

Pengaruh Bilangan Reynold Pada Optimasi Airfoil Dengan Metode Panel Dan Algoritma Genetika

Ismoyo Haryanto*, Khoiri Rozi, Joga Dharma Setiawan

Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Jalan Prof. H. Soedarto, SH. Tembalang, Semarang

*E-mail: ismoyoharyanto@lecturer.undip.ac.id

Abstract

Research has been conducted on the impact of Reynolds number on airfoil optimization. In the current work, the flow was assumed to be inviscid and incompressible for the panel technique of aerodynamic analysis, and the Genetic Algorithm (GA) was used for optimization. In the meantime, the airfoil geometry is generated by the Joukowski transformation. This study used the viscous-inviscid interaction approach to investigate the effect of viscosity. The following stage involves optimization to produce an airfoil geometry with the biggest maximum C_L/C_D using the circle's coordinates as a design variable across a range of Reynolds numbers. The optimization results demonstrate that the Reynolds number has a significant impact on the optimum conditions.

Keywords: aerodynamics, airfoil, genetic algorithms, viscous-inviscid interaction, panel methods

Abstrak

Pengaruh bilangan Reynold pada optimasi airfoil telah dikaji. Pada penelitian ini analisis aerodinamika airfoil dilakukan menggunakan metode panel sedangkan optimasi dilakukan dengan Algoritma Genetika (GA). Sedangkan sebagai pembangkit geometri airfoil digunakan transformasi Joukowski. Dengan transformasi ini geometri airfoil dapat diperoleh dengan mentransformasikan bentuk lingkaran dengan koordinat titik pusat tertentu. Adapun analisis karakteristik aerodinamiknya dilakukan dengan menggunakan metode panel dimana aliran dianggap bersifat tak viskos (inviscid) dan tak mampat (incompressible). Pada penelitian ini efek viskositas dikaji dengan menerapkan metode interaksi viskos-tak viskos. Untuk keperluan tersebut analisis lapisan batas (boundary layer) dilakukan untuk mendapatkan tebal perpindahan (displacement thickness). Informasi tebal perpindahan ini selanjutnya digunakan untuk update geometri airfoil. Langkah berikutnya adalah optimasi guna mendapatkan geometri airfoil yang mempunyai rasio gaya angkat terhadap gaya hambat maksimum terbesar dengan koordinat titik pusat lingkaran sebagai variabel perancangan. Sebagai pengoptimasi (optimizer) dipilih GA karena algoritma ini mampu memberikan solusi optimum global. Pada penelitian ini optimasi dilakukan untuk beberapa harga bilangan Reynold. Dari hasil yang diperoleh menunjukkan bahwa analisis karakteristik aerodinamika menggunakan metode panel dengan melibatkan interaksi viskos-tak viskos memberikan hasil yang cukup akurat terhadap hasil eksperimen. Sedangkan hasil optimasi menunjukkan bahwa kondisi optimum sangat dipengaruhi oleh bilangan Reynold. Sekalipun secara umum hasil optimasi yang diperoleh cukup baik akan tetapi memerlukan validasi dan variasi lebih lanjut.

Kata kunci: aerodinamika, airfoil, algoritma genetika, interaksi viskos-tak viskos, metode panel

1. PENDAHULUAN

Airfoil merupakan profil penampang yang banyak diaplikasikan pada wahana transportasi (seperti pada sayap pesawat udara) maupun pembangkit energi (sebagai penampang sudu turbin). Baik untuk kegunaan wahana transportasi maupun pembangkit energi airfoil dirancang sedemikian hingga mampu menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang maksimal dan pada saat yang bersamaan menghasilkan gaya hambat (*drag*) seminimal mungkin. Dari pertimbangan aerodinamika, profil airfoil yang diinginkan adalah yang memiliki rasio gaya angkat terhadap gaya hambat (C_L/C_D) maksimum paling besar.

Guna mendapatkan profil airfoil yang memiliki rasio gaya angkat terhadap gaya hambat (C_L/C_D) maksimum paling besar seperti yang telah disebutkan di atas maka metoda analisis untuk menentukan karakteristik aerodinamika yang akurat memegang peranan yang sangat penting. Salah satu metoda yang cukup populer dan akurat untuk keperluan tersebut adalah dengan CFD (*Computational Fluid Dynamics*). Dengan metoda ini analisis medan aliran dilakukan dengan menggunakan pendekatan numerik yang diterapkan pada sejumlah titik dalam bidang komputasional. Dengan pendekatan ini maka persamaan aliran yang berupa persamaan diferensial dengan teknik-teknik khusus ditransformasikan menjadi persamaan aljabar linier. Langkah terpenting dalam analisis dengan CFD adalah diskritisasi medan aliran atau dikenal dengan istilah *meshing* dimana medan aliran dibagi menjadi sejumlah elemen grid.

Selanjutnya analisis dilakukan pada titik-titik nodal di setiap elemen grid dengan mendasarkan pada kondisi batas dan kondisi awal yang ada. Untuk setiap perubahan geometri dan konfigurasi bisa jadi dibutuhkan meshing yang berbeda pula (Sayma, 2009).

Pada kenyataannya harga C_L/C_D maksimum merupakan karakteristik airfoil, sehingga jika geometri airfoil berubah maka harga rasio tersebut berubah pula. Oleh karena itu dengan memanfaatkan metoda optimasi numerik dan dengan menjadikan geometri airfoil sebagai variabel optimasi maka kondisi harga maksimum C_L/C_D dapat diperoleh secara otomatis. Sebagai variabel optimasi dalam hal ini bisa dipilih ketebalan dan camber airfoil. Akan tetapi harga C_L/C_D juga sangat dipengaruhi oleh bilangan Reynold. Oleh karena itu hasil optimasi yang diperoleh hanya berlaku untuk bilangan Reynold tertentu.

Dalam setiap prosedur optimasi selalu memerlukan proses iterasi. Salah satu metoda perancangan airfoil yang dikembangkan untuk mengatasi masalah tersebut adalah dengan memanfaatkan komputasi cerdas yang dikombinasikan dengan CFD. Dengan metoda ini mula-mula sejumlah geometri airfoil dibangkitkan dan untuk setiap profil airfoil ditentukan karakteristik aerodinamikanya menggunakan CFD. Berdasarkan hasil tersebut disusunlah basis data yang mengkorelasikan antara profil airfoil dengan karakteristik aerodinamikanya. Basis data tersebut selanjutnya digunakan untuk melatih ANN (*Artificial Neural Network*) dengan arsitektur tertentu dimana parameter geometri sebagai masukan dan C_L serta C_D untuk berbagai kondisi sebagai keluaran (Haryanto, dkk., 2009) (Haryanto, dkk., 2013). Metoda ini sekalipun berfungsi dengan cukup baik namun untuk memperoleh hasil agar metoda ini berlaku secara umum untuk berbagai profil airfoil dan berbagai kondisi aliran membutuhkan basis data yang amat banyak. Sehingga pada penerapannya metoda ini sangat terbatas.

