

OPTIMASI AIRFOIL MENGGUNAKAN PARTICLE SWARM DENGAN PARAMETERISASI CST (CLASS SHAPE TRANSFORMATION)

Eva Hertnacahyani Herraprantanti
Fakultas Teknik, Program Studi Teknik Mesin
Sekolah Tinggi Teknologi Ronggolawe Cepu
Email: ev.hertna@gmail.com

ABSTRAK

Airfoil merupakan profil penampang yang diaplikasikan pada sarana transportasi maupun pembangkit energi sebagai penampang sudu turbin. Airfoil yang dirancang diharapkan menghasilkan gaya angkat (*lift*) maksimal namun gaya hambat (*drag*) seminimal mungkin. Tujuan penelitian 1) Validasi aerodinamika metode *panel* dengan Interaksi Viskos-Tak Viskos; 2) Analisis aerodinamika airfoil untuk menentukan koefisien *lift* dan *drag*; 3) Menerapkan metode optimasi *Particle Swarm* untuk mendapatkan geometri airfoil dengan rasio koefisien *lift* dan *drag* maksimum (C_L/C_D maks). Tahap pertama menentukan profil airfoil *Class Shape Transformation* (CST). Airfoil akan dianalisis menggunakan metoda *panel* selanjutnya diterapkan model aliran singularitas *source* dan *doublet*. Solusi yang diperoleh dari metode panel merupakan kondisi aliran yang dianggap tak viskos. Apabila sudut serang cukup tinggi solusi yang diperoleh dengan pendekatan tersebut sudah tidak akurat lagi. Untuk memperbaiki hasil maka diterapkan metode interaksi viskos-tak viskos kuasi simultan. Proses ini diulang sampai konvergensi dan diperoleh koefisien *lift*, dan *drag*. Dengan optimasi *Particle Swarm* didapat profil airfoil dengan koefisien *lift* dan *drag* maksimum. Namun apabila prosedur optimasi belum optimal, akan dilakukan *update geometri*, sampai didapat konvergensi. Kesimpulan penelitian :1) Metode *panel* dengan interaksi viskos tak viskos memberikan hasil yang cukup baik dan akurat, rata-rata kesalahan dibawah 9.5%; 2) Semakin besar bilangan Reynold maka nilai C_L/C_D maksimum akan semakin tinggi; 3) Ketebalan (*thickness*) dan *camber* maksimum cenderung meningkat dengan peningkatan bilangan Reynold; 4) Untuk airfoil CST optimasi dengan *Particle Swarm* memberikan hasil yang baik.

Kata kunci: metode *panel*, interaksi viskos-tak viskos, C_L/C_D , *particle swarm*.

ABSTRACT

Airfoil is a cross-sectional profile that applied to the transport vehicle and energy generation as a cross-section of the turbine blade. Airfoil designed is expected to produce maximum lift, but drag to a minimum. The purpose of this study were 1) Aerodynamics validation of panel method with Viscous-Inviscid Interaction; 2) Analysis the aerodynamic airfoil lift and drag coefficients; 3) Applying Particle Swarm Optimization to get the geometry airfoils that provide lift and drag coefficient ratio maximum (C_L/C_D max). The first phase to determines the airfoil profile using a Class Shape Transformation (CST). Airfoil will be analyzed using the panel method and applied flow model in singularity of source and doublet. The solution from panel method is a condition that is to be viscous flow. If the angle of attack is high enough solution obtained with this approach is no longer accurate. To improve the results is applied a viscous-inviscid interaction method of quasi-simultaneously. This process is repeated until convergence. By using Particle Swarm Optimization will be obtained airfoil profile with a maximum coefficient of lift and drag. However, if the optimization procedure is not optimal, it will be updated geometry, to obtain convergence. Conclusions of research are: 1) The panel methods with Viscous-Inviscid Interaction gives good results and accurate, with an average error below 9.5%; 2) The greater the value of the Reynolds number, value of maximum C_L/C_D will be higher; 3) The maximum thickness and camber tends to increase with an increase in the Reynolds number; 4) Optimization of CST airfoil with Particle Swarm gives best results. This is because the global optimum solution added another iteration to obtain the best of the best solutions.

Keywords: *panel method, viscous-inviscid interaction, C_L/C_D , particle swarm.*

1. PENDAHULUAN

Airfoil merupakan profil penampang yang banyak diaplikasikan pada sarana transportasi (seperti pada sayap pesawat) maupun pembangkit energi yaitu sebagai penampang sudu turbin. Airfoil yang dirancang diharapkan mampu menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang maksimal dan pada saat yang

bersamaan menghasilkan gaya hambat (*drag*) seminimal mungkin. Atau dengan kata lain, profil airfoil yang diinginkan adalah yang memiliki rasio gaya angkat terhadap gaya hambat (C_L/C_D) maksimum paling besar. Untuk mengoptimalkan airfoil, biasanya bentuk airfoil diubah selama proses optimasi sesuai tujuan spesifiknya. Namun, untuk menggunakan semua set koordinat untuk variabel desain hampir tidak mungkin. Untuk mengurangi variabel desain dari tak terhingga (*infinite*) menjadi satu set hingga (*finite*), metode parameterisasi airfoil digunakan untuk mewakili airfoil yang ada atau yang benar-benar baru.

