

DESAIN ALAT UJI NOSEL DENGAN MENGGUNAKAN PRINSIP TEROWONGAN ANGIN SUPERSONIK

Bagus H. Jihad^{*)}, Dedi Priadi^{**)}

^{*)} Peneliti Bidang Propulsi, Pustekwagan, LAPAN

^{**)} Dept. Material dan Metalurgi, FT-Universitas Indonesia
e-mail: bagusjihad@y7mail.com

ABSTRACT

The accuracy of nozzle design can be improved by validation. Two methods of validation is software or hardware application. The software can be either CFD software or special software for the nozzle design, such as NOZZLE[®] or Aerospike[®]. The limitations of CFD software is on unsteady flow conditions. while the limitations of special software is the obscurity of assumptions used. Therefore, the flow validation experimental is important to be implemented.

Lapan has three units of wind tunnels, namely subsonic, transonic and supersonic. They have the capability to measure the external flow of the body. While the nozzle design purpose is mostly to investigate the internal flow of the nozzle. Therefore, the nozzle flow testing system which is called a mini wind tunnel has been designed.

This wind tunnel is designed to have speed of Mach 2.4, but the effective speed of 2 Mach. By using a calculation we obtain the run time of 46 seconds. If we assume the pressure drop is 40%, then actually the run time is 28 seconds.

Keyword: *Windtunnel, Nozzle, Supersonic, Run-time, Schlieren*

ABSTRAK

Ketelitian pada Perancangan Nosel dapat ditingkatkan dengan melakukan validasi terhadap rancangan tersebut. Dua metode validasi yang dapat digunakan adalah menggunakan *software* atau menggunakan *hardware*. *Software* dapat berupa *software* CFD atau *software* khusus untuk rancangan nosel seperti NOZZLE[®] atau Aerospike[®]. Keterbatasan *software* CFD dan *software* khusus adalah pada ketidakjelasan asumsi yang digunakan. Oleh karena itu validasi aliran dengan eksperimen (*hardware*) penting untuk dilaksanakan. Lapan mempunyai tiga unit terowongan angin, subsonik, transonik, dan supersonik. Ketiga terowongan angin tersebut mempunyai kemampuan untuk pengujian aliran disekitar benda (*external flow*). Sedangkan keperluan desain nosel lebih kepada penelitian aliran pada bagian dalam (*internal flow*). Oleh karena itu, telah dirancang satu sistem pengujian aliran dalam nosel yang disebut dengan terowongan angin mini karena bentuknya.

Terowongan angin ini dirancang hingga kecepatan 2,4 Mach, tetapi efektif pada kecepatan 2 Mach. Melalui perhitungan kami memperoleh *run time* sebesar 46 detik. Dengan asumsi terjadi drop tekanan sebesar 40%, maka *run time* sesungguhnya adalah 28 detik.

Kata kunci: *Terowongan angin, Nosel, Supersonik, Run-time, Schlieren*

1 PENDAHULUAN

Terowongan angin supersonik telah digunakan untuk kegiatan Research and Development (R&D) lebih dari 5 dekade. Aerodinamika, untuk permulaan propulsi dan akustik merupakan bidang ilmu yang banyak menggunakannya. Walaupun aplikasi CFD pada rancangan wahana antariksa modern meningkat pesat, tetapi penggunaan terowongan angin juga terus berkembang terutama untuk memvalidasi hasil perhitungan menggunakan CFD. Pengujian pada terowongan angin dapat memberikan data pada medan aliran yang kompleks dan sulit.

Terowongan angin supersonik, secara umum diklasifikasikan menjadi empat [Matsumoto, 2000; Hodge dan Koenig, 1995; Zucrow dan Hoffman, 1976], yaitu

- *Blowdown Wind Tunnel* (BWT) dengan media penyimpanan gas bertekanan tinggi.
- *High-enthalpy Wind Tunnel* dengan sebuah *shock tube*.
- *Atmospheric-entry Wind Tunnel* dengan sebuah pompa vakum.
- *Continuous-flow Wind Tunnel* dengan sebuah kompresor.

Tipe BWT dipilih untuk rancangan ini. Akan tetapi model ini membutuhkan biaya konstruksi yang lebih besar daripada sebuah *shock tunnel* untuk mengontrol tekanan pada *settling chamber*. Ide untuk menghasilkan semburan supersonik menggunakan gas tekanan tinggi (atau tekanan rendah) dengan sebuah nosel supersonik dipelopori oleh Carl G. P. de Laval, pada awal abad XIX. Penemuannya menggunakan turbin satu tingkat yang digerakan oleh uap panas melalui sebuah nosel konvergen-divergen [Anderson, 2001].

