

PENGEMBANGAN PERANCANGAN AIRFOIL SUDU TURBIN ANGIN KECEPATAN RENDAH BERBASIS KOMPUTASI CERDAS

Ismoyo Haryanto, MSK Tony Suryo Utomo, Muhammad Nuim Labib
Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro
Kampus Tembalang, Semarang

Abstrak

Pemanfaatan energi angin sebagai pembangkit listrik di Indonesia secara teknis masih mengalami beberapa kendala terutama disebabkan oleh kecepatan angin rata-rata yang relatif rendah, yaitu berkisar antara 2,5 – 6 m/s. Di sisi lain kincir angin yang tersedia dipasaran sejauh ini disesuaikan dengan kondisi asal negara pembuatnya, dimana kecepatan angin rata-rata cukup tinggi (diatas 8 m/s). Untuk itu perlu dikembangkan turbin angin yang sesuai untuk wilayah Indonesia. Salah satu aspek terpenting dalam perancangan sebuah sudu turbin angin adalah pemilihan airfoil. Suatu metodologi perancangan sudu turbin angin berbasis komputasi cerdas telah dikembangkan dalam penelitian ini. dengan metode ini diharapkan geometri airfoil tidak lagi menjadi batasan (*constraint*) dalam perancangan sudu turbin angin sehingga proses perancangan dapat dilakukan dengan lebih leluasa. Dengan metode perancangan ini mula-mula beberapa profil airfoil dibangkitkan melalui transformasi variabel kompleks (transformasi Joukowski) kemudian koefisien lift, koefisien drag dan koefisien momen aerodinamika dihitung secara numerik dengan CFD (*Computational Fluid Dynamics*). Data-data yang diperoleh selanjutnya digunakan untuk melatih *Artificial Neural Network (ANN)*. Dengan ANN yang sudah terlatih ini geometri airfoil dapat secara langsung ditentukan jika koefisien gaya dan momen aerodinamika diberikan tanpa harus melakukan eksperimen terowongan angin maupun komputasi numerik. Hasil yang diperoleh dengan metode ini menunjukkan tingkat ketelitian yang cukup baik sekalipun beragam untuk fungsi pelatihan yang berbeda.

Kata kunci: Aerodinamika, *Artificial Neural Network*, *Computational Fluid Dynamics*, Airfoil, Sudu, Turbin Angin, Transformasi Joukowski

I. PENDAHULUAN

Peningkatan kebutuhan energi sejalan dengan pertumbuhan penduduk yang pesat serta adanya keterbatasan sumber daya energi fosil yang tersedia mengakibatkan perlunya dikembangkan teknologi pemanfaatan sumber energi terbarukan yang salah satunya adalah energi angin. Untuk keperluan tersebut maka diperlukan instalasi turbin angin sebagai piranti untuk mengkonversi energi angin menjadi listrik. Akan tetapi pemanfaatan energi angin guna pembangkit listrik atau yang sering disebut sebagai Pembangkit Listrik Tenaga Bayu (PLTB) di Indonesia menghadapi beberapa kendala, terutama disebabkan oleh rendahnya kecepatan angin rata-rata yang hanya berkisar antara 2,5 – 6 m/s. Di sisi lain turbin angin yang tersedia di pasaran sejauh ini disesuaikan dengan kondisi asal negara pembuatnya, dimana kecepatan angin rata-ratanya cukup tinggi (diatas 8 m/s). Oleh karena itu guna pemanfaatan energi angin di Indonesia yang lebih maksimal perlu dilakukan pengembangan perancangan turbin angin yang mampu beroperasi pada kecepatan angin rendah.

Salah satu bagian yang sangat menentukan prestasi sebuah turbin angin adalah sudu (*blade*). Penampang sudu turbin angin ini biasanya berbentuk airfoil untuk mendapatkan karakteristik aerodinamik turbin angin yang optimum. Sehingga kebutuhan mendesain ulang profil airfoil sudu turbin angin menjadi mutlak diperlukan untuk menyesuaikan kecepatan angin (*cut in speed*) yang tersedia sehingga ekstraksi energi

kinetik angin dapat dioptimalkan. Di samping itu, perancangan airfoil sudu turbin angin ini juga didasarkan pada pertimbangan kemudahan keterbuatan. Dari pertimbangan aerodinamika, profil airfoil yang diinginkan adalah yang memiliki rasio gaya angkat terhadap gaya hambat (C_L / C_D) paling besar.