Contoh parameterisasi airfoil yang sudah ada adalah metode parameterisasi fungsi Hicks Henne, Parsec, B-spline, dan yang baru diperkenalkan Kulfan adalah metode parameterisasi CST [1]. Lane dan Marshal [1] membahas tentang metode parameterisasi permukaan untuk optimasi airfoil CST dua dimensi untuk mendapatkan gaya angkat tinggi. Metode parameterisasi *Class Shape Transformation* (CST) yang disajikan oleh Kulfan telah terbukti sangat berguna untuk berbagai aplikasi. Adapun optimasi yang dikembangkan adalah *fmincon* dan *fminuc*. Metode CST sebenarnya terbatas untuk geometri halus dalam aplikasi gabungan permukaan diskontinu seperti gaya angkat aerodinamis tinggi dengan kontrol sirkulasi *slot* dan *flaps*. Metode CST adalah metode parameterisasi yang kuat karena sederhana, *robust*, dan kemampuannya untuk digeneralisasikan ke berbagai kemungkinan bentuk aerodinamis. CST dengan polinomial rendah juga cocok untuk optimasi dan desain awal airfoil [2]. Vu dan Lee [3] mengkaji suatu proses untuk mendapatkan bentuk *rotor blade* sebuah helikopter yang optimal dan bentuk desain airfoil untuk kinerja aerodinamis. Geometri *Class Shape Transformation* (CST) digunakan untuk menghasilkan koordinat airfoil, dengan menganggap bentuk airfoil sebagai desain variabel.

Aplikasi CST untuk optimasi airfoil masih jarang dan memerlukan kajian yang lebih. Penelitian ini mengkaji penerapan CST untuk optimasi menggunakan algoritma *Particle Swarm*. Khurana dan Masey [4] mengkaji aplikasi algoritma *Particle Swarm* untuk optimasi bentuk airfoil. *Particle Swarm* diusulkan untuk pengujian dua varian. Hasilnya dipetakan ke grafik yang menunjukkan bahwa model tersebut adaptif dan cocok untuk aplikasi desain airfoil [5].

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk melakukan studi pendahuluan tentang bagaimana CST berperilaku dalam optimasi menggunakan algoritma *Particle Swarm*. *Particle Swarm* dipilih karena *robust* dan dapat digunakan pada berbagai macam parameterisasi airfoil.

2. METODOLOGI PENELITIAN

Penelitian ini dimaksudkan untuk menentukan geometri airfoil yang memberikan C_L/C_D maksimum untuk bilangan Reynold dan sudut serang (α) tertentu. Dalam penentuan profil airfoil optimum dilakukan melalui tiga tahapan yaitu pembangkitan geometri, metode *panel* dengan interaksi viskos-tak viskos, dan proses optimasi.

2.1 Pembangkitan Geometri

Pembangkitan geometri airfoil menggunakan parameterisasi *Class Shape Function* (CST). CST merupakan metode yang mendefinisikan bentuk dasar airfoil sebagai fungsi kelas dan memodifikasinya menjadi bentuk yang diinginkan. Setiap airfoil halus dapat diwakili oleh persamaan umum CST dua dimensi. Satu-satunya hal yang membedakan metode CST dari airfoil yang lain adalah dua *array* koefisien yang dibangun ke dalam persamaan [6]. Koefisien ini mengontrol kelengkungan permukaan atas dan bawah dari airfoil. Ini memberikan satu set variabel desain yang memungkinkan untuk optimasi aerodinamis. Metode parameterisasi menangkap seluruh ruang desain airfoil halus dan karena itu berguna untuk aplikasi yang membutuhkan airfoil halus. Permukaan atas dan bawah didefinisikan oleh persamaan sebagai berikut:

$$\begin{aligned}\zeta_U(\psi) &= C_{N2}^{N1}(\psi) \cdot S_U(\psi) + \psi \cdot \Delta\zeta_U \\ \zeta_L(\psi) &= C_{N2}^{N1}(\psi) \cdot S_L(\psi) + \psi \cdot \Delta\zeta_L\end{aligned}\quad (1)$$

Dimana

$$\psi = x/c \quad \text{dan} \quad \zeta = z/c$$

Persamaan menggunakan fungsi kelas untuk mendefinisikan profil dasar dan fungsi bentuk untuk menciptakan bentuk tertentu dalam kelas geometri [7]. Fungsi kelas didefinisikan sebagai:

$$C_{N2}^{N1}(\psi) = \psi^{N1} \cdot (-\psi)^{N2} \quad (2)$$

Misalnya fungsi kelas untuk jenis airfoil NACA simetris, $N1 = 0.5$ dan $N2 = 0,05$.

