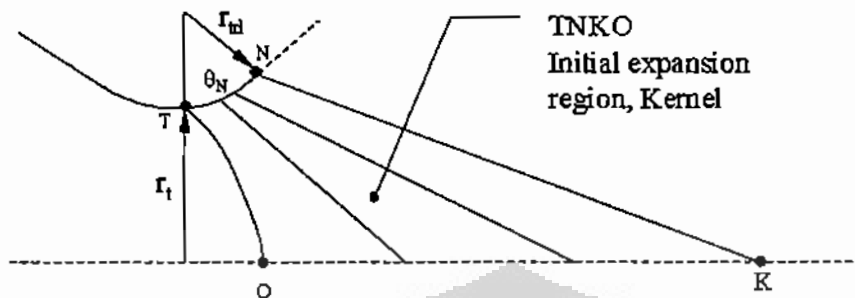
Gambar 2.5. a). nosel tipe bel/kontur, b) nosel kerucut, Gambar bawah adalah bagian nosel.

## 2.2.1 Desain Kontur Nosel

### 2.2.1.1 Daerah Ekspansi Mula

Pada sebuah nosel, ekspansi awal terjadi sepanjang kontur TN (lihat gambar 2.6), dan ini yang akan menentukan karakter medan aliran downstream. Pemilihan sebuah sudut ekspansi sebagai ekspansi awal TN memberikan nosel yang lebih pendek daripada menentukan jejari downstream throat untuk rasio ekspansi yang diinginkan. Pada aplikasi roket, sebuah sudut tajam pada downstream secara umum dihindari karena pengaruh kinetika kimia, dan kontur dinding TN mempunyai jejari kurva sama dengan 0,5 kali jejari throat, yaitu  $r_{td} = 0,5 r_t$  [Otslund, 2002; Sutton, 2001]. Rao (1958), mendesain menggunakan jejari  $1,5r_t$  ( $r_t$  = jejari throat), sedangkan initial ekspansinya menggunakan  $0,45 r_t$ . Menggunakan analisis aliran transonik, garis Mach konstan TO dapat didefinisikan pada throat. Bila diketahui kondisi aliran sepanjang TO dan batasan TN, medan aliran kernel TNKO dapat dibentuk menggunakan MOC. Aliran

dalam Kernel secara keseluruhan ditentukan oleh kondisi throat dan merupakan zona ekspansi.



Gambar 2.6. Daerah ekspansi awal, Kernel.

### 2.2.1.2 Nosel Kerucut (deLaval)

Nosel kerucut, (gambar 2.7) merupakan kontur yang umum digunakan karena desainnya yang sederhana dan mudah dipabrikasi. Kecepatan exhaust nosel kerucut pada dasarnya sama dengan nilai 1D berkaitan dengan *rasio* ekspansi, dengan pengecualian bahwa arah aliran tidak semuanya aksial. Oleh karena itu, terjadi rugi-rugi kinerja akibat divergensi aliran. Geometri efisiensi dituliskan [Sutton, 2001; Otslund, 2002; Wirola, 2000].

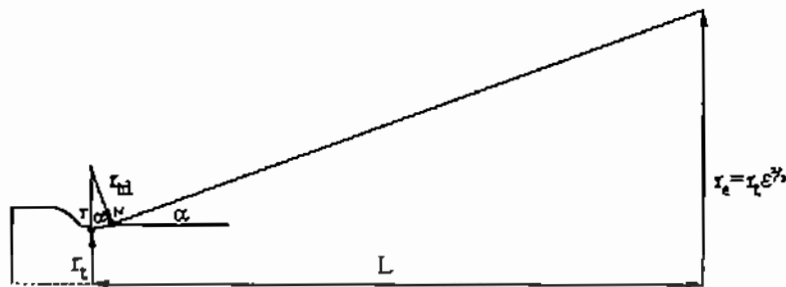
$$\eta_{geo} = \frac{1 + \cos \alpha}{2} \quad (2.10)$$

Penelitian yang dilakukan Wirola, 2000, memperlihatkan bahwa nilai optimum dicapai dengan sudut divergen  $15^\circ$ . Penurunan gaya dorong yang terjadi dengan memperbesar sudut di divergen menjadi  $20^\circ$  sebesar  $\pm 15\%$ , walaupun bobot nosel dapat diturunkan  $\pm 15\%$ . Panjang nosel kerucut dapat dinyatakan oleh:

$$L_{\alpha,conc} = \frac{r_1(\sqrt{\epsilon} - 1) + r_{nd}(\sec \alpha - 1)}{\tan \alpha} \quad (2.11)$$

Umumnya setengah sudut kerucut antara  $12^\circ$  hingga  $18^\circ$ , dan yang paling banyak dipilih sebagai kompromi adalah  $15^\circ$ . Karena besarnya kerugian, maka nosel ini diaplikasikan pada boster nosel dengan *rasio* ekspansi yang kecil dan thruster kecil di mana metoda pabrikan sederhana lebih diharapkan. Nosel dengan setengah sudut kerucut  $15^\circ$  sering digunakan sebagai referensi dalam

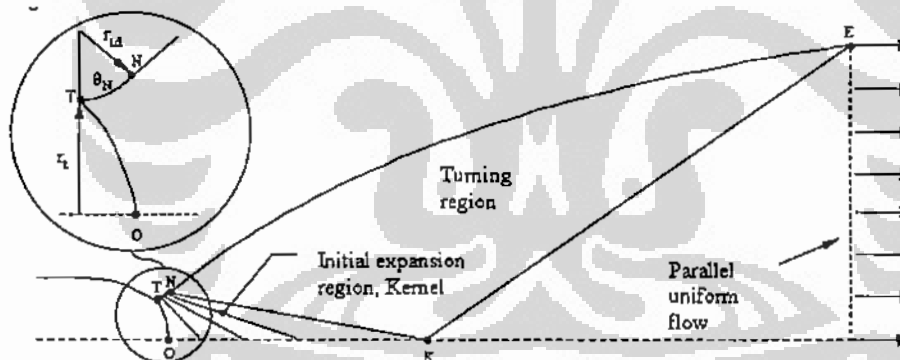
membandingkan panjang dan performa nosel tipe lain. Pernyataan yang digunakan adalah “percent bell”.



Gambar 2.7. Definisi Nosel Kerucut.

### 2.2.2 Nosel Ideal

Nosel ideal adalah nosel yang dapat memberikan kondisi aliran keluar yang uniform dan paralel. Nosel tipe kontur yang dapat mencapai kondisi ini, dapat didesain dengan MOC. Gambaran nosel ideal, dapat dilihat pada gambar berikut.



Gambar 2.8. Struktur aliran pada sebuah nosel ideal.

Kontur TNE adalah daerah divergen nosel. Setelah ekspansi awal TN, kontur NE membelokkan aliran ke arah aksial. TN juga mendefinisikan garis Mach di K, yang nilainya sama dengan bilangan Mach desain pada keluaran. Dengan garis Mach NK memungkinkan untuk mendesain (garis arus) streamline antara N dan E menggunakan MOC dengan mem-patch aliran menjadi uniform dan paralel pada keluaran sehingga desain nosel menjadi lengkap.

### 2.2.2.1 Nosel Kontur Ideal Terpancung (Truncated Ideal Contoured Nozzles /TIC)

Nosel ideal memiliki dimensi yang panjang, sehingga tidak cocok diaplikasikan untuk roket. Dimensi yang panjang dibutuhkan untuk menghasilkan profil keluaran 1D. Kontribusi gaya dorong pada bagian akhir dari kontur diabaikan karena kemiringan dinding yang kecil. Nosel roket yang feasible dapat diperoleh dengan pemancungan terhadap kontur, dan disebut sebagai kontur ideal terpancung (Truncated Ideal Contour / TIC).

Metodanya dapat dijelaskan sebagai berikut, sejumlah nosel kontur ideal diplot dalam sebuah grafik bersama-sama dengan garis-garis yang menyatakan luas permukaan konstan, diameter exit, panjang dan koefisien gaya dorong vakum, dll. Dengan batasan yang diberikan, misalnya *rasio* ekspansi (atau diameter exit), luas permukaan, atau panjang, proses optimasi kemudian digunakan untuk menentukan dimana memancung nosel kontur untuk mendapatkan performa maksimum. Metoda ini dapat menghasilkan nosel kontur yang lebih pendek dan *rasio* ekspansi yang lebih kecil.

### 2.2.2.2 Kompresi Nosel TIC (Compresses truncated Ideal Contoured Nozzles /CTIC)

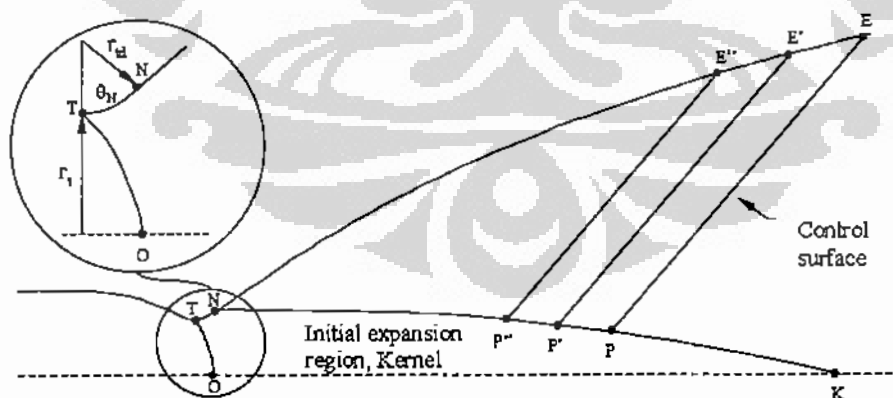
CTIC merupakan metoda untuk mendesain nosel yang sangat pendek, metodanya dengan melakukan kompresi linear terhadap nosel TIC. Nosel CTIC diperoleh dengan mengkompresi nosel TIC secara linear dalam arah axial untuk mendapatkan panjang nosel yang diinginkan. Diskontinuitas dalam slope nosel yang dihasilkan karena prosedur kompresi dapat dieliminir oleh persamaan kubik yang dihubungkan secara mulus ke kurva kompresi dengan kurva lingkaran awal. Prosedur tersebut mendapatkan sebuah nosel dengan inisial ekspansi yang lebih cepat diikuti oleh belokan yang sangat tajam, dibandingkan dengan nosel TIC. Sebagai konsekuensi, gelombang kompresi right-running yang cukup kuat akan muncul dari kontur yang dikompresi ke dalam medan alir. Jika kompresinya cukup kuat, garis karakteristik akan bergabung/bersatu dan membentuk sebuah gelombang kejut miring right-running. Gelombang kejut akan meningkatkan tekanan statik sebagai aliran yang melintasi gelombang kejut. Jika gelombang

kejut terjadi didekat dinding nosel, tekanan sepanjang dinding akan meningkat, sehingga meningkatkan gaya dorong nosel.

### 2.2.2.3 Kontur Nosel Dengan Gaya Dorong Optimal (Thrust Optimised Contoured Nozzles /TOC)

Pendekatan langsung dalam mendesain kontur nosel menggunakan variasi kalkulus diutarakan oleh Guderley and Hantsch. Metodanya adalah menentukan area exit dan kontur nosel yang dapat menghasilkan gaya dorong optimal, untuk panjang nosel dan tekanan ambien yang telah ditentukan. Metoda ini kemudian dikembangkan oleh Rao, sehingga model nosel ini disebut dengan Nosel Rao. Metoda dasar desain nosel Rao atau TOC seperti pada gambar dapat dijelaskan sebagai berikut. Pertama, sebuah kernel aliran dibentuk menggunakan MOC, dengan variasi  $\theta_N$  dan kurva throat,  $r_{td}$ . Untuk parameter desain yang diberikan ( $\epsilon$  dan  $M_e$  atau  $\epsilon$  dan  $L$ ) titik P dan N dapat diperoleh dengan memenuhi kondisi, aliran masa melewati PE sama dengan yang melewati NP.

Bila N dan P diketahui, garis kernel TNKO diperoleh dan garis kontur NE dapat dikonstruksi dengan cara berikut. Dengan memilih titik P', P'' sepanjang garis NK, sejumlah permukaan kontrol P'E', P''E'' dapat dihasilkan untuk mendefinisikan E', E'' sepanjang kontur NE.



Gambar 2.9. Nosel Rao atau TOC.



#### 2.2.2.4 Nosel Bel Parabola (Thrust Optimised Parabolic (TOP))

Karena komputasi nosel menurut metoda Rao sangat rumit, Rao menyarankan sebuah pendekatan geometri parabola dari titik infleksi ke nosel exit.

$$\left( \frac{r}{r_t} + b \frac{x}{r_t} \right) + c \frac{x}{r_t} + d \frac{r}{r_t} + e = 0$$

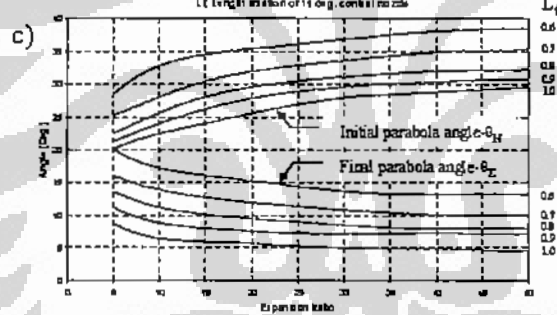
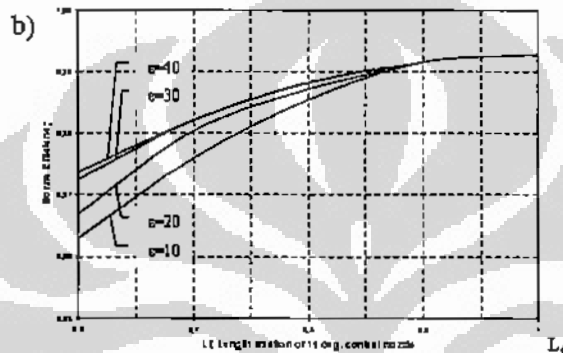
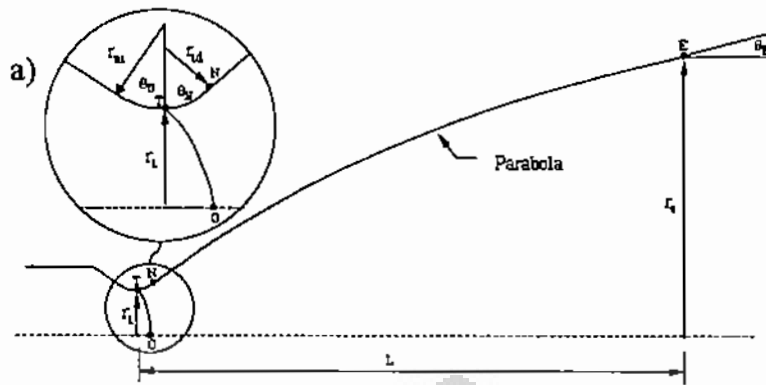
Tipe nosel ini disebut dengan nosel TOP, dengan sebuah parabola “skewed”, di mana kontur nosel secara keseluruhan didefinisikan oleh lima variabel independen  $r_{td}$ ,  $\theta_N$ ,  $L$ ,  $r_e$  dan  $\theta_E$ , sebagaimana terlihat pada gambar 13. Dengan variabel independen ini, banyak kontur dapat dibentuk. Dengan memilih input yang tepat, dapat mendekati Nosel Rao dengan akurat tanpa menghasilkan rugi-rugi kinerja. Pendekatan parabola terhadap nosel Rao diberikan pada gambar b-c.

Grafik tersebut dapat digunakan untuk:

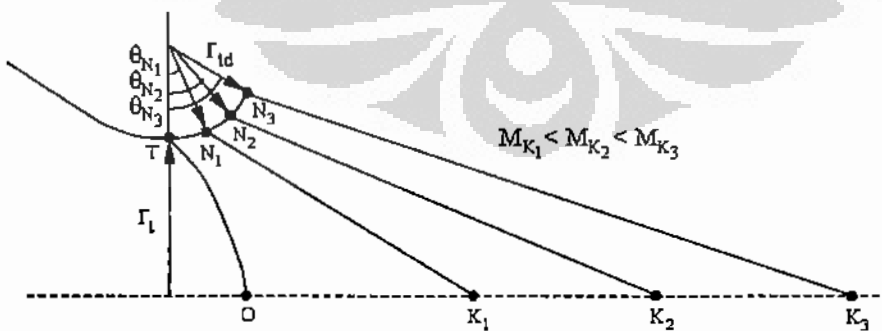
1. Memilih fraksi panjang  $L_f$  yang memberikan efisiensi nosel yang diinginkan.
2. Mengetahui  $L_f$  dan *rasio* ekspansi yang diinginkan, sudut awal dan akhir parabola dapat diambil dari c.
3. Menentukan konfigurasi nosel menggunakan persamaan di atas.

Lima parameter yang disebutkan di atas, masing-masing memiliki pengaruh pada distribusi bilangan Mach dalam nosel. Sudut ekspansi awal  $\theta_N$ , menspesifikasikan bilangan Mach maksimal yang dapat dicapai dalam nosel. Memperbesar sudut ini akan meningkatkan kernel akhir bilangan Mach,  $M_K$ , dan bilangan Mach dinding,  $M_N$ , pada akhir kontur ekspansi (lihat gambar). Bila kurva jejari dinding throat,  $r_{td}$ , diperbesar, perpanjangan kontur ekspansi dan panjang kernel akan meningkat.

Panjang nosel,  $L$ , memberikan bilangan Mach pada garis pusat pada exit nosel untuk nilai  $r_{td}$  dan  $\theta_N$ . panjang nosel bersama dengan jejari exit,  $r_e$ , merupakan parameter utama yang mendefinisikan bilangan Mach exit rerata. Bilangan Mach rerata dan bilangan Mach dinding exit akan meningkat bila panjang nosel diperbesar.



Gambar 2.10. Parameter nosel bel parabola.

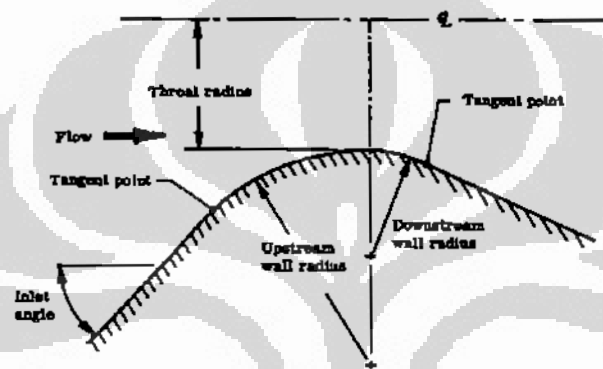


Gambar 2.11. Daerah kernel OTNK. Aliran dalam kernel hanya ditentukan oleh kontur TN.

## 2.2.3 Desain Aerodinamika

### 2.2.3.1 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 blast-tube nosel.



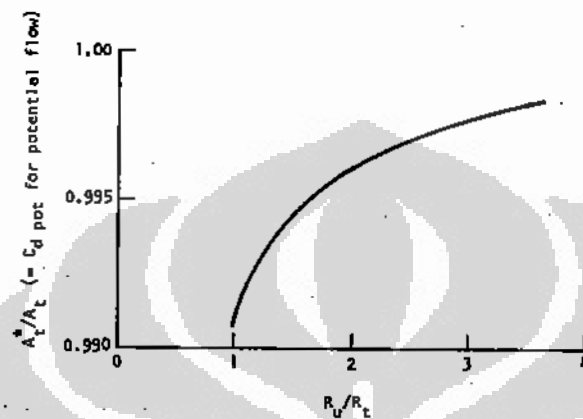
Gambar 2.12. Bagian inlet nosel hingga throat.

*Rasio* kontraksi, yaitu bagian yang berhubungan dengan ruang bakar, selalu ditentukan oleh ruang bakar itu 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  $45^\circ$ . Studi empiris mengindikasikan variasi kecil terjadi terhadap impuls spesifik akibat perubahan sudut inlet ini.

### 2.2.3.2 Upstream Wall

Geometri dinding nosel pada bagian upstream dari throat menentukan distribusi besaran gas pada throat. Jejari yang kecil didesain, baik untuk panjang keseluruhan minimum dan untuk area dinding minimum yang berhubungan dengan heat-flux dengan  $M$  mendekati 1. 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 <sup>[SP-8115]</sup>. *Rasio* jejari bagian upstream terhadap throat,  $R_u/R_t$  antara 0,6 – 1,5 untuk roket cair <sup>[SP-8120]</sup>.

Laju alir nosel berbanding proporsional terhadap area alir aerodinamik pada throat nosel. Area alir ini,  $A_1^*$ , adalah geometri area alir  $A_1$  sebagai koreksi atas aliran transonik nonuniform. *Rasio*  $A_1^*/A_1$  (ekuivalen terhadap koefisien discharge untuk aliran potensial) dan laju alir nosel menurun dengan menurunnya *rasio* jejari, diberikan pada gambar berikut.



Gambar 2.13. Variasi dari  $A_1^*/A_1$  dengan  $R_u/R_t$ .

### 2.2.3.3 Throat

Desain aerodinamika bagian throat terdiri atas tangen busur upstream dan tangen busur downstream pada bagian throat, gambar 2.12. 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 selubung, bagian panjang blast-tube dapat dianggap sebagai throat silinder, sehingga panjang nosel dapat diminimalkan.

### 2.2.3.4 Downstream Wall

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. Jejari busur bagian downstream bervariasi mulai 0 – 6x 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. Otslund, 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 [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).

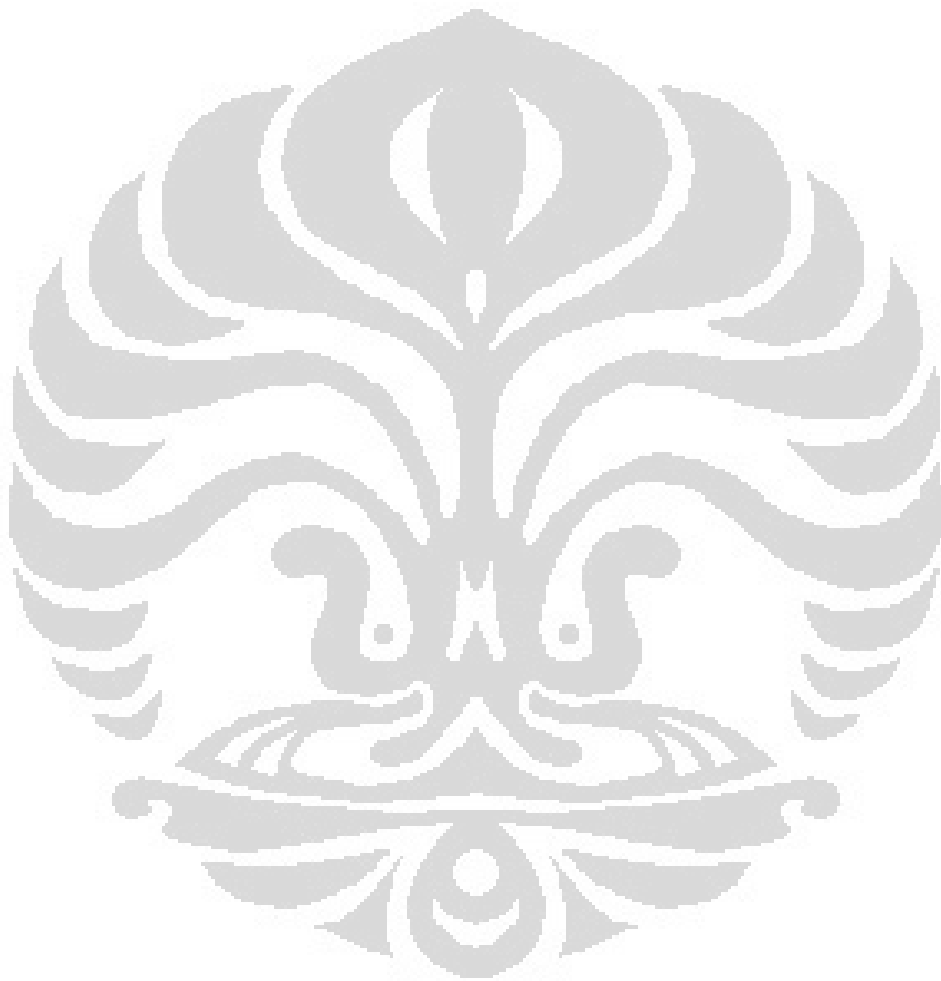
### 2.2.3.5 Bagian Ekspansi

Pilihan konfigurasi keluaran antara bentuk kerucut atau kontur 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 bell biasanya dituliskan sebagai persen (misalnya 80% bell), yang berarti panjangnya sekian persen dari panjang nosel kerucut  $15^\circ$  dengan *rasio* ekspansi yang sama.

#### a. 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 throat-exit, tekanan ambien, dan tekanan ruang bakar, sudut kerucut yang dapat memaksimalkan koefisien gaya dorong  $C_F$  dapat diestimasikan menggunakan persamaan satu-dimensi,

$$\max C_F = \lambda \left[ C_{F,vac} - \varepsilon \frac{P_e}{P_c} \right] + \frac{\varepsilon}{P_c} (P_e - P_a) \quad (2.12)$$

dimana:

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

#### b. Kontur

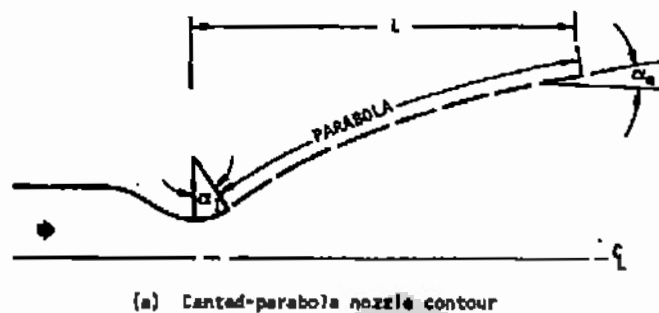
Busur lingkaran, parabola dan streamline menggunakan metoda karakteristik merupakan yang sering digunakan untuk mendefinisikan kontur exit [Rao, 1958]. Sudut dinding pada titik tangen dengan busur throat downstream dianggap sebagai mulainya sudut divergen atau sudut maksimum bentuk keluaran. Sudut dinding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

Sudut mula divergensi hingga  $32^\circ$  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  $12^\circ$ .

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 area 2 – 5).

Salah satu metoda cepat dalam mendesain nosel kontur adalah menggunakan parabola miring (canted-parabola). Guna keperluan praktis, kontur

parabola cocok untuk kebanyakan aplikasi. Gambar 2.14 mengilustrasikan kontur canted-parabola.



Gambar 2.14. Kontur canted-parabola sebagai pendekatan kontur bel.

#### 2.2.4 Rasio Ekspansi ( $\epsilon$ )

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., nosel ideal tersebut dipotong (truncated) hingga *rasio* ekspansi yang diinginkan, akan diperoleh panjang nosel yang tepat [NASA SP-8120]. Tidak seperti metoda desain optimum, metoda ideal-truncated dapat digunakan untuk mendesain sebuah nosel sependek yang diharapkan.

### 2.3 PERFORMA NOSEL

Karakteristik nosel yang paling mempengaruhi performa propulsi motor adalah luas throat,  $A_t$ , dan koefisien gaya dorong. Idealnya, koefisien gaya dorong (didefinisikan sebagai  $C_F = F/P_c.A_t$ ) adalah fungsi dari geometri nosel; *rasio* panas



spesifik gas; tekanan ruang bakar, tekanan ambient dan tekanan exit nosel. Pada sistem nyata, koefisien performa nosel ini dipengaruhi juga oleh aliran 2- fasa, ketidak seimbangan kimia, rugi lapis batas, dan perpindahan panas ke nosel. Nilai rugi-rugi maksimum untuk itu adalah, 5% untuk 2-fasa, 2% rekombinasi dan 2% rugi-rugi viskous. Sedang rugi akibat perpindahan panas sangat bergantung pada besaran material isolator dan lamanya pembakaran.

Morell, 1950 <sup>[40]</sup>, melakukan perhitungan untuk beberapa sistem propelan untuk menentukan pengaruh meningkatnya tekanan ruang bakar dan *rasio* ekspansi nosel terhadap impuls spesifik. Hasilnya mengindikasikan bahwa peningkatan  $I_{sp}$  diperoleh dengan meningkatkan tekanan ruang bakar yang dapat dilakukan dengan meningkatkan *rasio* ekspansi nosel.  $I_{sp}$  dapat ditingkatkan 21 – 25% dengan meningkatkan tekanan ruang bakar hingga 10 kali. Pada permukaan air laut, peningkatan ini hanya dapat dicapai dengan peningkatan tekanan ruang bakar.

Gaya dorong,  $F$ , yang dihasilkan oleh nosel dapat dinyatakan dengan parameter kinerja propulsi,

$$F = (\dot{m}v_e + p_e A_e) - p_a A_e = C_F p_c A_t = \dot{m} I_{sp} \quad (2.13)$$

Menggunakan relasi isentropic, impuls spesifik dapat dituliskan sebagai,

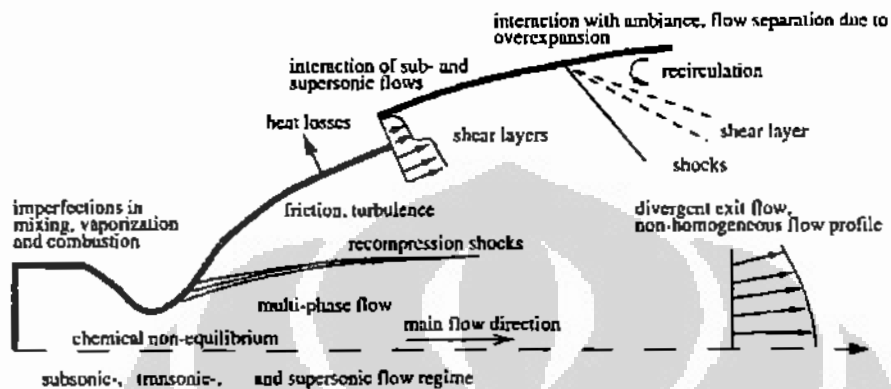
$$\begin{aligned} I_{sp,ideal} &= \frac{F}{\dot{m}} = v_e + A_e \frac{p_e - p_a}{\dot{m}} \\ &= \sqrt{\frac{2\gamma RT_c}{\gamma - 1} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} + \sqrt{\frac{RT_c}{\gamma} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right]^{1-\gamma} \frac{p_e - p_a}{p_c}} \end{aligned} \quad (2.14)$$

Kinerja nosel dapat ditentukan oleh *rasio* antara gaya dorong aktual terhadap gaya dorong ideal [Gamble, 2004]

$$C_{FG} = \frac{F_{aktual}}{F_{ideal}}$$

Sebuah nosel roket pasti akan mengalami rugi-rugi yang berbeda. Data kinerja roket dalam prakteknya selalu lebih rendah daripada nilai yang dapat dicapai secara teoritis karena; ketaksempurnaan pencampuran, pembakaran, dan ekspansi dari propelan [Hagemann, 1998]. Beberapa jenis kerugian yang terjadi

pada nosel roket diantaranya adalah: pengaruh viscous karena lapis batas turbulen (turbulent boundary layers) dan nonuniformity aliran dalam daerah keluar nosel, ketak-setimbangan kimia, dan tekanan sekitar yang berubah. Sumber rugi-rugi pada nosel roket diberikan oleh gambar berikut,



Gambar 2.15. Fenomena aliran dan sumber rugi-rugi pada nosel roket.

Nosel roket tipe bell (kontur), merupakan tipe nosel yang banyak diaplikasikan pada roket modern, kinerjanya hanya dibatasi oleh geometrinya yang tetap selama penerbangan. Rugi-rugi kinerja yang signifikan dialami pada operasi off-design nosel, ketika aliran over-expand pada operasi low-altitude dengan tekanan sekitar yang lebih tinggi daripada tekanan keluaran nosel,  $P_a > P_e$ , atau under-expand selama operasi pada high-altitude dengan tekanan sekitar lebih rendah daripada tekanan keluaran nosel,  $P_a < P_e$  [Gamble, 2004]. Operasi off-design dimana aliran keluaran berupa over-atau under-expand menghasilkan rugi-rugi yang paling besar (hingga 15%).

Lebih lanjut Hagemann (1998) mengemukakan bahwa, secara prinsip, sebuah nosel dapat didesain dengan rasio ekspansi yang lebih tinggi untuk memberikan kinerja pada kondisi vakum yang lebih baik, tetapi alirannya akan mengalami separasi di dalam nosel pada operasi low-altitude, yang mana menimbulkan beban samping (*side-load*) yang tidak diinginkan

Untuk nosel konvensional, mekanisme rugi-rugi terbagi atas tiga kategori [O'Leary, 1992]:

1. Geometri atau rugi divergensi ( $\eta_{geo}$ ). Kerugian ini terjadi ketika bagian dari aliran keluaran nosel tak sejajar sumbu nosel, yang dapat

menghasilkan komponen radial dari momentum. Pada nosel ideal, alirannya haruslah parallel terhadap sumbu dengan tekanan dan bilangan Mach uniform. Dengan desan kontur dinding nosel yang tepat, efisiensi geometri yang tinggi dapat dicapai

2. Hambatan viscous. Hambatan ini dihasilkan pada dinding nosel oleh pengaruh aliran viscous kecepatan tinggi, berarah berlawanan dengan gaya dorong, sehingga menurunkan efisiensi nosel. Efisiensi hambatan viscous dituliskan sebagai:

$$\eta_{drag} = 1 - \frac{\Delta C_{f(drag)}}{C_{f(ideal)}}$$

3. Kinetika kimia. Idealnya gas hasil pembakaran mencapai kesetimbangan kimia pada setiap titik aliran dalam nosel, demikian pula pada setiap perubahan tekanan dan temperatur. Pada kenyataannya aliran yang sangat cepat tidak memungkinkan gas mencapai kondisi kesetimbangan. Efisiensi kinetika kimia dihitung dengan membandingkan solusi kinetika 1D (ODK) terhadap kesetimbangan 1D (ODE), dinyatakan dengan;

$$\eta_{kin} = 1 - \frac{\Delta C_{f(ODK)}}{C_{f(ODE)}}$$

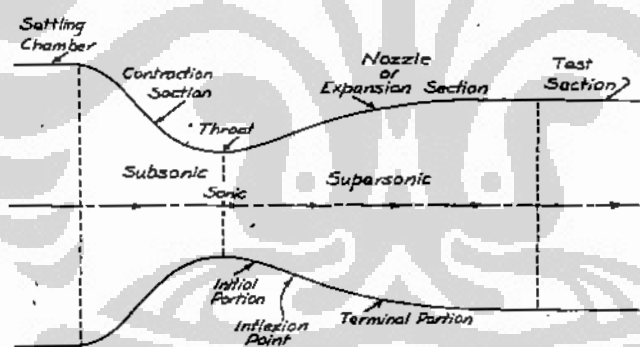
Dengan demikian efisiensi nosel diberikan oleh:

$$\eta_{noz} = \eta_{geo} \cdot \eta_{kin} \cdot (1 - \eta_{drag})$$

### BAB 3

## DESAIN NOSEL SUPERSONIK DENGAN METODA KARAKTERISTIK

Pada umumnya nosel terdiri atas bagian konvergen dan divergen, dimana bagian divergen memegang peran utama dalam menentukan kinerja nosel. Satu persoalan penting dalam desain sebuah nosel supersonik adalah menentukan kontur dinding nosel bagian supersonik sehingga diyakini dapat menghasilkan aliran yang paralel dan uniform pada bagian keluaran (gambar 3.1). Gaya dorong maksimal yang mungkin diperoleh pada sebuah nosel dapat dicapai bila terjadi ekspansi sempurna dari gas keluaran ke udara luar. Hal ini dapat dicapai dengan mendesain nosel yang dapat memberikan aliran keluar yang paralel dan uniform [Rao, 1958].



Gambar 3.1. Bagian-bagian Nosel supersonik.

Metoda yang paling menonjol dalam menentukan kontur nosel adalah, metoda Prandtl dan Busemann, yang menggunakan metoda karakteristik [NACA TM-934]. Beberapa metoda lain yang juga tetap digunakan adalah Foelsch [Crown, 1948; Dessai, 1981] dan McCabe [McCabe, 1967], serta yang paling penting adalah metoda Rao [Rao, 1958], yang digunakan untuk mendesain bagian nosel divergen. Metoda Rao, umumnya digunakan untuk nosel pada wahana antariksa modern, yang beroperasi pada kondisi tekanan ambien yang sangat rendah, misalnya pada SSME (Space Shuttle) dan Vulcain (Ariane 5) [Nebbache,

2005; Sugimoto, 2003]. Desain nosel Rao selanjutnya disebut dengan TOC (Thrust Optimized Contour).

Pada penelitian ini, disusun sebuah program komputer untuk mendesain kontur bagian divergen nosel. Model nosel yang dipilih adalah nosel tipe bel. Dua buah model nosel bel yang dibentuk oleh program tersebut adalah:

1. Desain nosel 2-dimensi tipe bel MLN menggunakan software MathCad.
2. Desain nosel axis-simetri tipe bel, menggunakan software Matlab.

Desain nosel planar 2-dimensi tipe bel, diperlukan untuk pengamatan pola separasi aliran overekspansi dengan mendesain instrumen pengujian yang dilengkapi dengan metoda schlieren. Sedangkan nosel axis-simetri 2-dimensi didesain sebagai pembanding untuk melihat pola aliran dalam nosel ideal. Asumsi yang digunakan dalam desain ini adalah isentropik, *irrotational* dan aliran inviscid.

Berbagai cara ditempuh untuk mendapatkan nosel yang pendek, karena nosel yang lebih panjang akan memiliki bobot yang lebih besar, hal yang justru harus direduksi. Persoalannya adalah bagaimana mendapatkan nosel yang lebih pendek tetapi dapat memberikan gaya dorong yang maksimal. Salah satu metoda yang dapat digunakan untuk mendapatkan nosel dengan panjang minimal (Minimum Length Nozzle/MLN) adalah mendesain bagian divergen menggunakan metoda karakteristik (Method of Characteristics/MOC).

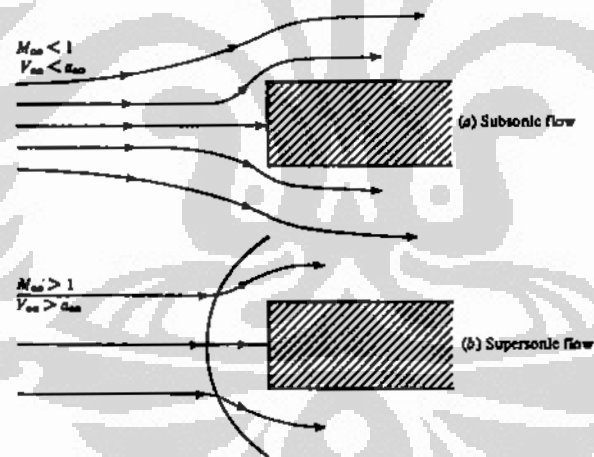
Persamaan dan terminologi dasar untuk metoda karakteristik, yang digunakan pada penelitian ini diberikan pada beberapa literatur. Literatur yang digunakan disini adalah Liepman dan Roshko (1957), Anderson (2003), Oosthuizen (1997), dan Zucrow dan Hoffmann (1976). Paper yang dikemukakan oleh Hamilton (2003) dan Zebiche (2006), juga merupakan bahan kajian yang penting.

### 3.1 GELOMBANG KEJUT DAN GELOMBANG EKSPANSI

Persamaan kompatibilitas yang digunakan dalam merancang kontur dinding nosel diturunkan dari fenomena gelombang ekspansi dan refleksinya. Hal ini karena nosel yang didesain haruslah terbebas dari terjadinya gelombang kejut di dalam nosel.

### 3.1.1 Gelombang Kejut

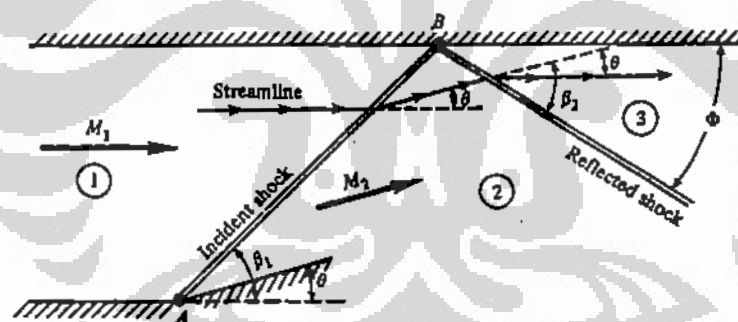
Gelombang kejut hanya terjadi pada daerah supersonik ( $M > 1$ ). Adanya partikel (obstacle) dalam fluida, merupakan gangguan bagi molekul-molekul fluida yang berbenturan dengan permukaan benda. Gangguan ini diteruskan ke molekul-molekul lain yang berdekatan dan berbenturan dengan molekul sebelumnya. Jika benda bergerak dengan kecepatan subsonik ( $M < 1$ ) relatif terhadap fluida,  $V_\infty < a$ , informasi gangguan yang berbenturan dengan permukaan benda kepada molekul lain dapat dilakukan dengan sempurna, sehingga molekul fluida yang berada jauh dapat melakukan penyesuaian dengan kehadiran benda pengganggu tersebut. Namun jika benda bergerak dengan kecepatan supersonik, relatif terhadap fluida  $V_\infty > a$ , molekul fluida yang berbenturan dengan permukaan benda tidak sempat menyampaikan informasi gangguan kepada molekul yang jauh. Akibatnya molekul tersebut cenderung membentuk gelombang kejut di depan permukaan benda (lihat gambar 3.2).



Gambar 3.2. Perbandingan garis alir (streamline) antara subsonik dan supersonik

Gelombang kejut menyebabkan properti fluida tidak kontinyu, antara bagian upstream dan downstream gelombang kejut. Oleh karena itu relasi dibentuk untuk mendapatkan properti setelah gelombang kejut terjadi. Gelombang kejut yang banyak terjadi di alam adalah yang disebut *oblique shock waves*. Hal mana terjadi karena adanya gangguan bidang miring dengan sudut tertentu.

Bila pada bagian atas dari gambar 3.2, diberikan sebuah solid boundary (dinding batas), aliran yang berbatasan dengan dinding harus paralel terhadap dinding. Pada gambar 3.3, aliran pada daerah 1 dengan bilangan Mach,  $M_1$ , dibelokkan dengan sudut  $\theta$  pada titik A. ini membentuk *oblique shock wave* yang mengenai dinding atas pada titik B. Pada daerah 2 dibelakang terjadinya shock (incident shock), garis alirnya membentuk sudut  $\theta$  terhadap dinding atas. Pada titik B, aliran merupakan tangen terhadap dinding, yang memantulkan aliran ke bawah dengan sudut  $\theta$ , hal ini hanya dapat terjadi oleh gelombang kejut kedua, dimulai pada titik B dengan kekuatan yang cukup untuk membelokkan aliran melalui sudut  $\theta$ , dengan bilangan Mach,  $M_2$ . Kejut kedua ini dinamakan kejut refleksi, kekuatannya ditentukan oleh  $M_2$  dan  $\theta$ , sehingga diperoleh properti pada daerah 3. karena  $M_2 < M_1$ , gelombang kejut refleksi lebih lemah dari pada incident shock, dan sudut yang terbentuk dengan dinding atas,  $\Phi$ , tidak sama dengan  $\beta_1$ .

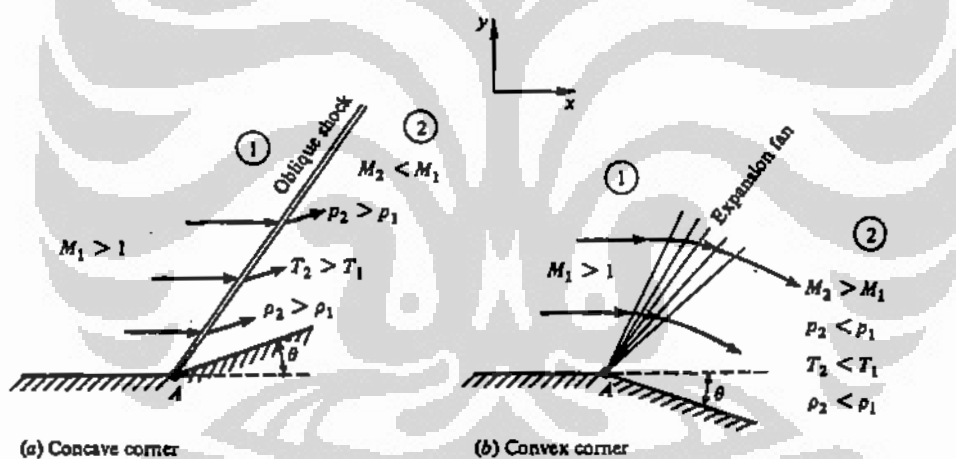


Gambar 3.3. Refleksi regular dari sebuah solid-boundary.

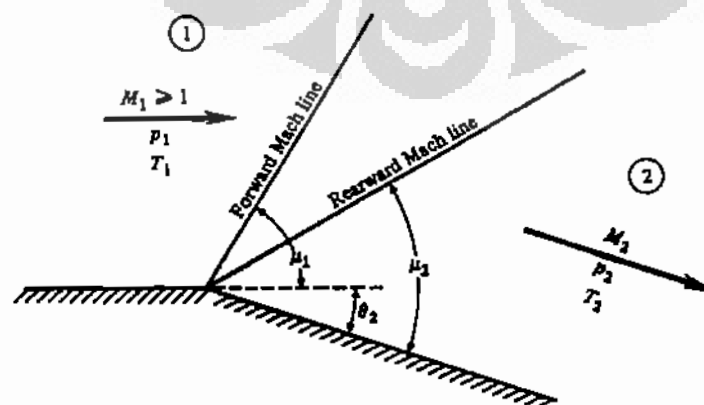
### 3.1.2 Gelombang Ekspansi

Jika sebuah aliran supersonik dibelokkan ke arah keluar (turn away) dari arah asalnya, maka akan terbentuk sebuah gelombang ekspansi. Hal ini merupakan kebalikan bila aliran tersebut dibelokkan ke arah dalam (turn in), yang akan menghasilkan gelombang kejut (shock wave). Gelombang ekspansi merupakan antitesis dari gelombang kejut. Aspek kualitatif dari aliran melalui gelombang ekspansi menurut Anderson [2003], adalah sebagai berikut:

1.  $M_2 > M_1$ , berarti bahwa belokan ekspansi meningkatkan bilangan Mach aliran.
2.  $p_2/p_1 < 1$ ,  $\rho_2/\rho_1 < 1$ ,  $T_2/T_1 < 1$ . Tekanan, densitas dan temperatur menurun setelah melewati sebuah gelombang ekspansi.
3. Kipas ekspansi merupakan sebuah daerah ekspansi kontinyu, tersusun dari sejumlah gelombang Mach tak terhingga, yang dibatasi oleh  $\mu_1$  pada bagian upstream dan  $\mu_2$  pada bagian downstream, dimana  $\mu_1 = \arcsin(1/M_1)$  dan  $\mu_2 = \arcsin(1/M_2)$ .
4. Garis arus (streamline) yang melalui sebuah gelombang ekspansi merupakan garis kurva mulus.
5. Bila ekspansi melalui sebuah rangkaian gelombang Mach yang kontinyu, dan  $ds = 0$  untuk tiap gelombang Mach, ekspansinya adalah isentropik.



Gambar 3.4. Aliran supersonik pada sebuah belokan.



Gambar 3.5. Ekspansi Prandtl-Meyer.



Gelombang ekspansi yang berasal dari sebuah belokan tajam (seperti pada gambar di atas) disebut sebagai kipas ekspansi terpusat. Teori aliran supersonik pada sekitar belokan dinamakan dengan gelombang ekspansi Prandtl-Meyer.

Menurut teori Prandtl-Meyer, sudut gelombang Mach yang terbentuk, diberikan oleh:

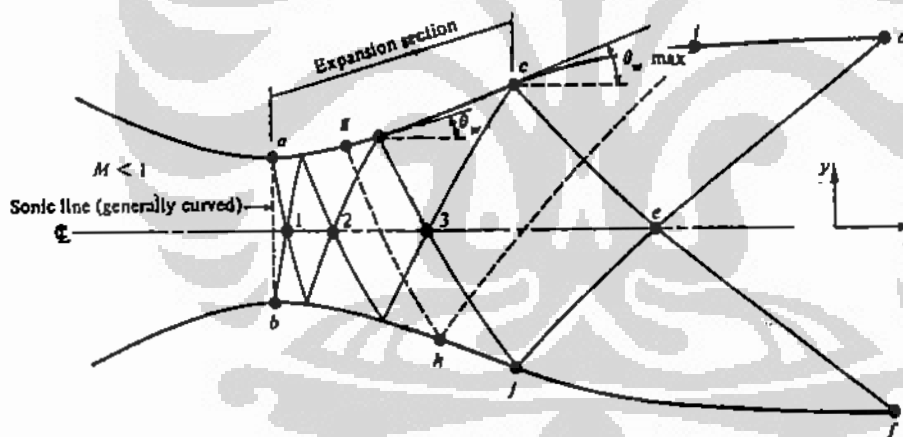
$$\mu = \sin^{-1} \frac{1}{M}, \text{ atau } \tan \mu = \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad (3.1)$$

Persamaan diferensialnya diberikan oleh:

$$d\theta = \sqrt{M^2 - 1} \frac{dV}{V} \quad (3.2)$$

Fungsi Prandtl-Meyer, disimbolkan oleh  $\nu$  sebagai fungsi bilangan Mach adalah:

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (3.3)$$



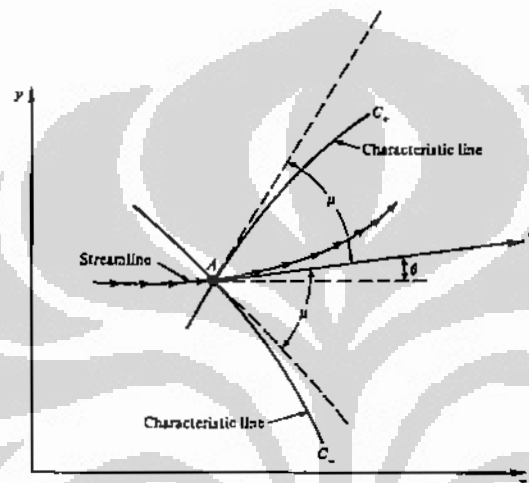
Gambar 3.6. Garis alir Mach dan karakteristik.

### 3.2 PERSAMAAN KOMPATIBILITAS (Planar 2-Dimensi dan Axis-simetri 2D)

Persamaan kompatibilitas untuk nosel planar 2-Dimensional dalam metoda karakteristik dinyatakan sebagai [Jihad, 2008]:

$$\left( \frac{dy}{dx} \right)_{char} = \tan(\theta \mp \mu) \quad (3.4)$$

Secara grafis disajikan pada gambar 3.7, di mana streamline dari aliran membentuk sudut  $\theta$  dengan sumbu  $x$ . Persamaan (3.4) terdiri atas dua karakteristik yang melewati titik A, satu membentuk sudut  $\mu$  di atas streamline, dan yang lain membentuk sudut  $\mu$  di bawah streamline. Dengan demikian garis karakteristik merupakan garis Mach. Karakteristik yang diberikan oleh  $\theta + \mu$  dinamakan karakteristik  $C_+$  atau left-running characteristic, sedangkan  $\theta - \mu$  dinamakan karakteristik  $C_-$ , yang merupakan right-running characteristic.



Gambar 3.7. Ilustrasi garis karakteristik left dan right.

Persamaan yang menyatakan variasi properti aliran sepanjang garis-garis karakteristik, disebut persamaan kompatibilitas. Persamaan kompatibilitas menghubungkan besaran kecepatan dengan arah sepanjang garis karakteristik. Persamaan ini dinyatakan dengan:

$$d\theta = \mp \sqrt{M^2 - 1} \frac{dV}{V} \quad (3.5)$$

Mengandung dua persamaan:

$$d\theta = -\sqrt{M^2 - 1} \frac{dV}{V} \quad \text{untuk karakteristik } C_- \quad (3.6a)$$

$$d\theta = +\sqrt{M^2 - 1} \frac{dV}{V} \quad \text{untuk karakteristik } C_+ \quad (3.6b)$$

Persamaan (9) dapat dituliskan menggunakan fungsi aliran Prandtl-Meyer ( $v(M)$ ), sehingga persamaan kompatibilitasnya menjadi:

$$\theta + v(M) = \text{const} = K_- \text{ untuk karakteristik } C_- \quad (3.7a)$$

$$\theta - v(M) = \text{const} = K_+ \text{ untuk karakteristik } C_+ \quad (3.7b)$$

Sedangkan persamaan kompatibilitas untuk desain nosel axis-simetri menggunakan MOC adalah:

$$\left[ \frac{dr}{dx} \right]_{char} = \tan(\theta \mp \mu) \quad (3.8)$$

$$d(\theta + v) = \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1} - \cot \theta} \frac{dr}{r} \text{ (untuk karakteristik } C_-) \quad (3.9a)$$

$$d(\theta + v) = -\frac{1}{\sqrt{M^2 - 1} + \cot \theta} \frac{dr}{r} \text{ (untuk karakteristik } C_+) \quad (3.9b)$$

Persamaan (3.8) dapat dipecah menjadi dua, persamaan karakteristik  $C_-$  and  $C_+$ , yang dapat dituliskan,

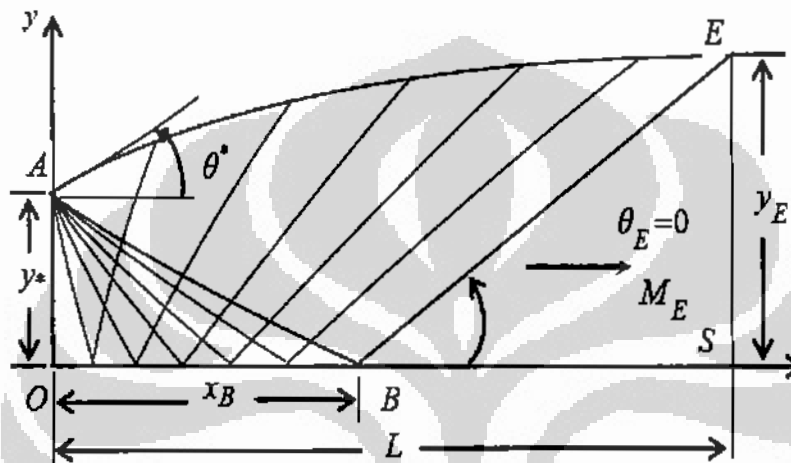
$$\left[ \frac{dr}{dx} \right]_{C_-} = \tan(\theta - \mu) \quad (3.8a)$$

$$\left[ \frac{dr}{dx} \right]_{C_+} = \tan(\theta + \mu) \quad (3.8b)$$

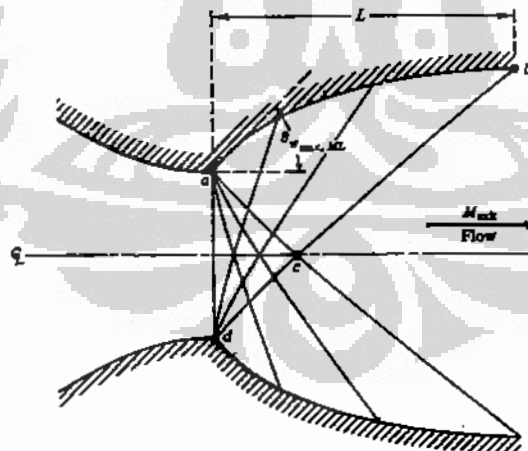
### 3.3 MINIMUM LENGTH NOZZLE (MLN)

*Minimum Length Nozzle* dengan ekspansi terpusat dapat memberikan panjang minimal dibandingkan dengan tipe lain yang ada [Zebiche, 2006]. Dua kategori untuk nosel tipe ini didasarkan pada garis sonik. Jika garis sonik dianggap sebagai garis lurus, dinding pada throat menghasilkan gelombang ekspansi divergen dan terpusat. Bila garis soniknya berbentuk kurva, aliran dalam nosel tidak berupa garis-garis mach yang terpusat.

Gambar 3.8, menggambarkan sebuah nosel MLN dengan garis sonik lurus. Aliran antara throat OA dan aliran uniform sesudahnya (downstream) terdiri atas dua region. Area OAB disebut sebagai region Kernel, merupakan daerah gelombang non-simple. Region transisi ABE adalah region dengan gelombang simple yang solusinya dapat diperoleh secara analitis. Region segitiga BSE merupakan daerah aliran uniform dengan kecepatan Mach keluar ME.



Gambar 3.8. Medan alir pada divergen nosel tipe bel.



Gambar 3.9. Nosel dengan sudut throat tajam.

Pada penelitian ini, nosel MLN yang diaplikasikan menggunakan asumsi sonik garis lurus. Penentuan kontur bagian divergen diperoleh menggunakan metoda karakteristik. Guna memudahkan penggambaran dan perolehan hasil yang

cepat, maka dibuatlah sebuah program menggunakan software Mathcad®. Dengan masukan berupa nisbah panas spesifik, tetapan gas, kecepatan Mach keluaran serta jumlah garis karakteristik, akan diperoleh grafik kontur divergen serta kordinatnya.

### 3.2.1 Relasi Mekanika Fluida

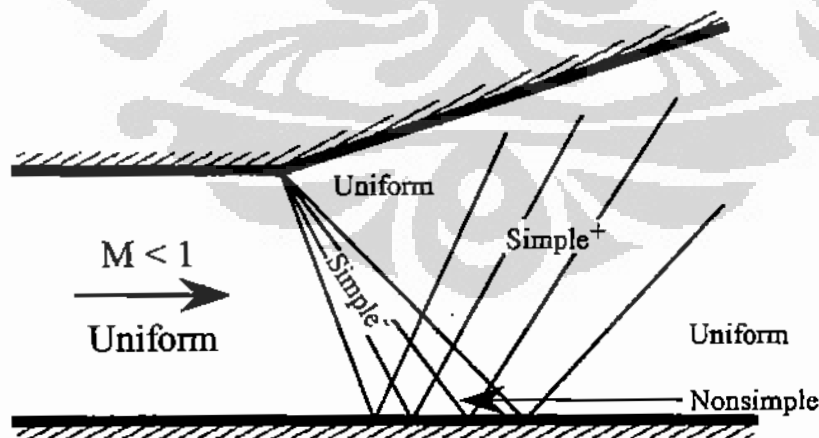
Relasi mekanika fluida dihasilkan dari konservasi masa, momentum dan energi. Informasinya diberikan oleh gelombang Mach dari boundary ke dalam aliran. Persamaan (3.10) adalah gelombang Mach positif,  $C^+$ , beda antara sudut aliran dan sudut Prandtl-Meyer adalah konstan. Serupa dengan itu,  $C^-$ , jumlah sudut aliran dan sudut Prandtl-Meyer adalah konstan. Kedua persamaan ini dikenal dengan "Riemann invariant".

$$K^+ = \theta - \nu = \text{konstan} \quad (3.10)$$

$$K^- = \theta + \nu = \text{konstan} \quad (3.11)$$

Solusi persamaan (3.10) dan (3.11) dapat dibuat dalam bentuk yang lebih sederhana,

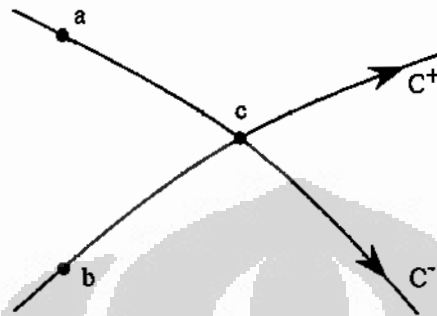
$$K^\pm = \text{konstan pada } C^\pm \quad (3.12)$$



Gambar 3.10. Daerah Karakteristik.

Empat daerah karakteristik; uniform, simple<sup>-</sup>, simple<sup>+</sup>, dan nonsimple sebagaimana diperlihatkan pada gambar tersebut di atas. Unit proses merupakan

rangkaian proses komputasi yang menyelesaikan metoda karakteristik pada daerah-daerah tersebut. Karakteristik  $C^+$  dan  $C^-$  berpotongan dalam aliran sebagaimana diperlihatkan pada gambar 3.10.



Gambar 3.11. Perpotongan karakteristik.

Jika semua besaran aliran pada titik  $a$  dan  $b$  diketahui, maka besaran pada titik  $c$  dapat diketahui menggunakan persamaan berikut.

$$\theta_c = \frac{1}{2}(K_c^- + K_c^+) \quad (3.13)$$

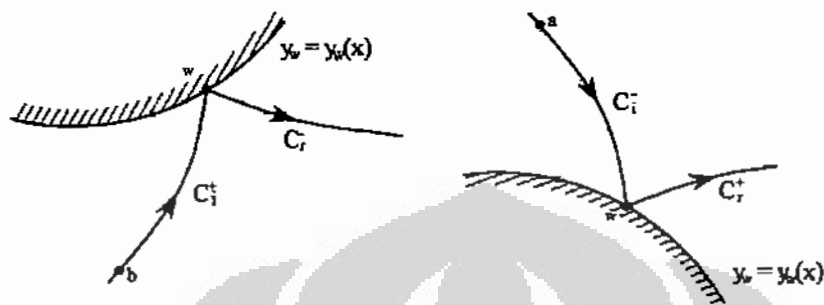
$$v_c = \frac{1}{2}(K_c^- - K_c^+) \quad (3.14)$$

Bilangan Mach pada titik  $c$  dapat diperoleh dari relasi Prandtl-Meyer jika  $v$  diketahui. Nisbah statik terhadap stagnasi pada titik  $c$  dihitung menggunakan relasi isentropik. Bila kondisi stagnasi pada bagian upstream diketahui, besaran statik setempat dengan mudah diperoleh karena aliran menjadi homentropik. Untuk menghitung sudut refleksi karakteristik,  $\theta \pm \mu$  untuk  $C_r^\pm$ , sudut Mach,  $\mu$ , harus ditentukan terlebih dahulu menggunakan relasi (3.1),

Pertemuan karakteristik dengan dinding diperlihatkan pada gambar 3.12. Gambar 3.12a, merepresentasikan refleksi karakteristik  $C^-$  dari dinding bawah. Hal yang sama, refleksi dari karakteristik  $C^+$  dari dinding bagian atas, diperlihatkan pada gambar 3.12b. Dengan mengasumsikan bentuk dinding dan Rieman invariant pada masing-masing karakteristik diketahui, sudut aliran adalah sama dengan sudut dinding karena aliran pada dinding merupakan tangen terhadap dinding. Pada dinding bagian bawah dan atas, Rieman invariant pada karakteristik memenuhi persamaan berikut.

$$K_i^- = K_w^- = \theta_w + \nu_w \quad (3.15a)$$

$$K_i^+ = K_w^+ = \theta_w + \nu_w \quad (3.15b)$$



a. Refleksi pada dinding bawah. b. Refleksi pada dinding atas.

Gambar 3.12. Titik refleksi pada dinding.

Dengan demikian  $\nu_w$  pada dinding dapat diperoleh menggunakan persamaan,

$$\nu_w = K_i^- - \theta_w \quad (3.16a)$$

$$\nu_w = \theta_w - K_i^+ \quad (3.16b)$$

Setelah  $\nu_w$  diketahui, refleksi Riemann invariant diberikan oleh persamaan (11) dan (12) berikut ini.

$$K_r^+ = 2\theta_w - K_i^- \quad (3.17a)$$

$$K_r^- = 2\theta_w - K_i^+ \quad (3.17b)$$

### 3.2.2 Geometri Aliran

Kunci untuk menentukan kordinat mencakup geometri simple dari aliran. Kemiringan dari  $C^+$  dan  $C^-$  pada tiap titik adalah,

$$\frac{dy}{dx} = \tan(\theta + \mu) \quad (3.18a)$$

$$\frac{dy}{dx} = \tan(\theta - \mu) \quad (3.18b)$$

Dengan menggunakan asumsi segmen garis lurus antara tiap grid sebagaimana tampak pada gambar 3.13, kemiringan dari dua buah karakteristik ditentukan dari kemiringan rata-rata pada titik akhir,

$$S_{ac} = \tan\left(\frac{1}{2}((\theta - \mu)_a + (\theta - \mu)_c)\right) \quad (3.19)$$

$$S_{bc} = \tan\left(\frac{1}{2}((\theta + \mu)_b + (\theta + \mu)_c)\right) \quad (3.20)$$

Dengan demikian kemiringan dan lokasi titik **a** dan **b** diketahui, persamaan untuk koordinat  $x$  dan  $y$  dari titik **c** adalah:

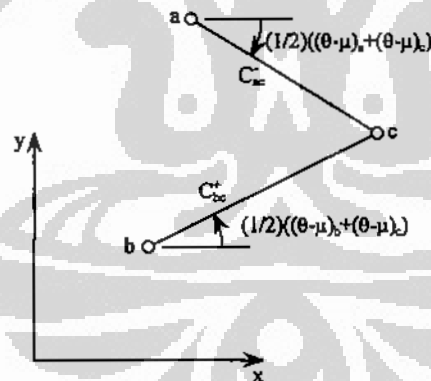
$$y_c = y_a + S_{ac}(x_c - x_a) \quad (3.21)$$

$$x_c = \frac{y_a - y_b + S_{bc}x_b - S_{ac}x_a}{S_{bc} - S_{ac}} \quad (3.22)$$

Proses yang sama digunakan untuk menentukan titik pada dinding menggunakan perpotongan dinding dan karakteristik. Bentuk dinding dapat dinyatakan sebagai:

$$y_w = y_w(x) \quad (3.23)$$

Persamaan dari dinding bagian bawah dan karakteristik yang diketahui,  $C_i^-$ , yang melalui sebuah titik yang diketahui **a**, diberikan oleh persamaan (3.24a) dan (3.24b).



Gambar 3.13. Lokasi dari titik perpotongan.

$$y_w = y_w(x_w) \quad (3.24a)$$

$$y_w = y_a + S_{aw}(x_w - x_a) \quad (3.24b)$$

Persamaan untuk dinding bagian atas dan karakteristik yang diketahui,  $C_i^+$ , yang melalui sebuah titik yang diketahui **b** diberikan oleh:



$$y_w = y_w(x_w) \quad (3.25a)$$

$$y_w = y_b + S_{\theta w}(x_w - x_b) \quad (3.25b)$$

Persamaan-persamaan tersebut digunakan untuk menentukan kordinat perpotongan karakteristik. Ini melengkapi solusi besaran-besaran aliran dan lokasi titik interior dan dinding.

### 3.3 PROGRAM DESAIN NOSEL

Metoda karakteristik yang diutarakan di atas, diimplementasikan untuk nosel panjang minimal (MLN) untuk menentukan geometri bagian divergen. Garis tengah atau sumbu nosel diperlakukan sebagai dinding bawah dengan sudut dinding sama dengan nol. Dinding nosel itu sendiri diperlakukan sebagai dinding atas dengan sebuah bentuk di mana gelombang tak direfleksikan.

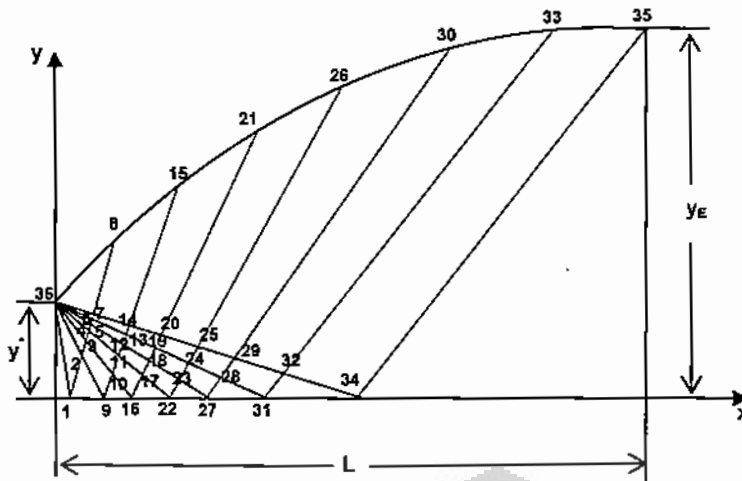
Sebagai input program adalah; nisbah panas spesifik, konstanta gas, bilangan Mach desain atau bilangan Mach pada keluaran, jumlah karakteristik, serta kordinat awal  $x$  dan  $y$ . Kordinat awal  $x$  dan  $y$  adalah  $(0,1)$  yang dimulai pada throat nosel.

#### 3.3.1 Indeks dan Karakteristik

Jumlah karakteristik yang,  $C^*$ , yang mengenai sumbu dan terpantul menuju dinding atas menyatakan ekspansi mula. Perpotongan karakteristik dengan sumbu, dinding atas, dan yang lainnya harus diberi indeks. Metoda yang digunakan untuk memberi indeks pada sumbu ( $cp$ ) dan titik pada dinding ( $wp$ ), menggunakan persamaan (3.26), dan digambarkan sebagaimana gambar 3.14.

$$wp = b + [nc - (iw - 1)] \quad (3.26)$$

$$cp = e + 1 \quad (3.27)$$



Gambar 3.14. Pemberian indeks pada perpotongan karakteristik.

Perpotongan pertama antara gelombang pertama dan sumbu diberi indeks pertama. Subrutin pertama,  $nd$ , menggunakan persamaan tersebut untuk membentuk array,  $cw$ , yang berisi indeks pada sumbu dan dinding atas.

```

nd(nc) :=
  nd1,1 ← 1
  for iw ∈ 1..nc
    nd2,iw ← nd1,iw + [nc - (iw - 1)]
    nd1,iw+1 ← nd2,iw + 1
  cw ← submatrix(nd, 1, 2, 1, nc)
cw := nd(nc)

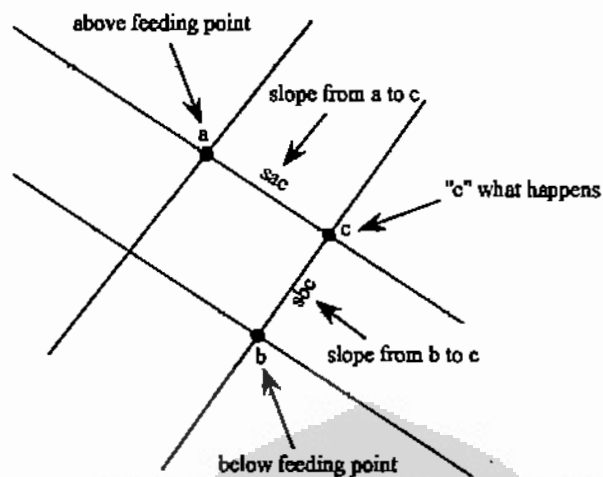
```

Loop berikutnya,  $wave$ , dengan output  $wpt$ , adalah sebuah array dari  $C$  yang melalui tiap indeks. Perpotongan karakteristik dengan refleksinya diberi indeks dengan skema titik umpan. Dua buah indeks sebagai umpan untuk indeks berikutnya, misalnya titik  $a$  dan  $b$  sebagaimana terlihat pada gambar 3.15.

Pada program ini, sebagaimana diilustrasikan pada gambar 3.15,  $fa$  dan  $fb$  menyatakan titik umpan  $a$  dan  $b$ , yang menghasilkan  $c$ . Dua buah relasi sederhana dibentuk untuk memberikan titik-titik umpan dan diimplementasikan dalam loop  $feed\_a$  dan  $feed\_b$ , yang memberikan output  $fa$  dan  $fb$ .

$$fa = c - [nc - (iw - 2)] \quad (3.28)$$

$$fb = c - 1 \quad (3.29)$$



Gambar 3.15. Titik umpan.

### 3.3.2 Besaran Aliran

Setelah semua titik diberi indeks, nilai awal untuk  $\theta$  dan  $v$  didefinisikan menggunakan relasi Prandtl-Meyer. Skemanya dimulai dari **b**, diteruskan hingga **e**, masing-masing gelombang digunakan dengan bantuan persamaan (3.2) untuk mendapatkan Riemann invariant negatif untuk semua titik dalam subrutin *Km\_ns*, dengan output *Kmd*. Hal yang sama, *Kpd*, dengan output *Kpd*, dihitung menggunakan Riemann invariant positif untuk semua titik yang berhubungan dengan persamaan (3.1).

Bila Riemann invariant dapat diidentifikasi,  $\theta$  dan  $v$  dihitung secara terpisah untuk titik pada sumbu, interior dan dinding. Dalam loop sumbu,  $\theta$  diset nol dan  $v$  adalah  $K^+$ , sesuai persamaan (3.13) pada output *cl*. Menggunakan sebuah metoda seperti yang digunakan pada *Km\_ns* dan *Kpd*, persamaan (3.10) dan (3.11) diimplementasikan pada subrutin bagian interior dengan output *nl*. Nilai  $\theta$  dan  $v$  pada dinding diperoleh dari perhitungan dan subrutin sebelumnya. Loop dinding, dengan output *wll*, menempatkan semua nilai-nilai ini bersamaan dalam sebuah rangkaian. Menggunakan fungsi Prandtl-Meyer, bilangan Mach diperoleh berdasarkan hubungannya dengan nilai  $v$ . Kemudian persamaan (3.12) diaplikasikan untuk mendapatkan sudut  $\mu$ . Dan pada akhirnya, semua nilai  $\theta$  dan  $\mu$  ditempatkan pada satu array guna memudahkan akses.

### 3.3.3 Menentukan Kordinat Indeks

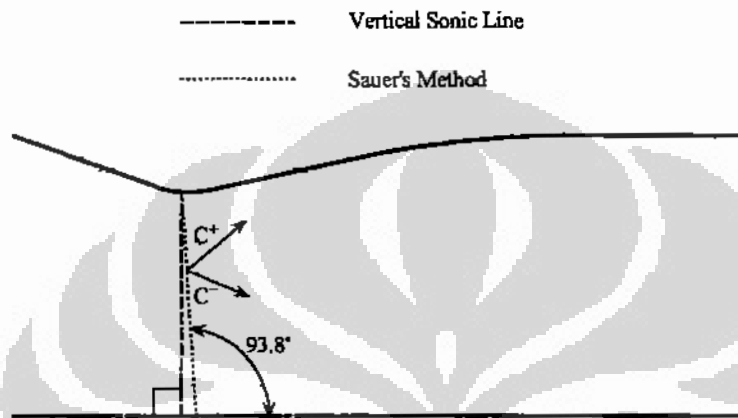
Kemiringan karakteristik untuk masing-masing box ditentukan sebagai kemiringan rata-rata pada titik-titik umpan. Kemiringan ini diberi indeks sesuai dengan rangkaian bentuk indeksnya. Dalam subrutin *slope\_ac*, persamaan (3.19) digunakan untuk mendapatkan kemiringan dari titik **a** ke titik **c** pada semua titik dengan output *Sac*. Kemiringan pada karakteristik mula didefinisikan pertama kali, kemudian titik interior dan sumbu. Akhirnya kemiringan titik pada dinding dapat diperoleh. Demikian pula halnya, kemiringan dari titik **b** ke titik **c** ditentukan dari persamaan (3.20) dalam loop *slope\_bc* dengan output *Sbc*. Untuk loop ini, semua kemiringan titik interior dan dinding didefinisikan menggunakan satu skema. Karena tidak ada titik dibawah sumbu untuk geometri ini, *Sbc* diset nol untuk titik-titik sumbu.

Bila kemiringan pada semua titik telah didefinisikan, kordinat  $x$  dan  $y$  diperoleh. Titik pertama pada karakteristik pertama diberi label dalam subrutin *crdl*. kemudian dalam subrutin yang sama, kordinat untuk karakteristik pertama ditentukan secara terpisah menggunakan persamaan (3.21) dan (3.22), output diberikan dalam satu array, *xvi*. Pada loop berikutnya, *coord*, kordinat sumbu diperoleh menggunakan persamaan (3.24a) dengan  $y_w$  diset nol. Kordinat selanjutnya, titik interior dan dinding merupakan output  $xy$ , dengan kordinat sumbu menggunakan skema yang sesuai melalui masing-masing karakteristik secara terpisah menggunakan persamaan (3.21) dan (3.22).

#### 3.3.3.1 Garis Nilai Awal

Metoda karakteristik memerlukan sebuah garis yang memberikan nilai awal sebagai permulaan. Pada program ini, garis nilai awal diasumsikan sebagai garis lurus pada  $M = 1$ , yang merupakan garis sonik. Garis ini dipilih berdasarkan metoda Sauer (1947), yang didasarkan pada persamaan gangguan aliran potensial transonik. Berdasarkan metoda ini, maka garis sonik tidak lagi berupa garis lurus, tetapi hampir membentuk kurva pada throat, dimana kecepatan vertikalnya adalah nol. Kurva ini berada pada garis nilai awal.