Tipe BWT terdiri atas tabung penyimpanan yang diisi dengan udara bertekanan dan sebuah nosel konvergen-divergen. BWT membutuhkan tekanan yang sangat tinggi untuk bilangan Mach yang lebih besar. Pengujian dimulai ketika *gate valve* pada ujung tangki mulai dibuka, udara bertekanan dari tangki akan mengalir dan diekspansikan ke dalam *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 diturunkan kecepatannya melalui sebuah diffuser dan dibuang ke atmosfer.

Untuk memvalidasi hasil rancangan nosel, maka Bidang Propulsi Lapan telah melakukan rancangan terowongan angin mini. BWT yang akan digunakan untuk mendukung penelitian dan pengembangan aliran inlet dan nosel supersonik, serta aerodinamika permukaan. Semburan keluar dari nosel dirancang pada kecepatan Mach 1,5 – 2,2, rancangan dioptimalkan pada kecepatan Mach 2.

2 DESAIN DAN KONSTRUKSI

2.1 Sistem Suplai Udara

2.1.1 Kompresor

Suplai udara bertekanan tinggi diperoleh dari kompresor motor listrik 3-phase berdaya 3HP dengan tekanan maksimal 18 Kg/cm² dan tekanan kerja sebesar 16 Kg/cm² (Gambar 2-1). Kompresor yang digunakan merk PUMA model TK30-160 dengan dua silinder. Udara dipompakan hingga 10.5 atm,

yang merupakan batas maksimal kekuatan tangki penyimpanan.

2.1.2 Filter dan *air-dryer*

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

2.1.3 Tangki penyimpanan

Udara yang keluar dari *air filter* kedua, selanjutnya masuk ke dalam tangki penyimpanan. Tangki mampu menyimpan udara kering sebesar 2 m³, pada suhu hingga 150° C. Pada tekanan 10.5 Kg/cm² atau sekitar 10,5 atm. Tangki ini dilengkapi dengan *water-drain* di bagian bawah, dan *vent-pressure* di bagian atas untuk mencegah terjadinya *over-pressure*. Di bagian samping dilengkapi dengan sebuah *pressure-gage* dan sebuah *valve*.

2.2 Komponen

Komponen-komponen yang digunakan dalam rancangan BWT ini dapat dilihat pada Gambar 2-1. Pada gambar [a] kompresor 2-silinder digerakan oleh motor listrik, serta dilengkapi tabung penyimpanan. Pada bagian ini dipasangkan regulator tekanan untuk menjaga agar kompresor dapat berhenti beroperasi pada tekanan maksimal 10.5 Kg/cm² (terbaca pada indikator). Udara yang keluar kompresor difilter yang dilengkapi

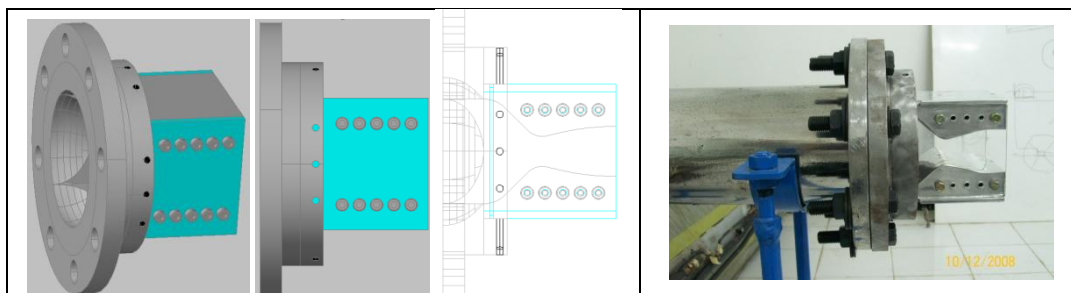
dengan regulator tekanan. Kapasitas maksimal tekanan filter adalah 16 Kg/cm², sedangkan pada BWT ini diset pada tekanan 10,5 Kg/cm². Bila tekanan berlebih akan terbuang di bagian atas tabung, sehingga keamanan dapat terjaga.