Ini mengklasifikasikan bentuk airfoil dalam kelas geometri, yang merupakan dasar dari representasi airfoil CST. Ini berarti bahwa semua airfoil lainnya diwakili oleh metode CST berasal dari fungsi kelas airfoil [7].

$$\begin{aligned}\zeta_U(\psi) &= C_{1,0}^{0.5}(\psi) \cdot S_U(\psi) + \psi \cdot \Delta \zeta_U \\ \zeta_L(\psi) &= C_{1,0}^{0.5}(\psi) \cdot S_L(\psi) + \psi \cdot \Delta \zeta_L\end{aligned}\quad (3)$$

Fungsi bentuk mendefinisikan bentuk tertentu dalam kelas airfoil. Fungsi bentuk keseluruhan untuk atas dan permukaan bawah adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned}S_U(\psi) &= \sum_{i=0}^{N_U} A_U(i) \cdot S(\psi, i) \\ S_L(\psi) &= \sum_{i=0}^{N_L} A_L(i) \cdot S(\psi, i)\end{aligned}\quad (4)$$

Dimana S adalah fungsi bentuk komponen dan diwakili oleh polinomial Bernstein. N adalah urutan Bernstein polinomial yang digunakan baik untuk permukaan atas atau bawah. Ini juga sama dengan satu kurang dari jumlah koefisien kelengkungan yang digunakan. Fungsi bentuk merupakan komponen skala oleh koefisien kelengkungan yang menentukan bentuk airfoil tertentu [6]. Fungsi bentuk komponen diberikan sebagai berikut:

$$S(\psi, i) = K_i^N \cdot \psi^i \cdot (-\psi)^{N-1} \quad (5)$$

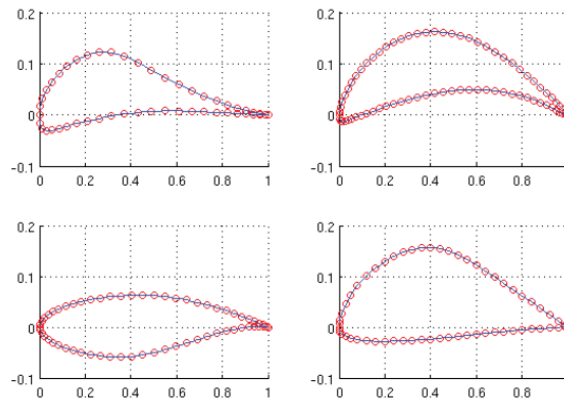
Di mana K adalah koefisien binomial, yang secara langsung berkaitan dengan urutan polinomial Bernstein yang digunakan. Koefisien binomial didefinisikan sebagai:

$$K_i^n = \frac{n!}{i!(n-i)!} \quad (6)$$

Persamaan (6) dapat dikombinasikan untuk membentuk persamaan lengkap untuk mewakili permukaan atas dan bawah dari airfoil CST.

$$\begin{aligned}\zeta_U(\psi) &= \psi^{0.5} \cdot (-\psi)^{1.0} \sum_{i=0}^{N_U} \left[A_U(i) \cdot \frac{N_U!}{i!(N_U-i)!} \cdot \psi^i \cdot (-\psi)^{N_U-i} \right] + \psi \cdot \Delta \zeta_U \\ \zeta_L(\psi) &= \psi^{0.5} \cdot (-\psi)^{1.0} \sum_{i=0}^{N_L} \left[A_L(i) \cdot \frac{N_L!}{i!(N_L-i)!} \cdot \psi^i \cdot (-\psi)^{N_L-i} \right] + \psi \cdot \Delta \zeta_L\end{aligned}\quad (7)$$

Persamaan (7) sepenuhnya menggambarkan setiap airfoil halus dengan koefisien kelengkungan yang benar. Koefisien ini dapat dioptimalkan untuk mewakili airfoil yang diketahui, yang juga dapat berfungsi sebagai titik awal untuk optimasi geometri airfoil. Memiliki airfoil dengan parameterisasi metode CST memberikan persamaan untuk permukaan atas dan bawah. Hal ini memungkinkan titik yang akan ditambahkan di lokasi yang diinginkan untuk memperbaiki bidang-bidang seperti *leading edge* airfoil yang memiliki lengkungan tinggi. Gambar 1 menunjukkan beberapa contoh airfoil yang menampilkan parameterisasi CST [6].



Gambar 1. Parameterisasi Airfoil Menggunakan Optimasi Koefisien Kelengkungan [7]

Lingkaran menunjukkan koordinat airfoil yang tepat dan sesuai dengan garis permukaan airfoil CST yang dihitung menggunakan optimasi koefisien kelengkungan. Koefisien dihitung dengan meminimalkan *root mean squared error* antara koordinat yang tepat dan koordinat CST. Hal ini dilakukan dengan menggunakan optimizer pada MATLAB.

2.2 Metode Panel

Selanjutnya, setiap airfoil yang diperoleh dianalisis menggunakan metode *Panel* pada bilangan Reynold dan sudut serang tertentu. Adapun langkah-langkah penyelesaian menggunakan metode *panel* sebagai berikut :

- a) Airfoil dibagi menjadi N *panel*.
- b) Kemudian tempatkan distribusi *source* dan *doublet* pada setiap *panel*.

Pada setiap *panel*, akan dapat menemukan potensial kecepatan ϕ sebagai fungsi dari dari kekuatan *source* (σ) dan aliran kecepatan normal $\frac{\partial \phi}{\partial n}$ pada airfoil [8]. Aliran kecepatan ini harus 0.

