

Simulasi Fluktuasi Temperatur pada *Wind Tunnel* Transien Jenis *Gun Tunnel*

Agung Sugeng Widodo

Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Brawijaya Malang

Jl. MT Haryono 167 Malang 65145

Phone: +62-341-587711, Fax: +62-341-554291

E-mail: agung_sw@ub.ac.id

Abstract

Wind tunnels can be used to simulate supersonic and hypersonic flight conditions, but different wind tunnels can give different results for the same model and nominal flow conditions. Short duration wind tunnels gun tunnels rely on a transient compression process and are likely to generate significant turbulent fluctuations in the nozzle reservoir region. In the present study, a simulation to predict stagnation temperature fluctuation was conducted into transient wind tunnel gun tunnel by adopting a method of other worker. The friction velocity Reynolds numbers for the gun tunnel considered presently were $Re_{\square} = 31,579$. The RMS stagnation temperature fluctuations, when averaged over the pipe flow diameter, are estimated to be 15.3. The estimated RMS value in the case of the gun tunnel is significantly larger than the experimental value previously measured on the centre line of the gun tunnel nozzle of 2.3 K. The difference observed between the inferred and measured temperature fluctuations in the gun tunnel case may be related to spatial variations in the temperature fluctuations. The present approach for estimating the magnitude temperature fluctuations should be refined, but more detailed measurements of temperature fluctuations in such facilities are also required.

Keywords: *Temperature Fluctuations, Combustion, Gun Tunnel, Shock Tunnel*

PENDAHULUAN

Fluktuasi-fluktuasi (*disturbances*) yang terjadi dalam aliran bebas fasilitas wind tunnel terbukti mempunyai tingkat lebih besar jika dibandingkan dengan proses pengujian aktual pada kondisi penerbangan [1]. Fluktuasi pada wind tunnel tersebut, tipikalnya mempunyai orde satu atau dua kali lipat dibandingkan dengan kondisi penerbangan. Fenomena seperti ini akan mempunyai pengaruh signifikan terhadap data yang diambil selama proses pengujian pada fasilitas wind tunnel. Besar dan distribusi dari fluktuasi pada aliran bebas wind tunnel tersebut akan mempunyai efek signifikan khususnya pada proses transisi lapisan batas [2].

Disturbances yang terjadi di dalam wind tunnel dapat terdiri dari tiga jenis seperti yang telah diidentifikasi oleh Kovasznay: *vorticity*, *entropy spotiness*, gelombang akustik. Ketiga jenis fluktuasi ini dapat diperlakukan secara independen jika tingkat fluktuasinya kecil akan

tetapi hal tersebut tidak bisa dilakukan jika tingkat intensitasnya besar [3].

Laufer meneliti *disturbances* jenis vortisitas pada aliran bebas pada bilangan Mach 1.7- 4 dengan memvariasikan level turbulensi di dalam *settling chamber* 0.6 – 7 %. Hasilnya menunjukkan bahwa transisi pada sebuah kerucut lancip pada seksi tes adalah tidak terpengaruh oleh *disturbances* yang terjadi pada *settling chamber* sampai batas bilangan Mach 2.5 [4]. Morkovin mengidentifikasi bahwa sumber dari *disturbances* jenis entropi diidentifikasi berasal dari *settling chamber* dan daerah hulu aliran pada wind tunnel jenis kontinyu. *Disturbances* jenis entropi dapat terjadi jika terdapat gradien temperatur di dalam *settling chamber* atau daerah stagnasi pada nosel. Akan tetapi, disturbance jenis entropi dan vortisitas pada fasilitas wind tunnel konvensional dapat diminimalisir dengan mendesain *settling chamber* secara teliti [5]. Pada bilangan Mach lebih besar dari 2.5,

diidentifikasi bahwa *disturbances* jenis gelombang akustik mendominasi fluktuasi yang terjadi di dalam aliran bebas wind tunnel konvensional. *Disturbance* jenis gelombang akustik dapat terjadi pada daerah hulu sebelum nosel seperti katup-katup pengatur dan dengan desain dan operasi yang baik, *disturbance* ini dapat diminimalisir. Sehingga hanya *disturbance* jenis gelombang akustik yang diakibatkan oleh lapisan batas turbulen pada nosel yang menjadi sumber utama [6].