Sebuah upaya pragmatis telah dilakukan untuk mendapatkan jalan pintas guna penentuan karakteristik aerodinamika airfoil, yaitu dengan melakukan pendekatan numerik berupa pendekatan regresi polinomial dengan variabel jamak untuk merelasikan parameter airfoil dan karakteristik aerodinamikanya dimana data-data yang digunakan didasarkan pada hasil eksperimen. Dengan pendekatan ini C_L dan C_D dari suatu airfoil pada suatu harga bilangan Reynolds dan sudut serang tertentu dapat ditentukan tanpa melalui simulasi CFD (Primayuda, 2011) (Kharis, 2011). Sekalipun pendekatan ini memberikan hasil yang cukup baik, akan tetapi karena keterbatasan data-data hasil eksperimen maka pendekatan inipun juga menjadi sangat terbatas. Dengan adanya keterbatasan-keterbatasan tersebut maka perlu dikembangkan metoda alternatif guna perancangan airfoil.

Pada penelitian ini akan diterapkan metoda panel guna analisis aerodinamika. Metoda ini dipilih karena tidak memerlukan meshing pada medan alirannya. Selanjutnya metoda tersebut digabung dengan algoritma genetika (GA) guna untuk mendapatkan profil airfoil yang memberikan (C_L/C_D) maksimum paling besar. Akan tetapi harga C_L/C_D juga sangat dipengaruhi oleh bilangan Reynold (Abbot, 1949). Oleh karena itu penelitian ini juga bertujuan untuk mengkaji pengaruh bilangan Reynold terhadap kondisi optimum airfoil dengan menerapkan pendekatan interaksi viskos-tak viskos.

2. METODOLOGI PENELITIAN

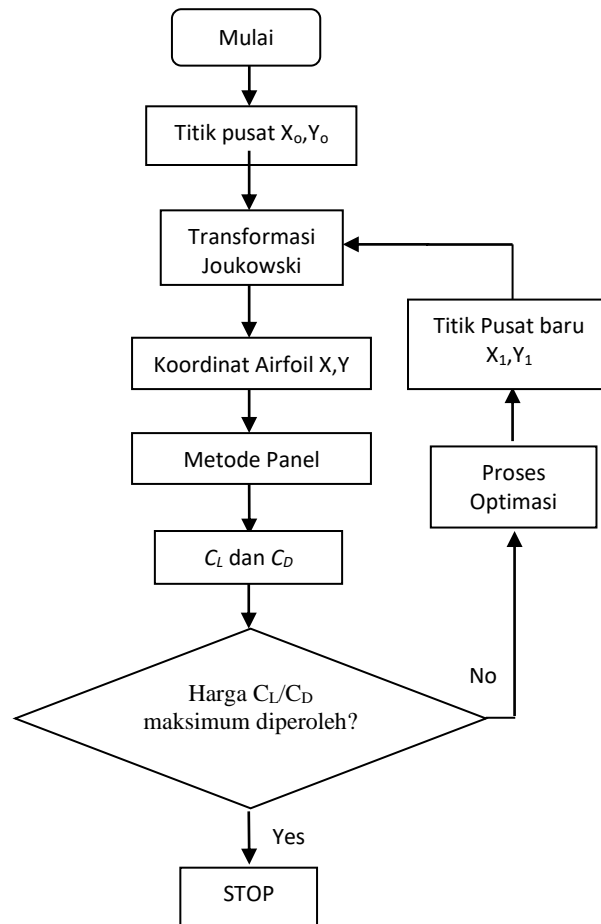
Penelitian ini dimaksudkan untuk menentukan geometri airfoil yang memberikan C_L/C_D maksimum paling maksimum. Dalam penelitian ini, penentuan profil airfoil optimum dilakukan melalui tiga tahap. Tahap pertama adalah pembangkitan geometri airfoil menggunakan metode pemetaan konformal (*conformal mapping*). Pemetaan dilakukan untuk mentransformasikan sebuah bangun lingkaran melalui transformasi Joukowski, sehingga diperoleh bentuk airfoil. Bentuk airfoil yang berbeda dapat diperoleh hanya dengan mengubah titik pusat lingkaran. Selanjutnya, setiap airfoil yang diperoleh dianalisis menggunakan metoda panel pada bilangan Reynold tertentu untuk menentukan karakteristik aerodinamikanya yang direpresentasikan dengan variasi C_L dan C_D terhadap sudut serang. Pada penelitian ini metoda panel yang diterapkan dimaksudkan untuk menentukan kecepatan tangensial di permukaan airfoil untuk kondisi aliran tak viskos. Adapaun efek viskositasnya dianalisis dengan menggunakan pendekatan metoda interaksi viskos – tak viskos. Tahap berikutnya adalah proses optimasi. Pada proses ini sebagai fungsi obyektif adalah C_L/C_D maksimum sedangkan variabel perancangannya adalah titik pusat lingkaran pada transformasi Joukowski. Secara skematis metodologi dalam penelitian ini ditunjukkan oleh diagram alir pada Gambar 1.

3. TRANSFORMASI JOUKOWSKI

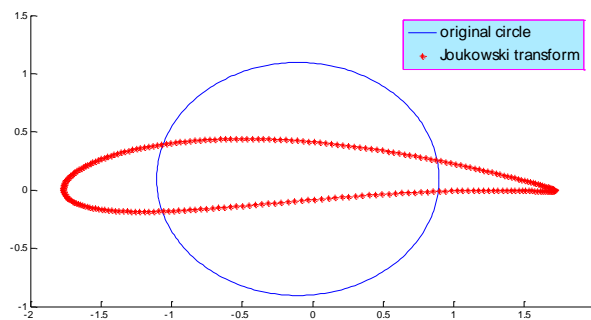
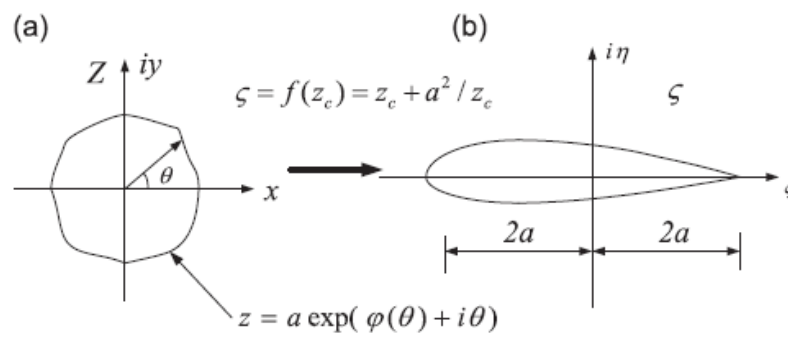
Dengan transformasi Joukowski, bentuk airfoil dapat diperoleh dengan mentransformasikan lingkaran dengan titik pusat tertentu (Kreyszig, 2011). Kondisi ini diilustrasikan pada Gambar 2. Dalam variable kompleks persamaan lingkaran dinyatakan dengan

$$z = be^{i\theta} \tag{1}$$

Dimana b menyatakan radius lingkaran dan θ adalah sudut satu lingkaran penuh ($0 - 2\pi$). Sedangkan bentuk transformasi Joukowski diberikan dengan persamaan