Selanjutnya diperoleh N persamaan. Dengan menggunakan kondisi batas, solusi untuk kekuatan *source* (σ) diperoleh. *Source* tidak dapat menghasilkan *drag* maupun *lift*. Untuk menyelesaikan hal tersebut perlu ditambahkan *doublet* (μ), sehingga persamaan menjadi :

$$\phi^*(x, y, z) = \frac{-1}{4\pi} \int_{S_b} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu n \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right] ds + \Phi_\infty \quad (8)$$

Dimana (σ) adalah distribusi *source*, (μ) adalah *doublet*, dan Φ_∞ adalah kecepatan *freestream*. Dari sini nilai σ dan μ dapat diselesaikan. Pada penelitian ini metode *panel* yang diterapkan dimaksudkan untuk menentukan kecepatan tangensial (U_e) pada permukaan airfoil untuk kondisi aliran tak viskos yang dirumuskan sebagai [5] :

$$U_{e_i} = Q_\infty \cdot t + \sum_{j=1}^M A_{ij} m_j + \sum_{j=1}^M C_{ij} \mu_j \quad (9)$$

Adapun efek viskositasnya dianalisis menggunakan pendekatan metode interaksi viskos-tak viskos kuasi simultan, yaitu menyelesaikan sistem persamaan sepenuhnya secara bersamaan dengan sebuah pendekatan untuk aliran tak viskos eksternal [9]. Perhitungan aliran eksternal luar dilakukan dengan persamaan lapisan batas yang ditentukan oleh perpindahan ketebalan, sama seperti yang dilakukan dalam metode langsung. Persamaan untuk metode kuasi simultan sebagai berikut:

$$\left\{ \begin{array}{l} \left[\begin{array}{l} u_{eV}^{(n)} - I \left[\delta_x^{*(n)} \right] = u_{eE}^{(n-1)} - I \left[\delta_x^{*(n-1)} \right] \\ u_{eV}^{(n)} + V \left[\delta_x^{*(n)} \right] = 0 \end{array} \right] \\ u_{eV}^{(n)} = E \left[\delta_x^{*(n)} \right] \end{array} \right\} \quad (10)$$

Selanjutnya iterasi dilakukan, dengan memodifikasi permukaan geometri. Modifikasi ini dapat diperoleh dengan menempatkan bodi *panel* menurut *displacement thickness* lokal dan prosedur ini di iterasi sampai solusi konvergen diperoleh. Pada formulasi ini diketahui kecepatan transpirasi pada permukaan airfoil sebagai :

$$V_n = -\frac{\partial(U_e \delta^*)}{\partial s} \quad (11)$$

Dimana s adalah garis sepanjang permukaan airfoil. Dengan menggunakan model kuasi simultan, total *drag* diperoleh. Dengan penambahan *drag* gesek, koefisien *drag* (C_D) diperoleh. Selanjutnya diperoleh pula koefisien *lift* (C_L). Perhitungan selanjutnya adalah menghitung apakah nilai C_L/C_D sudah maksimum? Apabila sudah maksimum proses berhenti, artinya didapatkan nilai C_L/C_D maksimum, namun apabila belum maksimum, geometri airfoil *update* dan proses diulang sampai maksimum.

2.3 Proses Optimasi

Tahap berikutnya adalah proses optimasi dengan *Particle Swarm*. *Particle Swarm Optimization* merupakan algoritma berbasis populasi yang mengeksplorasi individu dalam populasi menuju daerah penyelesaian dalam daerah pencarian [4]. Dalam *Particle Swarm Optimization* populasi disebut dengan *swarm*, dan individu disebut dengan *particle*. Tiap partikel berpindah dengan kecepatan yang diadaptasi dari daerah pencarian dan menyimpannya sebagai posisi terbaik yang pernah dicapai [5].

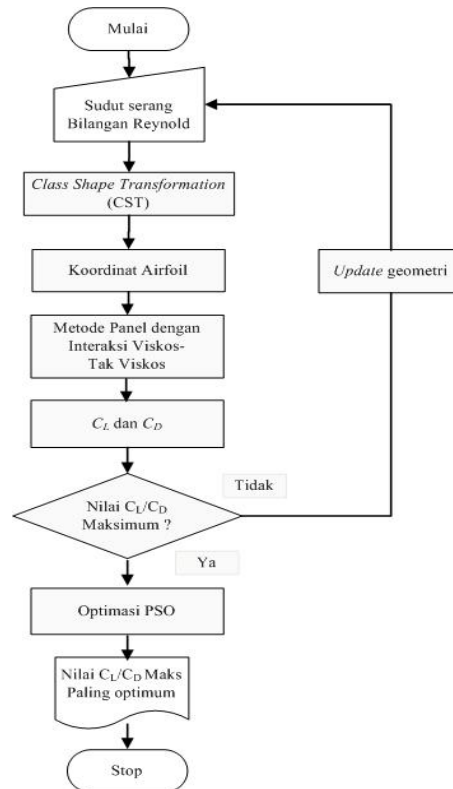
Pada proses ini sebagai fungsi obyektif adalah C_L/C_D maksimum, sedangkan variabel perancangannya adalah koordinat dengan parameterisasi CST. Adapun langkah-langkah yang dilakukan untuk mendapatkan hasil optimasi adalah sebagai berikut :

- a) Menentukan parameter airfoil yang akan dioptimasi.
- b) Menentukan persamaan airfoil.
- c) Menentukan *objective function*, variabel desain, serta batasan-batasan yang akan digunakan.
- d) Menuliskan persamaan *objective function* dan *constraints* pada *m-file*.
- e) Melakukan optimasi pada Matlab.
- f) *Plot* variabel hasil optimasi.
- g) Menggambar airfoil hasil optimasi.