Selanjutnya sehubungan dengan pengaruh pembentukan dan proses transisi, fluktuasi dan khususnya fluktuasi temperatur mempunyai pengaruh signifikan terhadap proses pembakaran supersonik/hipersonik. Proses pengambilan data pada pembakaran supersonik/hipersonik tersebut pada umumnya dilakukan pada fasilitas wind tunnel tipe transient. Pengambilan data dengan menggunakan wind tunnel jenis ini mempunyai kesulitan berkaitan dengan waktu yang tersedia dan kompleksitas instalasi dan karakteristik impulsive fasilitas, sehingga pengukuran secara langsung untuk level dan distribusinya sangat jarang diperoleh pada fasilitas tersebut [7].

Penelitian menyangkut fluktuasi temperatur dalam aliran hipersonik yang digenerasi oleh gun tunnel telah dilakukan oleh Buttsworth dan Jones [7]. *Root means square* (RMS) dari fluktuasi temperatur stagnasi tersebut selama periode 12 ms adalah 2.3 K untuk temperatur stagnasi sebesar $610 \pm 10 \text{ K}$. Data ini diperoleh hanya pada satu lokasi pada nosel hipersonik. Kesimpulan yang diambil menyatakan bahwa fluktuasi temperatur yang terjadi disebabkan oleh fluktuasi jenis entropi.

Tujuan utama dari simulasi ini adalah bagaimana mendeduksi dan mensimulasikan fluktuasi temperatur stagnasi pada exit nosel dari fasilitas wind tunnel transien jenis gun tunnel dengan udara sebagai gas ujinya yang dikompresi sampai mencapai temperature 610 K .

TINJAUAN PUSTAKA

Data Tak Mampu Tekan

Abe meneliti fluk panas permukaan pada aliran kanal turbulen untuk $Re_{\tau} = 180, 395, 640$ and 1020 dan angka Prandtl 0.025 dan 0.71 . Pada kasus ini, scala panjang yang

digunakan pada angka Reynolds adalah setengah dari lebar kanal. Hasilnya menunjukkan bahwa struktur large scale diketahui mempengaruhi fluktuasi fluk panas dengan kecenderungan meningkat dengan naiknya angka Reynolds pada kondisi tertentu [8]. Redjem-Saad meneliti pengaruh angka Prandtl pada proses perpindahan panas dari aliran pipa terbentuk penuh dengan fluk panas seragam diberlakukan pada dinding. Saad melakukan simulasi ini dengan menggunakan angka Reynolds berbasis radius pipa sebesar 5500 . Hasilnya menunjukkan bahwa RMS fluktuasi temperatur dan fluk panas turbulen meningkat dengan naiknya angka Prandtl [9]. Simulasi numerikal dari Abe dan Saad pada dasarnya mengindikasikan bahwa nilai RMS dari temperatur dan Q_w meningkat ketika angka Prandtl meningkat, akan tetapi untuk angka Reynolds $Re_{\tau} \gg 1000$, Abe menemukan bahwa nilai RMS menjadi lebih kecil untuk $Pr = 0.71$ dari pada $Pr = 0.025$. Saad juga menyatakan bahwa ada sedikit peningkatan intensitas fluktuasi temperatur terjadi pada simulasi dengan konfigurasi pipa dibandingkan pada konfigurasi kanal.

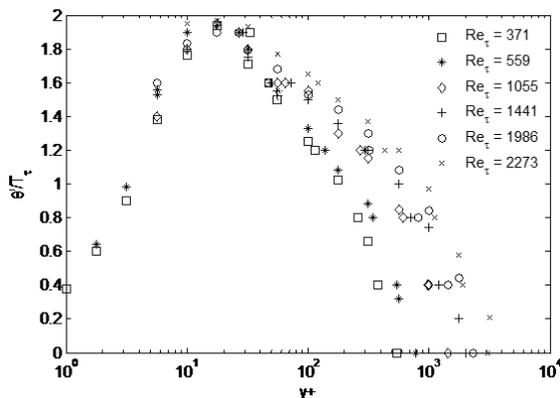
Subramanian dan Antonia mengukur fluktuasi temperatur lapisan batas turbulen pada sebuah plat datar yang sedikit dipanaskan. Tekanan dengan gradien nol diberlakukan pada eksperimen tersebut. Hasilnya menunjukkan bahwa untuk bidang momentum dan panas, hukum the law of the wall tidak bervariasi dengan angka Reynolds. Profil spatial dari data RMS fluktuasi temperatur yang dinormalisasi dengan temperatur gesek diketahui bervariasi terhadap angka Reynolds untuk y^+ lebih besar dari 10 [10].

