

DESAIN SUPERSONIC NOZZLE MENGGUNAKAN METODE KARAKTERISTIK DAN ANALISIS TERHADAP VARIASI STATIC BACK PRESSURE

DESIGN OF SUPERSONIC NOZZLE USING METHOD OF CHARACTERISTICS AND ANALYSIS OF BACK STATIC PRESSURE VARIATION

Adhika Pristiansyah¹, Mochammad Agoes Moelyadi²

¹ Program Studi Aeronotika & Astronotika, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, ITB

² Kelompok Keahlian Fisika Terbang, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, ITB

adhika_pristiansyah@students.itb.ac.id

Abstrak

Berkembangnya wahana terbang berkecepatan tinggi di Indonesia sudah selayaknya diikuti dengan sarana penelitian dan pengembangan yang memadai. Salah satunya dengan pengembangan terowongan angin supersonik untuk melakukan uji coba pada model wahana terbang. Salah satu bagian penting dari terowongan angin adalah *nozzle*. *Nozzle* perlu didesain dengan baik supaya tidak terjadi gelombang kejut di dalamnya. Pada makalah ini, digunakan metode karakteristik 2 dimensi untuk menentukan panjang *nozzle* minimum. Metode ini menghasilkan keluaran berupa koordinat titik yang merepresentasikan kontur dari dinding *nozzle* sesuai desain bilangan Mach di bagian seksi uji. Selanjutnya kontur tersebut dibuat dalam model 2D untuk dilakukan simulasi menggunakan *computational fluid dynamic* (CFD). Pada simulasi dilakukan variasi *static back pressure* pada kondisi *on-design* dan *off-design*. Variasi digunakan untuk mengetahui seberapa dekat hasil simulasi bilangan Mach di bagian seksi uji terhadap kondisi bilangan Mach desain. Secara keseluruhan diperoleh bahwa bilangan Mach hasil simulasi yang memiliki *error* di bawah 2%. Sehingga metode karakteristik 2D dapat digunakan untuk membuat kontur *nozzle*.

Kata kunci : metode karakteristik 2D, terowongan angin supersonik, CFD, *static back pressure*, panjang *nozzle* minimum

Abstract

Supersonic aircraft developments in Indonesia should be followed by adequate research and development tools. One of the examples is supersonic wind tunnel development for testing the aircraft models. One of the important parts of this is the nozzle. Nozzle should be well-designed in order to create a shock-free flow inside it. In this paper, 2D method of characteristics is used to determine the minimum length of nozzle. Output of this method is point coordinates that represented the contour of nozzle's Wall appropriate to its design Mach number in the test section. Then, thus contour is modeled into 2D model in order to run the simulation using CFD. Back pressure is varied in the simulation for on-design and off-design conditions. This variation purposes is to understand the difference between Mach number results from the simulation to its design Mach number. The results show that the errors from the simulation are less than 2%. Therefore, 2D method of characteristics can be used to design nozzle's contour.

Keywords: 2D method of characteristics, supersonic wind tunnel, CFD, static back pressure, minimum length of nozzle

1. PENDAHULUAN

Pengembangan wahana terbang berkecepatan supersonik di Indonesia akhir-akhir ini mendapat angin segar. Sebagai contoh adalah kerja sama antara pemerintah Indonesia dengan pemerintah Korea Selatan terkait pengembangan pesawat tempur KFX-IFX yang mampu menembus kecepatan supersonik. Salah satu cara untuk mengetahui performa wahana terbang adalah dengan melakukan uji model di dalam *wind tunnel*. Di Indonesia, ketersediaan *wind tunnel* yang menunjang uji dengan

kecepatan supersonik masih terbatas. Oleh karena itu, pengembangan *wind tunnel* menjadi cukup sentral untuk meningkatkan kemandirian bangsa dalam segi teknologi kedirgantaraan.

Bagian penting yang menentukan besarnya bilangan Mach di bagian seksi uji adalah *nozzle*. *Nozzle* terdiri dari dua bagian, yakni bagian konvergen dan divergen. Untuk bagian konvergen, aliran subsonik dipercepat sampai kecepatan sonik di bagian *throat*. Kemudian aliran sonik ini dipercepat di bagian divergen *nozzle* untuk mencapai kecepatan supersonik tertentu. Kontur pada bagian *nozzle* konvergen cukup didesain dengan menggunakan relasi aliran isentropik. Hal yang menjadi penting adalah untuk mendesain bagian divergen. Karena pada bagian ini kemungkinan terjadinya fenomena *shockwave* cukup besar.