Pada penelitian ini akan dilakukan proses optimasi dengan variabel desain yang berbeda-beda. Hal ini untuk memperlihatkan bahwa optimasi yang dilakukan mendapatkan hasil yang sesuai dengan *objective function* dan untuk melihat perbedaan nilai C_L/C_D dengan masing masing variabel desain. Adapun langkah-langkah optimasi dengan pemrograman Matlab di atas adalah sebagai berikut:

- a) Membuka program bantu yang digunakan, yakni Matlab, kemudian dipilih *File>New>m-file*.
- b) Memasukkan semua parameter yang diketahui seperti α , dan bilangan Reynold ke dalam *m-file*.
- c) Menginput persamaan *objective function*. Simpan atau run *m-file* tersebut.
- d) Menentukan nilai *constraint*, dan menentukan tebakan / perkiraan awal. Selanjutnya masih dalam satu *m-file* dengan *constraint* tadi, masukkan nilai tebakan awal agar proses optimisasi dapat dijalankan.
- e) Proses optimisasi. Setelah memasukkan *constraint*, masukkan pula fungsi optimasi *Particle Swarm* [7,8] untuk meminimasi *objective function*. Selanjutnya menjalankan proses optimisasi dengan menekan *run*.
- f) Setelah hasil optimasi didapat, kemudian dimasukkan pada fungsi *panel* untuk mendapatkan nilai C_L dan C_D .
- g) Selanjutnya *plot* hasil tersebut kedalam sebuah grafik.

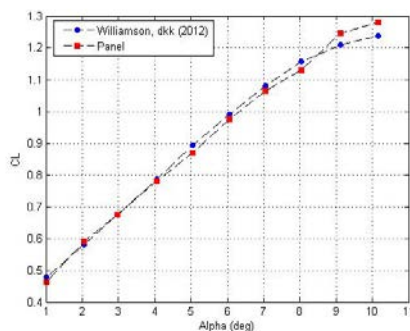
Untuk lebih jelasnya tahapan penelitian dapat dicermati pada gambar 2 dibawah ini.



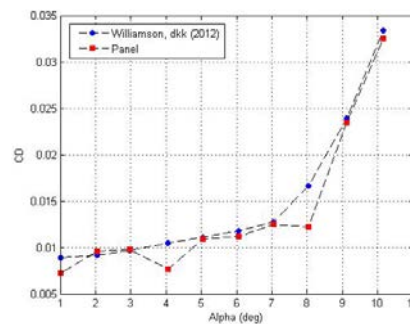
Gambar 2. Diagram Alir Penelitian

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada penelitian ini langkah awal yang dilakukan adalah melakukan analisis aerodinamika menggunakan metode *panel*. Sebagai bahan validasi digunakan hasil analisis aerodinamika airfoil tipe E387 dan S822. Simulasi dilakukan dengan mengacu pada hasil eksperimen Williamson, et al [10]. Gambar. 3 dan 4 berikut menunjukkan grafik C_L dan C_D terhadap sudut serang pada Airfoil E387 bilangan Reynold 299688.



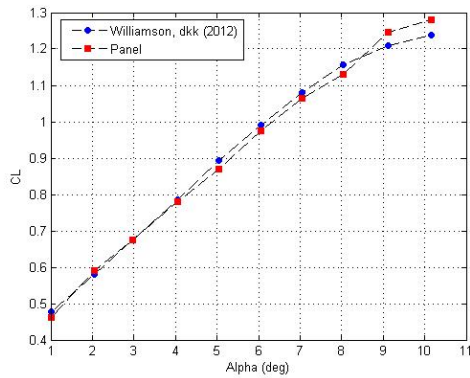
Gambar 3. Grafik C_L Terhadap Sudut Serang Airfoil e387 Bilangan Reynold 299688



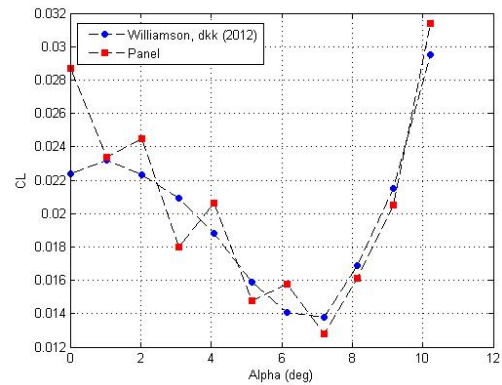
Gambar 4. Grafik C_D Terhadap Sudut Serang Airfoil e387 Bilangan Reynold 299688