Gambar 1 Diagram alir penelitian



Gambar 2 Transformasi Joukowski

$$W(z) = z + \frac{\lambda^2}{z} \tag{2}$$

dan

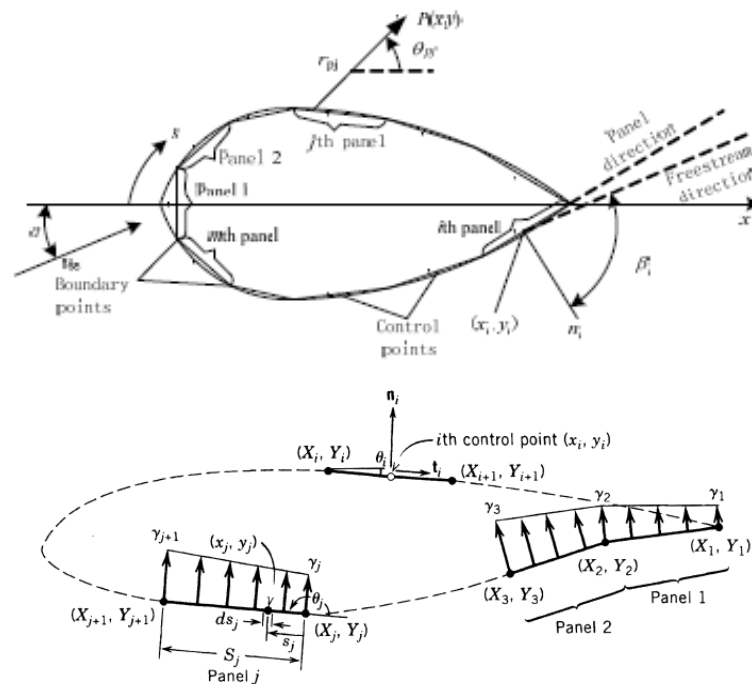
$$\lambda = b - |s| \tag{3}$$

Pada Pers. (2) dan (3) di atas W menyatakan fungsi transformasi Joukowski dalam bidang kompleks, λ adalah parameter transformasi yang menentukan bentuk hasil transformasi dan s adalah koordinat titik pusat lingkaran yang baru. Setelah geometri airfoil diperoleh melalui transformasi Joukowski ini kemudian karakteristik aerodinamiknya yang dimanifestasikan dalam distribusi C_L dan C_D ditentukan dengan menggunakan metode panel.

4. METODE PANEL

Pada aliran tak viskos, tak rotasional dan tak termampatkan (*incompressible*), prediksi karakteristik aerodinamik dari kebanyakan bentuk aerfoil dapat ditentukan secara relatif akurat dengan menggunakan metode panel dua dimensi. Sekalipun metode panel utama ditujukan guna analisis aliran tak viskos namun demikian dengan menerapkan teori lapisan batas satu dimensi sederhana, solusi tak viskos ini dapat diperbaiki. Hal ini memungkinkan estimasi koefisien gaya angkat dan koefisien gaya tahan dapat diprediksi lebih baik lagi.

Dengan menerapkan metode panel guna analisis aerodinamika airfoil, mula-mula permukaan airfoil dibagi menjadi sejumlah panel dan pada setiap panel diterapkan model aliran singularitas. Kondisi ini ditunjukkan pada Gambar 3 dimana aliran singularitas yang digunakan adalah vorteks. Diasumsikan bahwa vorteks yang diterapkan di setiap panel mempunyai kekuatan yang bersifat linier.



Gambar 3 Penerapan panel vorteks linier di permukaan airfoil (Kuethe & Chow, 1988)

Jika dianggap airfoil dibagi menjadi sejumlah m panel dan berada pada aliran seragam V_∞ dengan sudut serang α , maka potensial kecepatan pada titik atur/control point ke- i (x_i, y_i) dinyatakan dengan persamaan

$$\phi(x_i, y_i) = V_\infty (X_i \cos \alpha + Y_i \sin \alpha) - \sum_{j=1}^m \int \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \tan^{-1} \left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right) ds_j \tag{4}$$

Dimana

$$\gamma(s_j) \approx \gamma_j + (\gamma_{j+1} - \gamma_j) \frac{s_j}{S_j} \tag{5}$$

Pada Pers. (4) dan (5) seperti yang telah didefinisikan pada Gambar 3 bahwa (x_j, y_j) adalah koordinat panel ke- j dengan panjang S_j dan berjarak s_j diukur dari ujung depan panel. Integrasi dilakukan sepanjang keseluruhan panel dari (x_j, y_j) ke (x_{j+1}, y_{j+1}) .

Selanjutnya kondisi batas menyatakan bahwa tidak ada kecepatan menembus bidang permukaan airfoil pada titik atur ke- i diterapkan, sehingga

$$\frac{\partial}{\partial n_i} \phi(x_i, y_i) = 0; \quad i = 1, 2, \dots, m \tag{6}$$

Untuk menjamin kelancaran aliran pada *trailing edge*, kondisi Kutta diaplikasikan, yaitu

$$\gamma'_1 + \gamma'_{m+1} = 0 \tag{7}$$

dengan $\gamma' = \frac{\gamma}{2\pi V_\infty}$. Pers. (4)-(7) dapat dituliskan dalam bentuk yang lebih kompak sebagai

$$\sum_{j=1}^{m+1} A_{nij} \gamma'_j = RHS_i; \quad i=1,2,\dots,m+1 \tag{8}$$

Dengan menyatakan ruas kanan yang dinyatakan dengan dan A_{nij} disebut koefisien pengaruh kecepatan normal (Kuethe & Chow, 1988).

Pers. (8) adalah persamaan aljabar linier simultan yang dapat diselesaikan dengan metode numerik standar untuk menentukan γ' di setiap titik atur panel. Setelah seluruh kekuatan vorteks γ' diperoleh selanjutnya distribusi kecepatan tangensial di setiap titik atur V dapat dihitung dengan menggunakan Pers. (9) berikut

$$V_i = \cos(\theta_i - \alpha) + \sum_{j=1}^m A_{t1ij} \gamma'_j; \quad i=1,2,\dots,m \tag{9}$$

Dimana A_{t1} adalah koefisien pengaruh kecepatan tangensial (Kuethe & Chow, 1988). Adapun koefisien tekanan pada titik atur ke- i dapat ditentukan dengan menggunakan Pers (10).

$$C_{pi} = 1 - V_i^2 \tag{10}$$

Lebih rinci metode panel ini diuraikan pada Kuethe & Chow (1988) dan Katz & Plotkin (2001).