Tangki penyimpanan, gambar [d] berbentuk *dome* terdiri atas; dua buah lubang *inlet* dan *outlet* (3"); lubang *manhole* di bagian bawah depan; indikator tekanan diset pada tekanan 10,5 Kg/cm². Udara yang masuk ke dalam tangki penyimpanan, sebelumnya dikeringkan oleh *air-dryer* (gambar [b]). Udara yang keluar dari tangki dapat diatur dengan *gate valve* berupa *butterfly valve* [c] yang dapat diatur bukaanya untuk masuk ke dalam *storage tube*. Di ujung dari *storage tube* dipasangkan *screw valve* tipe *butterfly* [e], 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* [f] yang diharapkan, dengan 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. Dengan menggunakan persamaan mekanika fluida maka panjang bagian ini dapat diperoleh, dan selanjutnya diverifikasi menggunakan software CFD.

		
<p>Indikator tekanan dan Kontrol Otomatis (diset pada 10 bar) [a]</p>	<p>Air Dryer (untuk mengeringkan udara yang akan menuju tabung) [b]</p>	<p>Katup kupu-kupu yang dipasang tepat setelah tabung ($\varnothing 3''$) [c]</p>
		
<p>Tabung udara (2 m^3) [d]</p>	<p>Katup kupu-kupu yang dipasang sebelum memasuki difuser ($\varnothing 3''$). Diameter difuser ($\varnothing 5''$) [e]</p>	<p>Katup, difuser dan settling chamber (tekanan diatur sesuai dengan Number of Pressure Ratio/NPR) [f]</p>

Gambar 2-1: Komponen pada Terowongan angin mini



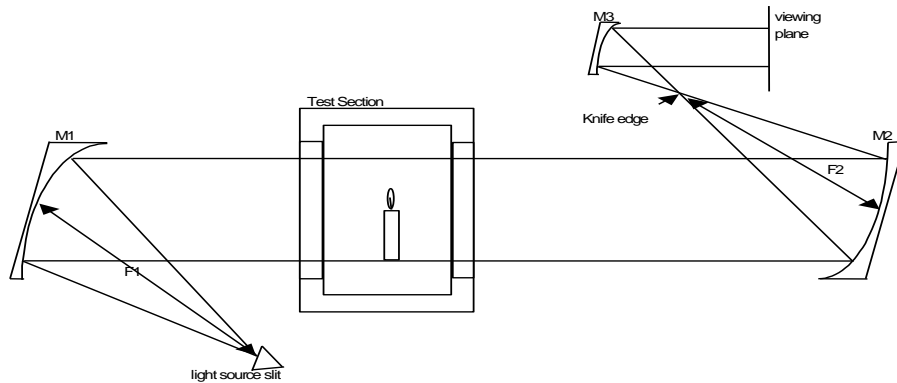
Gambar 2-2: Rancangan Nosel planar 2-Dimensi (kiri), setelah dibuat dan terpasang (kanan)

2.3 Sistem Imaging

Telah dilakukan pemilihan sistem *imaging* yang akan digunakan dalam pengujian. Dari 4 macam metode yang ditelaah, yaitu *interferometer*, *shadow-graph*, cermin *schlieren* dan lensa *schlieren* menggunakan analisis Tekno-Ekonomi, maka bobot terbesar terletak pada sistem cermin *schlieren*. Pembobotan diberikan pada Tabel 2-1. Dengan demikian sistem cermin *schlieren* yang

akan dipergunakan dalam penelitian. Telah disiapkan cermin *schlieren* dengan diameter 6 inci, dengan 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.



Gambar 2-3: Skema instalasi cermin schlieren

Tabel 2-1: SISTEM PENILAIAN BEDASARKAN 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]

3 PREDIKSI GAYA DORONG DAN ESTIMASI RUN TIME

3.1 Prediksi Gaya Dorong

Dengan menggunakan program Matcad, diperoleh bentuk desain nosel planar 2-dimensi. Nosel tersebut dirancang untuk mendapatkan kecepatan keluar sebesar 2 Mach dengan media udara. Pada kecepatan itu, rasio ekspansi diperoleh sebesar $\epsilon = 1.6875$ [Jihad, et al., *Implikasi*, 2008 dan Jihad et al., *Aliran*, 2008].