Salah satu fenomena *shockwave* yang terjadi pada bagian divergen *nozzle* adalah dengan munculnya *normal shockwave*. Gelombang kejut ini akan berpengaruh pada performa *wind tunnel* karena akan mengurangi kecepatan pada bagian seksi uji. Sehingga bilangan Mach yang dicapai pada bagian ini menjadi lebih rendah dari yang dirancang.

Salah satu strategi perancangan *nozzle* supaya *shockfree* adalah dengan menentukan *minimum length nozzle*, dengan keuntungan menghemat ruang. Metode-metode yang biasa digunakan adalah: metode karakteristik untuk aliran irrotasional 2 dimensi, metode karakteristik untuk aliran irrotasional dengan aksisimetri, dan metode karakteristik 3 dimensi[1][2]. Metode karakteristik untuk aliran irrotasional 2 dimensi merupakan metode paling sederhana dengan menggunakan asumsi aliran 2 dimensi, isentropik, dan *shockfree*. Metode karakteristik untuk aliran irrotasional dengan aksisimetri merupakan metode yang sedikit berbeda dengan metode 2D. Salah satu perbedaannya terletak pada persamaan kompatibilitas yang digunakan pada metode ini yang berbentuk persamaan diferensial, bukan persamaan aljabar seperti pada metode 2D. Sedangkan metode karakteristik 3 dimensi merupakan metode paling kompleks.

Metode karakteristik untuk aliran irrotasional 2 dimensi dipilih untuk digunakan pada makalah ini. Salah satu pertimbangannya adalah proses perhitungan yang paling sederhana dibandingkan metode lainnya. Makalah kali ini bertujuan untuk memvalidasi bilangan Mach pada bagian seksi uji dari hasil simulasi terhadap desain Mach *number*, baik *on-design* maupun *off-design* dari kontur *nozzle* yang diperoleh menggunakan metode karakteristik 2 dimensi. Dengan demikian dapat diketahui seberapa akurat desain *nozzle* menggunakan metode karakteristik 2D.

2. METODOLOGI

Untuk melakukan simulasi, ditentukan terlebih dahulu kondisi *on-design* terowongan angin[3]. Kondisi *on-design* seperti ditampilkan dalam Tabel 1.

Tabel 1. Spesifikasi kondisi *on-design*

Mach <i>number</i> di <i>test section</i>	2
P_{statik} di <i>test section</i>	127800 Pa
P_{total}	1000000 Pa
T_{total}	300 K
A_{throat}	0.15 m ²
γ	1.4
R	287 J/kg.K

Untuk mendesain kontur dari *nozzle* digunakan metode karakteristik 2 dimensi. Keuntungan dari metode ini adalah perhitungan yang tidak terlalu rumit dan mudah diterapkan. Namun, kekurangan dari metode ini adalah dengan asumsi 2 dimensi maka mengakibatkan bentuk *nozzle* tersebut kurang representatif. Karena pada kenyataannya *nozzle* berbentuk 3 dimensi.

Langkah pertama adalah menentukan koordinat dari kontur *nozzle* menggunakan metode karakteristik 2 dimensi[5]. Persamaan yang digunakan adalah

$$\theta_{w,max,M1} = \frac{vM1}{2} \quad (1)$$

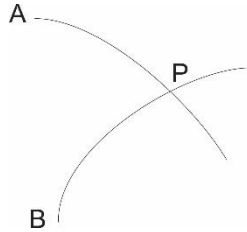
$$\theta = \frac{1}{2}(K_- + K_+) \quad (2)$$

$$\mu = \frac{1}{2}(K_- - K_+) \quad (3)$$

$$v(M) = \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)^{\frac{1}{2}} \tan^{-1} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M^2 - 1)\right)^{\frac{1}{2}} - \tan^{-1}(M^2 - 1)^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

Di mana $\theta_{w,max,M1}$, v_{M1} , θ , μ , K_- , K_+ , v , M , dan γ berturut-turut adalah sudut ekspansi maksimum, fungsi Prandtl-Meyer pada kondisi desain, sudut ekspansi, sudut Mach, *left-running characteristic*, *right-running characteristic*, fungsi Prandtl-Meyer, bilangan Mach, dan rasio spesifik panas.