Pada Gambar. 3 menunjukkan grafik koefisien *lift* (C_L) terhadap sudut serang pada airfoil E387 dengan bilangan Reynold sebesar 299688. Validasi ini menghasilkan nilai C_L metode *panel* hampir sama jika dibandingkan dengan hasil eksperimen Wiliiamson, et al [10]. *Stall* terjadi pada sudut serang 9.13° , dengan rata-rata kesalahan sebesar 2.10%. Hasil ini dalam toleransi yang diijinkan sesuai literatur Reid [11] yaitu dibawah 9.5%. sedangkan pada Gambar. 4 menunjukkan grafik koefisien *drag* (C_D) terhadap sudut serang untuk airfoil E387 bilangan Reynold 299688. Validasi ini menghasilkan nilai C_D terhadap sudut serang pada airfoil E387 bilangan Reynold 299688 menunjukkan hasil hampir sama antara metode *panel* dan eksperimen Williamson, et al [10]. Rata-rata kesalahan sebesar 9.12%, sesuai toleransi yang diijinkan literatur Reid [11] yaitu dibawah 9.5%.

Selanjutnya validasi dilakukan pada Airfoil S822 pada bilangan Reynold 20410 seperti terlihat dalam Gambar 5 dan 6 berikut :



Gambar 5. Grafik C_L Terhadap Sudut Serang Airfoil s822 Bilangan Reynold 200410



Gambar 6. Grafik C_d Terhadap Sudut Serang Airfoil s822 Bilangan Reynold 200410

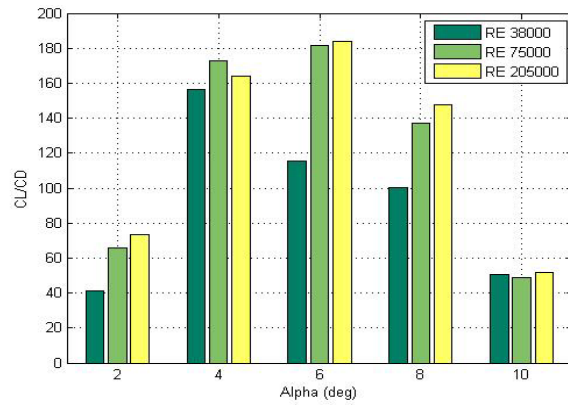
Dari Gambar. 5 ditunjukkan grafik koefisien *lift* (C_L) terhadap nilai *sudut serang* pada Airfoil Airfoil S8064 bilangan Reynold 99850.6 dengan nilai C_L *panel* yang mendekati hasil eksperimen Williamson, et al [10]. Dapat dilihat pada Gambar 4.5 *stall* terjadi mulai sudut serang 9.17° pada hasil *panel* dan hasil eksperimen Williamson, et al [10]. Rata-rata kesalahan sebesar 4.36%, sesuai toleransi yang diijinkan literatur Reid [11] yaitu dibawah 9.5%. sedangkan pada Gambar. 6 menunjukkan grafik C_D terhadap sudut serang untuk airfoil S822 bilangan Reynold 200410.

Validasi menunjukkan hasil hampir sama antara metode *panel* dan eksperimen Williamson, et al [10]. Rata-rata kesalahan sebesar 9.49%, sesuai toleransi yang diijinkan literatur Reid [11] yaitu dibawah 9.5%. Berdasarkan hasil validasi pada airfoil E387 dan S822 diatas nampak bahwa nilai koefisien *lift* (C_L) maupun koefisien *drag* (C_D) hasil metode *panel* tidak berbeda jauh dengan hasil eksperimen Williamson, et al [10] dengan rata-rata kesalahan kurang dari toleransi yang diijinkan literatur Reid [11] yaitu dibawah 9.5%, sehingga metode *panel* ini valid untuk digunakan dalam analisis aerodinamika airfoil. Berikut ditampilkan tabel C_L/C_D hasil optimasi *Particle Swarm* Airfoil CST.

Tabel 1. Nilai C_L/C_D optimasi *particle swarm* airfoil CST

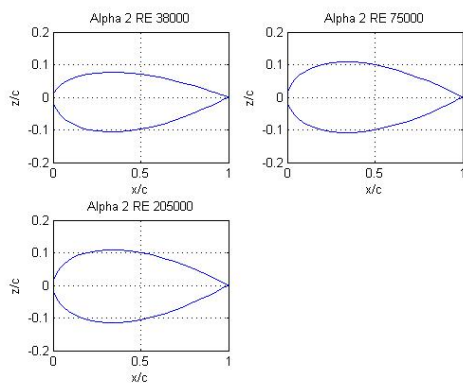
<i>Bilangan Reynold</i>	<i>Sudut Serang</i>	<i>Batas Bawah</i>	<i>Batas Atas</i>	<i>Fungsi Tujuan</i>	C_L	C_D	C_L/C_D
38000	2	0.278	0.200	0.024	1.692	0.041	41.420
	4	0.216	0.228	0.006	1.094	0.007	156.314
	6	0.204	0.208	0.009	1.251	0.011	115.787
	8	0.299	0.219	0.010	1.503	0.015	100.180
	10	0.399	0.309	0.020	1.634	0.032	50.408
75000	2	0.283	0.281	0.022	1.064	0.016	66.062
	4	0.297	0.295	0.007	1.070	0.006	172.629
	6	0.304	0.209	0.008	1.254	0.007	181.725
	8	0.311	0.291	0.012	1.479	0.011	137.163
	10	0.400	0.371	0.022	2.069	0.042	48.788
205000	2	0.297	0.285	0.017	1.992	0.027	73.221
	4	0.301	0.298	0.007	1.484	0.009	164.154
	6	0.399	0.298	0.008	1.006	0.005	184.056
	8	0.320	0.300	0.011	0.718	0.005	147.634
	10	1.000	1.000	0.018	0.718	0.014	51.763