Pendekatan

Untuk mendeduksi fluktuasi temperatur pada aliran keluar nosel dari gun tunnel, data eksperimen dari Subramanian dan Antonia akan diadopsi seperti terlihat pada Gambar 1. Data asli dari Subramanian dan Antonia dipresentasikan dalam bentuk angka Reynolds berbasis ketebalan momentum lapisan batas, akan tetapi untuk relevansi, aliran yang terjadi pada kasus gun tunnel dan shock tunnel diasumsikan sebagai sebuah aliran pipa turbulen terbentuk penuh dengan

mengkonversi angka Reynolds berbasis ketebalan momentum lapisan batas menjadi Angka Reynolds berbasis kecepatan gesek lapisan batas (Re_τ). Ketika dikonversi menjadi Re_τ , data dari Subramian dan Antonia menjadi $Re_\tau = 371, 559, 1055, 1441, 1986, \text{ dan } 2273$. Kemudian data tersebut diaplikasikan kepada kedua kasus yaitu gun tunnel dengan melakukan ekstrapolasi data tersebut terhadap angka Reynolds aktual yang terjadi pada kedua kasus.

Aliran dalam reservoir nosel untuk setiap fasilitas wind tunnel diasumsikan sebagai aliran pipa terbentuk penuh. Sebuah fluk-panas stedi diberlakukan terhadap permukaan dinding pipa bagian dalam. Variabel-variabel yang berhubungan dengan hukum kekekalan energi dan momentum dinormalisasi dengan kecepatan gesek $U_\tau = (\tau_w/\rho)^{1/2}$ dan temperatur gesek $T_\tau = Q_w/\rho c_p u_\tau$ dimana Q_w adalah fluk panas rata-rata permukaan.



Gambar 1. Data awal distribusi RMS yang telah dinormalisasi untuk angka Reynolds kecepatan

Pada proses pendeduksian fluktuasi temperatur stagnasi ini, fluk-panas pada dinding diperoleh dengan menggunakan persamaan perpindahan panas konvektif yang didefinisikan :

$$Q_w = h(T_0 - T_w) \tag{1}$$

dimana h adalah koefisien perpindahan panas konveksi, T_0 adalah temperatur stagnasi mula-mula dan T_w adalah temperatur dinding. Koefisien perpindahan panas konveksi diperoleh dari korelasi aliran pipa :

$$h = \frac{Nuk}{D} \tag{2}$$

dimana Nu adalah angka Nusselt, k adalah konduktivitas termal, dan D adalah diameter dari gun tunnel. Untuk aliran terbentuk penuh secara termal dalam sebuah pipa licin dengan angka Prandtl $Pr > 0.5$, Formula Gnielinski's direkomendasikan oleh Mill [11] untuk menghitung angka Nusselt sebagai berikut :

$$Nu = \frac{(f/8)(Re - 1000)Pr}{1 + 12.7(f/8)^{1/2}(Pr^{2/3} - 1)} \tag{3}$$

Formula diatas dapat diaplikasikan untuk $3000 < Re < 106$. Untuk selanjutnya, faktor gesekan f dapat diperoleh dengan menggunakan rumus Petukhov's

$$f = \frac{1}{(0,790 \ln(Re) - 1,64)^2} \tag{4}$$

yang berlaku untuk $104 < Re \leq 5 \times 10^6$.

Angka Reynolds yang dipergunakan diatas adalah angka Reynolds berbasis diameter pipa dan kecepatan aliran deduksi dari kondisi stagnasi pada area throat nosel. Untuk memprediksi distribusi kecepatan sepanjang aliran turbulen pipa terbentuk penuh yang diasumsikan, sebuah profil kecepatan dengan menggunakan power-law diberlakukan

$$\frac{\bar{u}}{V_c} = \left(1 - \frac{r}{R}\right)^{1/n} \tag{5}$$

dimana \bar{u} and V_c adalah kecepatan rata-rata dan kecepatan pada garis tengah pipa berturut-turut, dan $n = 7$ digunakan sebagai sebuah perkiraan yang beralasan.

Untuk memprediksi distribusi temperatur, ekspresi yang dipresentasikan oleh Mills[11] telah diadopsi.

$$T^+ = Pr y^+ \text{ jika } 0 < y^+ \leq 5 \tag{6a}$$

$$T^+ = 5Pr + 5 \ln \left[Pr \left(\frac{y^+}{5} - 1 \right) + 1 \right] \text{ jika } 5 < y^+ \leq 30 \tag{6b}$$

$$T^+ - T^+ \Big|_{y^+=30} = \frac{Pr_t}{0.4} \left[\ln\left(\frac{y^+}{30}\right) - \left(\frac{y^+ - 30}{R^+}\right) \right]$$

jika $y^+ > 30$ (6c)

dimana, $R^+ = U_\tau R / \nu$, Pr_t adalah Angka Prandtl turbulen R^+ adalah sebuah variable tak berdimensi yang didefinisikan sebagai berikut