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 $A_e/A_t = 1.687$, 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:

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

Dengan demikian gaya dorong yang dapat dihasilkan oleh nosel yang telah dirancang adalah (pada tekanan 7.825 atm):

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

3.2 Estimasi Run Time

Run time terowongan angin dihitung menggunakan persamaan (3-1), Pada persamaan ini, run time hanya merupakan fungsi dari kondisi storage tank dan penampang throat nosel.

$$t_{run} = \frac{0.03526 \cdot V_s \cdot \sqrt{T_{t2}} \cdot P_s^i}{A^* \cdot T_2 \cdot P_{t2}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_s^f}{P_s^i} \right)^{\frac{1}{n}} \right\} \quad (3-1)$$

Persamaan ini memberikan estimasi yang cukup akurat untuk terowongan dengan run-time yang cukup lama. Untuk terowongan angin dengan run time yang lebih pendek, beberapa faktor harus ditambahkan. Proses awal dimulai ketika udara bertekanan memasuki plenum chamber sampai posisi tekanan yang diinginkan. Jumlah udara yang dapat dihembuskan pada proses ini diasumsikan sekitar 2 kali volume dari plenum chamber [Matsumoto, 2000]. Masa udara efektif dapat dihitung dengan persamaan,

$$\rho \cdot U \cdot A \cdot t_{run} = \rho_s^i \cdot V_s - \rho_s^f \cdot V_s - 2 \rho_{t1} \cdot V_1 \quad (3-2)$$

Drop tekanan melalui katup dan difuser dinyatakan oleh (1 - x), diasumsikan sekitar 40%, sehingga persamaan (2) menjadi:

$$t_{run} = \frac{0.03526 \sqrt{T_{t2}^i} \cdot P_s^i}{A^* \cdot T_2 \left(\frac{P_{t2}}{\chi} \right)} \left\{ V_s - \left(\frac{\left(\frac{P_s^f}{P_s^i} \right)}{\chi} \right) (V_s + 2V_1) \right\} \quad (3-3)$$

Hodge dan Koenig, 1995, memberikan rumusan dengan memasukan variabel fluida yang digunakan,

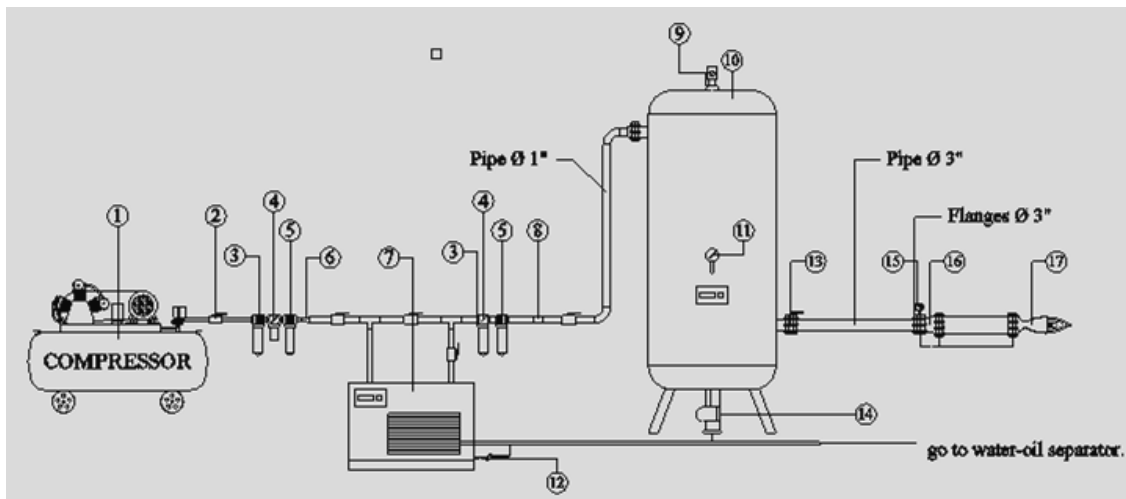
$$t = \frac{2 \cdot V_s \left\{ \left[\frac{P_{of}}{P_{oi}} \right]^{\frac{1-\gamma}{2\gamma}} - 1 \right\}}{(\gamma - 1) A^* \cdot \sqrt{\gamma R T_{oi}} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}} \quad (3-4)$$

Dengan menggunakan kondisi desain, dimana tekanan atmosfer 1 atm. Dengan kecepatan keluar nosel $M_e = 2$, tekanan tangki penyimpan 10,5 atm (154 psi) pada suhu 30°C (540 R). Pada rasio ekspansi, $\epsilon = A_e/A_t$, 1,687 diperoleh rasio tekanan $P_{of}/P_o = 0.12780$.