Analisis ini diaplikasikan pada geometri yang akan didesain sebagaimana terlihat pada gambar 3.16. Garis nilai awal menurut Sauer, hampir vertikal, hampir membentuk kurva tegak, di mana bilangan Mach bervariasi antara 1 pada bagian atas dan 1,027 pada sumbu. Karena garis nilai awal menurut metoda Sauer dapat dianggap sebagai garis lurus, maka garis ini akan digunakan sebagai garis nilai awal.



Gambar 3.16. Metoda Sauer untuk garis Mach.

## BAB 4

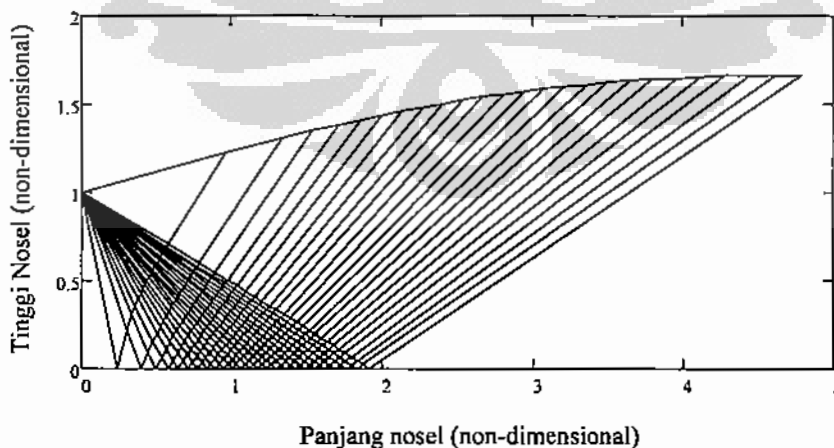
### VERIFIKASI DESAIN NOSEL DAN DESAIN INSTRUMEN UJI

#### 4.1 DESAIN NOSEL PLANAR 2-DIMENSI

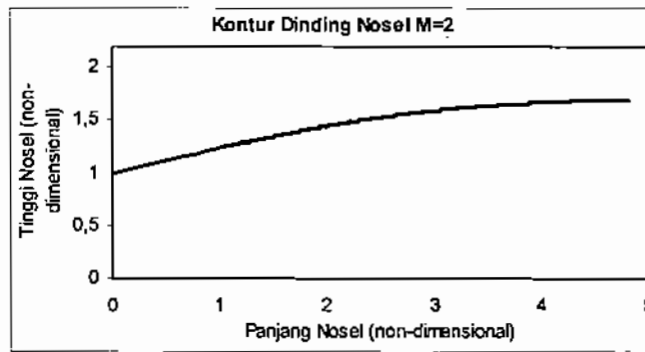
##### 4.1.1 Verifikasi Desain Nosel Planar 2-Dimensi

Dari hasil pemrograman MathCad<sup>®</sup>, dihasilkan kordinat pembentuk kontur divergen nosel non-dimensional untuk kecepatan  $M_e = 2$ . Garis-garis yang nampak adalah garis karakteristik yang digunakan membentuk kontur dinding nosel tersebut (gambar 4.1) [Jihad, Priadi, Soemardi dan Siradj, *Desain*, 2008 dan Jihad, Priadi, Soemardi dan Siradj, *Perbandingan*, 2008]. Titik kordinat x,y dan besaran aliran ditabulasikan pada tabel 4.1. Pada gambar tersebut digunakan jumlah garis karakteristk sebanyak 25 buah. Semakin banyak jumlah garis yang diaplikasikan, maka hasilnya akan semakin akurat, Tabel 4.4 menyatakan hal itu.

Plot kordinat x dan y hasil simulasi disajikan pada gambar 4.2. Sebagai ilustrasi gambar 4.3 memberikan gambaran mengenai perbandingan kontur dinding pada tiga bilangan Mach yang berbeda, sedangkan gambar 4.4 merupakan distribusi bilangan Mach pada dinding nosel. Gambar 4.5 merupakan plot titik pada dinding nosel berupa bilangan Mach yang terbentuk berdasarkan jumlah garis karakteristik.



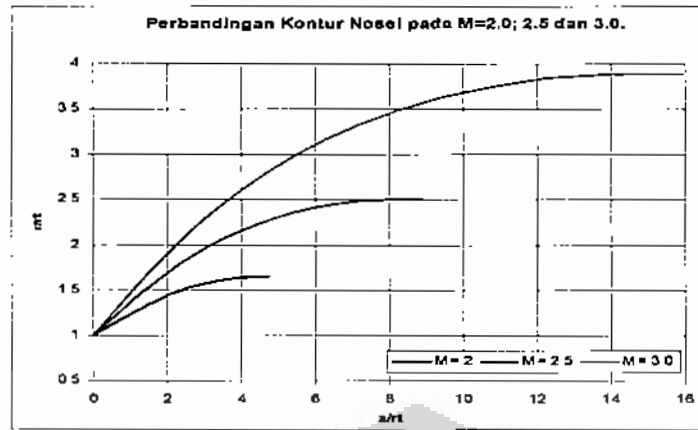
Gambar 4.1. Output program berupa garis karakteristik pada bagian divergen nosel MLN dengan  $M_e = 2$ .



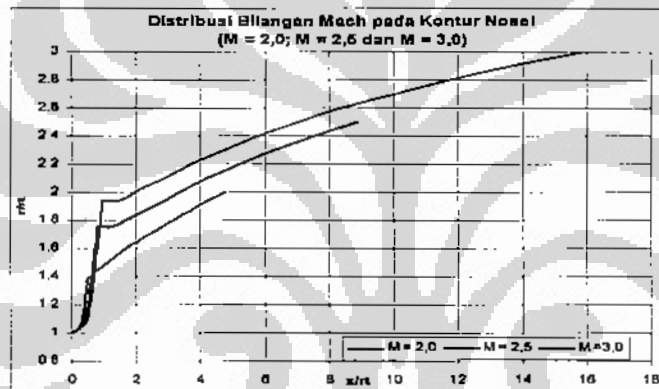
Gambar 4.2. Plot koordinat x,y yang diperoleh dari simulasi membentuk dinding divergen nosel MLN dengan  $M_e = 2$ .

Tabel 4.1. Besaran aliran dan Kordinatnya pada  $M_e = 2$ .

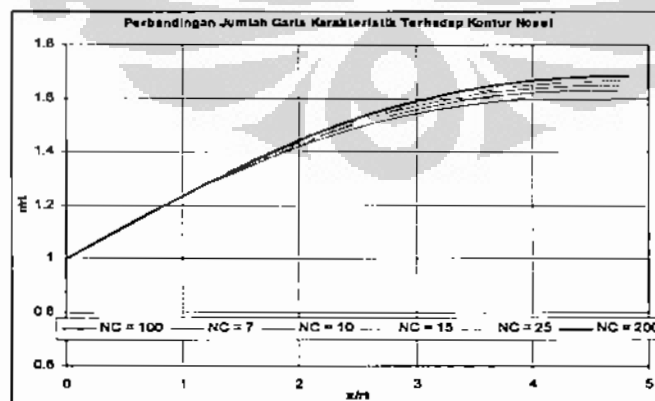
Indeks	$K^+$ ( $\theta - v$ )	$K^-$ ( $\theta + v$ )	$\theta$ $\frac{1}{2}(K^+ - K^-)$	$v$ $\frac{1}{2}(K^+ + K^-)$	M	$\mu$	x	y
36	-	-	-	-	-	-	0	1
1	0	0.380	0.190	0.190	1.026	76.976	0.235	0
2	0	4.713	2.357	2.357	1.149	60.505	0.378	0.392
3	0	9.046	4.523	4.523	1.238	53.863	0.435	0.494
4	0	13.380	6.690	6.690	1.319	49.308	0.478	0.561
5	0	17.713	8.857	8.857	1.395	45.775	0.514	0.614
6	0	22.046	11.023	11.023	1.470	42.865	0.548	0.660
7	0	26.380	13.190	13.190	1.544	40.381	0.579	0.703
8	0	26.380	13.190	13.190	1.544	40.381	0.965	1.226
9	-4.713	4.713	0	4.713	1.246	53.405	0.644	0
10	-4.713	9.046	2.167	6.880	1.326	48.966	0.753	0.140
11	-4.713	13.380	4.333	9.046	1.402	45.499	0.835	0.240
12	-4.713	17.713	6.500	11.213	1.476	42.633	0.906	0.323
13	-4.713	22.046	8.667	13.380	1.550	40.179	0.972	0.398
14	-4.713	26.380	10.833	15.546	1.623	38.029	1.033	0.469
15	-4.713	26.380	10.833	15.546	1.623	38.029	1.841	1.394
16	-9.046	9.046	0	9.046	1.402	45.499	0.877	0
17	-9.046	13.380	2.167	11.213	1.476	42.633	0.991	0.105
18	-9.046	17.713	4.333	13.380	1.550	40.179	1.083	0.195
19	-9.046	22.046	6.500	15.546	1.623	38.029	1.167	0.278
20	-9.046	26.380	8.667	17.713	1.697	36.113	1.248	0.358
21	-9.046	26.380	8.667	17.713	1.697	36.113	2.374	1.475
22	-13.380	13.380	0	13.380	1.550	40.179	1.115	0
23	-13.380	17.713	2.167	15.546	1.623	38.026	1.225	0.093
24	-13.380	22.046	4.333	17.713	1.697	36.113	1.327	0.180
25	-13.380	26.380	6.500	19.880	1.771	34.382	1.426	0.265
26	-13.380	26.380	6.500	19.880	1.771	34.382	2.893	1.534
27	-17.713	17.713	0	17.713	1.697	36.113	1.352	0
28	-17.713	22.046	2.167	19.880	1.771	34.382	1.473	0.089
29	-17.713	26.380	4.333	22.046	1.846	32.802	1.59	0.177
30	-17.713	26.380	4.333	22.046	1.846	32.802	3.437	1.575
31	-22.046	22.046	0	22.046	1.846	32.802	1.612	0
32	-22.046	26.380	2.167	24.213	1.922	31.348	1.749	0.090
33	-22.046	26.380	2.167	24.213	1.922	31.348	4.026	1.598
34	-26.380	26.380	0	26.380	2.000	30.000	1.907	0
35	-26.380	26.380	0	26.380	2.000	30.000	4.674	1.598



Gambar 4.3. Perbandingan Kontur nosel untuk tiga bilangan Mach ( $M = 2,0$ ;  $2,5$  dan  $3,0$ ).



Gambar 4.4. Perbandingan distribusi bilangan Mach pada kontur nosel untuk tiga bilangan Mach ( $M = 2,0$ ;  $2,5$  dan  $3,0$ ).



Gambar 4.5. Perbandingan Jumlah garis karakteristik (NC) terhadap kontur nosel pada bilangan Mach = 2.



Banyaknya jumlah garis karakteristik yang digunakan berpengaruh terhadap ketelitian diperolehnya nilai nisbah ekspansi seperti diperlihatkan pada tabel 4.2. demikian halnya terhadap besar kordinat x yang terbentuk. Dari tabel 4.3, terlihat bahwa nilainya konstan pada NC=400 dan NC=500.

Tabel 4.2 Nisbah ekspansi terhadap jumlah garis karakteristik

$M_d$	$A_d/A_1$ (MOC)							$A_d/A_1$ (teoritis)*
	N=7	N=25	N=100	N=200	N=300	N=400	N=500	
M=2	1,598	1,665	1,682	1,685	1,686	1,686	1,687	1,687

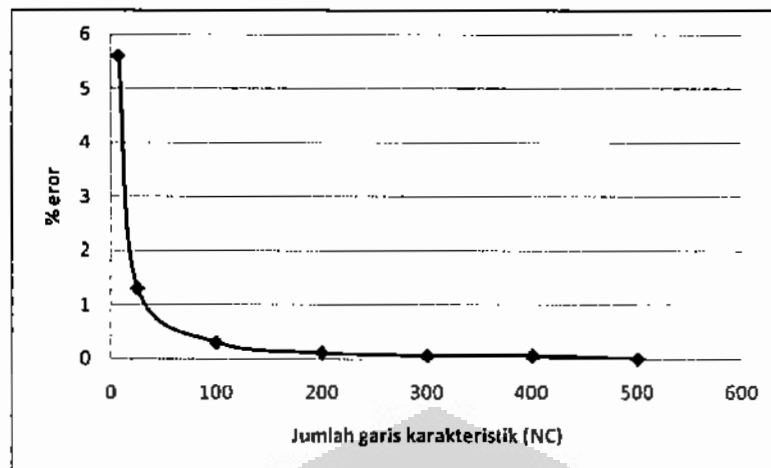
Tabel 4.3. Panjang nosel terhadap garis karakteristik

$M_d$	Panjang Bagian Divergen (Non-dimensional)						
	N=7	N=25	N=100	N=200	N=300	N=400	N=500
M = 2	4,674	4,791	4,821	4,826	4,828	4,829	4,829

Nilai eror program dihitung berdasarkan nisbah ekspansi untuk  $M=2$  adalah  $\epsilon = 1,687$ . Dari tabel 4.4 terlihat bahwa semakin banyak jumlah garis karakteristik yang digunakan dalam membentuk kontur nosel, maka nilai eror yang terjadi menurun menjadi nol pada NC=500. Gambar 4.6 memperlihatkan gambaran deviasi yang terjadi karena perbedaan aplikasi jumlah garis karakteristik yang diaplikasikan pada program. Dengan memperhatikan nilai deviasi yang cukup kecil tersebut, maka program yang dibangun dapat dikatakan cukup akurat sehingga desain nosel dapat dilanjutkan ke tahap berikutnya.

Tabel 4.4. Nilai eror berdasarkan jumlah garis karakteristik,  $M=2$

NC	Nisbah Ekspansi	% Eror
7	1,598	5,6
25	1,665	1,3
100	1,682	0,30
200	1,685	0,11
300	1,686	0,06
400	1,686	0,06
500	1,687	0



Gambar 4.6. Deviasi hasil program terhadap jumlah garis krakteristik (NC).

Guna menjamin bahwa hasil desain telah sesuai, maka perlu dilakukan verifikasi lain terhadap hasil simulasi. Sebagai pembanding digunakan desain nosel dengan  $M_e = 2.4$ , Anderson (2001), hal. 402, tabel 11.1).

Tabel 4.5. Besaran aliran pada  $M_e = 2.4$  (Anderson, 2001)

Indeks	$K^+$ ( $\theta - \nu$ )	$K^-$ ( $\theta + \nu$ )	$\theta$ $\frac{1}{2}(K^- - K^+)$	$\nu$ $\frac{1}{2}(K^- + K^+)$	M	$\mu$
1	0	0.75	0.375	0.375	1.04	74.1
2	0	6.75	3.375	3.375	1.19	57.2
3	0	12.75	6.375	6.375	1.31	49.8
4	0	18.75	9.375	9.375	1.41	45.2
5	0	24.75	12.375	12.375	1.52	41.1
6	0	30.75	15.375	15.375	1.62	38.1
7	0	36.75	18.375	18.375	1.72	35.6
8	0	36.75	18.375	18.375	1.72	35.6
9	-6.75	6.75	0	6.75	1.32	49.3
10	-6.75	12.75	3	9.75	1.43	44.4
11	-6.75	18.75	6	12.75	1.53	40.8
12	-6.75	24.75	9	15.75	1.63	37.8
13	-6.75	30.75	12	18.75	1.73	35.3
14	-6.75	36.75	15	21.75	1.84	32.9
15	-6.75	36.75	0	21.75	1.84	32.9
16	-12.75	12.75	3	12.75	1.53	40.8
17	-12.75	18.75	6	15.75	1.63	37.8
18	-12.75	24.75	9	18.75	1.73	35.3
19	-12.75	30.75	12	21.75	1.84	32.9
20	-12.75	36.75	12	24.75	1.94	31.0
21	-12.75	36.75	0	24.75	1.94	29.2
22	-18.75	18.75	3	18.75	1.73	29.2
23	-18.75	24.75	6	21.75	1.84	32.9
24	-18.75	30.75	9	24.75	1.94	31.0
25	-18.75	36.75	9	27.75	2.05	29.2
26	-18.75	36.75	0	27.75	2.05	29.2

Tabel 4.5. Lanjutan ...

27	-24.75	24.75	3	24.75	1.94	31.0
28	-24.75	30.75	6	27.75	2.05	29.2
29	-24.75	36.75	6	30.75	2.16	27.6
30	-24.75	36.75	6	30.75	2.16	27.6
31	-30.75	30.75	0	30.75	2.16	27.6
32	-30.75	36.75	3	33.75	2.28	26.0
33	-30.75	36.75	3	33.75	2.28	26.0
34	-36.75	36.75	0	36.75	2.4	24.6
35	-36.75	36.75	0	36.75	2.4	24.6

Tabel 4.6. Besaran aliran pada  $M_e = 2.4$  (Hasil Simulasi).

Indeks	$K^+$ ( $\theta - \nu$ )	$K^-$ ( $\theta + \nu$ )	$\theta$ $\frac{1}{2}(K^+ - K^-)$	$\nu$ $\frac{1}{2}(K^+ + K^-)$	M	$\mu$	x	y
36	-	-	-	-	-	-	0.000	1.000
1	0	0.747	0.373	0.373	1.042	73.732	0.299	0
2	0	6.747	3.373	3.373	1.192	56.995	0.458	0.379
3	0	12.747	6.373	6.373	1.307	49.896	0.530	0.496
4	0	18.747	9.373	9.373	1.413	45.034	0.587	0.579
5	0	24.747	12.373	12.373	1.516	41.276	0.638	0.648
6	0	30.747	15.373	15.373	1.617	38.192	0.685	0.712
7	0	36.747	18.373	18.373	1.719	35.568	0.730	0.774
8	0	36.747	18.373	18.373	1.719	35.568	1.180	1.392
9	-6.747	6.747	0	6.747	1.321	49.205	0.760	0
10	-6.747	12.747	3.000	9.747	1.426	44.518	0.900	0.157
11	-6.747	18.747	6.000	12.747	1.529	40.861	1.012	0.278
12	-6.747	24.747	9.000	15.747	1.630	37.844	1.113	0.386
13	-6.747	30.747	12.000	18.747	1.732	35.266	1.209	0.489
14	-6.747	36.747	15.000	21.747	1.835	33.013	1.303	0.592
15	-6.747	36.747	15.000	21.747	1.835	33.013	2.290	1.689
16	-12.747	12.747	0	12.747	1.529	40.861	1.080	0
17	-12.747	18.747	3.000	15.747	1.630	37.844	1.228	0.128
18	-12.747	24.747	6.000	18.747	1.732	35.266	1.364	0.246
19	-12.747	30.747	9.000	21.747	1.835	33.013	1.495	0.364
20	-12.747	36.747	12.000	24.747	1.941	31.007	1.627	0.484
21	-12.747	36.747	12.000	24.747	1.941	31.007	3.105	1.830
22	-18.747	18.747	0	18.747	1.732	35.266	1.410	0
23	-18.747	24.747	3.000	21.747	1.835	33.013	1.581	0.123
24	-18.747	30.747	6.000	24.747	1.941	31.007	1.750	0.247
25	-18.747	36.747	9.000	27.747	2.050	29.197	1.921	0.379
26	-18.747	36.747	9.000	27.747	2.050	29.197	3.983	2.002
27	-24.747	24.747	0	24.747	1.941	31.007	1.790	0
28	-24.747	30.747	3.000	27.747	2.050	29.197	1.998	0.128
29	-24.747	36.747	6.000	30.747	2.162	27.548	2.214	0.268
30	-24.747	36.747	6.000	30.747	2.162	27.548	4.988	2.107
31	-30.747	30.747	0	30.747	2.162	27.548	2.252	0
32	-30.747	36.747	3.000	33.747	2.279	26.030	2.518	0.143
33	-30.747	36.747	3.000	33.747	2.279	26.030	6.168	2.169
34	-36.747	36.747	0	36.747	2.4	24.624	2.841	0
35	-36.747	36.747	0	36.747	2.4	24.624	7.574	2.169

Hasil verifikasi memberikan kesimpulan bahwa desain nosel telah sesuai dan dapat digunakan dalam mendesain nosel MLN

#### 4.1.2 Pembentukan Nosel, Modifikasi dan Penomoran

Selanjutnya setelah bagian divergen diperoleh, maka harus disatukan dengan bagian konvergen, sehingga menjadi nosel yang utuh. Dumnov (2000), menyatakan bahwa memvariasikan kontur nosel supersonik, termasuk struktur pembentuk nosel (panjang dan nisbah ekspansi) dapat sangat mempengaruhi Isp, baik untuk kondisi vakum maupun pada *sea-level*. Prosedur desain bentuk kontur terdiri dua bagian:

- i) desain bentuk kontur nosel sebagai kurva yang disambungkan ke throat nozzle,
- ii) menentukan titik exit kontur nosel dan memilih panjang nosel dan nisbah ekspansi.

Diperoleh sebanyak 27 buah nosel dengan memvariasikan bagian jejari kurvatur throat. Walaupun nilainya dapat diambil sembarang, tetapi pada penelitian ini digunakan tiga buah nilai yang dianggap cukup mewakili, yaitu jejari kurvatur kecil (JPL 1), jejari kurvatur moderat (JPL 2 dan Rao) serta jejari kurvatur besar (ONERA). Gambar nosel beserta dimensinya secara lengkap diberikan Lampiran 1.

Bagian divergen nosel yang diperoleh di atas dihubungkan dengan bagian konvergen, dengan perantaraan bagian upstream nosel. Nosel inilah yang dinamakan nosel MLN. Hasil variasi desain nosel yang diperoleh dapat dijelaskan sebagai berikut (Tabel 4.7).

1. Nosel MLN. Khusus untuk nosel MLN hanya diberikan jejari upstream. Jejari yang diberikan mengikuti standar umum, yaitu JPL, Rao dan ONERA. ( $r_u = 0.682 r_t$ ,  $r_u = 1,5 r_t$  dan  $r_u = 2 r_t$ ). dengan demikian diperoleh 3 buah model nosel MLN (N\_9, N\_10/N\_11 dan N\_12). Nisbah ekspansi sebesar 1,687 untuk keluaran Mach = 2.
2. MLN Modifikasi 1, modifikasi untuk nosel MLN tersebut dengan menambahkan jejari kurvatur. Jejari kurvatur yang diberikan adalah  $r_c$

=  $0.682 r_t$ ;  $r_c = 1,5 r_t$  dan  $r_c = 2 r_d$ . dengan demikian diperoleh 3 buah model nosel MLN modifikasi dengan jejari kurvatur. Pemberian jejari kurvatur ini menyebabkan perubahan terhadap nisbah ekspansi ( $N_1$ ,  $N_2/N_3$  dan  $N_4$ ).

3. MLN Modifikasi II, untuk mempertahankan nisbah ekspansi yang sama dengan MLN yang riil, maka dilakukan pemotongan (*truncated*) pada bagian divergen. Pemotongan ini menyebabkan nisbah ekspansi kembali menjadi 1.687 ( $N_5$ ,  $N_6/N_7$  dan  $N_8$ ). Konsekuensi yang dihadapi akibat pemotongan ini adalah sudut bukaan akhir nosel tidak lagi nol tetapi membentuk sudut tertentu.
4. MLN Modifikasi III, modifikasi nosel MLN pada bagian ini dengan menambahkan jejari upstream dan jejari downstream yang berbeda. Diperoleh 4 buah model nosel, yaitu  $N_{13}$ ,  $N_{14}$ ,  $N_{15}$  dan  $N_{16}$ . Terjadi perubahan pada nilai nisbah ekspansi.
5. MLN Modifikasi IV, untuk mempertahankan nisbah ekspansi yang sama dengan nilai riil MLN, maka bagian divergen dilakukan pemotongan. Diperoleh 4 buah model nosel  $N_{17}$ ,  $N_{18}$ ,  $N_{19}$  dan  $N_{20}$ .
6. Nosel Pembanding I. Nosel kerucut dengan jejari kurvatur dengan nisbah ekspansi 1,687 diperoleh 3 buah model nosel, yaitu  $N_{21}$ ,  $N_{22}/N_{23}$  dan  $N_{24}$ .
7. Nosel Pembanding II, Nosel kerucut dengan jejari upstream dan jejari downstream berbeda, diperoleh 4 buah model nosel yaitu  $N_{25}$ ,  $N_{26}$ ,  $N_{27}$  dan  $N_{28}$ .
8. Nosel Pembanding III, nosel model bel ideal diidesain menggunakan cara Riise dengan hanya memberikan jejari upstream (sama dengan model MLN). Sudut mula diidesain sama dengan sudut mula MLN dengan nisbah ekspansi dipertahankan sebesar 1.687, diperoleh 3 buah model nosel,  $N_{29}$ ,  $N_{30}/N_{31}$  dan  $N_{32}$ .

Tabel 4.7. Penomeran Model Nosel

Jejari Upstream				
Nosel	$r_u = 0.682 r_t$	$r_u = 1,5 r_t$	$r_u = 1,5 r_t$	$r_u = 2 d_t$
MLN	N 9	N 10	N 11	N 12
Riise	N 29	N 30	N 31	N 32
Jejari Kurvatur				
Nosel	$r_c = 0.682 r_t$	$r_c = 1,5 r_t$	$r_c = 1,5 r_t$	$r_c = 2 d_t$
MLN M1	N 1	N 2	N 3	N 4
MLN M2	N 5	N 6	N 7	N 8
Kerucut 1	N 21	N 22	N 23	N 24
Jejari Upstream Downstream				
Nosel	$r_u = 0.682 r_t$ $r_d = 0.382 r_t$	$r_u = 1,5 r_t$ $r_d = 0.382 r_t$	$r_u = 1,5 r_t$ $r_d = 0.45 r_t$	$r_u = 2 d_t$ $r_d = 0.45 r_t$
MLN M3	N 13	N 14	N 15	N 16
MLN M4	N 17	N 18	N 19	N 20
Kerucut 2	N 25	N 26	N 27	N 28

Ket: warna grey merupakan nosel dengan dimensi yang sama.

### 4.1.3 Prediksi Gaya Dorong

Prediksi gaya dorong yang dihasilkan oleh nosel dapat diuraikan sebagai berikut. Fluida yang akan digunakan adalah udara dengan nisbah panas jenis,  $\gamma = 1,4$  dan tetapan gas universal  $R = 287 \text{ J}/(\text{Kg.K})$ . Untuk kecepatan desain  $M_d = 2$  dengan  $A_0/A_1 = 1.687$ , dari tabel isentropik untuk  $P = 7.825 \text{ atm}$  [Anderson, 2001], diperoleh:  $P_e/P_0 = 0.1278$ ; dan  $T_e/T_0 = 0,5556$

Untuk kondisi optimum, dimana  $P_0 = 1 \text{ atm}$ , maka diperoleh:

$$- P_e = 0.1278 \times 7.825 = 1.000035 \text{ atm}$$

$$- T_e = 0.5556 \times 300 \text{ K} = 166.68 \text{ K}$$

Kecepatan keluar yang dihasilkan nosel:

$$- V_e = M \sqrt{\gamma R T} \text{ diperoleh harga } V_e = 517.405 \text{ m/s}$$

$$- \rho_e = \frac{P_e}{R T} \text{ diperoleh harga } 2.0905 \text{ kg/m}^3$$

Dengan demikian, maka *mass flow rate* saat keluar nosel:

$$- \dot{m} = \rho_e V_e A_e = 2.0905 \times 517.34 \times 3.848 \cdot 10^{-3} \rightarrow 4.1616 \text{ Kg/s}$$

Dengan demikian gaya dorong yang dapat dihasilkan oleh nosel yang telah didesain adalah,

$$F = \dot{m} V_e = 4.1616 \times 517.405 \rightarrow 2153.2327 \text{ N (215.3233 Kg)}.$$

Bila  $A_c/A_1$  telah ditetapkan, dan besar tekanan chamber bervariasi, prediksi tekanan keluar nosel dihitung menggunakan persamaan berikut [Young, 1995],

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_1} = \frac{\left(\frac{P_c}{P_e}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right] \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)}} \quad (4.1)$$

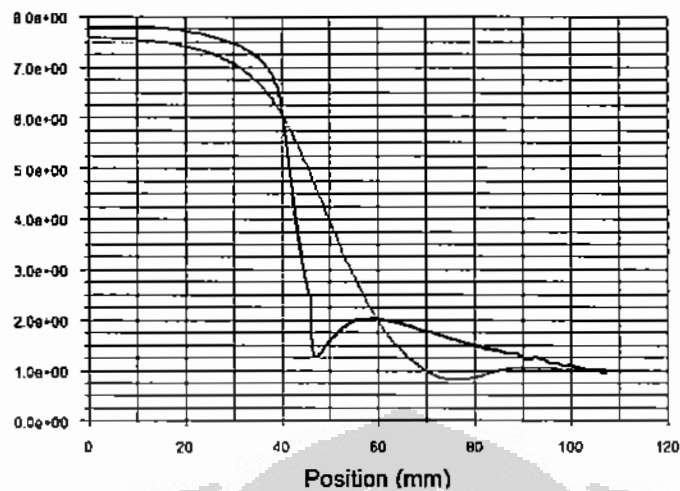
Dari persamaan ini, guna memenuhi kriteria Summerfield, bahwa separasi akan terjadi pada perbandingan  $P_c/P_a = 0,4$ , maka diperoleh nilai  $P_c \approx 3,13 \text{ atm}$ .

#### 4.1.4 Verifikasi dengan CFD

Persamaan-persamaan yang digunakan dalam mendesain nosel diturunkan dari asumsi aliran inviscid, dengan demikian verifikasi CFD juga dilakukan pada kondisi inviscid. Hasilnya diberikan pada Lampiran 2. Sebagai tolok ukurnya adalah pada kondisi desain optimal,  $NPR = 7,825$ .

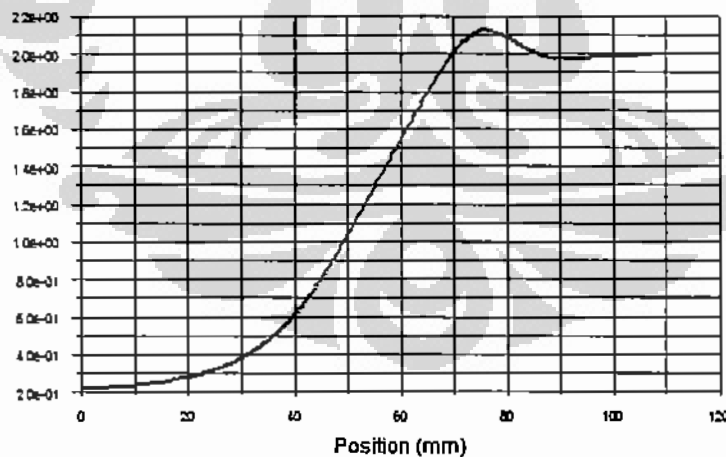
Dari hasil simulasi CFD, diperoleh kecepatan Mach keluar nosel antara 2.0339 pada nosel N\_1 dan 1.9793 pada nosel N\_28. Tekanan pada bagian exit nosel diperoleh terkecil pada 0.8999 atm pada nosel N\_4 dan terbesar 1.0359 atm pada nosel N\_28. Harga  $M_e$  dan  $P_e$  yang diperoleh bervariasi bergantung pada model noselnya.

Didasarkan pada hasil verifikasi literatur yang diikuti oleh verifikasi menggunakan CFD, maka desain nosel sudah tepat dan dapat dilanjutkan untuk dipabrikasi menjadi model nosel planar 2D pada instrumen uji. Plot grafik hasil simulasi sebagai dasar verifikasi adalah model nosel MLN (N\_9, N\_10/N\_11 dan N\_12).



Gambar 4.7. Distribusi tekanan (atm) Vs posisi pada dinding nosel (garis merah, biru dan hitam) serta distribusi tekanan pada seputar sumbu (hijau).

Dari grafik terlihat bahwa tekanan keluar nosel telah sesuai, yaitu berada pada sekitar 1 atm. Berikutnya melihat kecepatan keluar nosel yang ditunjukkan oleh grafik pada gambar 4.8. Grafik tersebut memperlihatkan bahwa bilangan Mach keluar nosel mencapai 2, dengan demikian dapat dikatakan bahwa desain nosel planar 2-Dimensi MLN yang dikembangkan telah benar dan dapat digunakan.

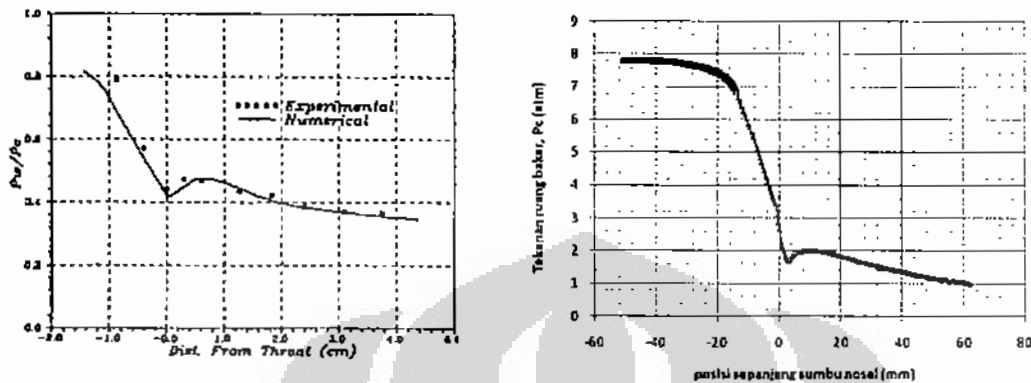


Gambar 4.8. Distribusi bilangan Mach Vs posisinya di seputar sumbu nosel.

Verifikasi selanjutnya adalah membandingkan hasil yang diperoleh dengan hasil yang dilakukan oleh peneliti lainnya. Gambar 4.9 memperlihatkan perbandingan hasil simulasi yang dilakukan dengan hasil penelitian yang



dilakukan oleh Gokhale dan Suresh (1997). Kedua bentuk grafik mempunyai kecenderungan yang sama.



a. Distribusi tekanan pada dinding untuk nosel 2D [diambil dari Gokhale dan Suresh, 1997].

b. distribusi tekanan pada dinding nosel (N\_14)

Gambar 4.8. Komparasi distribusi tekanan pada dinding nosel hasil simulasi.

Turunnya tekanan setelah throat mengindikasikan terjadinya aliran supersonik. Tekanan tersebut akan turun sampai titik terendahnya dan kemudian kembali lagi [Lam dan Liu, 1999].

## 4.2 DESAIN NOSEL AXIS-SIMETRI

Sebagai pembanding nosel planar 2-dimensi yang telah didesain, berikutnya dilakukan desain nosel 2-dimensi axis-simetri. Hal ini dilakukan sebagai komparasi perimeter yang diperoleh pada nosel planar 2-dimensi. Sebagaimana nosel planar 2-dimensi, model nosel axis-simetri ini juga didesain menggunakan Metoda Karakteristik. Desain bagian divergen nosel diperoleh dengan perangkat lunak Matlab<sup>(R)</sup> [Jihad, Priadi, Soemardi dan Siradj, 2009].

Solusi axis-simetri berbeda dengan model planar 2-dimensi karena memperhitungkan dimensi arah radial. Model planar 2-dimensi bila diputar pada sumbunya akan memberikan rasio ekspansi yang lebih besar daripada yang diharapkan, yang akan menghasilkan bilangan Mach yang lebih besar pula. Bura, Asykari dan Jihad, 2009, menggunakan kontur desain planar 2-dimensi yang dikoreksi menjadi bentuk nosel axis-simetri agar rasio ekspansi yang diperoleh

tetap. Hasil yang diperoleh berbeda dengan bilamana kontur nosel diperoleh dari perhitungan axis-simetri secara langsung.

#### 4.2.1 Verifikasi Hasil Simulasi

Akurasi model yang dihasilkan dilakukan sama seperti model nosel planar 2-dimensi, dimana bilangan Mach yang diharapkan dibandingkan dengan bilangan mach yang diperoleh dari program. Tabel 4.8 berikut ini menunjukkan persentasi perbedaan tersebut. Tabel 4.8 juga memperlihatkan bahwa program yang dibentuk lebih akurat bila perubahan sudut ekspansi Prandtl-Meyer semakin kecil/jumlah garis karakteristik semakin besar [Jihad, Priadi, soemardi dan Siradj, 2009].

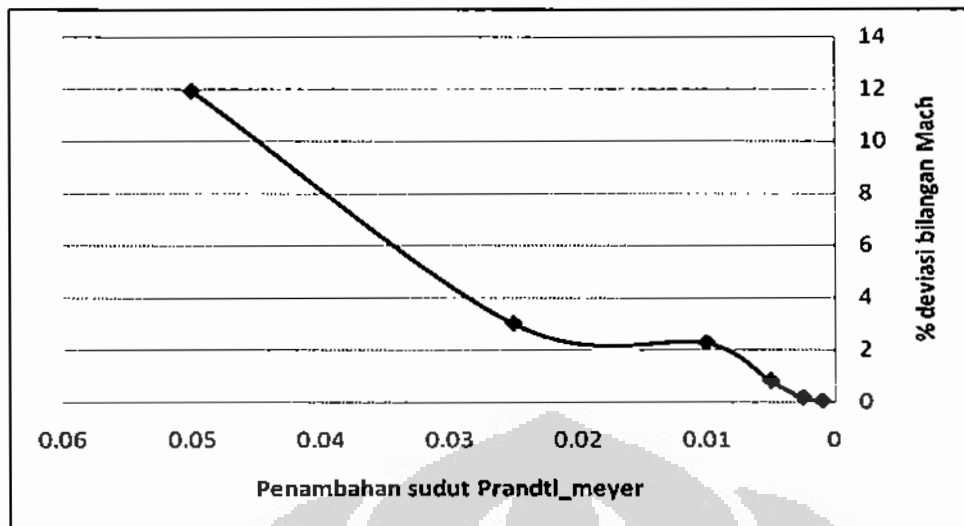
Karena persamaan yang digunakan didasarkan pada teori aliran isentropik, akurasi juga diuji oleh perhitungan rasio ekspansi ( $\epsilon=A_e/A_t$ ). Tabel 4.9 memperlihatkan perbedaan deviasi program antara rasio ekspansi program dibandingkan dengan teori.

Tabel 4.8 Komparasi deviasi antara program dan teori bilangan mach (M)

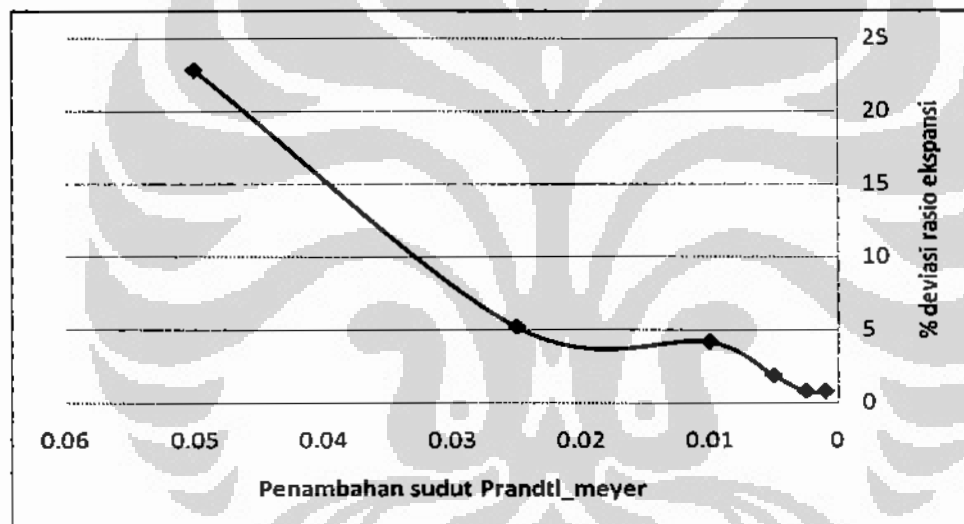
Prandtl-Meyer angle ( $\nu$ )/NC	$M_{desired}$	$M_{program}$	% error
$\Delta\nu = 0.05$ (NC=20)	2.0	2.23859	11.9295
$\Delta\nu = 0.025$ (NC=40)	2.0	2.06031	3.0155
$\Delta\nu = 0.01$ (NC=100)	2.0	2.04545	2.2725
$\Delta\nu = 0.005$ (NC=200)	2.0	2.01619	0.8095
$\Delta\nu = 0.0025$ (NC=400)	2.0	2.00346	0.173
$\Delta\nu = 0.001$ (NC=1000)	2.0	2.00055	0.0275

Tabel 4.9 Komparasi deviasi antara program dan teori ( $\epsilon=A_e/A_t$ )

Prandtl-Meyer angle ( $\nu$ )	$\epsilon_{theory}$	$\epsilon_{computer}$	% error
$\Delta\nu = 0.05$ (NC=20)	1.6875	2.07248	22.8136
$\Delta\nu = 0.025$ (NC=40)	1.6875	1.77512	5.1922
$\Delta\nu = 0.01$ (NC=100)	1.6875	1.75797	4.1760
$\Delta\nu = 0.005$ (NC=200)	1.6875	1.71863	1.8447
$\Delta\nu = 0.0025$ (NC=400)	1.6875	1.70022	0.7537
$\Delta\nu = 0.001$ (NC=1000)	1.6875	1.70034	0.7608



Gambar 4.9. % deviasi bilangan Mach vs sudut ekspansi Prandtl-Meyer



Gambar 4.10. % deviasi rasio ekspansi vs sudut ekspansi Prandtl-Meyer.

Setelah verifikasi dilakukan berikutnya dilakukan desain nosel axis-simetri. Pada model ini dilakukan desain sebanyak 12 buah desain nosel axis-simetri MLN dan 8 buah nosel anular. Penomoran model nosel untuk axis-simetri MLN mengikuti pola pada model nosel planar 2-dimensi. Pada model nosel ini jejari kurva ONERA ditiadakan, demikian juga model nosel kerucut.

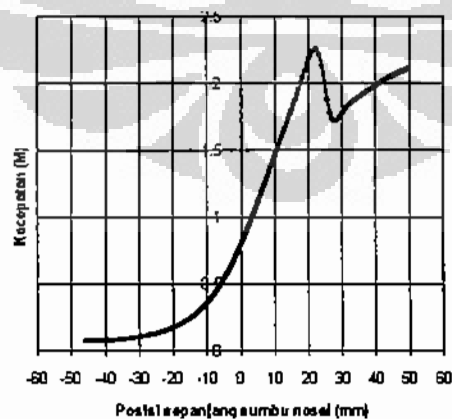
Perbedaan kedua model desain ini terletak pada bagian downstream, dimana bagian divergen nosel axis-simetri MLN dibentuk terlebih dahulu kemudian ditambahkan bagian upstream dan downstream. Sedangkan pada model nosel axis-simetri anular, jejari kurvatur throat pada bagian downstream langsung

disertakan pada program simulasi, dan hanya perlu ditambahkan bagian upstreamnya saja untuk membentuk nosel secara utuh.

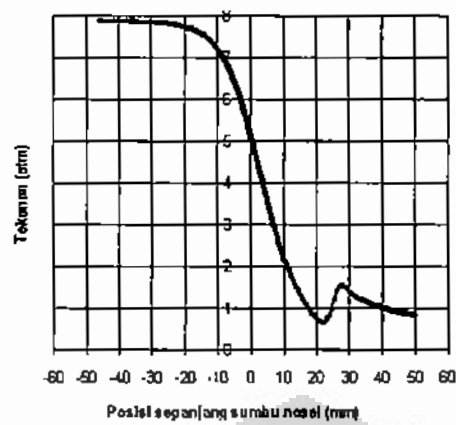
#### 4.2.2 Verifikasi Nosel Axis-simetri dengan CFD

Sebagaimana yang telah dilakukan pada nosel planar 2-dimensi, CFD digunakan untuk menguji hasil program nosel axis-simetri 2-dimensi yang terbentuk. Program CFD digunakan untuk mensimulasikan aliran untuk mendapatkan kontur bilangan Mach, tekanan dan temperatur, untuk mengevaluasi aliran di dalam nosel bebas dari shock dan bilangan Mach yang diharapkan tercapai. Bilangan Mach pada bagian keluar nosel dicek dengan kontur bilangan Mach yang diperoleh. Hasil yang diperoleh dibandingkan dengan bilangan Mach yang diperoleh dari program. Sedangkan kontur tekanan digunakan untuk memverifikasi bahwa aliran keluar nosel sama dengan asumsi desain yaitu 1 atm.

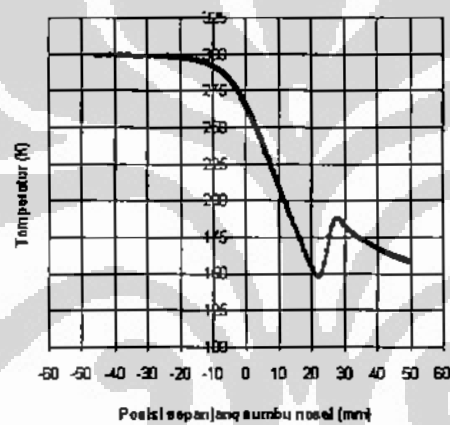
Gambar 4.12, 4.13 dan 4.14 berikut ini menyajikan salah satu dari hasil simulasi menggunakan CFD untuk nosel axi-simetri MLN (Axy-MLN\_1). Sedangkan gambar 4.15, 4.16 dan 4.17 menyajikan hasil simulasi CFD untuk nosel axis-simetri anular (Axy-2D\_1). Dari hasil simulasi tersebut, nampak bahwa nilai bilangan Mach, tekanan keluar nosel dan temperatur sesuai dengan yang diharapkan.



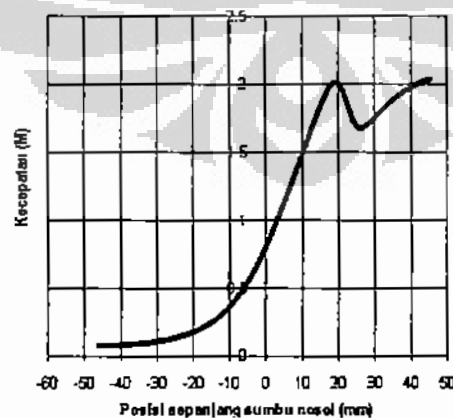
Gambar 4.11 Kontur bilangan Mach pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-MLN\_1).



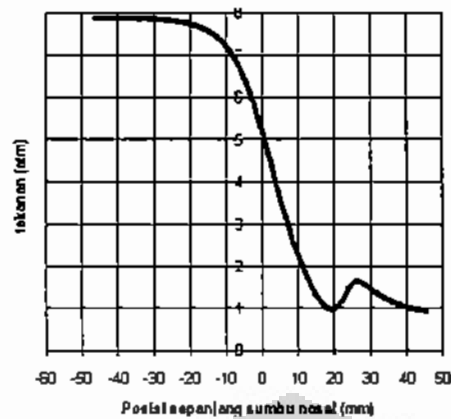
Gambar 4.12 Kontur tekanan pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-MLN\_1).



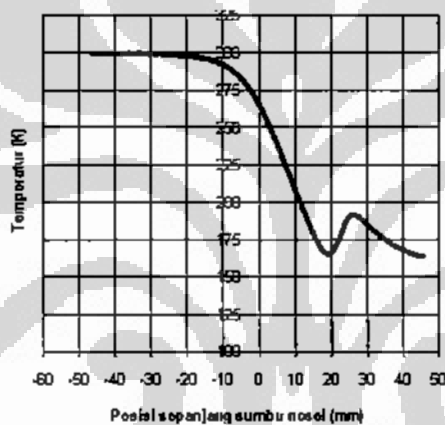
Gambar 4.13 Kontur temperatur pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-MLN\_1).



Gambar 4.14 Kontur bilangan Mach pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-2D\_1).



Gambar 4.15 Kontur tekanan pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-2D\_1).



Gambar 4.16 Kontur temperatur pada sumbu nosel vs posisi pada sumbu nosel (Axy-2D\_1).

Dengan memperhatikan gambar 4.11, 4.12, 4.14 dan 4.15 dimana bilangan Mach yang dihasilkan mendekati nilai Mach = 2, sedangkan tekanan keluar nosel mendekati nilai 1 atm, maka desain nosel axis-simetri tersebut dianggap tepat.

#### 4.3 DESAIN INSTRUMEN PENGUJIAN

Guna memvalidasi hasil rancangan nosel, telah dilakukan desain terowongan angin mini. BWT (Blowdown Wind Tunnel) yang dirancang ini akan digunakan untuk mendukung penelitian dan pengembangan untuk penelitian aliran inlet dalam nosel supersonik, serta aerodinamika permukaan. Semburan keluar dinosel dirancang pada kecepatan Mach 1,5 – 2,2, desain dioptimalkan pada kecepatan Mach 2. Desain dibuat sedemikian rupa sehingga dapat

ditingkatkan kemampuannya sesuai dengan kebutuhan. Diantaranya penambahan tangki penyimpanan udara atau dimodifikasi menjadi sistem *Atmospheric-entry Wind Tunnel* (AWT) atau High-enthalpy Wind Tunnel (HWT) dengan shock tube. Kedua sistem ini diperlukan untuk mendukung sistem penelitian nosel lainnya.

Tipe BWT terdiri atas tabung penyimpanan yang diisi dengan udara bertekanan dan sebuah nosel konvergen-divergen. BWT membutuhkan tekanan yang sangat tinggi pada bilangan Mach yang lebih besar. Terowongan dimulai ketika *gate valve* pada akhir tangki mulai dibuka, udara bertekanan dari tangki akan mengalir dan diekspansikan kedalam *plenum chamber*. Di *plenum chamber*, udara bertekanan akan mengalami penenangan (*settle down*), oleh karenanya bagian ini juga sering dinyatakan sebagai *settling chamber*, dimana udara mengalami penurunan kecepatan dan dipertahankan pada tekanan yang konstan. Setelah *plenum chamber* adalah nosel konvergen-divergen yang digunakan untuk mengakselerasikan aliran jet supersonik. Jet ini kemudian di turunkan kecepatannya melalui sebuah difuser dan dibuang ke atmosfer.

#### 4.3.1 Desain dan Konstruksi

##### 4.3.1.1 Sistem Suplai Udara

Suplai udara bertekanan tinggi diperoleh dari kompresor motor listrik 3-phase berdaya 3HP dengan tekanan maksimal  $18 \text{ Kg/cm}^2$  dan tekanan kerja sebesar  $16 \text{ Kg/cm}^2$ . Kompresor yang digunakan merk PUMA model TK30-160 dengan dua silinder. Udara dipompakan hingga 10.5 atm, yang merupakan batas maksimal kekuatan tangki penyimpanan.

##### 4.3.1.2 Air Dryer

Sebuah air-dryer digunakan untuk menghilangkan uap air dari udara yang disuplai. Sebelum masuk ke dalam air-dryer, udara terlebih dahulu difilter (dalam *air-filter*) untuk menghambat partikel dan uap air serta sebuah *oil-filter* untuk menghilangkan minyak (atau oli) yang mungkin terbawa oleh proses kompresi dalam kompresor. Setelah melewati *air-dryer*, udara kembali difilter oleh sebuah *air-filter* dan sebuah *oil-filter* sebelum masuk ke dalam tangki penyimpanan.

#### 4.3.1.3 Tangki Penyimpan



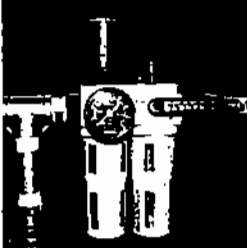






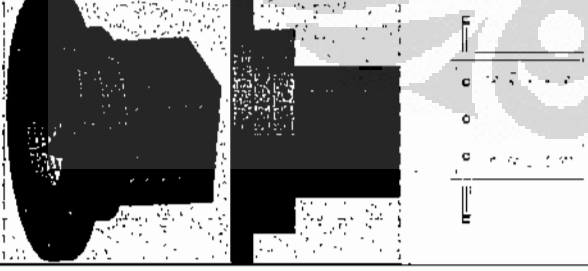

Udara yang keluar dari air dan oil filter kedua, selanjutnya masuk ke dalam tangki penyimpanan. Tangki mampu menyimpan udara kering sebesar  $2 \text{ m}^3$ , pada suhu hingga  $150^\circ \text{ C}$ . Pada tekanan  $10.5 \text{ Kg/cm}^2$  atau sekitar  $10,5 \text{ atm}$ . Tangki ini dilengkapi dengan *water-drain* dibagian bawah, dan vent-pressure dibagian atas untuk mencegah terjadinya *over-pressure*. Di bagian samping dilengkapi dengan sebuah pressure-gage dan sebuah valve.

#### 4.3.2 Komponen

Komponen-komponen yang digunakan dalam perancangan BWT ini dapat dilihat pada gambar 4.17. Pada gambar [a] kompresor 2-silinder digerakan oleh motor listrik, serta dilengkapi tabung penyimpan. Pada bagian ini dipasangkan regulator tekanan untuk menjaga agar kompresor dapat berhenti beroperasi pada tekanan maksimal  $10.5 \text{ Kg/cm}^2$  (terbaca) pada indikator). Gambar [b] dan [c] adalah pasangan filter udara dan filter oli, serta masing-masing dilengkapi oleh regulator tekanan. Kapasitas maksimal tekanan filter adalah  $16 \text{ Kg/cm}^2$ , sedangkan pada BWT ini diset pada tekanan  $10,5 \text{ Kg/cm}^2$ . Bila tekanan berlebih akan terbuang dibagian atas tabung, sehingga keamanan dapat terjaga.

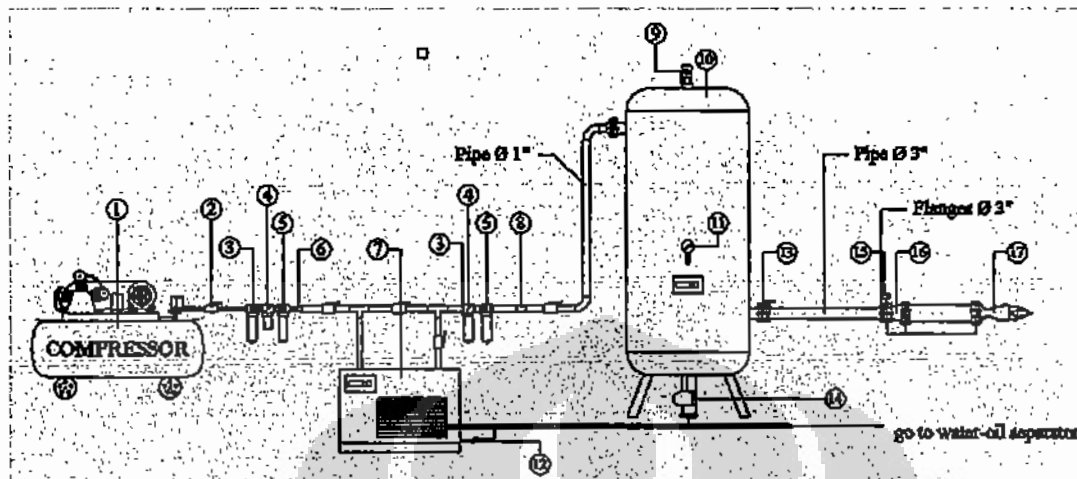
Tangki penyimpanan, gambar [d] berbentuk dome terdiri atas; dua buah lubang inlet dan outlet (3"); lubang *manhole* dibagian bawah depan; indikator tekanan [e] diset pada tekanan  $10,5 \text{ Kg/cm}^2$ . Udara yang masuk ke dalam tangki penyimpan, sebelumnya dikeringkan oleh air-dryer (gambar [g]). Udara yang keluar dari tangki dapat diatur dengan *gate valve* berupa *butterfly valve* [h] yang dapat diatur bukaanya untuk masuk ke dalam storage tube. Di ujung dari *storage tube* dipasangkan *screw valve* tipe *butterfly* [i], dimana setelahnya dipasangkan sebuah diffuser yang berguna untuk mengerem kecepatan udara yang masuk settling chamber. Udara yang masuk diatur sedemikian rupa pada tekanan *settling chamber* [j] yang diharapkan, menggunakan screw valve. Kondisi ini dapat dibaca pada *pressure transducer* yang dipasangkan pada settling chamber (plenum chamber). Bagian setting atau plenum chamber digunakan untuk menenangkan aliran sebelum masuk ke dalam model nosel yang diuji. Panjang bagian ini harus sedemikian rupa, sehingga pressure loss yang terjadi tidak berlebihan.



		
Indikator tekanan dan Kontrol Otomatis (diset pada 10 bar) [a]	Oil Filter dan Air Filter (untuk memfilter oli dan uap air yang keluar dari kompresor sebelum masuk air dryer) [b]	Pressure Regulator dan filter serta penempatannya setelah air-dryer) [c]
		
Tabung udara (2 m <sup>3</sup> ) [d]	Pressure indikator pada Tabung (diset pada 10.5 Atm) [f]	Air Dryer (untuk mengeringkan udara yang akan menuju tabung) [g]
		
Katup kupu-kupu yang dipasang tepat setelah tabung (Ø 3") [h]	Katup kupu-kupu yang dipasang sebelum memasuki difuser (Ø 3"). Diameter difuser (Ø 5") [i]	Settling/plenum chamber [j]
		
Desain nosel 2-D (k)		Nosel telah terpasang (l)

Gambar 4.17. Komponen pada Terowongan Angin.

Gambar (k) adalah desain nosel 2-D yang diperoleh dari hasil perhitungan yang telah dibuat. Sedangkan gambar (l) nosel 2-D telah terpasang dan siap untuk diamati. Instalasi terowongan angin secara lengkap disajikan pada gambar 4.18.



Ket:	
1. Kompresor 3-phase, 3HP.	9. Vent-valve.
2. Valve.	10. Tangki penyimpanan.
3. air-filter.	11. Pressure indikator tangki.
4. Regulator.	12. Water-oil separator.
5. Oil-filter.	13. Butterfly valve.
6. Diffuser adaptor ½" - ¾"	14. Water drain.
7. Air-dryer.	15. Butterfly valve (screw type).
8. Diffuser-Adaptor ¾" - 1".	16. Difuser 3"-5" (Plenum chamber).
	17. Nosel.

Gambar 4.18. Instalasi Terowongan Angin.

### 4.3.3 Run-time Instrumen Uji

Run time terowongan angin dihitung menggunakan persamaan (4.2), Pada persamaan ini, *run time* hanya merupakan fungsi dari kondisi *storage tank* dan penampang throat nosel.

$$t_{run} = \frac{0.03526 \cdot V_s \cdot \sqrt{T_{t2}} \cdot P_s'}{A \cdot T_2 \cdot P_{t2}} \cdot \left\{ 1 - \left( \frac{P_s'}{P_s} \right)^{\frac{1}{n}} \right\} \quad (4.2)$$

Persamaan ini memberikan estimasi yang cukup akurat untuk terowongan dengan run-time yang cukup lama. Untuk terowongan angin dengan *run time* yang lebih cepat, beberapa faktor tambahan harus ditambahkan [Matsumoto, 2000]. Proses awal dimulai ketika udara bertekanan memasuki *plenum chamber* sampai

posisi tekanan yang diinginkan. Masa udara efektif dapat dihitung dengan persamaan,

$$\rho U \cdot A t_{run} = \rho'_s V_s - \rho_s^f V_s - 2\rho_{o1} V_1 \quad (4.3)$$

Drop tekanan melalui katup dan difuser dinyatakan oleh  $(1 - \chi)$ , diasumsikan sekitar 40%, sehingga persamaan (4.2) menjadi:

$$t_{run} = \frac{0.03526 \sqrt{T_{t2}^i} \cdot P_s^i}{A^* T_2 \left( \frac{P_{t2}}{\chi} \right)} \left\{ V_s - \left( \frac{P_s^f}{P_s^i} \right) \left( \frac{\chi}{\chi} \right) (V_s + 2V_1) \right\} \quad (4.4)$$

Hodge dan Koenig (1995), memberikan rumusan dengan memasukkan variabel fluida yang digunakan,

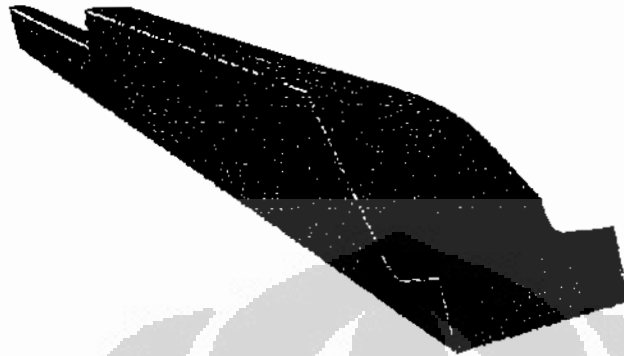
$$t = \frac{2V_s \left\{ \left[ \frac{P_{of}}{P_{oi}} \right]^{\frac{1-\gamma}{2\gamma}} - 1 \right\}}{(\gamma - 1) A^* \sqrt{\gamma R T_{oi}} \sqrt{\left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}}}} \quad (4.5)$$

Dengan menggunakan kondisi desain, dimana tekanan atmosfer 1 atm, penampang throat 6,4516 cm<sup>2</sup> (1 inci), kecepatan keluar nosel  $M_c = 2$ , tekanan tangki penyimpan 10,5 atm (154 psi) pada suhu 30°C (540 R). Pada nisbah ekspansi,  $\varepsilon = A_c/A_t = 1,687$  diperoleh nisbah tekanan  $P_{of}/P_o = 0.12780$ . Menggunakan persamaan (4.5) diperoleh *run time* sebesar 46,82 detik. Dengan mengambil drop tekanan sebesar 40%, maka *run time* sesungguhnya sebesar 28.092 detik.

#### 4.3.4 Simulasi 3D model BWT

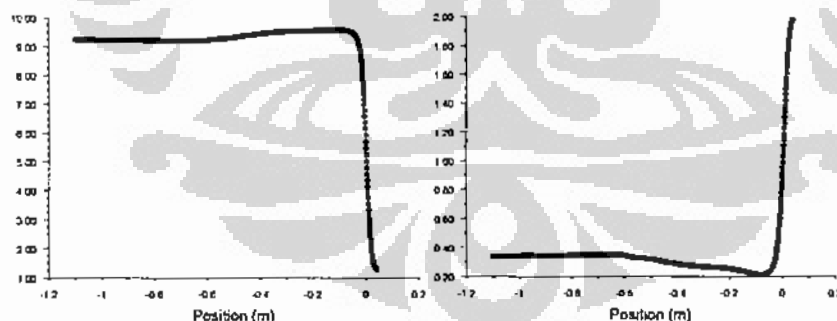
Untuk mengetahui kemampuan aliran masuk ke dalam saluran BWT, maka telah dilakukan simulasi 3-dimensi. Daerah yang disimulasikan mulai tabung setelah tangki, melewati difuser dan masuk ke dalam settling chamber. Sebuah nosel kerucut dipasangkan pada bagian ujung. Gambar pemodelan dan

gridnya diberikan oleh gambar 4.19. untuk memperoleh hasil yang akurat, jumlah grid dibuat sangat rapat, sehingga total mencapai 775.000 buah.



Gambar 4.19. Model simulasi 3D BWT.

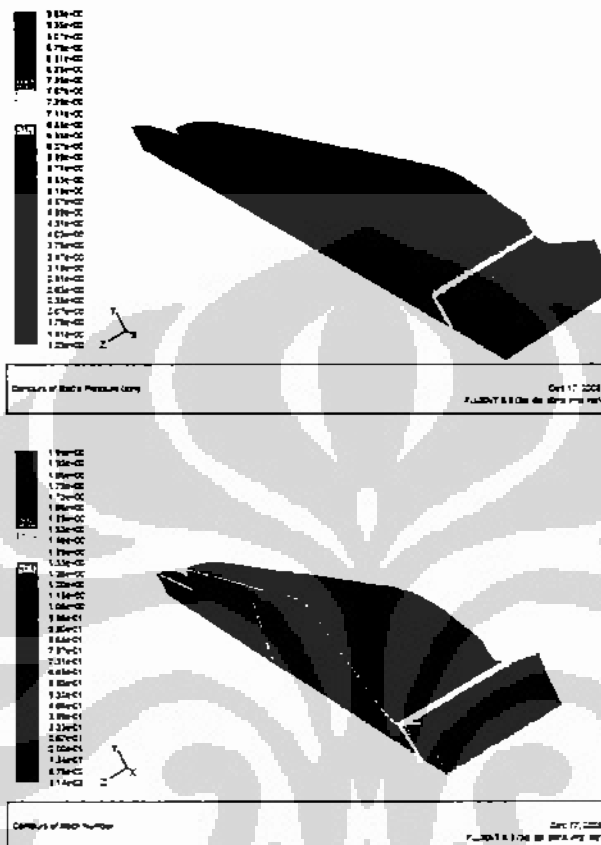
Simulasi dilakukan dengan memberikan tekanan sebesar 10 atm. Kecepatan masuk settling chamber cukup rendah, hal ini seperti yang diharapkan, selanjutnya tekanan dan kecepatan keluar nosel juga sudah tepat, dimana akan diperoleh tekanan diatas 1atm (karena nosel didesain untuk  $P_e = 1$  atm) dan kecepatan Mach = 2. Distribusi tekanan dan bilangan Mach sepanjang sumbu model adalah.



Gambar 4.20. Distribusi tekanan (kiri) dan distribusi kecepatan Mach pada sumbu (kanan).

Sedangkan kontur hasil simulasinya dpat dilihat pada gambar 4.21. Hasil simulasi 3-Dimensi ini cukup memberikan gambaran kemampuan BWT yang dirancang, tetapi belum menyertakan rugi-rugi. Diharapkan dengan pressure drop

yang diasumsikan, BWT ini masih mampu menghasilkan tekanan sesuai yang diperlukan.



Gambar 4.21. Kontur tekanan (atas) dan kecepatan (bawah) hasil simulasi.

#### 4.4 SISTEM IMAGING

Telah dilakukan pemilihan sistem imaging yang akan digunakan dalam pengujian. Dari 4 macam metoda yang ditelaah, yaitu interferometer, shadowgraph, cermin schlieren dan lensa schlieren menggunakan analisis Tekno-Ekonomi, maka bobot terbesar terletak pada sistem cermin schlieren. Dengan demikian sistem cermin schlieren yang akan dipergunakan dalam penelitian. Telah disiapkan cermin schlieren dengan diameter 6 inci, dengan demikian area yang dapat ditangkap  $\pm 10 \text{ cm}^2$ . dengan demikian maka model nosel yang dipabrikasi harus mempunyai area lebih kecil dari nilai itu.

Guna melengkapi sistem imaging tersebut, juga disiapkan *high speed camera* yang dapat menangkap obyek hingga 1200 fps.

Tabel 4.10. Sistem penilaian berdasarkan bobot kepentingan

No.	Karakteristik	Nilai ideal	Bobot	Perbandingan nilai			
				Shadowgraph	Interferometer	Schlieren	
						Lensa	Cermin
1.	Man.ability (a)	4	5	4	2	4	3
2.	Man.ability (b)	4	5	4	2	4	4
3.	Dimension	4	8	4	2	4	3
4.	Adaptability	4	9	4	2	4	4
5.	Image quality	4	10	1	4	3	3
6.	Environment	4	7	4	2	4	4
Total		24	44	21	14	23	21
Bobot x Nilai		176		146	108	166	153
Nilai Teknis		1		0.830	0.614	0.943	0.869
Nilai Ekonomis		1		1	10	1.2	1
Tekno-Ekonomis		1		0.830	0.061	0.786	0.869

[Jihad, Samosir, Soemardi, 2006]

#### 4.5 SIMULASI CFD

Domain komputasi meliputi bagian dalam nosel dan sisi luar nosel untuk mendapatkan pengaruh tekanan ambien. Densitas grid terbagi atas 5 region, yaitu daerah sekitar dinding yang dibuat sangat rapat, daerah sekitar upstream dan downstream nosel dan daerah jet-stream yang dibuat lebih rapat, kemudian daerah divergen juga dibuat agak rapat serta bagian konvergen yang dibuat lebih renggang.

Kondisi batas adalah: tekanan total dan temperatur total pada inlet nosel diset pada  $p_0 = NPR \times p_a$  dan  $T_t = T_a$ , dimana  $p_a$  adalah tekanan atmosfer (1 atm), dan  $T_a$  adalah suhu sekitar diset pada 300 K (27°C). kondisi batas no-slip diterapkan pada dinding nosel dan tekanan atmosfer pada 1 atm pada *farfield* serta udara dengan nisbah,  $\gamma = 1.4$ . Simulasi dilakukan dengan kondisi steady-state. Gambar 4.22 menyajikan model grid untuk simulasi aliran inviscid dan turbulen tanpa far-field, angka dibawahnya merupakan jumlah grid. Sedangkan gambar 4.23 merupakan model grid untuk simulasi dengan menambahkan *farfield*. Pada

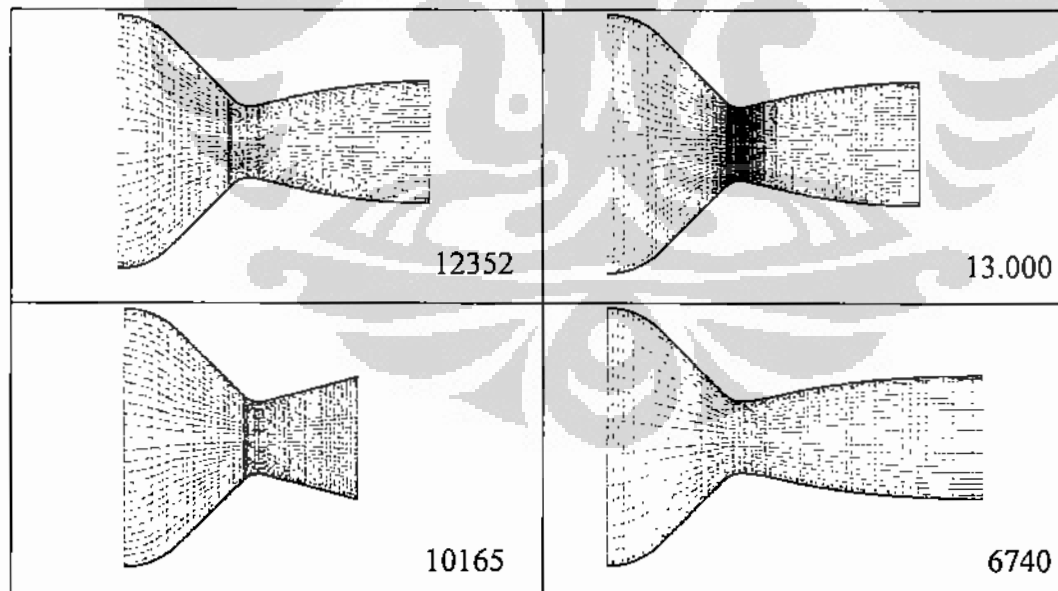
keempat model grid yang diberikan, jumlahnya berkisar antara 43.000 hingga 45.000 grid.

Simulasi yang dilakukan menggunakan metoda RANS dengan dua persamaan k- $\epsilon$ . Xiao, Tsai dan Papamoschou (2007), mengatakan komputasi dengan konvergensi tanpa adanya osilasi periodik pada residual merupakan indikasi yang baik bahwa fenomenanya adalah steady, selama komputasi menggunakan metoda RANS.

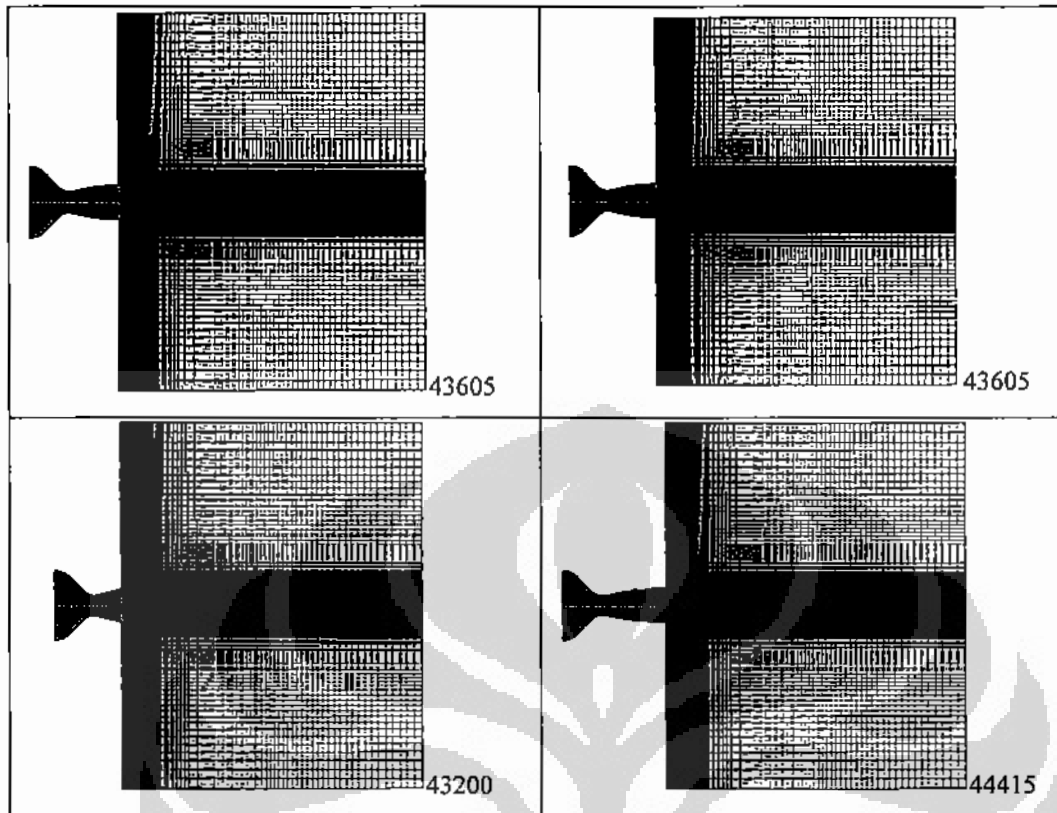
Untuk mendapatkan hasil yang cukup, maka model grid nosel yang dibangun dengan Gambit diseragamkan untuk semua nosel diberikan pada tabel berikut.

Tabel 4.11 Input grid Gambit

Mesh condition:	Scheme:	Elements:	Quad
		Type:	Map
		Smoother:	None
	Spacing:	Internal size:	0.01
Mesh quality:	Equiangle Skew:	Lowest:	0.0
		Highest:	0.51
		Number of Cells > 0.97	0
	Total number of Cells:	Bergantung model nosel yang dimeshing	



Gambar 4.22. Model grid untuk validasi desain nosel.



Gambar 4.23. Model grid untuk simulasi nosel dengan *farfield*.

Untuk nosel planar 2-dimensi, simulasi CFD dilakukan pada tiga kondisi, yaitu aliran inviscid, aliran turbulen tanpa *farfield* dan aliran turbulen dengan *farfield*. Simulasi dengan aliran CFD digunakan untuk memvalidasi, apakah nosel yang didesain cukup akurat dengan kecepatan keluar sebesar  $M=2$  dan pada  $P_a = 1$  atm. Sedangkan untuk nosel axis-simetri hanya dilakukan pada kondisi dengan *farfield*.

Geometri yang telah dimeshing, kemudian diimport ke dalam Fluent. Tipe *solver*, material dan properti, kondisi operasi dan kondisi batas harus didefinisikan dengan jelas. Pada beberapa kondisi, time step-nya, harus dikontrol dengan bilangan Courant, harus dikurangi atau ditambah untuk mendapatkan konvergensi.



Tabel 4.12 Input simulasi CFD Viscous model.