Sedangkan untuk mendapatkan koordinat titik-titik kontur *nozzle* digunakan persamaan berdasarkan Gambar 1 berikut [4]



Gambar 1. Perpotongan garis karakteristik

$$m_1 = \tan \left(\frac{(\theta - \mu)_A + (\theta - \mu)_P}{2} \right) \quad (5)$$

$$m_{11} = \tan \left(\frac{(\theta + \mu)_B + (\theta + \mu)_P}{2} \right) \quad (6)$$

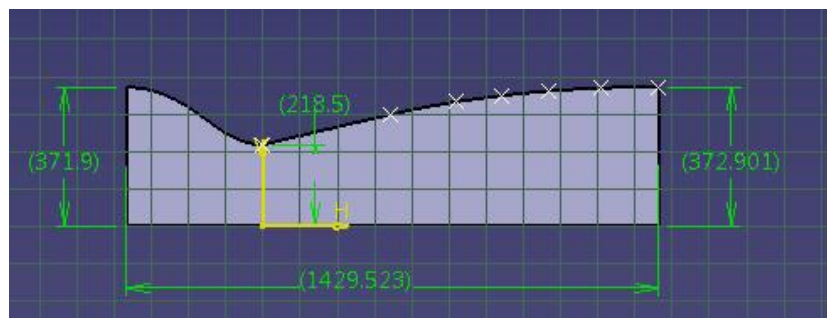
$$y_p = y_A + m_1(x_p - x_A) \quad (7)$$

$$x_p = \frac{y_1 - y_B + m_{11}x_B - m_1x_A}{m_{11} - m_1} \quad (8)$$

Di mana m_1 , m_{11} , y_p , y_A , y_B , x_p , x_A , dan x_B berturut-turut adalah *slope* dari K_- , *slope* dari K_+ , posisi vertikal titik perpotongan garis karakteristik relatif terhadap *throat center*, posisi vertikal titik A relatif terhadap *throat center*, posisi vertikal titik B relatif terhadap *throat center*, posisi horizontal titik perpotongan garis karakteristik relatif terhadap *throat center*, posisi horizontal titik A relatif terhadap *throat center*, dan posisi horizontal titik B relatif terhadap *throat center*.

Parameter yang mempengaruhi tingkat keakuratan hasil kontur *nozzle* menggunakan metode karakteristik 2 dimensi (2D) adalah jumlah dari titik-titik yang merepresentasikan *Wall* dari *nozzle*. Titik-titik ini berhubungan dengan jumlah gelombang ekspansi. Kontur akan menjadi lebih halus apabila titik-titik pada dinding *nozzle* ini semakin banyak. Sehingga bilangan Mach di bagian seksi uji akan semakin mendekati nilai pada desain.

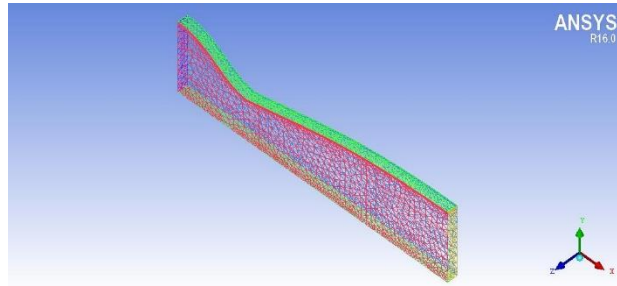
Pada makalah ini dilakukan pendekatan menggunakan 7 gelombang ekspansi. Oleh karena itu akan diperoleh 7 titik ditambah satu titik awal sebagai pusat dari gelombang ekspansi. Sedangkan untuk koordinat bagian konvergen *nozzle* dibuat sedemikian rupa sehingga tidak terjadi separasi aliran maupun kavitasi, karena aliran di bagian ini masih subsonik sehingga metode karakteristik tidak dapat diterapkan. Koordinat *throat* yang diperoleh dari Tabel 1 ditentukan berada pada koordinat (0,218.5). Koordinat titik-titik tersebut kemudian diimpor untuk mendapatkan kontur 2 dimensi. Hasil dari kontur dalam satuan *mm* seperti diperlihatkan pada Gambar 2[4][10].