Suplai tekanan untuk mendapatkan kecepatan $M = 2$ akan berlaku hingga tekanan tangki drop ke tekanan dimana timbul shock wave normal pada bagian exit nosel. Reduksi tekanan lebih lanjut di dalam tangki penyimpan akan menghasilkan shock normal yang bergerak ke belakang nosel. Pengujian harus dihentikan pada kondisi ini karena aliran tidak lagi supersonik. Untuk $M_e = 2$, bilangan Mach setelah shock wave normal adalah $M_2 = 0,5774$ dengan rasio tekanan pada shock wave $P_2/P_1 = 4.5$. Dengan asumsi bahwa proses berjalan dalam kondisi quasi-steady, tekanan tangki pada kondisi ini adalah:

$$P_s^f = \frac{P_o}{P_1} \frac{P_1}{P_2} \frac{P_2}{P_b} P_b = \frac{1}{0,1278} \frac{1}{4,5} 14,7 = 1.739 \text{ (atm)}$$

Menggunakan persamaan (3-4) diperoleh run time sebesar 46,82 detik. Dengan mengambil drop tekanan sebesar 40%, maka run time sesungguhnya sebesar 28.092 detik.



Gambar 3-1: Instalasi terowongan angin

Keterangan:

- | | |
|------------------------------|--------------------------------------|
| 1. Kompresor 3-phase, 3HP. | 9. Vent-valve. |
| 2. Valve. | 10. Tangki penyimpan. |
| 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. Diffuser 3"-5" (Plenum chamber). |
| | 17. Nosel. |

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

Setelah tangki diisi penuh, maka peralatan pendukung disiapkan, antara lain: sistem schlieren, *high speed camera*, *pressure transducer* beserta data akuisisinya.



Gambar 4-1: Peralatan disiapkan untuk pengujian

Pada percobaan pertama peralatan belum dipasang, hal ini untuk mencegah terjadinya hal-hal yang tidak diharapkan. Semburan nosel dibiarkan ke udara terbuka (*free jet*). Percobaan diulangi

hingga beberapa kali agar komponen-komponen yang tersisa akibat proses pabrikasi telah benar-benar keluar. Setelah dirasakan cukup, maka terowongan dipasang untuk mengarahkan semburan keluar ruangan uji. Pada pemasangan pertama, terowongan jebol karena terhisap oleh semburan. Setelah dilakukan perbaikan menggunakan multipleks, dilakukan pengujian berikutnya, kali ini multipleks juga jebol dan menyumbat aliran (Gambar 4-2). Besarnya gaya sedot dari semburan yang keluar nosel, menyebabkan dinding terowongan harus dimodifikasi untuk ketiga kalinya.

Setelah semua hal dipersiapkan, maka dilakukan percobaan dengan bukaan katup setengah dan *full*. Indikator tekanan tangki menunjukkan 9.5 bar pada saat udara dihembuskan. Gambar 4-3 dan 4-4, memberikan hasil pengujian yang ditangkap oleh *high speed camera* untuk dua buah nosel dengan konfigurasi jejari *throat* yang berbeda.

Hasil yang diperoleh untuk kedua model tersebut berbeda, hal ini sesuai dengan yang telah disimulasikan menggunakan CFD [Jihad et al., 2008].