<b>Solver:</b>	<b>Solver:</b>	Couple	
	<b>Space:</b>	Axysimmetric	
	<b>Velocity Formation:</b>	Absolute	
	<b>Gradient Option:</b>	Cell-based	
	<b>Formulation:</b>	Implicit	
	<b>Time:</b>	Steady	
	<b>Porous Formulation:</b>	Superficial Velocity	
	<b>Energy Equation:</b>	Checked	
	<b>Viscous Model:</b>	k-ε	
	<b>k-epsilon Model</b>	Realizable	
	<b>Near Wall Treatment</b>	Enhanced wall Treatment	Pressure Gradient Effect
<b>Material:</b>	<b>Name:</b>	Air	
	<b>Chemical Formulation:</b>	N/A	
	<b>Material Type:</b>	Fluid	
	<b>FLUENT Fluid Material:</b>	Air	
	<b>Properties</b>	<b>Density:</b>	Ideal Gas
		<b>Cp:</b>	1006.43 J/kg.K
		<b>Molekular Weight:</b>	28.966 kg/kmol
<b>Operating condition:</b>	<b>Pressure:</b>	<b>Operating Pressure:</b>	0 atm
	<b>Gravity:</b>	Not Checked	
	<b>Rference Pressure Location:</b>	<b>X(m):</b>	0
		<b>Y(m):</b>	0
<b>Pressure Inlet:</b>	<b>Gauge Total Pressure:</b>	7.825 atm	Constant
	<b>Supersonic/Initial Gauge Pressure:</b>	7.825 atm	Constant
	<b>Total temperatur:</b>	300 K	Constant
	<b>Direction Spesification Method:</b>	Normal to Boundary	
<b>Pressure Outlet:</b>	<b>Gauge Pressure:</b>	1 atm	Constant
	<b>Backflow Total Temperatur:</b>	300 K	Constant
	<b>Backflow Direction Spesification Method:</b>	Normal to Boundary	
	<b>Non-reflecting Boundary:</b>	Not Checked	
	<b>Target Mass-flow Rate:</b>	Not Checked	
<b>Solution Control:</b>	<b>Discretization:</b>	Second Order Upwind	
	<b>Solver Parameter:</b>	<b>Courant Number:</b>	1
<b>Solution Initialization:</b>	<b>Compute from:</b>	Pressure Inlet	
	<b>Reference Frame:</b>	Relative to Cell Zone	
	<b>Initial value:</b>	Automatically Set by Compute From	

Tabel 4.13 Input simulasi CFD Inviscid model.

<b>Solver:</b>	<b>Solver:</b>	<b>Couple</b>	
	<b>Space:</b>	Axysimmetric	
	<b>Velocity Formulation:</b>	Absolute	
	<b>Gradient Option:</b>	Cell-based	
	<b>Formulation:</b>	Implicit	
	<b>Time:</b>	Steady	
	<b>Porous Formulation:</b>	Superficial Velocity	
	<b>Energy Equation:</b>	Checked	
	<b>Viscous Model:</b>	Inviscid checked	
<b>Material:</b>	<b>Name:</b>	Air	
	<b>Chemical Formulation:</b>	N/A	
	<b>Material Type:</b>	Fluid	
	<b>FLUENT Fluid Material:</b>	Air	
	<b>Properties</b>	<b>Density:</b>	Ideal Gas
		<b>Cp:</b>	1006.43 J/kg.K
		<b>Molekular Wcight:</b>	28.966 kg/kmol
<b>Operating condition:</b>	<b>Pressure:</b>	<b>Operating Pressure:</b>	0 atm
	<b>Gravity:</b>	Not Checked	
	<b>Rference Pressure Location:</b>	<b>X(m):</b>	0
		<b>Y(m):</b>	0
<b>Pressure Inlet:</b>	<b>Gauge Total Pressure:</b>	7.825 atm	Constant
	<b>Supersonic/Initial Gauge Pressure:</b>	7.825 atm	Constant
	<b>Total temperatur:</b>	300 K	Constant
	<b>Direction Spesification Mcthod:</b>	Normal to Boundary	
<b>Pressure Outlet:</b>	<b>Gauge Pressure:</b>	1 atm	Constant
	<b>Backflow Total Temperatur:</b>	300 K	Constant
	<b>Backflow Direction Spesification Method:</b>	Normal to Boundary	
	<b>Non-reflecting Boundary:</b>	Not Checked	
	<b>Target Mass-flow Rate:</b>	Not Checked	
<b>Solution Control:</b>	<b>Discretization:</b>	Second Order Upwind	
	<b>Solver Parameter:</b>	<b>Courant Number:</b>	1
<b>Solution Initialization:</b>	<b>Compute from:</b>	Pressure Inlet	
	<b>Reference Frame:</b>	Relative to Cell Zone	
	<b>Initial value:</b>	Automatically Set by Compute From	

## BAB 5

### HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 5.1 POLA ALIRAN DAN DISTRIBUSI TEKANAN PADA NPR DESAIN

##### 5.1.1 Pola Aliran Pada Nosel Planar 2-Dimensi MLN Modifikasi

Sebagaimana telah diuraikan, maka pada model nosel planar MLN, simulasi dilakukan pada dua kondisi aliran, inviscid dan viskos. Simulasi pada aliran inviscid dilakukan, karena desain nosel ini dirancang dengan asumsi aliran inviscid. Simulasi pada kondisi ini dimaksudkan untuk mengetahui apakah desain yang dibuat telah tepat. Berikutnya simulasi viskos yang dilakukan dengan penerapan *far-field* dimaksudkan agar terjadi interaksi antara aliran dengan lingkungannya. Sebagai input pada simulasi adalah variasi pada tekanan ruang bakar, sedangkan temperatur pada inlet nosel diset pada 300 K dan tekanan 1 atm. Berdasarkan desain nosel yang dilakukan, maka akan diperoleh 2 bentuk aliran, yaitu aliran overekspansi dan aliran optimal. Overekspansi terjadi karena nilai rasio ekspansi lebih besar dari desain untuk  $M_e = 2$ . Nosel pada kondisi ini adalah N\_1, N\_2/N\_3 dan N\_4 dan N\_13, N\_14, N\_15 dan N\_16. sedangkan pada model nosel lainnya diprediksi akan diperoleh bentuk aliran optimal karena nilai rasio ekspansi sesuai dengan kecepatan desain.

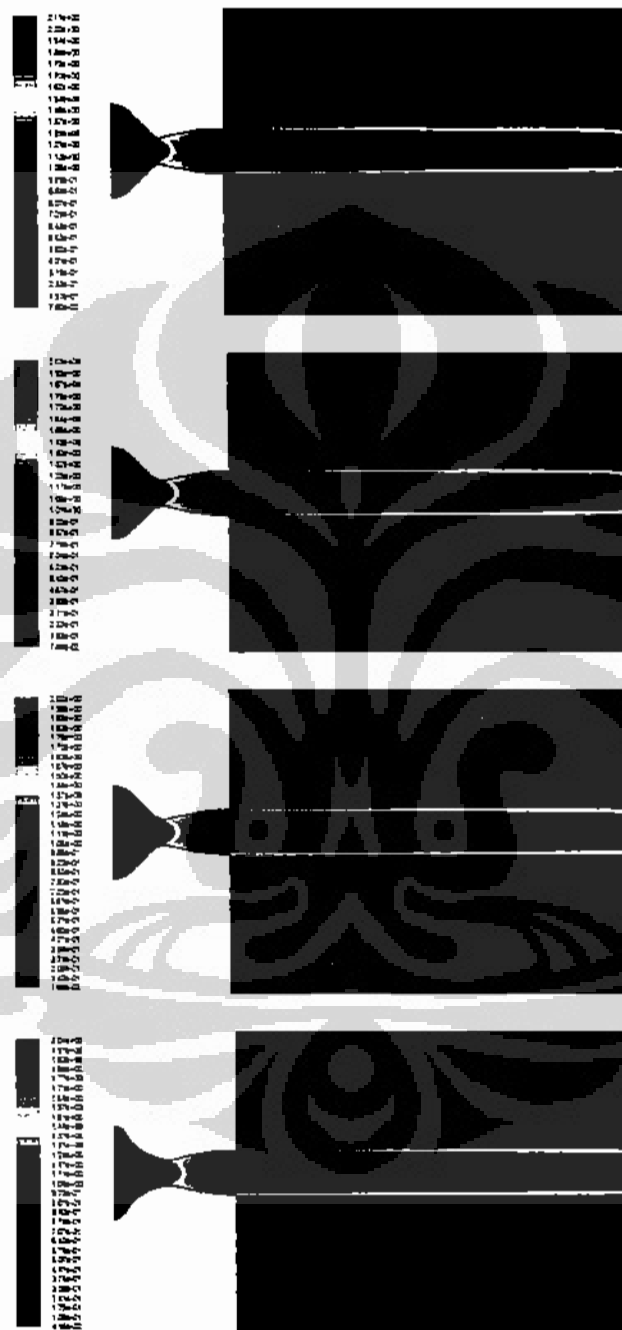
Pada aliran overekspansi tekanan pada exit nosel  $P_e < 1$ . Hasil simulasi besaran aliran pada nosel inviscid diberikan pada Lampiran 2, dimana untuk nosel tersebut di atas, tekanan yang diperoleh dibawah tekanan atmosfer, sedangkan kecepatan sedikit diatas 2 Mach. Kontur bilangan Mach untuk nosel N\_1, N\_2/N\_3 dan N\_4 disajikan pada gambar 5.1.

Dari gambar 5.1 dan 5.2 ternyata aliran untuk nosel N\_1, N\_2/N\_3 dan N\_4 serta N\_13, N\_14, N\_15 dan N\_16 yang mempunyai rasio ekspansi sedikit lebih besar mempunyai aliran yang optimal. Untuk mempertahankan kondisi rasio ekspansi tetap pada nilai 1.687 sesuai desain, maka dilakukan pemotongan pada daerah divergen, diperoleh nosel N\_5, N\_6, N\_8 (pemotongan dari N\_1, N\_2/N\_3 dan N\_4), sedangkan nosel N\_13, N\_14, N\_15 menjadi nosel N\_17, N\_18, N\_19 dan N\_20 setelah dilakukan pemotongan.

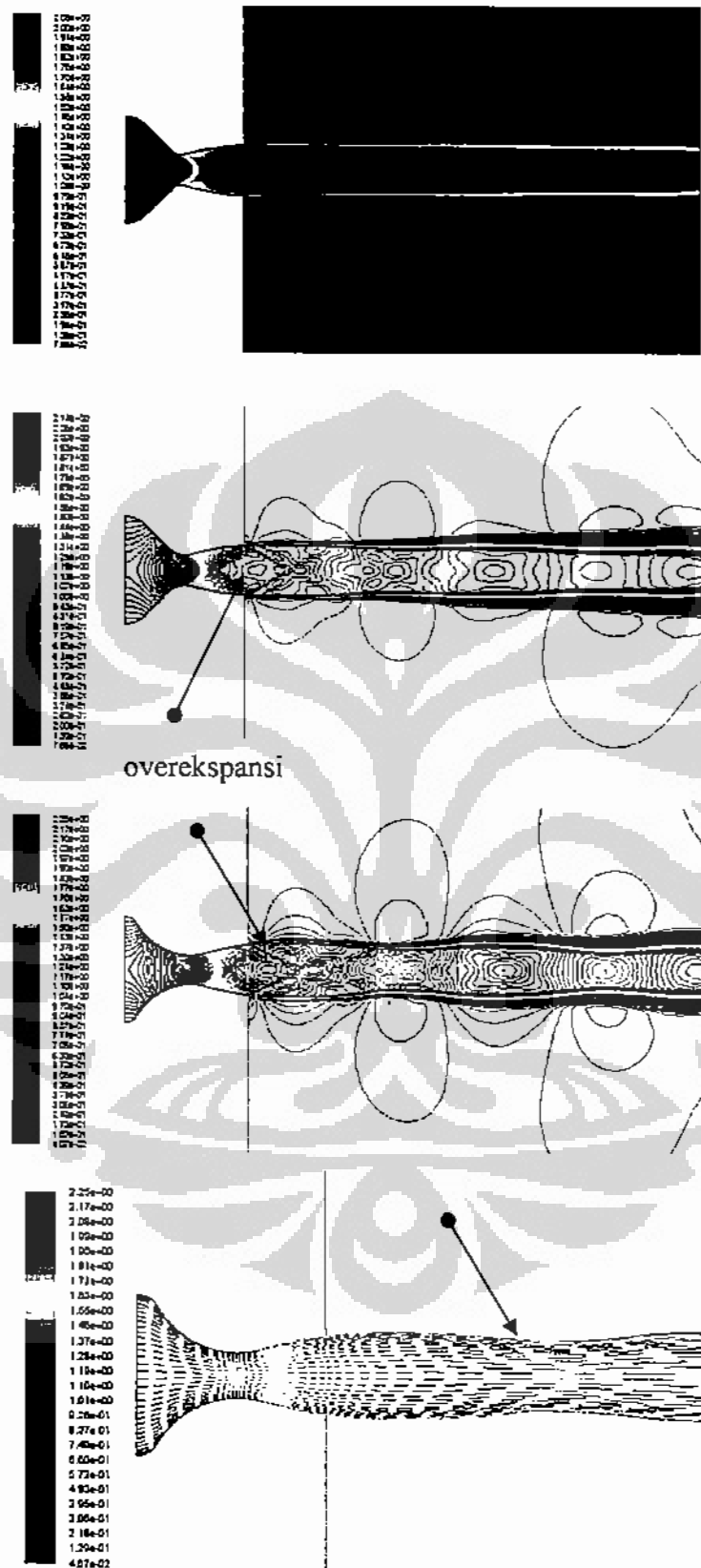


Gambar 5.1. Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N<sub>1</sub>, N<sub>2/N\_3</sub> dan N<sub>4</sub> (atas). Bawah merupakan pathline bilangan Mach dan temperatur.

Pada gambar 5.1, juga disajikan pola pathline dari bilangan Mach yang juga memperlihatkan bahwa aliran yang terbentuk adalah aliran optimal. Pathline temperatur memperlihatkan perubahannya akibat aliran yang terbentuk.

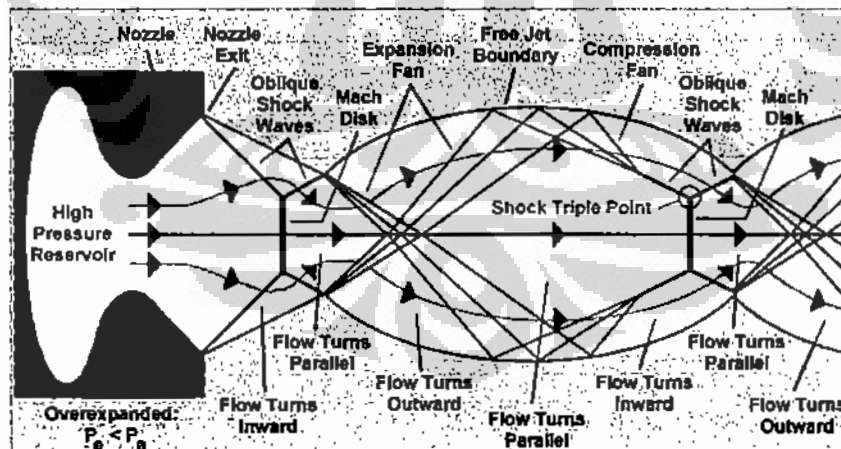


Gambar 5.2. Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N\_13, N\_14, N\_15 dan N\_16.



Gambar 5.3. Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N\_5, N\_6, dan N\_8. Bawah pathline bilangan Mach yang memperlihatkan terjadinya *slight overexpansion*.

Setelah dilakukan pemotongan (gambar 5.3), ternyata aliran yang diperoleh dari hasil simulasi adalah aliran overekspansi, yang berarti tekanan keluar nosel lebih kecil dari tekanan ambien. Terjadinya fenomena overekspansi dapat dijelaskan sebagai berikut. Ketika aliran mengalami overekspansi, tekanan gas lebih rendah pada bagian keluar nosel dibandingkan dengan atmosfer, menyebabkannya mengalami kompresi. Kompresi ini meningkatkan tekanan pada bagian exit. Aliran ini boleh jadi terkompresi lebih jauh sehingga tekanannya melebihi tekanan atmosfer. Hasilnya aliran akan terekspansi kembali keluar untuk mengurangi tekanan kembali. Proses ini mungkin terjadi sangat dalam menyebabkan tekanan internal turun kembali di bawah tekanan atmosfer. Hasilnya, beda tekanan antara eksternal dan internal saling mereduksi pada aliran sehingga terjadilah proses kompresi dan ekspansi. Proses ini berlanjut hingga tekanan eksternal sama dengan tekanan tekanan atmosfer. Gelombang pembentuk kompresi dan ekspansi dalam aliran overekspansi ini terjadi dalam beberapa bentuk. Bentuknya dapat berupa oblique shock, normal shock, gelombang ekspansi Prandtl-Meyer dan gelombang kompresi Prandtl-Meyer. Gambarannya diberikan pada ilustrasi berikut ini.



Gambar 5.4. Karakteristik aliran overekspansi (aerospacweb.org, Des 2008)

Selama keluar nosel, aliran seputar sumbu nosel bergerak paralel terhadap sumbu. Tekanan atmosfer pada lingkup batas semburan aliran lebih tinggi daripada aliran itu. Tekanan atmosfer ini memaksa aliran keluar ini berbelok ke dalam arah sumbu. Pembelokan ini dimungkinkan oleh adanya gelombang

oblique shock. Adanya gelombang shock menyebabkan perubahan tekanan dalam aliran, pada kasus ini mengalami peningkatan. Di sisi lain, sebuah gelombang shock yang tegak lurus arah aliran (normal shock) terbentuk ketika aliran kembali menjadi paralel terhadap sumbu. Normal shock ini yang membentuk *Mach disk* pada aliran keluar. Gelombang Normal shock ini terjadi karena temperatur pada aliran mengalami peningkatan.

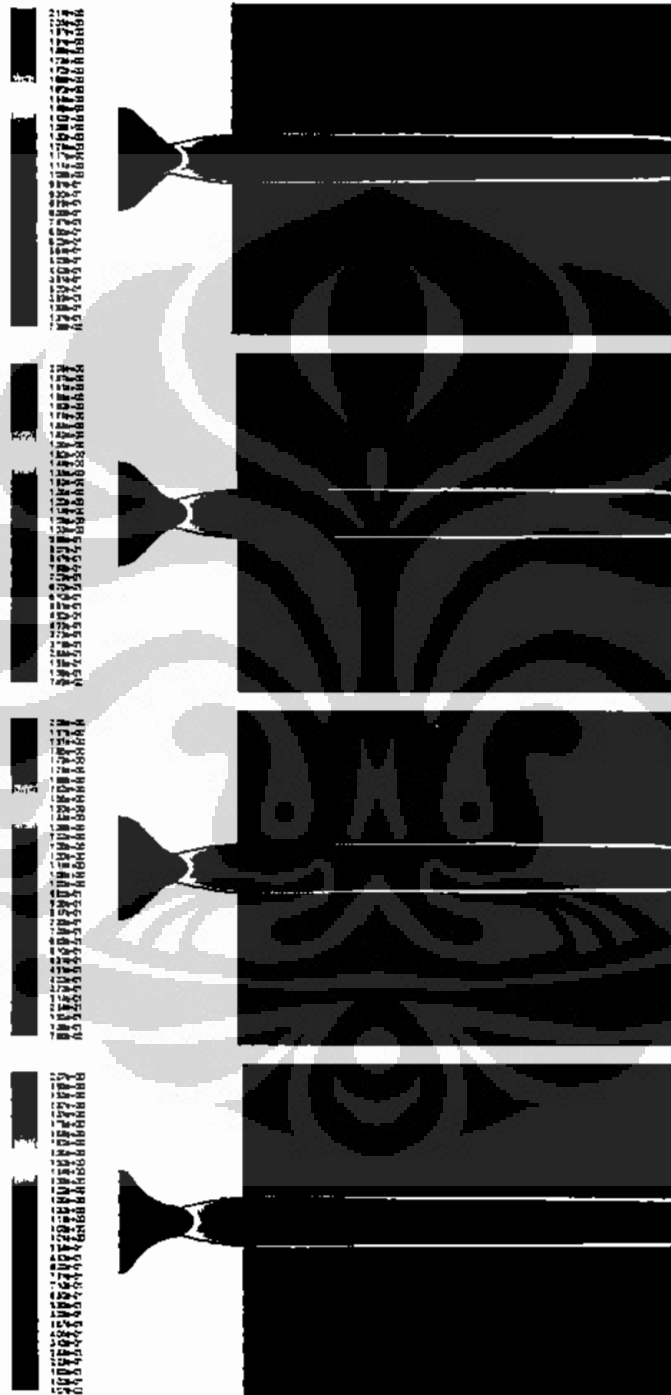
Baik oblique maupun normal shock meningkatkan tekanan gas keluar. Ini mengakibatkan aliran sangat terkompresi karena tekanan menjadi lebih tinggi dari tekanan atmosfer. Hasilnya, aliran mulai membelok ke arah keluar dan ekspansi karena berusaha beradaptasi dengan udara luar. Pembelokan aliran ini terjadi melalui rangkaian gelombang ekspansi yang dipantulkan oleh kondisi batas aliran kembali menuju sumbu. Gelombang ini menyebabkan aliran berbelok keluar dan mereduksi tekanan. Gelombang ekspansi ini bertabrakan pada sumbu (gelombang dari bagian atas dan bawah) dan dipantulkan kembali ke luar menuju batas aliran. Ketika aliran melalui ini, aliran akan dibelokkan paralel terhadap sumbu dan kembali mengalami reduksi tekanan. Kedua gelombang ekspansi ini dinamakan kipas ekspansi (*expansion fan*).

Kipas ekspansi menurunkan tekanan, tetapi menjadi lebih rendah dari tekanan atmosfer lagi. Gelombang ekspansi yang mencapai batas aliran direfleksikan kembali ke dalam membentuk gelombang kompresi dan kipas kompresi. Gelombang kompresi ini memaksa aliran berbelok kembali dan meningkatkan tekanan. Jika gelombang ekspansi cukup kuat, dia akan bergabung dengan oblique shock dan membentuk *Mach disk* baru yang sama dengan yang didekat exit nosel tadi. Rangkaian kompresi dan shock ini yang meningkatkan tekanan menjadi di atas tekanan udara luar, menyebabkan terbentuknya kipas ekspansi yang baru, dan seterusnya.

Dari hasil simulasi yang diperoleh (gambar 5.2 dan 5.3) hanya 2 buah nosel yang terlihat jelas mempunyai pola aliran overekspansi. Hal ini mengindikasikan bahwa pemotongan bagian divergen guna mempertahankan rasio ekspansi di 1,687 untuk selain nosel N\_6 dan N\_8 tidak memberikan pengaruh yang signifikan. Walaupun begitu, masih harus dilihat besaran fluida yang dihasilkan oleh nosel bersangkutan. Tabel 5.1 dan 5.2 merupakan besaran fluida yang



dimaksud. Tabel 5.1 merupakan besaran aliran pada nosel dengan rasio ekspansi yang lebih besar, sedangkan tabel 5.2 merupakan besaran aliran pada nosel setelah dilakukan pemotongan untuk mempertahankan rasio ekspansi desain.



Gambar 5.5. Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N\_17, N\_18, dan N\_19 dan N\_20.

Dari tabel 5.1 dan 5.2 terlihat bahwa, pemotongan bagian divergen menurunkan besar gaya dorong yang terjadi. Gaya dorong terbesar diberikan oleh nosel N<sub>16</sub> dan N<sub>20</sub> sebesar 222,8549 Kg dan 222,4923 Kg. Hal ini diakibatkan jejari kurvatur throat untuk nosel N<sub>16</sub> cukup besar, sehingga proses kompresi yang terjadi disekitar throat berlangsung lebih perlahan dibandingkan jejari kurvatur yang lain.

Tabel 5.1 Besaran aliran fluida (N<sub>1</sub>, N<sub>2/3</sub>, N<sub>4</sub>, N<sub>13</sub>, N<sub>14</sub>, N<sub>15</sub> dan N<sub>16</sub>).

Besaran aliran	Nosel N <sub>1</sub>	Nosel N <sub>2/3</sub>	Nosel N <sub>4</sub>	Nosel N <sub>13</sub>	Nosel N <sub>14</sub>	Nosel N <sub>15</sub>	Nosel N <sub>16</sub>
	NPR = 7.825						
Pe	0.9469	0.9500	0.8999	0.9539	0.9807	0.9774	0.9873
Te	164.356	164.418	161.7441	164.7374	166.0557	165.8265	166.2923
pe	2.0338	2.0393	1.9608	2.0441	2.0854	2.0813	2.0966
ve	522.508	522.369	527.4190	521.7561	519.2001	519.6424	518.7359
Me	2.0339	2.0332	2.0706	2.0286	2.0105	2.0136	2.0073
me	4.1295	4.1910	4.2146	4.1280	4.1914	4.1914	4.2145
F (Kg)	219.951	223.1667	226.5904	219.5546	221.8334	222.0201	222.8549

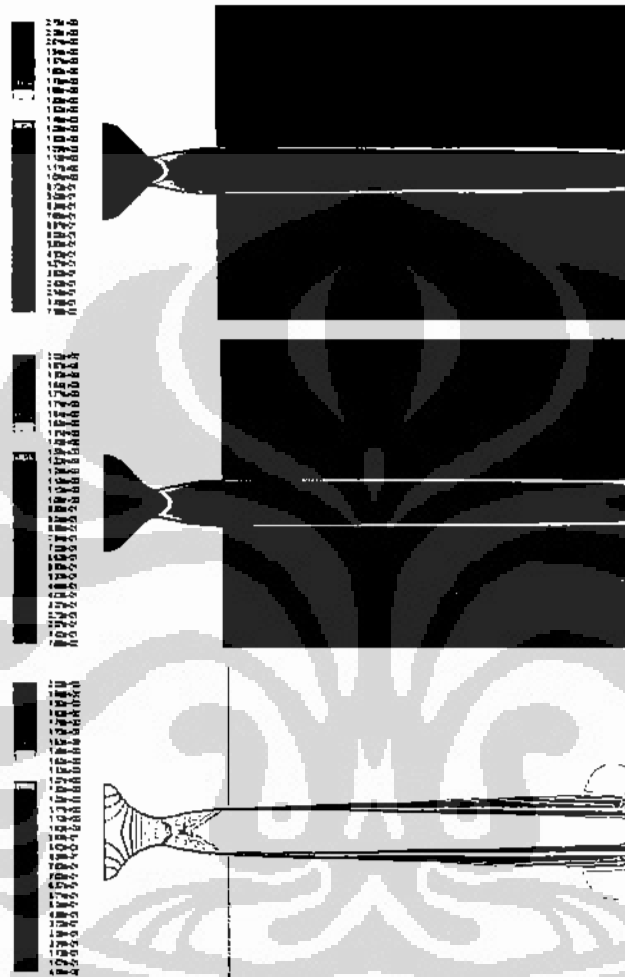
Tabel 5.2 Besaran aliran fluida (N<sub>5</sub>, N<sub>6</sub>, N<sub>8</sub>, N<sub>17</sub>, N<sub>18</sub>, N<sub>19</sub> dan N<sub>20</sub>).

Besaran fluida	Nosel N <sub>5</sub>	Nosel N <sub>6/7</sub>	Nosel N <sub>8</sub>	Nosel N <sub>17</sub>	Nosel N <sub>18</sub>	Nosel N <sub>19</sub>	Nosel N <sub>20</sub>
	NPR = 7.825						
Pe	0.9646	0.9897	1.0106	0.9642	0.9905	0.9928	1.0030
Te	165.2020	166.4195	167.087	165.2306	166.4443	166.5434	167.0141
pe	2.0626	2.1001	2.1337	2.0620	2.1044	2.1044	2.1199
ve	520.7433	518.2722	516.796	520.6727	518.2443	518.2640	517.3476
Me	2.0217	2.0050	1.9961	2.0211	2.0040	2.0042	1.9978
me	4.1283	4.1813	4.2199	4.1303	4.1958	4.1956	4.2189
F	219.1412	220.9002	222.308	219.2181	221.6568	221.6549	222.4923

### 5.1.2 Pola Aliran Pada Nosel Planar 2-Dimensi MLN

Untuk nosel MLN murni, hasil simulasi kontur Mach diberikan pada gambar 5.6 dibawah ini, mengindikasikan bahwa alirannya adalah optimal. Hal ini dibuktikan oleh karakteristik aliran yang terbentuk. Sebagai pembanding nosel MLN diberikan model nosel bel ideal Riise yang juga tanpa jejari downstream pada throat. Hasil simulasi juga menunjukkan alirannya optimal (gambar 5.7).

Besaran aliran untuk nosel tersebut diberikan oleh tabel 5.3, terlihat bahwa gaya dorong yang terjadi paling besar pada N\_12 dan N\_32 dengan jejari kurvatur throat yang lebih besar.



Gambar 5.6. Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel MLN N\_9, N\_10, dan N\_12.

Tabel 5.3. Besaran aliran fluida (N\_9, N\_10, N\_12, N\_29, N\_30 dan N\_32).

Besaran aliran	Nosel N_9	Nosel N_10	Nosel N_12	Nosel N_29	Nosel N_30	Nosel N_32
	NPR = 7.825					
Pe	0.9663	0.9912	1.0014	0.9620	0.9891	0.9995
Te	165.3821	166.5390	167.0068	165.0493	166.3451	166.8571
pe	2.0525	2.1017	2.1167	2.0583	2.0991	2.1154
ve	520.4725	518.2459	517.3838	521.1548	518.6762	517.6522
Me	2.0197	2.0039	1.9979	2.0242	2.0068	1.9997
me	4.1289	4.1918	4.2146	4.1285	4.1907	4.2148
F	219.0598	221.4460	222.2780	219.3252	221.5717	222.4062

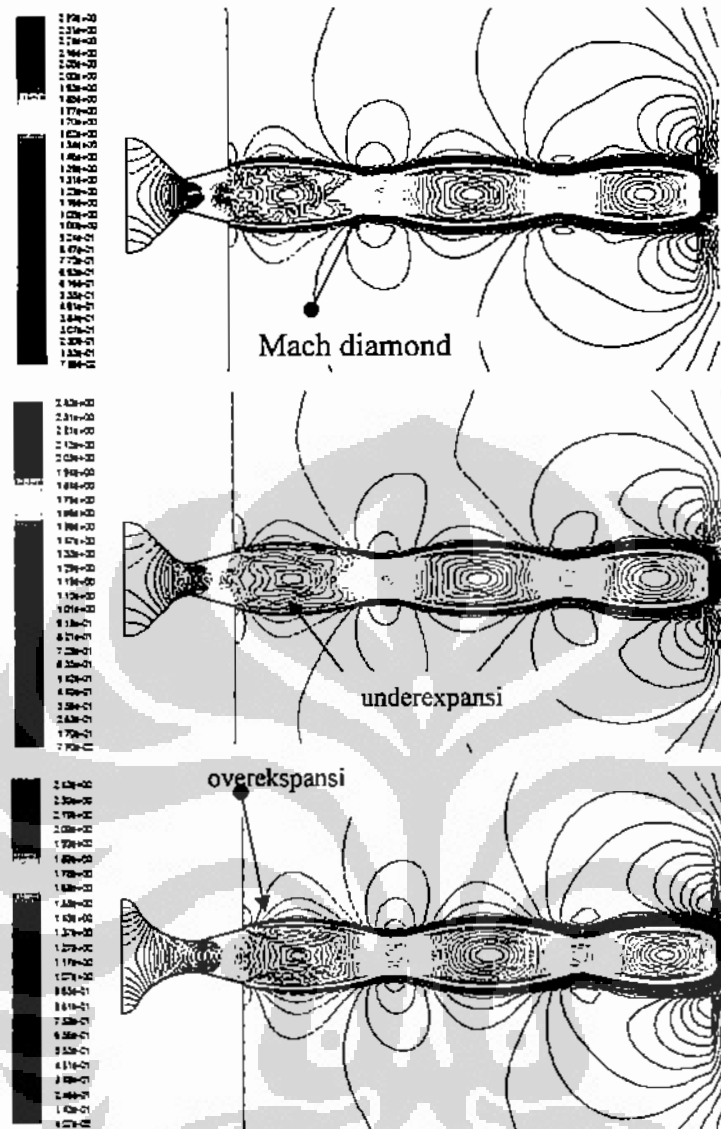


Gambar 5.7. Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N\_29, N\_30, dan N\_32.

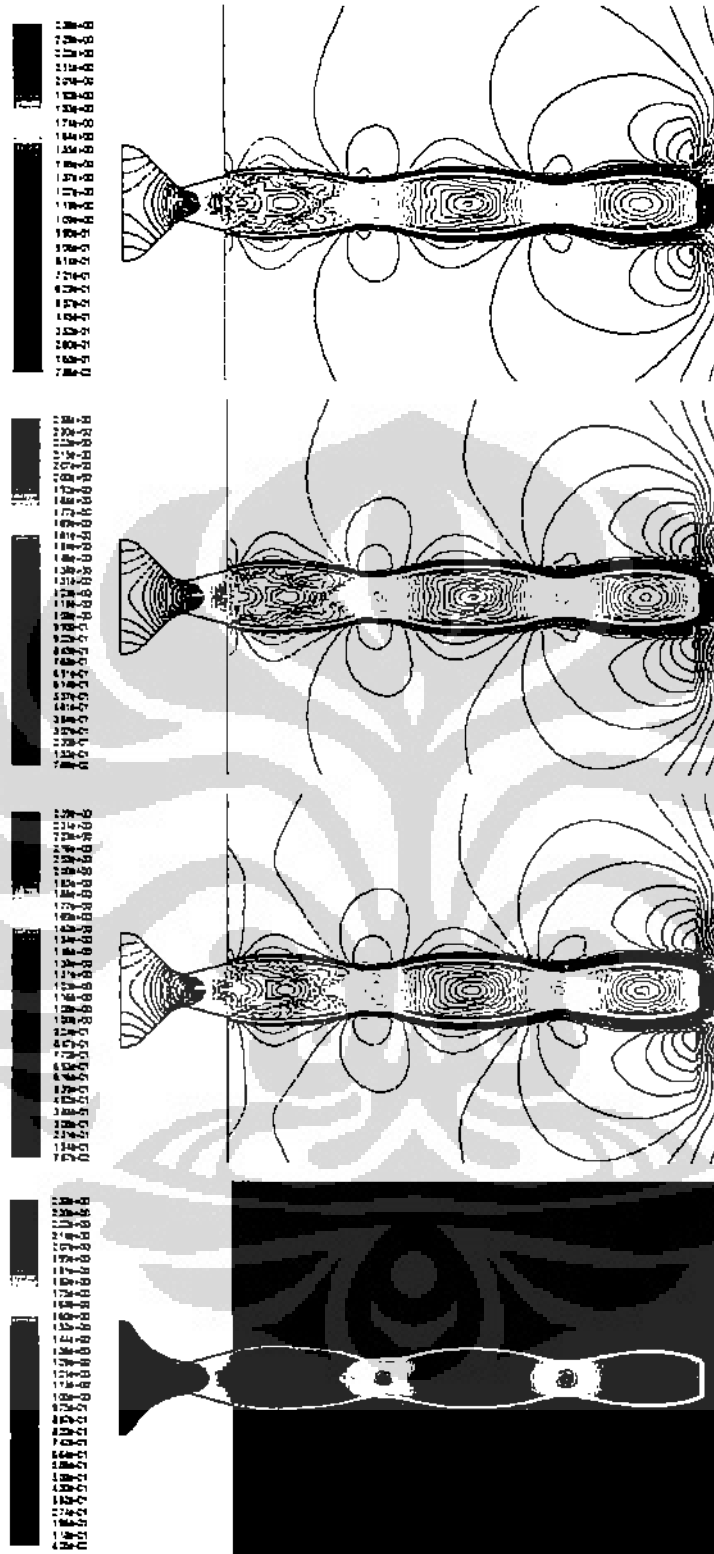
### 5.1.3 Pola Aliran pada Nosel Kerucut

Nosel kerucut didesain dengan mempertahankan rasio ekspansi desain. Variasi diberikan pada bagian jejari throat, berupa jejari kurvatur dan jejari upstream-downstream. Pola aliran yang terjadi dapat dilihat pada gambar berikut, gambar 5.8 untuk aplikasi kurvatur dan gambar 5.9 untuk aplikasi jejari upstream dan downstream.

Dari 7 buah model nosel kerucut, tidak semuanya memberikan pola aliran overekspansi, tetapi beberapa memberikan aliran underekspansi, misalnya nosel N\_25, N\_26, N\_27 dan N\_28 (besaran alirannya diberikan oleh tabel 5.4).



Gambar 5.8. Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N\_21, N\_22, dan N\_24.



Gambar 5.9. Kontur bilangan Mach, berturut-turut untuk nosel N\_25, N\_26, N\_27 dan N\_28.

Tabel 5.4. Besaran aliran fluida (N\_21, N\_22, N\_24, N\_25, N\_26, N\_27 dan N\_28).

Surface Integrals	Nosel N_21	Nosel N_22	Nosel N_24	Nosel N_25	Nosel N_26	Nosel N_27	Nosel N_28
	NPR = 7.825						
Pe	0.9933	1.0185	1.0243	1.0035	1.0148	1.0140	1.0359
Te	166.2730	167.6091	167.9836	166.8514	167.3657	167.4370	168.4484
pe	2.1014	2.1424	2.1618	2.1155	2.1451	2.1545	2.1667
Ve	518.6013	516.1282	514.8663	517.4546	515.9224	515.1917	514.4369
Me	2.0093	1.9903	1.9808	2.0016	1.9900	1.9846	1.9793
me	4.1384	4.2031	4.2270	4.1559	4.2049	4.2188	4.2369
F	218.7747	221.1348	221.8484	219.2121	221.1409	221.5580	222.1858

Dari hasil simulasi pada nilai NPR desain untuk semua model nosel, terdapat tiga model aliran yang dapat diamati, yaitu aliran optimal, aliran overekspansi dan aliran underekspansi. Dengan demikian desain kontur nosel memegang peranan vital dalam pembentukan pola aliran tersebut. Pada aliran separasi, terdapat dua bentuk refleksi shock yang terjadi. Pertama, refleksi regular, dimana oblique shock bertemu pada sumbu simetri nosel dimana terbentuk refleksi shock. Kedua, refleksi singular, dimana refleksi shock memicu timbulnya normal shock terhadap sumbu yang disebut dengan *Mach disk*. Pada model aliran overekspansi disini hanya teramati model refleksi regular yang muncul dan menimbulkan terjadinya *Mach diamond*.

#### 5.1.4 Perbandingan Gaya Dorong

Tujuan yang diharapkan dari sebuah desain nosel adalah desain yang dapat memberikan gaya dorong sebesar mungkin, tetapi dengan berat/panjang yang minimal. Untuk nosel MLN yang telah didesain gaya dorong yang diperoleh cukup bersaing dengan nosel lain yang mempunyai panjang/berat lebih besar. Tetapi performa tersebut masih belum dapat mengimbangi nosel kerucut, dimana dengan berat/panjang yang minimal tetapi dapat menghantarkan gaya dorong yang lebih besar (tabel 5.5). Modifikasi nosel MLN dengan melakukan *truncation* pada bagian divergen yang menghasilkan nosel lebih pendek dari model MLN, memiliki gaya dorong yang hampir sama dengan nosel MLN. Pengecualian untuk nosel dengan jejari kurvatur ONERA yang memang mempunyai gaya dorong

yang besar, tetapi dengan konstruksi yang panjang, menyebabkannya mempunyai bobot yang juga lebih berat. Gaya dorong terbesar diberikan oleh N\_4 yang mempunyai rasio panjang/F = 5,0397/226,5904.

Desain yang disarankan adalah nosel N\_5, N\_6/7 dan N\_17. Gaya dorong yang dihasilkan memang masih dibawah nosel MLN N\_10/11, tetapi perbandingan panjang lebih baik. Nosel MLN N\_10/11 mempunyai rasio panjang/F = 4,3961/221,446 sedangkan nosel N\_6/7 mempunyai rasio panjang/F = 3,9752/220,900. Keberadaan *sharp edge* pada bagian throat nosel MLN tidak tepat digunakan untuk nosel dengan aplikasi temperatur tinggi dan kecepatan aliran yang besar.

Tabel 5.5. Perbandingan gaya dorong yang terjadi pada masing-masing nosel.

NOSEL	N_1	N_2 & 3		N_4
F (kg)	219,951	223,1667		226,5904
NOSEL	N_5	N_6 & 7		N_8
F (kg)	219,141	220,9		222,308
NOSEL	N_9	N_10 & 11		N_12
F (kg)	219,06	221,446		222,278
NOSEL	N_13	N_14	N_15	N_16
F (kg)	219,5546	221,833	222,02	222,855
NOSEL	N_17	N_18	N_19	N_20
F (kg)	219,218	221,657	221,655	222,492
NOSEL	N_21	N_22 & 23		N_24
F (kg)	218,775	221,135		221,848
NOSEL	N_25	N_26	N_27	N_28
F (kg)	219,212	221,1409	221,5580	222,1858
NOSEL	N_29	N_30 & 31		N_32
F (kg)	219,325	221,572		222,406



## 5.2 POLA ALIRAN SEPARASI PADA NOSEL PLANAR 2-DIMENSI

### 5.2.1 Pola Aliran

Setelah mengamati perilaku aliran pada NPR desain, pada subbab ini akan dikemukakan analisis mengenai perilaku nosel terhadap nilai NPR dibawah nilai NPR desainnya. Berdasarkan pada persamaan yang diberikan oleh Young (1995) serta kriteria Summerfield, maka kemungkinan awal mula terjadinya separasi adalah pada  $NPR = 3,13$ . Namun, bila didasarkan pada persamaan yang dikemukakan oleh Romine [Papamoschou, 2000], dimana batas separasi terjadi di luar nosel adalah,  $NPR = 1,739$  untuk aliran inviscid dan  $NPR = 3,689$  untuk aliran viskos. Nebbache, Reijasse dan Bouvier (2005) memberikan harga 1,75 sebagai batas minimal NPR. Persamaan yang dikemukakan oleh Romin adalah,

$$NPR_{\min} = \frac{p_0}{p_a} = \frac{p_0}{p_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5.1)$$

$$NPR_{\max} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_e^2 - 1)} \quad (\text{inviscid}) \quad (5.2)$$

$$NPR_{\max} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\sqrt{1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_e^2 - 1)}} \quad (\text{viscos}) \quad (5.3)$$

Untuk mengamati pola overekspansi aliran dalam nosel, dilakukan simulasi pada nilai  $NPR = 3.13, 3.0, 2.5, 2.2, 2.0, 1.8$  dan  $1.6$ . Kontur dan grafik hasil simulasi diberikan pada Lampiran 3, dimana menunjukkan variasi karakteristik pola aliran yang teramati pada 27 buah model nosel planar 2-Dimensi pada nilai NPR tersebut untuk nosel tanpa *far-field*. Sedangkan Lampiran 4 merupakan hasil simulasi CFD dengan penerapan *far-field*.

Secara keseluruhan, hasil simulasi memperlihatkan dengan jelas bagaimana bentuk separasi yang terjadi pada umumnya terdiri atas oblique shock

dan normal shock yang membentuk kaki lambda (*lambda foot*). Pada separasi simetri, lambda juga simetris. Pada aliran tak-simetris, maka satu lambda lebih besar dari yang lain. Ini sesuai dengan pernyataan Papamoschou (2000) bahwa separasi akan menghasilkan medan tekanan tak-uniform yang boleh jadi merupakan sumber instabilitas. Untuk rasio ekspansi yang moderat *lambda shock* sering teramati. Aliran setelah shock tak-uniform dengan tekanan dinding telah sesuai dengan tekanan ambien tetapi dengan peningkatan seketika setelah normal shock.

Observasi yang dilakukan terhadap keseluruhan model nosel, ditemukan lima pola aliran separasi di dalam nosel. Pola aliran ini dianggap dapat mewakili tipe umum aliran di dalam nosel, khususnya nosel kerucut dan nosel bel termasuk nosel MLN. Lima tipe pola aliran yang teridentifikasi:

1. Pola aliran pada tekanan NPR rendah yang dikarakterisasikan oleh terbentuknya pola shock yang tidak jelas, misalnya pada nosel N\_4, N\_5, N\_10, N\_12, N\_13, N\_19, N\_25, N\_26, N\_27 dan N\_28 yang semuanya terjadi pada tekanan chamber sekitar 1.6 atm. Dari grafik tekanan statik pada dinding terlihat pola terjadinya penurunan tekanan yang sangat ekstrim, kemudian diikuti peningkatan kembali.
2. Pola aliran pada tekanan NPR yang rendah yang dikarakterisasikan oleh pola shock simetris. Pola ini teramati pada nosel N\_21, N\_24 dan N\_25 pada NPR = 1.60. Pada NPR = 1.80 pola ini teramati pada nosel N\_5, N\_7, N\_8, N\_17, N\_19, N\_20, N\_22, N\_24, N\_25 dan N\_27.
3. Pola Aliran yang menempel pada satu sisi. Aliran menempel pada salah satu dinding nosel dan tetap demikian hingga tekanan chamber ditingkatkan (sebagai contoh, terlihat pada N\_1 pada NPR 1.80 dan 2.00). fenomena ini juga terjadi pada N\_32, N\_30/N\_31, N\_29 (semuanya merupakan model nosel ideal Riise dengan throat tajam), N-26, N\_20, N\_19, N\_18, N\_16, N\_15, N\_14, N\_13, N\_12, N\_11/N\_10, N\_9, N\_8, N\_6, N\_5, N\_4, N\_3/N\_2 dan N\_1. Pola ini teramati pada hampir semua model nosel. Pada aliran ini pola shock sangat jelas terlihat.

Dari pola yang terlihat, jelas bahwa titik separasi mula bergerak ke arah depan. Peningkatan tekanan dibelakang separasi terjadi sangat tajam,

kejadian ini seperti terbentuknya normal shock. Padahal bila diamati, pola shocknya adalah oblique shock, tetapi agak normal pada tengah aliran.

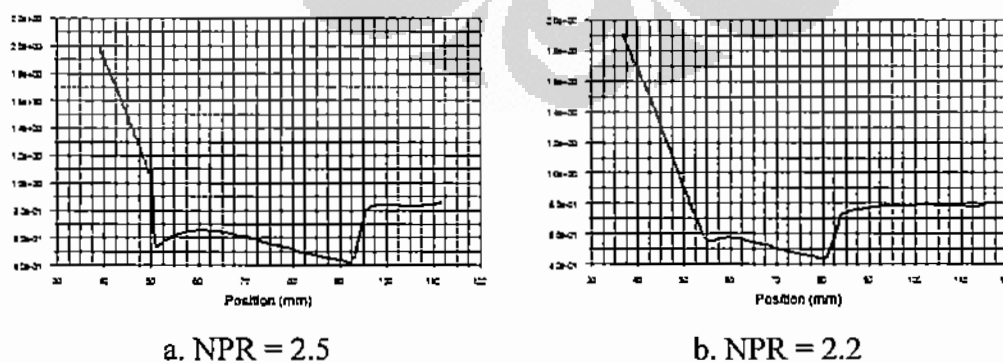
4. Aliran terdefleksi dari sumbu nosel tetapi tidak menempel pada dinding. Tipe aliran ini terjadi pada tekanan chamber yang lebih besar. Pola ini nampak pada  $NPR = 3.00$ , yaitu pada model nosel N\_4, N\_14, N\_29, N\_30 dan N\_32. Khusus pada N\_32, bila tekanan dinaikkan sedikit lagi menjadi  $NPR = 3.13$ , maka polanya menjadi simetris. Dengan demikian keadaan ini mungkin merupakan transisi menuju pola simetris.
5. Pola aliran simetris. Pola aliran ini terbentuk pada tekanan chamber yang lebih tinggi. Pada beberapa model terjadi pada  $NPR = 3.00$  dan beberapa yang lain terjadi mulai pada  $NPR = 3.13$ .

Aliran unsteady teramati dari terbentuknya pola aliran yang mana aliran terkadang menempel pada dinding atas dan kemudian dengan berubahnya tekanan menempel ke bagian dinding bawah. Pada tekanan chamber yang lebih tinggi, separasi terdorong ke arah downstream nosel, aliran menjadi lebih stabil. Pada semua model nosel, pada  $NPR = 3.13$  aliran masih menempel penuh pada dinding, pada kasus ini boundary layer juga masih menempel pada dinding, tetapi ketebalannya meningkat ketika melintas ke interaksi shock pada daerah dinding ke luar nosel. Walaupun separasi baru akan dimulai tetapi interaksi shock wave-boundary layer telah terjadi, ini yang dinamakan sebagai *incipient separation*. Yang berhubungan dengan peningkatan tekanan pada dinding,  $p_i$  (grafik distribusi tekanan pada dinding). Pada kondisi ini refleksi shock singular teramati, misalnya pada nosel N\_6 terdapat tripel poin, dimana shock datang (inciden shock, I), normal shock (N) dan refleksi shock (R) bertemu. Berdasarkan eksperimen maupun komputasi numerik menunjukkan bahwa Mach disk ini bisa sangat kecil pada beberapa kasus yang kemudian dianggap sebagai refleksi regular [Reijasse, Frey dan Haidn, 2000].

Penurunan NPR berikutnya menyebabkan boundary layer terseparasi dari dinding nosel, separasi masuk ke dalam nosel, aliran eksternal pertama kali akan tersedot masuk, tetapi kemudian terlempar kembali oleh pengaruh semburan. Tekanan dinding nosel semakin meningkat akibat interaksi shock-wave / boundary-

layer, sampai kemudian mencapai titik asimtot yang dinamakan dengan tekanan plateau,  $p_p$ . Modus terjadinya incipient pressure hingga plateau pressure untuk masing-masing nosel yang diamati terjadi pada NPR yang berbeda, tergantung pada desain nosel tersebut. Pada N\_9, N\_10 dan N\_12 fenomena tersebut sudah nampak pada NPR = 2.5, sedangkan pada nosel bel ideal Riise terjadi lebih cepat, pada NPR = 3.00. Pada N\_1, N\_2/N\_3 dan N\_4 baru muncul pada NPR = 2.2. Tetapi pada kelompok nosel N\_5, N\_6, dan N\_8, aplikasi jejari throat mempengaruhi hal ini. Modus muncul dalam dua keadaan, pada N\_5 pada NPR = 2.5, dan 2.2 pada nosel N\_6 dan N\_8. Pada N\_13 hingga N\_16 pada NPR = 2.5, demikian halnya N\_17 hingga N\_20. Untuk tipe nosel kerucut fenomena ini terjadi pada NPR yang lebih rendah, NPR = 2.0.

Tekanan separasi yang terjadi tepat didepan shock disajikan pada tabel 5.6 untuk semua model nosel dan selanjutnya diplot ke dalam sebuah grafik. Grafik yang diperoleh menunjukkan bahwa tekanan separasi ( $P_s/P_a$ ) ini linear dengan rasio tekanan (NPR) untuk semua model nosel. Terjadi anomali pada daerah ambang, yaitu perubahan dari NPR = 2,0 ke NPR = 1,7 untuk semua model nosel (lihat gambar 5.14 - 5.17). Dari hasil observasi, perubahan ini diakibatkan oleh berubahnya sudut oblique shock menjadi semakin lebar dan shock normal terbentuk menjadi pendek. Kondisi ini mempengaruhi tekanan separasi tepat dibelakang shock. Dengan meningkatkan NPR, titik separasi bergerak menuju bagian keluar nosel.

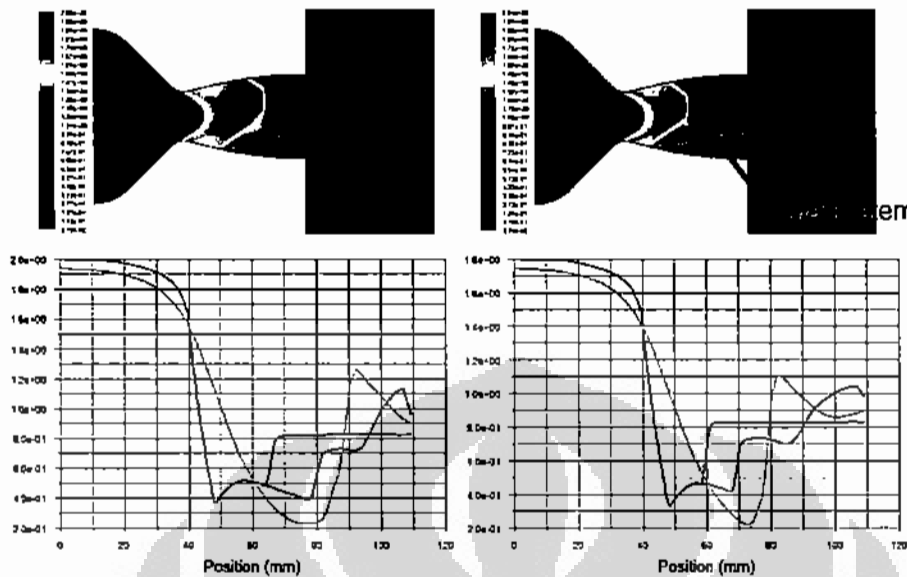


Gambar 5.10. Beda distribusi tekanan pada dinding akibat separasi antara N\_10 (kiri) dan N\_2 (kanan).

Nebbache, Reijasse dan Bouvier (2005) mendapatkan bahwa untuk  $NPR > 1.75$  FSS simetri teramati, sedangkan dua pola tak-simetris dijumpai pada  $NPR < 1.68$ . Hal ini kontradiktif dengan hasil penelitian ini dimana ada beberapa kondisi dimana pola tak-simetris diperoleh pada  $NPR > 1.75$ . tetapi hal ini masih perlu dikaji lebih mendalam. Satu hal yang masih mungkin dilakukan adalah memperbaiki (memperhalus) meshing atau melalui pengujian.

Dari penelitian terdahulu, bahwa dua pola separasi dapat terjadi pada nosel axis-simetri, yaitu FSS dan RSS sebagaimana studi yang dilakukan oleh Frey, Otslund dan Hagemann. Pola separasi ini terobservasi pada model nosel planar 2-Dimensi yang sedang dipelajari sebagaimana terlihat pada Lampiran 3 dan 4 (gambar untuk nosel N\_1). Untuk  $NPR = 1,6$  separasi adalah simetris dan pola FSS terjadi baik pada dinding nosel atas dan bawah. Untuk  $NPR = 2,0$  dan  $1,8$  separasinya tak-simetris dengan daerah separasi lebih besar yang ditunjukkan oleh lambda foot yang lebih besar. Aliran terseparasi pada pangkal incident oblique shock dan membentuk sebuah lapis geser (*shear layer*) yang mengelilingi daerah resirkulasi. Cabang dari lambda shock kemudian terrefleksi dari lapis geser dan membentuk sebuah gelombang ekspansi. Pada  $NPR = 2,2$  garis separasi bergerak keluar dan zona resirkulasi terbuka ke daerah udara luar. Pola separasi mengalami transisi dari RSS ke FSS dan polanya menjadi simetris. Perbedaan distribusi tekanan pada pola FSS dan RSS pada  $NPR = 2,0$  dan  $1,8$  diberikan lebih jelas pada gambar 5.11. Titik separasi untuk zona separasi yang lebih kecil (RSS) lokasinya lebih kebawah dari zona separasi yang lebih besar (FSS). Peningkatan tekanan setelah shock lebih besar untuk zona separasi kecil daripada zona separasi besar.

Distribusi tekanan sepanjang sumbu nosel (hijau) nampak berbeda dengan distribusi tekanan pada dinding, tetapi ini sesuai dengan penelitian yang dilakukan oleh Papamoschou dan Zill. Setelah Mach stem, aliran terekspansi secara cepat dan kemudian terkompresi.



Gambar 5.11. Perbedaan pola distribusi tekanan pada dinding untuk pola FSS dan RSS (nosel N<sub>1</sub>). NPR = 2.0 (kiri) dan NPR = 1.8 (kanan).

### 5.2.2 Kriteria Prediksi Aliran Separasi Pada Nosel

Sebagaimana telah dirujuk pada Bab 2, prediksi teoritis terkait FSS telah dilakukan secara intensif baik untuk nosel kerucut maupun nosel TIC. Otslund, 2002, berpendapat bahwa prediksi tersebut tidak dapat berlaku secara luas karena mencakup spektrum parameter yang luas, diantaranya kontur nosel, properti gas, temperatur pembakaran, konfigurasi dinding dan kekasaran.

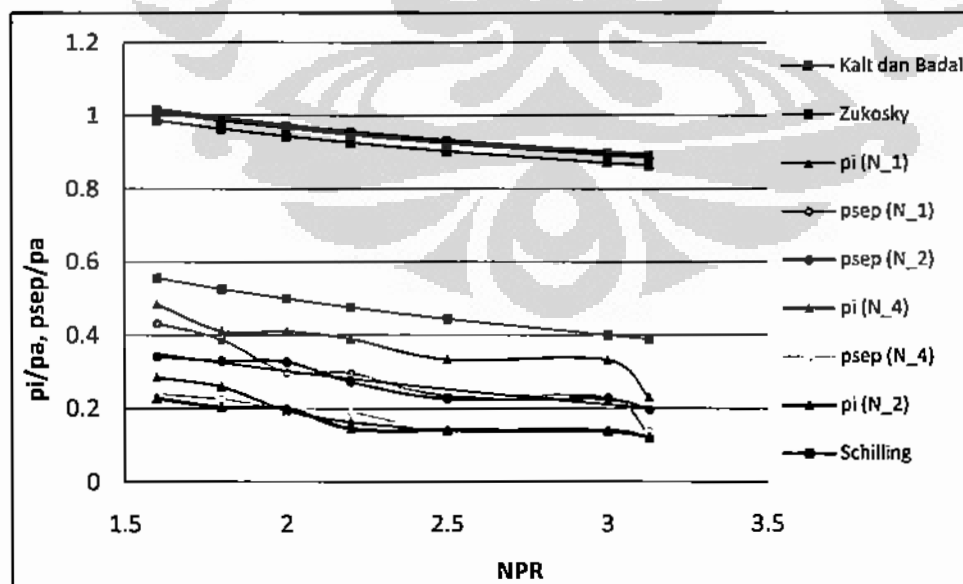
Menggunakan persamaan Schilling (persamaan 2.7), Kalt Badal (persamaan 2.7a) dan Zukoski (persamaan 2.9) dimana semuanya menggunakan nosel TIC, maka diperoleh grafik pada gambar 5.12 dan 5.13. Plot data untuk nosel N<sub>1</sub>, N<sub>2/3</sub> dan N<sub>4</sub> terletak dibawah garis untuk ketiga persamaan yang terbentuk. Hal ini wajar, mengingat ketiga persamaan tersebut diperoleh dengan eksperimen pada tekanan ruang bakar yang besar atau pada kecepatan (bilangan Mach) yang tinggi (antara  $M = 2 - 6$ ), sedangkan pada penelitian ini dilakukan pada kecepatan dan tekanan yang cukup rendah. Ketidakpastian yang berhubungan dengan rasio tekanan separasi,  $p_{sep}/p_a$ , untuk rasio tekanan ruang bakar kecil,  $p_c/p_a$  atau NPR, relatif cukup tinggi karena gradien tekanan statik

pada dinding adalah besar dan juga karena ada kemungkinan terjadinya aliran tak-simetri terjadi.

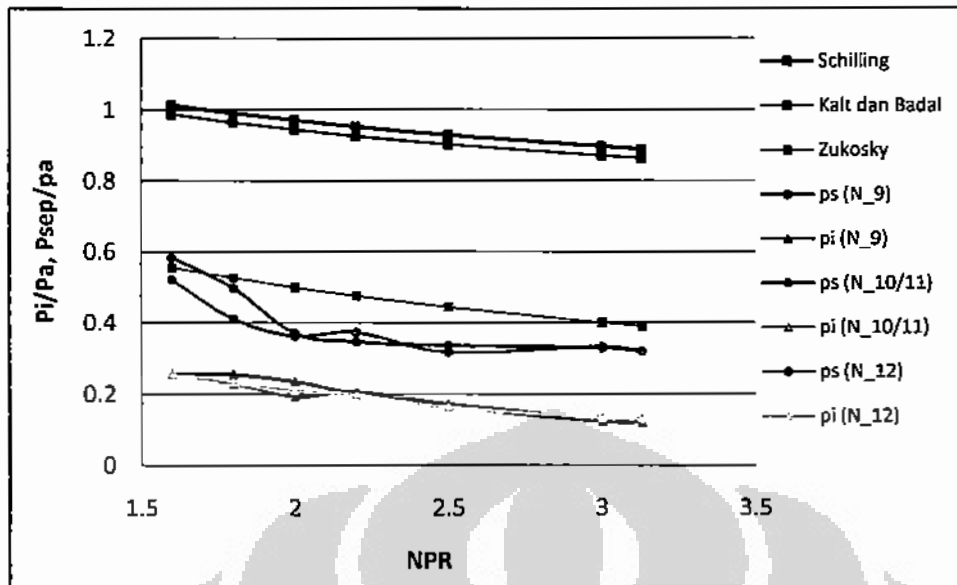
Dua buah grafik yang terbentuk lebih cenderung dan dekat pada model pendekatan yang diberikan oleh Zukoski, hal ini karena menggunakan media fluida yang sama, yaitu udara dengan  $\gamma = 1,4$ . Penggunaan nilai  $p_{sep}$  dalam plot grafik dapat dibenarkan untuk menggantikan nilai  $M_i$  atau nilai  $M_{sep}$ , hal ini karena nilainya dapat dikonversikan menggunakan persamaan isentropik,

$$M_i = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \left( \left( \frac{P_i}{P_o} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right) \right]^{1/2} \quad (5.4)$$

Tekanan separasi yang terjadi tepat sebelum shock yang terjadi diberikan oleh tabel 5.6, selanjutnya diplot dalam bentuk grafik yang diberikan oleh gambar 5.14, 5.15, 5.16 dan 5.17. Dari gambar tersebut dapat diperoleh hubungan antara nilai NPR dengan tekanan upstream shock. Dengan semakin mengecilnya NPR, maka tekanan upstream shock pada separasi juga semakin kecil dan sebaliknya.



Gambar 5.12. Prediksi separasi pada nosel N\_1, N\_2/3 dan N\_4

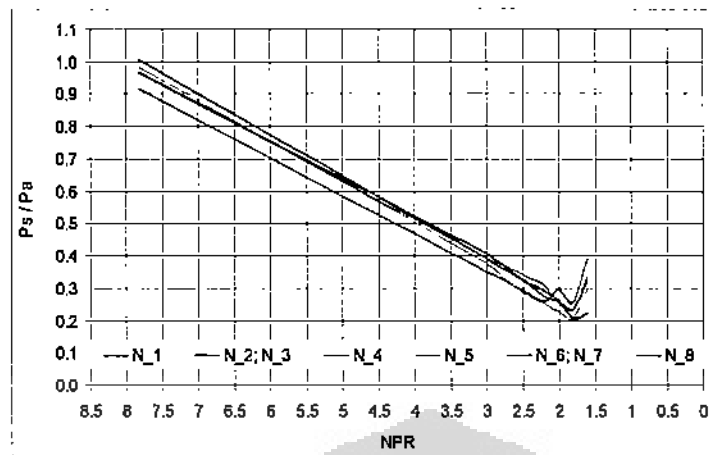


Gambar 5.13. Prediksi separasi pada nosel MLN N\_9, N\_10/11 dan N\_12.

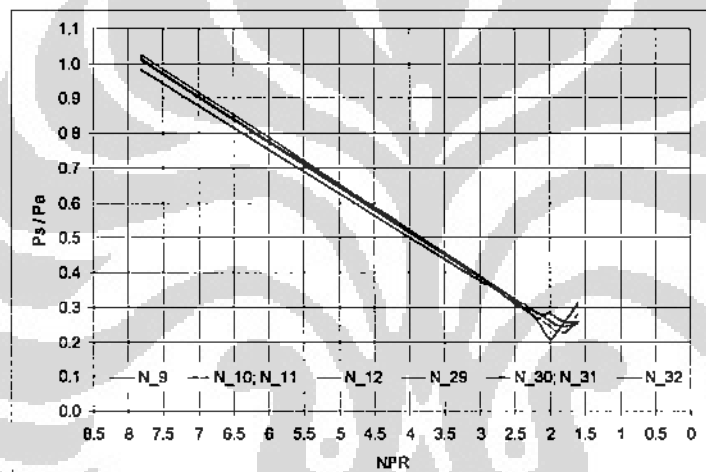
Tabel 5.6 Tekanan separasi (upstream shock) pada nilai NPR.

Nosel	NPR							
	7.825	3.13	3.00	2.50	2.20	2.00	1.80	1.60
1	0.9680	0.4217	0.4061	0.3266	0.2884	0.2622	0.2056	0.2217
2	0.9657	0.4092	0.3930	0.3410	0.3070	0.2547	0.2320	0.3342
4	0.9169	0.3670	0.3511	0.2936	0.2574	0.2947	0.2528	0.3893
5	0.9808	0.3918	0.3764	0.2854	0.2497	0.2279	0.2058	0.2942
6	1.0063	0.4070	0.3903	0.3222	0.2700	0.2564	0.2340	0.3200
8	1.0210	0.4159	0.3992	0.3347	0.2533	0.2841	0.3154	0.3950
9	0.9833	0.3931	0.3756	0.3152	0.2656	0.2072	0.2540	0.2567
10	1.0101	0.4026	0.3861	0.3071	0.2704	0.2461	0.2217	0.2795
12	1.0175	0.4053	0.3886	0.3226	0.2861	0.2595	0.2272	0.2497
13	0.9706	0.3890	0.3732	0.2732	0.2402	0.2189	0.1940	0.2320
14	0.9969	0.3984	0.3819	0.3055	0.2734	0.2506	0.2239	0.2268
15	0.9956	0.3969	0.3805	0.3101	0.2729	0.2511	0.2251	0.2213
16	1.0228	0.4118	0.3833	0.3089	0.2776	0.2580	0.2351	0.2540
17	0.9817	0.3919	0.3757	0.2727	0.2398	0.2186	0.1969	0.2372
18	1.0073	0.4027	0.3860	0.3040	0.2670	0.2633	0.2277	0.2344
19	1.0068	0.4023	0.3857	0.3120	0.2757	0.2540	0.2280	0.2540
20	1.0166	0.4054	0.3979	0.3049	0.2680	0.2547	0.2362	0.2930
21	0.9939	0.4098	0.3938	0.3343	0.3056	0.1885	0.1995	0.2750
22	1.0180	0.4199	0.4036	0.3426	0.3191	0.2274	0.2123	0.3376
24	1.0303	0.4255	0.4095	0.3457	0.3393	0.2974	0.2980	0.3860
25	0.9953	0.4100	0.3941	0.3343	0.3013	0.1814	0.1892	0.2538
26	1.0244	0.4173	0.4010	0.3395	0.3089	0.2353	0.2688	0.3047
27	1.0238	0.4171	0.4011	0.3395	0.3080	0.2457	0.2082	0.3274
28	1.0415	0.4200	0.4034	0.3415	0.3082	0.2504	0.2210	0.2985
29	1.0079	0.3952	0.3770	0.3147	0.2796	0.2830	0.2557	0.3168
30	1.0124	0.3992	0.3823	0.3190	0.2676	0.2810	0.2590	0.3072
32	1.0240	0.4091	0.3869	0.3074	0.2843	0.2586	0.2409	0.2581

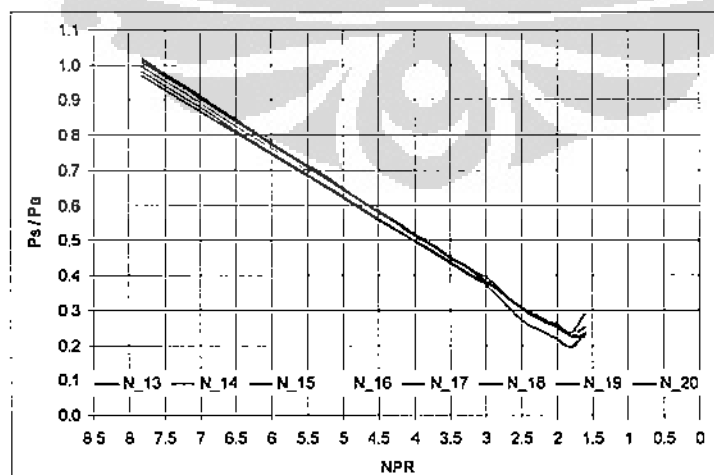




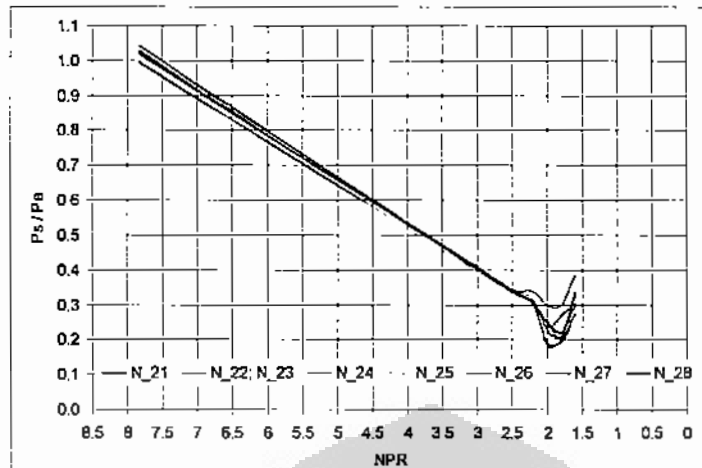
Gambar 5.14. Grafik NPR Vs  $P_s/P_a$  untuk nosel N\_1 s/d N\_8.



Gambar 5.15. Grafik NPR Vs  $P_s/P_a$  untuk nosel MLN dan Riise.



Gambar 5.16. Grafik NPR Vs  $P_s/P_a$  untuk nosel N\_13 s/d N\_20



Gambar 5.17. Grafik NPR Vs  $P_s/P_0$  untuk nosel N\_21 s/d N\_28.

### 5.3 SIDE LOAD

Otslund [2002] melaporkan bahwa interaksi shock-boundary layer ditemukan pada nosel yang sangat overexpansi merupakan sebuah *intermittent* dan merupakan fenomena 3-dimensi. Struktur mekanikanya dapat dipecah menjadi dua, frekuensi rendah yang diakibatkan oleh perubahan geometri daerah separasi, dan fluktuasi yang bersumber dari lapis batas daerah separasi. Bagian besar beban tekanan (*side-load*) pada dinding nosel overexpansi menggambarkan FSS bersumber dari fluktuasi tekanan dalam daerah interaksi shock-boundary layer. *Side-load* pada nosel terjadi selama operasi *start-up* atau *start-down*, juga selama operasi stasioner pada tekanan dibawah tekanan NPR desain dengan adanya aliran separasi, merupakan fenomena yang tidak diinginkan.

Sumber potensial terjadinya *side-load* yang dihasilkan oleh tekanan dinding tak-simetri di dalam nosel adalah [Hageman, 2000; Otslund 2002]:

1. Transisi pola separasi dari FSS ke RSS dan sebaliknya,
2. Garis separasi miring.
3. Tekanan berosilasi pada daerah aliran separasi dan re-sirkulasi.
4. Kopel aeroelastis.

Dari pengamatan yang dilakukan menggunakan instrumen uji, nampak bahwa transisi dari FSS ke RSS berlangsung sangat singkat dan hampir tak teramati ketika hanya menggunakan kamera kecepatan tinggi dengan kecepatan 600 fps. Gambar 5.18 dan 5.19 menyajikan hasil imaging menggunakan kamera kecepatan tinggi pada kecepatan 600 fps. Kedua gambar memperlihatkan perbedaan dimana, pola tak-simetri lebih nampak pada nosel N\_14 dibandingkan dengan nosel N\_16.



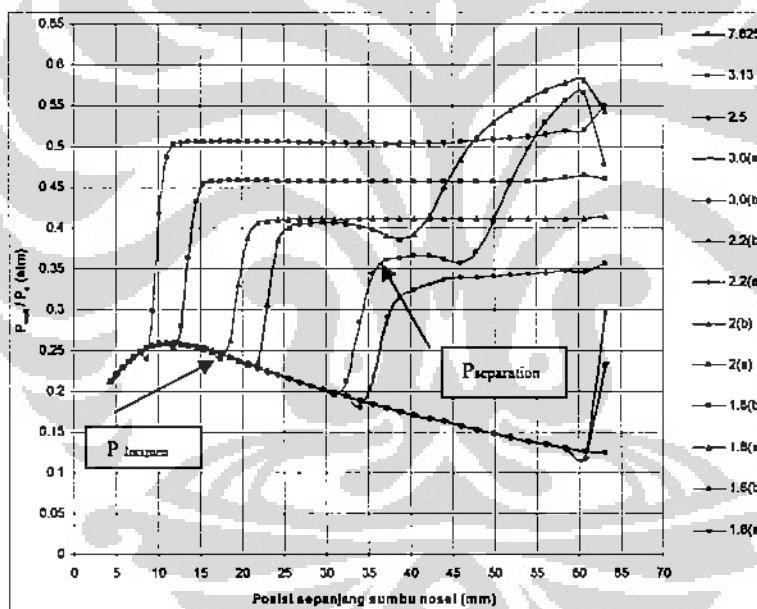
Gambar 5.18. Hasil imaging pola aliran dengan schlieren pada nosel N\_14 (Peralihan pola tak simetri menjadi simetri).



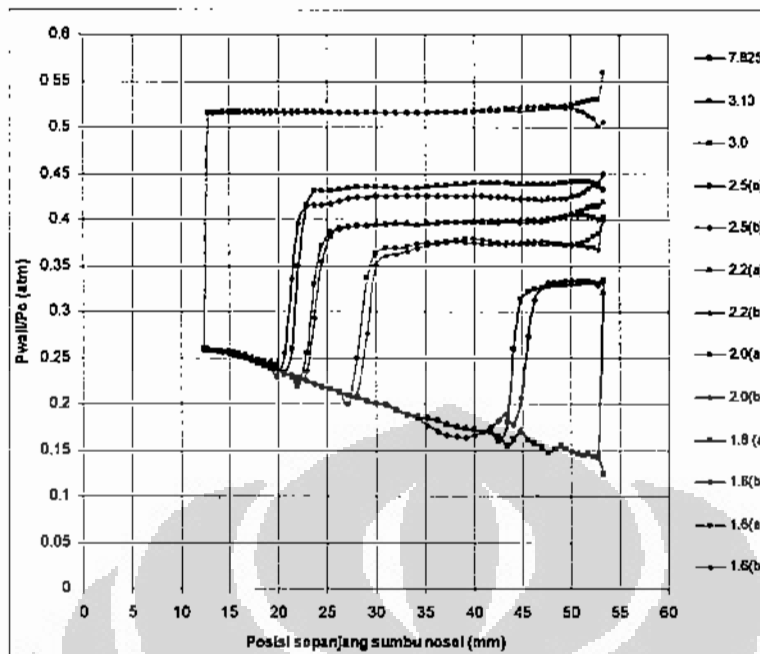
Gambar 5.19. Hasil imaging pola aliran dengan schlieren pada nosel N\_16 (Peralihan pola tak simetri menjadi simetri).

Pola separasi yang terjadi dikonversikan menjadi bentuk grafik tekanan pada dinding nosel,  $p_{wall}$ . Dengan memplot grafik antara  $p_{wall}/p_c$ , maka diperoleh grafik seperti pada gambar 5.20 pada nosel planar 2-dimensi MLN N\_1. Dari gambar tersebut tergambar bahwa pola tak-simetri terjadi pada NPR = 2 dan NPR = 1.8. Kedua separasi tersebut adalah pola RSS, dimana setelah itu (pada NPR = 1.6) separasi mengalami transisi menjadi pola FSS. Grafik yang terbentuk diperoleh dengan mencari titik terjadinya  $p_{sep}$ .

Sebagai perbandingan, diberikan pola separasi untuk nosel N\_5, dimana pola separasi yang terjadi juga tak-simetri pada NPR 2,5; 2,2; 2,0; 1,8 dan 1,6. Tetapi pola yang teramati adalah pola FSS untuk kesemua nilai NPR tersebut. Untuk model nosel yang lain grafiknya disajikan pada Lampiran 5.



Gambar 5.20. Pola separasi aliran overekspansi pada nosel N\_1.



Gambar 5.21. Pola separasi aliran overekspansi pada nosel N\_5.

Dari keseluruhan grafik yang ada dapat disimpulkan bahwa konfigurasi nosel mempunyai pola aliran separasi tersendiri yang bergantung pada desain bagian divergen, serta jejari kurvatur bagian throat. Setelah pola separasi dapat digambarkan, maka *side-load* dapat dihitung.

Berdasarkan data-data yang ada, dari keempat model penentuan *side-load*, maka yang paling mungkin dilakukan adalah model *tilted separation line*. Model ini adalah dengan mengukur panjang lokasi separasi tak-simetris pada dinding bagian atas nosel dan bagian bawah. Model ini merupakan dasar yang digunakan oleh Pratt and Whitney, Rocketdyne dan Aerojet untuk menggambarkan pola *side-load* pada desain nosel mereka. Prinsip dasar model ini dapat diilustrasikan oleh gambar 5.22.