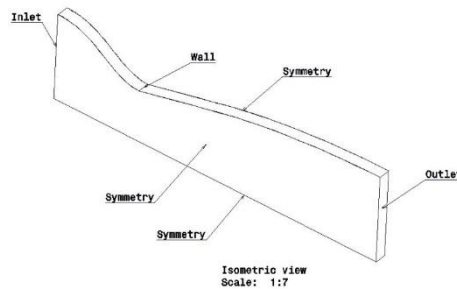
Gambar 2. Kontur *nozzle* 2 dimensi

Langkah selanjutnya adalah melakukan *Meshing* pada model 2 dimensi tersebut. *Meshing* yang digunakan berjenis *unstructured Mesh*. Metode ini dipilih karena lebih aplikatif untuk digunakan pada

bentuk-bentuk yang sedikit kompleks. Jumlah elemen yang digunakan adalah sebanyak 32743 elemen. Diterapkan pula inflasi untuk daerah dekat dinding dengan tebal 12 mm yang terdiri dari 12 lapisan, serta bertipe eksponensial. Berikut gambar *Meshing* dan penamaan kondisi batas.



Gambar 3. Mesh pada nozzle 2-dimensi



Gambar 4. Penamaan kondisi batas nozzle

Untuk mendapatkan parameter kondisi batas seperti hubungan tekanan statik dengan Mach number, hubungan luas area, digunakan persamaan aliran isentropik berikut [6][7]

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (9)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (10)$$

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1}\right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (11)$$

$$V = M \sqrt{\gamma RT} \quad (12)$$

Dimana P_0 , P , T_0 , T , A , A^* , V , dan R berturut-turut adalah tekanan total, tekanan statik, temperatur total, temperatur statik, luas area, luas area throat, kecepatan, dan konstanta gas.

Kondisi batas yang digunakan terdiri dari *inlet*, *outlet*, *symmetry*, dan *Wall*. Pengaturan *default* domain menggunakan *air ideal gas*, *reference pressure* 0 atm, dan model fluida dipilih *total energy* karena mensimulasikan aliran supersonik. *Wall* dipilih sebagai *free slip Wall* karena diasumsikan aliran non viskos. Untuk *inlet* kondisi batas diberikan pada Tabel 2 berikut.

Tabel 2. Kondisi batas inlet

No	Parameter	
1	Flow regime Option	Mixed
2	Rel. Static Pressure	910705.34 Pa
3	Normal Speed	126.07 m/s
4	Turbulence	Medium (Intensity = 5%)
5	Total Temperature	300 K

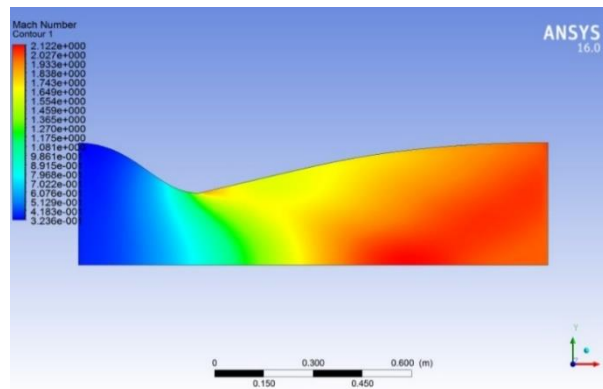
Untuk kondisi *outlet* dipilih *flow regime option subsonic*, kemudian *static pressure* dibuat bervariasi dengan variasi 127800 Pa untuk kondisi *on-design*, dan 174000 Pa, 93500 Pa untuk kondisi *off-design*.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