Berdasarkan Tabel 1 terlihat bahwa pada bilangan Reynold yang sama, harga C_L semakin besar seiring dengan semakin meningkatnya sudut serang. Seiring dengan kenaikan sudut serang, aliran udara cenderung mengalami *separasi* (pemisahan) pada permukaan airfoil, sehingga terbentuk *wake* (ulakan) di belakang airfoil. Terjadinya separasi aliran ini menyebabkan berkurangnya *lift* dan meningkatnya *drag*. Berikut ditampilkan grafik C_L/C_D – sudut serang hasil optimasi *Particle Swarm* pada Airfoil CST.

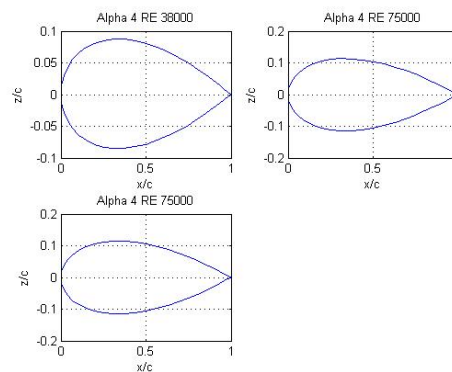


Gambar 7. Nilai C_L/C_D – Sudut Serang Optimasi *Particle Swarm* Airfoil CST

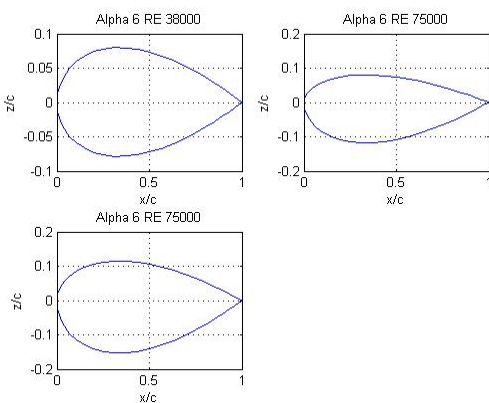
Berdasarkan Gambar. 7 diatas terlihat bahwa pada airfoil CST optimasi *Particle Swarm* dengan semakin bertambahnya bilangan Reynold maka nilai C_L/C_D maksimum akan semakin tinggi. Hal ini dikarenakan dengan makin bertambahnya bilangan Reynold maka kecepatan aliran juga makin tinggi sehingga energi yang dibutuhkan pun juga semakin tinggi dan akan terjadi penundaan separasi daerah aliran. Penundaan ini akan meningkatkan koefisien lift. Dengan menggunakan metode *Particle Swarm Optimization*, bilangan Reynold naik maka nilai maksimum *camber* cenderung naik dan nilai C_L/C_D maksimum akan tetap naik.



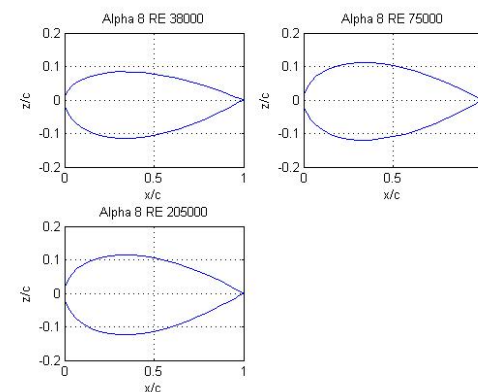
Gambar 8. Geometri Airfoil CST Optimasi *Particle Swarm* Sudut Serang 2°



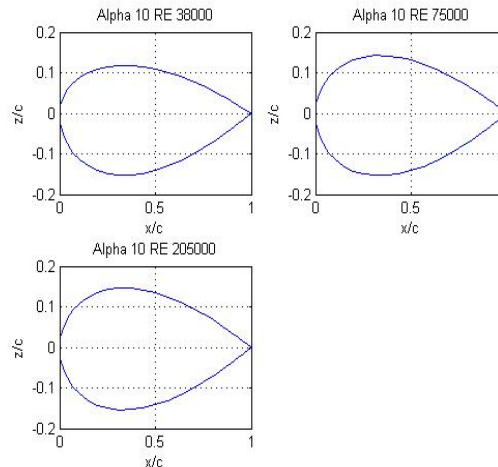
Gambar 9. Geometri Airfoil CST Optimasi *Particle Swarm* Sudut Serang 4°



Gambar 10. Geometri Airfoil CST Optimasi *Particle Swarm* Sudut Serang 6°



Gambar 11. Geometri Airfoil CST Optimasi *Particle Swarm* Sudut Serang 8°



Gambar 12. Geometri Airfoil CST Optimasi Particle Swarm Sudut Serang 10°

Tabel. 2 berikut merupakan tabel hasil rekapitulasi nilai maksimum *thickness* dan *camber* optimasi Particle Swarm.