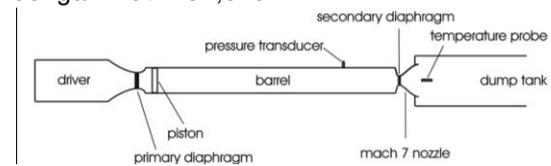
$$T^+ = \frac{(T_w - T) \rho c_p u_\tau}{Q_w} \quad (7)$$

Untuk gun tunnel, daerah stagnasi untuk tekanan dan temperatur diambil sebesar $P_0 = 6.36$ MPa, and $T_0 = 610$ K; Profil kecepatan dan temperatur digunakan untk menggenerasi variasi dari ρu dengan radius yang kemudian diintegrasikan untuk memperoleh massa alir melalui pipa. Sebuah penyesuaian dilakukan untuk profil kecepatan karena profil kecepatan awal ditentukan tanpa referensi densitas yang bervariasi sepanjang radius dari pipa. Sebuah faktor sebesar 1,37 digunakan untuk profil kecepatan untuk kasus gun tunnel dan faktor 1,31 digunakan untuk kasus shock tunnel sehingga massa alir di dalam pipa sesuai dengan nilai massa alir keluar pada kondisi kecepatan sonik pada tekanan dan temperatur stagnasi yang diberikan. Sebuah penyesuaian juga dibuat untuk kasus gun tunnel dengan faktor nilai sebesar 1,05 untuk profile temperatur dan 1,10 untuk shock tunnel.

HASIL DAN PEMBAHASAN

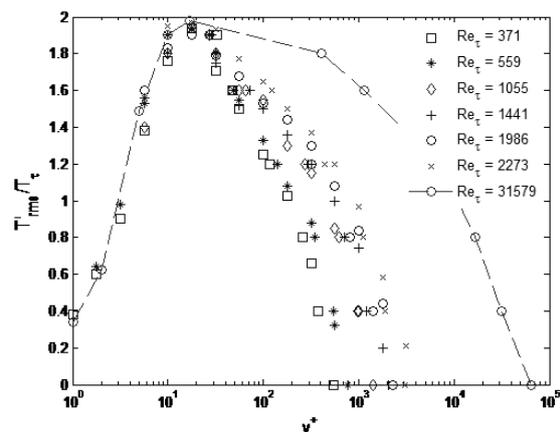
Gun tunnel pada studi simulasi ini adalah sebuah fasilitas hipersonik yang memproduksi sebuah aliran dengan durasi yang sangat singkat sebesar ± 100 ms. Fasilitas tersebut telah dipergunakan pada berbagai pengujian eksperimental seperti studi pencampuran secara hipersonik, pengujian scramjet, pengujian aerodinamik, studi lapisan batas hipersonik. Fasilitas tersebut mempunyai panjang 9 m dan diameter internal 96.3 mm. Sebuah ilustrasi dari fasilitas ini dapat dilihat pada gambar 2. Kondisi operasional pada daerah reservoir nosel pada penelitian ini $P_0 = 6.36$ MPa, $T_0 = 610$ K, dan temperatur dinding

barrel diambil sebesar $T_w = 300$ K. Gas uji yang digunakan pada kasus ini adalah udara. Diameter throat nosel adalah 19,1 mm memberikan sebuah massa alir sebesar 3,57 kg/s yang dimana kecepatan rata-rata aliran di dalam pipa adalah sebesar 8,89 m/s dengan $Re_\tau = 31,579$.



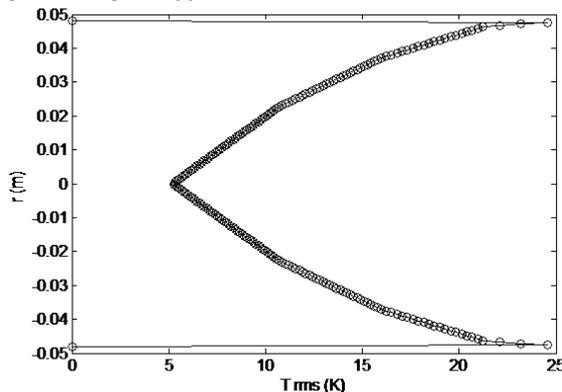
Gambar 2. Ilustrasi skematik dari gun tunnel