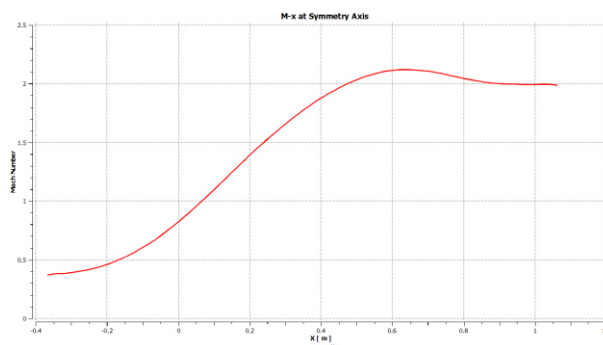
Hasil yang diperoleh dari simulasi *nozzle* ini adalah plot bilangan Mach sepanjang sumbu simetri *nozzle*, dan kontur bilangan Mach pada bidang 2 dimensi. Diperlihatkan bahwa terdapat garis-garis yang menunjukkan gelombang ekspansi di bagian divergen *nozzle*. Hal ini sesuai dengan dasar teori yang digunakan dalam penentuan kontur *nozzle*, yaitu berdasarkan garis-garis gelombang ekspansi. Di bagian throat terdapat garis *sonic*, dimana pada garis ini bilangan Mach bernilai 1.

Kondisi *on-design* adalah kondisi untuk bilangan Mach 2 di bagian seksi uji. Sedangkan kondisi *off design* diperoleh dengan memvariasikan bilangan Mach sebesar 0.2 di atas dan di bawah kondisi *on-design*. Kondisi *off-design* diperoleh dengan mengubah *static back pressure* yang bersesuaian dengan bilangan Mach *off-design*. *Static back pressure* diperoleh menggunakan persamaan aliran isentropik. Dimana *static back pressure* adalah tekanan statik pada seksi uji.

Pada kondisi *on-design* garis-garis ekspansi tepat berakhir di bagian *outlet nozzle* seperti ditunjukkan pada Gambar 5. Distribusi bilangan Mach sepanjang sumbu simetri memperlihatkan bahwa bilangan Mach naik mulai dari *Inlet* sampai menuju *sonic* di *throat*, kemudian meningkat menuju 2 di *outlet*. Namun terdapat kenaikan bilangan Mach di lokasi setelah keluar gelombang ekspansi terakhir. Bilangan Mach disini lebih besar dari 2. Namun berangsur-angsur turun menuju 2. Hal ini dipengaruhi karena udara memiliki kelembaman. Berdasarkan hasil olah data diperoleh bilangan Mach di bagian *outlet* sebesar 1.9867.