Gaya *side-load* yang beraksi pada dinding nosel dinyatakan oleh:

$$F_{SL} = \int_0^L \int_0^{2\pi} (p_a - p_w) \cos \tau \cdot dA \quad (5.5)$$

Dimana  $dA$  adalah elemen permukaan nosel dan  $\tau$  adalah sudut divergen nosel. Jika distribusi tekanan dinding adalah axis-simetri, maka tidak ada *side-load* yang bekerja. *Side-load* yang berhubungan dengan persamaan 5.5 bekerja tegak lurus

terhadap sumbu nosel dan semua gaya aksial adalah berupa gaya dorong. Komponen gaya dorong tak-simetris pada arah sumbu nosel biasanya sangat kecil.

Persamaan *side-load* dapat dipecah menjadi tiga bagian, yaitu:

$$\begin{aligned}
 F_{SL} = & - \int_0^{x_{sepo}} \int_0^{2\pi} p_w \text{COST.} \vec{dA} \\
 & + \int_{x_{sepu}}^{x_{sepo}} \int_0^{2\pi} (p_a - p_w) \text{COST.} \vec{dA} \\
 & - \int_{x_{epo}}^{x_e} \int_0^{2\pi} p_w \text{COST.} \vec{dA}
 \end{aligned}$$

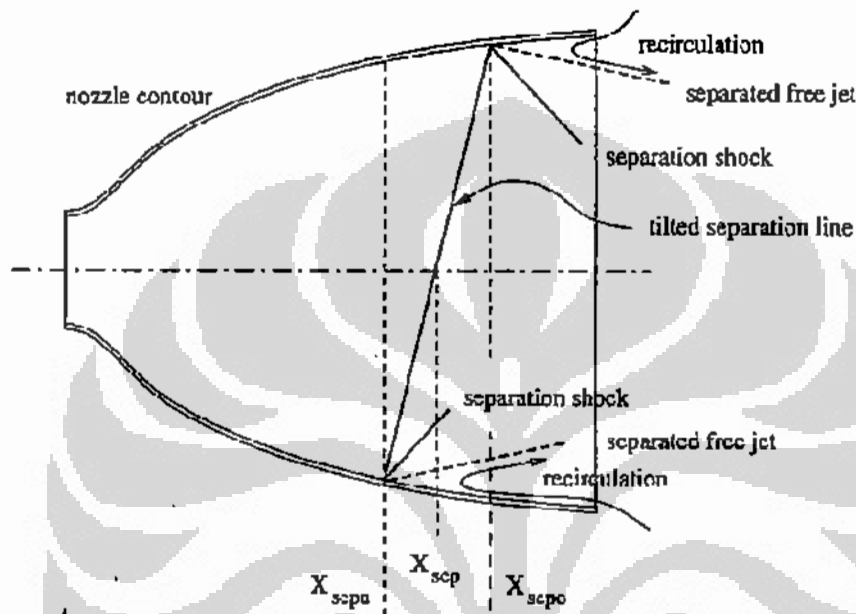
Bagian pertama menyatakan *side-load* yang terbentuk pada daerah aliran penuh pada dinding nosel karena distribusi tekanan tak-simetris. *Side-load* ini berhubungan dengan tak adanya separasi dalam nosel karena beroperasi pada NPR penuh. Pada nosel yang didesain dengan optimal, beban ini biasanya sangat kecil dan porsinya terhadap keseluruhan *side-load* sangat kecil, kurang dari 1% dari total gaya dorong. Dalam desain, beban ini dapat diabaikan, tetapi tidak pengaruh akibat distribusi tekanan karena tak-simetrisnya aliran pada perhitungan *side-load*.

Bagian ketiga dari persamaan menyatakan tekanan dinding pada daerah separasi nosel, pada daerah ini  $p_a$  dan  $p_w$  sama (aliran separasi simetri). Dengan alasan ini, *side-load* pada daerah ini (sepanjang separasi tidak terjadi pada daerah throat) adalah kecil dan dapat diabaikan.

Untuk perhitungan *side-load*, dengan demikian hanya diperlukan mengetahui distribusi tekanan pada daerah tak-simetri. Jika aliran separasi tak-simetri yang muncul, *side-load* diperoleh oleh integrasi daerah separasi:

$$F_{SL} = \int_{x_{sepu}}^{x_{sepo}} \int_0^{2\pi} (p_a - p_w) \text{COST.} \vec{dA} \quad (5.6)$$

Peningkatan tekanan yang terjadi pada daerah separasi terjadi sangat cepat dimana tekanan lonjakan dari tekanan dinding  $p_i$  menjadi tekanan eksternal  $p_a$  dapat diasumsikan. Dimana  $X_{sepu}$  dan  $X_{sepo}$  merupakan jarak dimana aliran separasi tak-simetri terjadi. Persamaan dapat disederhanakan menjadi:



Gambar 5.22. Prinsip dari *tilted separation line*.

$$F_{SL} = (p_a - p_{sep}) A_{SL} \quad (5.7)$$

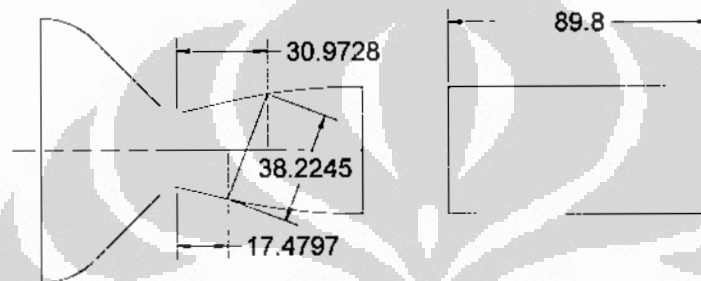
Dimana  $A_{SL}$  adalah proyeksi dari daerah dengan aliran separasi tak-simetri pada bidang tegak lurus terhadap arah *side-load* tersebut.

### 5.3.1 Perhitungan *Side-load*

Pengukuran *side-load* sesungguhnya membutuhkan pertimbangan karakter dinamik dari beban. Metoda perhitungan *side-load* yang digunakan disini menggunakan tekanan dinding pada berbagai titik dalam nosel. Hasil yang diperoleh tergantung pada ketepatan posisi titik terjadinya separasi. Dengan demikian kesalahan dapat saja terjadi.

Sebagai contoh perhitungan besarnya side load yang terjadi digunakan data nosel N\_1. Dari gambar 5.20 tampak bahwa aliran tak-simetri terjadi pada

NPR = 2 dengan nilai pada sumbu x adalah  $X_{sepo} = 30,9728$  dari throat dan  $X_{sepu} = 17,4797$ . Dengan demikian nilai  $A_{SL}$  dapat dicari dengan menggambarkan garis titik separasi dan diperoleh panjang garis 38.2245 mm sehingga diperoleh luas bidang  $A_{SL} = 34,33 \text{ cm}^2$  (gambar 5.23). Bila  $p_{sep}$  pada titik terluar adalah  $0,6892 \text{ kg/cm}^2$ , maka *side-load* yang terbentuk sebesar 10.6698 kg. sebuah angka yang cukup besar mengingat gaya dorong yang terjadi pada NPR = 2 hanya sebesar 39,4449 kg atau sekitar 27.0499%, atau sekitar 4.872% dari total gaya dorong optimal pada NPR 7.825.



Gambar 5.23. Menghitung penampang akibab terjadinya separasi tak-simetris.

### 5.3.2 Komparasi *Side-load*

Informasi *side-load* untuk beberapa ukuran nosel bel baik yang menggunakan *hot-gas* maupun *cold-gas* disajikan pada bagian ini untuk mengkomparasi hasil yang diperoleh. Tabel 5.7 memberikan perbandingan *side-load* yang terjadi pada beberapa nosel. Intensitas *side-load* tergantung pada nilai aktual NPR dan nilainya dapat berubah-ubah bergantung pada pola separasi tak-simetri yang terbentuk. Schmucker (1984), mengatakan bahwa nilai ini juga bergantung pada kontur nosel. Masih harus dicari, pada NPR berapa *side-load* menghasilkan nilai terbesar. Nilai ini nantinya dijadikan sebagai salah satu faktor desain nosel.

Tentu saja, untuk mendapatkan perbandingan yang tepat, semua nosel harus menggunakan media yang sama. Karena dari beberapa penelitian lain, temperatur memegang peran penting dalam terjadinya perbedaan pada pola separasi. Dengan demikian, *side-load* dapat dikarakterisasikan menjadi, *side-load* merupakan beban dinamis yang disebabkan oleh separasi tak-simetri dalam nosel;



besar *side-load* tergantung pada penampang yang terbentuk akibat seprang tak-simetri dan perbedaan antara tekanan dinding nosel dan tekanan udara sekitar.

Tabel 5.7 Komparasi persentase *side-load* pada beberapa nosel.

Nosel	Propelan	$F/F_{ac}$ (kN)	$P_c$ (bar)	$\epsilon$	$F_{sl}/F$
Atlas sustainer S-4	$O_2$ /benzine	270	40	25	0.2
		136			
Saturn F-1	$O_2$ /benzine	6700	65	10	0.01
		217			
Titan III-B	$N_2O_4$ /UDMH	1000	65	12	0.01
		217			
Saturn J-2D	$O_2/H_2$	1000 680	45	27.5	0.16
Saturn J-2S	$O_2/H_2$	1200 420	82	40	0.1
Bagus 2-D	Udara	200 Kg 39.45 Kg	7.825	1.6875	0.27 0.0487

Hasil yang diperoleh merupakan *side-load* dalam kondisi tekanan statis, padahal rialnya selain kondisi statis juga terjadi osilasi/fluktuasi. Osilasi atau fluktuasi disebabkan oleh dinamika motor/enjin roket. Penyebabnya antara lain:

- Fluktuasi pada titik separasi
  - Variasi pada titik separasi
  - Turbulensi pada BL
  - Osilasi tekanan dinding nosel,
    - Osilasi akibat tekanan pembakaran pada ruang bakar
    - Aliran akibat adanya back pressure
  - Reaksi kimia di dalam BL
- Drop tekanan yang tidak serempak dalam nosel
  - Kesalahan desain
  - Kondisi aliran yang tak sama ketika melalui throat nosel

Masih diperlukan usaha yang besar untuk mendapatkan nilai kuantitatif semua kondisi tersebut. Usaha pengukuran harus dilakukan, karena besarnya *side-load* yang diakibatkan oleh fluktuasi ini dapat jauh lebih besar dari kondisi statis.

## 5.4 POLA ALIRAN PADA NOSEL AXIS-SIMETRI

Sebagaimana telah diutarakan di depan, sebagai pembanding untuk melihat pola separasi telah didesain dua buah model nosel axis-simetri, yang meliputi:

1. Nosel axis-simetri 2-Dimensi.
2. Nosel axis-simetri parabolik, yang rencananya akan diaplikasikan pada Roket Peluncur Satelit (RPS) Lapan sebagai booter.

### 5.4.1 Pola Aliran Pada Nosel Axis-Simetri

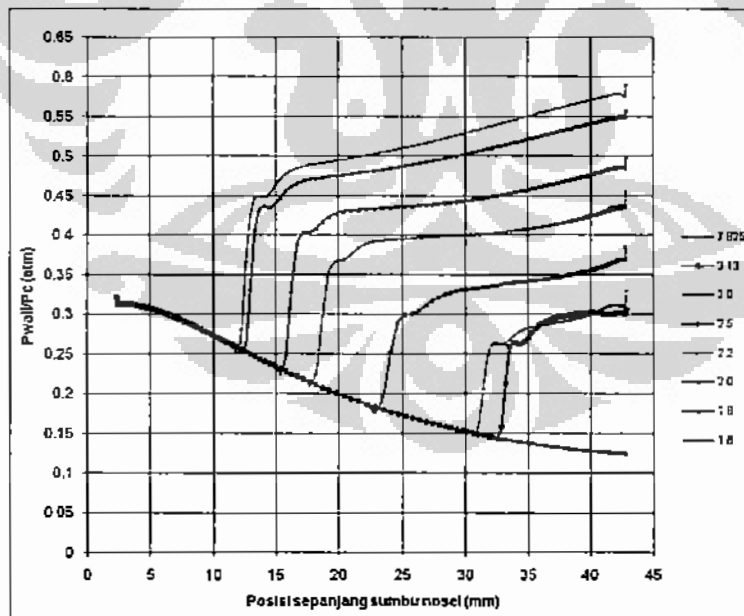
Dengan mengikuti model penomoran pada nosel planar, maka diperoleh sebanyak 12 buah model, dengan tidak lagi mengikut sertakan jejari kurvatur ONERA. Pola aliran separasi yang terbentuk tidak menggambarkan terjadinya RSS karena disimulasikan secara axis-simetri biasa, perlu diusahakan dengan simulasi 3D untuk mendapatkan pola separasi tersebut.

Dari hasil simulasi yang dilakukan, diperoleh bahwa nosel axy-MLN\_6 mempunyai gaya dorong yang terbesar. Pola separasi yang terbentuk diberikan oleh gambar 5.24. Besaran yang diperoleh diberikan pada tabel 5.8. Dari tabel tersebut terlihat bahwa, rata-rata gaya dorong yang diperoleh dari semua model nosel axis-simetri lebih rendah dari yang dihasilkan oleh nosel planar 2-dimensi. Gaya dorong terbesar diberikan oleh nosel axy-MLN\_6 sebesar 195,5457 kg sedangkan untuk planar N\_6 sebesar 220,9002 kg.

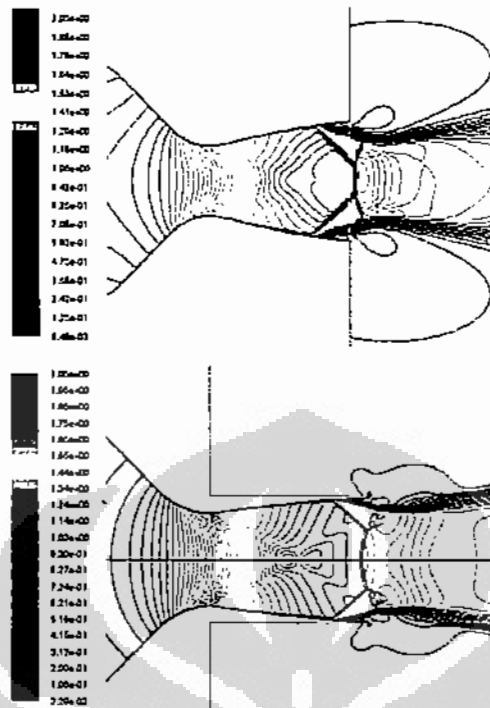
Pola separasi yang terbentuk antara planar 2-Dimensi dan axis-simetris juga sedikit berbeda, demikian juga posisi titik separasinya. Dengan demikian ke depan perlu dilakukan upaya melakukan simulasi 3-dimensional untuk mengamati pola separasi dan efek *side-load* yang timbul. Perbedaan kecil pola separasi diberikan pada NPR = 3.13 untuk konfigurasi upstream dan downstream yang sama (gambar 5.21). Pada model planar 2-D untuk NPR 3.13, maupun axis-simetri 2-D separasi sudah masuk cukup jauh ke dalam bagian divergen nosel. Perbedaan yang kecil ini, bila ketepatan desain telah dapat dipenuhi, dapat diasumsikan bahwa pola separasi yang terjadi pada axis-simetri dapat dimodelkan atau digambarkan oleh pola separasi 2-D. dengan demikian hasil penelitian seprasi pada model nosel planar 2D cukup memberikan gambaran pola separasi.

Tabel 5.8 Besaran yang terjadi pada nosel axis-simetri 2D MLN.

Besaran	NPR = 7.825					
	N_1	N_2 & N_3	N_5	N_6 & N_7	N_9	N_10 & N_11
Pe	0.9327	0.9375	0.9400	0.9583	0.9291	0.9675
Te	166.4690	166.5912	166.5918	167.2860	165.0501	168.0901
pe	1.9832	1.9905	1.9981	2.0281	1.9897	2.0362
ne	517.4588	517.1149	517.3686	516.0860	520.8382	514.1586
Me	2.0082	2.0071	2.0060	1.9964	2.0260	1.9867
me	3.6716	3.7170	3.6715	3.7170	3.6753	3.7171
F	193.6723	195.9356	193.6309	195.5457	195.1337	194.8170
Besaran	NPR = 7.825					
	N_13	N_14	N_15	N_17	N_18	N_19
Pe	0.9370	0.9597	0.9582	0.9411	0.9616	0.9612
Te	166.6987	167.6937	167.6182	166.7374	167.6666	167.6279
pe	1.9904	2.0241	2.0219	1.9990	2.0310	2.0307
ne	517.0293	514.9085	515.0650	517.0629	515.2579	515.3461
Me	2.0050	1.9922	1.9932	2.0041	1.9915	1.9920
me	3.6715	3.7170	3.7171	3.6715	3.7171	3.7171
F	193.5019	195.1006	195.1617	193.5151	195.2356	195.2700



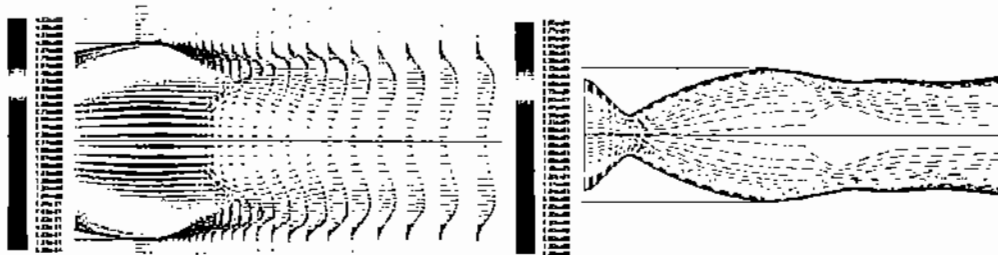
Gambar 5.24. Pola separasi aliran pada nosel axis-simetri axy-MLN\_6.



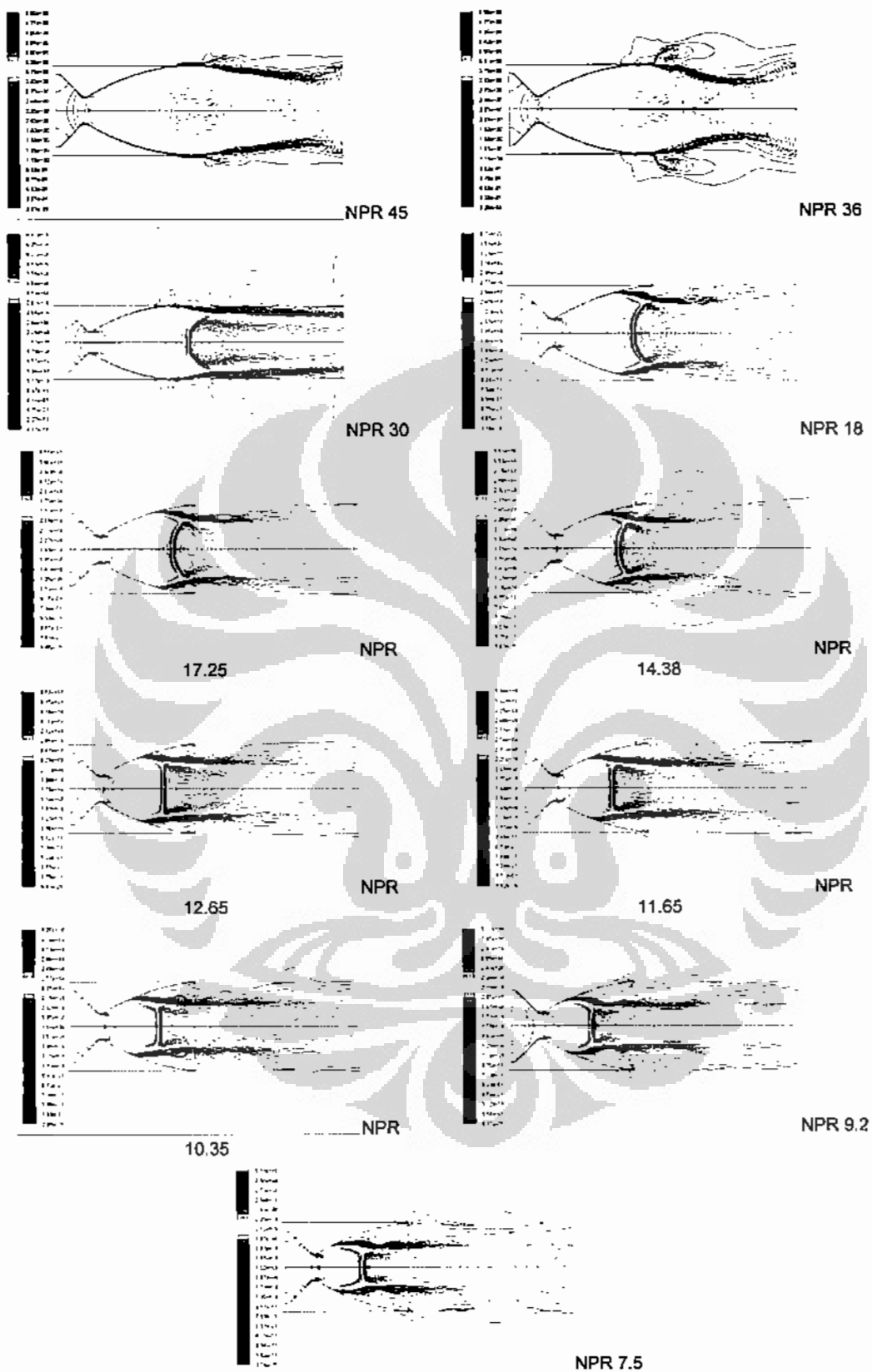
Gambar 5.25. Pola separasi pada nosel planar 2-dimensi (atas) dan axis-simetris dengan konfigurasi jejari upstream dan downstream sama pada NPR yang sama.

#### 5.4.1 Pola Aliran Pada Nosel Axis-Simetri Parabolik

Untuk mendapatkan gambaran yang menyeluruh tentang pola separasi, telah didesain nosel axis-simetri parabolik yang disimulasikan menggunakan media propelan yang digunakan LAPAN, properti propelan yang digunakan telah disimulasikan [Jihad, Soemardi, Priadi, 2007] setelah dibandingkan dengan data hasil simulasi yang dilakukan [Jihad, Rosita, 2006 dan Jihad, Saeri, Soemardi, 2006].



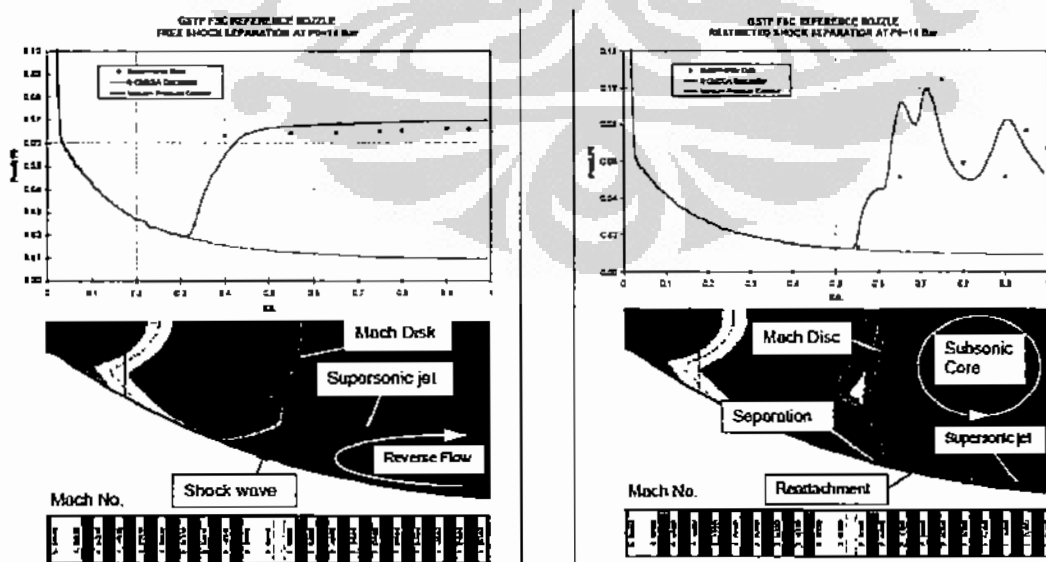
Gambar 5.26 Fenomena resirkulasi pada cap-shock pada nosel axis-simetri parabolik (NPR = 30).



Gambar 5.27 Pola separasi pada nosel Axis-simetri Parabolik dengan kecepatan Mach desain 3.34.

Pola aliran yang terbentuk pada nosel parabolik sangatlah berbeda dengan nosel ideal bel yang telah dilakukan. Pola separasi yang terjadi diberikan pada gambar 5.27. Hasil yang sama diperoleh oleh Hagemann, 2000 dan Otslund, 2002. Yang menarik dari pola yang terbentuk adalah terjadinya pola separasi dengan cap-shock (lihat gambar 1.1b), pola yang berbeda dengan model nosel ideal bel yang telah disimulasikan. Pada bagian cap-shock terdapat aliran yang terjebak ditengah-tengah aliran dan membentuk pusaran, hal yang tidak biasa. Pada aliran pada umumnya setelah terjadinya normal shock, masih akan timbul kecepatan walaupun sudah berkurang. Fenomena ini diberikan oleh gambar 5.26.

Sebagai perbandingan diberikan ilustrasi yang diberikan oleh Hagemann, pada gambar 5.28. Visualisasi terjadinya resirkulasi pada cap-shock diberikan oleh Stark (gambar 5.29) pada percobaan nosel DLR. Hanya saja baik Hagemann ataupun Otslund tidak memberikan gambar kontur terjadinya pola separasi FSS dan RSS, mereka hanya mengatakan kedua pola tersebut terjadi pada saat dilakukan eksperimen, baik menggunakan sub-scale ataupun full-scale. Demikian halnya, pada penelitian ini, fenomena terjadinya cap-shock merupakan fenomena 3-dimensional, dengan ke depan perlu diupayakan untuk membuat simulasi 3-dimensinya.



Gambar 5.28 hasil simulasi CFD yang diberikan oleh Otslund.



Gambar 5.29. Visualisasi medan aliran pada nosel DLR yang dikemukakan oleh Stark [Otslund, 2002]

## 5.5 OPTIMASI SEPARASI DAN *SIDE-LOAD*

Secara umum pemilihan nosel dibatasi oleh banyak hal, diantaranya:

- Tekanan disain
- Prediksi hubungan tekanan vs waktu (mendefinisikan tekanan rerata, waktu pembakaran)
- Properti propelan
  - Temperatur pembakaran
  - Konstanta termodinamika
  - Properti termokimia (antara lain rasio osidasi, indeks korisifitas) yang dinyatakan oleh hasil dari pembakaran.
- Ukuran throat (meliputi diameter, konfigurasi divergen, jejari kurvatur, sudut mula dan akhir)
- Rasio ekspansi
- Bobot, keandalan, biaya dan waktu pabrikasi dan pengembangan.

Sedangkan pemilihan konfigurasi nosel terkait separasi aliran dan *side-load* pada nosel disini adalah :

- Nosel yang memberikan rasio gaya dorong/bobot nosel lebih besar,

- Nosel dengan konfigurasi yang tidak menghasilkan separasi tak simetri.
- Nosel dengan tilted separation line paling kecil karena akan mempunyai *side-load* kecil.

Ketiga pertimbangan tersebut saling bergantung satu dengan yang lain. Pertama akan ditentukan perbandingan gaya dorong dan berat nosel. Berat nosel diasumsikan sebagai panjang nosel (non-dimensional) dengan asumsi, bahwa semua desain nosel yang dikemukakan mempunyai panjang bagian konvergen yang sama. Yang membedakan hanyalah pada bagian divergen, dengan demikian panjang nosel dianggap cukup mewakili.

Tabel 5.9 memberikan nilai perbandingan gaya dorong/berat nosel untuk masing-masing nosel. Sesuai kelompok nosel, dibedakan menjadi MLN murni (warna hijau), MLN modifikasi (warna netral), nosel kerucut (warna biru) dan nosel bel ideal Riise (warna merah). Untuk MLN murni nosel\_9 mempunyai perbandingan yang terbesar, untuk MLN modifikasi adalah nosel\_5, untuk nosel kerucut adalah nosel\_25, sedangkan untuk nosel bel ideal adalah nosel\_29. Tentu saja nosel bel ideal tidak dapat dipilih karena perbandingannya yang sangat kecil. Sedangkan untuk nosel kerucut, walaupun mempunyai perbandingan yang besar, tetapi juga tidak mencerminkan nilai yang sebenarnya pada aplikasi nosel untuk tekanan yang lebih besar. Berdasarkan kajian yang dilakukan, nosel kerucut pada tekanan ruang bakar yang lebih besar akan mempunyai berat yang lebih besar karena lebih panjang. Walaupun dari hasil simulasi, untuk semua nosel kerucut tidak dijumpai terjadinya separasi tak-simetri.

Dengan alasan tersebut, maka pemilihan dapat lebih menyempit menjadi model nosel MLN murni dan MLN modifikasi, dengan nilai perbandingan di atas 50, yang dimiliki oleh nosel\_1, 5, 6/7, 8, 9, 13, 17, 18, 19 dan 20. Langkah selanjutnya adalah mengamati pola separasi yang terjadi pada nosel-nosel tersebut. Untuk keperluan tersebut dapat dilihat pada Lampiran 4 dan Lampiran 5. Dari Lampiran 4 diperoleh untuk nosel-nosel tersebut adalah tak-simetri, simetri, simetri, simetri, tak-simetri, tak-simetri, tak-simetri, tak simetri, tak simetri, tak-simetri. Dari Lampiran 5 diperoleh bahwa nosel dengan pola tak-simetri dengan tilted separation line kecil adalah N\_5, N\_6/7, N\_8 dan N18. Dari keempat pilihan tersebut, maka nosel N\_6/7 dan nosel N\_8 akan mempunyai *side-load* yang kecil.

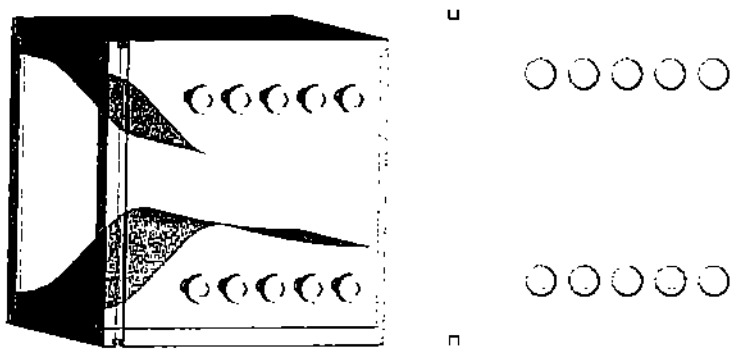


Dengan menggunakan perbandingan gayadorong/berat nosel, maka nosel N\_6/7 mempunyai harga yang lebih besar. Oleh karena itu konfigurasi nosel tersebut yang optimum bila ditinjau dari separasi dan *side-load*. Hasil tersebut ternyata bersesuaian dengan nosel axis-simetri N\_6/7 yang juga memberikan gaya dorong yang terbesar.

Gambar 5.30 menyajikan tiga buah model nosel yang digunakan (tampak samping dan potongan simetri untuk melihat jejari kurvatur throat), a) nosel planar 2-D dengan dinding transparan untuk mengamati pola separasi (fluida kerja udara,  $\gamma=1.4$ ), b) nosel axis-simetri sebagai pembanding (fluida kerja udara,  $\gamma=1.4$ ), dan c) nosel parabolik (fluida kerja propelan,  $\gamma=1.2$ ).

Tabel 5.9 Perbandingan gaya dorong terhadap bobot nosel.

Nosel	Panjang Nosel (non-dimensional)	Gaya dorong pada $NPR_{maks}$ (kg)	F/L
1	4.2972	216.5654	50.3969
2	4.5648	219.5845	48.1038
4	5.0397	222.8540	44.2197
5	3.9098	216.2547	55.3109
6-7	3.9752	218.8625	55.0570
8	4.0974	219.5437	53.5812
9	4.2259	216.1414	51.1468
10-11	4.3961	216.2818	49.1986
12	4.5898	218.8848	47.6893
13	4.2689	216.5496	50.7272
14	4.4396	218.6654	49.2534
15	4.4474	218.8358	49.2053
16	4.6411	217.0910	46.7758
17	3.9742	216.5089	54.4786
18	4.1319	218.8620	52.9688
19	4.1209	218.8539	53.1083
20	4.3147	216.9360	50.2784
21	3.1345	215.8014	68.8471
22-23	3.3733	217.8399	64.5777
24	3.7206	218.1794	58.6409
25	3.1186	215.2541	69.0226
26	3.2886	217.8060	66.2306
27	3.2931	217.4067	66.0189
28	3.4868	217.9119	62.4962
29	5.1030	215.7408	42.2772
30-31	5.2732	217.8140	41.3058
32	5.4669	218.4719	39.9627



a. Nosel planar 2-D



b. Nosel bel Axis-simetri



c. Nosel Parabolik

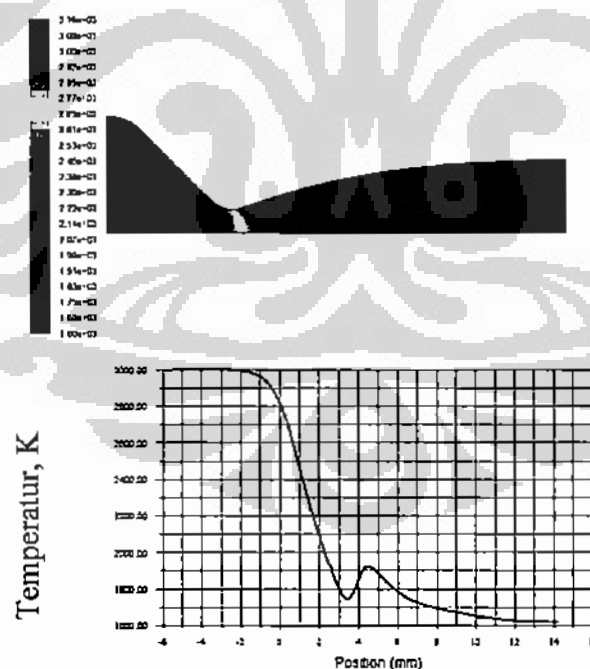
Gambar 5.30. Perbedaan desain tiga model nosel yang digunakan.

## 5.6 DISTRIBUSI TEMPERATUR

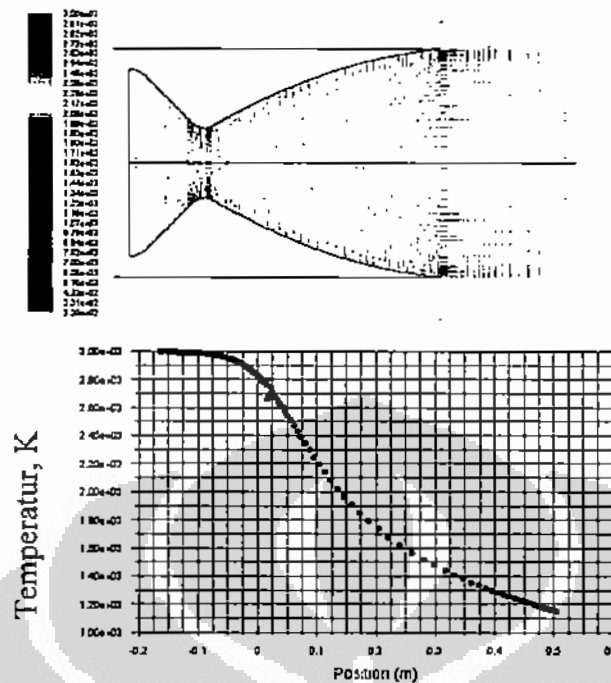
Kontur temperatur pada nosel axis-simetri MLN sebagaimana gambar 5.31. Dari gambar tersebut terlihat bahwa temperatur keluar nosel pada sumbu masih

berada pada 1600 K. Pada nosel parabolik, temperatur yang terjadi lebih rendah, lihat gambar 5.32. temperatur keluar nosel pada sumbu terlihat sekitar 1300 °C, dengan rata-rata pada bagian keluar nosel sebesar 1174.345 °C. Sedangkan pada bagian downstream throat sekitar 2300 °C. Sebuah angka yang cukup besar, sehingga perlindungan pada bagian throat dan bagian divergen mutlak diadakan.

Prinsip dasar enjin/motor roket adalah membakar propelan padat, cair atau gas yang mengandung fuel dan oxidizer pada ruang bakar bertekanan tinggi. Gas panas keluar melalui throat menuju bagian ekspansi nosel. Ini menimbulkan akselerasi pada gas dan konversi dari energi termal menjadi energi kinetik. Gaya dorong yang ditimbulkan oleh enjin/motor roket bergantung pada aliran masa yang melalui nosel, kecepatan exit gas dan tekanan pada exit nosel. Nosel mengendalikan semua variabel tersebut, dengan demikian desain nosel merupakan hal yang vital. Dua hal yang penting berkaitan dengan performa nosel adalah 1) menurunkan berat dan 2) meningkatkan kemampuan material yang tahan temperatur tinggi.



Gambar 5.31. Kontur temperatur pada nosel axis-simetri dengan properti propelan dan distribusi temperatur pada sumbu nosel.



Gambar 5.32. Distribusi temperatur pada nosel parabolik, temperatur ruang bakar diasumsikan sebesar 3000 K.

Dengan meningkatkan temperatur ruang bakar dan rasio tekanan antara tekanan ruang bakar dan tekanan exit, akan diperoleh gaya dorong yang lebih besar. Tetapi, spesifikasi material ruang bakar dan nosel juga akan meningkat. Material nosel tidak dapat bertahan karena panas pembakaran (1900-4200 K)<sup>NASA SP-8064</sup>, oleh sebab itu perlu dilindungi. Beberapa metoda (sendiri/bersama-sama) dapat digunakan untuk melindungi nosel:

- Radiative cooling: Strukturnya sederhana tetapi membutuhkan material dengan temperatur sangat tinggi (1400 K to 2000 K).
- Ablative cooling: Material ablatif dilekatkan pada bagian dalam nosel yang berguna sebagai pelindung panas. metoda ini dapat meningkatkan berat nosel dengan sejumlah pertimbangan.
- Film cooling: Gas dari turbin dihembuskan ke dalam nosel untuk menghasilkan lapisan di dinding nosel. Dibutuhkan material temperatur tinggi (1300 K to 2000 K).
- Dump cooling: propelan cair bertemperatur rendah dialirkan melalui tabung-tabung di dalam nosel. Dibutuhkan material dengan temperatur 1100 K dan kekuatan tabung sekitar 5 MPa.

- Regenerative Cooling: Sejumlah besar (20-100%) propelan cair bertemperatur rendah dialirkan ke dinding nosel sebelum masuk ke dalam ruang bakar. Dibutuhkan material yang bertemperatur lebih rendah (500K to 800K) tetapi membutuhkan tekanan tube yang besar (20 MPa hingga 40 MPa).

Nosel harus dapat menerima beban vibrasi yang besar, waktu transisi yang sangat cepat dari nol hingga beban maksimal (~1 detik), gradien temperatur yang sangat tinggi atau dalam lingkungan hidrogen (jika hidrogen cair digunakan). Pada saat yang bersamaan nosel harus ringan dengan keandalan tinggi. Tantangan terbesar dalam manufaktur nosel adalah bagaimanapun membuat nosel yang besar dengan struktur dinding yang tipis. Jika *dump* atau *regenerative cooling* yang digunakan, maka tingkat kesulitannya akan meningkat, terutama dalam menghasilkan tabung-tabung kecil yang presisi.

Selama lebih dari 50 tahun, material yang digunakan untuk nosel roket dan ruang bakar meliputi *stainless steels*, *nickel-based super alloys* dan *copper alloys* [Pilhagen, 2007]. Paduan ini dipilih karena kekuatannya yang besar dan konduktivitas termal yang tinggi, tetapi karena densitasnya yang besar berakibat mesin/motor yang dihasilkan berat. Sedang dilakukan upaya untuk menggantikan paduan logam pada mesin roket cair dengan komposit, tetapi masih membutuhkan waktu yang lama sampai benar-benar diaplikasikan. Material komposit telah digunakan sebagai nosel roket booster dan misil.

Secara umum, kebutuhan material untuk nosel roket didasarkan pada daerah temperatur hingga 4200 K adalah:

- Kekuatan dan keuletannya sebanding dengan Inconel 600 dan Haynes 230.
- Stabilitas metalurgi pada daerah temperatur tersebut.
- Sensitivitasnya rendah terhadap embrittlement hidrogen untuk material induk dan material las pada daerah temperatur (bila bahan bakar menggunakan LOX/LH<sub>2</sub>).
- Memungkinkan dilakukan perbaikan.
- Tidak sensitif terhadap kontaminasi copper.
- Mempunyai properti las yang baik

- Tidak membutuhkan perlakuan panas setelah pengelasan.
- Besaran fatik thermo-mechanical pada daerah temperatur. Hal ini mencakup properti isothermal Low Cycle Fatigue (LCF) dengan atau tanpa *dwell time* dan beban fatik dimana baik beban mekanis ataupun termal berubah dengan waktu.
- Besaran High Cycle Fatigue (HCF) yang baik.
- Fracture Toughness (FT) yang baik.
- Besaran Crack Growth Rate (CGR) yang baik.
- Besaran CGR pada daerah mekanika fraktur elastis dan anelastis.
- Ketahanan creep yang baik pada daerah temperatur.
- Ekspansi termal sebanding dengan Inconel 600 and Haynes 230.
- Konduktivitasnya sebanding dengan Inconel 600 and Haynes 230.
- Memungkinkan pembentukan dingin tanpa diikuti perlakuan panas.
- Kemampuan machining yang baik.
- Properti hot working yang baik.
- Densitas yang lebih rendah dari Inconel 600 and Haynes 230.
- Mudah diperoleh dan diproses.

Paduan yang dipilih harus memiliki kekuatan statis dan fatik yang baik dilingkungan udara dan hidrogen. Paduan tersebut harus mudah dibentuk pada temperatur kamar dengan proses pemesinan yang *sederhana*, dimana dimungkinkan untuk membentuk nosel tipe bel dengan tube pendingin. Perlakuan panas setelah proses las sebaiknya dihindari karena ukuran nosel serta banyaknya pengelasan. Perlakuan panas boleh jadi akan menyebabkan masalah dimensi akibat distorsi yang akan meningkatkan biaya.

Material yang kemungkinan dapat memenuhi kriteria ini (bila menggunakan propelan LH<sub>2</sub>) adalah paduan austenitik diperkuat. Stainless steels austenitik lebih tahan terhadap *embrittlement* hidrogen daripada stainless steels feritik. Material austenitik secara umum tidak mempunyai transisi dari ulet (ductile) menjadi getas (brittle) pada temperatur cryogenik dan umumnya tidak memerlukan perlakuan panas setelah pengelasan. Kemungkinan material yang

sesuai adalah paduan super dasar nickel atau cobalt, stainless steel austenitik atau copper.

Material yang banyak dikaji dewasa ini untuk digunakan sebagai material nozzle adalah stainless steel 16-2-8, 21-6-9, 22-13-5 dengan kode produksi Nitronic 30, Nitronic 40 dan Nitronic 50 [Marchi, 2004; Robinson, 2001 dan AK Steel Bulletin N30-B-08-2007]. Nitronic 30 mempunyai kemampuan di atas paduan austenit 304L dengan kekuatan yield 50% lebih tinggi. Kelemahan yang menonjol dari Nitronic 30 adalah ketahanan terhadap temperatur yang kurang baik, sehingga perlu perlindungan ekstra. Untuk menutupi kelemahan Nitronic 30 dapat digunakan Nitronic 40 yang mempunyai ketahanan terhadap temperatur yang lebih baik. Sedangkan untuk penggunaan di lingkungan Hidrogen yang lebih intens dapat digunakan Nitronic 50 yang mempunyai kekuatan tarik lebih tinggi dari Nitronic 40.

Khusus nosel roket padat, yang umum dilakukan adalah memberikan perlindungan pada bagian throat (*insert*) dengan material ablatif. Ada enam grup material yang biasa digunakan sebagai insert throat nosel, yaitu:

- a. Reinforced plastics
- b. Polycrystalline graphite
- c. Pyrolytic graphite
- d. Refractory metal
- e. Carbon/carbon composite
- f. Ceramic

Grafit polikristalin atau monolitik grafit merupakan material yang relatif murah yang dapat dibentuk dengan molding atau ekstrusi, grafit dengan grain yang halus banyak digunakan dalam desain nosel karena biaya yang relatif murah, ketahanan erosi tinggi dan dapat dikombinasikan dengan grafit pirolitik dan carbon/carbon untuk dapat tahan pada temperatur hingga 2500 C. Kelemahannya terletak pada kekuatan yang rendah, bersifat getas sehingga aplikasinya harus tebal atau support secara struktural yang membatasinya untuk diaplikasikan pada roket berukuran besar. Gambar 5.33 memperlihatkan bagaimana grafit mudah retak karena sifatnya yang getas, retak terjadi akibat *mishandling*.

Kerusakan grafit polikristalin di dalam nosel biasanya terjadi pada saat penyalaan awal dimana permukaan atas menjadi panas, sedangkan permukaan bawah tetap dingin. Karena sifatnya yang relatif getas, dan tegangan termal lebih mudah meretakannya, khususnya jika terjadi pembebanan tidak merata. Grafit sering tidak mengalami penjalaran retak, retakan cenderung terpropagasi menjadi kerusakan hebat yang biasanya terpentil.

Grafit pirolitik mempunyai berat jenis yang relatif besar ( $2.2 \text{ gr/cm}^3$ ), ketahanan erosi yang baik, lebih mahal. Di dalam aplikasi nosel umumnya digunakan sebagai coating. Sifatnya lebih sensitif terhadap kondisi proses material<sup>NASA SP-8115</sup>. Logam refraktori yang banyak digunakan untuk aplikasi nosel adalah Tungsten dan paduan tungsten, khususnya bila erosi throat nosel tidak dikehendaki. Tungsten karbida juga banyak diaplikasikan sebagai pelapis bagian dalam nosel. Bila dikehendaki suhu lebih tinggi dapat digunakan TiC dengan boiling point 5093 K. Sedangkan keramik, karena sifatnya yang getas tidak banyak digunakan sebagai insert nosel dan lebih banyak digunakan sebagai pelapis saja.



Gambar 5.33. Retak yang dijumpai pada grafit nosel roket RX-320 LAPAN (kiri) dan pada Raket D230 (kanan).

## 5.7 PERTIMBANGAN MANUFAKTUR

Hal mendasar yang perlu diperhatikan untuk mendapatkan aliran yang simetri ketika nosel dioperasikan adalah segi manufaktur. Akurasi dibutuhkan



agar aliran yang keluar nosel benar-benar paralel terhadap sumbu nosel, penyimpangan terhadap hal ini akan mengakibatkan terjadinya *thrust vectoring*. *Thrust vectoring* yang diakibatkan oleh kesalahan manufaktur sangatlah tidak diharapkan karena akan mengakibatkan roket membelok membentuk sudut tertentu. Pada roket kendali hal ini masih dapat disetimbangkan untuk mengembalikan roket pada arah posisi yang benar. Sedangkan pada roket balistik *unguided*, arah posisi roket tidak dapat disetimbangkan kembali, sehingga akan salah sasaran (tidak tepat target).

Beberapa aspek lain yang patut dipertimbangkan adalah kehalusan permukaan dalam nosel, sebagai laluan aliran. Kekasaran permukaan tentu saja akan menambah rugi-rugi gaya karena hambatan yang ditimbulkannya. Selain itu, kekasaran permukaan juga dapat menyebabkan terjadinya *heat concentration* yang berpengaruh sangat buruk pada *thermal stress* material. Kekasaran permukaan juga dapat menimbulkan garis aliran yang tidak simetri dan menyebabkan aliran tak-simetri. Bila kekasaran ini mengakibatkan aliran tak-simetri yang sangat besar sesuai model *tilted separation line*, maka side-load yang terbentuk juga akan semakin besar.

Bila beberapa hal yang telah diuraikan diatas terjadi, maka jelas sekali akan berpengaruh pada usaha optimasi yang telah dilakukan. Untuk itu maka pemilihan metode manufaktur sangat penting dilakukan. Pada penelitian yang dilakukan, semua model nosel dibentuk dengan mesin CNC yang diharapkan dapat memberikan kehalusan permukaan, keakuratan dimensi, serta simetri terhadap sumbu nosel.

Metoda manufaktur yang lebih modern dapat dipertimbangkan sebagai salah satu cara untuk mendapatkan hasil seperti yang diharapkan. Sebagai contoh adalah nosel Volvo Aero, SWEA, dengan metode manufaktur modern pada roket Vulcain 2, Ariane 5 ECA, dapat memberikan tambahan *payload* sebesar 100kg. bagian dalam nosel diproduksi menggunakan "*automated ultrasound controlled milling*" untuk menghasilkan keakuratan pada lembaran tube 0.6 mm, sedangkan bagian luar dilakukan pengelasan dengan "*automated laser welding*" menggunakan X-ray real time yang dapat mendeteksi sambungan las yang tersembunyi.

## BAB 6

### KESIMPULAN

Dari hasil desain dan simulasi terhadap model nosel, maka dapat ditarik beberapa kesimpulan sementara:

1. Desain nosel supersonik MLN 2-D yang dibuat sudah optimum, hal ini didasarkan pada verifikasi yang hasilnya adalah:
  - a. Didasarkan pada kemampuan mendapatkan nilai nisbah ekspansi sesuai dengan kecepatan desain, maka menggunakan jumlah garis karakteristik 500 buah kesalahan relatifnya adalah nol.
  - b. Verifikasi menggunakan referensi untuk kecepatan yang sama, nilai besaran yang diperoleh sama.
  - c. Verifikasi menggunakan software CFD, hasilnya mendekati nilai nilai desain yaitu  $M = 2$  dan  $P_e = 1$  atm.
  - d. Prediksi gaya dorong yang dilakukan sesuai dengan hasil simulasi CFD
2. Tiga pola aliran teramati pada NPR desain (7.825), yaitu pola aliran overekspansi, aliran optimal dan pola aliran underekspansi. Dan diperoleh 5 tipe aliran pada NPR rendah. Pola refleksi regular yang menghasilkan Mach diamond dan refleksi singular yang menghasilkan Mach disk, keduanya ditemukan dalam model nosel.
3. Pola separasi merupakan hal yang spesifik dan tergantung pada desain noselnya. Variasi pada daerah jejari throat memberikan pengaruh terhadap terbentuknya pola aliran separasi.
4. Desain nosel bel MLN dapat digunakan, karena memberikan besaran aliran yang tidak jauh berbeda dengan model lainnya. Hanya saja daerah tajam seputar throat harus dapat diminimalisir terhadap abrasi dan *heat concentration*. Model nosel bel MLN modifikasi dapat dijadikan pengganti nosel bel MLN, karena memberikan besaran aliran yang cukup serta panjang yang sama.
5. Terdapat kontradiksi hasil penelitian dengan Nebbache, menyangkut terjadinya pola aliran tak-simetris berdasarkan batasan yang dikemukakan oleh Romine.

Nebbache berpendapat untuk  $NPR > 1,75$ , maka pola alirannya adalah simetris dan untuk  $NPR < 1,68$  diperoleh asimetris. Pada beberapa model nosel diperoleh aliran asimetris pada  $NPR > 1,75$ . Hal ini masih akan dipelajari lagi. Dan diperoleh pola simetris pada  $NPR = 1,6$ , misalnya pada  $N_1$ .

6. Dengan meningkatkan nisbah tekanan ( $NPR$ ), maka tekanan separasi pada upstream shock meningkat secara linier. Terjadi anomali sekitar nilai ambang yang disyaratkan menurut persamaan Romine. Anomali disebabkan oleh perubahan sudut oblique shock yang terbentuk dan mempengaruhi Mach stem. Diperoleh hubungan linier antara  $NPR$  vs  $P_s/P_a$  dan terjadi anomali pada kondisi  $NPR$  2 - 1.6 dimana tekanan separasi mengalami peningkatan.
7. Perbedaan pola aliran diyakini dipengaruhi oleh desain kontur nosel. Pada beberapa nosel teramati terjadinya pola FSS dan RSS sedangkan pada beberapa model lainnya pola RSS tidak nampak.
8. Kriteria prediksi yang dibuat untuk nosel planar 2D dengan media udara, mendekati prediksi yang dikemukakan oleh Zukoski, meskipun nilainya lebih dibawah. Hal ini boleh jadi karena Zukoski menggunakan tekanan tinggi dan kecepatan Mach besar.
9. Pola separasi tak-simetri menghasilkan *tilted separation line* yang digunakan sebagai dasar perhitungan side-load. Sebagai contoh untuk nosel  $N_1$  diperoleh side-load sebesar 10,6698 kg atau sekitar 27% dari gaya dorong pada  $NPR$  tersebut atau 4,872 dari besara gaya dorong pada kondisi optimal.
10. Pola alira pada nosel axis-simetri tidak ditemukan terjadinya mosel RSS, hal ini dikarenakan untuk nosel axis-simetri fenomena RSS merupakan daerah 3-dimensi.
11. Untuk nosel tipe parabolik atau TOP, aliran separasi memberikan pola cap-shock. Pola yang tidak akan diijumpai pada model nosel lainnya, dengan demikian pola separasi juga dipengaruhi oleh bentuk bagian divergen nosel.

## DAFTAR PUSTAKA

- Almqvist, Marcus, 2005, *Semi Empirical Model for Supersonik Flow Separation in Rocket Nozzle*, Thesis, Master of Science Programme in Space Engioneering, Universitas Teknologi Lulea, Dept. Ilmu Penerbangan, Swedia, ISSN: 1402-1617.
- Anderson Jr., John D., 2005, *Ludwig Prandtl's Boundary Layer*, J. of Physics Today, American Institute of Physics, S-0031-9228-0512-020-1, Desember 2005, pp. 42-48.
- Anderson, John D. Jr., 2003, *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*, 3<sup>rd</sup> ed, McGraw-Hill Companies, Inc., New York, pp.183-186.
- Anderson, John D. Jr., 1995, *Computational Fluids Dynamics: The Basic with Applications*, International Edition, McGraw-Hill Book Co., Singapore.
- Anon, NASA SP-8120, 1976, *Liquid Rocket Engine Nozzles*, Nasa Space Vehicle Design Criteria, Sunnyvale, California.
- Anon, NASA SP-8115, 1976, *Solid Rocket Motor Nozzles*, 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, 1-3 Juli, Lake Buena Vista, Florida, NASA TM-107285, AIAA-96-2582.
- Chang, I Shih, et al., 2005, *Unsteady Navier-Stokes Rocket Nozzle Flows*, 41<sup>st</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 11-13 Juli 2005, Tucson, Arizona, AIAA 2005-4353.
- Chapman, Dean R., et al., 1957, *Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition*, NACA TN-3869.
- Chiou, J, N., Hung, R. J., 1974, *A Study of Forced Flow Separation in Rocket Nozzle*, Final Technical Report, Universitas Alabama, Alabama.
- Dick, William A., et al., 2000, *Integrated Simulation of Solid Propellant Rockets*, Space Solid Propulsion Rome 21-24 November 2000.
- Frey, M., Hagemann, G., 1998, *Status of Flow Separation Prediction in Rocket Nozzles*, 34<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE joint Propulsion Conference & Exhibit, July 13-15, 1998, Cleveland, Ohio, AIAA 98-3619.

- Frey, M., et al., 2002, *European Cooperatin on Flow Separation Control*, 4<sup>th</sup> International Conference on Launcher Technology, Space Launcher Liquid Propulsion, Liège, Belgia 3-6 December, 2002.
- Frey, M., Hagemann, G., et al., 2005, *Joint European Effort Towards Advanced Rocket Thrust Chamber Technology*, 6th International Symposium on Launchers Technologies, Munich, Allemagne 8-11 novembre 2005, Jerman.
- Gamble, E., Terrell, P.E., D., DeFrancesco, R., 2004, *Nozzles Selection and Design Criteria*, AIAA-2004-3923.
- Gokhale, S. S., dan Suresh, R., 1997, *Numerical Computations of Internal Flows for Axisymmetric and Two-Dimensional Nozzles*, Int. Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 25, hal 599-610.
- Hamed, A., et al., 1998, *Three Dimensional Flow Effect And External Interaction in Over-expanded 2D-CD Nozzle*, Dept. of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics, Cincinnati University, Cincinnati.
- Hamilton, Cristianne Rhea, 2003, *Design of Test Sections for a High Enthalpy Wind Tunnel*, Thesis, Dept. of Aerospace Engineering, Mississippi State University, Mississippi, USA.
- Jihad, Bagus H., Rosita, Geni, 2006, *Simulasi Performa Teoritis Energetik Propelan*, Proseding Seminar Teknologi Simulasi II: Simulasi dan Optimasi untuk Aplikasi Industri Proses, Manufaktur dan Energi, Yogyakarta, 21 September 2006, Jurusan Teknik Mesin dan Industri, Universitas Gajah Mada, hal VIII-1 s/d VIII-7.
- Jihad, Bagus H, Saeri, Soemardi, Tresna P., 2006, *Perhitungan Impuls Spesifik (Isp) Teortis Propelan*, Proseding Seminar Teknologi Simulasi II: Simulasi dan Optimasi untuk Aplikasi Industri Proses, Manufaktur dan Energi, Yogyakarta, 21 September 2006, Jurusan Teknik Mesin dan Industri, Universitas Gajah Mada, hal VIII-8 s/d VIII-17.
- Jihad, Bagus H., Rosita, Geni, 2006, *Perbandingan Hasil Simulasi Performa Energetik Propelan antara GDL ProPEP dan GuiPEP*, Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin V, Departemen Teknik Mesin, Universitas Indonesia, Depok, 21-23 November 2006.
- Jihad, Bagus H., Samosir, G., Soemardi, Tresna P., 2006, *Studi Pemilihan Sistem Visualisasi Aliran Untuk Model Nosel*, Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin V, Departemen Teknik Mesin, Universitas Indonesia, Depok, 21-23 November 2006.
- Jihad, Bagus H., Priadi, Dedi, Soemardi, Tresna P., Siradj, Eddy S., 2008, *Perbandingan Desain Nosel MLN Supersonik 2\_Dimensi pada Beberapa*

*Temperatur Kerja*, Seminar Nasional Mesin dan Industri (SNMI4), Jakarta 28 Agustus 2008.

- Jihad Bagus H., Priadi, Dedi, Soemardi, Tresna P., Siradj, Eddy S., 2008, *Desain Divergen Nosel Supersonik 2-Dimensi Menggunakan MOC*, Seminar Nasional Mesin dan Industri (SNMI4), Jakarta 28 Agustus 2008.
- Jihad Bagus H., Priadi, Dedi, Soemardi, Tresna P., Siradj, Eddy S., 2008, *Aliran Turbulen pada Nosel Konvergen Divergen Tipe Bel*, Seminar Nasional Teknologi Simulasi IV (TEKNOSIM 2008), UGM 16 Oktober 2008.
- Jihad Bagus H., Priadi, Dedi, Soemardi, Tresna P., Siradj, Eddy S., 2008, *Aliran Inviscid Melalui Nosel Supersonik Konvergen-Divergen*, Seminar Nasional IPTEK Dirgantara XII Tahun 2008, Jakarta, 5 November 2008.
- Jihad Bagus H., Priadi, Dedi, Soemardi, Tresna P., Siradj, Eddy S., 2008, *Implikasi Desain Kurvatur Throat Terhadap Kinerja Nosel Konvergen-Divergen*, Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM-VII), Manado, 4-6 November 2008.
- Jihad Bagus H., Priadi, Dedi, Soemardi, Tresna P., Siradj, Eddy S., 2008, *Pengaruh Dimensi Kontur Throat Nosel Konvergen-Divergen Terhadap Gaya Dorong*, Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM-VII), Manado, 4-6 November 2008.
- Heath, Michael T. and Dick, William A., 2000, *Virtual Prototyping of Solid Propellant Rockets*, IEEE Computing in Science & Engineering 1521-9615, March/April 2000, pp. 20-32.
- Hunter, C. A., 1998, *Experimental, Theoretical, and Computational Investigation of Separated Nozzle flows*, 34<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ ASEE joint Propulsion Conference & Exhibit, July 13-15, 1998, Cleveland, Ohio, AIAA 98-3107.
- Hagemann, G., Immich, H., Nguyen, TH., Dumnov, G., 1998, *Advanced Rocket Nozzles*, J. of Power and Propulsion, Vol. 14, No. 5, September-Oktober 1998, pp. 620-634.
- Hagemann, G., Ternhard, M., Frey, M., Reijasse, P., Onofri, M., Nasuti, F., dan Ostlund, Jan., 2000, *Flow Separation and Side-Loads in Rocket Nozzles*, 4<sup>th</sup> International Symposium on Liquid Space Propulsion, March 2000, DLR Lampoldshausen, Jerman.
- Hagemann, Gerald, Alting, Jan. Preclik, D., 2003, *Scalability for Rocket Nozzle Flow Based on Subscale and Full-Scale Testing*, J. of Propulsion and Power Vol. 19, No. 3, May-June 2003.

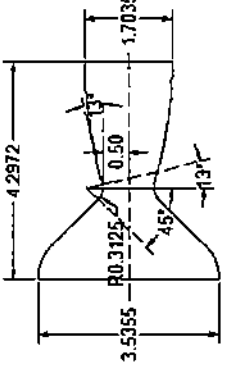
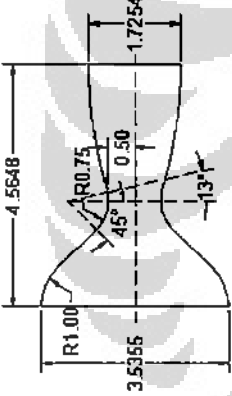
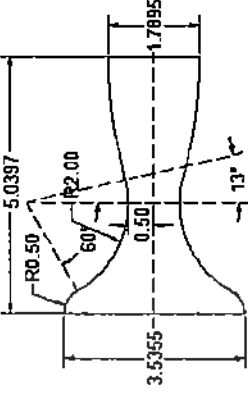
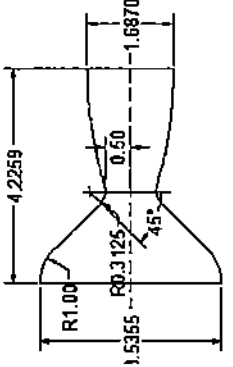
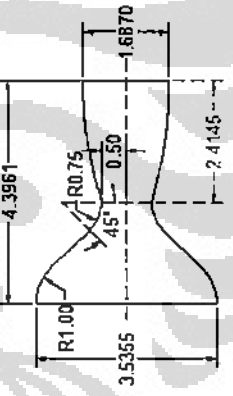
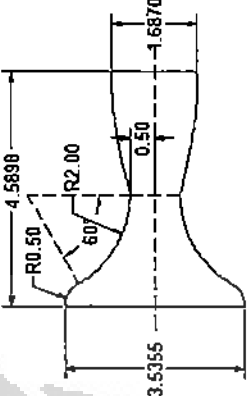
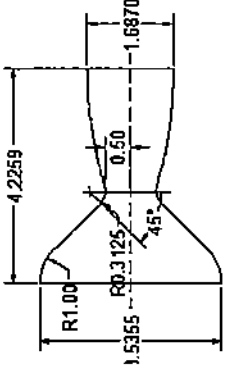
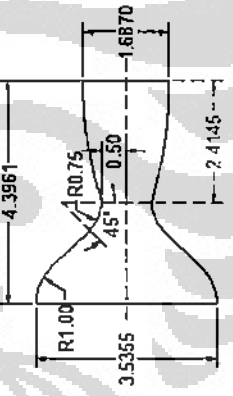
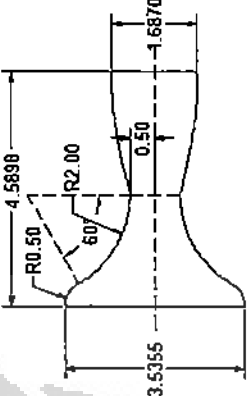
- Horstman, C. C., et al., 1981, *A Reattaching Free Shear Layer in Compressible Turbulent Flow: A Comparison of Numerical and Experimental Results*, AIAA 19<sup>th</sup> Aerospace Sciences meeting, 12-15 January 1981, NASA TM-81-207525.
- Jankovsky, Robert S., 1996, *Experimental Performance of a High Area Ratio Rocket Nozzle of High Combustion Chamber Pressure*, NASA TP-1996-3576.
- Jankovsky, Robert S., and Smith, Timothy D., 1999, *High Area Ratio Rocket Nozzle at High Combustion Chamber Pressure Experimental and Analytical Validation*, NASA TP-1999-208522.
- Kalse, S. G. C., et al., 2003, *A One-Dimensional Viscous-Inviscid Strong Interaction Model for Flow in Indented Channel With Separation and Reattachment*, Journal of Biomechanical Engineering, ASME, Vol 125, Juni 2003, pp 355-362.
- Lam, C. Y., Liu, C. Y., 1999, *An Experimental Facility for Compressible Flow*, Int. J. Engng. Vol. 15, No, 1, pp. 58-63.
- Lawrence, Roy A., 1967, *Symmetrical and Unsymmetrical Flow Separation in Supersonic Nozzles*, Desertation, Dept. Mechanical Engineering (Thermal and Fluid Science), Southern Methodist University, Institute of Technology, Dallas, Texas.
- Marchi, C. San, 2004, *Technical Refrence on Hydrogen Compatibility of Materials; Austenitic Stailless Steel 22-13-5*, sandia National Laboratories, Livermore, CA, USA.
- Marchi, C. San, 2005, *Technical Refrence on Hydrogen Compatibility of materials; Austenitic Stailless Steel 21-6-9*, Sandia National Laboratories, Livermore, CA, USA.
- Matsumoto, Joji, 2000, *Design and testing of a Subscale Supersonic Aeropropulsion Wind Tunnel*, Thesis, Dept. Aerospace Engineering, Universitas Texas.
- Miyajim, H., Shimizu, T. dan Nabuhiro, Y., 2003, *Numerical Simulation of Rocket Engine Internal Flows*, Chapter 3, NASDA Annual Report of the Earth Simulator Center April 2002 - March 2003, Jepang, pp. 133-137.
- Morisette, E. Leon., Goldberg, Theodore J., 1978, *Turbulent Flow Separation Criteria for Overexpanded Supersonic Nozzles*, NASA TP-1207.
- Nebbache, A. Reijasse, P., dan Bouvier, F., 2006, *Symmetrical and Asymmetrical Separated Nozzle Flow*, 6<sup>th</sup> International Symposium on Launcher Technologies, Allemagne 8-11 November 2005, Munich, TP 2006-23

- NASA SP-8039, 1971, *Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction*.
- O'Leary R. A., and Beck, J. E., 1992, *Nozzle Design*, Threshold Journal, Rocketdyne's Engineering Journal of Power, USA.
- Östlund, Jan., 2002, *Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads*, Thesis, Dept Mekanika, Institute Teknologi Royal, Stockholm, Swedia, ISSN: 0384-467X.
- Östlund, Jan., 2004, *Supersonik Flow Separation with Application to Rocket Engine Nozzles*, Laporan Teknis Dept. Mekanika No. S-100 44, Institut Teknologi Royal, Stockholm, Sweden.
- Papamoschou, D., Zill, A., 2004, *Fundamental Investigation of Supersonic Nozzle Flow Separation*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2004-1111.
- Papamoschou, D., Johnson, A., 2006, *Unsteady Phenomenon in Supersonic Nozzle Flow Separation*, 36<sup>th</sup> AIAA Fluids Dynamics Conference and Exhibit, 5-8 Juni 2006, San Francisco, California, AIAA 2006-3360.
- Pilhagen, Johan, 2007, *A Literature Review of the Stainless Steel 21-6-9 and Its Potensial for Sandwich Nozzles*, Thesis Program Magister Sains Teknik Penerbangan, Universitas Teknologi Lulea, Swedia.
- Reijasse, P., Frey, M., Haidn, O., 2000, *Flow Physics and Side-Loads in Highly Over-expanded Rocket Nozzles*, ODAS 2000, 2<sup>nd</sup> ONERA-DLR Aerospace Symposium, Berlin, Germany, June 15-16, 2000, TP 2000-136.
- Reshotko, Eli; Tucker, Maurice, 1955, *Effect of a Discontinuity on Turbulent Boundary Layer Thickness Parameters with Application to Shock Induced Separation*, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, NACA TN-3454.
- Robinson, S. L., 2001, *The Tritium Performance of Alloy 22-13-5*, Sandia National Laboratories, Livermore, CA, USA.
- Schmucker, Robert H., 1974, *Status of Flow Separation Prediction in Liquid Propellant Rocket Nozzles*, NASA TM X-64890, Marshal Space Flight Center (MFSC), Alabama.
- Schmucker, Robert H., 1973, *Flow Processes in Overexpanded Chemical Rocket Nozzles, Part 1: Flow Separation*, NASA TM-77396; *Part 2: Side Load Due to Asymmetric Separation*, NASA TM-77395; *Part 3: Method for the Aimed Flow Separation and Side Load Reduction*, NASA TM-77048.



- Sutton, George P., 2001, *Rocket Propulsion Elements*, 7<sup>th</sup> ed., John Wiley and Sons, USA.
- Schlichting, H., dan Gersten, K., 1999, *Boundary Layer Theory*, 8<sup>th</sup> edition, Springer, Berlin Heidelberg, Jerman, pp. 84-85.
- Sugimoto, K., Aso, Shigeru, 2003, *A Study of Unsteady Flow Characteristics and Lateral Force of Conventional Bell-type Nozzle*, Memoirs of the Faculty of Engineering, Kyushu University, Vol. 63, No. 2, June 2003.
- Tucker, Maurice, 1951, *Approximate calculation of Turbulent boundary-Layer Development in Compressible Flow*, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, NACA TN-2337.
- Tucker, Maurice, 1950, *Approximate Turbulent Boundary Layer Development in Plane Compressible flow Along thermally Insulated Surface with Application to Supersonic-Tunnel Contour Correction*, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, NACA TN-2045.
- Wirola, Lauri, 2000, *Application of the Simplified Nozzle Flow Theory in Model Rocketry*, Extended Essay Physics, D-0678-030.
- Xiao, Qing, dan Mann Tsai, Her, 2005, *Computation of Turbulent Separated Nozzle Flow by a Lag Model*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 2, Maret-April 2005.
- Xiao, Q., Tsai, H. M., Papamoschou, D., 2007, *Numerical Study of Jet Plume Instability from an Overexpanded Nozzle*, 45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 8-11 januari 2007, Reno, Nevada, AIAA 2007-1319.
- Xiao, Q., Tsai, H. M., dan Papamoschou, D., 2007, *Numerical Investigation of Supersonic Nozzle of flow separation*, AIAA Journal Vol. 45, No. 3, March 2007.
- Yonezawa, Koichi, et al., 2007, *Effect of Nozzle Contour on Flow separation in Overexpanded rocket Nozzles*, Journal of Fluid Science and Technology, Vol. 2, No. 1, 2007.
- Zebbiche, T., Youbi, Z., 2006, *Supersonic Two-Dimensional Minimum Length Nozzle Design at High Temperature*, Emirates Journal for Engineering Research, hal 91-102.
- Zucrow, Maurice J. and Hoffman, Joe D., 1976, *Gas Dynamics: Vol. I dan II*, John Wiley & Sons, New York.

LAMPIRAN 1. MODEL NOSEL BESERTA DIMENSINYA UNTUK PLANAR 2D

JPL 1	JPL 2/Rao	ONERA
<p>N 1</p> 	<p>N 2/N 3</p> 	<p>N 4</p> 
<p>N 5</p> 	<p>N 6/N 7</p> 	<p>N 8</p> 
<p>N 9</p> 	<p>N 10/N 11</p> 	<p>N 12</p> 

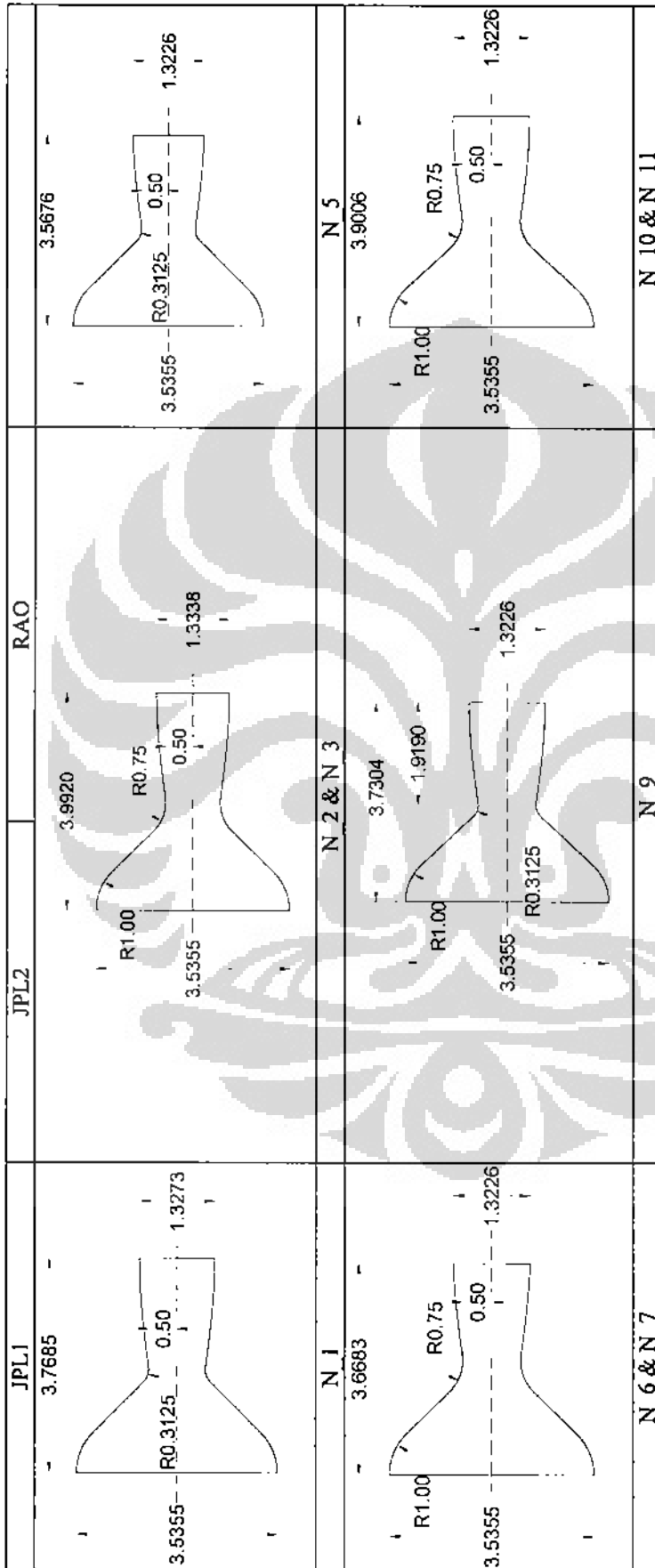
(Lanjutan...)

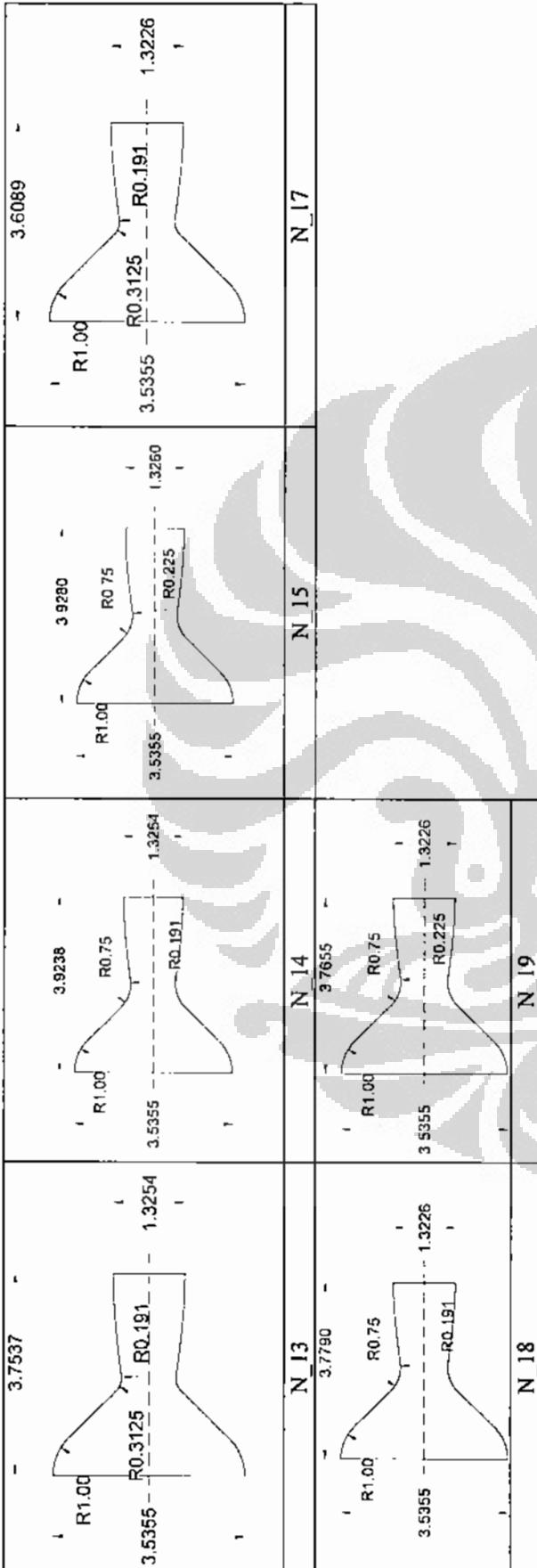
JPL 1	JPL 2	Rao	ONERA
<p>N 13</p>	<p>N 14</p>	<p>N 15</p>	<p>N 16</p>
<p>N 17</p>	<p>N 18</p>	<p>N 19</p>	<p>N 20</p>
<p>N 21</p>	<p>N 22/N 23</p>	<p>N 24</p>	<p>N 25</p>

(Lanjutan...)