Tabel 2. Rekapitulasi maksimum *thickness* dan *camber* optimasi particle swarm

α	Bilangan Reynold 38000			Bilangan Reynold 75000			Bilangan Reynold 205000		
	Thickness	Camber	C_L/C_D	Thickness	Camber	C_L/C_D	Thickness	Camber	C_L/C_D
2	0.278	0.200	41.420	0.283	0.281	66.062	0.297	0.285	73.221
4	0.216	0.228	156.314	0.297	0.295	172.629	0.301	0.298	164.154
6	0.204	0.208	115.787	0.304	0.209	181.725	0.399	0.298	184.056
8	0.299	0.219	100.180	0.311	0.291	137.163	0.320	0.300	147.634
10	0.399	0.309	50.408	0.400	0.371	48.788	1.000	1.000	51.763

Algoritma *Particle Swarm Optimization* terinspirasi oleh perilaku sosial dari berbagai spesies, menggunakan sejumlah partikel (yang merupakan solusi calon) dan bergerak di sekitar ruang pencarian untuk menemukan solusi terbaik. Partikel dipandu oleh solusi terbaik mereka sendiri sehingga solusi terbaik ditemukan. Khurana [7] menyatakan bahwa algoritma *swarm* melakukan pendekatan pada solusi optimal yang sama dan proses pencarian tidak tergantung pada kondisi awal.

Dengan melihat pada Tabel 1 dan 2 dapat diamati bahwa airfoil yang dioptimasi dengan *Particle Swarm* memiliki karakteristik aerodinamik yang baik. Peningkatan C_L/C_D tersebut signifikan sampai 23.94% pada airfoil CST, sehingga dapat dikatakan bahwa metode baru *Particle Swarm* ini bisa menjadi salah satu alternatif *optimization tool* yang digunakan dalam masalah optimasi airfoil pada Reynold rendah.

4. KESIMPULAN

Adapun kesimpulan yang dapat diperoleh dari penelitian ini adalah :

- Dibandingkan dengan hasil eksperimen, hasil yang diperoleh dari penelitian menggunakan metode *panel* dengan interaksi viskos tak viskos ini memberikan hasil yang cukup baik dan akurat, dengan rata-rata kesalahan akurasi dibawah 9.5%.
- Dari penelitian diperoleh hasil bahwa nilai C_L/C_D maksimum dipengaruhi oleh bilangan Reynold. Semakin besar bilangan Reynold maka nilai C_L/C_D maksimum juga semakin tinggi.
- Ketebalan (*thickness*) dan *camber* maksimum airfoil kondisi optimum mempunyai kecenderungan semakin meningkat dengan peningkatan bilangan Reynold.
- Pada airfoil CST optimasi dengan *Particle Swarm* memberikan hasil baik. Hal ini dikarenakan solusi optimum global ditambahkan iterasi lagi sehingga didapatkan solusi terbaik dari yang terbaik.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Lane, A. K., and Marshall, D. D. 2009. "A Surface Parameterization Method for Airfoil Optimization and High Lift 2D Geometries Utilizing The CST Methodology". *AIAA*. 1461.47, 1-13.
- [2] Lane, K. A, Marshall, D. D. 2010. "Inverse Airfoil Design Utilizing CST Parameterization". *AIAA*. 1461, 48, 1-14.
- [3] Vu, N. A., & Lee, J. W. "Aerodynamic Design Optimization of Helicopter Rotor Blades Including Airfoil Shape For Forward Flight". *Aerospace Science and Technology*, 42, 106-117. 2015.
- [4] Khurana, M., et al. 2009. "Airfoil Optimization by Swarm Algorithm with Mutation and Artificial Neural Networks". *AIAA*. 2009.1278. 1-19.
- [5] Khurana, M., and Massey, K. 2014. Swarm Algorithm With Adaptive Mutation for Airfoil Aerodynamic Design. *ELSEVIER*. 20, 2015, 1-13.
- [6] Kulfan, B.M, and Bussoletti, J.E. 2006. "Fundamental Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes". *AIAA-2006-6948*, 1-7.
- [7] Kulfan, B. M. 2007. "Universal Parametric Geometry Representation Method-CST", *AIAA-2007-0062*, 1-36.
- [8] Anderson, J. D. 2th ed. (1991). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York : McGraw-Hill.
- [9] Bijleveld, H. A, and Veldman, A. E. P. 2010. "Rotorflow: A Quasi-Simultaneous Interaction For The Prediction of Aerodynamic Flow Over Wind Turbine Blades". *ECN*, 1-8.
- [10] Williamson, G.A., et al. 2012. *Summary of Low Speed Airfoil Data*. Virginia : Departemen of Aerospace Engineering University of Illinois Urbana-Champaign.
- [11] Reid, M. 2006. *Thin/Cambered/Reflexed Airfoil Development for Micro-Air Vehicles at Reynolds Numbers of 60,000 to 150,000*. Rochester : Rochester Institute of Technology Publications.