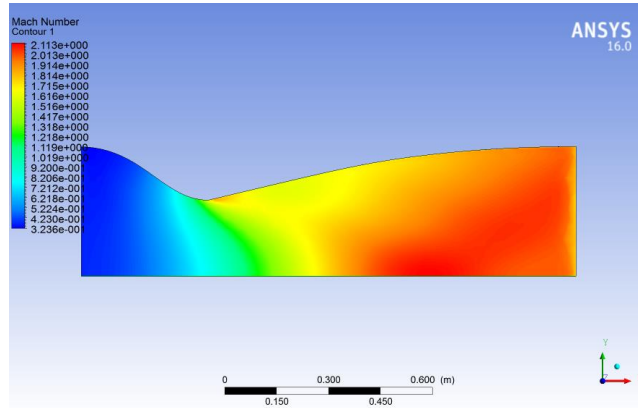


Gambar 5. Plot Mach number pada kondisi *on-design*

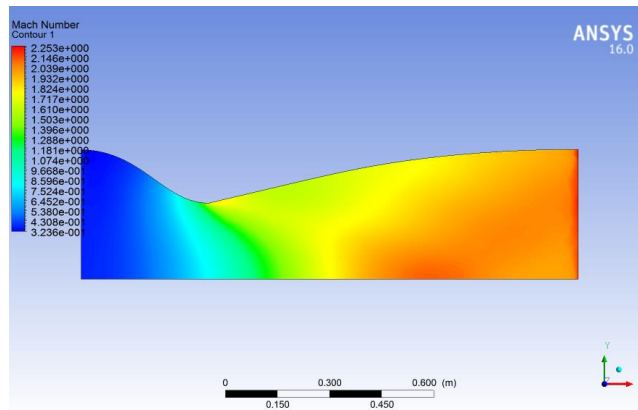


Gambar 6. Distribusi bilangan Mach sepanjang sumbu simetri

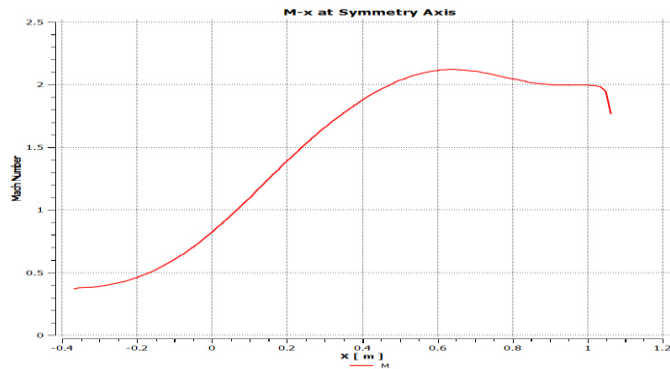
Untuk kondisi *off design* terlihat garis-garis ekspansi tidak tepat menemui bagian *lip* dari *outlet*. Hal ini berlaku untuk kedua kondisi *off-design*, seperti ditunjukkan pada Gambar 7 dan Gambar 8. Pada distribusi bilangan Mach sepanjang sumbu simetri, secara keseluruhan mirip dengan distribusi pada kondisi *on-design*. Namun terdapat perbedaan di bagian dekat *outlet*. Di bagian ini nilai bilangan Mach naik secara signifikan menuju Mach 2.2 untuk *back static pressure* sebesar 93500 Pa dan turun signifikan menuju 1.8 untuk *back static pressure* sebesar 174000 Pa. Dimana kedua nilai tersebut adalah kondisi *off-design* yang telah ditentukan sebelumnya. Dari hasil olah data diperoleh bilangan Mach di bagian *outlet* masing-masing sebesar 2.1752 dan 1.7679.



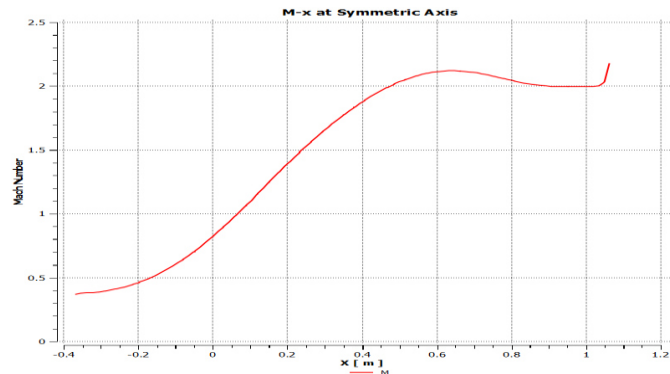
Gambar 7. Plot Mach number pada kondisi *off-design* M=1.8



Gambar 8. Plot Mach number pada kondisi *off-design* M=2.2



Gambar 9. Distribusi bilangan Mach sepanjang sumbu simetri M=1.8



Gambar 10. Distribusi bilangan Mach sepanjang sumbu simetri M=2.2

Dari hasil simulasi dapat diketahui bahwa bilangan Mach yang diperoleh pada bagian *outlet* tidak tepat sesuai dengan kondisi yang ditentukan. Namun hasil yang diperoleh sudah berharga cukup dekat. Untuk mengetahui seberapa dekat hasil simulasi dengan bilangan Mach sebenarnya, ditampilkan *error* dalam Tabel 3 [8][9].

Tabel 3. Error Mach number hasil simulasi terhadap nilai sebenarnya

M_{analitik}	M_{simulasi}	ϵ (%)
2	1.98675895	0.662052
1.8	1.76794803	1.780665
2.2	2.17525959	1.124564

Error terjadi karena beberapa hal. Faktor utama adalah pemilihan jumlah gelombang ekspansi pada perhitungan menggunakan metode karakteristik 2D. Pada perhitungan kali ini, jumlah gelombang ekspansi yang diambil sebanyak 7 buah, yang berarti akan menghasilkan jumlah titik-titik pada *Wall nozzle* sebanyak 8 buah. Jumlah titik-titik ini masih menghasilkan kontur *nozzle* yang kurang halus. Karena jarak antar-titik yang diperoleh relatif cukup besar. Jarak yang cukup besar ini mengakibatkan kontur yang dibentuk menjadi kurang tepat.