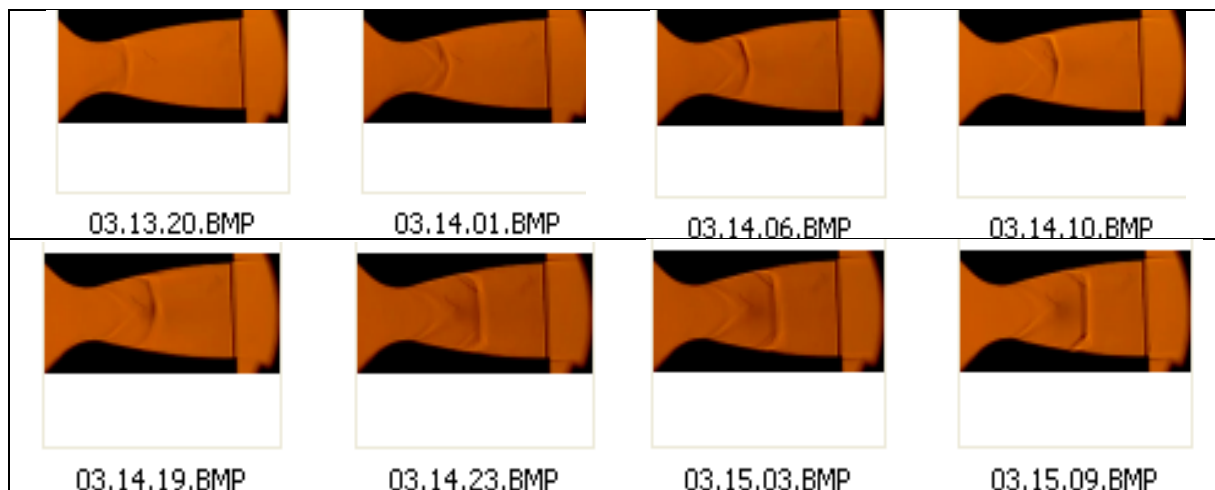
Pada pengujian, tekanan yang terukur hanya pada bagian *settling chamber*, sehingga perlu diupayakan agar tekanan sepanjang dinding divergen nosel dapat terukur. Dengan terukurnya tekanan sepanjang dinding/sumbu nosel, maka pola aliran dalam nosel dapat digambarkan, hal ini penting

untuk mengetahui apakah desain nosel yang telah dilakukan optimal atau tidak.

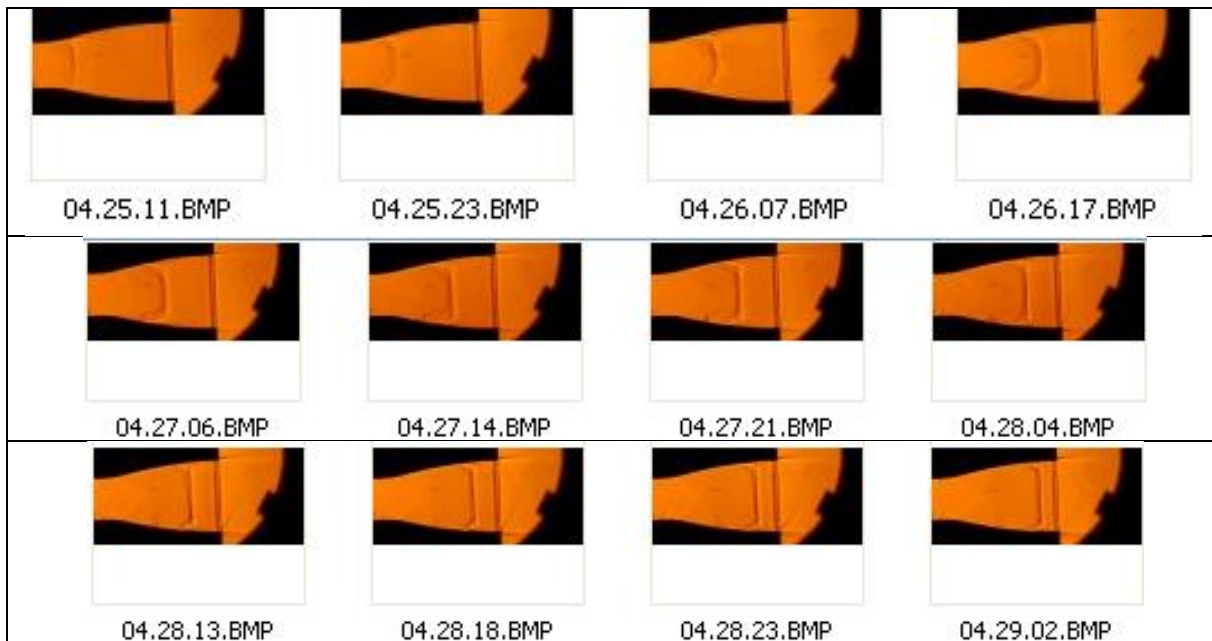
Selama proses pengujian, timbul uap air/embun pada dinding acrylic nosel yang mengganggu proses pengambilan gambar. Hal ini diakibatkan oleh penurunan temperatur pada bagian nosel. Untuk itu perlu diupayakan pemasangan *heater*, untuk menaikkan suhu udara pada tangki menjadi sekitar 400 K. Hal ini penting agar pembacaan tekanan pada *pressure transducer* tidak bias akibat aliran *dua-fasa* ini.