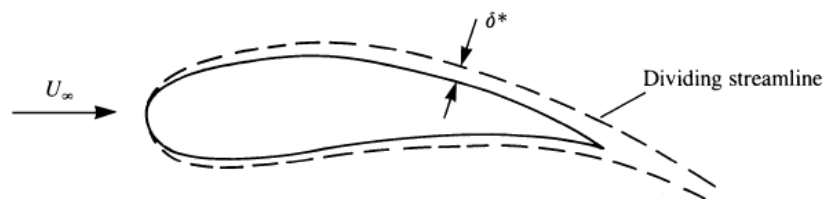
5. INTERAKSI VISKOS-TAK VISKOS

Solusi yang diperoleh dari metode panel adalah kondisi dimana aliran dianggap tak viskos. Dengan anggapan ini maka kondisi batas yang digunakan hanya seperti yang dinyatakan pada Pers. (6). Akan tetapi untuk kondisi aliran dimana sudut serang cukup tinggi solusi yang diperoleh dengan pendekatan di atas sudah tidak akurat lagi. Untuk memperbaiki hasil yang diperoleh maka dalam penelitian ini diterapkan metode interaksi viskos- tak viskos.

Pada penelitian ini metoda langsung interaksi viskos-tak viskos diterapkan. Dengan metode ini mula-mula analisis aliran tak viskos dilakukan untuk mendapatkan distribusi kecepatan tangensial pada airfoil, V . Hasil tersebut selanjutnya digunakan untuk melakukan analisis lapisan batas guna menentukan tebal perpindahan yang diformulasikan dengan Pers. (11) berikut

$$\delta^* = \int_1^\infty \left(1 - \frac{V}{V_\infty}\right) dy \tag{11}$$

dan koefisien gaya hambat akibat friksi (C_f). Tebal perpindahan ini kemudian digunakan untuk memodifikasi geometri airfoil seperti ditunjukkan pada Gambar 4. Dengan geometri yang sudah dimodifikasi ini selanjutnya dengan menggunakan metode panel dilakukan analisis aliran tak viskos untuk menghitung kembali distribusi kecepatan tangensial pada permukaan airfoil. Prosedur tersebut terus dilakukan secara iteratif hingga diperoleh solusi yang konvergen.



Gambar 4. Ilustrasi interaksi viskos-tak viskos

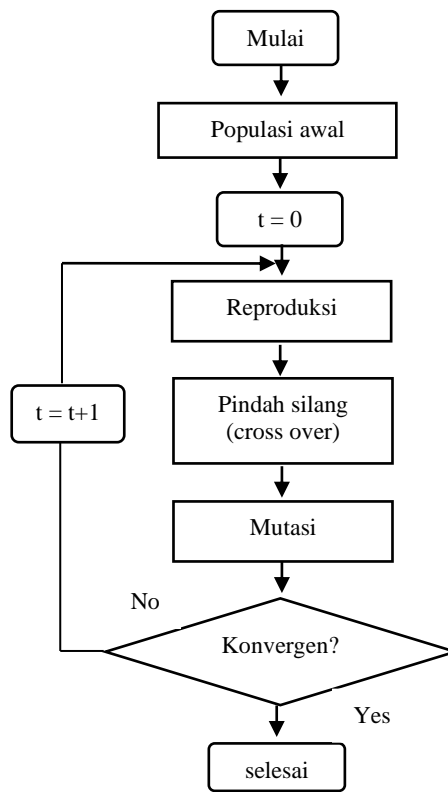
6. ALGORITMA GENETIKA

Pada penelitian ini Algoritma Genetika (GA) dipilih sebagai pengoptimasi. Pemilihan ini karena GA mampu memberikan solusi optimum global. GA sesungguhnya merupakan teknik pencarian secara random untuk menemukan penyelesaian dalam masalah optimasi yang menerapkan metode genetik sebagai model dalam penyelesaian masalah seperti: mutasi, seleksi dan pindah silang (*crossover*). Secara umum diagram alir GA ditunjukkan pada Gambar 5.

Secara garis besar struktur dasar dari GA adalah sebagai berikut (Rao, 2009):

1. Membentuk suatu populasi individual secara acak yang terdiri dari n kromosom dengan panjang tertentu.
2. Mengevaluasi *fitness* (fungsi yang akan dioptimalkan) dari setiap kromosom pada populasi.
3. Membentuk populasi baru dengan melakukan pengulangan dari langkah sebelumnya hingga didapatkan populasi baru yang lengkap.
4. Mengganti generasi yang lama dengan populasi yang baru.

5. Apabila kondisi penghentian telah dipenuhi, berhenti, dan individu-individu dalam populasi terakhir merupakan solusi terbaik yang didapat. Jika kondisi penghentian tidak didapat, kembali ke langkah 2.



(a)
Gambar 5 Diagram alir GA

7. HASIL DAN DISKUSI

Sebagai validasi telah dilakukan analisis aerodinamika airfoil NACA 2412 pada bilangan Reynold $Re = 3100000, 5700000$ dan 8900000 . Hasil-hasil yang diperoleh ditunjukkan pada Gambar 6 sampai dengan Gambar 8. Dari seluruh hasil yang diperoleh tampak bahwa koefisien gaya angkat C_L airfoil NACA 2412 pada bilangan-bilangan Reynold tersebut yang diberikan oleh metode panel dengan model aliran tak viskos memberikan kesesuaian yang baik dengan hasil yang diperoleh dari eksperimen pada daerah di bawah sudut stall. Akan tetapi untuk sudut serang yang cukup tinggi (mendekati stall) pemodelan tak viskos sudah tidak dapat dipakai lagi. Di sisi lain, metoda panel dengan melibatkan interaksi viskos - tak viskos memberikan kesesuaian yang baik dengan hasil eksperimen di hampir semua kondisi sudut serang. Begitu juga untuk relasi $C_D - C_L$, hasil yang diperoleh dari metoda panel dengan interaksi viskos - tak viskos memberikan hasil yang lebih mendekati hasil eksperimen dibanding dengan pendekatan tak viskos.