JPL 1	JPL 2	Rao	ONERA
<p>N 25</p>	<p>N 26</p>	<p>N 27</p>	<p>N 28</p>
<p>N 29</p>	<p>N 30/N 31</p>	<p>N 32</p>	

LAMPIRAN 1. MODEL NOSEL BESERTA DIMENSINYA UNTUK AXY-MLN 2D





## LAMPIRAN 2. BESARAN ALIRAN INVISCID NOSEL PLANAR 2D

Besaran	Nozzle N_1							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9469	0.3788	0.3149	0.2800	0.2520	0.2275	0.2250	0.1730
Te	164.356	164.359	166.382	231.7349	267.0645	253.5723	280.7444	284.1913
pe	2.0338	0.8135	0.656	0.9537	1.0326	1.0845	1.2551	1.2432
ve	522.508	522.510	518.655	356.7215	310.5685	280.6425	194.7168	174.0469
Me	2.0339	2.0339	2.0126	1.1804	0.9872	0.8795	0.5806	0.5166
me	4.1295	1.6518	1.3199	1.3039	1.2463	1.1828	0.9503	0.8443
F (Kg)	219.951	87.978	69.781	47.4146	39.4552	33.8365	18.8628	14.9788

Besaran	Nozzle N_2							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9500	0.3800	0.3035	0.3028	0.2765	0.2503	0.2402	0.2264
Te	164.418	164.4138	164.418	256.355	266.923	275.795	280.709	284.457
pe	2.0393	0.8157	0.6515	1.0017	1.0328	1.0844	1.2542	1.2414
ve	522.369	522.369	522.369	340.277	310.997	281.121	195.0115	175.134
Me	2.0332	2.0332	2.0332	1.1032	0.9888	0.8812	0.5817	0.5188
me	4.1910	1.6764	1.3390	1.3384	1.2642	1.1997	0.9647	0.8569
F (Kg)	223.167	89.2667	71.2993	46.4239	40.0782	34.3792	19.1769	15.2970

Besaran	Nozzle N_3							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9500	0.3800	0.3035	0.3028	0.2765	0.2503	0.2402	0.2264
Te	164.417	164.4138	164.418	256.3553	266.9226	275.795	280.709	284.4573
pe	2.0393	0.8157	0.6515	1.0017	1.0328	1.0844	1.2542	1.2414
ve	522.368	522.3687	522.369	340.2770	310.9969	281.121	195.011	175.1338
Me	2.0332	2.0332	2.0332	1.1032	0.9888	0.8812	0.5817	0.5188
me	4.1910	1.6764	1.3390	1.3384	1.2642	1.1997	0.9647	0.8569
F (Kg)	223.166	89.2667	71.2993	46.4239	40.0782	34.3792	19.1769	15.2970

Besaran	Nozzle N_4							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.8999	0.3598	0.3325	0.3245	0.2890	0.2625	0.2170	0.1975
Te	161.7441	161.7325	187.6089	257.3593	247.4851	277.8836	281.7702	285.2713
pe	1.9608	0.7843	0.7506	0.9929	1.0373	1.1045	1.2533	1.2374
ve	527.4190	527.4194	465.6134	337.3243	304.8683	273.9907	189.3405	170.2795
Me	2.0706	2.0706	1.7375	1.0955	0.9673	0.8573	0.5641	0.5037
me	4.2146	1.6858	1.3813	1.3592	1.2903	1.2334	0.9692	0.8616
F (Kg)	226.5904	90.6362	65.5595	46.7361	40.0991	34.4494	18.7067	14.9560

Besaran	Nozzle N_5							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9646	0.3858	0.3082	0.2890	0.2640	0.2390	0.2260	0.1760
Te	165.2020	165.2020	165.2020	254.5258	246.0707	275.2243	256.8043	283.7085
pe	2.0626	0.8250	0.6590	0.9963	1.0326	1.0809	1.1286	1.2446
ve	520.7433	520.7433	520.7433	344.0117	312.3974	282.8161	265.5704	175.6513
Me	2.0217	2.0217	2.0217	1.1200	0.9938	0.8870	0.8270	0.5221
me	4.1283	1.6525	1.3190	1.3131	1.2410	1.1759	1.1423	0.8445
F	219.1412	87.7188	70.0170	46.0486	39.5207	33.8992	30.9242	15.1207

Besaran	Nozzle N_6							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9897	0.3979	0.3172	0.2833	0.2546	0.2303	0.2182	0.2048
Te	166.4195	166.5074	166.4194	219.8364	265.3081	274.1701	278.7241	283.6832
pe	2.1001	0.8427	0.6731	0.9063	1.0351	1.0789	1.1232	1.2429
ve	518.2722	518.2724	518.2726	386.6386	314.9763	285.8598	268.8950	179.4081
Me	2.0050	2.0050	2.0050	1.3302	1.0033	0.8977	0.8384	0.5323
me	4.1813	1.6779	1.3401	1.3050	1.2529	1.1845	1.1593	0.8571
F	220.9002	88.6433	70.8014	51.4351	40.2274	34.5156	31.7762	15.6758

Besaran	Nozzle N_7							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9897	0.3979	0.3172	0.2833	0.2546	0.2303	0.2182	0.2048
Te	166.4195	166.5074	166.4194	219.8364	265.3081	274.1701	278.7241	283.6832
pe	2.1001	0.8427	0.6731	0.9063	1.0351	1.0789	1.1232	1.2429
ve	518.2722	518.2724	518.2726	386.6386	314.9763	285.8598	268.8950	179.4081
Me	2.0050	2.0050	2.0050	1.3302	1.0033	0.8977	0.8384	0.5323
me	4.1813	1.6779	1.3401	1.3050	1.2529	1.1845	1.1593	0.8571
F	220.9002	88.6433	70.8014	51.4351	40.2274	34.5156	31.7762	15.6758

Besaran	Nozzle N_8							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0106	0.4054	0.3229	0.3010	0.2765	0.2505	0.2370	0.2130
Te	167.087	167.2209	167.0864	217.3362	264.7430	252.1626	278.0436	283.4380
pe	2.1337	0.8535	0.6617	0.8952	1.0416	1.0856	1.1304	1.2426
ve	516.796	516.7959	516.7958	392.9640	316.1656	287.3658	270.6158	181.0470
Me	1.9961	1.9961	1.9961	1.3597	1.0080	0.9033	0.8447	0.5373
me	4.2199	1.6880	1.3482	1.3027	1.2583	1.1895	1.1642	0.8622
F	222.308	88.9233	71.0250	52.1829	40.5546	34.8441	32.1156	15.9114



Besaran	Nozzle N_9							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9653	0.3867	0.3604	0.3110	0.2840	0.2570	0.2430	0.2030
Te	165.3821	165.4078	173.3726	223.3098	266.4755	253.2780	280.2657	282.2943
pe	2.0625	0.8250	0.6827	0.8896	1.0340	1.0829	1.2546	1.2529
ve	520.4725	520.4721	505.5551	379.7001	311.9945	282.3414	195.4085	175.4812
Me	2.0197	2.0197	1.9373	1.2854	0.9923	0.8854	0.5842	0.5232
me	4.1289	1.6521	1.3217	1.2786	1.2415	1.1765	0.9504	0.8517
F	219.0598	87.6531	68.1147	49.4897	39.4833	33.8607	18.9317	15.2349

Besaran	Nozzle N_10							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9912	0.3967	0.3672	0.2946	0.2860	0.2585	0.2450	0.2180
Te	166.5390	166.5640	174.0900	217.9735	265.4089	252.7363	279.4214	283.5565
pe	2.1017	0.8407	0.6951	0.8639	1.0338	1.0768	1.2600	1.2458
ve	518.2459	518.2451	504.0739	394.0527	314.7739	285.5872	198.8081	177.6678
Me	2.0039	2.0039	1.9261	1.3536	1.0023	0.8965	0.5951	0.5279
me	4.1918	1.6767	1.3418	1.2843	1.2523	1.1835	0.9677	0.8569
F	221.4460	88.5782	68.9489	51.5884	40.1837	34.4545	19.6121	15.5188

Besaran	Nozzle N_11							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9912	0.3967	0.3672	0.2946	0.2860	0.2585	0.2450	0.2180
Te	166.5390	166.5640	174.0900	217.9745	265.4089	252.7363	279.421	283.5565
pe	2.1017	0.8407	0.6951	0.8639	1.0338	1.0768	1.2600	1.2458
ve	518.2459	518.2451	504.0739	394.053	314.7739	285.5872	198.808	177.6678
Me	2.0039	2.0039	1.9261	1.3536	1.0023	0.8965	0.5951	0.5279
me	4.1918	1.6767	1.3418	1.2843	1.2523	1.1835	0.9677	0.8569
F	221.4460	88.5782	68.9489	51.5884	40.1837	34.4545	19.6121	15.5188

Besaran	Nozzle N_12							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0014	0.4004	0.3309	0.2901	0.2650	0.2402	0.2270	0.2021
Te	167.0068	166.9855	169.9769	225.560	245.4108	273.9387	256.213	283.5064
pe	2.1167	0.8467	0.6867	0.8464	1.0341	1.0752	1.1171	1.2458
ve	517.3838	517.3826	510.4193	404.464	315.7440	286.7203	269.794	179.6239
Me	1.9979	1.9979	1.9594	1.4069	1.0058	0.9004	0.8411	0.5333
me	4.2146	1.6858	1.3470	1.2859	1.2566	1.1864	1.1599	0.8615
F	222.2780	88.9107	70.0844	53.0161	40.4435	34.6766	31.9002	15.7750

Besaran	Nozzle N_13							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9539	0.3817	0.3361	0.2727	0.2538	0.2269	0.2130	0.1683
Te	164.7374	164.7506	169.3388	224.5930	266.8321	275.7033	280.6266	283.8497
pe	2.0441	0.8177	0.6687	0.9196	1.0328	1.0834	1.2566	1.2445
ve	521.7561	521.7568	513.0427	374.1466	311.1176	281.3124	194.3480	173.9715
Me	2.0286	2.0286	1.9808	1.2697	0.9891	0.8818	0.5797	0.5171
me	4.1280	1.6512	1.3211	1.2939	1.2438	1.1796	0.9497	0.8440
F	219.5546	87.8218	69.0929	49.3483	39.4449	33.8276	18.8153	14.9672

Besaran	Nozzle N_14							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9807	0.3924	0.3133	0.3047	0.2781	0.2516	0.2372	0.2230
Te	166.0557	166.0698	166.0557	256.6001	245.8386	274.7006	280.0983	283.7696
pe	2.0854	0.8341	0.6663	1.0147	1.0333	1.0783	1.2578	1.2447
ve	519.2001	519.2001	519.2002	339.9127	313.7595	284.4091	197.5227	177.8550
Me	2.0105	2.0105	2.0105	1.0992	0.9986	0.8924	0.5900	0.5279
me	4.1914	1.6766	1.3391	1.3342	1.2552	1.1873	0.9680	0.8570
F	221.8334	88.7334	70.8734	46.2282	40.1453	34.4222	19.4901	15.5376

Besaran	Nozzle N_15							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9774	0.3911	0.3237	0.3210	0.2930	0.2501	0.2475	0.2026
Te	165.8265	165.8439	167.7985	235.8201	265.8454	252.9515	279.790	283.8668
pe	2.0813	0.8325	0.6698	0.9910	1.0328	1.0781	1.2596	1.2441
ve	519.6424	519.6425	515.9790	347.1028	313.7122	284.3290	197.419	177.4488
Me	2.0136	2.0136	1.9930	1.1318	0.9985	0.8921	0.5899	0.5265
me	4.1914	1.6766	1.3391	1.3268	1.2556	1.1879	0.9693	0.8569
F	222.0201	88.8080	70.4310	46.9446	40.1537	34.4301	19.5061	15.4995

Besaran	Nozzle N_16							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9873	0.3951	0.3211	0.2840	0.2602	0.2350	0.2230	0.2020
Te	166.2923	166.3093	167.2392	230.831	265.4744	252.7462	278.960	283.7509
pe	2.0966	0.8385	0.6722	0.9618	1.0332	1.0766	1.1204	1.2445
ve	518.7359	518.7359	516.9780	360.059	314.6754	285.4517	268.407	178.1635
Me	2.0073	2.0073	1.9975	1.1941	1.0020	0.8960	0.8365	0.5287
me	4.2145	1.6858	1.3465	1.3231	1.2600	1.1910	1.1654	0.8617
F	222.8549	89.1419	70.9576	48.5610	40.4158	34.6554	31.8863	15.6491

Besaran	Nozzle N_17							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9542	0.3863	0.3080	0.2842	0.2612	0.2351	0.2227	0.1695
Te	165.2306	165.3000	165.2304	233.1502	266.3757	275.2455	279.7892	283.6734
pe	2.0620	0.8248	0.6588	0.9633	1.0323	1.0805	1.1281	1.2453
ve	520.6727	520.6737	520.6738	353.8519	312.3191	282.7381	265.4922	175.5468
Me	2.0211	2.0211	2.0211	1.1637	0.9935	0.8867	0.8267	0.5220
me	4.1303	1.6521	1.3196	1.3011	1.2405	1.1752	1.1521	0.8444
F	219.2181	87.6873	70.0378	46.9316	39.4938	33.8719	31.1794	15.1107

Besaran	Nozzle N_18							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9905	0.3972	0.3172	0.3123	0.2925	0.2645	0.2505	0.2230
Te	166.4443	166.5562	166.5562	225.9199	265.2521	252.6466	278.7120	283.5930
pe	2.1044	0.8418	0.6723	0.8536	1.0322	1.0743	1.1169	1.2433
ve	518.2443	518.2442	518.2442	402.7969	315.1421	286.0631	269.1182	178.4427
Me	2.0040	2.0040	2.0040	1.4042	1.0036	0.8981	0.8389	0.5299
me	4.1958	1.6783	1.3405	1.2840	1.2515	1.1823	1.1563	0.8573
F	221.6568	88.6627	70.8168	52.7190	40.2050	34.4755	31.7203	15.5938

Besaran	Nozzle N_19							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9928	0.3962	0.3172	0.2858	0.2804	0.2447	0.2286	0.1989
Te	166.5434	166.4388	166.5434	232.2581	245.5304	274.1484	256.3035	283.5025
pe	2.1044	0.8418	0.6723	0.8794	1.0324	1.0746	1.1174	1.2446
ve	518.2640	518.2640	518.2640	390.6080	315.1344	286.0464	269.0952	178.5877
Me	2.0042	2.0042	2.0042	1.3402	1.0036	0.8981	0.8388	0.5305
me	4.1956	1.6782	1.3405	1.2902	1.2517	1.1825	1.1566	0.8574
F	221.6549	88.6619	70.8163	51.3729	40.2089	34.4797	31.7250	15.6085

Besaran	Nozzle N_20							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0030	0.4003	0.3205	0.2860	0.2610	0.2360	0.2230	0.2030
Te	167.0141	166.9057	229.380	232.0324	245.3276	273.784	256.1118	283.6005
pe	2.1199	0.8480	0.6773	0.8854	1.0330	1.0734	1.1147	1.2434
ve	517.3476	517.3475	517.347	390.5980	316.0677	287.137	270.2786	179.6730
Me	1.9978	1.9978	1.9978	1.3418	1.0070	0.9019	0.8428	0.5333
me	4.2189	1.6876	1.3479	1.2978	1.2560	1.1856	1.1588	0.8615
F	222.4923	88.9969	71.0835	51.6741	40.4681	34.7024	31.9271	15.7783

Besaran	Nozzle N_21							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9933	0.3955	0.3173	0.3159	0.2658	0.2614	0.2468	0.1951
Te	166.2730	166.0623	166.2730	203.9299	240.6336	252.1191	276.9635	283.2241
pe	2.1014	0.8406	0.6714	0.7987	0.9285	1.1090	1.2119	1.2439
ve	518.6013	518.6013	518.6013	444.0518	366.5224	285.6228	241.0568	181.1916
Me	2.0093	2.0093	2.0093	1.6326	1.2580	0.8981	0.7422	0.5384
me	4.1384	1.6554	1.3222	1.2552	1.2033	1.1822	1.0451	0.8460
F	218.7747	87.5099	69.8961	56.8632	44.9582	34.4209	25.6817	15.6257

Besaran	Nozzle N_22							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0185	0.4051	0.3274	0.2890	0.2640	0.2440	0.2310	0.2097
Te	167.6091	167.3464	168.1411	200.5426	217.1265	272.5732	255.0580	283.0948
pe	2.1424	0.8570	0.6863	0.7880	0.8820	1.0943	1.1390	1.2422
ve	516.1282	516.1282	514.8600	450.8022	389.5034	290.1638	273.8026	183.3963
Me	1.9903	1.9903	1.9834	1.6594	1.3659	0.9133	0.8557	0.5445
me	4.2031	1.6812	1.3429	1.2700	1.2034	1.1841	1.1587	0.8588
F	221.1348	88.4539	70.4804	58.3614	47.7823	35.0225	32.3398	16.0545

Besaran	Nozzle N_23							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0185	0.4051	0.3274	0.2890	0.2640	0.2440	0.2310	0.2097
Te	167.6091	167.3464	168.1411	200.5426	217.1265	272.5732	255.0580	283.0948
pe	2.1424	0.8570	0.6863	0.7880	0.8820	1.0943	1.1390	1.2422
ve	516.1282	516.1282	514.8600	450.8022	389.5034	290.1638	273.8026	183.3963
Me	1.9903	1.9903	1.9834	1.6594	1.3659	0.9133	0.8557	0.5445
me	4.2031	1.6812	1.3429	1.2700	1.2034	1.1841	1.1587	0.8588
F	221.1348	88.4539	70.4804	58.3614	47.7823	35.0225	32.3398	16.0545

Besaran	Nozzle N_24							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0243	0.4124	0.3524	0.3185	0.3035	0.2750	0.2605	0.2568
Te	167.9836	168.2909	171.5797	192.1155	252.3576	251.0736	276.3222	283.0249
pe	2.1618	0.8647	0.7024	0.7772	0.9952	1.0936	1.1359	1.2414
ve	514.8663	514.8664	508.0638	456.0103	342.4997	292.4373	276.3077	183.6532
Me	1.9808	1.9808	1.9434	1.6817	1.1289	0.9211	0.8641	0.5452
me	4.2270	1.6908	1.3512	1.2740	1.2397	1.1856	1.1588	0.8641
F	221.8484	88.7394	69.9810	59.2217	43.2806	35.3425	32.6375	16.1765

Besaran	Nozzle N_25							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0035	0.3960	0.3250	0.2987	0.2521	0.2115	0.2005	0.1962
Te	166.8514	166.2455	168.2041	176.6684	215.4318	273.5333	255.6024	283.2167
pe	2.1155	0.8462	0.6798	0.6585	0.7921	1.0963	1.1463	1.2381
ve	517.4546	517.4546	514.2328	495.0846	418.6162	286.4655	269.9578	181.3291
Me	2.0016	2.0016	1.9840	1.8879	1.5115	0.9009	0.8432	0.5390
me	4.1559	1.6623	1.3273	1.2248	1.1624	1.1749	1.1524	0.8498
F	219.2121	87.6848	69.5752	61.8110	49.6025	34.3085	31.7121	15.7071

Besaran	Nozzle N_26							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0148	0.4086	0.3334	0.3250	0.3095	0.2850	0.2652	0.2509
Te	167.3657	167.6723	168.7222	189.6924	221.3749	251.6159	277.2097	282.7358
pe	2.1451	0.8580	0.6889	0.7618	0.8415	1.0959	1.1421	1.2437
ve	515.9224	515.9224	513.3389	461.6153	406.1261	289.2391	272.8181	183.7114
Me	1.9900	1.9900	1.9761	1.7159	1.4500	0.9103	0.8526	0.5461
me	4.2049	1.6820	1.3434	1.2629	1.1910	1.1854	1.1608	0.8592
F	221.1409	88.4564	70.2998	59.4279	49.3057	34.9506	32.2810	16.0903

Besaran	Nozzle N_27							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0140	0.4111	0.3240	0.2830	0.2580	0.2445	0.2320	0.2111
Te	167.4370	168.0586	167.4370	185.5988	208.7206	251.5471	276.8569	282.6132
pe	2.1545	0.8618	0.6883	0.7302	0.7720	1.0849	1.1269	1.2377
ve	515.1917	515.1917	515.1917	472.1443	431.8651	290.2577	274.0363	185.3275
Me	1.9846	1.9846	1.9846	1.7659	1.5734	0.9136	0.8565	0.5508
me	4.2188	1.6875	1.3479	1.2564	1.1730	1.1794	1.1528	0.8628
F	221.5580	88.6232	70.7853	60.4668	51.6377	34.8954	32.2024	16.3001

Besaran	Nozzle N_28							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0359	0.4088	0.3353	0.3290	0.2990	0.2835	0.2685	0.2395
Te	168.4484	167.8243	169.7742	186.3862	216.8533	272.1234	254.961	282.7578
pe	2.1667	0.8667	0.6961	0.7170	0.8683	1.0834	1.1240	1.2365
ve	514.4369	514.4369	511.2834	478.3049	391.1536	291.1790	275.035	184.9159
Me	1.9793	1.9793	1.9620	1.7954	1.3698	0.9167	0.8599	0.5496
me	4.2369	1.6948	1.3532	1.2579	1.2006	1.1814	1.1540	0.8666
F	222.1858	88.8743	70.5266	61.3308	47.8697	35.0671	32.3544	16.3351

Besaran	Nozzle N_29							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9620	0.3849	0.3623	0.3533	0.2650	0.2397	0.2354	0.2065
Te	165.0493	165.0626	173.8321	211.3182	266.4024	253.2364	280.2902	284.2897
pe	2.0583	0.8233	0.6829	0.8179	1.0325	1.0808	1.2522	1.2419
ve	521.1548	521.1547	504.5445	410.0073	312.3177	282.6829	194.7167	176.3153
Me	2.0242	2.0242	1.9311	1.4361	0.9935	0.8865	0.5821	0.5224
me	4.1285	1.6514	1.3214	1.2579	1.2410	1.1757	0.9500	0.8440
F	219.3252	87.7301	67.9616	52.5720	39.5088	33.8797	18.8559	15.1691

Besaran	Nozzle N_30							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9891	0.3955	0.3343	0.3240	0.2960	0.2680	0.2535	0.2335
Te	166.3451	166.3337	171.5284	204.0167	245.5444	274.3035	256.3415	283.8689
pe	2.0991	0.8396	0.6890	0.7689	1.0333	1.0765	1.1201	1.2436
ve	518.6762	518.6761	506.5901	444.9186	314.9590	285.7574	268.7241	177.6982
Me	2.0068	2.0068	1.9385	1.6237	1.0030	0.8971	0.8376	0.5270
me	4.1907	1.6763	1.3402	1.2660	1.2525	1.1838	1.1583	0.8568
F	221.5717	88.6287	69.2075	57.4177	40.2126	34.4834	31.7287	15.5192

Besaran	Nozzle N_31							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9891	0.3955	0.3343	0.3240	0.2960	0.2680	0.2535	0.2335
Te	166.3451	166.3337	171.5284	204.0167	245.5444	274.3035	256.3415	283.8689
pe	2.0991	0.8396	0.6890	0.7689	1.0333	1.0765	1.1201	1.2436
ve	518.6762	518.6761	506.5901	444.9186	314.9590	285.7574	268.7241	177.6982
Me	2.0068	2.0068	1.9385	1.6237	1.0030	0.8971	0.8376	0.5270
me	4.1907	1.6763	1.3402	1.2660	1.2525	1.1838	1.1583	0.8568
F	221.5717	88.6287	69.2075	57.4177	40.2126	34.4834	31.7287	15.5192

Besaran	Nozzle N_32							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 2.50	NPR = 2.30	NPR = 2.10	NPR = 1.90	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9995	0.4000	0.3519	0.3270	0.2985	0.2702	0.2601	0.2340
Te	166.8571	166.8709	172.2728	190.3527	265.0149	252.4768	278.9850	283.6393
pe	2.1154	0.8462	0.6908	0.7372	1.0340	1.0753	1.2642	1.2450
ve	517.6522	517.6521	507.6033	460.4544	315.9098	286.8759	200.1062	179.3183
Me	1.9997	1.9997	1.9427	1.7010	1.0065	0.9010	0.5992	0.5321
me	4.2148	1.6859	1.3474	1.2635	1.2569	1.1870	0.9724	0.8617
F	222.4062	88.9625	69.7194	59.3064	40.4773	34.7104	19.8348	15.7511

## LAMPIRAN 2. BESARAN ALIRAN VISKOS NOSEL PLANAR 2D

Besaran	Nozzle N_1							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9646	0.7896	0.8589	0.3683119	0.9119506	0.8962109	0.9071482	0.9216032
Te	166.8989	218.9280	230.3374	268.9058	270.5230	274.8207	276.1178	274.0301
pe	2.0462	1.2507	1.3071	1.5206	1.3984	1.3813	1.2946	1.2574
ve	515.2626	371.0023	338.5887	220.9713	214.7940	195.7073	190.7708	188.9378
Me	2.0024	1.3283	1.1800	0.6846	0.6661	0.6007	0.5855	0.5776
me	4.1232	1.6491	1.5805	1.3170	1.1681	1.0535	0.9069	0.8594
F	216.5654	62.3652	54.5515	29.6653	25.5763	21.0179	17.6362	16.5509

Besaran	Nozzle N_2 & 3							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9678	1.4442	1.3319	1.0510	0.9948	1.0648	1.0402	0.9875
Te	166.9505	170.50574	268.5611	263.7185	269.8673	275.0500	276.4420	283.2018
pe	2.0512	1.9016	1.7705	1.4202	1.3102	1.3740	1.3329	1.2356
ve	515.1357	211.5902	221.3174	235.0725	224.7179	197.6352	182.6910	189.4413
Me	2.0019	0.6545	0.6887	0.7417	0.7023	0.6059	0.5577	0.5711
me	4.1817	1.6558	1.5873	1.3291	1.1345	1.0633	0.9753	0.6923
F	219.5845	35.7139	35.8108	31.8483	25.9882	21.4225	18.1638	13.3682

Besaran	Nozzle N_4							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9158	1.4831	1.1788	0.9141	0.9790	0.9679	1.0191	1.0443
Te	164.2327	275.8833	261.8722	258.4330	266.3100	271.4073	273.2477	287.6139
pe	1.9700	1.9264	1.6109	1.2521	1.3060	1.2648	1.3225	1.2907
ve	520.3069	196.7642	236.8063	266.1225	227.8431	213.5739	189.3687	166.6363
Me	2.0395	0.6035	0.7511	0.8470	0.7170	0.6637	0.5822	0.4997
me	4.2017	1.6599	1.6348	1.2877	1.2022	1.0395	1.0465	0.8859
F	222.8540	33.2930	39.4621	34.9311	27.9214	22.6315	20.2017	15.0491

Besaran	Nozzle N_5							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9823	0.6622	0.7334	1.2414	1.0368	1.0147	0.9878	1.0176
Te	167.4818	203.2773	215.0911	273.8864	268.9933	271.7827	274.3925	279.7074
pe	2.0742	1.1180	1.1775	1.6146	1.3677	1.3241	1.2752	1.2892
ve	514.0223	413.4609	380.6494	207.1378	221.3342	209.0148	197.1481	170.4675
Me	1.9939	1.5233	1.3712	0.6342	0.6862	0.6461	0.6065	0.5188
me	4.1272	1.6493	1.5807	1.3188	1.1587	1.0533	0.9505	0.8424
F	216.2547	69.5138	61.3358	27.8461	26.1417	22.4412	19.1020	14.6378

Besaran	Nozzle N_6 & 7							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0071	0.4038	0.5903	1.1289	1.0041	0.9718	0.9904	0.9912
Te	168.3931	168.6898	195.3526	264.3884	265.6131	268.1457	273.3144	280.9511
pe	2.1159	0.8454	1.0268	1.5153	1.3440	1.2851	1.2847	1.2463
ve	512.5270	511.8723	436.2856	236.3448	227.9696	219.6619	198.6876	179.1667
Me	1.9809	1.9771	1.6316	0.7379	0.7167	0.6860	0.6140	0.5388
me	4.1891	1.6719	1.5992	1.3509	1.1753	1.0621	0.9511	0.8377
F	218.8625	87.2354	71.1221	32.5468	27.3125	23.7822	19.4663	15.2987

Besaran	Nozzle N_8							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0233	0.4101	0.4841	1.2572	1.0435	0.9891	0.9926	0.9894
Te	168.9458	169.0591	180.8658	273.1489	267.8957	268.7439	272.9137	279.5081
pe	2.1402	0.8544	0.9145	1.6427	1.3870	1.3068	1.2901	1.2511
ve	511.2568	511.0488	479.3507	205.0786	219.8782	216.1945	198.1323	185.2490
Me	1.9734	1.9722	1.8264	0.6314	0.6882	0.6757	0.6138	0.5597
me	4.2126	1.6807	1.6085	1.3421	1.1861	1.0782	0.9653	0.8444
F	219.5439	87.5537	78.5972	28.0567	26.5849	23.7615	19.4955	15.9449

Besaran	Nozzle N_9							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9826	0.8965	1.0542	0.9871	1.0666	1.0197	0.9983	0.9923
Te	167.6678	232.4029	251.8325	259.1436	271.0966	271.4880	274.8154	282.1063
pe	2.0734	1.3808	1.5290	1.3527	1.3977	1.3325	1.2964	1.2423
ve	514.1588	341.0950	285.4264	259.9867	214.7683	206.0962	192.8790	170.5624
Me	1.9917	1.1825	0.9375	0.8240	0.6645	0.6395	0.5942	0.5115
me	4.1239	1.6488	1.5802	1.3335	1.1587	1.0587	0.9247	0.8268
F	216.1414	57.3279	45.9766	35.3408	25.3666	22.2422	18.1819	14.3761

Besaran	Nozzle N_10 & 11							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0074	1.5793	1.5328	1.1810	1.0353	1.0053	1.0498	0.9895
Te	168.7984	277.0242	277.2987	276.5083	271.5763	273.9968	276.4561	275.6862
pe	2.1119	2.0711	1.9977	1.5249	1.3499	1.2983	1.3482	1.2700
ve	511.9387	212.1975	203.6635	212.0087	222.4417	212.3450	189.5036	190.4615
Me	1.9763	0.6495	0.6235	0.6484	0.6822	0.6475	0.5776	0.5817
me	4.1828	1.6775	1.6087	1.2727	1.1552	1.0501	1.0089	0.8497
F	218.2818	36.2864	33.3985	27.5051	26.1951	22.7307	19.4895	16.4978



Besaran	Nozzle N_12							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0145	1.5518	1.4513	0.9767	1.0521	1.0627	1.0512	1.0047
Te	169.1165	275.2386	273.4348	255.7058	267.9080	275.4116	277.1938	276.6810
pe	2.1231	2.0456	1.8991	1.3553	1.3922	1.3713	1.3462	1.2878
ve	511.3164	218.7843	208.4729	264.3634	224.0441	203.3883	187.9352	182.6844
Me	1.9720	0.6742	0.6396	0.8429	0.6969	0.6228	0.5731	0.5572
me	4.1995	1.6819	1.6107	1.3935	1.1996	1.0703	0.9665	0.9290
F	218.8848	37.5110	34.2282	37.5522	27.3970	22.1906	18.5154	17.3005

Besaran	Nozzle N_13							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9701	1.4438	0.9944	1.1191	1.0609	1.0687	1.0318	0.9834
Te	167.0602	271.4598	273.8659	267.6654	270.7231	275.1642	276.6017	280.2869
pe	2.0554	1.9052	1.8845	1.4899	1.3921	1.3785	1.3239	1.3224
ve	515.3383	212.3684	205.5591	223.6204	213.8960	196.3022	185.6269	186.3143
Me	1.9997	0.6568	0.6317	0.6971	0.6635	0.6012	0.5687	0.5652
me	4.1222	1.6486	1.5798	1.3175	1.1583	1.0809	0.9475	0.7506
F	216.5496	35.6884	33.1030	30.0316	25.2565	21.6291	17.9280	14.2557

Besaran	Nozzle N_14							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9964	1.3989	1.4239	1.0913	0.9589	0.9805	1.0358	0.9640
Te	168.3046	269.9289	272.7494	265.5604	263.2058	269.9412	276.8399	276.3983
pe	2.0954	1.8611	1.8671	1.4648	1.2936	1.2880	1.3272	1.2331
ve	512.9077	244.2108	210.1204	229.7960	237.7886	215.5298	189.0142	185.5519
Me	1.9829	0.7688	0.6465	0.7205	0.7535	0.6707	0.5769	0.5687
me	4.1822	1.6727	1.6032	1.3282	1.1749	1.0391	0.9614	0.8250
F	218.6654	41.6409	34.3391	31.1136	28.4780	22.8297	18.5231	15.6052

Besaran	Nozzle N_15							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9937	1.4316	1.4284	1.1077	1.0616	1.0598	1.0542	0.9832
Te	168.1078	269.6264	272.9982	266.3873	270.3173	273.5842	277.5633	286.0440
pe	2.0916	1.9120	1.8716	1.4830	1.3951	1.3754	1.3468	1.2134
ve	513.2994	235.2215	209.8089	227.5078	216.3349	204.0168	185.0463	181.8310
Me	1.9856	0.7394	0.6449	0.7113	0.6713	0.6276	0.5627	0.5447
me	4.1823	1.6727	1.6032	1.3364	1.1754	1.0514	0.9931	0.7736
F	218.8358	40.1072	34.2874	30.9929	25.9208	21.8649	18.7330	14.3382

Besaran	Nozzle N_16							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0651	1.4777	1.4346	1.1333	1.0387	1.0686	1.0405	1.0334
Te	173.5756	272.6131	272.8029	268.6771	268.6703	275.0744	276.4681	282.9973
pe	2.1684	1.9555	1.8805	1.5063	1.3736	1.3788	1.3336	1.2982
ve	502.4596	230.6150	208.7584	225.1436	221.6435	199.4113	190.8300	181.3638
Me	1.9131	0.7188	0.6423	0.7017	0.6908	0.6107	0.5821	0.5453
me	4.2385	1.6785	1.6083	1.3511	1.1809	1.0647	0.9592	0.9282
F	217.0910	39.4590	34.2248	31.0094	26.6802	21.6417	18.6589	17.1603

Besaran	Nozzle N_17							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9810	0.6445	0.7233	1.1527	1.0522	1.0454	0.9216	0.9917
Te	167.3453	201.6103	214.2409	269.2031	269.6770	272.6137	254.5640	284.6813
pe	2.0728	1.1040	1.1728	1.5231	1.3871	1.3602	1.2761	1.2323
ve	514.6616	421.5025	388.5699	220.5766	216.5415	206.6179	222.6299	175.3528
Me	1.9951	1.5576	1.4016	0.6838	0.6727	0.6370	0.6980	0.5289
me	4.1269	1.6481	1.5796	1.3139	1.1584	1.0738	1.0852	0.8031
F	216.5089	70.8124	62.5670	29.5426	25.5698	22.6161	24.6286	14.3555

Besaran	Nozzle N_18							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0074	0.6512	0.7444	1.1475	0.9641	0.9770	0.9823	1.0235
Te	168.5109	201.9602	216.6429	268.1061	263.4998	269.6215	273.5247	280.3517
pe	2.1135	1.1176	1.2014	1.5224	1.2973	1.2837	1.2716	1.2945
ve	512.3444	423.2759	383.9034	222.6479	239.2519	219.3878	201.4486	172.1766
Me	1.9789	1.5615	1.3773	0.6921	0.7534	0.6810	0.6207	0.5223
me	4.1906	1.6726	1.6031	1.3372	1.1759	1.0893	0.9636	0.8654
F	218.8620	72.1668	62.7336	30.3487	28.6778	24.3608	19.7871	15.1890

Besaran	Nozzle N_19							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0052	0.6069	0.7228	1.1266	1.0631	0.9695	0.9815	1.0178
Te	168.4950	196.1690	213.8541	266.9176	270.5567	268.4982	273.3328	276.2772
pe	2.1135	1.0685	1.1776	1.5020	1.3945	1.2796	1.2716	1.3035
ve	512.3831	439.7216	391.1560	227.3036	213.5984	221.3041	273.3328	177.9601
Me	1.9792	1.6370	1.4118	0.7091	0.6609	0.6905	0.6205	0.5422
me	4.1901	1.6726	1.6031	1.3385	1.1817	1.0790	0.9533	0.9157
F	218.8539	74.9732	63.9209	31.0146	25.7309	24.3404	26.5603	16.6119

Besaran	Nozzle N_20							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0755	0.6531	1.5232	1.0660	0.9559	0.9750	0.9856	1.0108
Te	173.7055	201.6490	277.1128	263.7628	262.2309	266.9737	273.0302	277.3784
pe	2.1860	1.1210	1.9965	1.4421	1.2938	1.2949	1.2790	1.2909
ve	502.2399	423.5656	216.6485	234.7577	240.9483	221.1995	201.1571	181.3649
Me	1.9118	1.5638	0.6645	0.7422	0.7639	0.6919	0.6215	0.5518
me	4.2373	1.6793	1.6113	1.3269	1.1809	1.1044	0.9655	0.8933
F	216.9360	72.5059	35.5837	31.7530	29.0047	24.9017	19.7984	16.5145

Besaran	Nozzle N_21							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9998	0.4004	0.5206	1.4888	1.1448	1.0393	0.9860	0.9838
Te	167.7340	167.9436	186.3203	257.3774	274.2978	272.5154	276.0045	279.8759
pe	2.0985	0.8396	0.9462	1.9100	1.4864	1.3549	1.2631	1.2419
ve	513.5177	513.0732	460.2803	235.6584	197.0683	200.4243	200.6316	179.1823
Me	1.9891	1.9862	1.7469	0.8066	0.6059	0.6200	0.6111	0.5424
me	4.1226	1.6485	1.5800	1.2907	1.1583	1.0554	0.9275	0.8244
F	215.8014	86.2163	74.1311	31.0064	23.2690	21.5622	18.9697	15.0585

Besaran	Nozzle N_22 & 23							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0234	0.5611	0.5860	0.7519	1.1458	1.0302	0.9958	0.9955
Te	169.0124	189.5171	195.1339	229.0889	273.7474	271.5693	273.5419	278.1132
pe	2.1359	1.0105	1.0198	1.1340	1.4903	1.3476	1.2911	1.2680
ve	511.0514	452.0635	435.0724	338.5645	200.1109	203.6691	194.6760	177.0731
Me	1.9703	1.7023	1.6273	1.1881	0.6155	0.6317	0.6019	0.5413
me	4.1816	1.6719	1.6027	1.3352	1.1786	1.0669	0.9594	0.8523
F	217.8399	77.0447	71.0811	46.0817	24.0413	22.1504	19.0382	15.3849

Besaran	Nozzle N_24							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0344	0.6245	0.6613	0.8209	1.0805	0.9951	0.9908	0.9918
Te	169.6854	198.9147	207.0103	240.4105	270.2933	268.9252	272.8876	277.4593
pe	2.1515	1.0738	1.0978	1.2059	1.4234	1.3151	1.2878	1.2656
ve	509.6876	424.1270	408.4705	310.9034	212.8730	213.9944	199.8171	182.3460
Me	1.9604	1.5733	1.4892	1.0501	0.6618	0.6698	0.6185	0.5572
me	4.1993	1.6787	1.6127	1.3406	1.1796	1.0704	0.9649	0.8577
F	218.1794	72.5784	67.1513	42.4869	25.5969	23.3491	19.6542	15.9419

Besaran	Nozzle N_25							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0011	0.5155	0.5381	0.7091	1.1566	1.0237	0.9827	0.9936
Te	167.9125	184.4610	189.8618	224.6871	275.2993	271.7714	273.1881	277.9375
pe	2.0944	0.9581	0.9623	1.0876	1.4958	1.3376	1.2747	1.2653
ve	512.4359	468.8382	451.6376	357.1803	199.0148	207.4823	197.1160	176.9563
Me	1.9817	1.7786	1.7048	1.2660	0.6091	0.6423	0.6101	0.5414
me	4.1208	1.6478	1.5793	1.3160	1.1580	1.0526	0.9478	0.8403
F	215.2541	78.7498	72.7086	47.9141	23.4916	22.2634	19.0445	15.1572

Besaran	Nozzle N_26							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0247	0.5171	0.5545	0.7143	1.1671	1.0521	0.9968	0.9863
Te	168.9568	183.6116	190.7953	223.3962	275.0631	272.9183	273.9516	274.8133
pe	2.1358	0.9645	0.9859	1.0945	1.5119	1.3695	1.2905	1.2667
ve	511.0079	470.7519	448.3712	355.1005	196.3079	200.0956	194.8293	186.8065
Me	1.9710	1.7860	1.6882	1.2654	0.6019	0.6177	0.6014	0.5721
me	4.1813	1.6679	1.6013	1.3351	1.1748	1.0677	0.9600	0.9163
F	217.8060	80.0367	73.1863	48.3285	23.5092	21.7772	19.0666	17.4487

Besaran	Nozzle N_27							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0243	0.5243	0.5698	0.7168	1.1820	1.0252	0.9898	0.9982
Te	169.0502	185.5144	194.2381	225.5574	276.2720	271.2974	273.4712	277.5407
pe	2.1309	0.9722	0.9966	1.0991	1.5241	1.3421	1.2828	1.2736
ve	510.2558	466.8527	438.3140	355.4308	198.8781	209.5504	200.8109	181.4803
Me	1.9656	1.7635	1.6418	1.2538	0.6011	0.6494	0.6194	0.5541
me	4.1798	1.6712	1.5993	1.3346	1.1710	1.0676	0.9607	0.8989
F	217.4067	79.5308	71.4575	48.3558	23.5002	22.8038	19.6661	16.6284

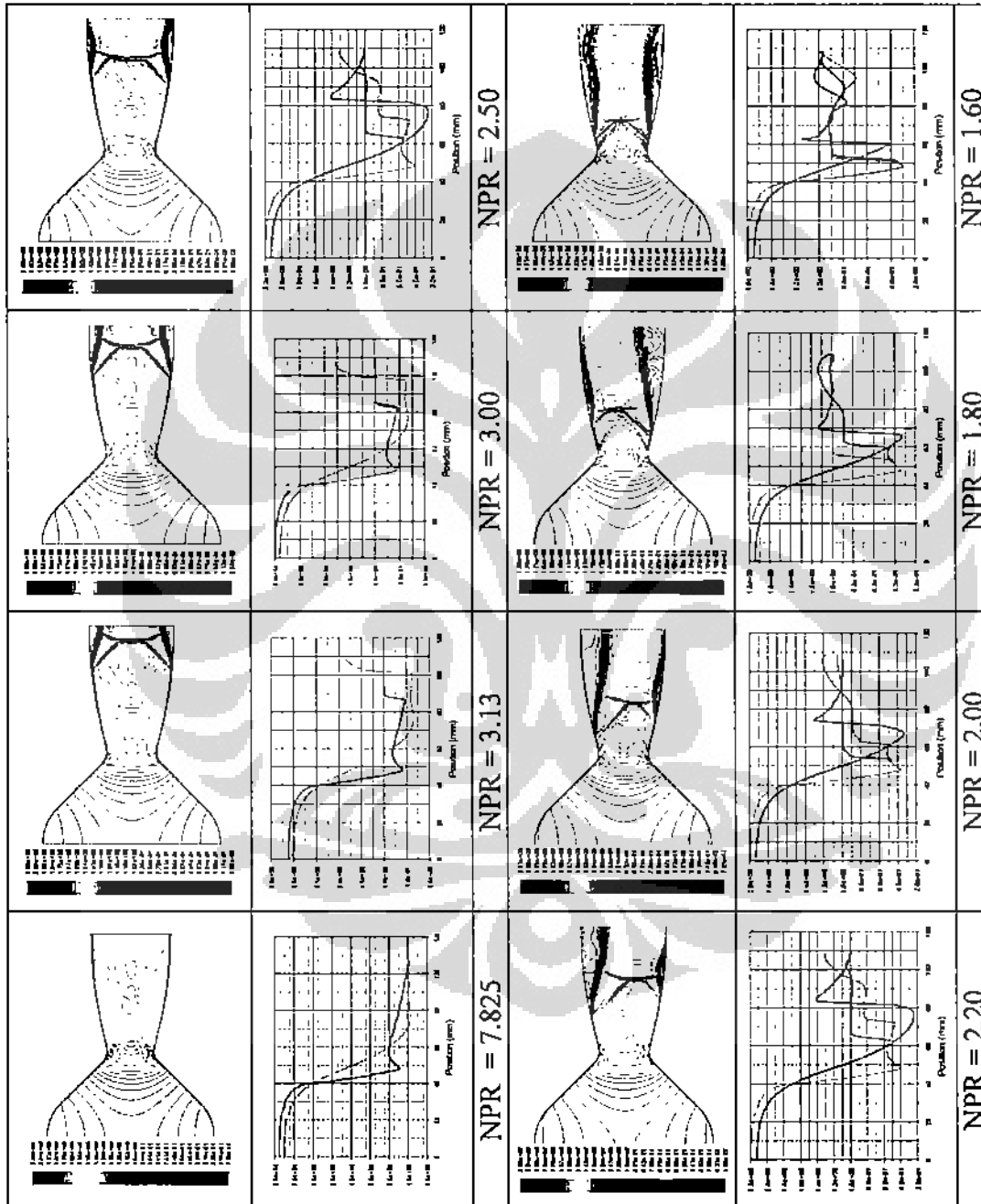
Besaran	Nozzle N_28							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0305	0.5372	0.3956	0.7106	1.1818	1.0219	0.9916	0.9788
Te	169.3607	187.2216	169.5691	224.7682	276.2172	271.1409	273.3727	276.3575
pe	2.1405	0.9855	0.8208	1.0920	1.5239	1.3387	1.2860	1.2524
ve	509.6562	461.4981	509.2028	359.2325	198.1860	209.9409	199.6339	188.1921
Me	1.9613	1.7388	1.9586	1.2686	0.6048	0.6511	0.6164	0.5758
me	4.1944	1.6775	1.6073	1.3392	1.1718	1.0714	0.9640	0.8358
F	217.9119	78.9160	83.4275	49.0411	23.6739	22.9286	19.6173	16.0331

Besaran	Nozzle N_29							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	0.9845	1.0438	1.1468	1.1184	1.0609	1.0374	1.0294	1.0115
Te	167.9922	251.1186	260.3651	267.9016	270.3706	272.9270	275.6059	282.1399
pe	2.0747	1.4787	1.5752	1.4892	1.3955	1.3498	1.3248	1.2695
ve	513.4680	281.3782	245.3334	223.1379	213.2863	203.3144	189.9840	174.5910
Me	1.9875	0.9097	0.7788	0.6979	0.6631	0.6280	0.5818	0.5277
me	4.1218	1.6524	1.5797	1.3163	1.1574	1.0535	0.9900	0.8196
F	215.7408	47.3963	39.5060	29.9409	25.1649	21.8336	19.1724	14.5865

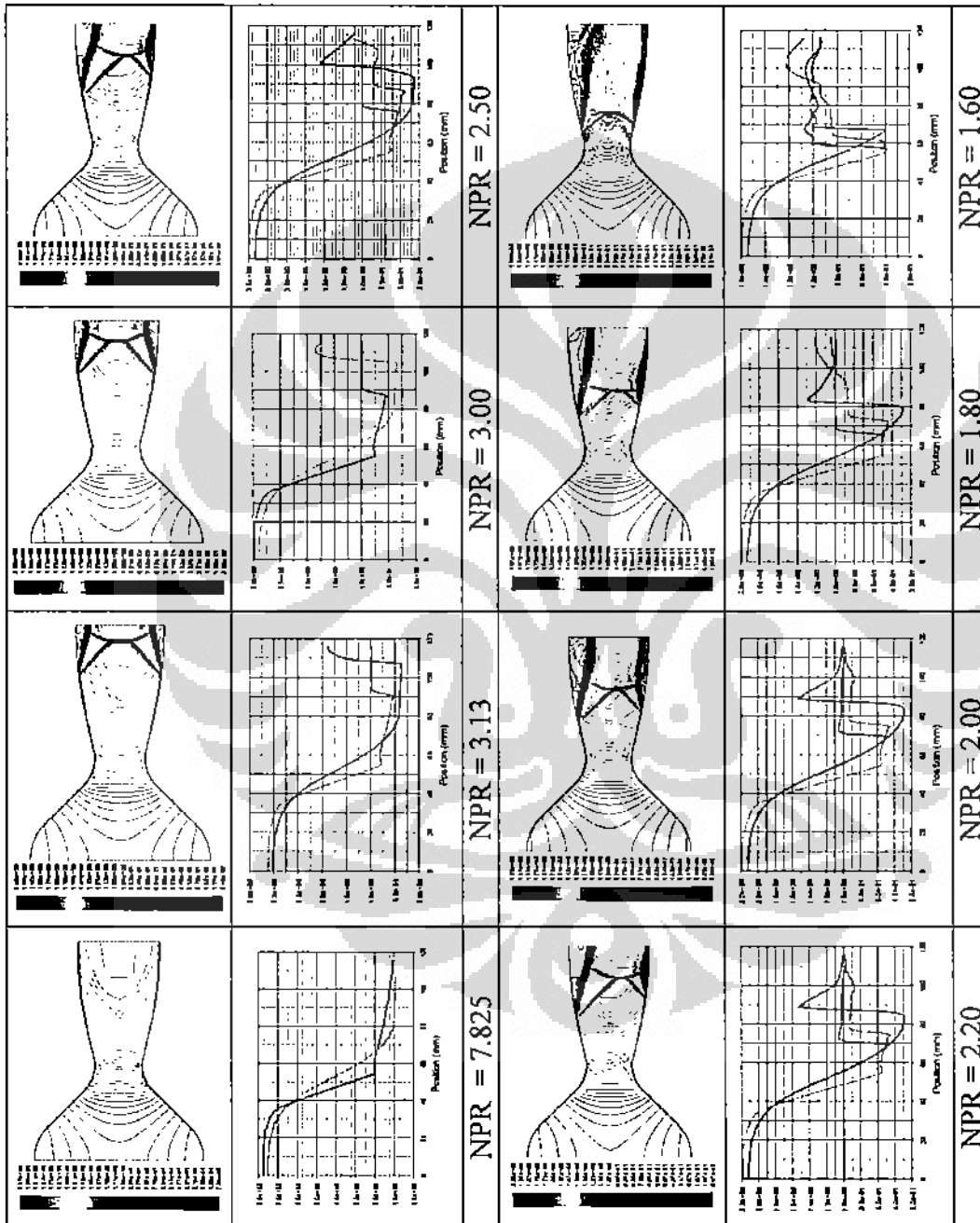
Besaran	Nozzle N_30 & 31							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0105	1.0774	1.1497	1.1095	1.0679	0.9922	1.0255	1.0121
Te	169.2233	252.9498	259.9349	266.8904	267.1722	274.3633	275.8801	279.2878
pe	2.1140	1.5178	1.5790	1.4825	1.4192	1.2789	1.3184	1.2832
ve	511.0750	275.5393	248.0144	228.4223	217.9689	206.5740	191.6821	176.9366
Me	1.9709	0.8877	0.7877	0.7156	0.6794	0.6301	0.5877	0.5379
me	4.1809	1.6716	1.6021	1.3350	1.2487	1.0378	0.9610	0.8541
F	217.8140	46.9508	40.5049	31.0843	27.7446	21.8536	18.7769	15.4054

Besaran	Nozzle N_32							
	NPR = 7.825	NPR = 3.13	NPR = 3.00	NPR = 2.50	NPR = 2.20	NPR = 2.00	NPR = 1.80	NPR = 1.60
Pe	1.0198	1.0439	1.1294	1.1048	1.0674	1.0501	1.0236	1.0123
Te	169.6746	249.8630	258.5952	266.4295	270.0507	273.0555	275.6278	279.2150
pe	2.1279	1.4856	1.5562	1.4784	1.4058	1.3673	1.3169	1.2838
ve	510.1789	284.3140	251.4532	230.2053	215.3484	207.4990	192.7243	177.4732
Me	1.9648	0.9215	0.8007	0.7220	0.6695	0.6392	0.5912	0.5395
me	4.2009	1.6910	1.6095	1.3410	1.1794	1.1227	0.9653	0.8581
F	218.4719	49.0084	41.2544	31.4691	25.8894	23.7461	18.9632	15.5235

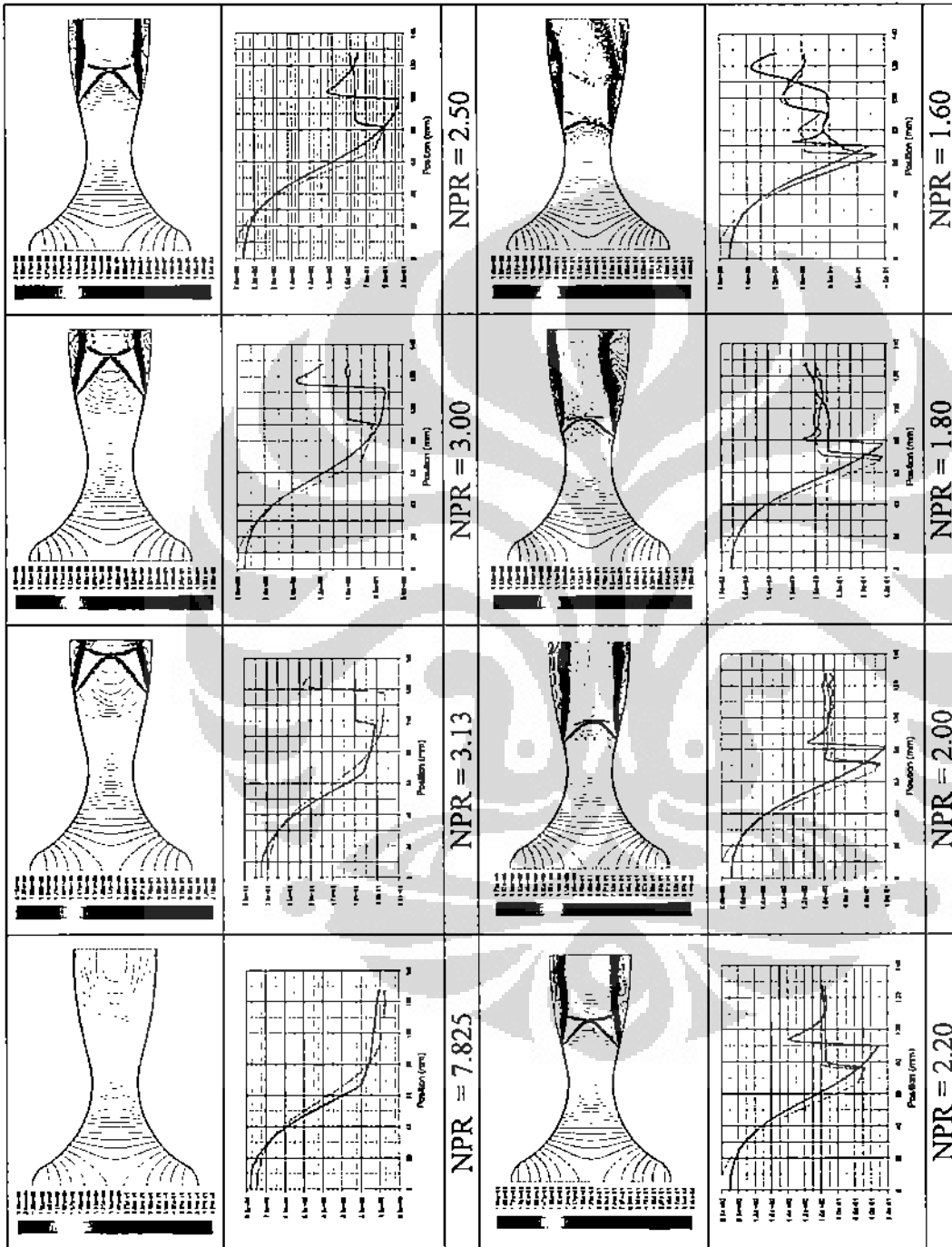
LAMPIRAN 3. KONTUR NOSEL HASIL SIMULASI TURBULEN TANPA FARFIELD



Gambar L3.1 Pola Aliran Nosel N<sub>1</sub>

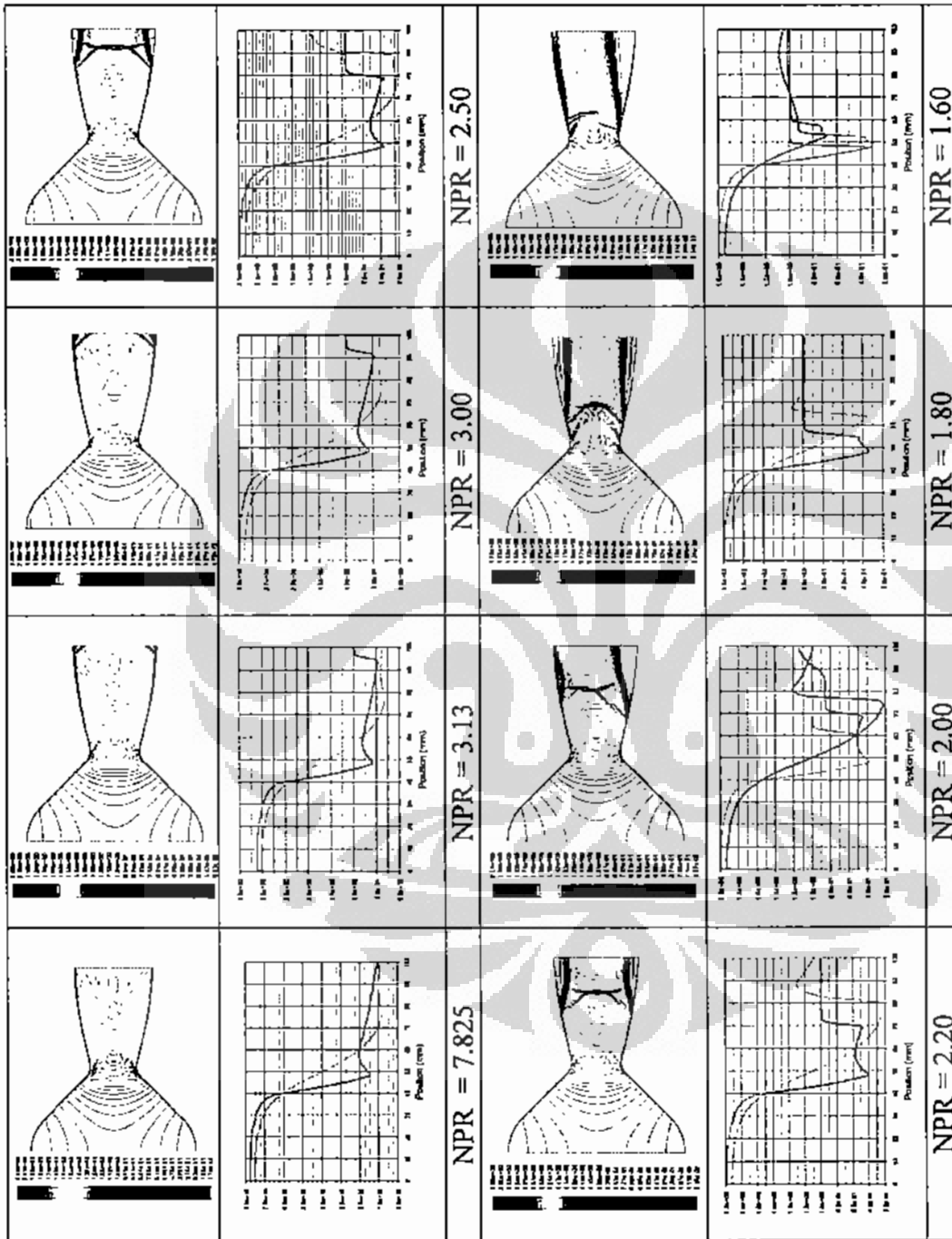


Gambar L3.2 Pola Aliran Nosel N<sub>2</sub>/3

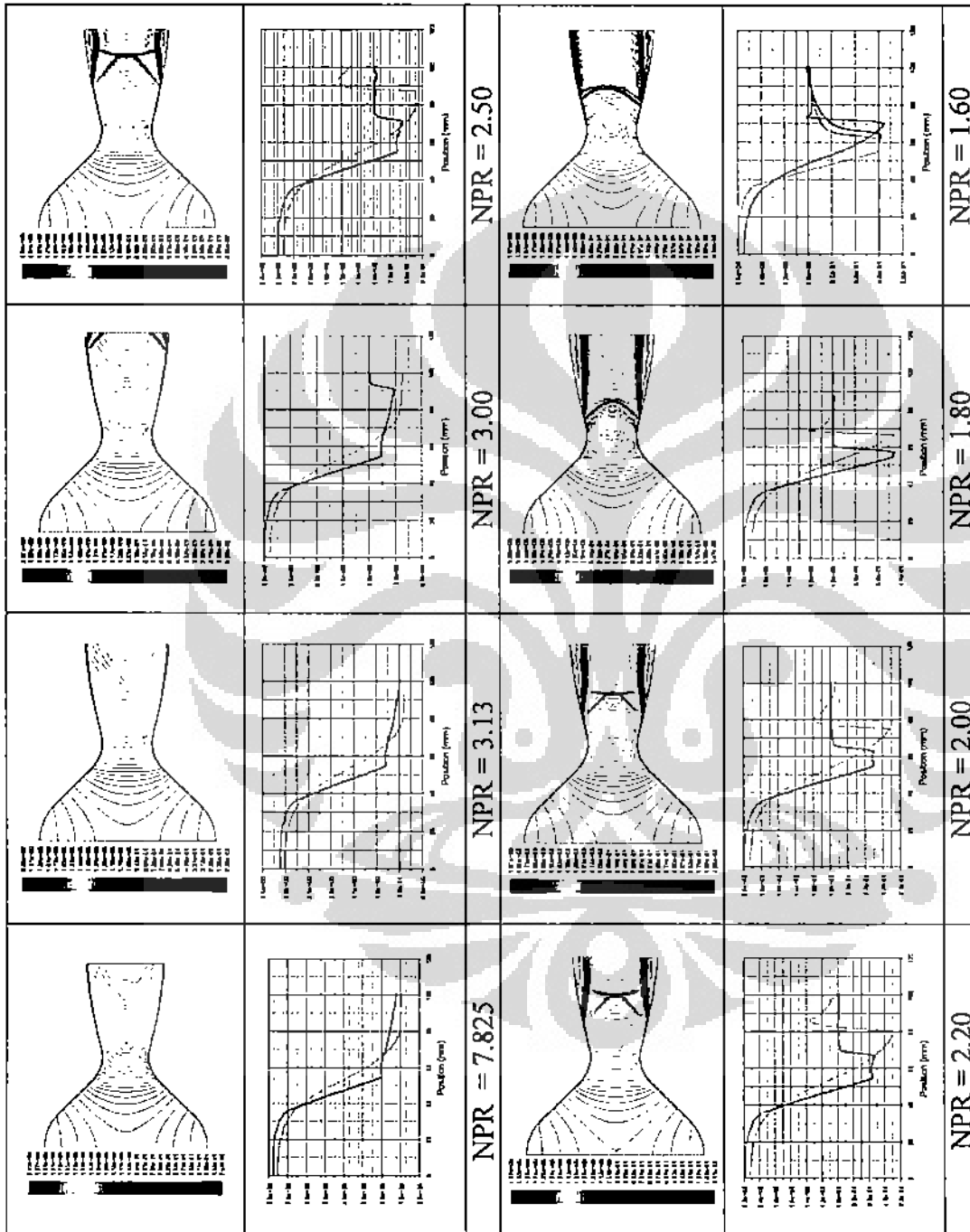


Gambar L3.4 Pola Aliran Nosed N<sub>4</sub>

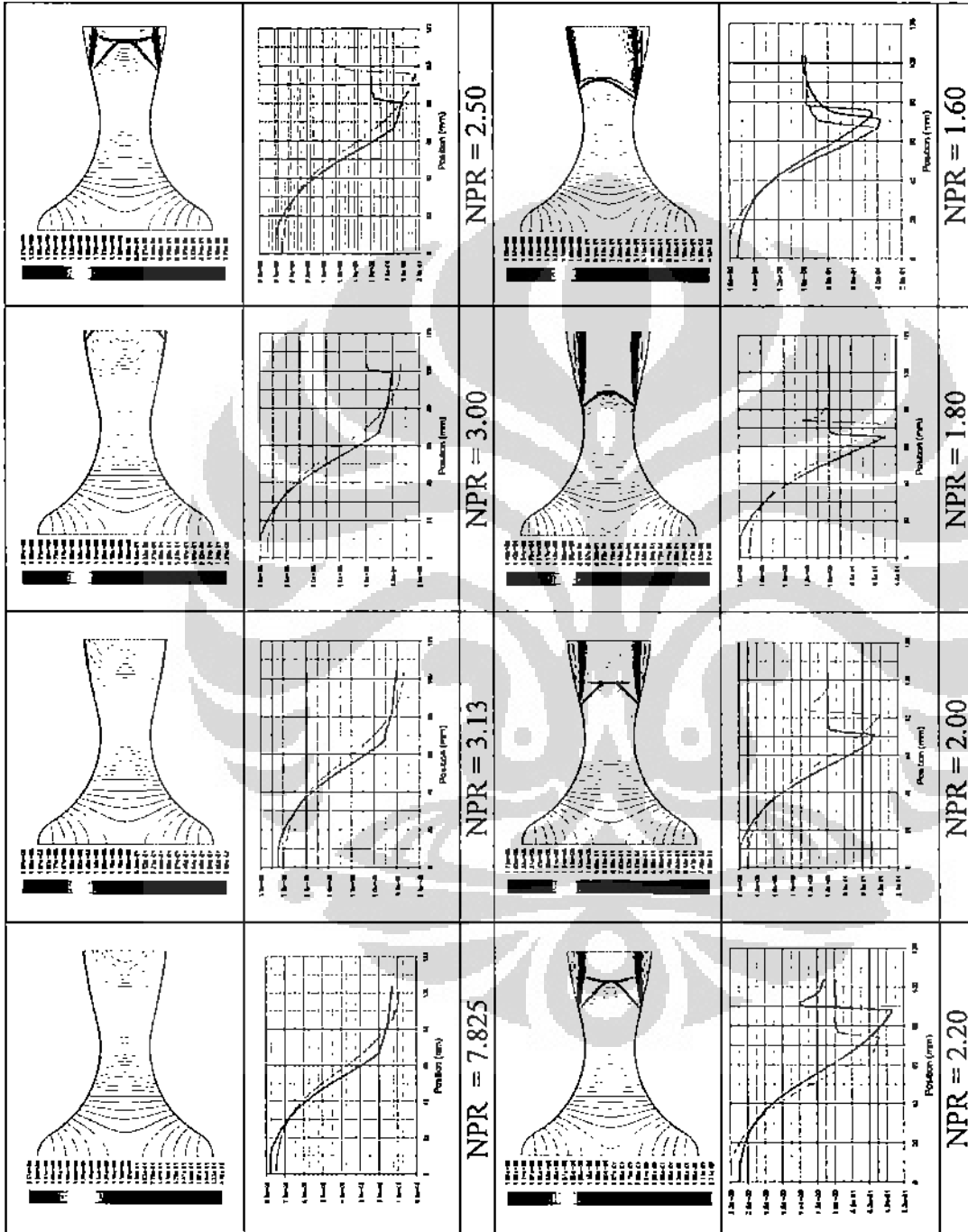




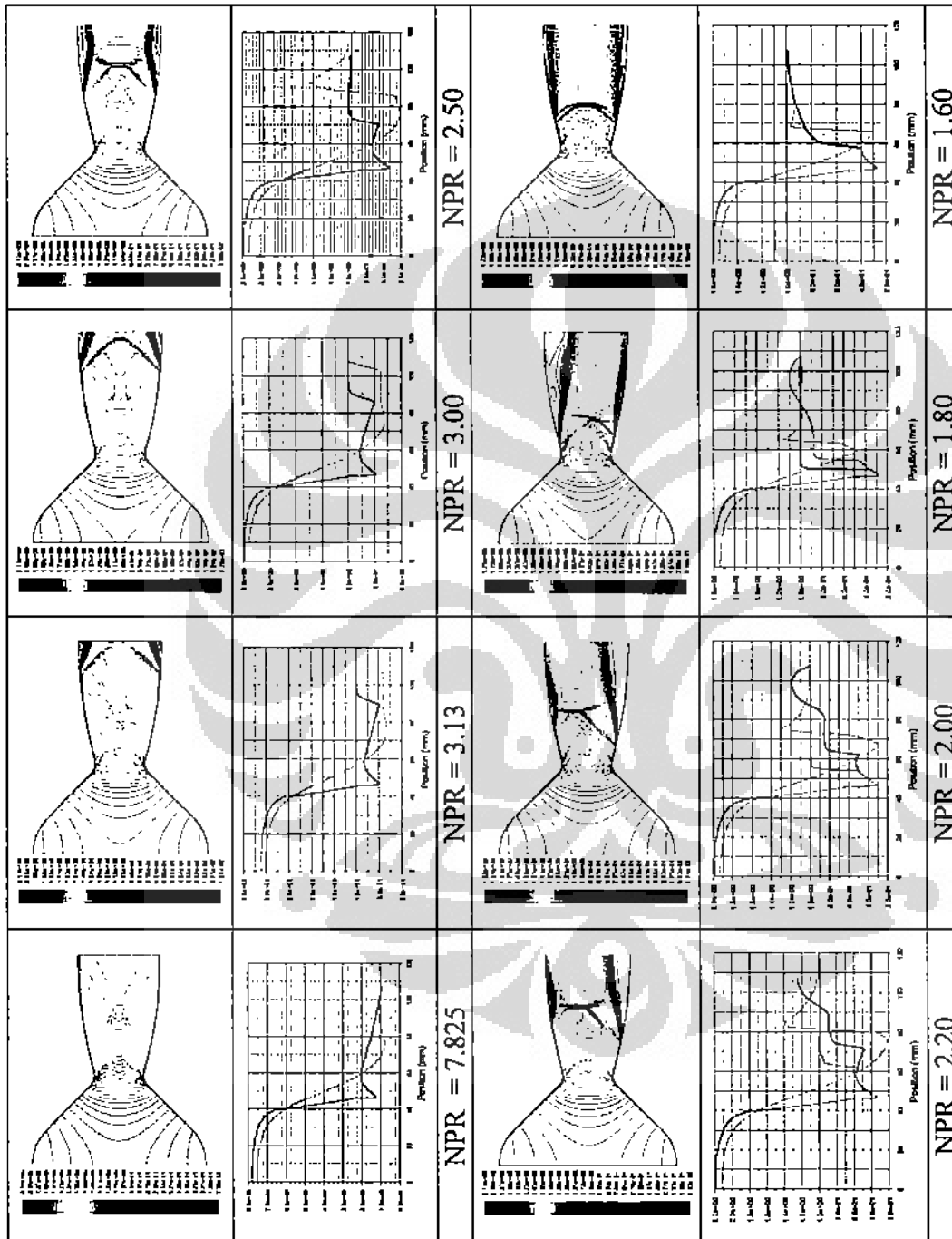
Gambar L3.5 Pola Aliran Nosel N\_5



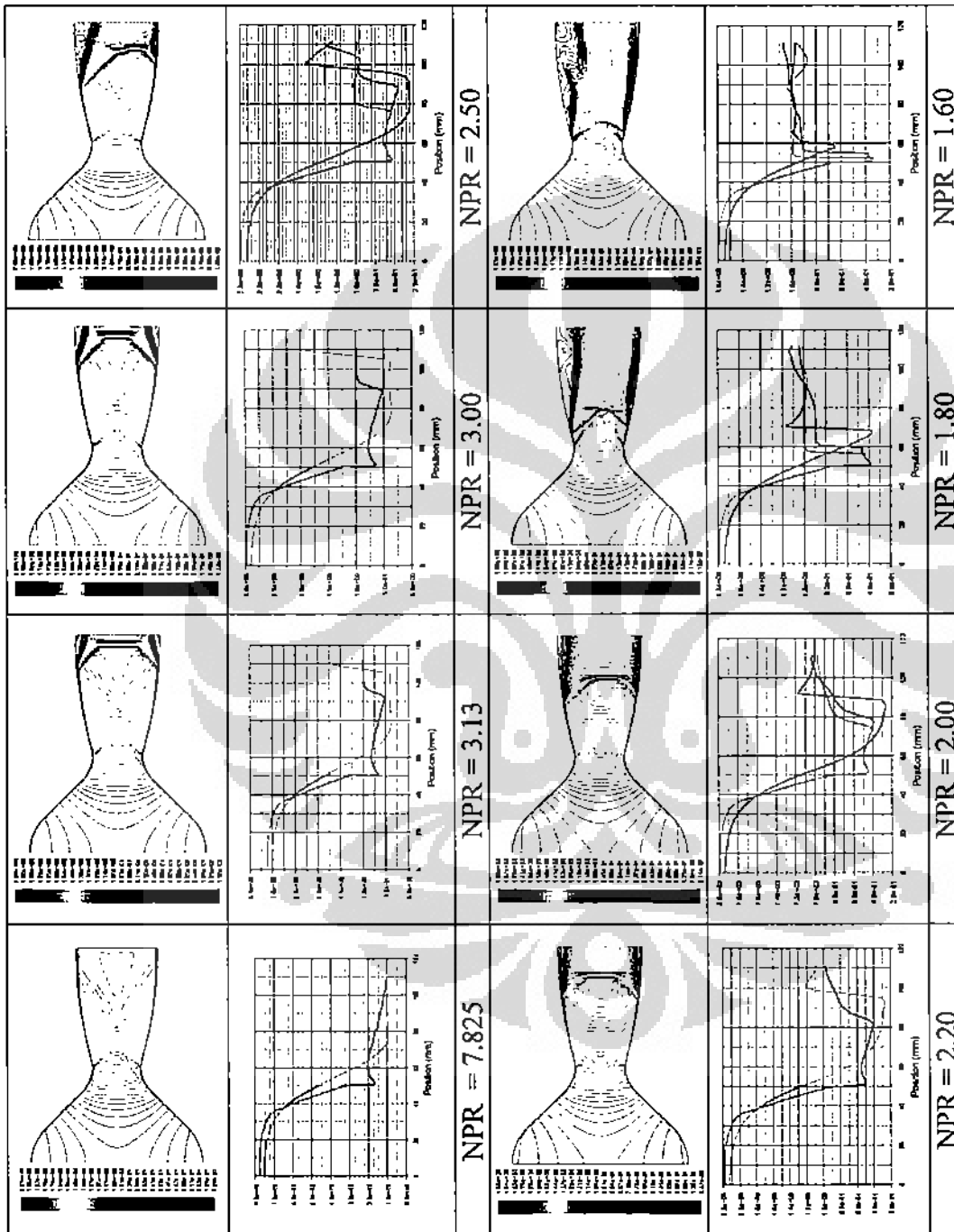
Gambar L3.6 Pola Aliran Nosel N<sub>6/N</sub> 7