Ekstrapolasi dari data Subramanian dan Antonia pada kondisi operasional gun tunnel dapat dilihat pada gambar 3. Dan pada gambar tersebut juga memperlihatkan data original dari Subramanian dan Antonia. RMS stagnasi temperatur yang dideduksi dari proses ekstrapolasi tersebut kemudidan diplot melawan radius dari pipa seperti pada gambar 4. Puncak tertinggi dari RMS temperatur stagnasi terjadi pada $r \approx 0.047$ m dan mempunyai sebuah nilai ≈ 25 K. Fluktuasi RMS temperatur stagnasi terjadi sangat intensif pada daerah dinding dan menurun ketika mendekati garis tengah pipa, dan mencapai minimum pada nilai ≈ 5.3 K. Rata-rata RMS fluktuasi temperatur stagnasi diperoleh dengan mengintegrralkan rata-rata akar pangkat dua fluk massa dari fluktuasi temperatur stagnasi sepanjang radius pipa. Rata-rata fluktuas temperatur stagnasi yang diperoleh pada simulasi ini sebesar 15.3 K.



Gambar 3. Data fluktuasi temperatur yang dinormalisasi dari Subramanian (simbol) dan hasil ekstrapolasinya (garis putus).

RMS fluktuasi temperatur stagnasi yang dideduksi dari kasus gun tunnel dapat secara langsung dibandingkan dengan hasil pengukuran sebelumnya yang dilakukan oleh Buttsworth dan Jones, 2000. Pengukuran oleh Buttsworth dan Jones mendapatkan hasil RMS fluktuasi temperatur sebesar 2.3 K pada garis tengah hypersonic nosel.



Gambar 4. Variasi RMS fluktuasi temperatur stagnasi dengan radius pipa pada kasus gun tunnel

KESIMPULAN

Pada simulasi ini, pengujian kesignifikanan fluktuasi temperatur dengan menganalisa data fluktuasi temperatur keluar nosel dan menghubungkan hal tersebut pada kondisi untuk wind tunnel transient jenis gun tunnel telah dilakukan. Kasus pertama, dilakukan untuk kasus gun tunnel dimana gas dikompresi sampai mencapai temperatur 610 K – dengan gas uji udara.

Dengan menggunakan metode pendekatan yang dilakukan di atas, ditemukan bahwa rata-rata RMS fluktuasi temperatur sebesar 15.3. Prediksi nilai RMS untuk kasus gun tunnel diketahui sangat jauh berbeda dengan hasil eksperimen sebelumnya yang diukur pada garis tengah nosel gun tunnel sebesar 2.3 K. Perbedaan yang terjadi antara hasil simulasi dan pengukuran fluktuasi temperatur pada gun tunnel kemungkinan disebabkan oleh variasi spasial dalam fluktuasi-fluktuasi temperatur.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] I.E. Beckwith, C.G. Miller III. "Aerothermodynamics and transition in high-speed wind tunnels at NASA Langley", Annu RevFluid Mech, Vol 22, 1990, pp. 419–39.
- [2] S. P. Schneider, "Effects of High Speed Tunnel Noise on Laminar-Turbulent Transition", Journal of Spacecraft and Rockets, Volume 38, No. 3, May-June 2001, pp. 323-333.
- [3] L. S. G. Kovaszny, Turbulence in Supersonic flow, J Aeronaut Sci, Volume 20, Number 10, pp. 657-674, October 1953.
- [4] Laufer, "Factors affecting transition Reynolds numbers on models in supersonic wind tunnels". J Aeronaut Sci, vol 21, 1954, pp. 497–498.
- [5] M.V. Morkovin "On supersonic wind tunnels with low free stream disturbances", J Appl Mech, Vol 26, 1959, pp.319–323.
- [6] J. Laufer, "Aerodynamic Noise in Supersonic Wind Tunnels", Journal of The Aerospace Sciences, 1961.
- [7] D.R. Buttsworth and T V Jones, "High bandwidth stagnation temperatur measurements in a Mach 6 gun tunnel flow", Experimental Thermal and Fluid Science, vol. 27, 2003, pp. 177–186.
- [8] Y. Abe et al, "Surface heat-flux fluctuations in a turbulent channel flow up to $Re_{\tau} = 1020$ with $Pr = 0.025$ and 0.71 ", International Journal of Heat and Fluid Flow 25, 2004, pp. 404-419.
- [9] L. R. Saad, M. O. Rouiss, G. Lauriat, "Direct numerical simulation of turbulent heat transfer in pipe flows: effect of Prandtl number", Int. J. Heat Fluid Flow 28 (5), 2007, pp. 847–861.
- [10] C.S. Subramanian, and R.A. Antonia, "Effect of Reynolds number on a slightly heated turbulent boundary layer", Int. J. Heat Mass Transfer 24 (11), 1981, pp. 1833–1846.
- [11] A. F. Mills, "Heat and Mass Transfer", Richard D. Irwin, 1995