Selanjutnya masalah optimasi pada penelitian ini diformulasikan sebagai berikut

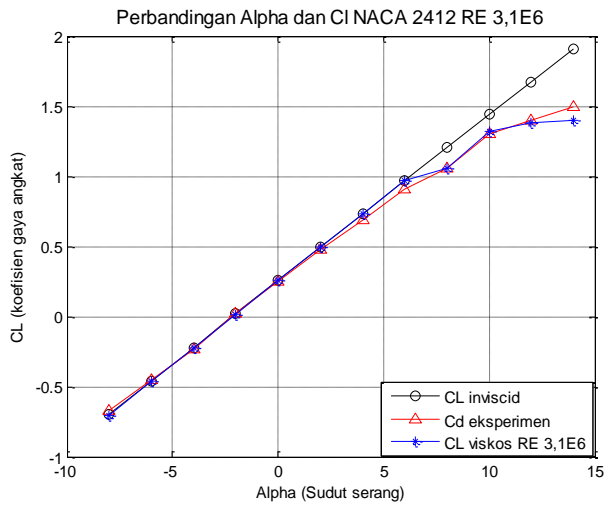
$$\min f(x) = \min - \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{max} \quad (12)$$

dengan batasan

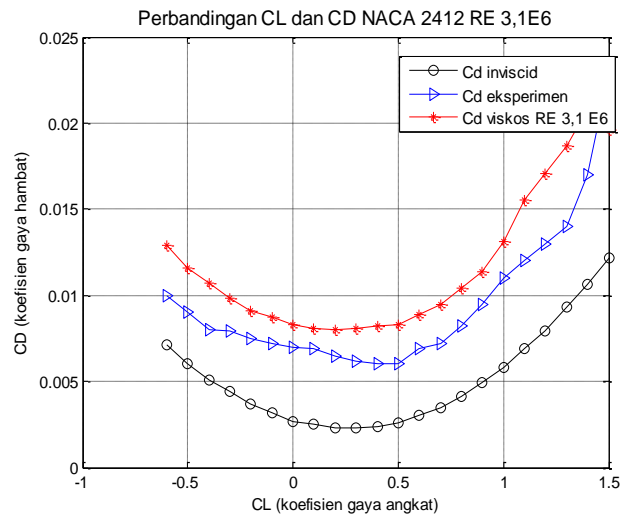
$$\begin{aligned} 0 &\leq x_1 \leq 25 \\ 0 &\leq x_2 \leq 3 \end{aligned} \quad (13)$$

Batasan pada Pers. (13) dimaksudkan agar ada jaminan geometri yang diperoleh dari transformasi Joukowski berbentuk airfoil dan berada di kwadran 2. Kondisi keberadaan seluruh koordinat airfoil berada di kwadran 2 ini diperlukan karena hal tersebut merupakan batasan pembacaan data geometri airfoil dari program panel yang disusun.

Optimasi dilakukan dengan menggunakan GA dengan parameter-parameter ditunjukkan pada Tabel 1. Pada optimasi ini dipilih untuk aliran tak viskos dan aliran dengan bilangan Reynold $Re = 100.000, 500.000$ dan $1.000.000$ Gambar 9 sampai dengan Gambar 12 menunjukkan hasil optimasi dan kondisi optimum yang diperoleh. Adapun tebal dan camber airfoil optimum yang diperoleh ditunjukkan pada Tabel 2.

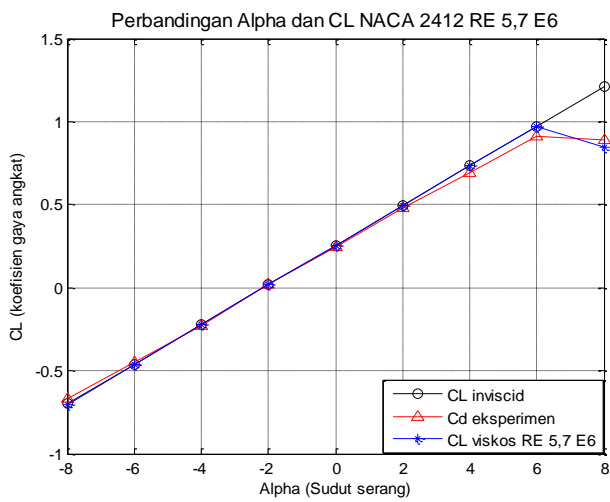


(a)

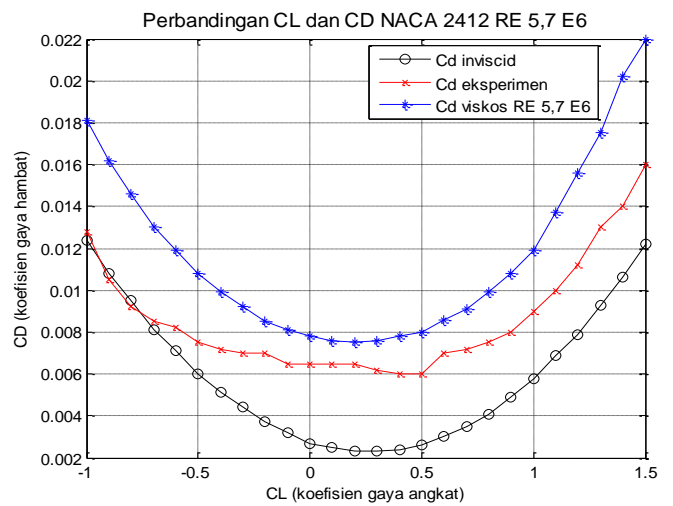


(b)

Gambar 6 (a) $C_L - \alpha$ dan (b) $C_D - C_L$ airfoil NACA 2412 dengan $Re= 3.1 \times 10^6$

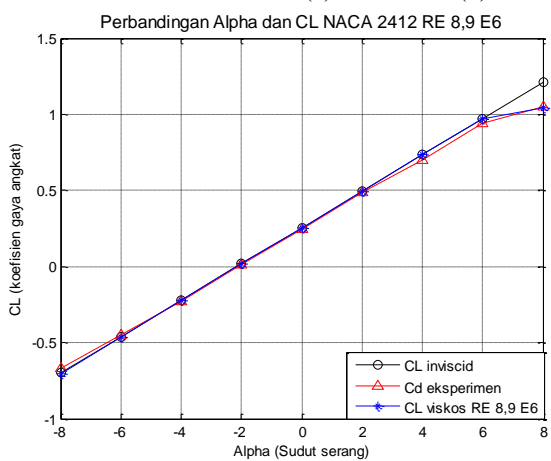


(a)

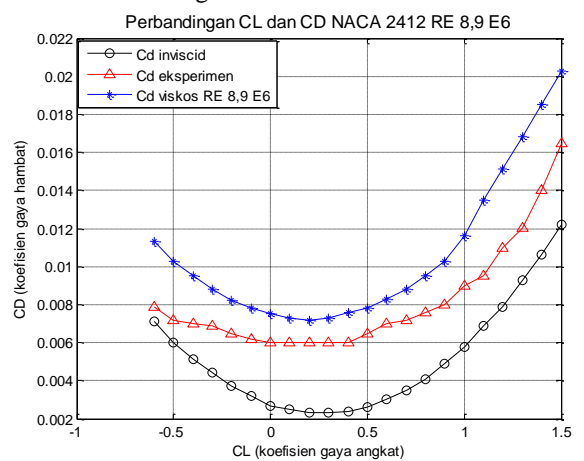


(b)

Gambar 7 (a) $C_L - \alpha$ dan (b) $C_D - C_L$ airfoil NACA 2412 dengan $Re= 5.7 \times 10^6$.