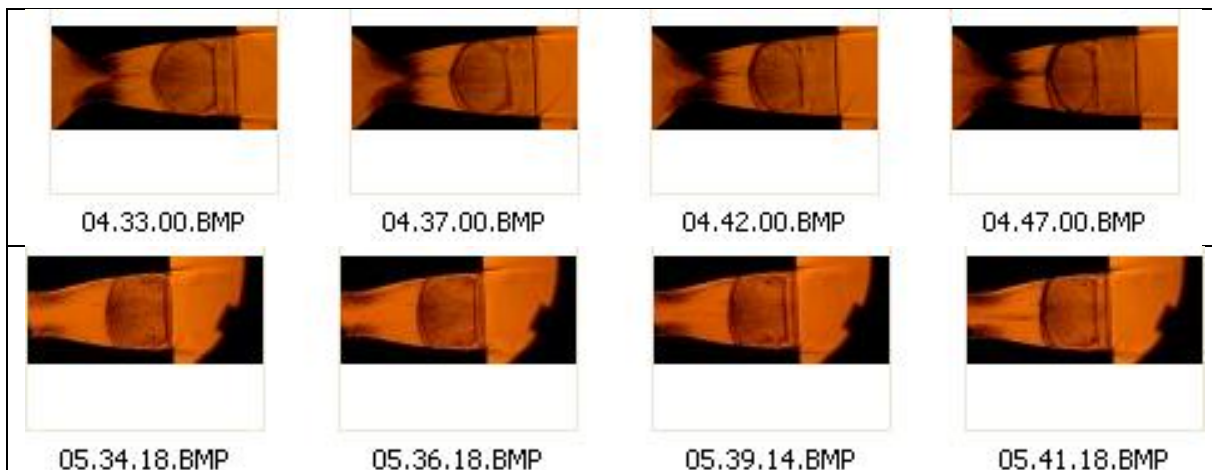
Gambar 4-2: Terowongan yang rusak akibat sedotan udara yang keluar dari nosel (kiri: seng, kanan: multipleks $t = 1$ cm).



Gambar 4-3: Hasil imaging pola aliran dengan *schlieren* pada nosel planar 2D



Gambar 4-4: Hasil imaging pola aliran dengan schlieren pada nosel N₁₆



Gambar 4-5: Terjadinya embun pada bagian acrylic nosel menyebabkan terjadinya bayangan hitam pada *imej* yang ditangkap kamera

5 KESIMPULAN DAN SARAN

Dari rancangan hingga pengujian yang telah dilakukan dapat disimpulkan beberapa hal:

- Terowongan angin mini yang dirancang untuk mendapatkan pola aliran dalam nosel telah berjalan dengan baik.
- Tekanan yang terukur hanya pada bagian *settling chamber* atau *inlet* nosel, sehingga perimeter nosel belum dapat ditentukan dengan baik. Diperlukan paling tidak tiga titik tekanan, yaitu pada bagian *inlet*, *throat* dan *outlet*.
- Terjadinya embun pada acrylic nosel menyebabkan pengambilan gambar menjadi kurang sempurna, perlu diupayakan menaikkan temperatur udara.

DAFTAR RUJUKAN

- Anderson, John D. Jr., 2003. *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*, 3rd ed, McGraw-Hill Companies, Inc., New York, pp.183-186.
- 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.
- 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.
- 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.
- Matsumoto, Joji, 2000. *Design and Testing of a Subscale Supersonic Aero-propulsion Wind Tunnel*, Thesis, Dept. Aerospace Engineering, Universitas Texas.
- Zucrow, Maurice J. and Hoffman, Joe D., 1976. *Gas Dynamics: Vol. I dan II*, John Wiley & Sons, New York.

Daftar Notasi

A	Luas penampang	<i>subscript</i>	
M	Bilangan Mach	av	Nilai waktu rata-rata
n	Eksponen polytopic	S	Tangki penyimpanan
p	Tekanan	t	Waktu total
R	Bilangan Reynold	0	Nilai stagnasi
t	Waktu	1	Plenum chamber
t _{run}	Run time	2	Seksi uji
Δt	Waktu delay	<i>superscript</i>	
T	Temperatur	e	Akhir jendela uji
U	Kecepatan udara	i	Kondisi awal uji
V	Volume	j	run ke-j
γ	Rasio panas spesifik	f	Kondisi final uji
x	Faktor drop tekanan	*	throat nosel
ρ	Densitas udara		