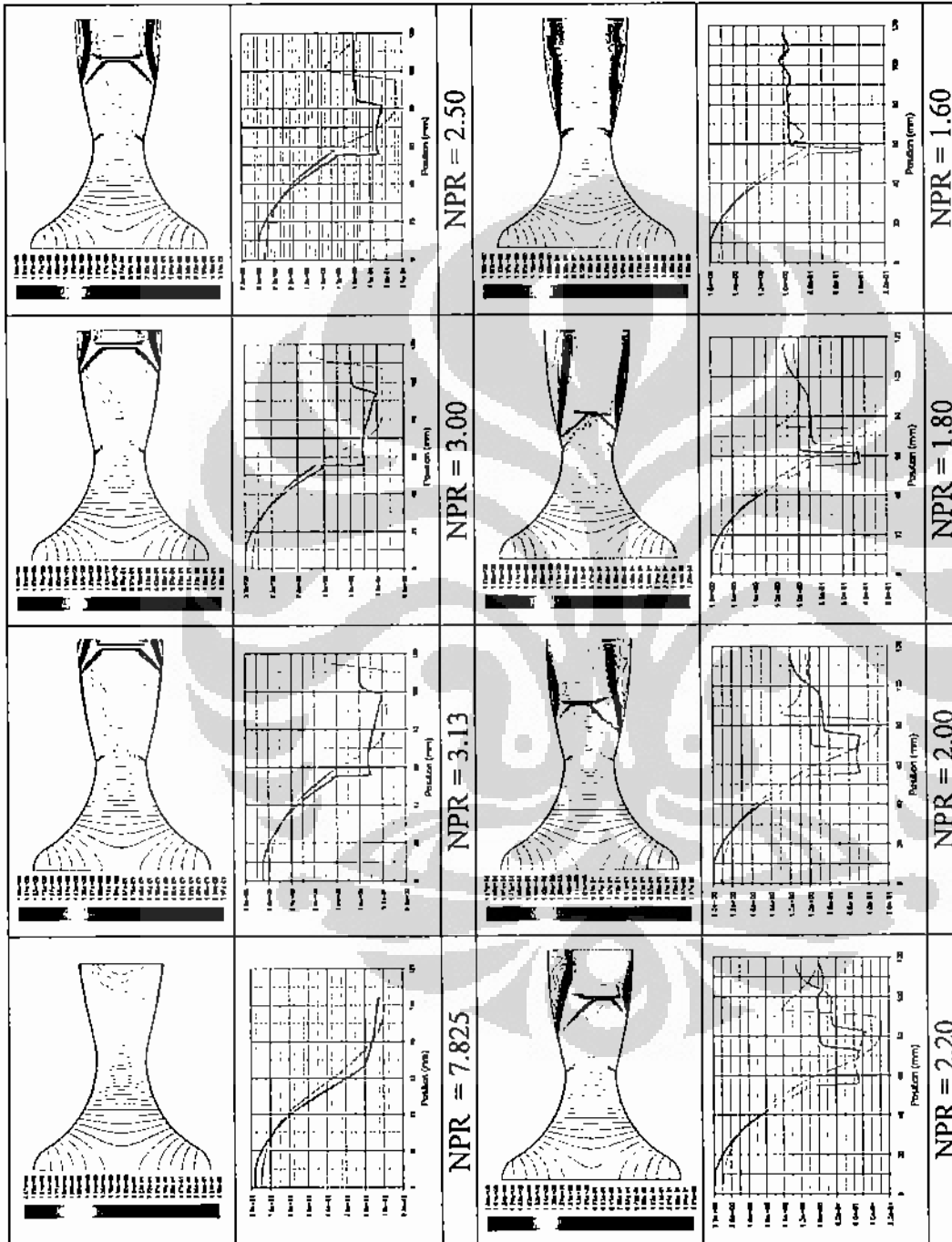
Gambar L3.8 Pola Aliran Nosel N\_8



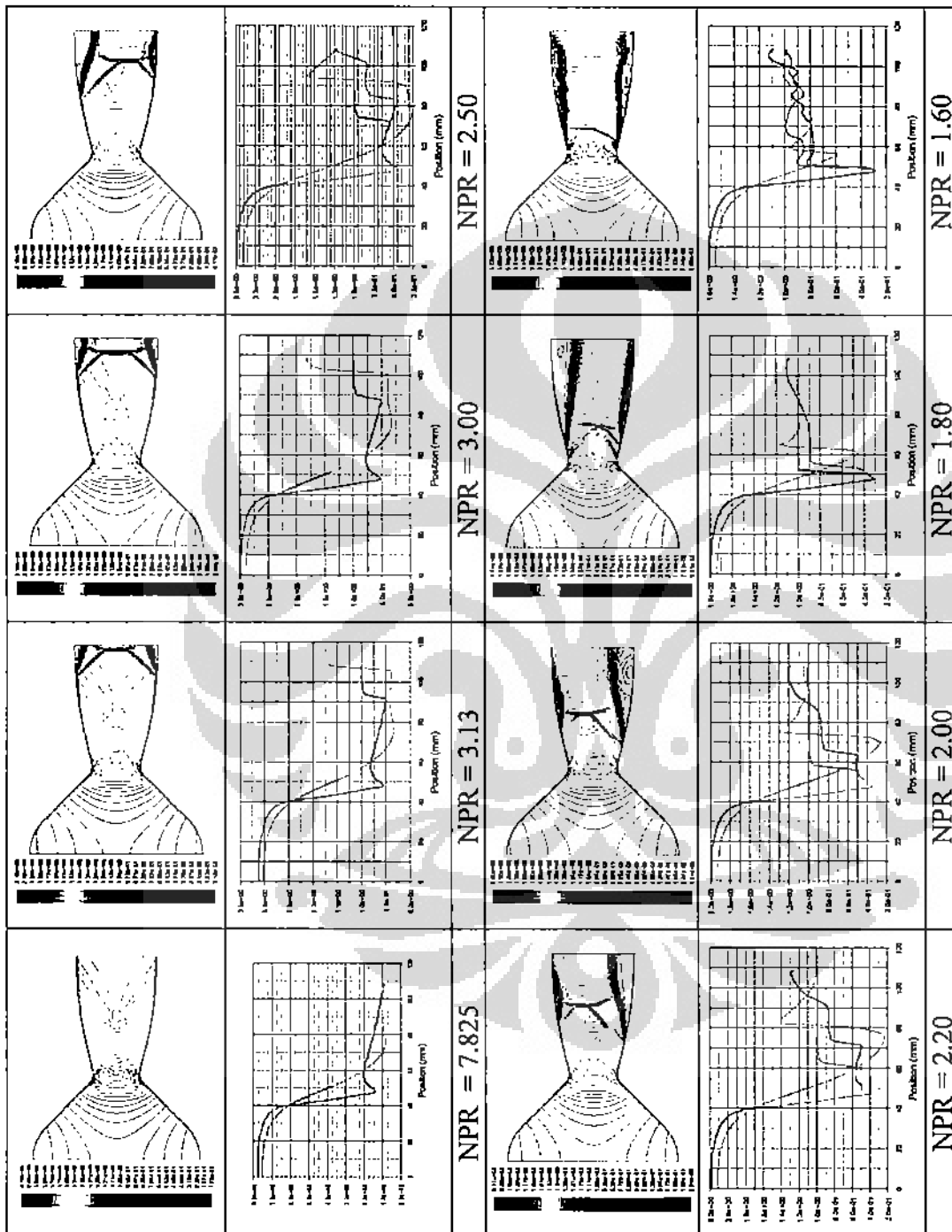
Gambar L3.9 Pola Aliran Nosel N<sub>9</sub>



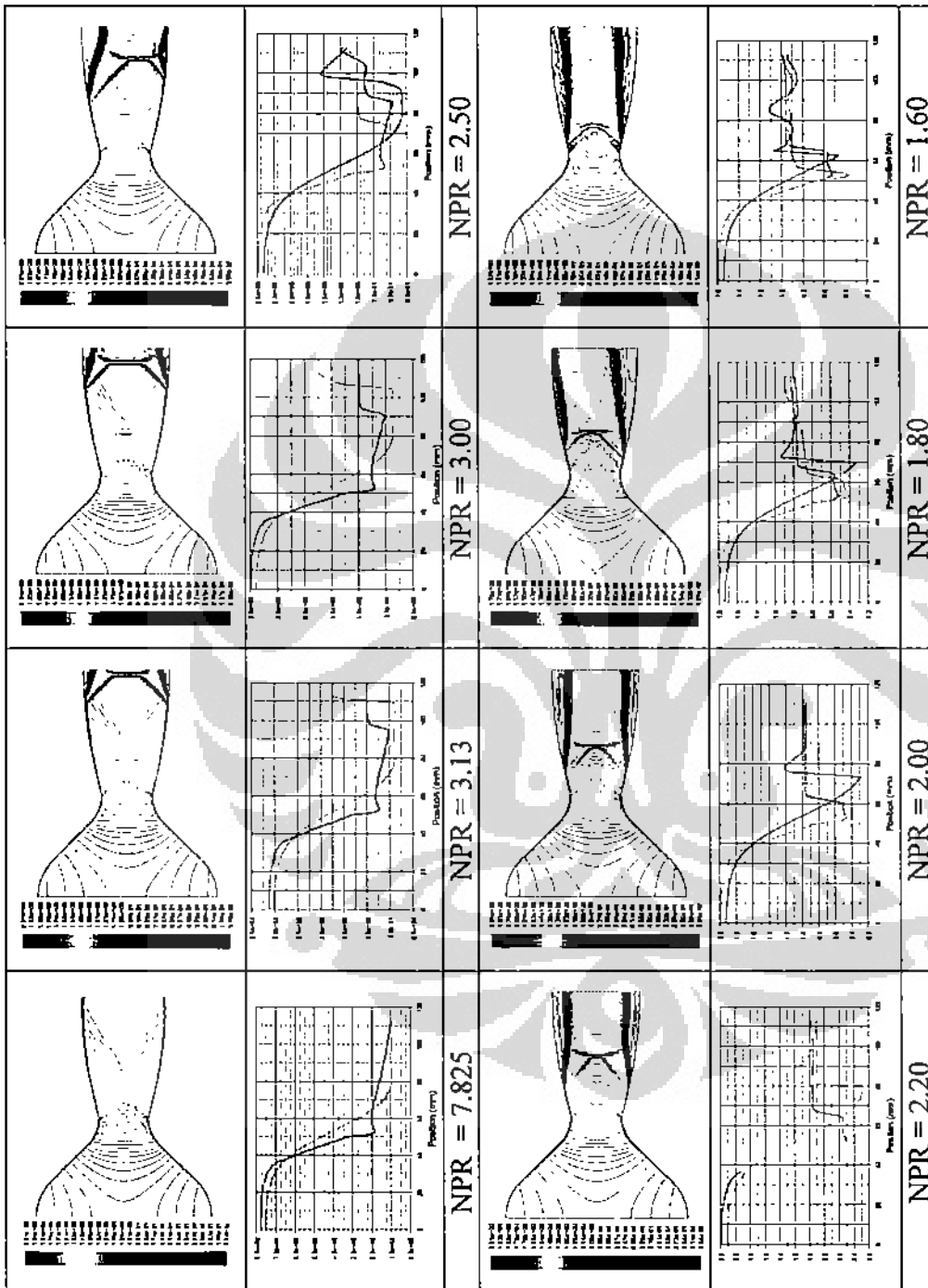
Gambar L3.10 Pola Aliran Nosel N\_10/N\_11



Gambar L3.12 Pola Aliran Nosel N<sub>12</sub>

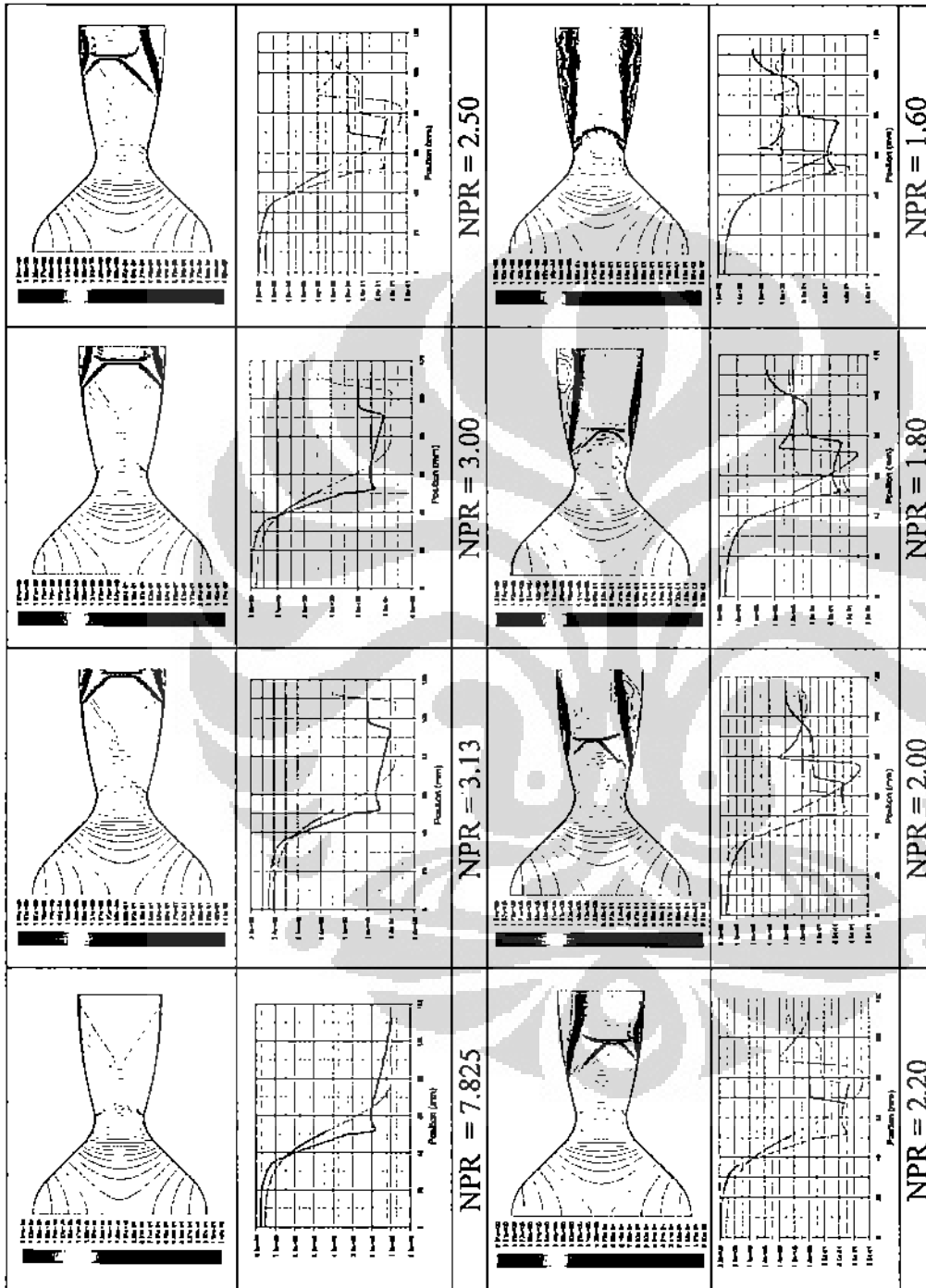


Gambar L3.13 Pola Aliran Nosel N<sub>13</sub>

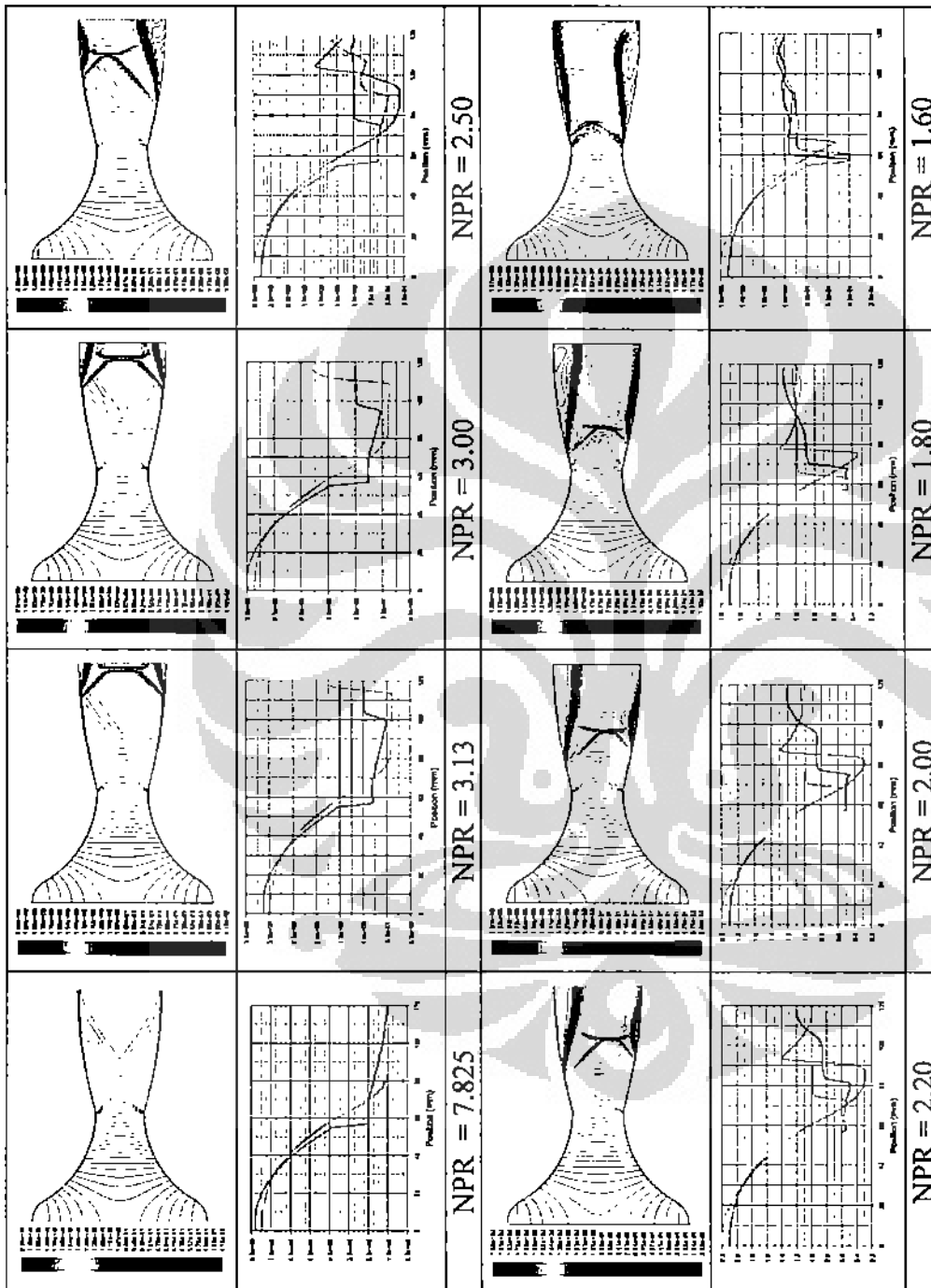


Gambar L3.14 Pola Aliran Nosel N-14

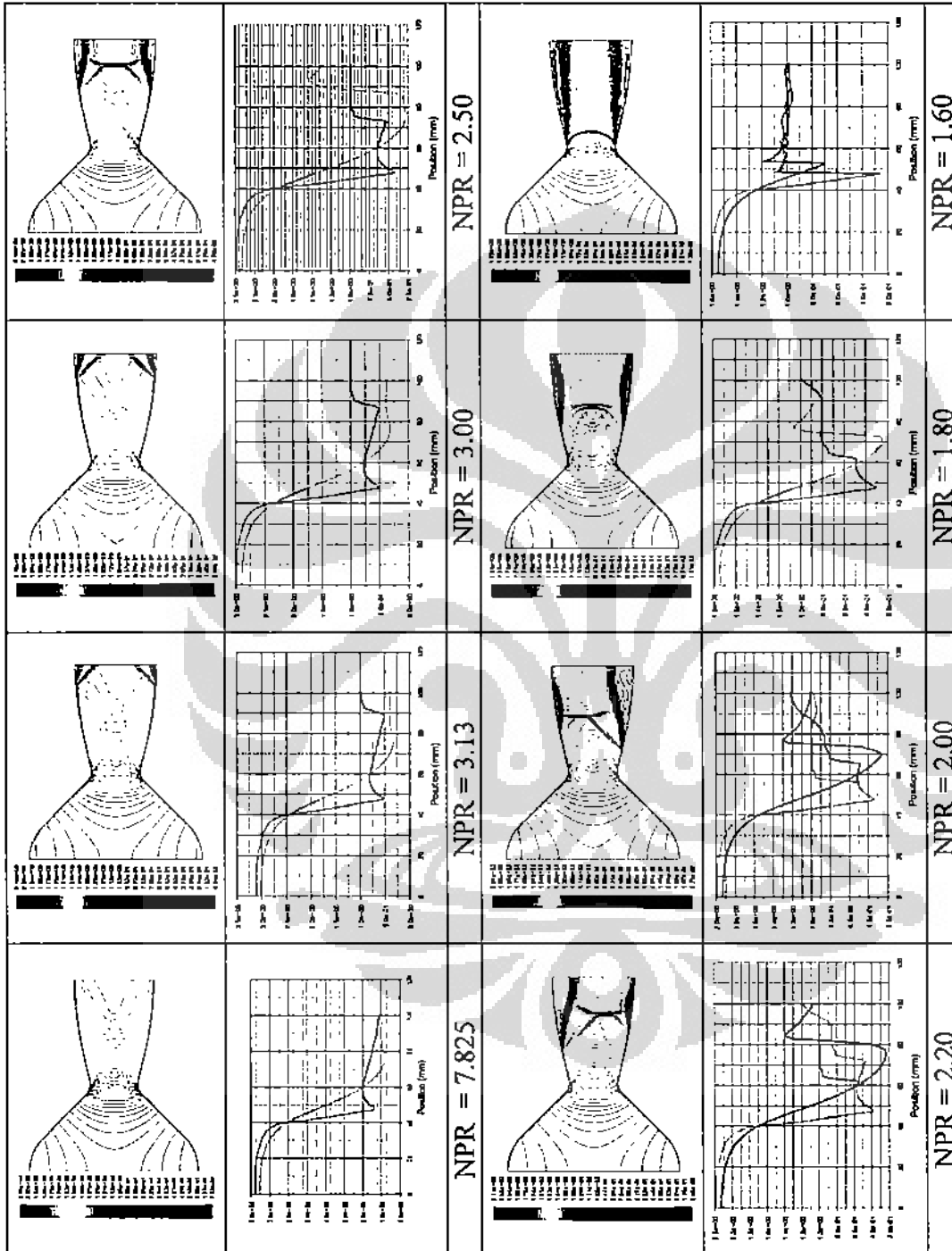




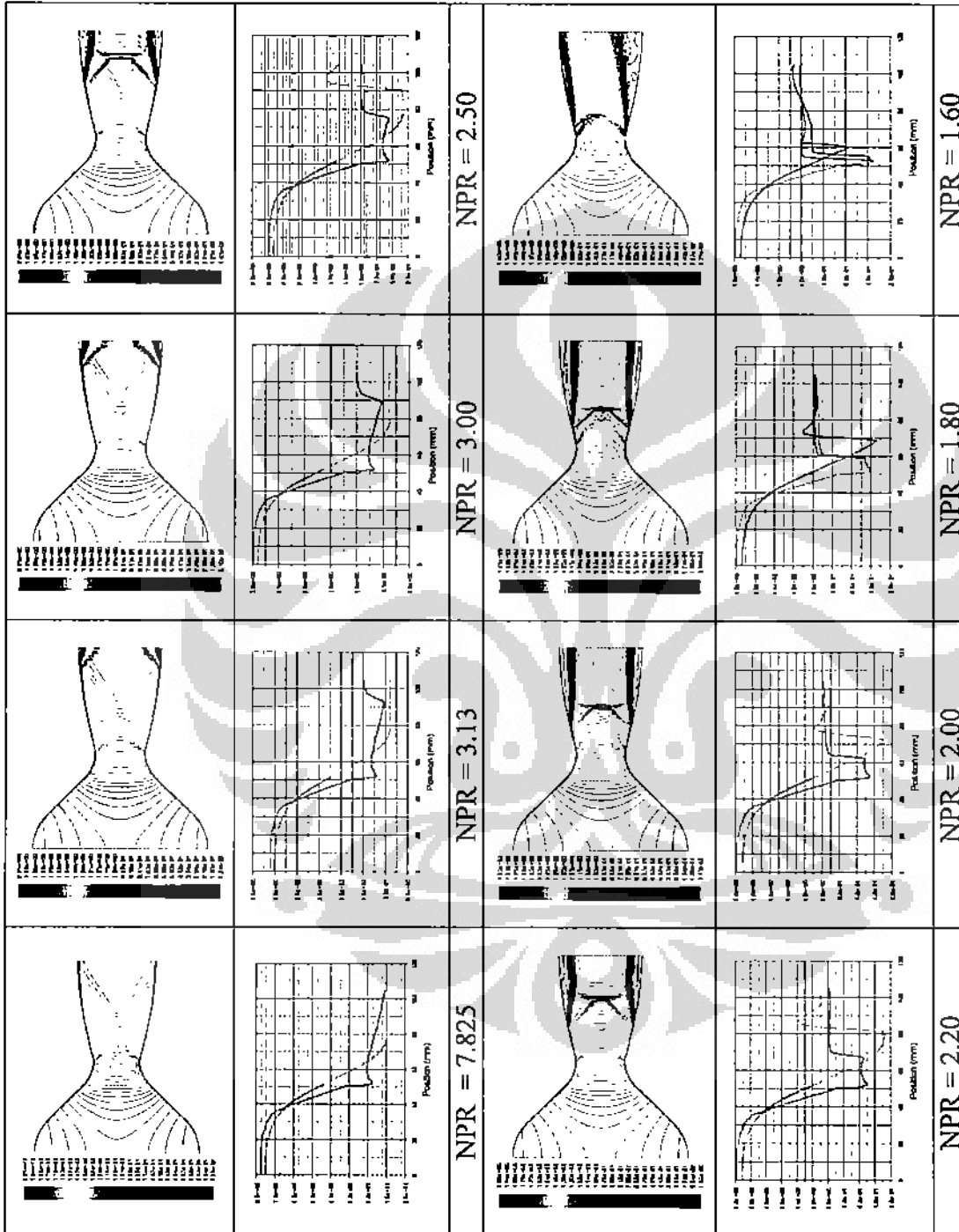
Gambar L3.15 Pola Aliran Nosel N-15



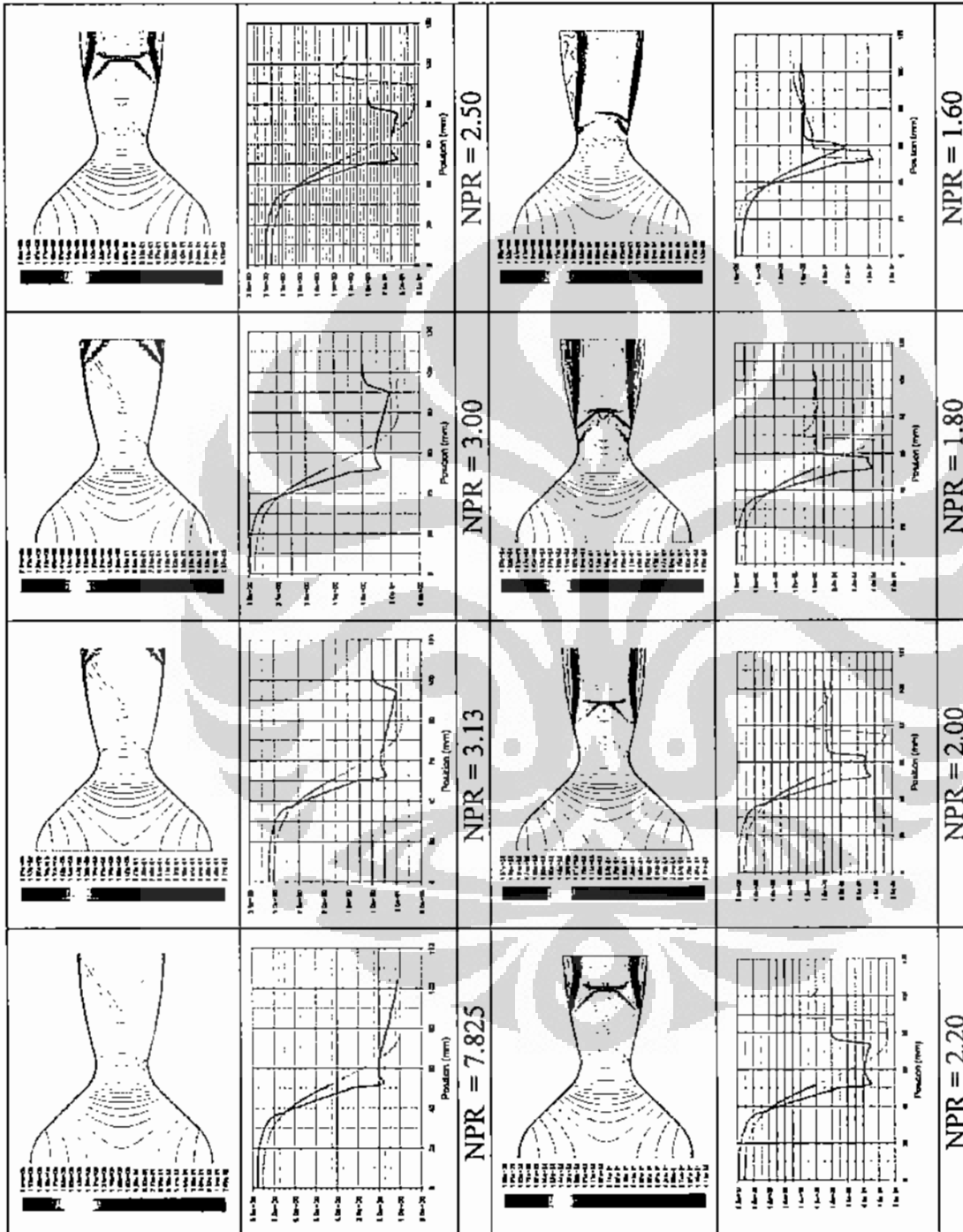
Gambar L3.16 Pola Aliran Nosel N\_16



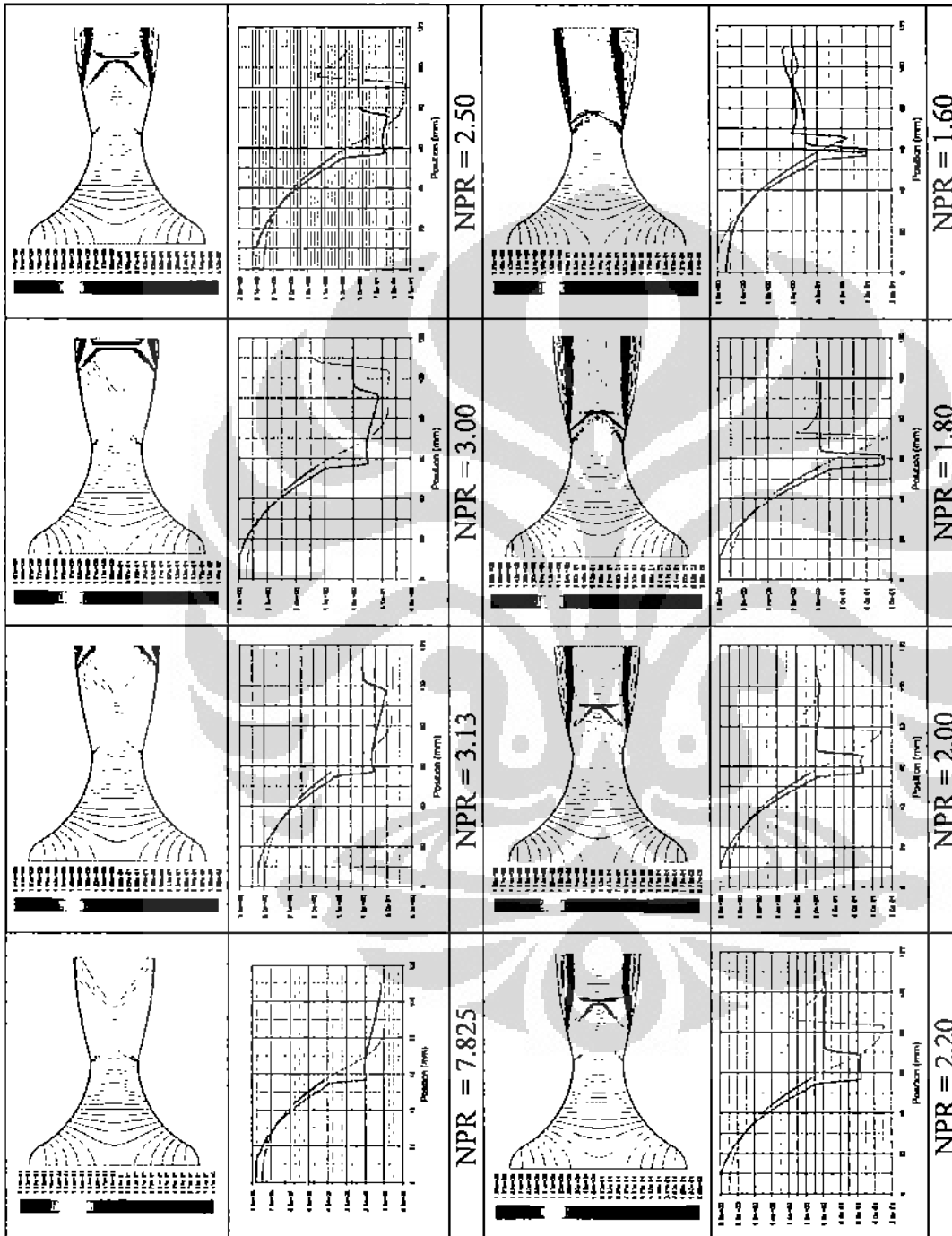
Gambar L3.17 Pola Aliran Nosei N\_17



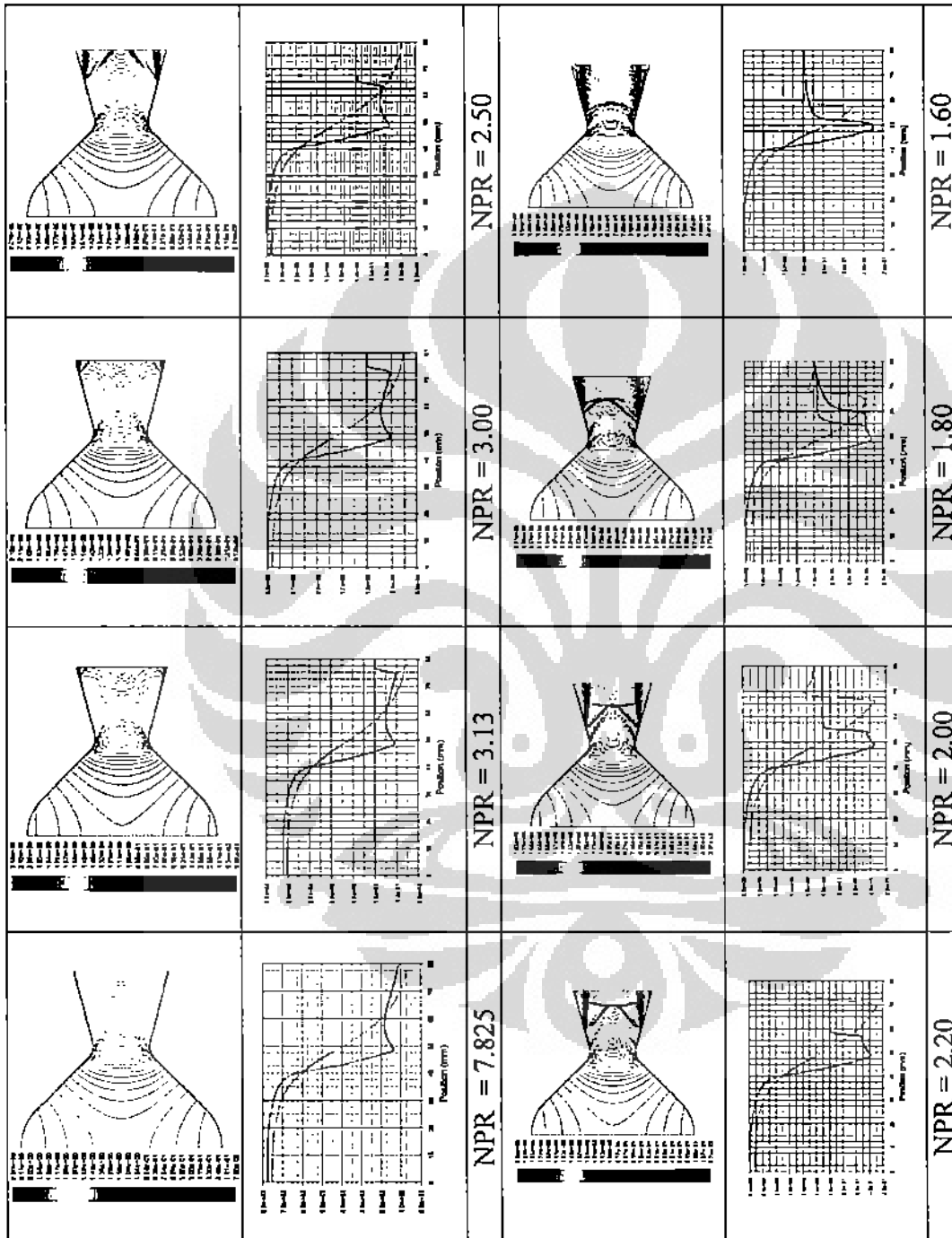
Gambar L3.18 Pola Aliran Nosel N<sub>18</sub>



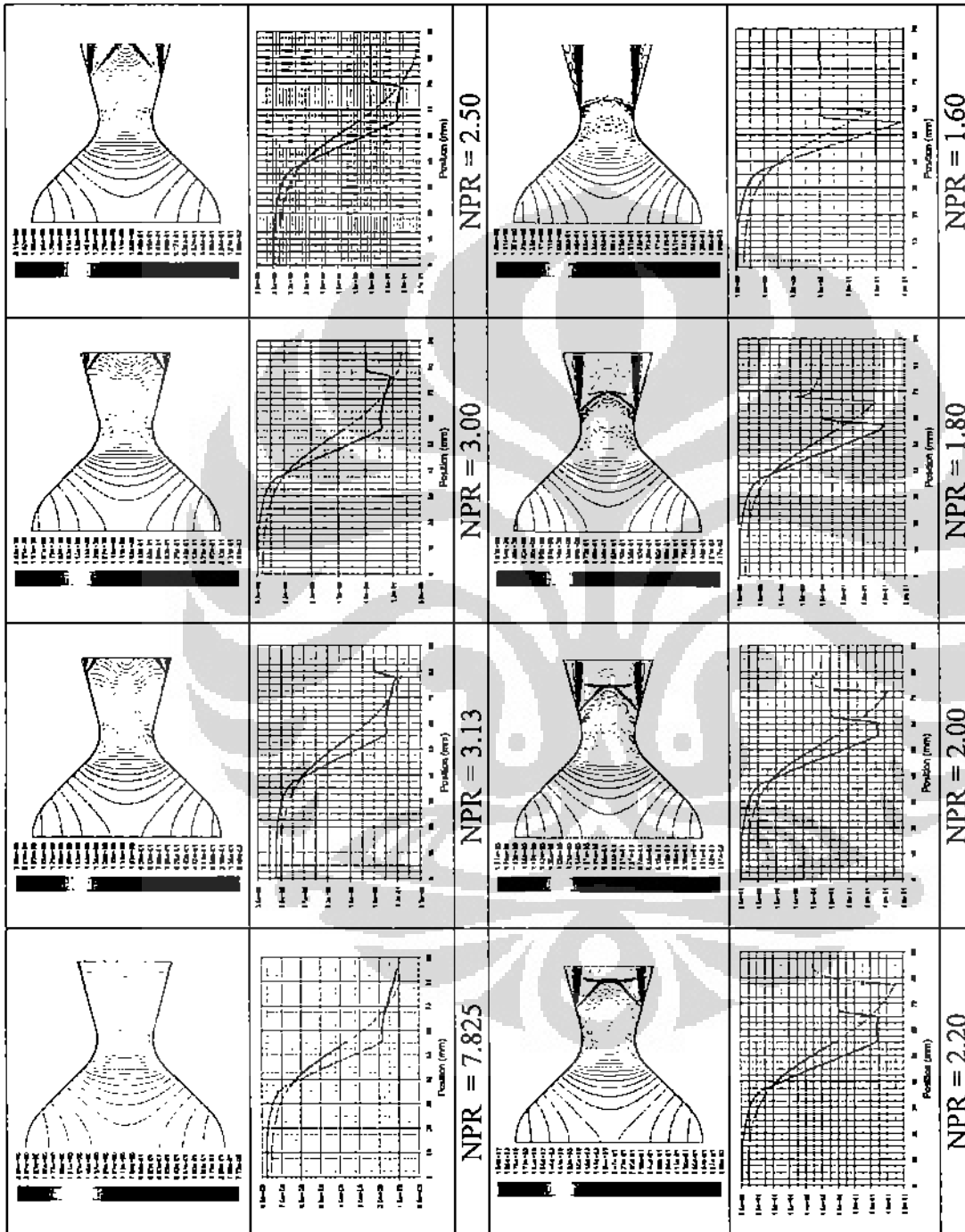
Gambar L3.19 Pola Aliran Nosel N<sub>19</sub>



Gambar L3.20 Pola Aliran Nosel N<sub>20</sub>

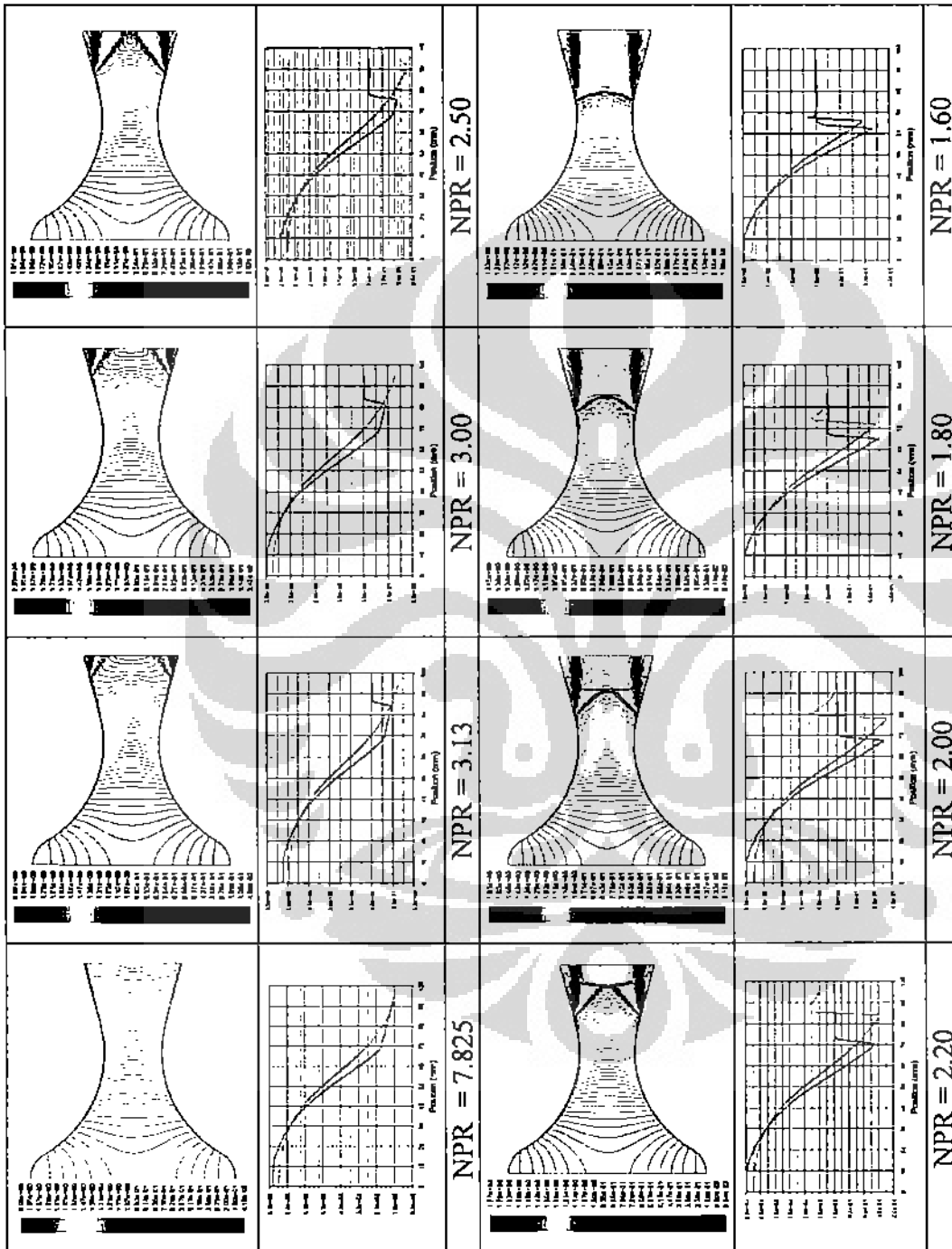


Gambar L3.21 Pola Aliran Nosel N<sub>21</sub>

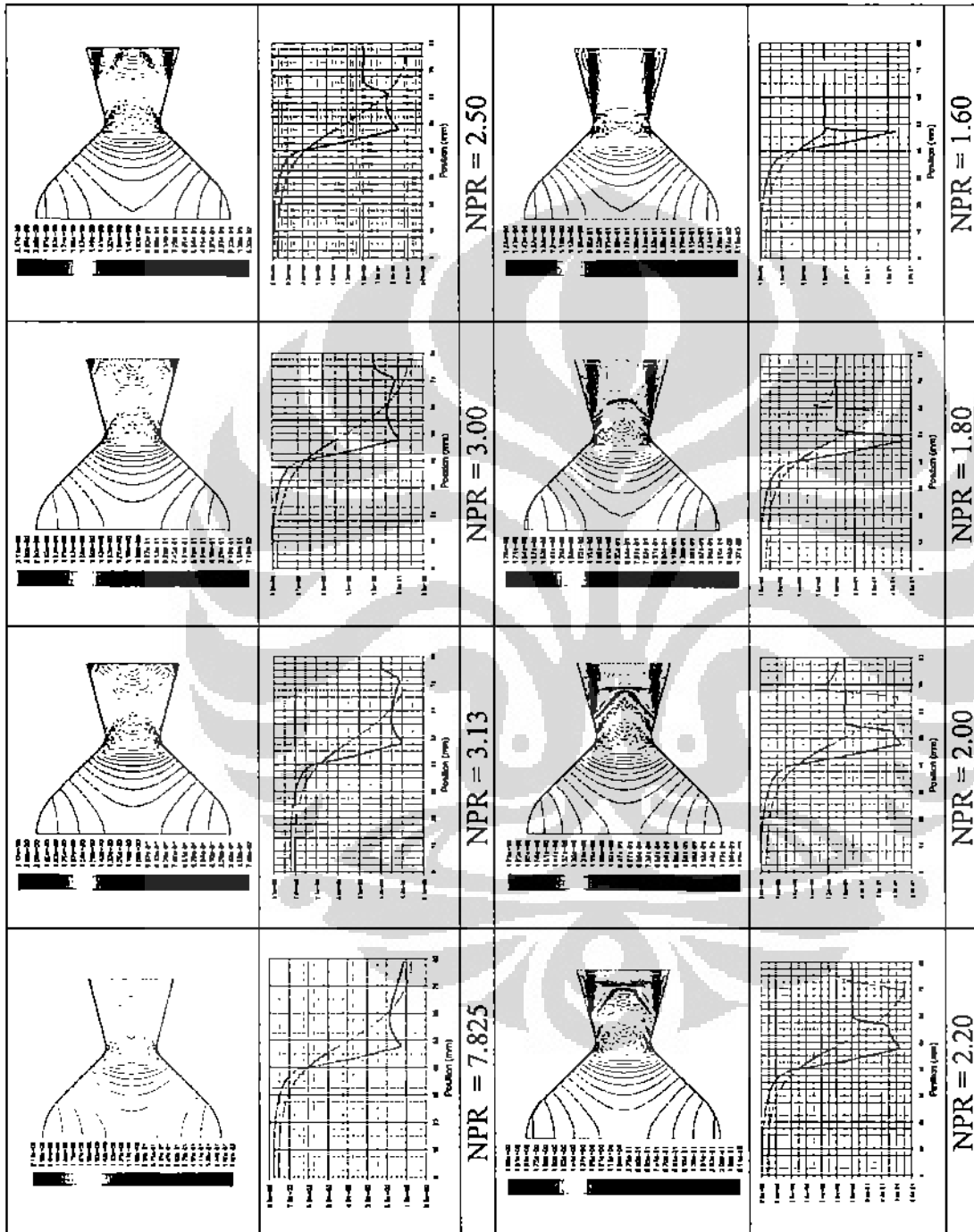


Gambar L3.22 Pola Aliran Nosenl N<sub>22/N</sub> 23

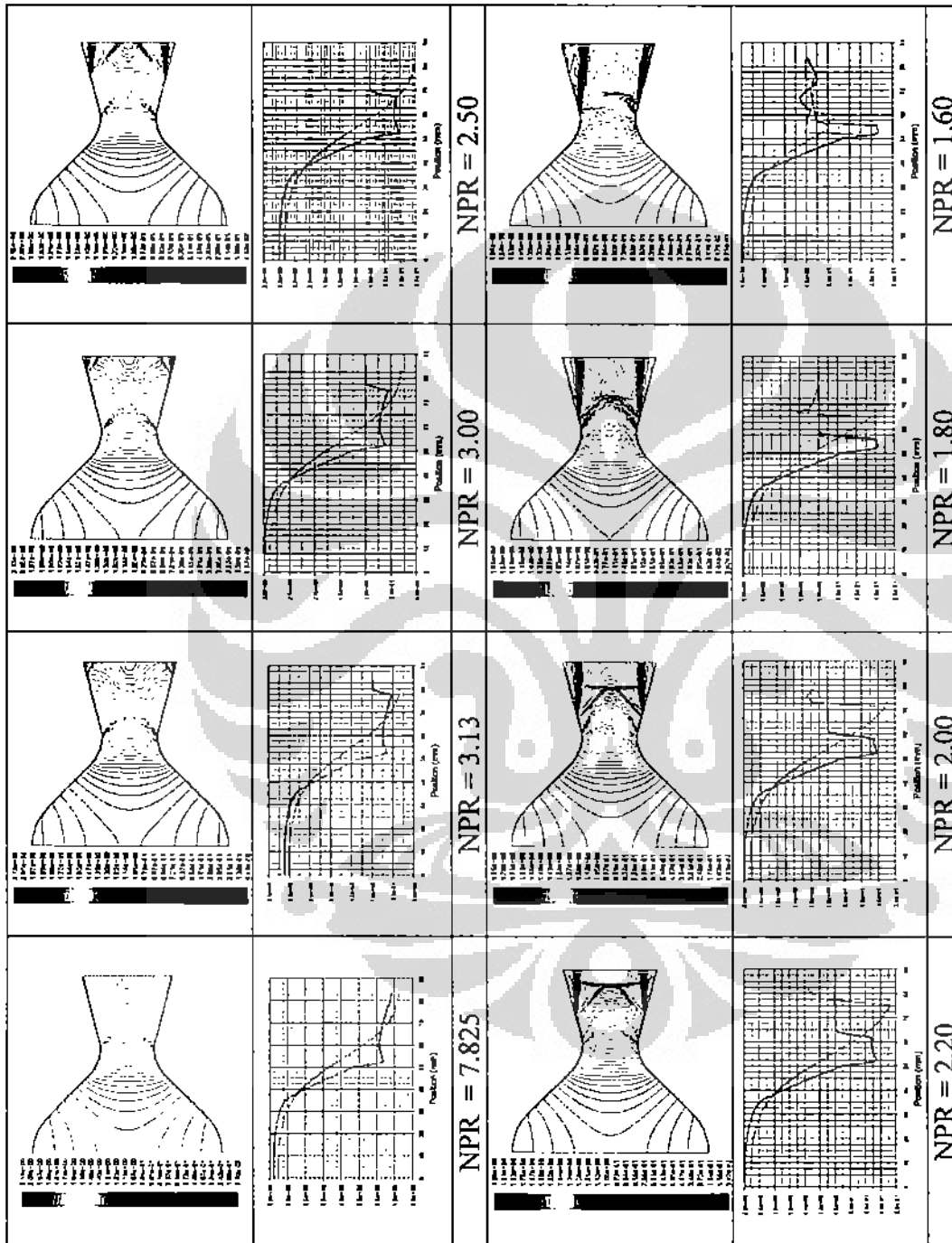




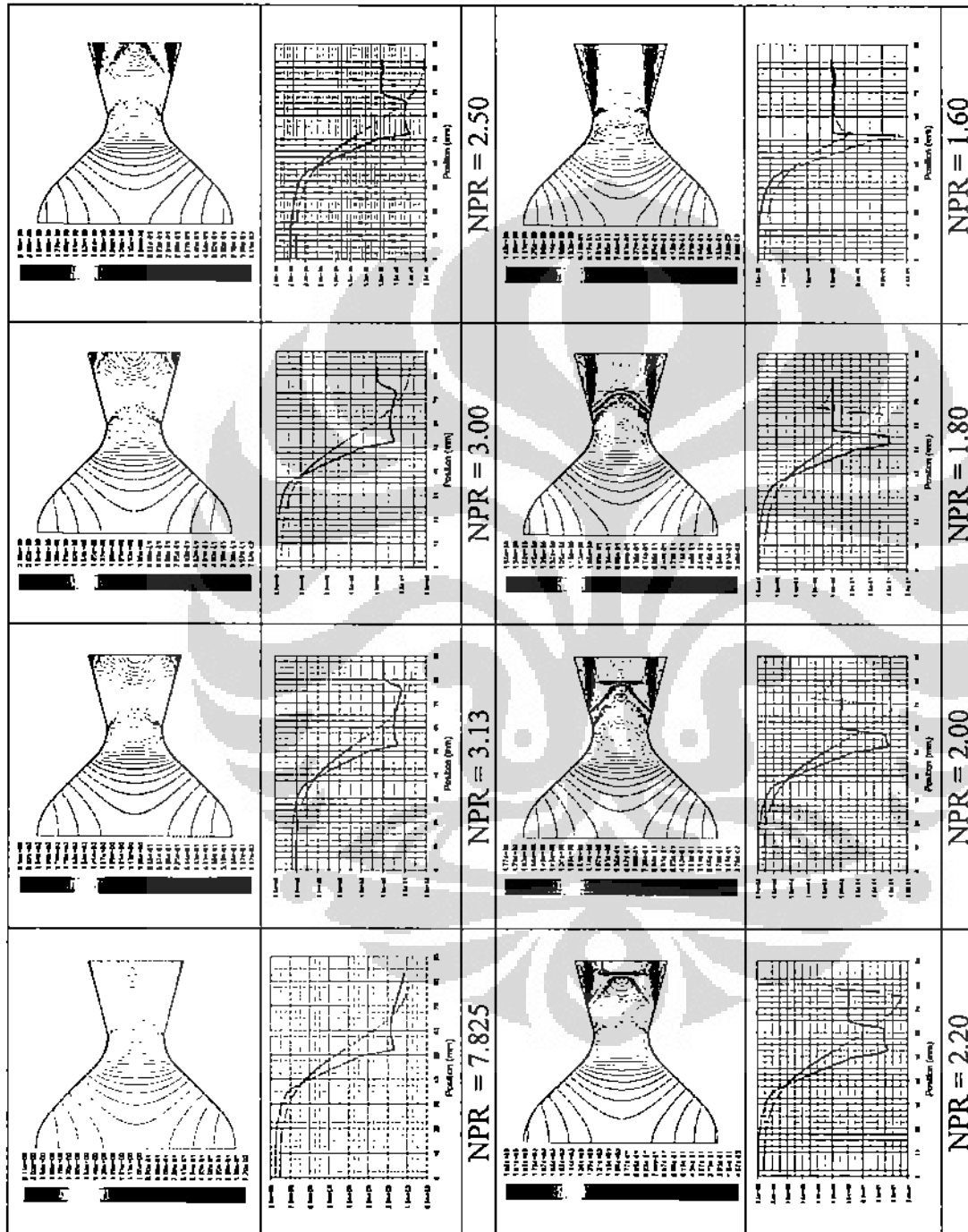
Gambar L3.24 Pola Aliran Nosel N<sub>24</sub>



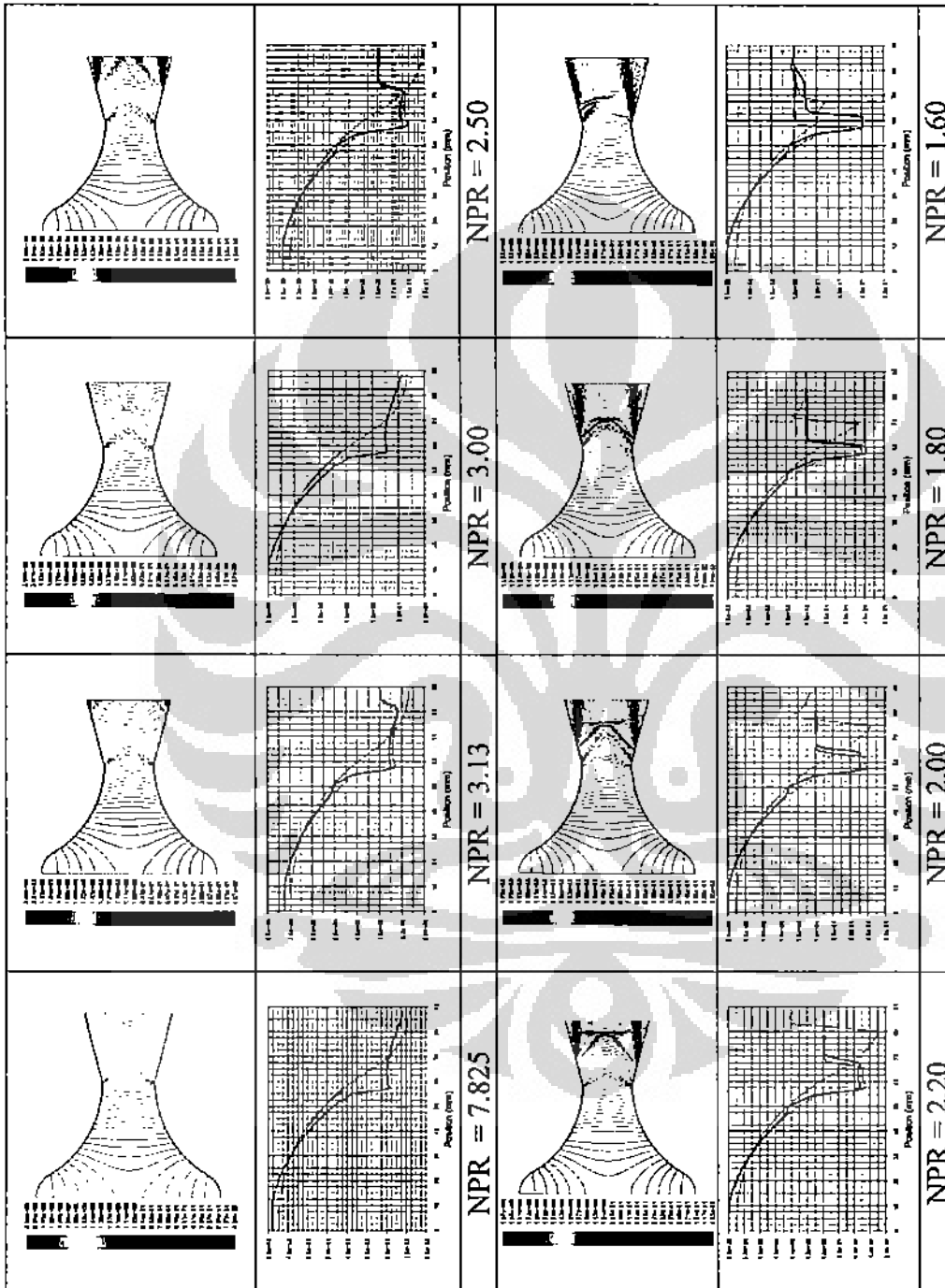
Gambar L3.25 Pola Aliran Nosel N<sub>25</sub>



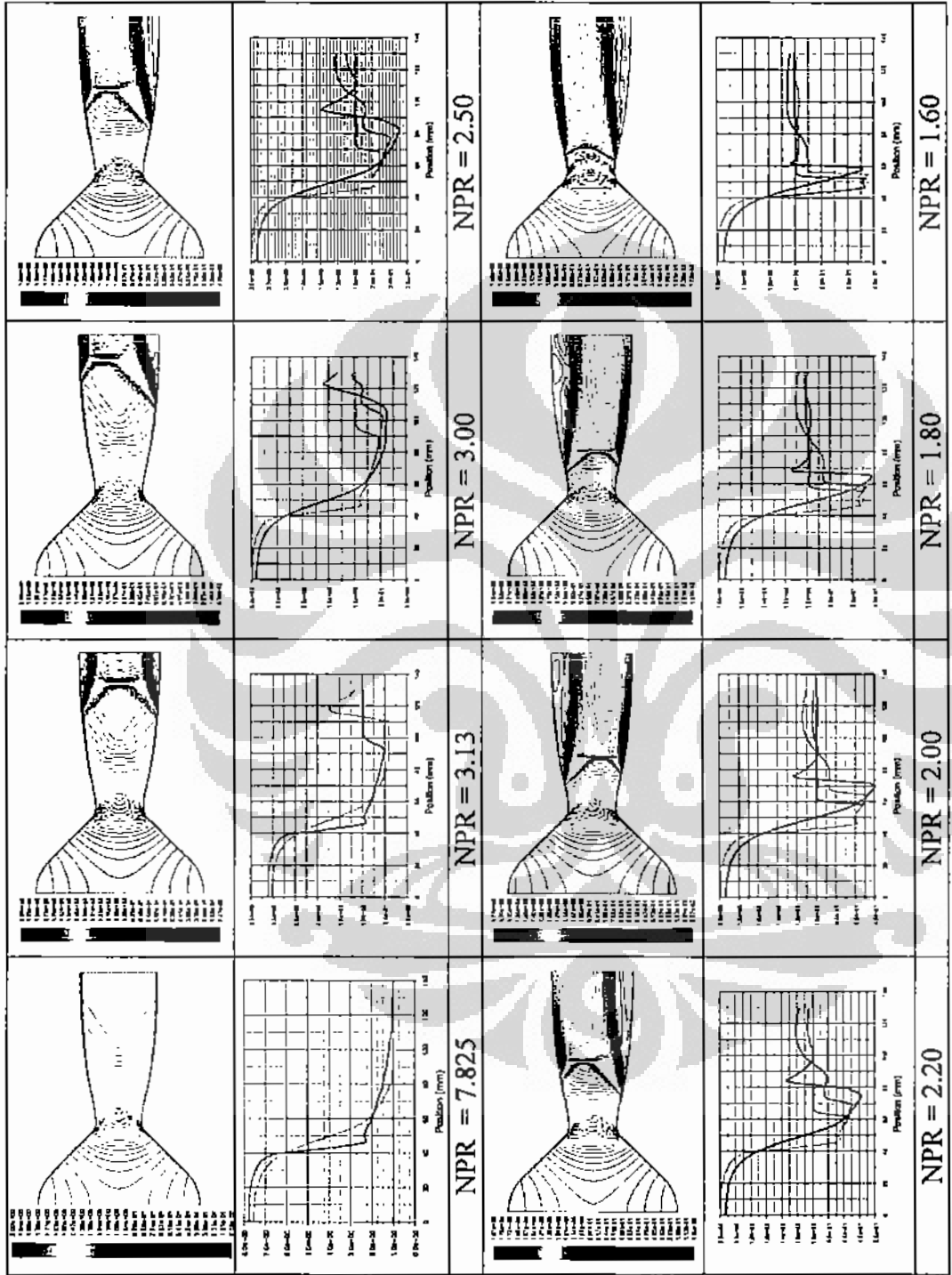
Gambar L3.26 Pola Aliran Nosed N\_26



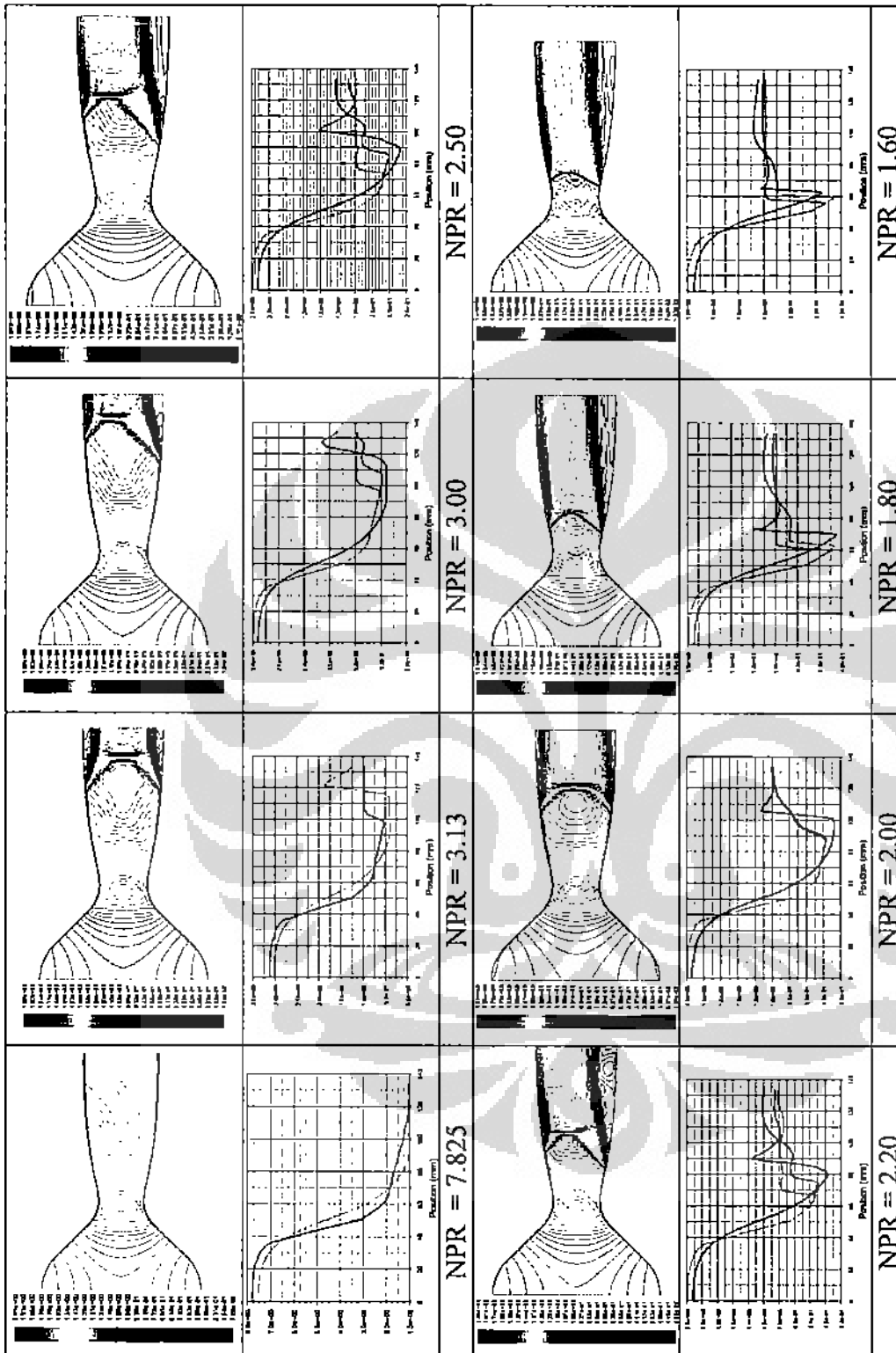
Gambar L.3.27 Pola Aliran Nosel N\_27



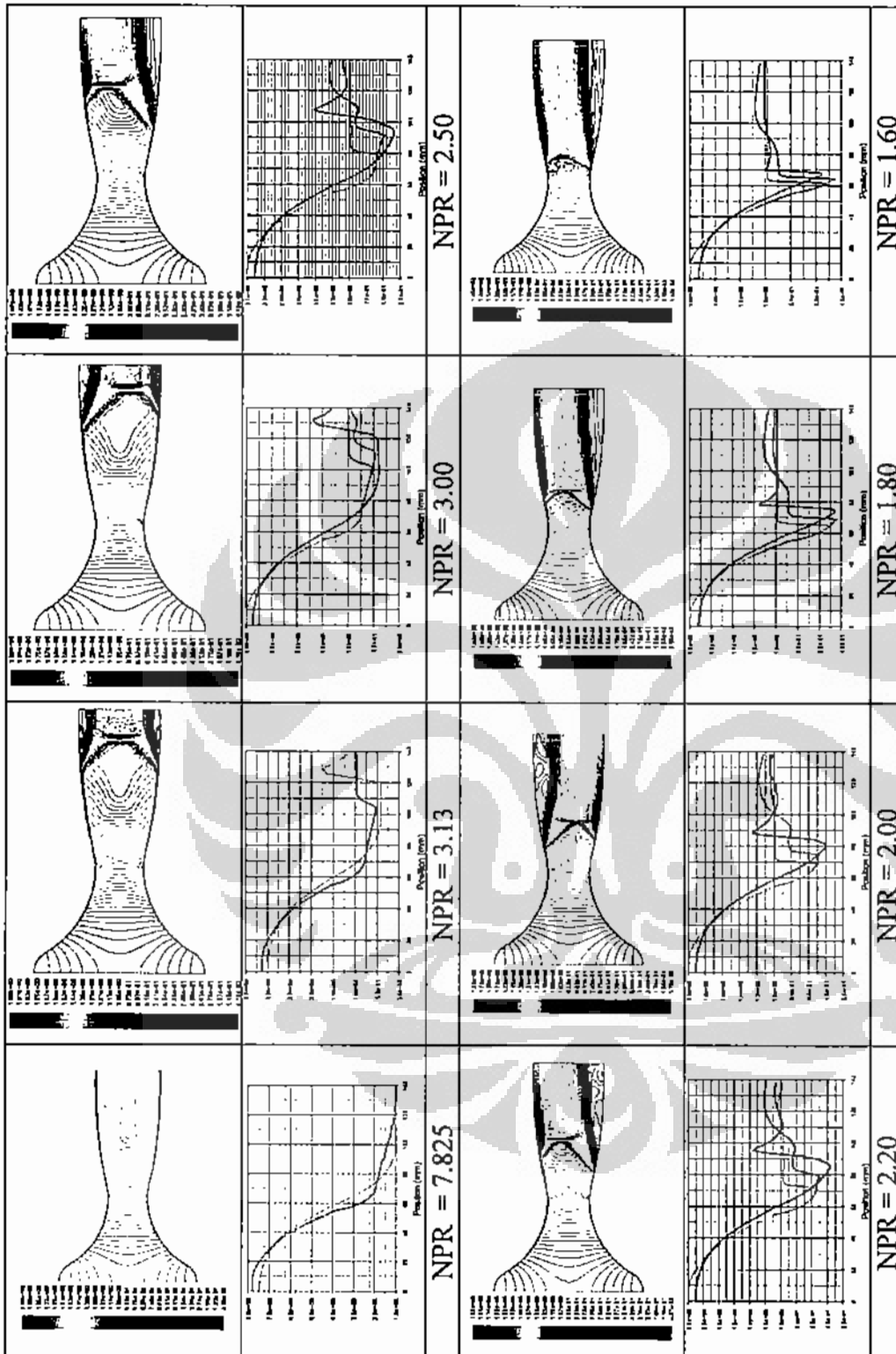
Gambar L3.28 Pola Aliran Nosel N<sub>28</sub>



Gambar L3.29 Pola Aliran. Nosel N\_29



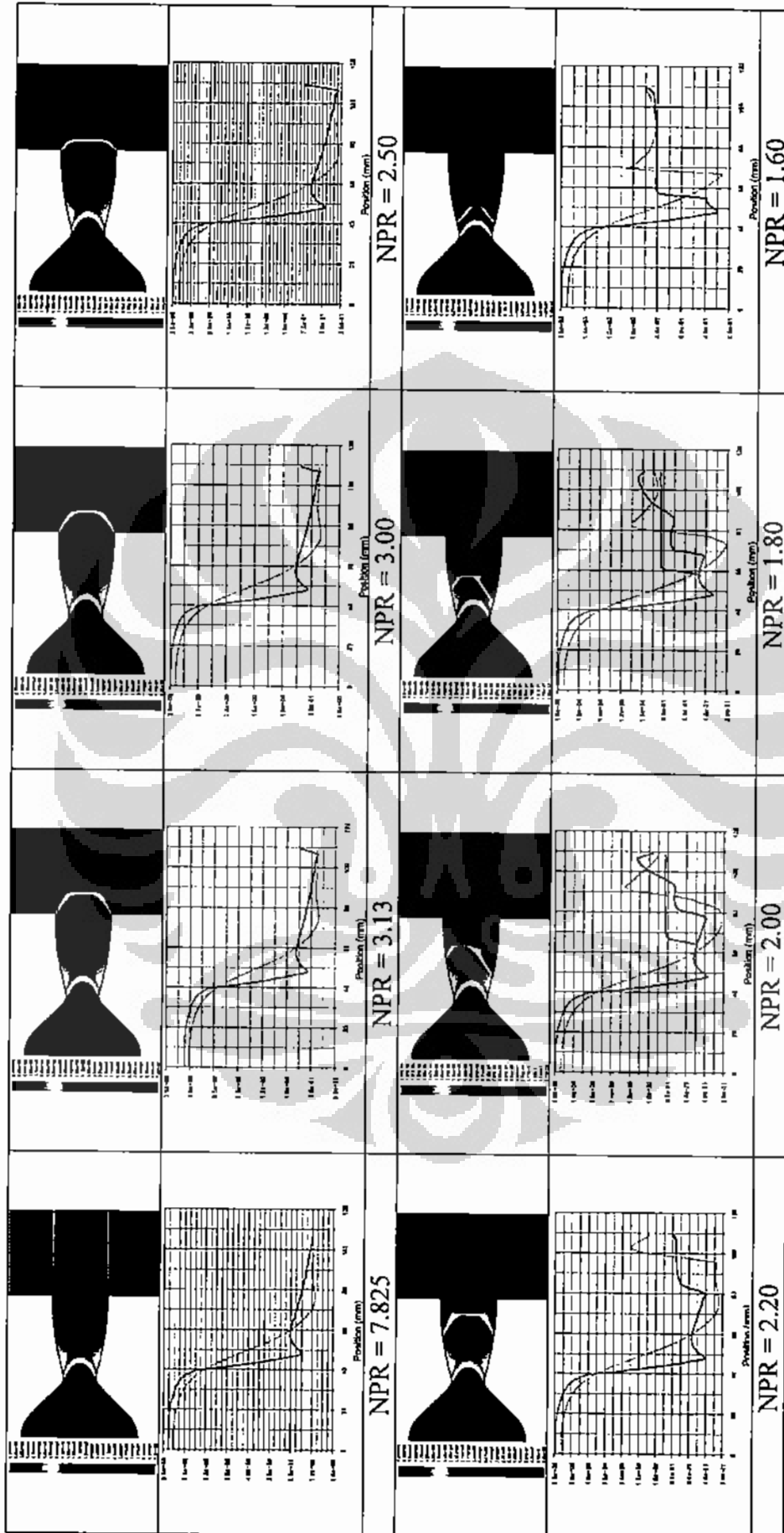
Gambar L3.30 Pola Aliran Nosed N<sub>30/N</sub>\_31



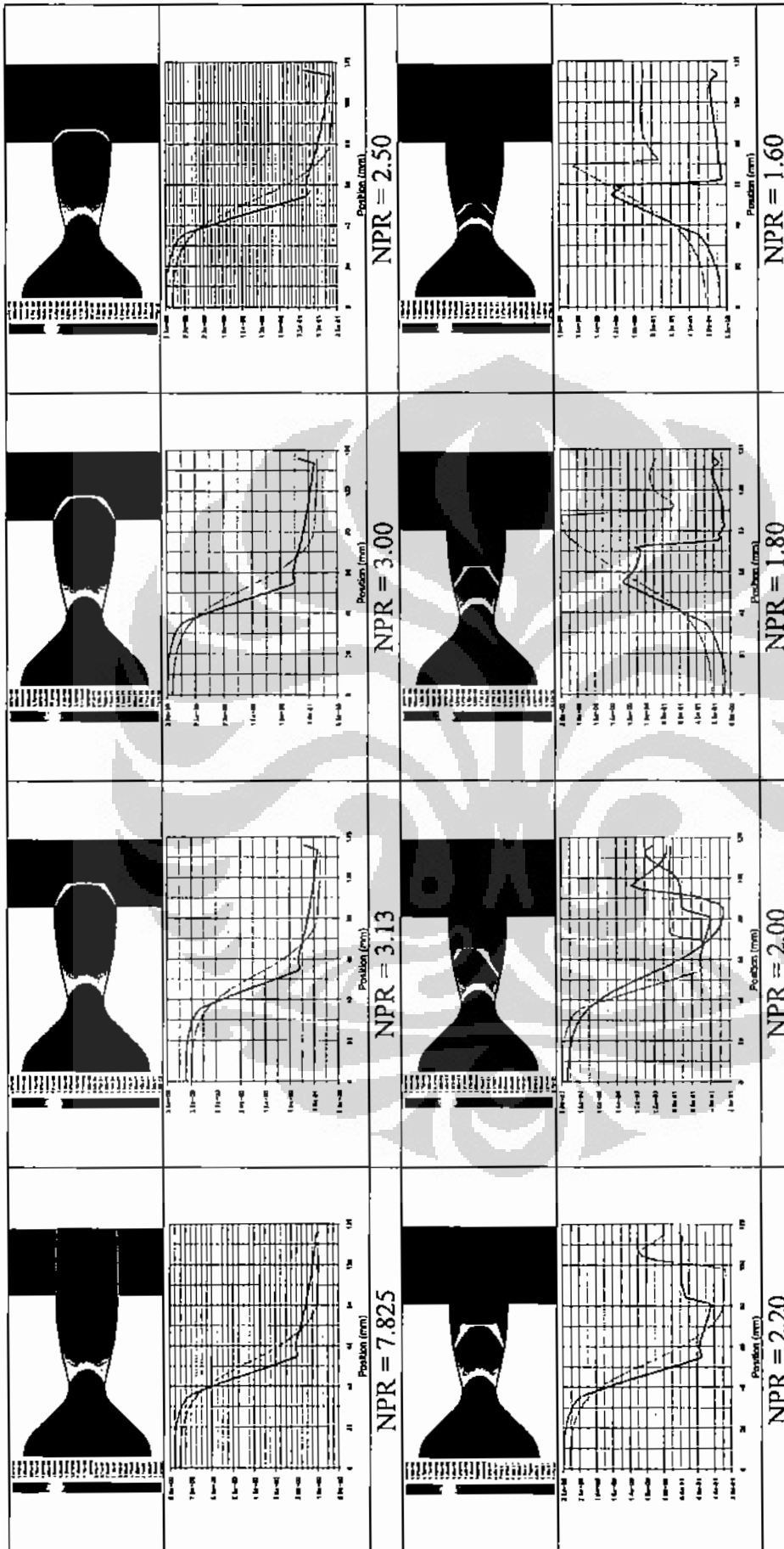
Gambar L3.32 Pola Aliran Nosed N\_32



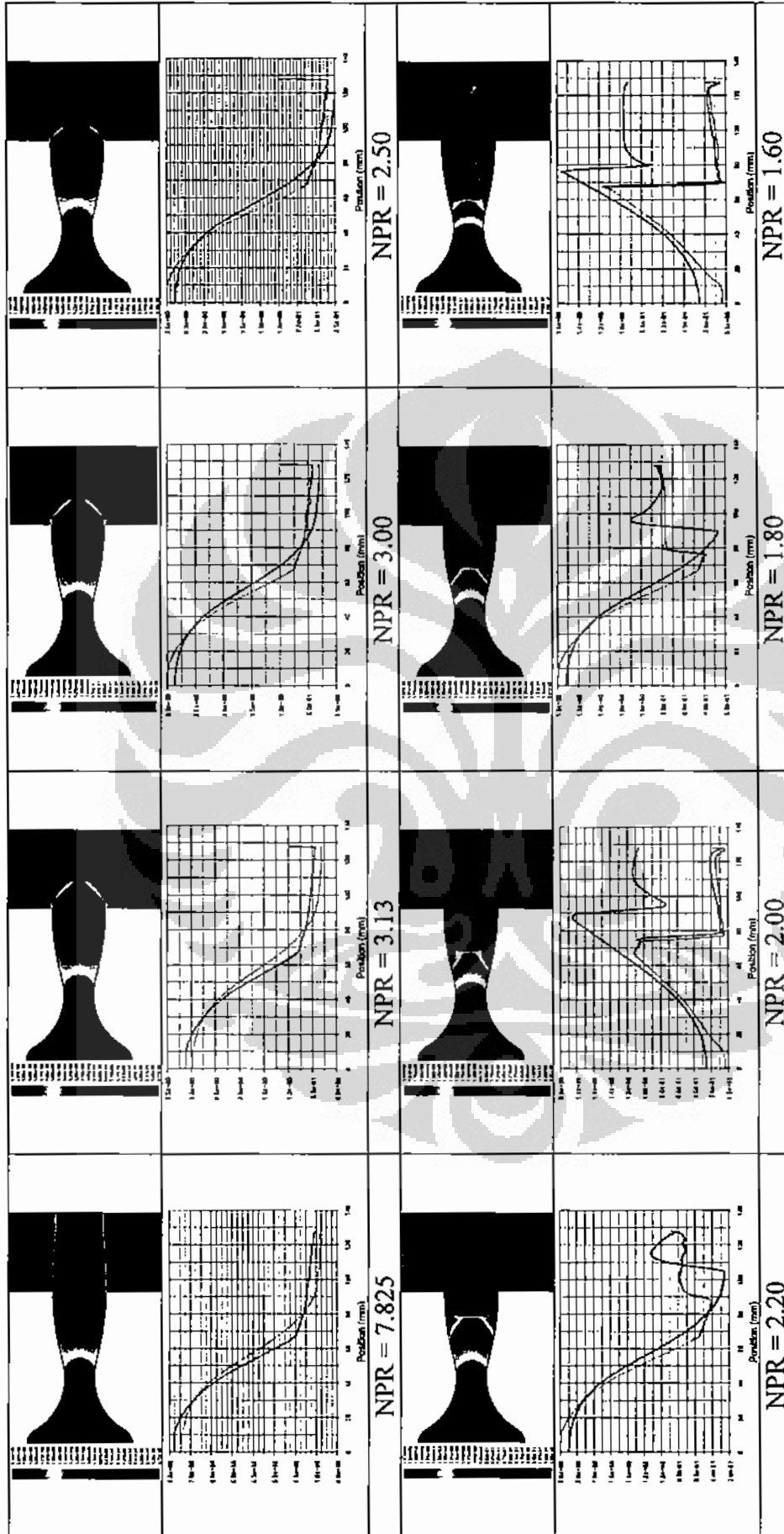
LAMPIRAN 4 . KONTUR NOSEL HASIL SIMULASI MENGGUNAKAN FARFIELD



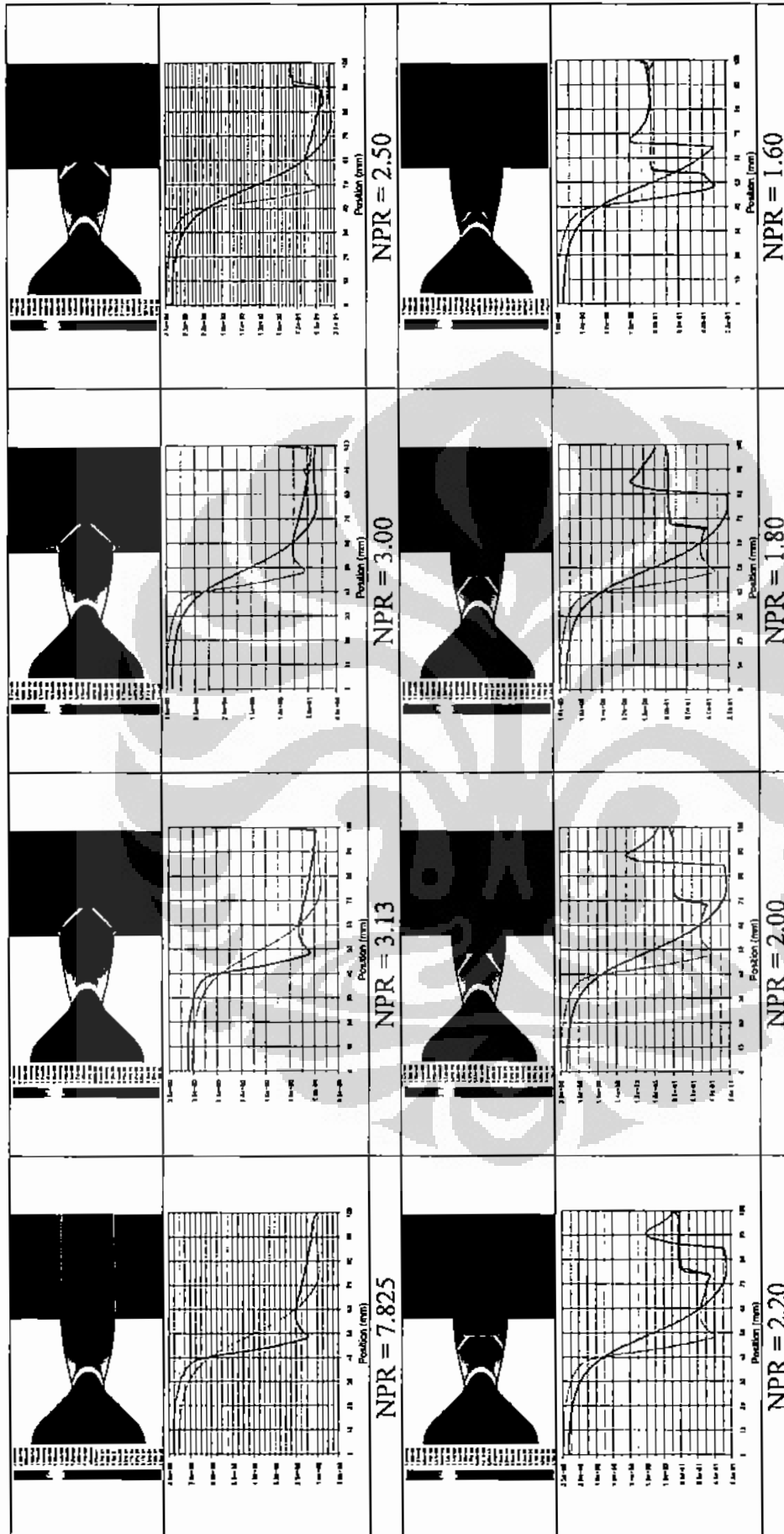
Gambar L4.1 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan  $V_s$  sepanjang dinding nosel ( $N_1$ ).