(a)

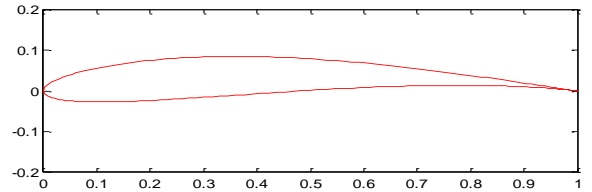
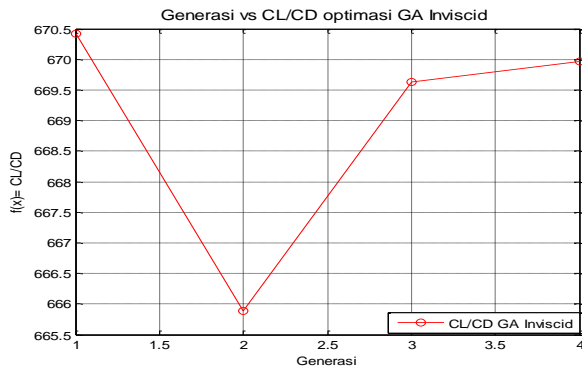


(b)

Gambar 8 (a) $C_L - \alpha$ dan (b) $C_D - C_L$ airfoil NACA 2412 dengan $Re= 8.9 \times 10^6$

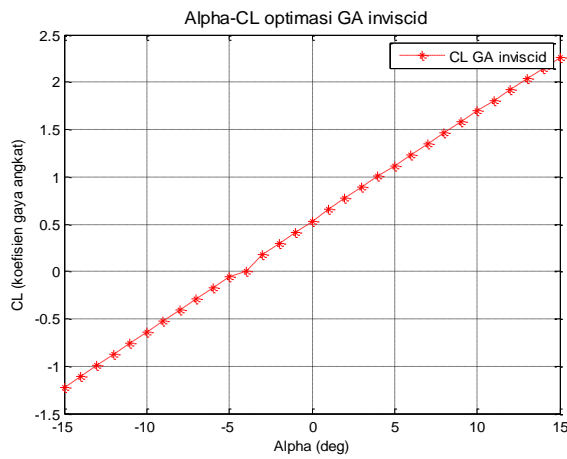
Tabel 1 Parameter GA

Parameter	Function or Value
Population type	Double vector
Population size	20
Generation	100
Selection	Stochastic uniform
Crossover	Scattered
Fitness scaling	Rank

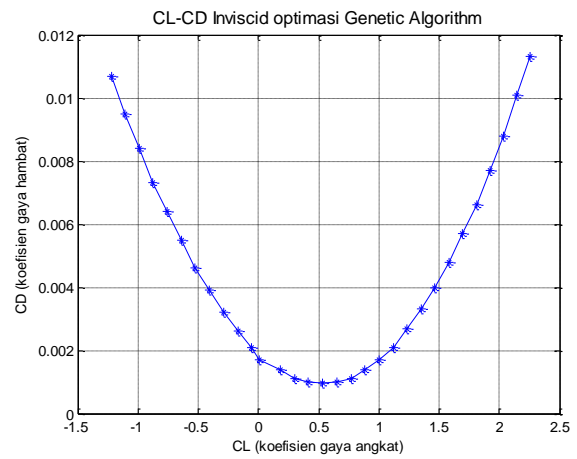


(a)

(b)

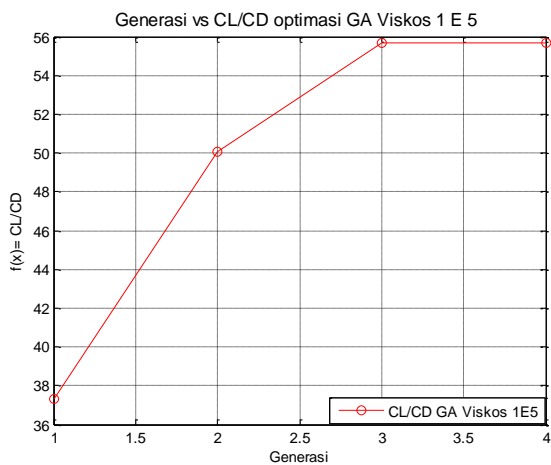


(c)

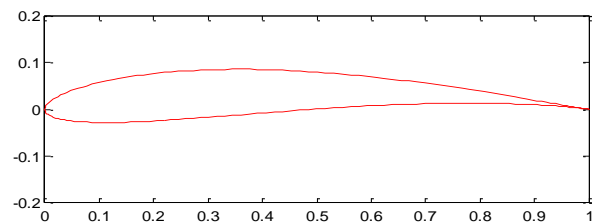


(d)

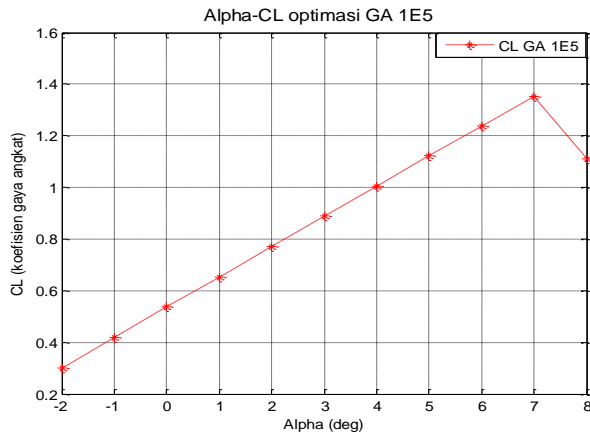
Gambar 9 Hasil optimasi dengan GA untuk model aliran tak viskos.