Selain itu, pada perhitungan tekanan statik menggunakan persamaan (9) dilakukan pembulatan ke puluhan terdekat, sehingga hal ini juga mempengaruhi hasil simulasi. Karena terjadi *error* akibat pembulatan tersebut yang berpengaruh ke perhitungan berikutnya, atau disebut *propagating error*.

4. KESIMPULAN

Desain *nozzle* menggunakan metode karakteristik 2D memberikan hasil yang dapat merepresentasikan kontur *nozzle* secara keseluruhan pada bagian konvergen. Namun dengan pengambilan jumlah gelombang ekspansi sebanyak 7 buah (terdapat 8 titik pada kontur) maka kontur yang dibentuk dari titik-titik tersebut masih terdapat *error*. Kemudian simulasi *nozzle* dari *wind tunnel* menggunakan CFD memberikan hasil yang cukup dekat dengan nilai sebenarnya. Baik itu pada kondisi *on-design* maupun kondisi *off-design* (yakni diperoleh dengan mengubah-ubah harga *static back pressure*). Dikatakan demikian karena *error* yang diperoleh pada hasil simulasi untuk bilangan Mach 2, 1.8, dan 2.2 berturut-turut adalah 0.662052%, 1.780665% dan 1.124564%. Oleh karena itu, bentuk kontur yang diperoleh dari metode karakteristik 2 dimensi bisa merepresentasikan kontur *nozzle* sesungguhnya.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih penulis ucapkan kepada Bapak Mochammad Agoes Moelyadi sebagai dosen pengampu mata kuliah Aerodinamika II di program studi Aeronotika & Astronotika yang telah memberikan ilmunya sehingga tulisan ini bisa terselesaikan. Juga ucapan terima kasih penulis ucapkan bagi teman-teman satu kelompok tugas besar Aerodinamika II atas segala kerja samanya. Tidak lupa terima kasih penulis tujukan kepada kedua orang tua beserta saudara yang selalu memberikan dukungan terbaiknya. Serta terimakasih ditujukan kepada semua pihak yang telah memberikan tanggapan dan saran terhadap penulisan makalah ini.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Anderson, John D., (1990), *Modern Compressible Flow With Historical Perspective 2nd ed.*, McGraw Hill, New York

- [2] Anderson, John D., (1995), *Computational Fluid Dynamics*, Mc-Graw Hill, New York
- [3] Kuethe, Arnold M., (1976), *Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design, 3rd ed.*, John Wiley & Sons, New York
- [4] Khan, Md Akhtar dkk., (2013), *Design of a Supersonic Nozzle Using Method of Characteristics*, International Journal of Engineering Research and Technology: 2278-0181
- [5] Ali, Md. Hasan dkk., (2012), *Numerical Solution for the Design of Minimum Length Supersonic Nozzle*, ARPN journal of Engineering and Applied Sciences, :1819-6608
- [6] Zucker, Robert D. (2002), *Fundamentals of Gas Dynamics 2nd ed.*, John Wiley & Sons, USA
- [7] Liepmann, H.W., (2001), *Elements of Gasdynamics*, Donver Publications, USA
- [8] Kiusalaas, Jan, (2005), *Numerical Methods in Engineering with MATLAB*, Cambridge University Press, UK
- [9] Chapra, Steven G., (2010), *Numerical Methods for Engineers 6th ed.*, Mc-Graw Hill, New York
- [10] McCabe, A., (1967), *Design of a Supersonic Nozzle*, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, London

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 1

DATA UMUM

Nama Lengkap : Adhika Pristiansyah
Tempat & Tgl. Lahir : Banyuwangi, 26 Mei 1996
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Institut Teknologi Bandung
NIP. / NIM. : 13614002



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMAN 1 Genteng Tahun: 2011
STRATA 1 (S.1) : Institut Teknologi Bandung Tahun: 2014-

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jl. Ganeca no. 10, Bandung
Email : adhika_pristiansyah@students.itb.ac.id