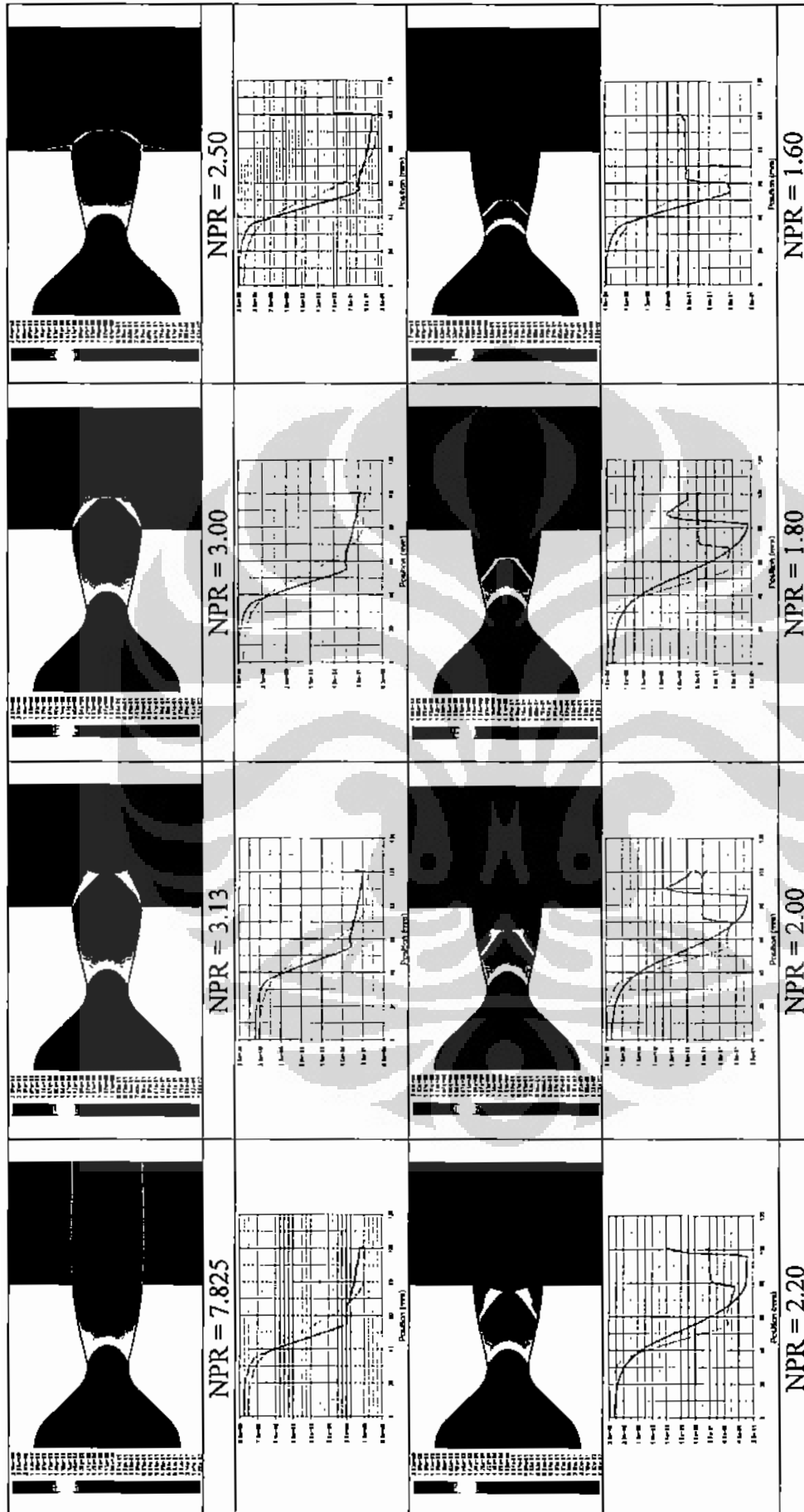
Gambar L4.2 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>2</sub>/N<sub>3</sub>).



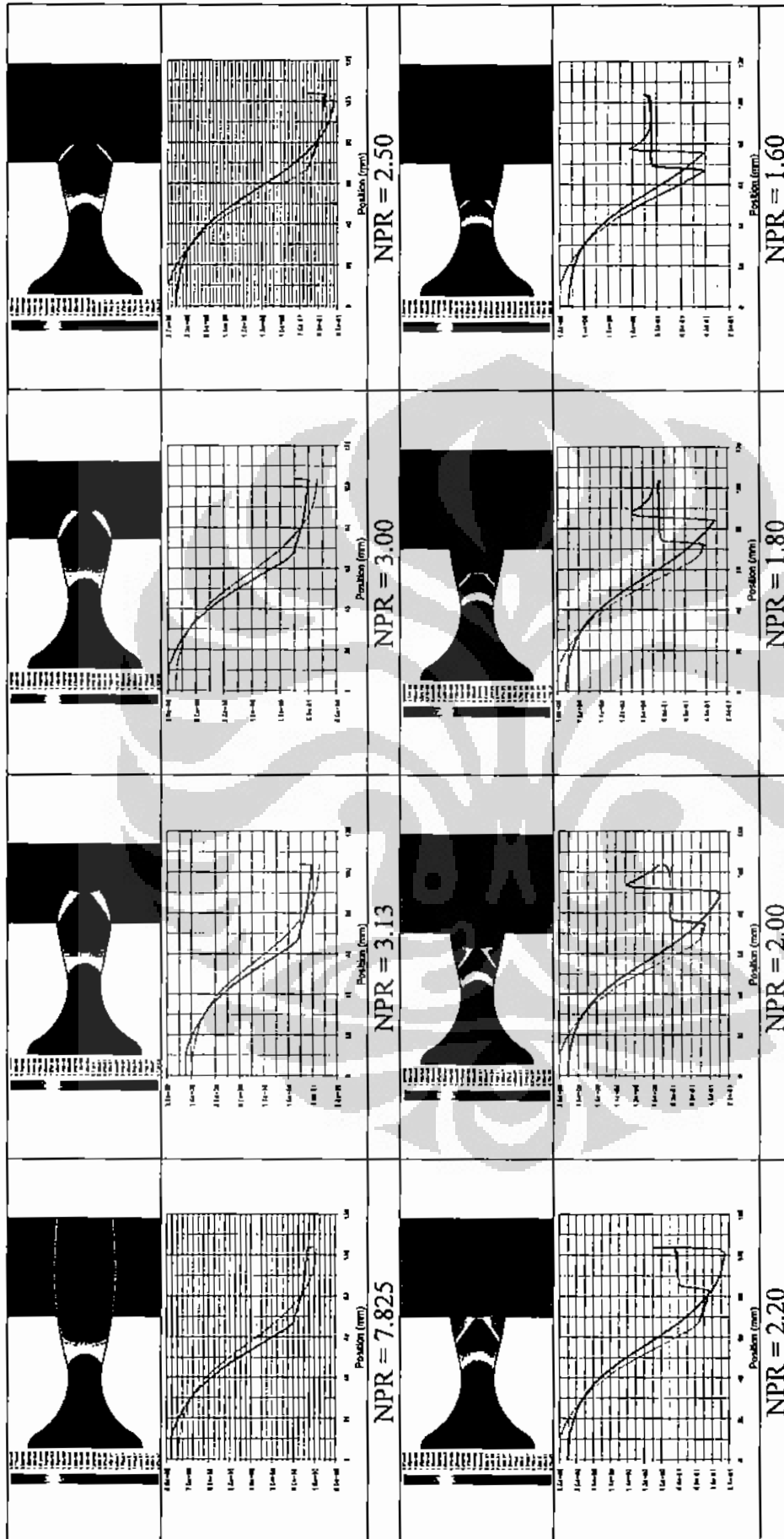
Gambar L.4.4 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N\_4).



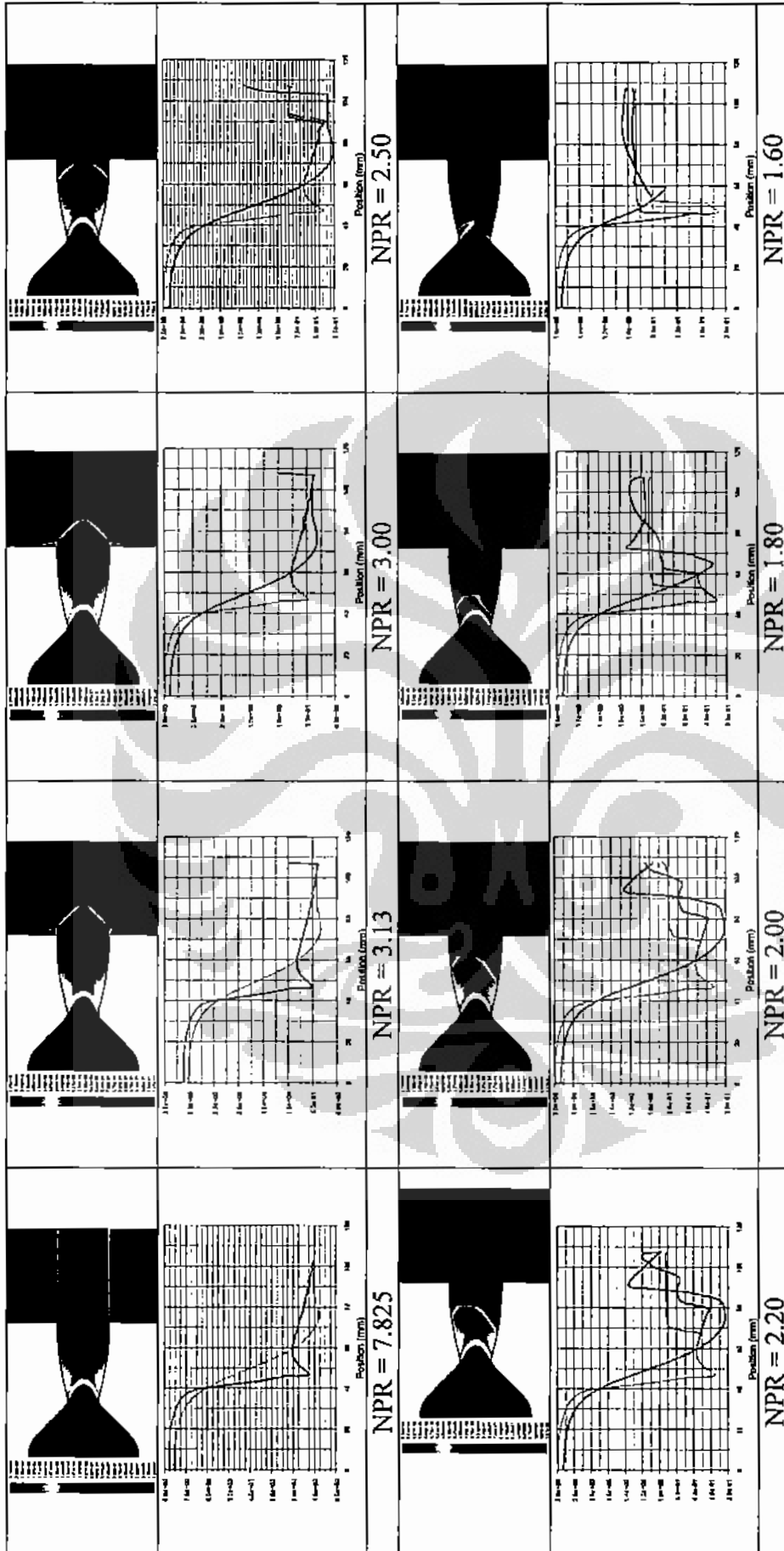
Gambar L4.5 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>5</sub>).



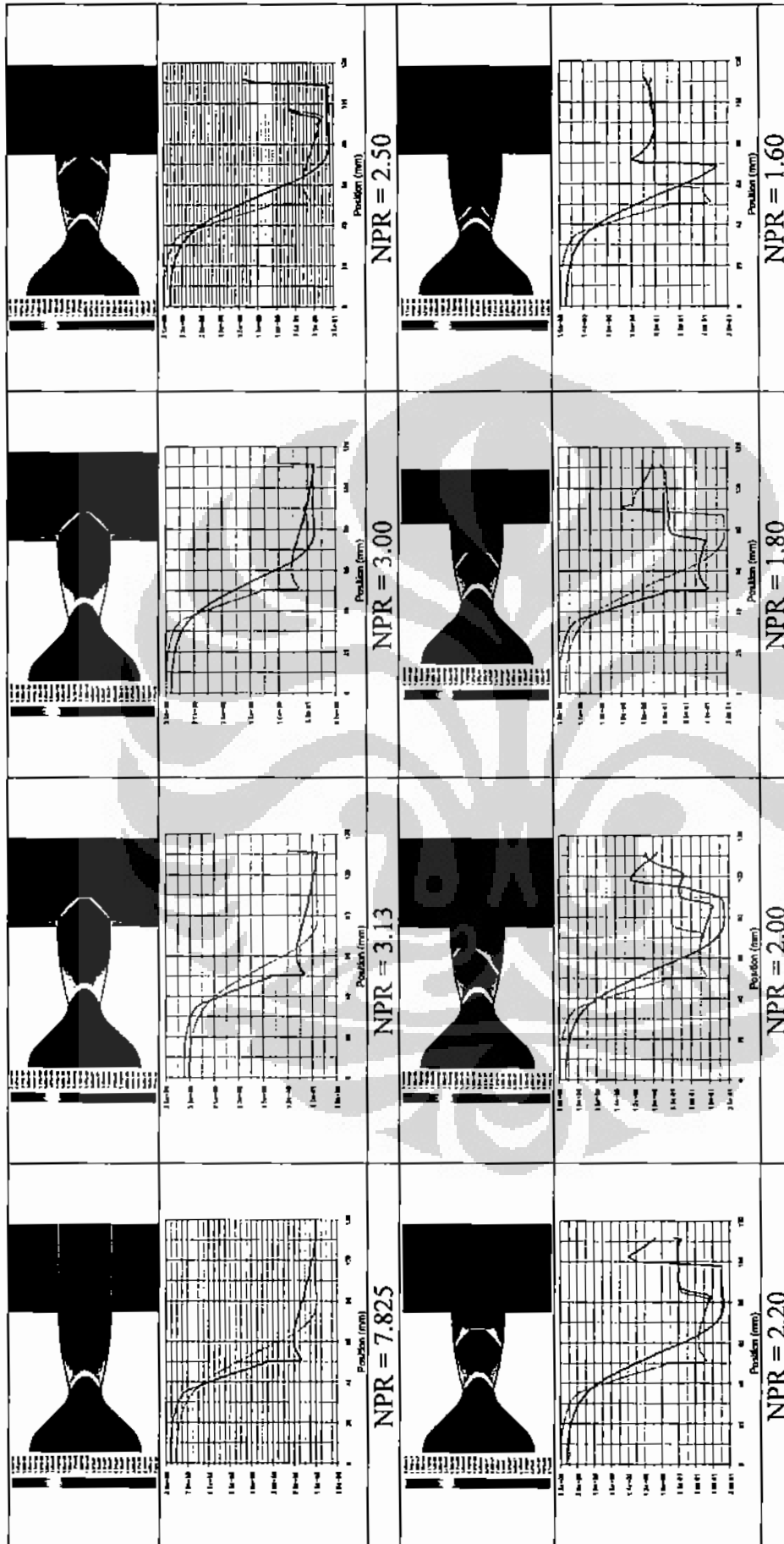
Gambar L.4.6 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel ( $N_6/N_7$ ).



Gambar L4.8 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N\_8).

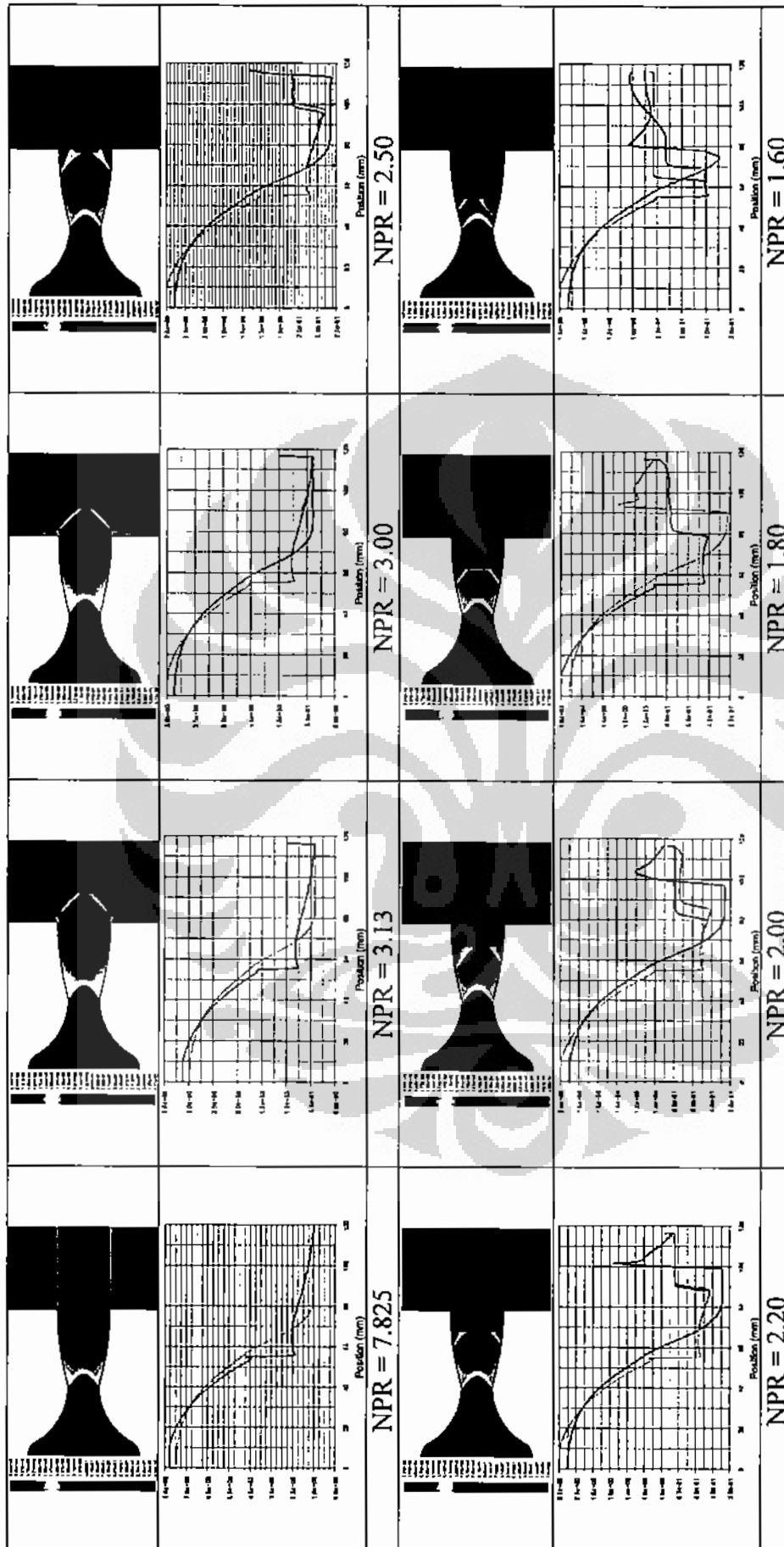


Gambar L4.9 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N\_9).

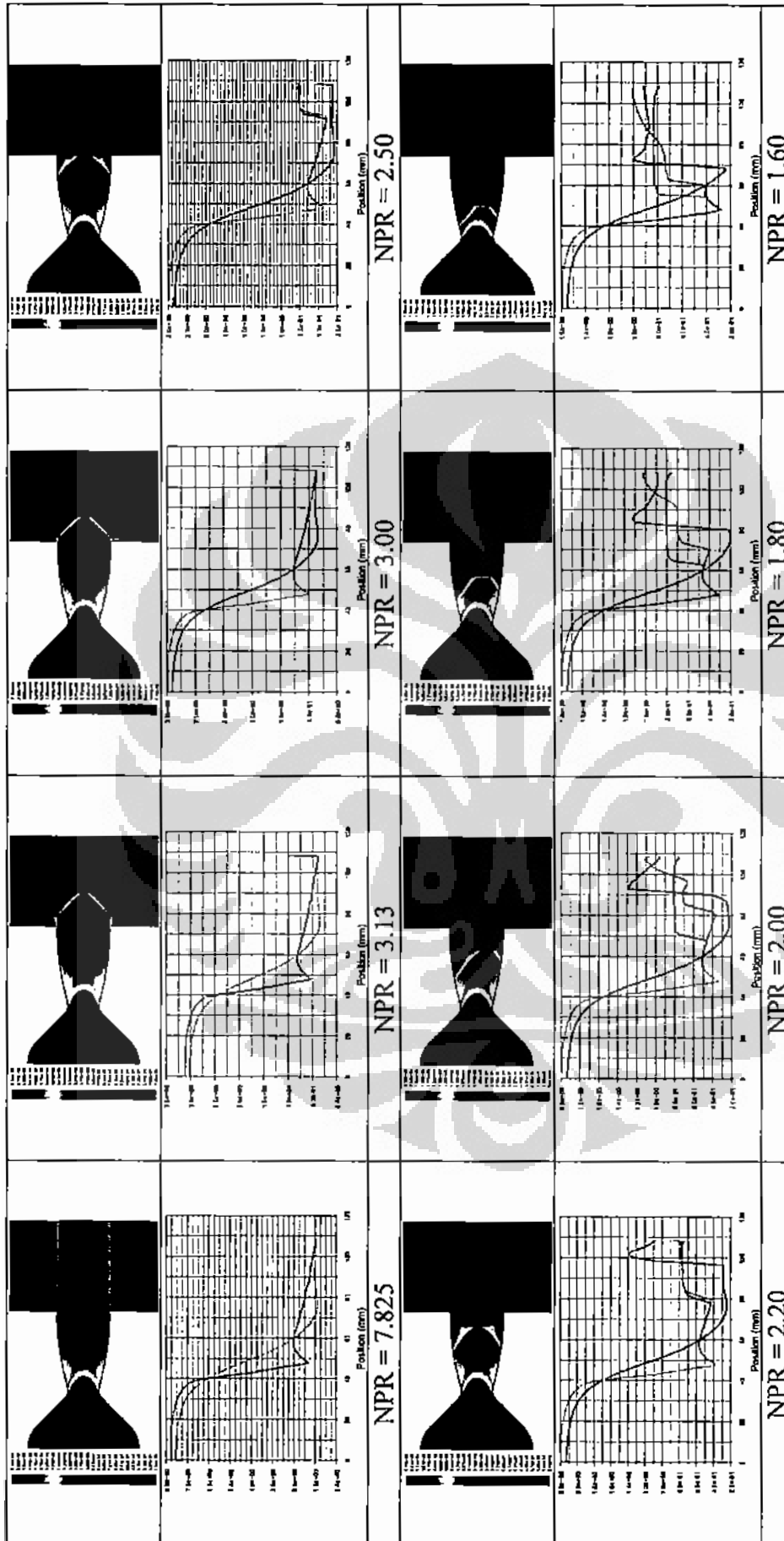


Gambar L4.10 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>10/N<sub>11</sub></sub>).

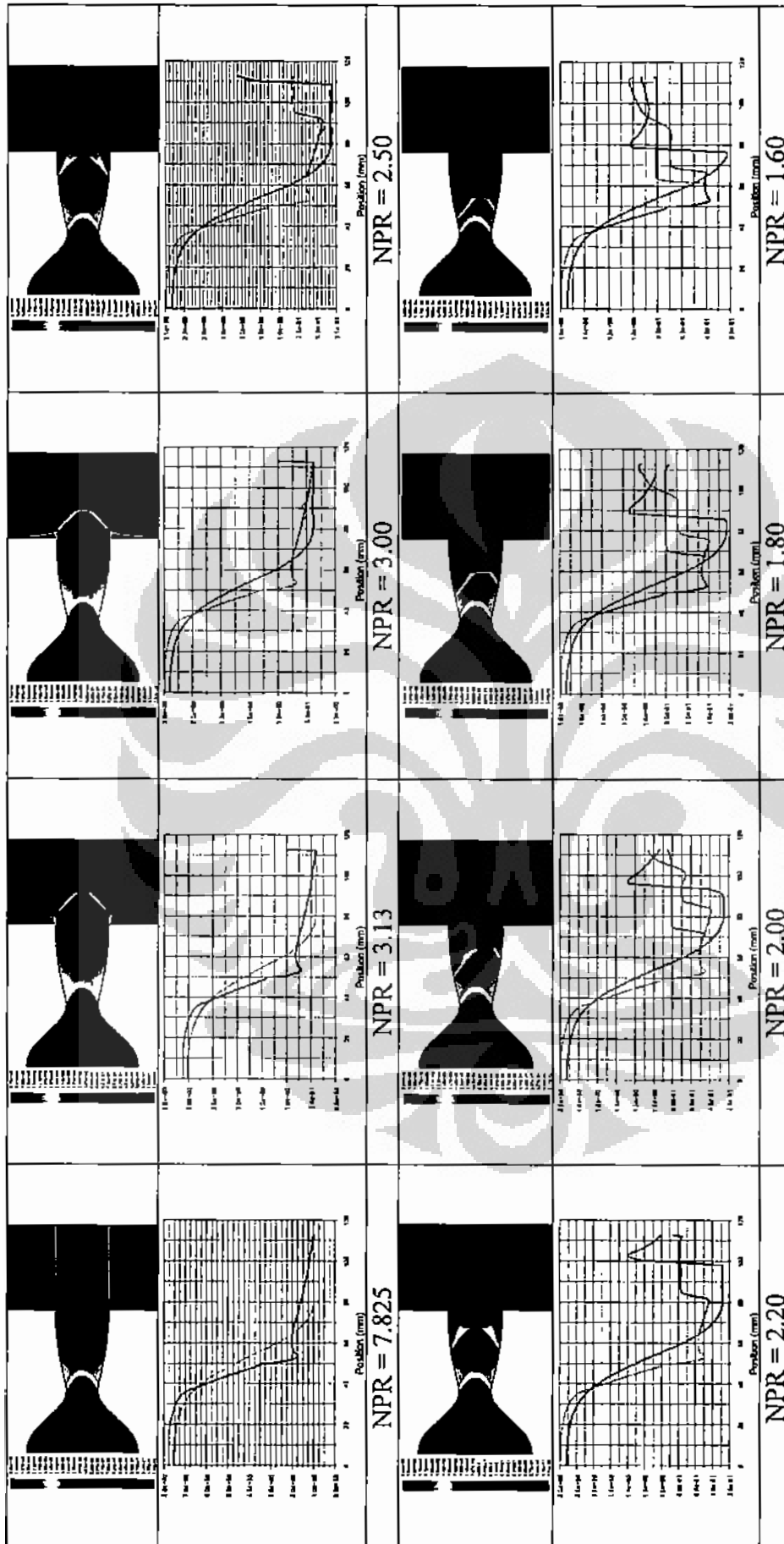




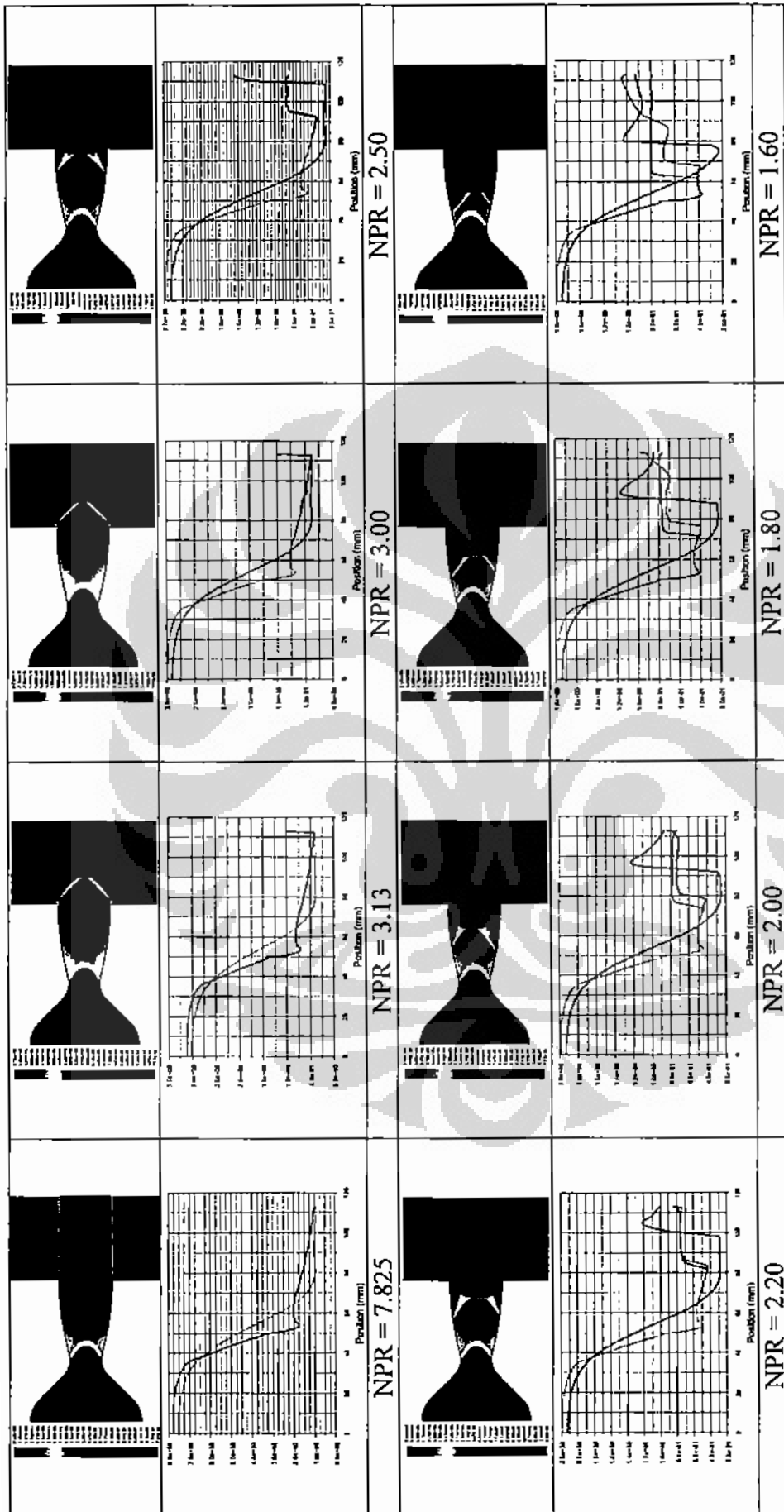
Gambar L4.12 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>12</sub>).



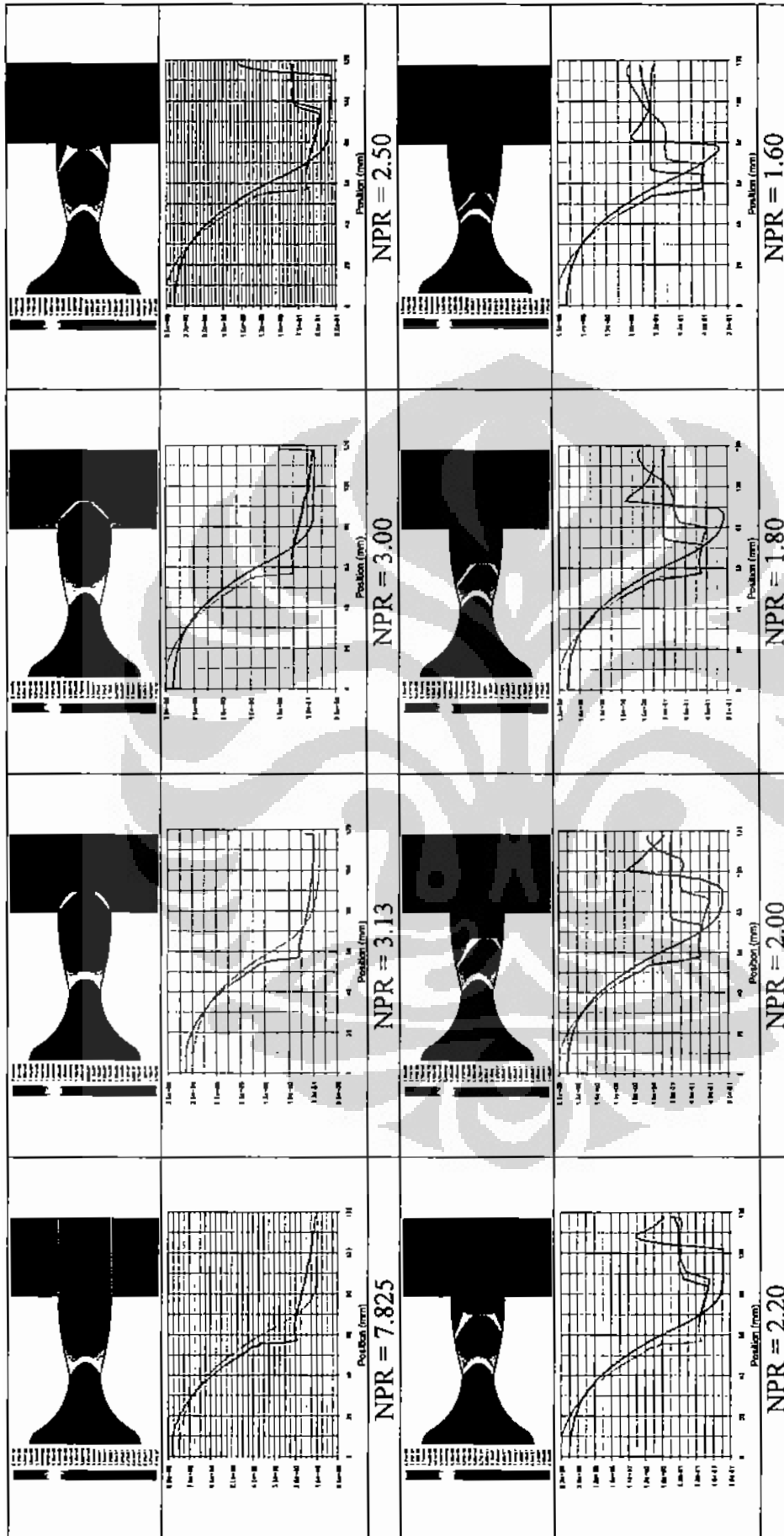
Gambar L4.13 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>13</sub>).



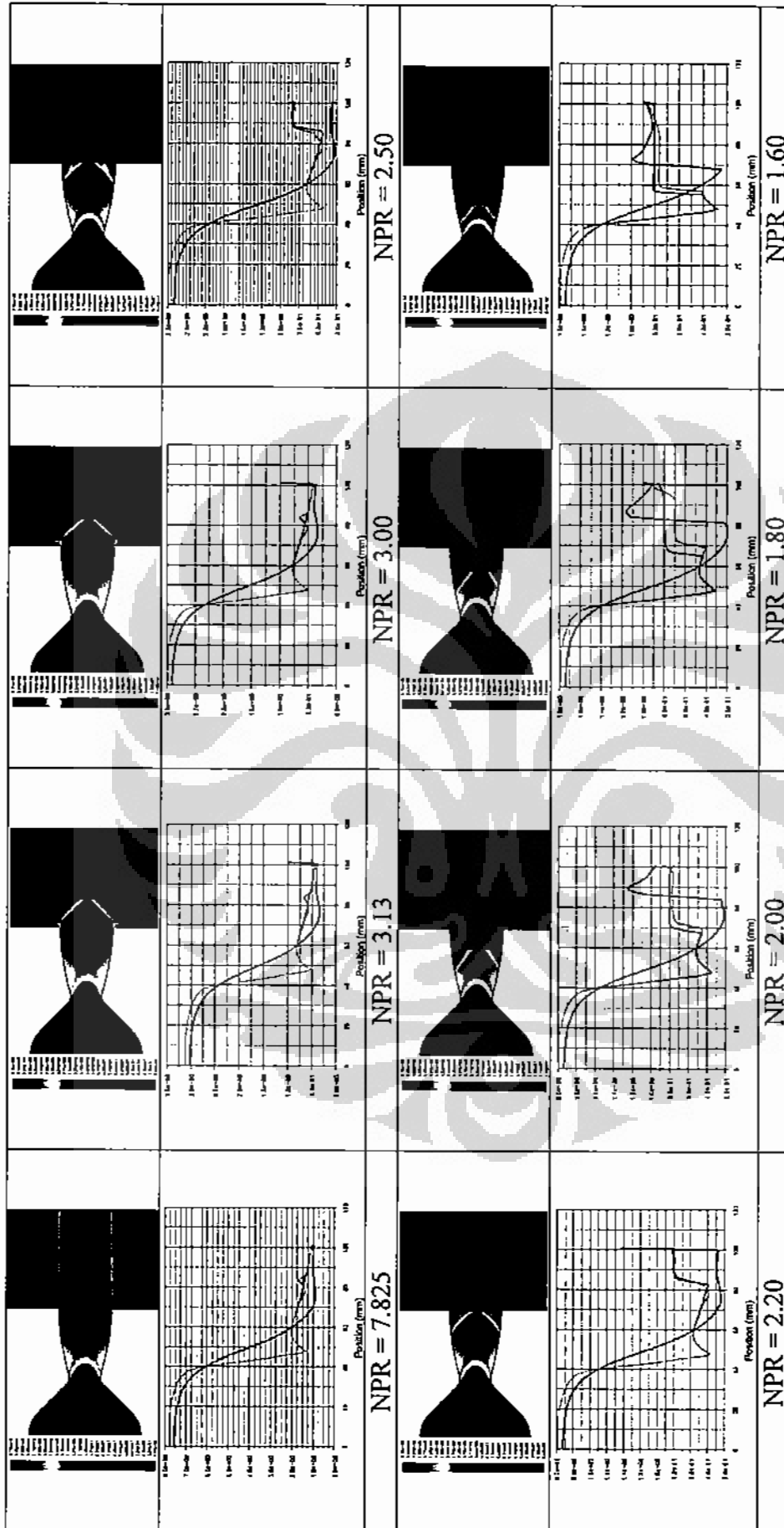
Gambar L4.14 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>14</sub>).



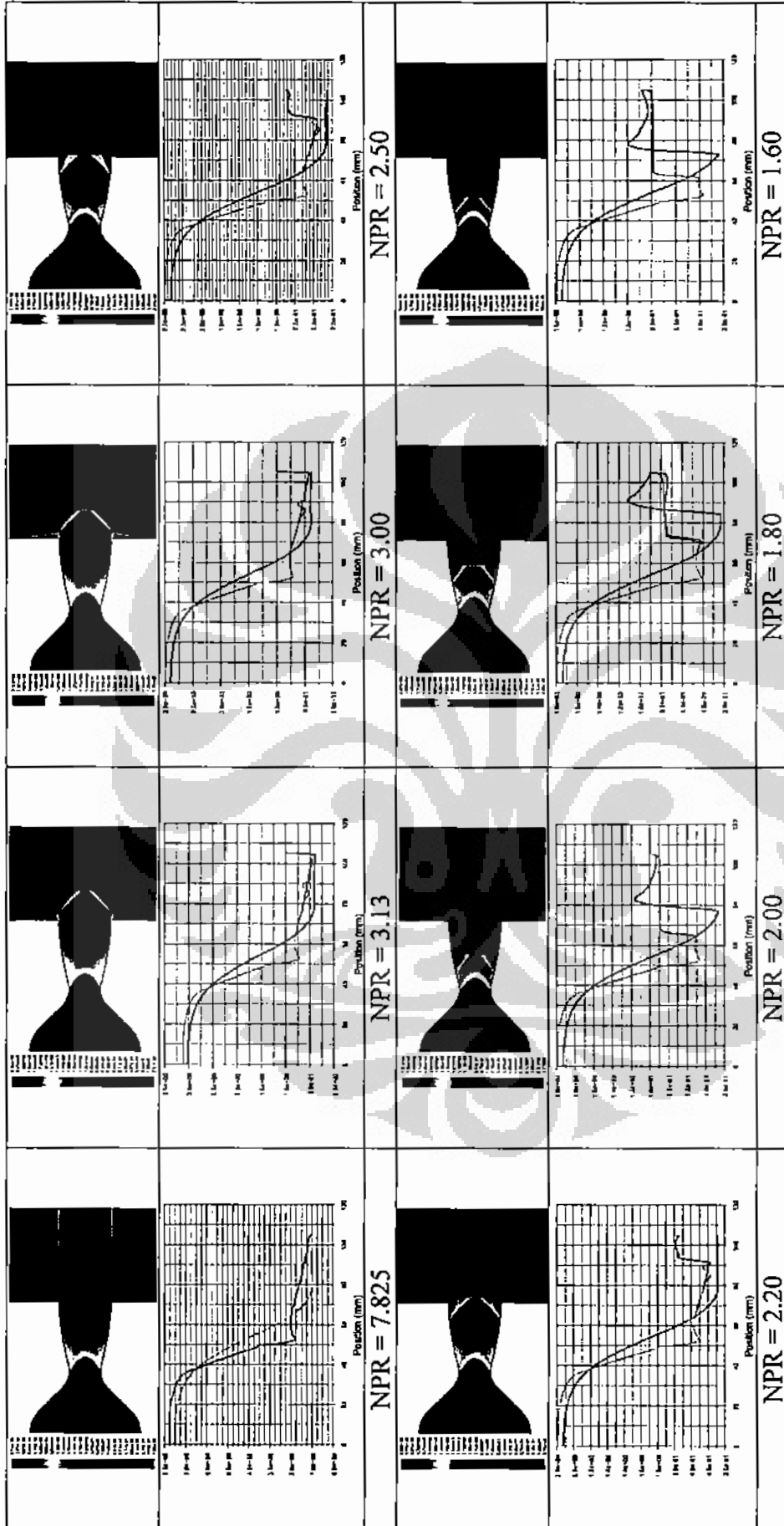
Gambar L4.15 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>15</sub>).



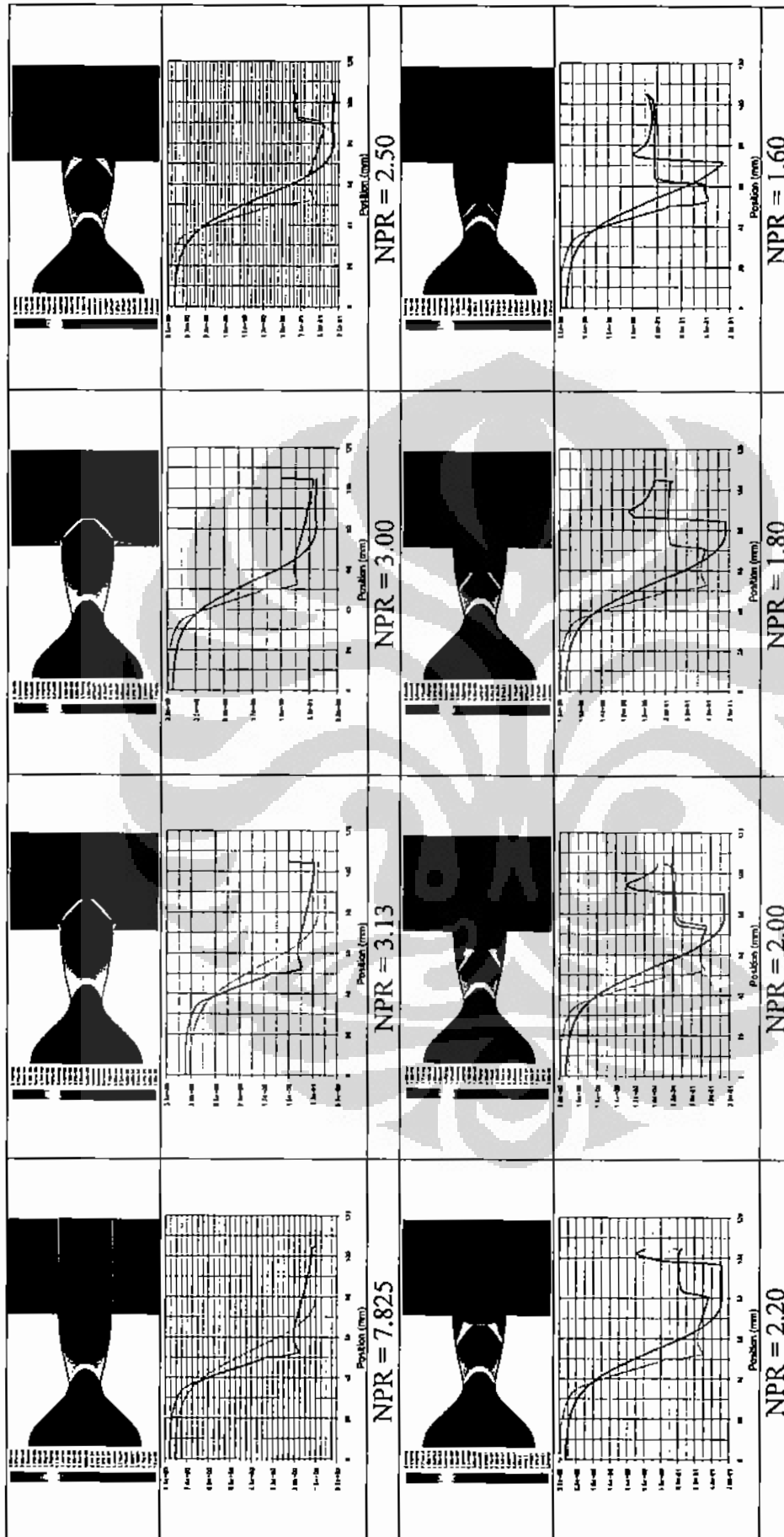
Gambar L4.16 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>16</sub>).



Gambar L.4.17 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>17</sub>).

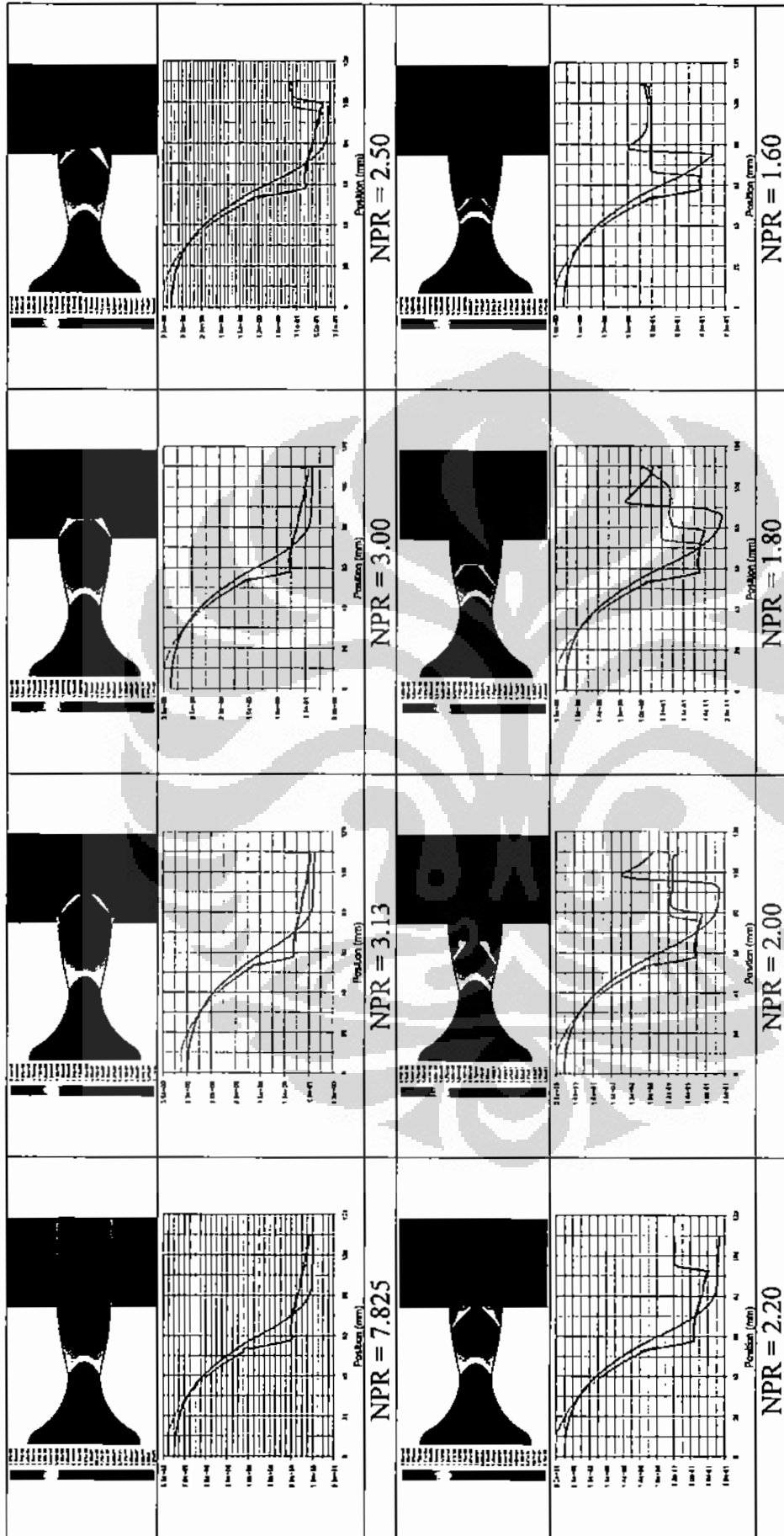


Gambar L4.18 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>18</sub>).

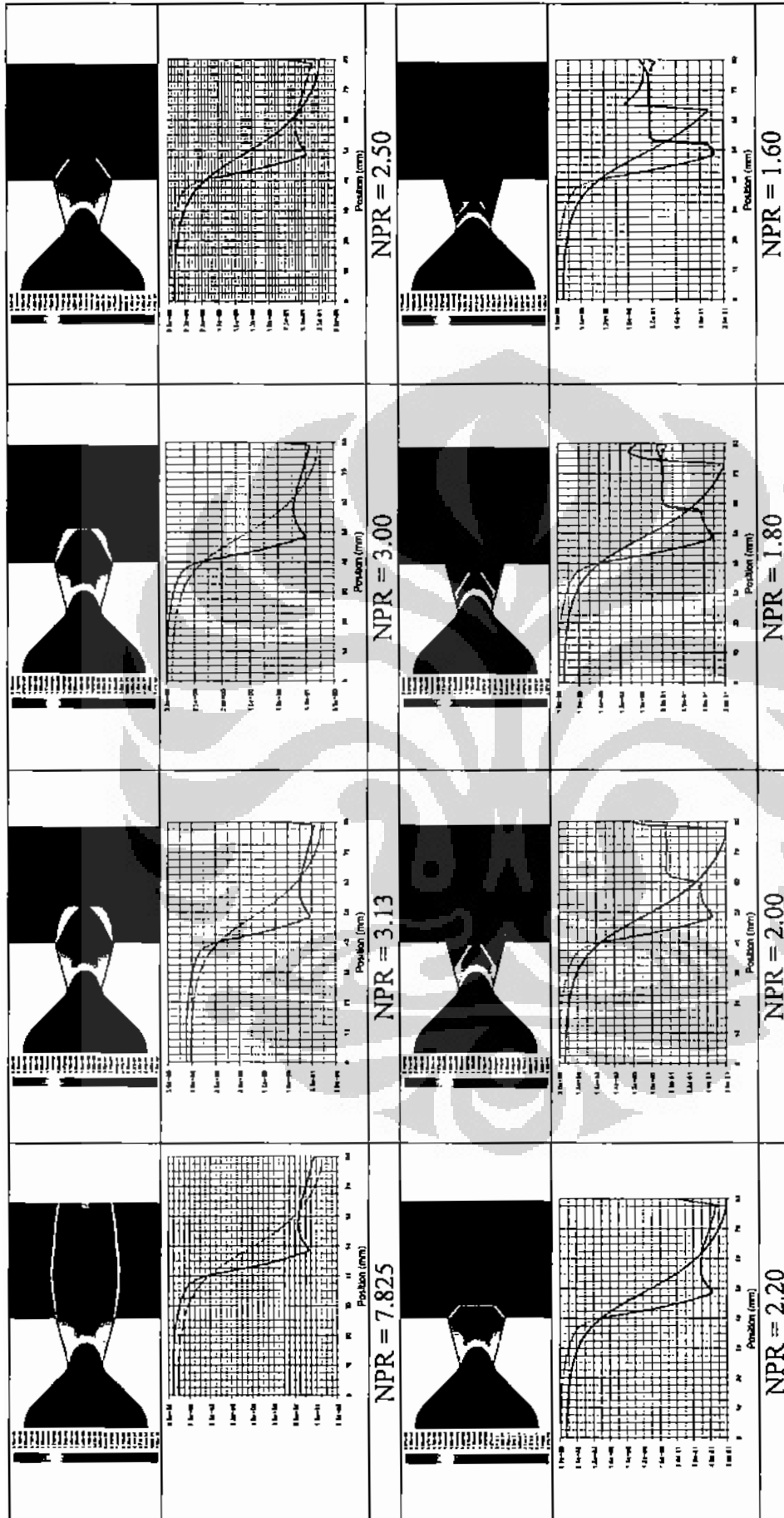


Gambar L4.19 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>19</sub>).

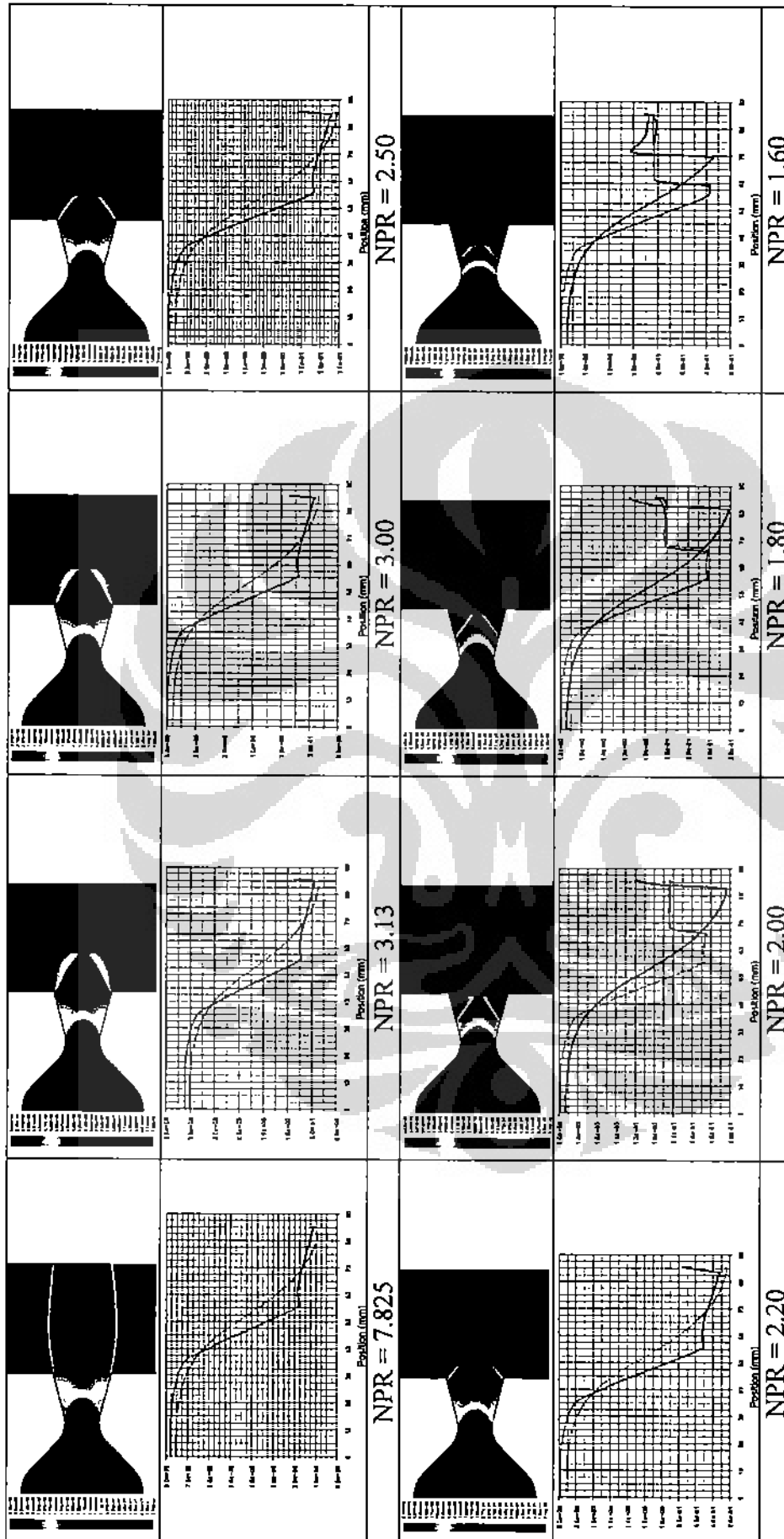




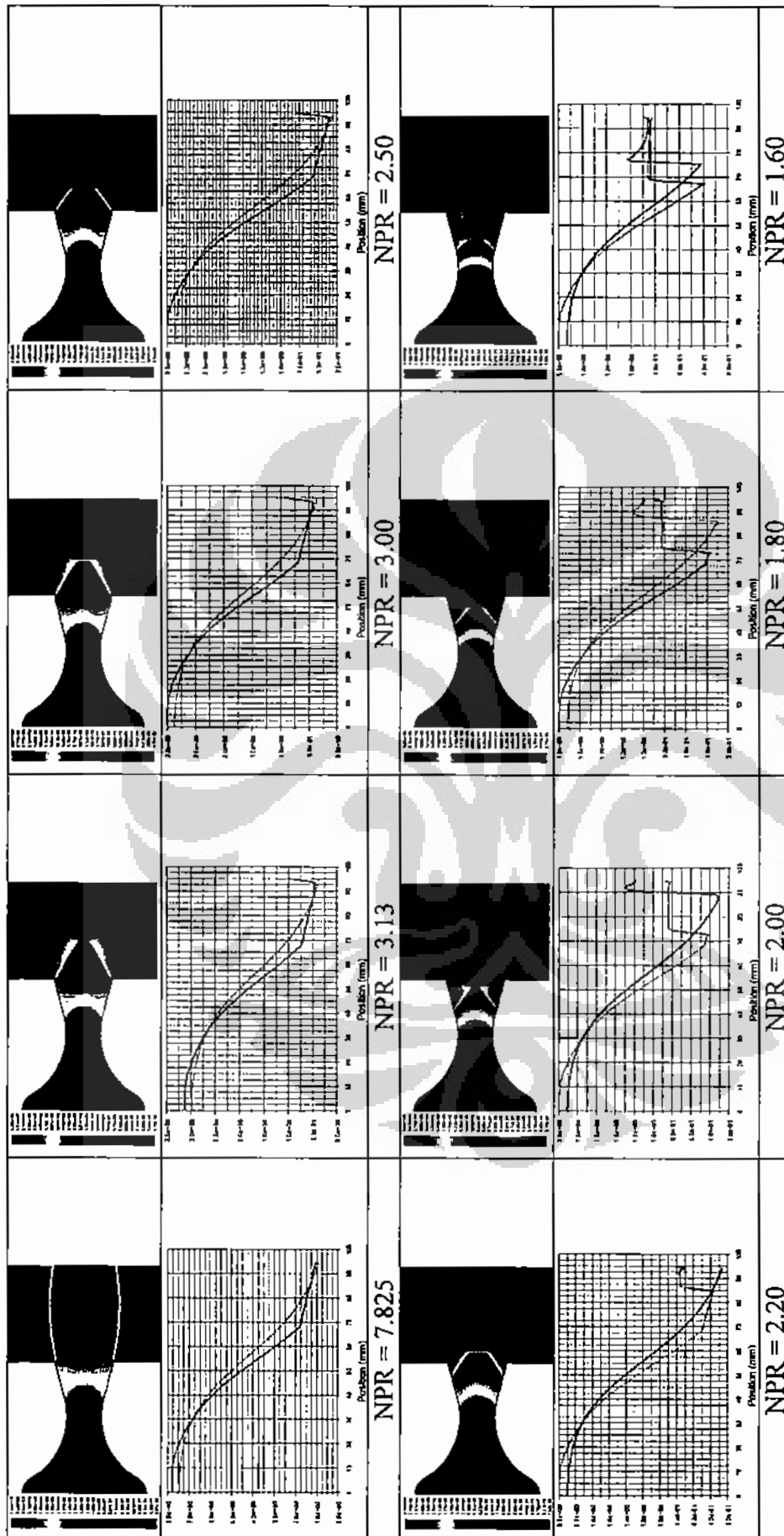
Gambar L4.20 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N\_20).



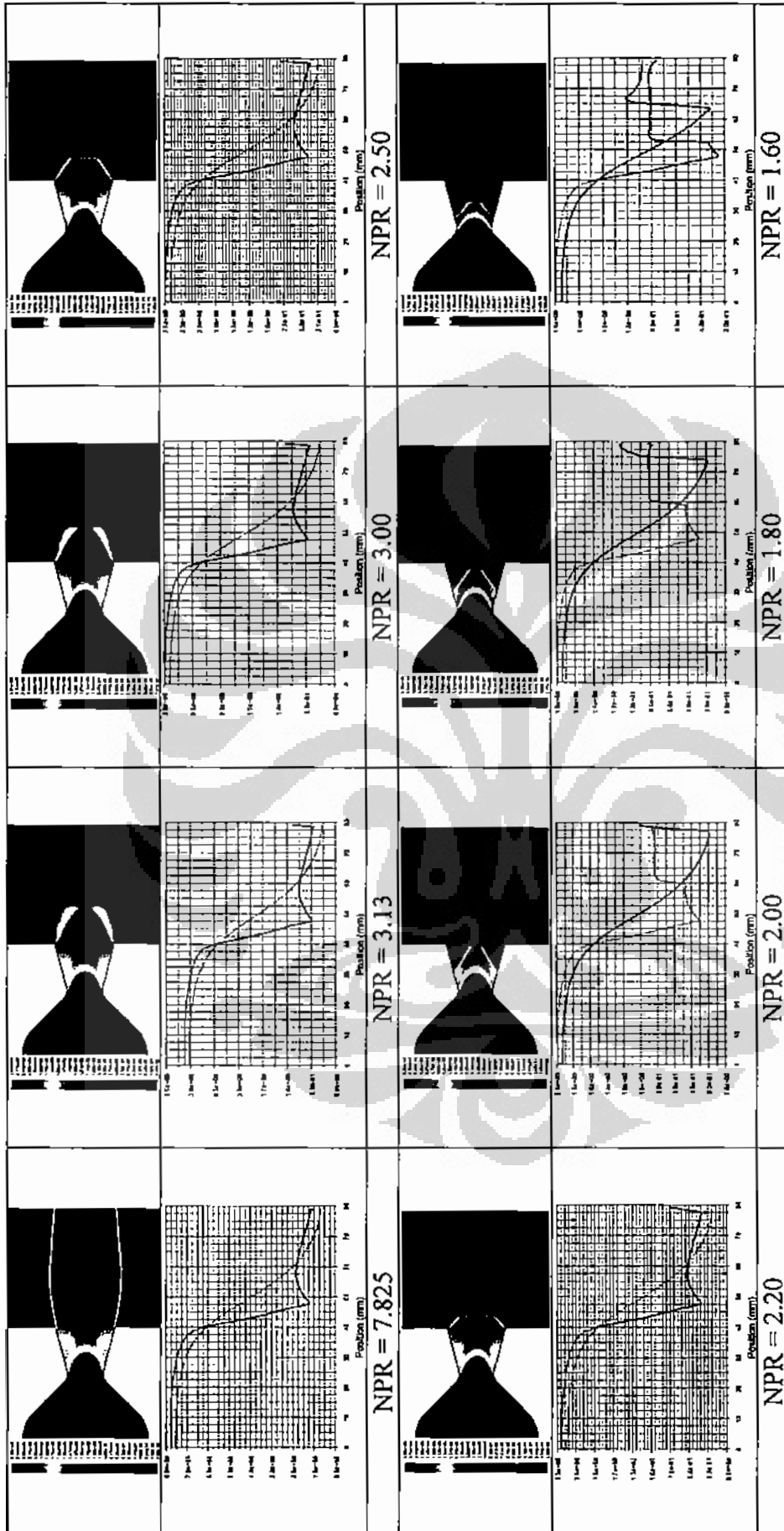
Gambar L4.21 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N\_2I).



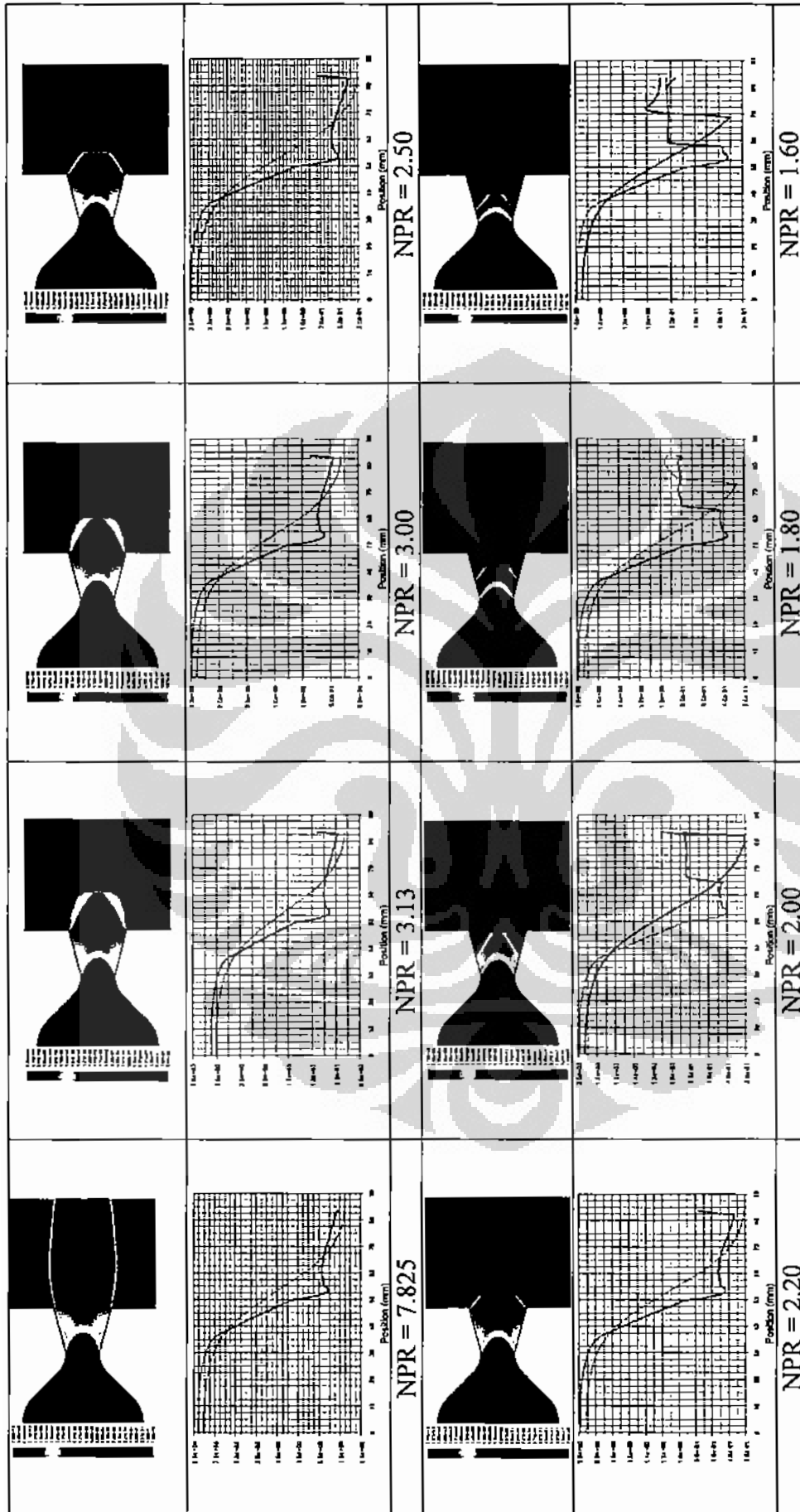
Gambar L4.22 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N\_22/N\_23).