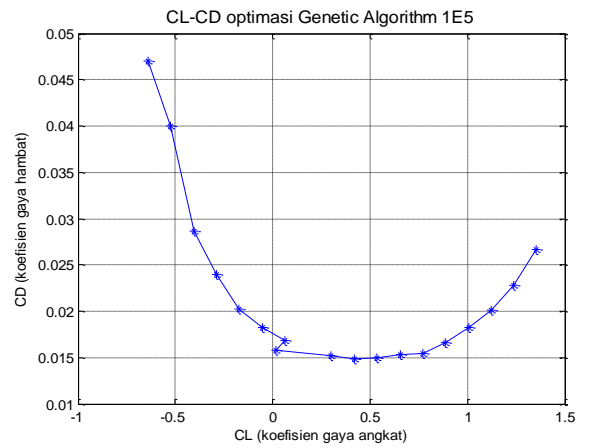
(a)



(b)

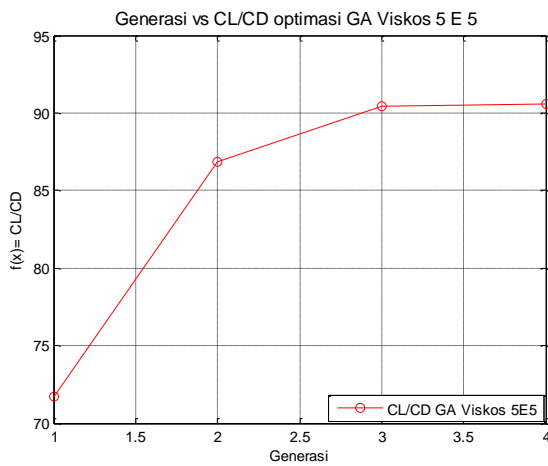


(c)

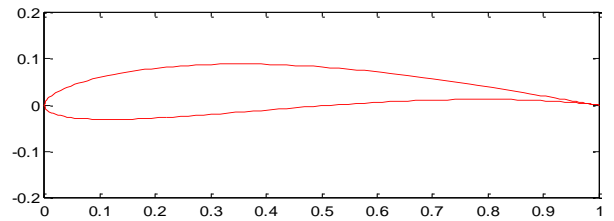


(d)

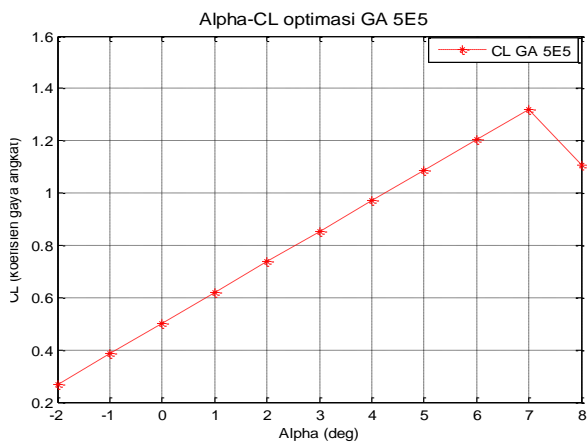
Gambar 10 Hasil optimasi dengan GA dan $Re = 1 \times 10^5$



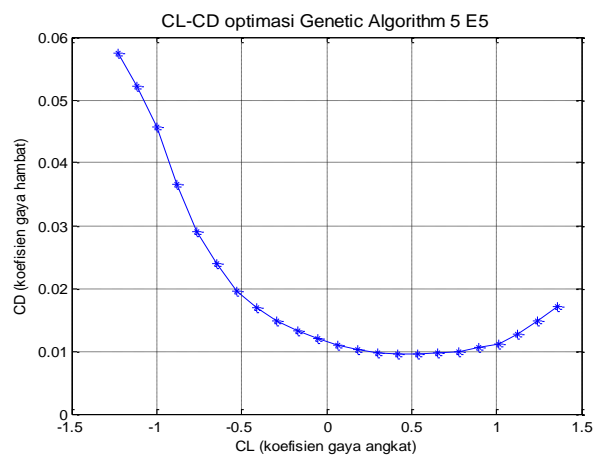
(a)



(b)

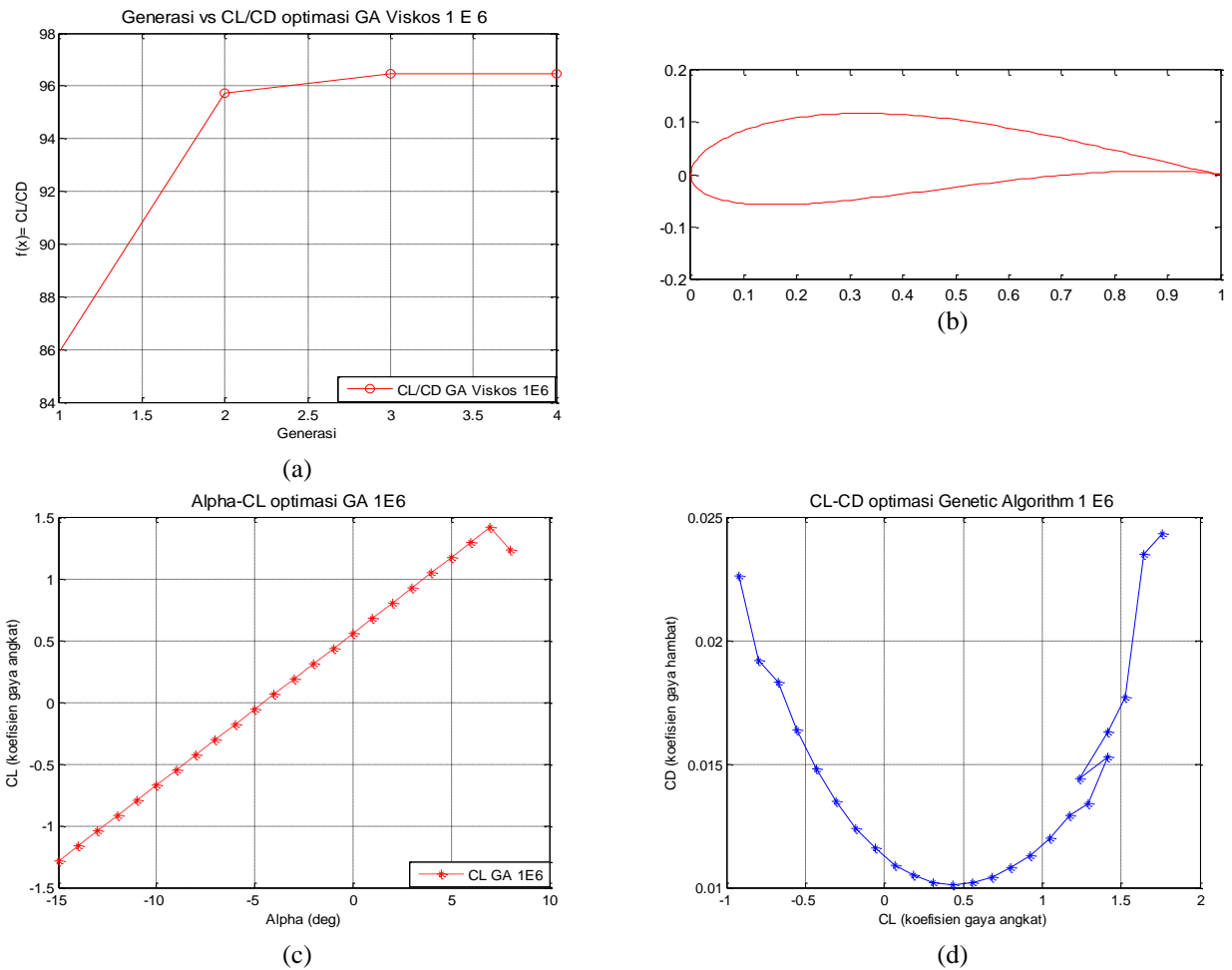


(c)



(d)

Gambar 11 Hasil optimasi dengan GA dan $Re = 5 \times 10^5$.



Gambar 12 Hasil optimasi dengan GA dan $Re = 1 \times 10^6$

Tabel 2. Hasil Optimasi

Inviscid/Viscous	$\left(\frac{C_L}{C_D}\right) maks$	$[Thickness, Camber]_{max}$
Inviscid	669.9664	[10.027 3.991]
$Re = 1 \times 10^5$	55.7017	[10.263 3.995]
$Re = 5 \times 10^5$	90.5587	[10.876 3.995]
$Re = 1 \times 10^6$	96.4580	[16.667 3.998]

Maximum thickness dan maximum camber dalam % *c*.

Pada Tabel 2 menunjukkan hasil dari optimasi yang dilakukan dengan output nilai C_L/C_D yang paling maksimum serta tebal dan camber airfoil maksimum. Dari Tabel 2 tampak jika bilangan Reynold memiliki pengaruh dalam penentuan nilai C_L/C_D yang paling maksimum. Semakin besar bilangan Reynold maka nilai C_L/C_D yang paling maksimum juga mengalami kenaikan. Pada tabel tersebut juga ditunjukkan jika seiring dengan bertambahnya bilangan Reynold maka harga thickness dan camber maksimum juga akan mengalami kenaikan. Berdasarkan teori diketahui jika ada hubungan antara pengaruh ketebalan terhadap koefisien gaya angkat maksimum C_{Lmax} . Nilai C_{Lmax} akan meningkat seiring dengan bertambahnya nilai rasio tebal terhadap camber t/c sampai pada tingkat ketebalan 13-15% , pada $t/c > 15\%$ C_{Lmax} nilainya akan mulai menurun, sementara pengaruh t/c pada koefisien gaya hambat adalah C_{dmin} akan mengalami peningkatan dengan semakin bertambahnya nilai t/c . Dari Gambar 10 – 12 juga dapat dilihat pengaruh camber pada karakteristik airfoil, yaitu dengan makin meningkatnya camber maka akan semakin tinggi pula sudut serang zero lift-nya.

8. KESIMPULAN

Sebuah prosedur perancangan airfoil guna mendapatkan profil airfoil yang memiliki C_L/C_D maksimum telah disusun. Pada prosedur ini metode panel dengan model aliran tak viskos diterapkan guna analisis karakteristik aerodinamika. Dengan metode tersebut airfoil dibagi menjadi sejumlah panel dan pada setiap panel diletakkan model aliran singular vorteks dengan kekuatan linier. Dalam penelitian ini interaksi viskos – tak viskos dilibatkan untuk

mengkaji efek viskositasnya. Sebagai pembangkit geometri diterapkan transformasi Joukowski yang memetakan bentuk lingkaran dengan titik pusat tertentu menjadi bentuk airfoil. Guna mendapatkan C_L/C_D maksimum prosedur optimasi diterapkan dengan menerapkan koordinat titik pusat lingkaran sebagai variabel perancangan dan C_L/C_D sebagai fungsi obyektif. Adapun sebagai pengoptimum (*optimizer*) dipilih algoritma genetika.

Dari hasil yang diperoleh menunjukkan bahwa metoda panel yang dikembangkan memberikan hasil yang cukup valid guna meramalkan karakteristik aerodinamika airfoil 2D untuk berbagai sudut serang dan bilangan Reynold. Prosedur perancangan yang dibangun juga menunjukkan kemampuan dalam mendapatkan geometri airfoil dengan C_L/C_D maksimum pada bilangan Reynold tertentu. Meskipun demikian perlu dilakukan validasi lebih lanjut dan optimasi dengan bilangan Reynold yang lebih bervariasi. Di samping itu karena keterbatasan transformasi Joukowski dalam membangkitkan geometri airfoil maka perlu dicari metode alternatif guna pembangkitan geometri yang lebih umum lagi.

Nomenklatur

A_n	koefisien pengaruh kecepatan normal (-)
A_{t1}	koefisien pengaruh kecepatan tangensial (-)
c	anjang chord (m)
C_D	koefisien gaya hambat (-)
C_f	koefisien friksi (-)
C_L	koefisien gaya angkat (-)
C_p	koefisien tekanan (-)
Re	bilangan Reynold (-)
V_i	kecepatan tangensial (ms^{-1})
V_∞	Kecepatan aliran tak terganggu (ms^{-1})
W	fungsi transformasi Joukowski
z	koordinat kompleks (m)

Greek letters

α	sudut serang (deg.)
δ^*	tebal perpindahan (m)
γ	kekuatan vorteks per satuan panjang (ms^{-1})

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Abbot, I.R., Doenhoff, A.E., Theory of wing section, Dover Publication, Inc., New York (1949).
- [2] Anderson, John D., Fundamentals Of Aerodynamics, Mc-Graw-Hill, New York (2001).
- [3] Arora, Jasbir S., "Introduction to optimum design", Elsevier Inc., UK. (2004)
- [4] Haryanto, I., Suryo Utomo, M.S.K.T., Labib, M.N., Pengembangan perancangan airfoil sudu turbin angin kecepatan rendah berbasis komputasi cerdas, Rotasi, Vol. 11, No. 4, Oktober 2009.
- [5] Haryanto, I., Suryo Utomo, M.S.K.T., Sinaga, N., Rosalia, C. A., Pratama, A., Optimization of maximum lift to drag ratio on airfoil design based on artificial neural network utilizing genetic algorithm, ICOME 2013, Lombok, 12 – 14 September (2013).
- [6] Haryanto, I., Rosalia, C.A., Yohana, E., Pengembangan Metode Perancangan Airfoil Dengan Metode Panel Dan Algoritma Genetika, Paper No. 209, Proceeding Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin XII (SNTTM XII) Universitas Lampung, Bandar Lampung, 23-24 Oktober 2013.
- [7] Katz, J., Plotkin, A., Low-speed aerodynamics, 2nd ed., Cambridge University Press (2001).
- [8] Kreyszig, E., Advanced engineering mathematics, 10th ed., John Wiley & Sons, Inc. (2011).
- [9] Kuethe, A.M., Chow, C.Y., Foundation of Aerodynamics, 5th ed., John Wiley & Sons, Inc. (1998).
- [10] Moran, J., "An introduction to theoretical and computational aerodynamics", Dover Publication Inc. (1984).
- [11] Rao, S.S., Engineering optimization: theory and practice, 5th ed., John Wiley & Sons, Inc. (2009).
- [12] Sayma, A., Computational Fluid Dynamics, Abdunaser Syma & Ventus Publishing ApS., Downloaded from www.bookboon.com (2009).