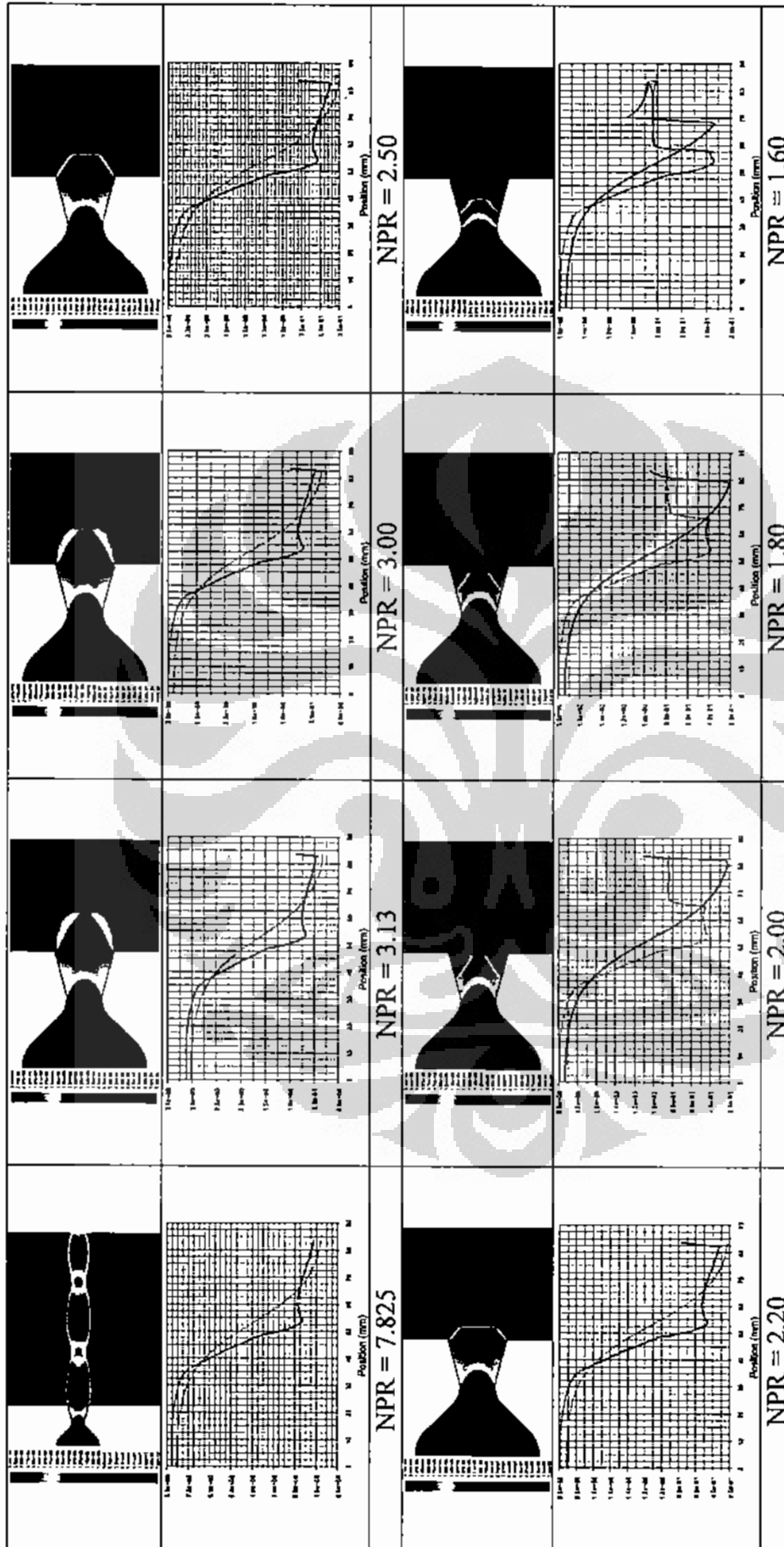
Gambar L.4.24 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>24</sub>).



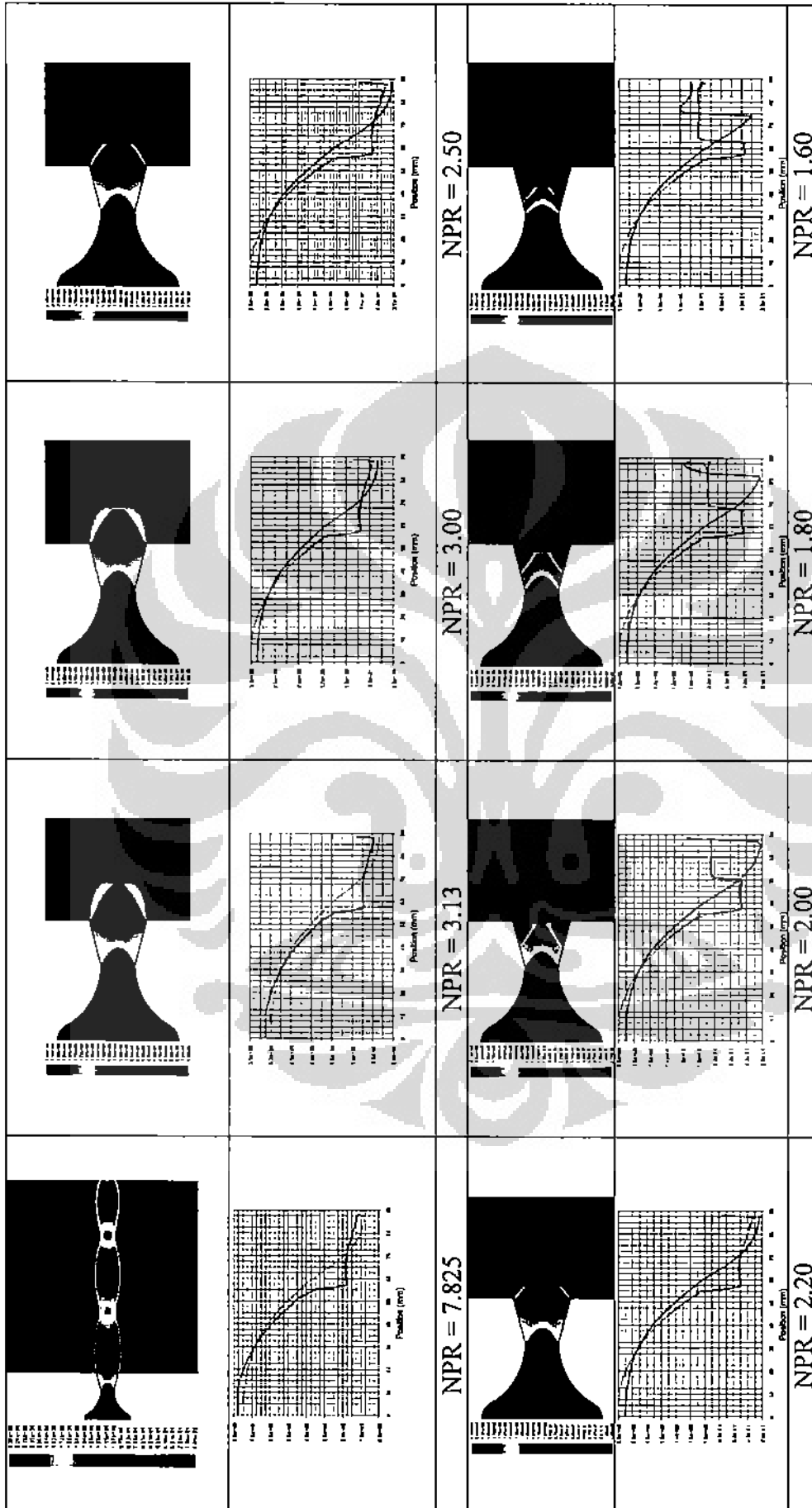
Gambar L4.25 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N\_25).



Gambar L4.26 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>26</sub>).

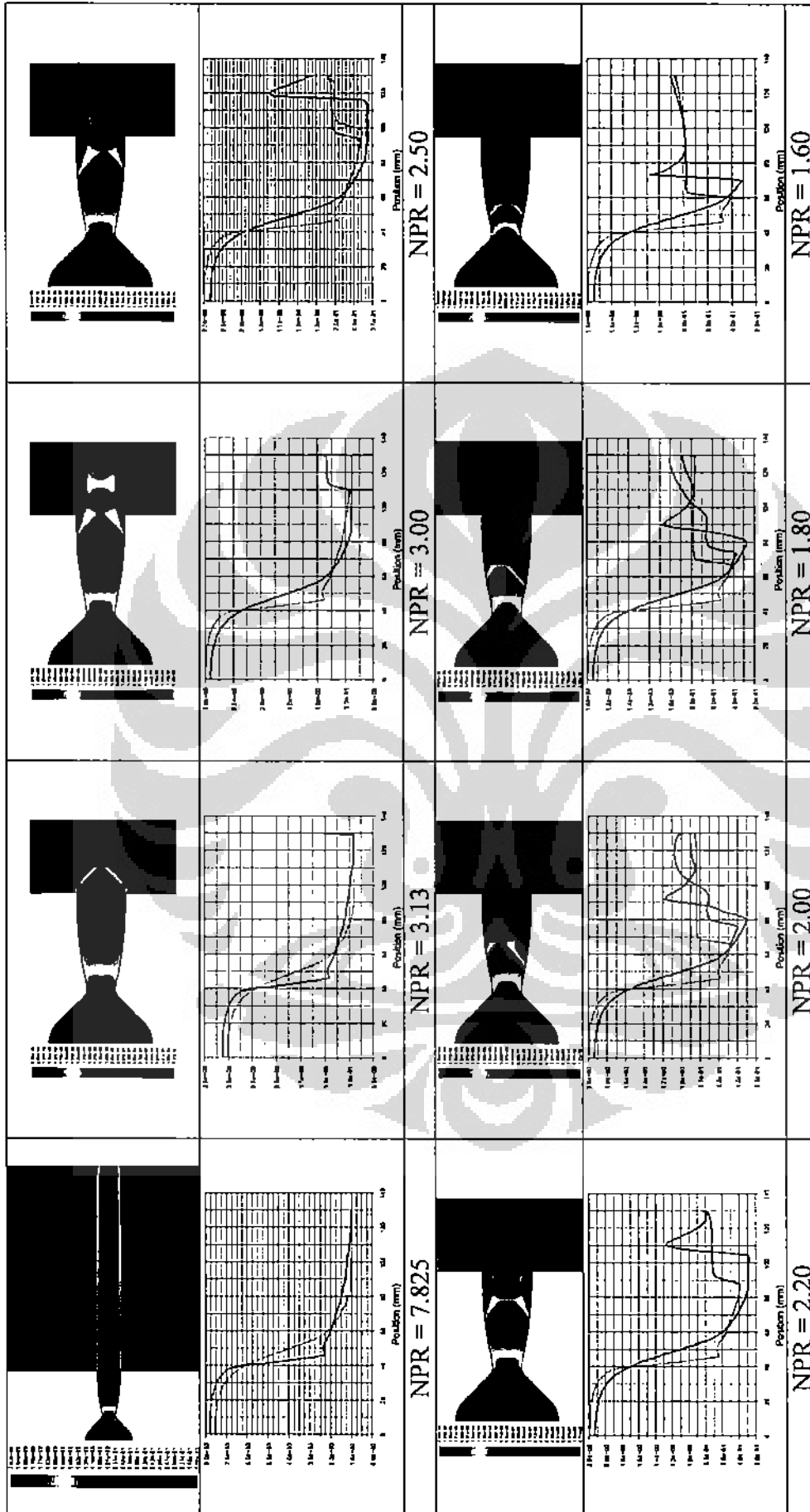


Gambar L4.27 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>27</sub>).

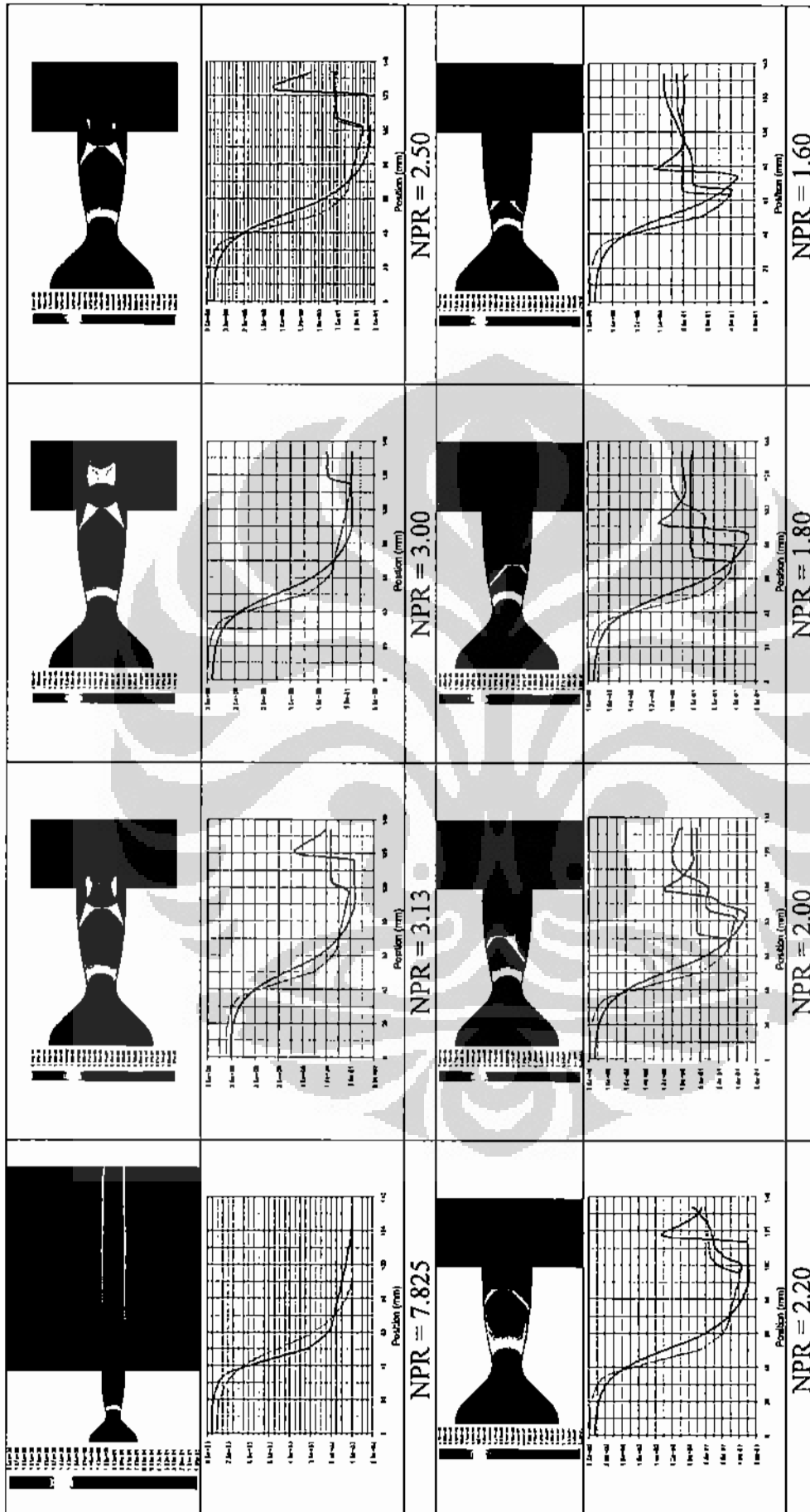


Gambar L4.28 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>28</sub>).

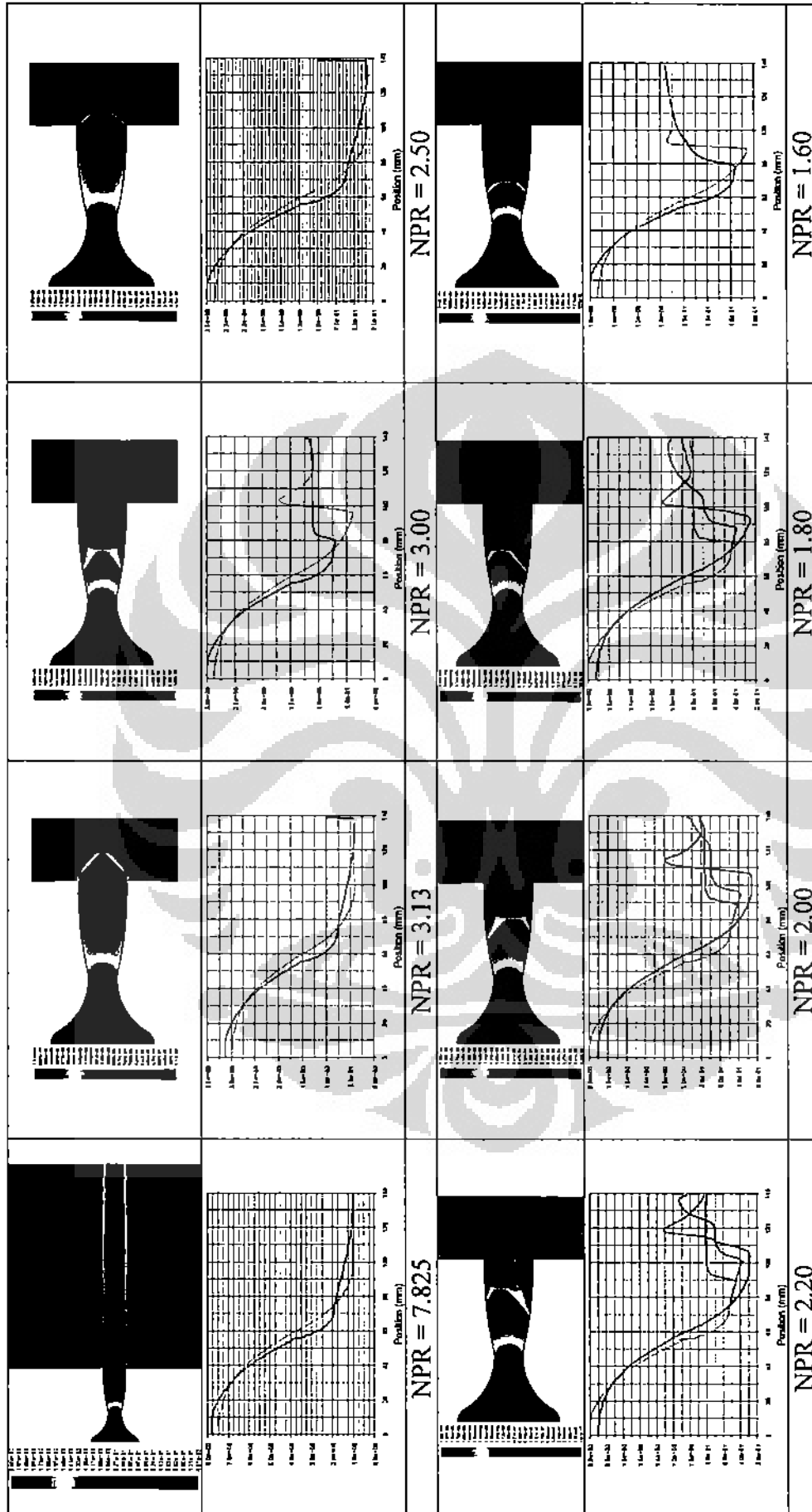




Gambar L4.29 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>29</sub>).

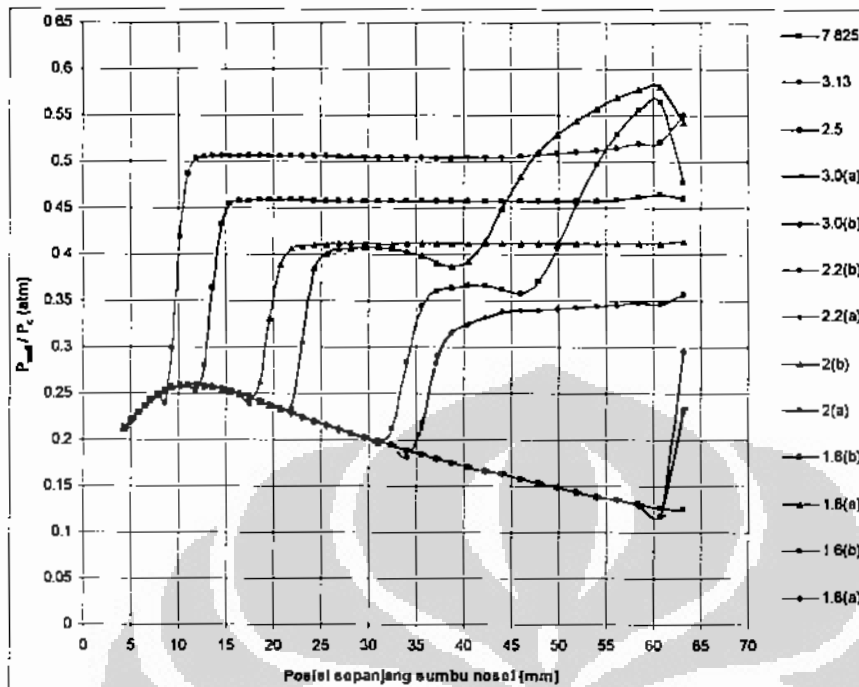


Gambar L4.30 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>30/N<sub>31</sub></sub>).

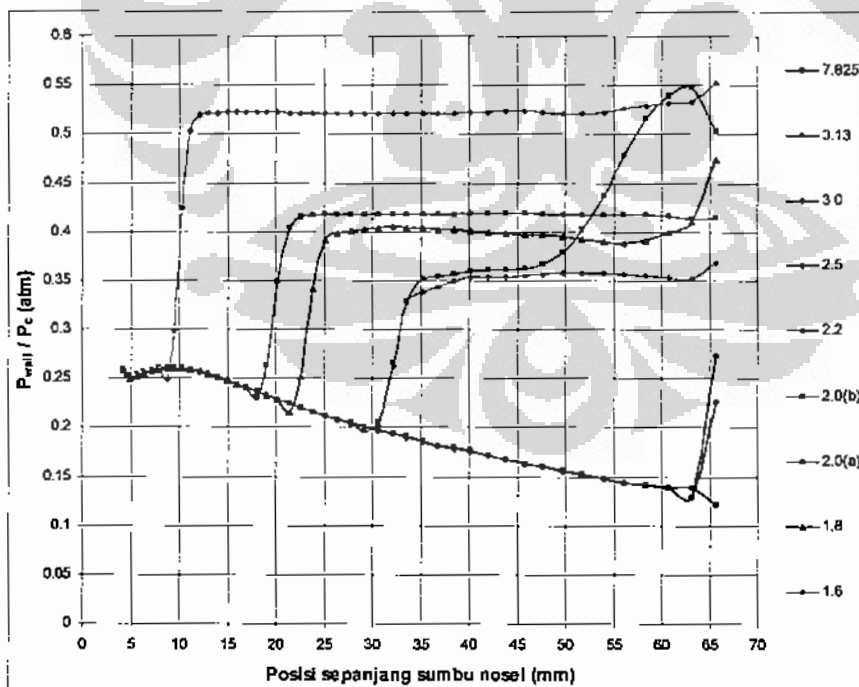


Gambar I.4.32 Kontur hasil simulasi (bilangan Mach) dan grafik tekanan Vs sepanjang dinding nosel (N<sub>32</sub>).

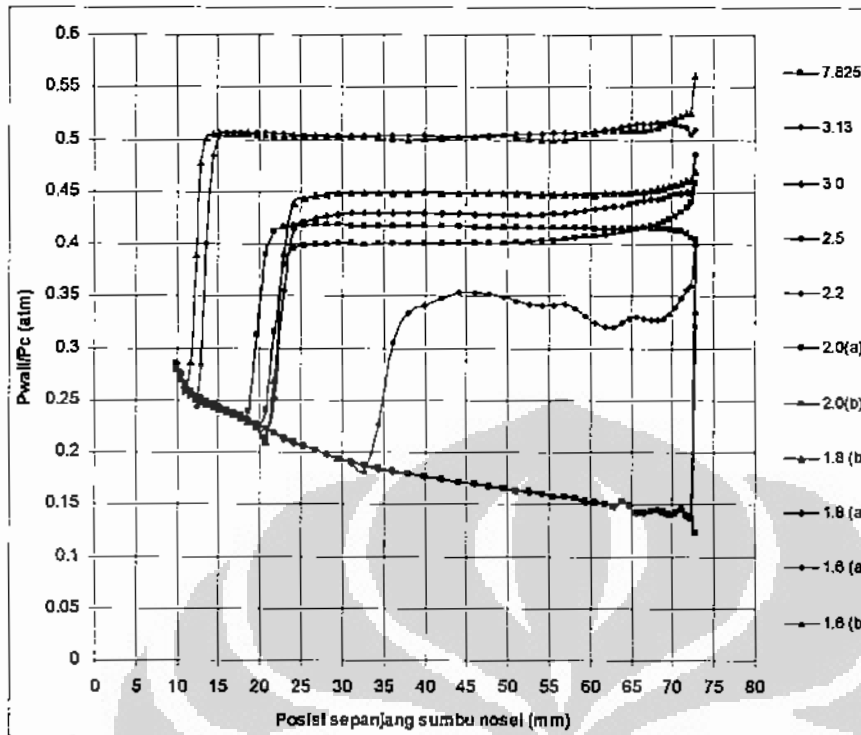
### LAMPIRAN 5. GRAFIK POLA SEPARASI ALIRAN OVEREKSPANSI



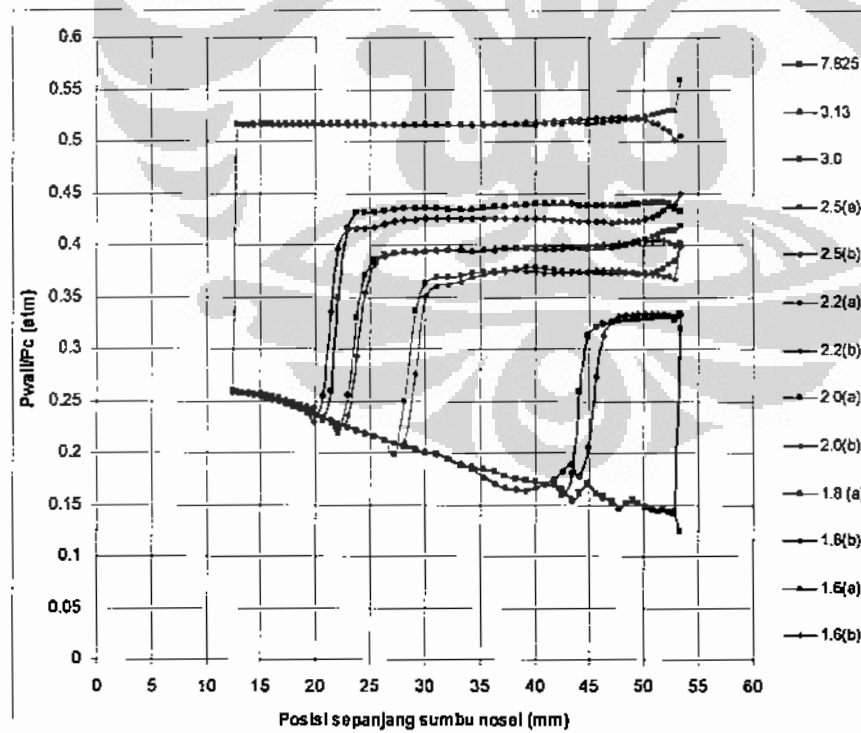
Gambar L5.1. Pola separasi aliran overekspansi pada nosel\_1.



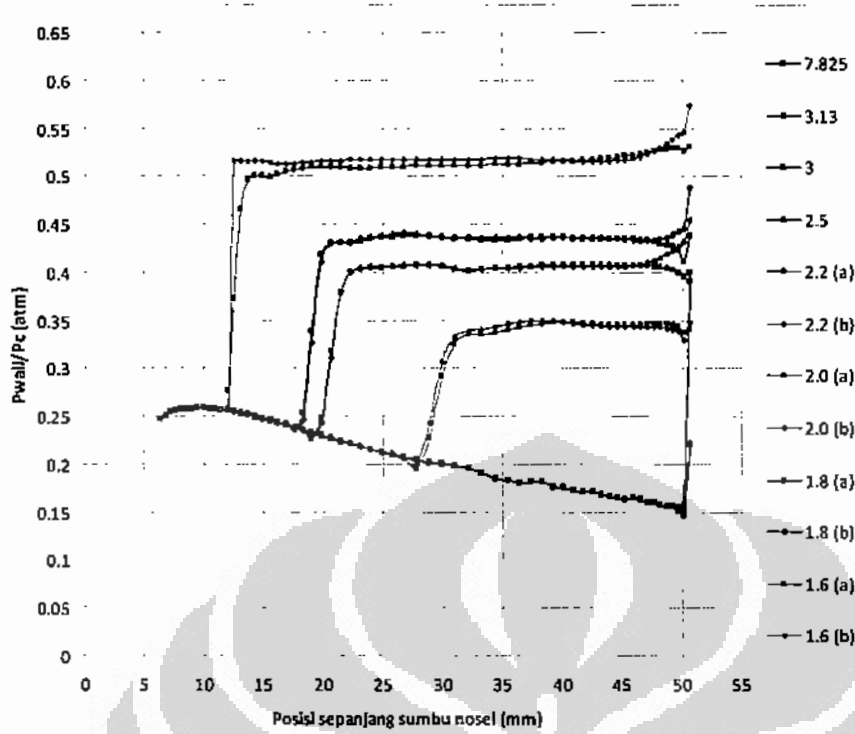
Gambar L5.2. Pola separasi aliran overekspansi pada nosel\_2&3.



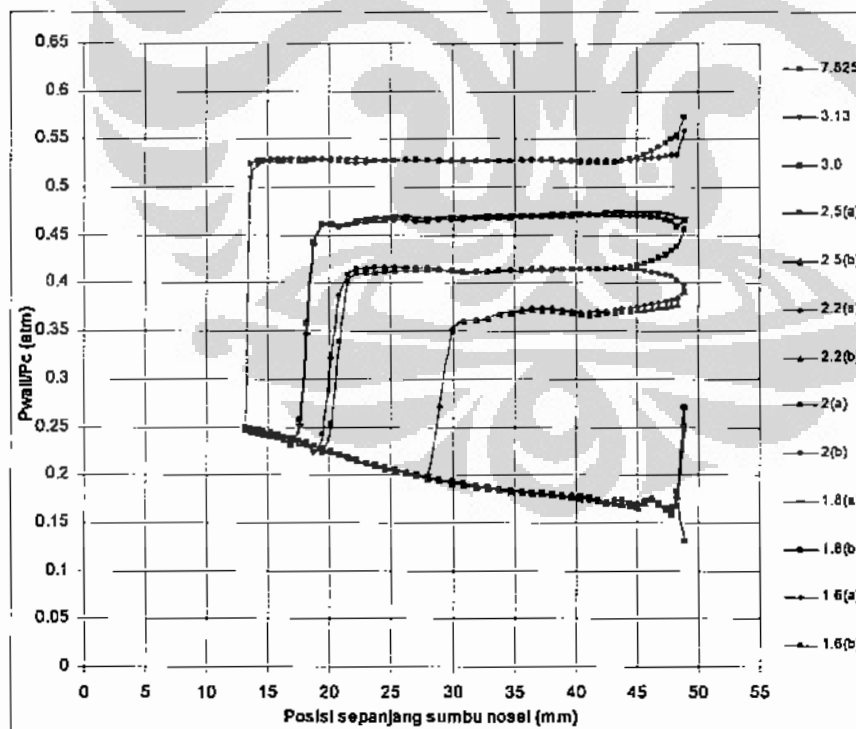
Gambar L5.4. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_4).



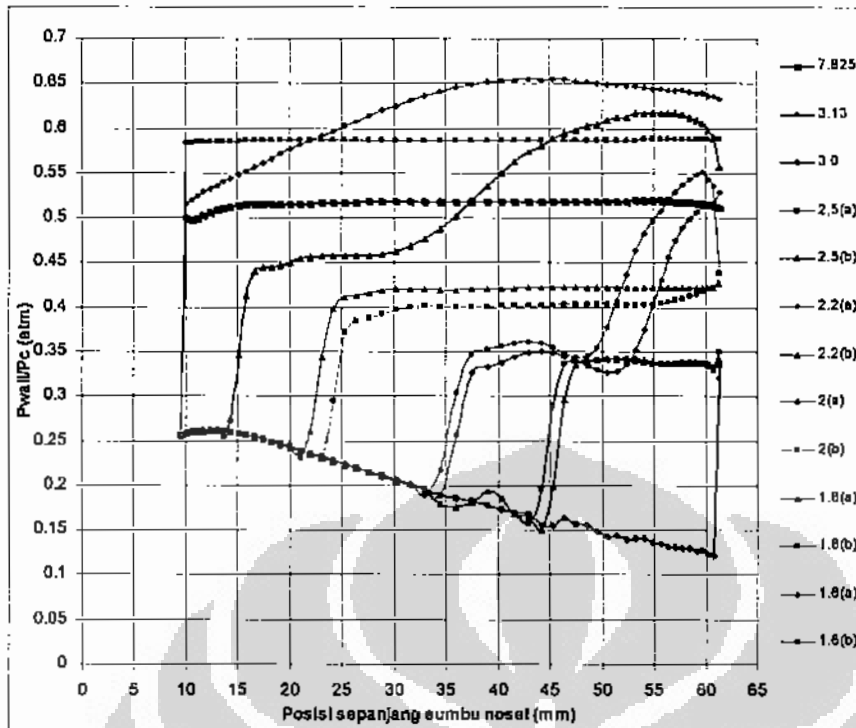
Gambar L5.5. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_5).



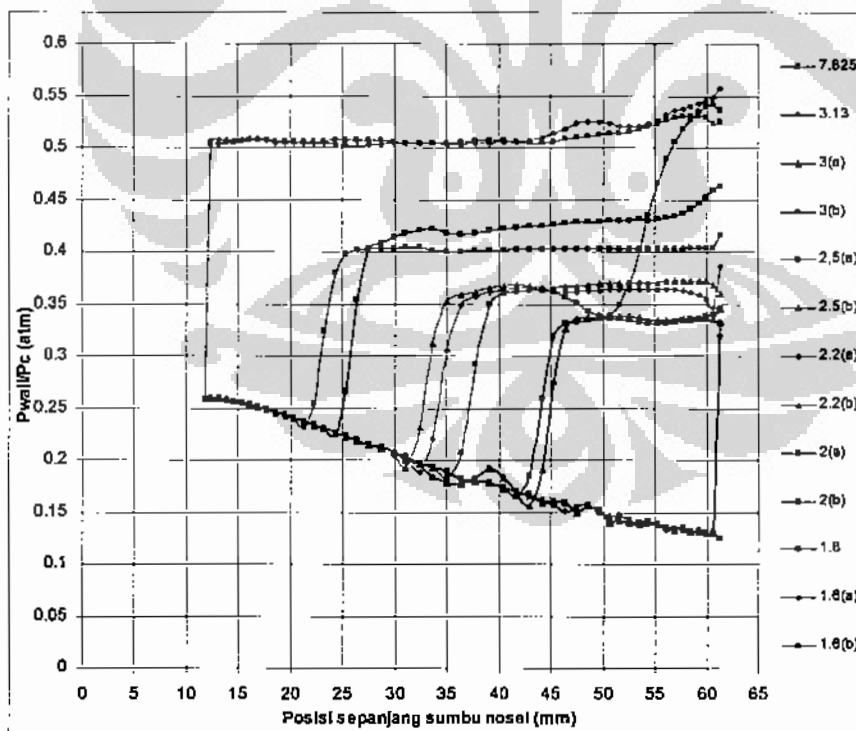
Gambar L5.6. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_6/7).



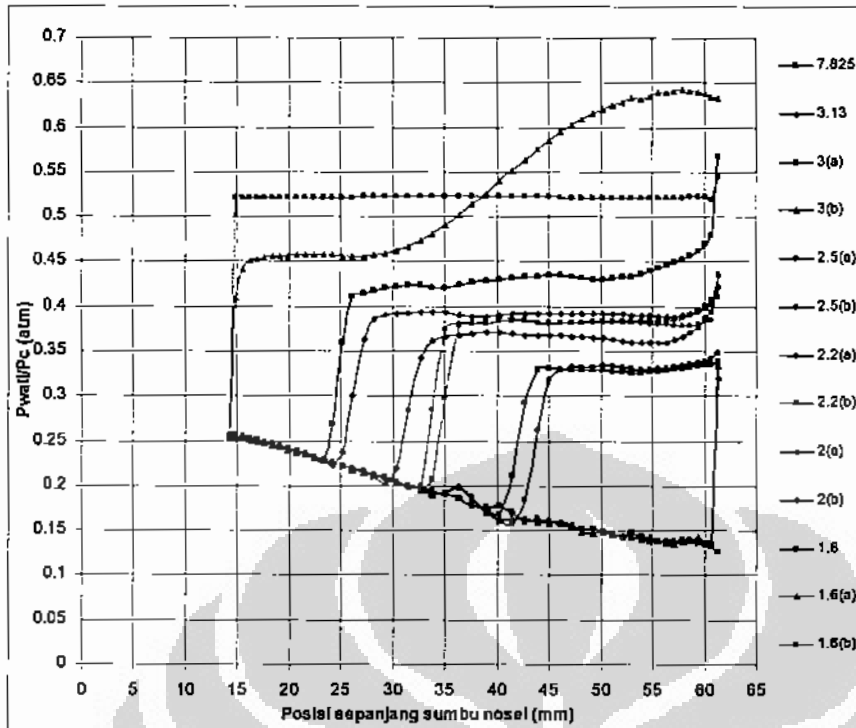
Gambar L5.8. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_8).



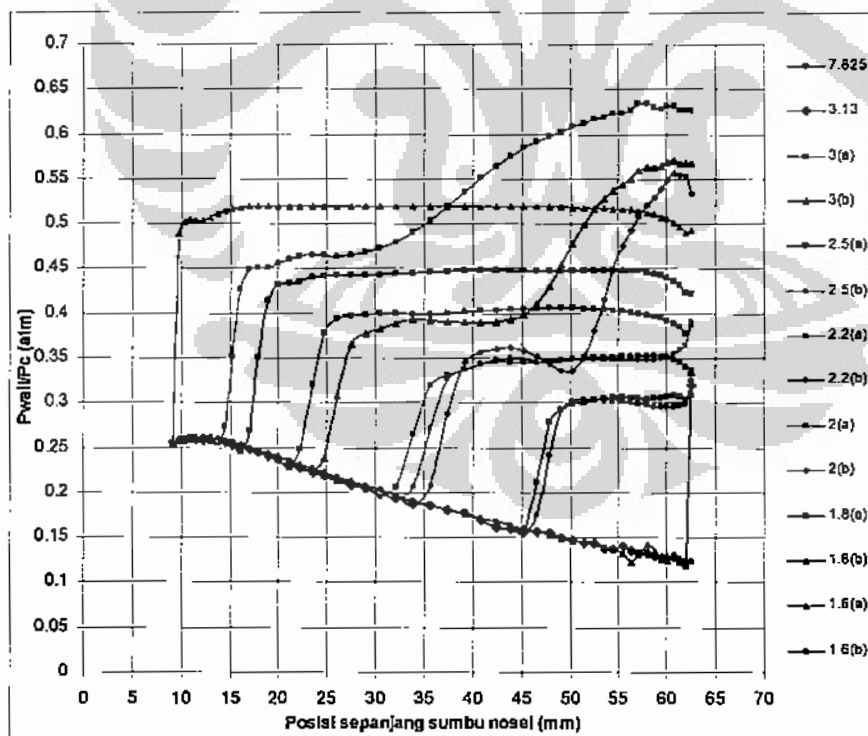
Gambar L5.9. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_9).



Gambar L5.10. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_10/11).

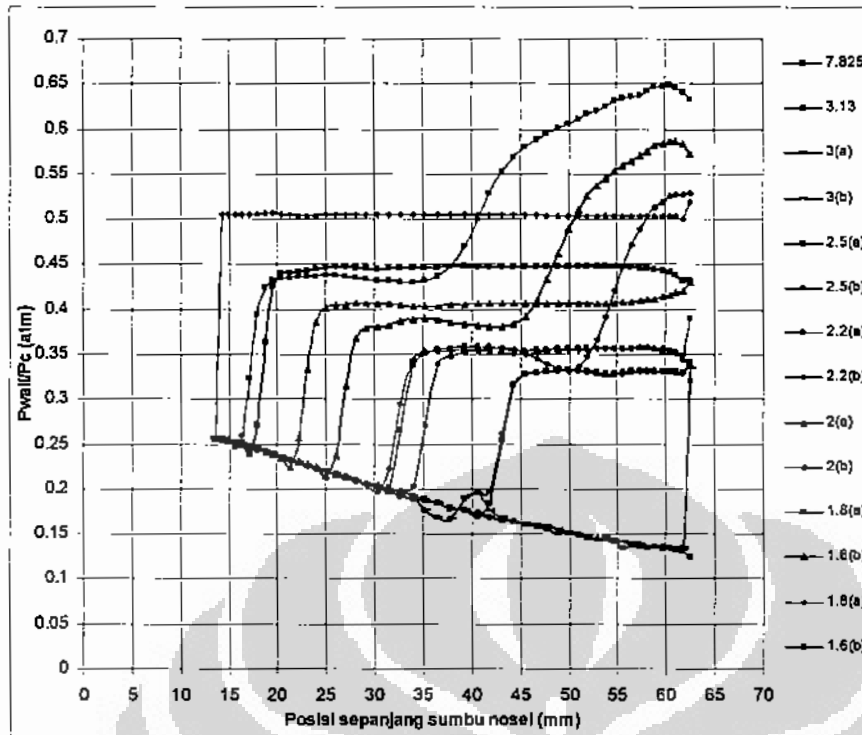


Gambar L5.12. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_12).

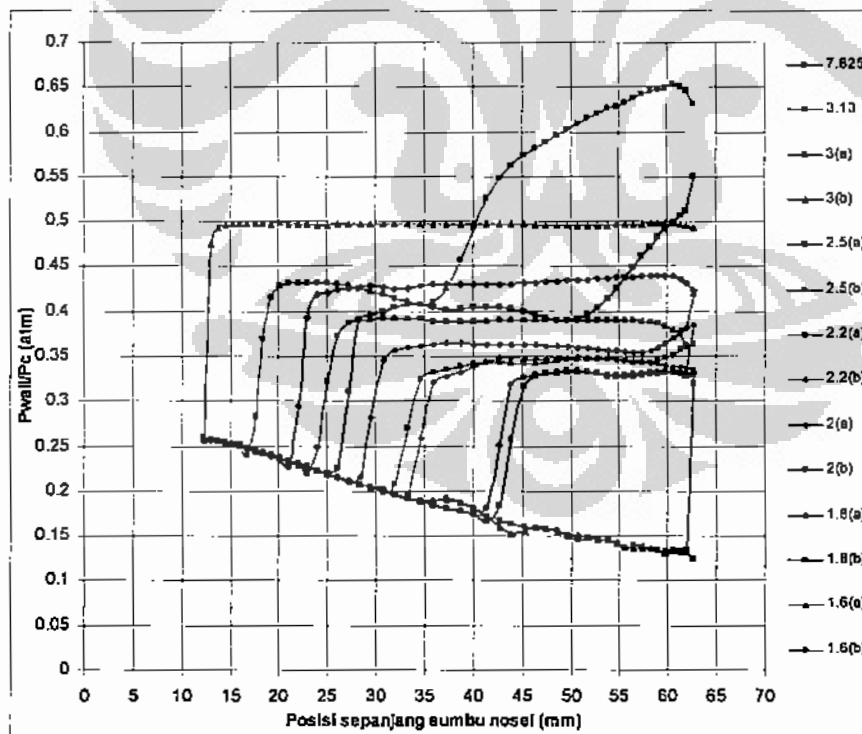


Gambar L5.13. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_13).

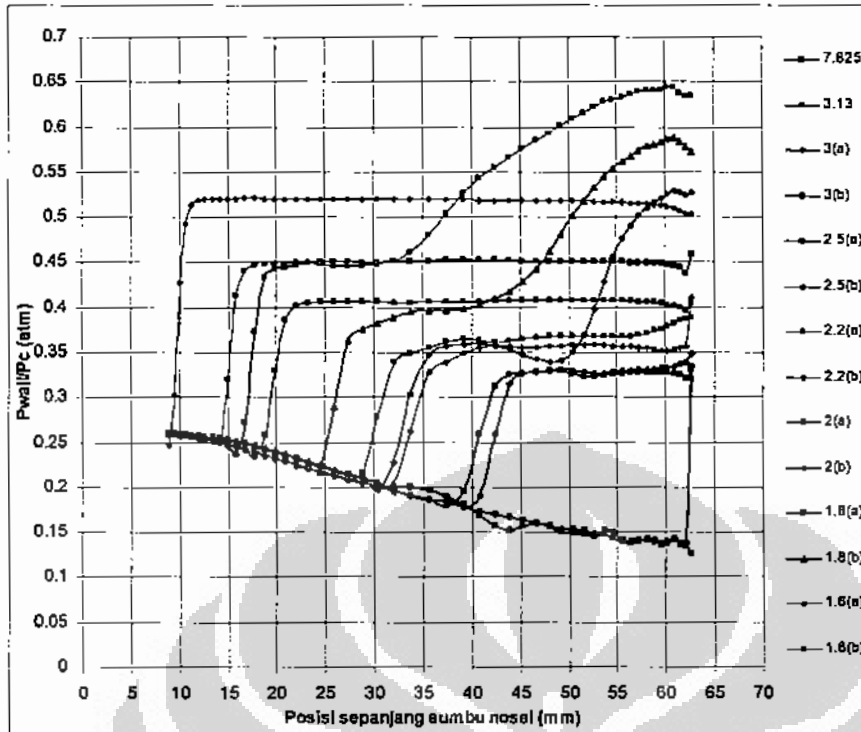




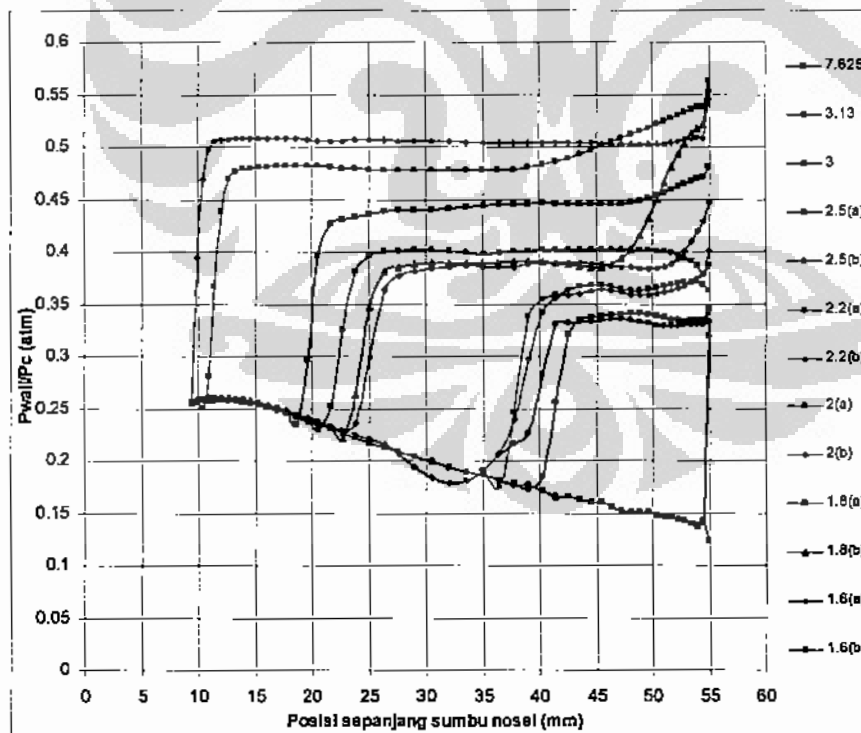
Gambar L5.14. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_14).



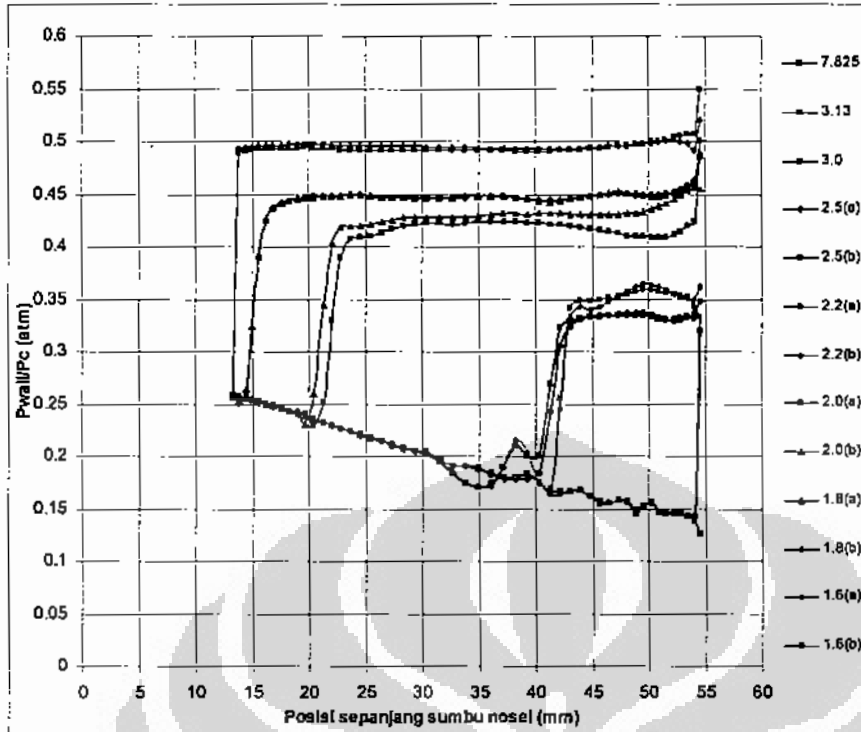
Gambar L5.15. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_15).



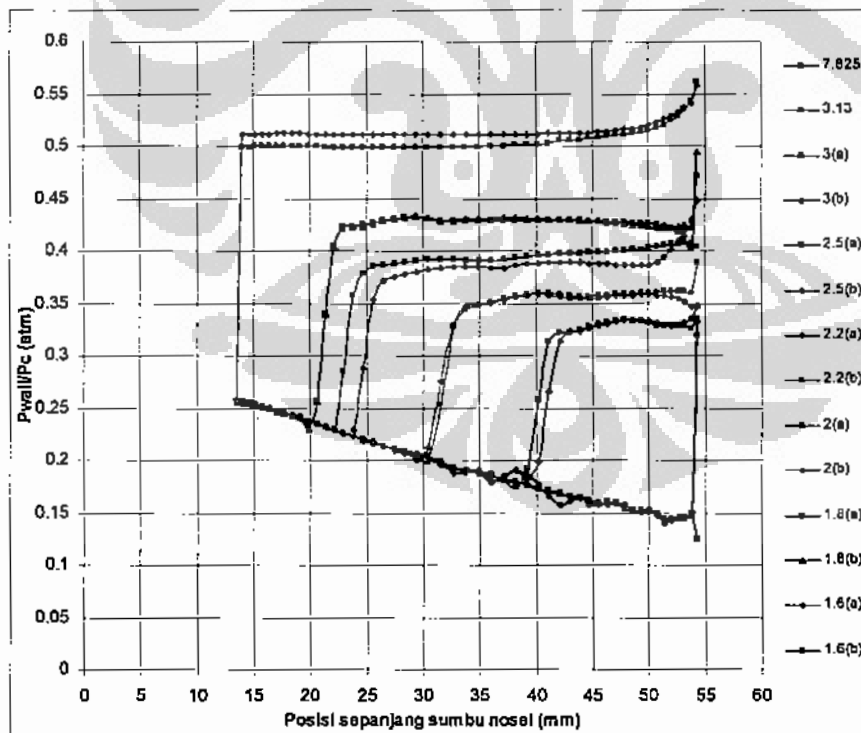
Gambar L5.16. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_16).



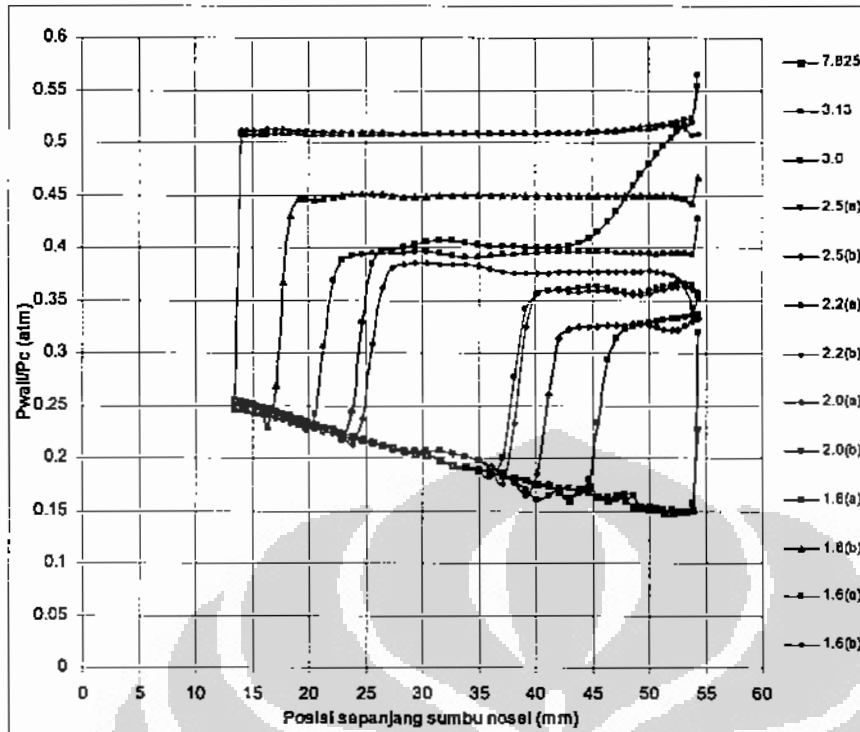
Gambar L5.17. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_17).



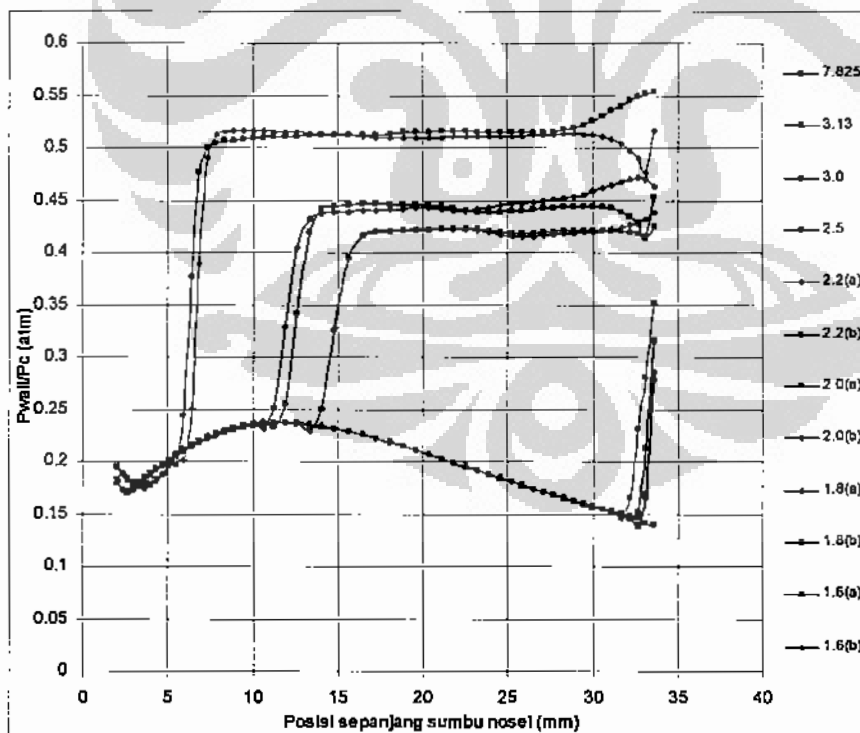
Gambar L5.18. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_18).



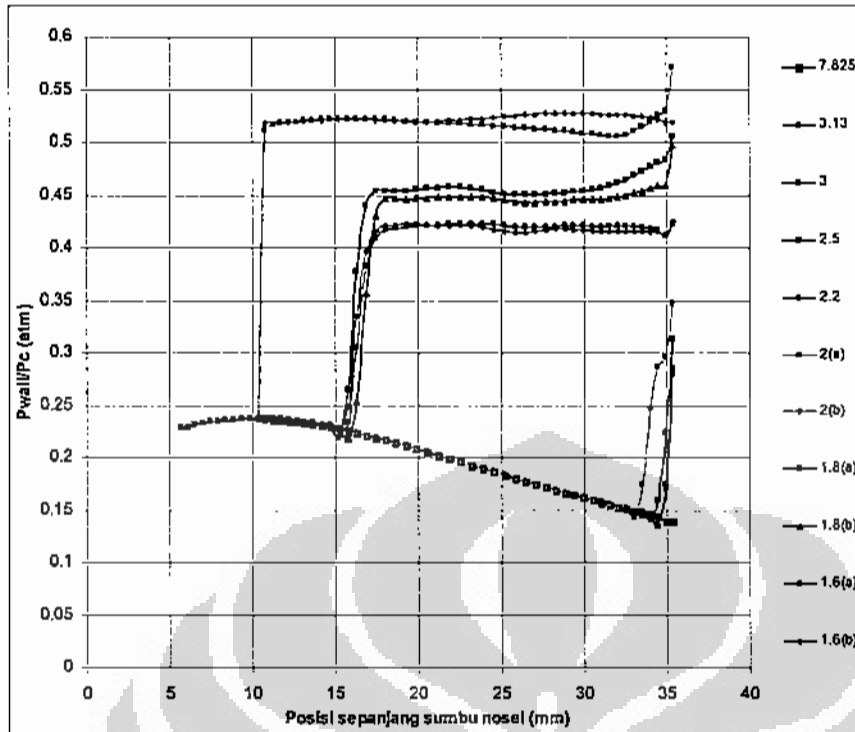
Gambar L5.19. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_19).



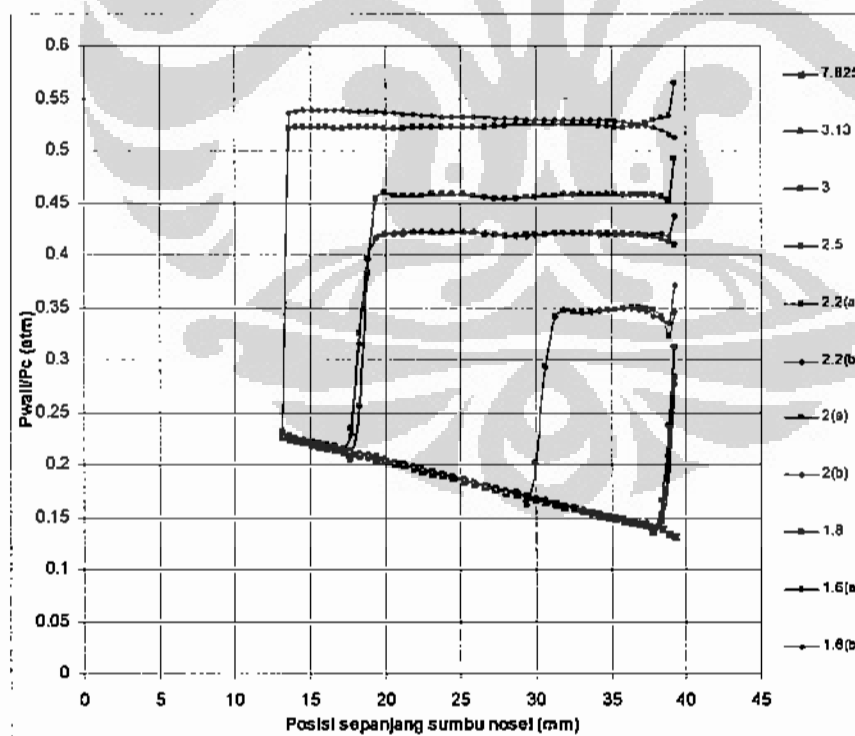
Gambar L5.20. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_20).



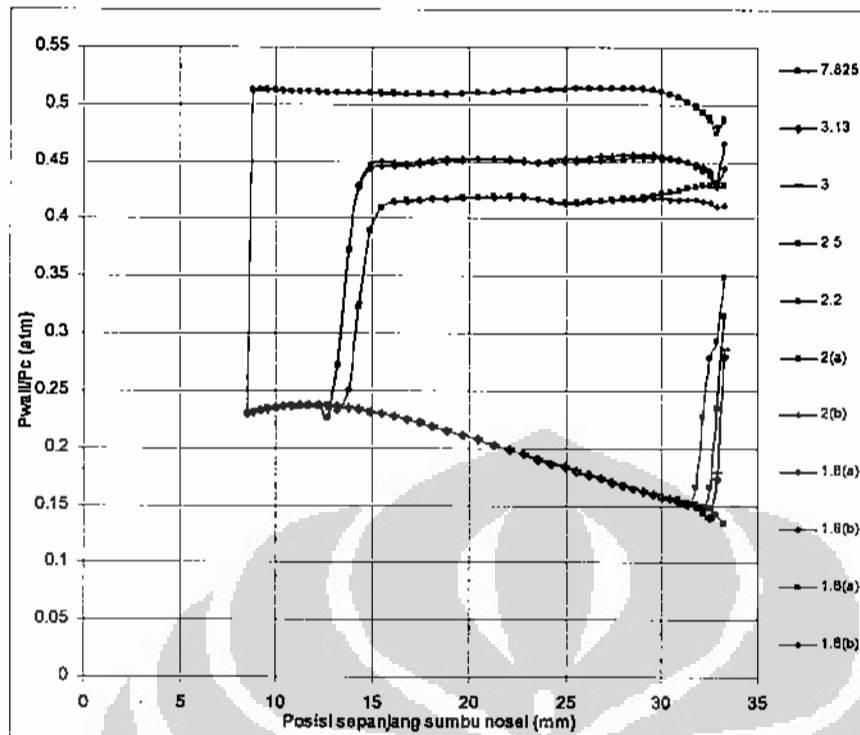
Gambar L5.21. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_21).



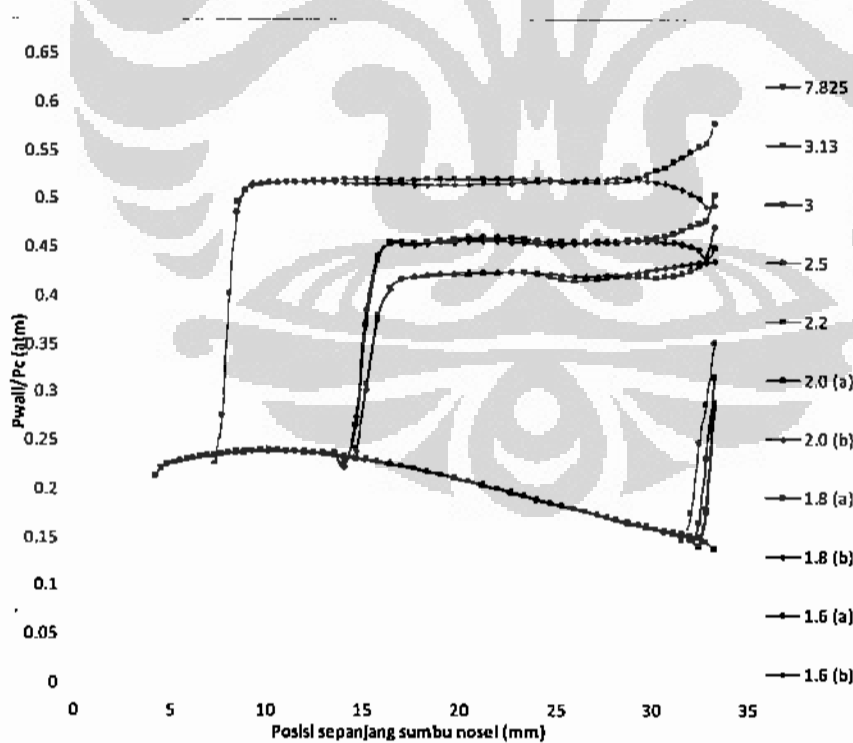
Gambar L5.22. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_22 & 23).



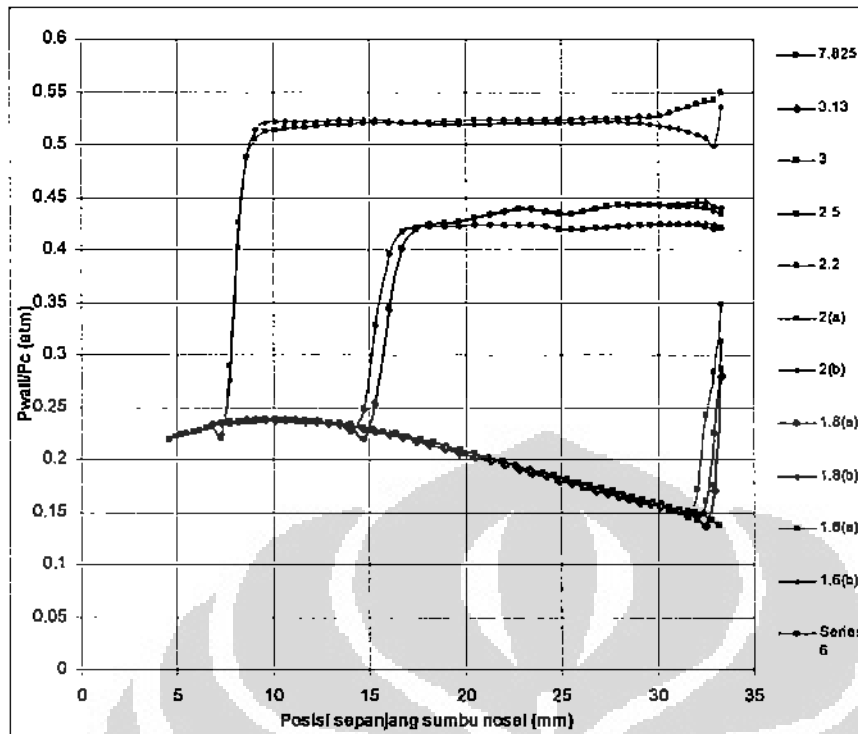
Gambar L5.24. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_24).



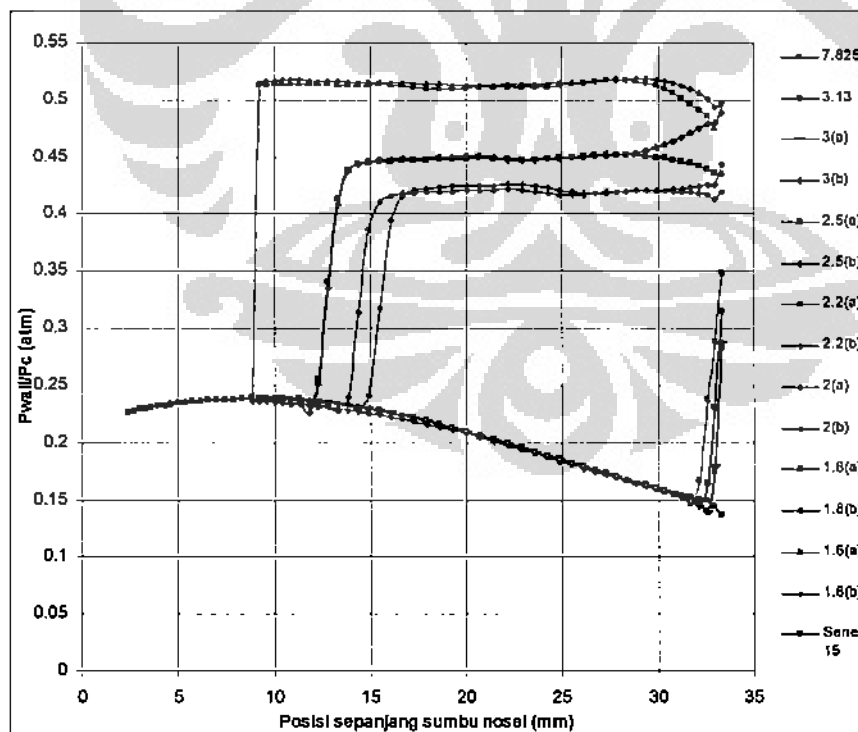
Gambar L5.25. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_25).



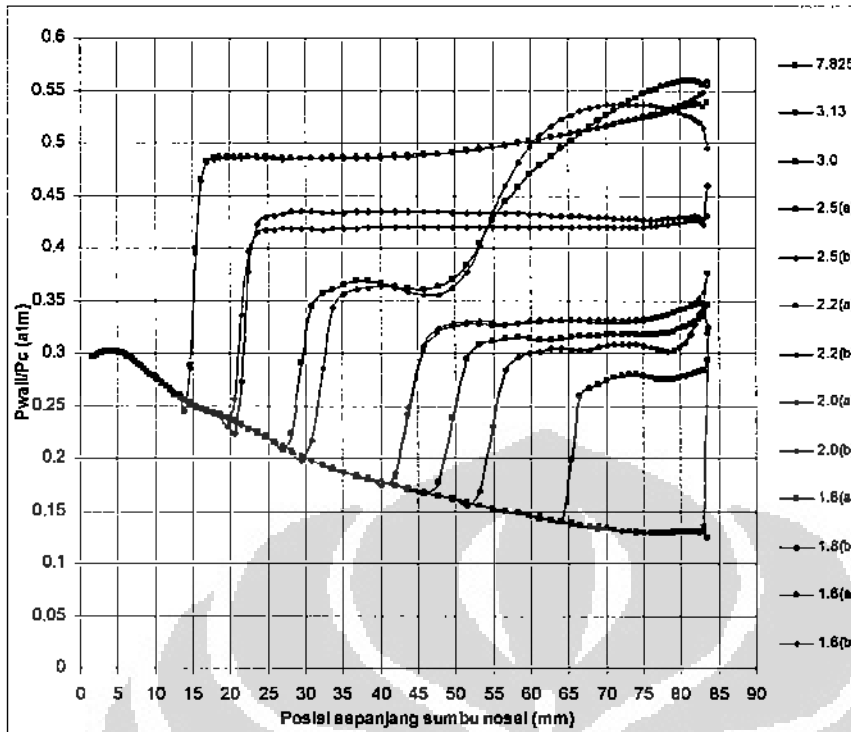
Gambar L5.26. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_26).



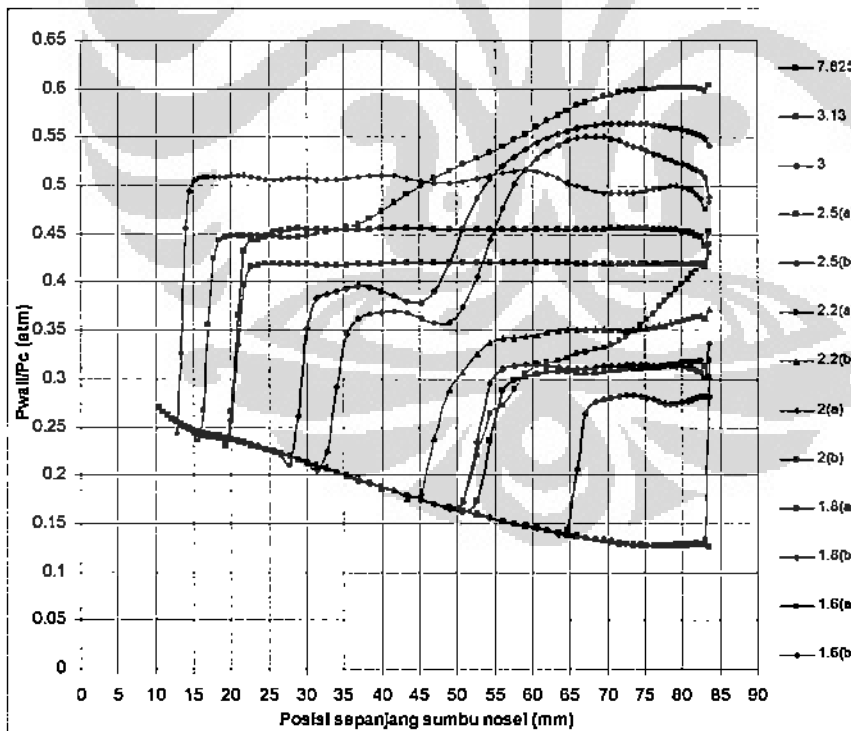
Gambar L5.27. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_27).



Gambar L5.28. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_28).

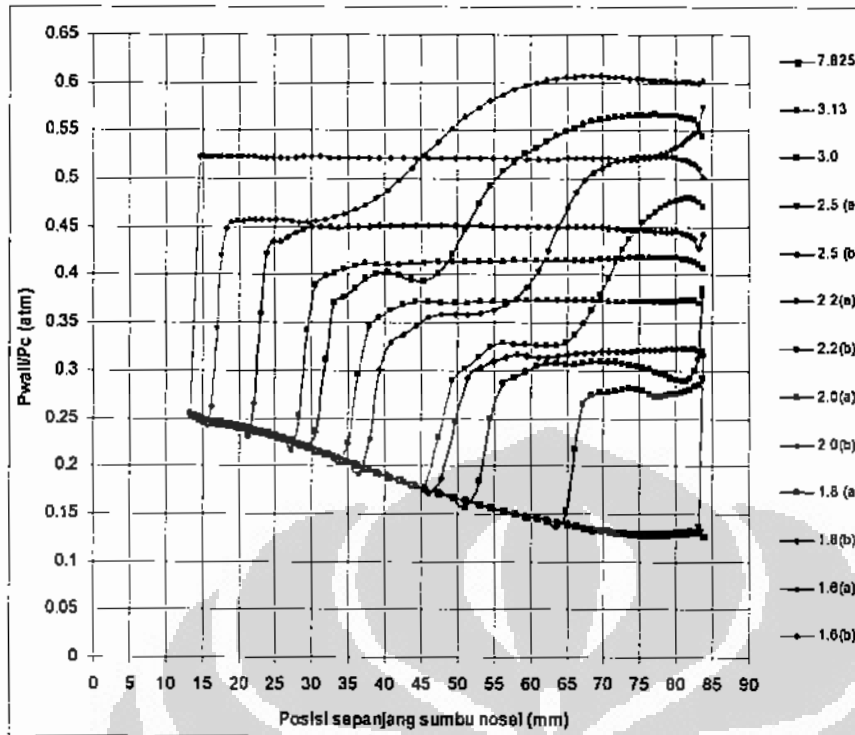


Gambar L5.29. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_29).



Gambar L5.30. Plot tekanan pd dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_30 & 31).





Gambar L5.32. Plot tekanan pada dinding nosel akibat aliran overekspansi (Nosel\_32).