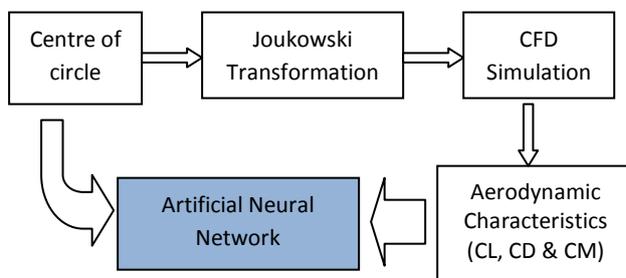
Proses perancangan sudu turbin angin yang dilakukan selama ini adalah dengan pemilihan secara apriori airfoil dengan karakteristik aerodinamik yang telah diketahui kemudian proses optimasi dilakukan dengan menerapkan diameter rotor, panjang *chord*, sudut puntir, ketebalan serta dimensi penguat sebagai variabel perancangan. Jika solusi optimum yang diperoleh ternyata masih belum memenuhi kondisi seperti yang diinginkan maka proses optimasi diulang dengan memilih airfoil lain. Prosedur ini selain memakan waktu juga akan membuat solusi optimum yang diperoleh sangat terbatas. Di sisi lain, untuk melibatkan geometri airfoil atau karakteristik aerodinamik sebagai variabel perancangan mempunyai beberapa kendala. Kendala pertama adalah tidak tersedianya *database* profil airfoil beserta karakteristik aerodinamiknya yang lengkap. Kendala kedua, jika prosedur analisis komputasi aerodinamika airfoil akan dilibatkan secara langsung dalam proses optimasi maka masalah utama yang muncul adalah berkaitan dengan pembuatan grid. Sebab dalam komputasi aerodinamika, grid harus selalu diubah manakala profil airfoil juga berubah. Oleh karena itu perlu dikembangkan metodologi alternatif perancangan sudu turbin angin, khususnya perancangan airfoil, untuk mengatasi

kendala-kendala tersebut. Salah satunya dengan menerapkan metode perancangan balik (*inverse design*) yang dikombinasikan dengan sistem komputasi cerdas (*Artificial Neural Network*).

Dengan metode perancangan balik dimaksudkan bahwa geometri airfoil ditentukan berdasarkan pada karakteristik aerodinamik yang diinginkan. Untuk keperluan tersebut maka metode numerik yang dikenal sebagai CFD (*Computational Fluid Dynamic*) diterapkan secara luas guna analisis karakteristik aerodinamik airfoil. Sedangkan penggunaan ANN dimaksudkan untuk membantu pola relati antara airfoil dan karakteristik aerodinamik sehingga analisis karakteristik aerodinamika pada tahap selanjutnya dilakukan tanpa harus menggunakan CFD lagi.

2. METODOLOGI PENELITIAN

Dalam penelitian ini, perancangan airfoil dilakuakn melalui tiga tahap. Tahap pertama, mula-mula sejumlah airfoil dibangkitkan melalui metode pemetaan konformal (*conformal mapping*). Pada tahap ini pemetaan dilakukan untuk mentransfor-masikan sebuah bangun lingkaran melalui suatu fungsi transformasi tertentu, dalam hal ini tranformasi Joukowski, sehingga diperoleh bentuk airfoil. Bentuk airfoil yang berbeda dapat diperoleh hanya dengan mengubah titik pusat lingkaran. Selanjutnya, setiap airfoil yang diperoleh dianalisis menggunakan CFD untuk menentukan karakteristik aerodinamiknya sehingga didapatkan basis data relasi antara karakteristik aerodinamika dengan geometri airfoil. Sedangkan tahap ketiga adalah implementasi pengembangan metodologi dengan menggunakan *Artificial Neural Network* dimana ANN yang dibangun dimaksudkan untuk menentukan pola relasi antara karakteristk aerodinamika (dalam bentuk koefisien gaya dan momen aerodinamika) dengan titik pusat lingkaran pada transformasi Joukowski. Setelah diperoleh pola relasi antara kedua besaran tersebut maka profil airfoil dapat langsung diperoleh dengan langsung memberi masukan karakteristik aerodinamika yang diinginkan pada ANN yang telah dibangun tanpa harus melakukan analisis melalui CFD. Secara diagramatis metodologi penelitian ini diberikan pada Gambar 1.



Gambar 1 Metodologi Penelitian

3. PEMODELAN AIRFOIL

Telah disebutkan di muka bahwa guna membangkitkan airfoil pada penelitian ini diterapkan pemetaan konformal, dalam hal ini adalah tranformasi Joukowski. Dengan transformasi Joukowski bentuk aifoil dapat diperoleh dengan mentransformasikan bentuk lingkaran dengan titik pusat tertentu. Dalam variable kompleks persamaan lingkaran dinyatakan dengan:

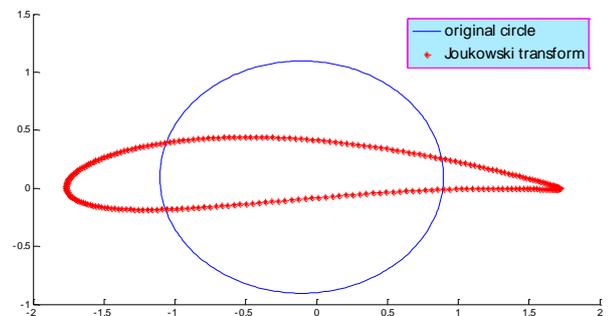
$$(1)$$

Dimana b = radius lingkaran dan $\theta = 0 - 2\pi$ (sudut satu putaran penuh). Sedangkan persamaan transformasi Joukowski dinyatakan dengan

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

$$\lambda = b - |s| \quad (3)$$

Dengan s adalah koordinat titik pusat lingkaran yang baru (variable bentuk). Dengan kata lain transformasi Joukowski adalah mentransformasikan lingkaran pada bidang kompleks z (Pers. (1)) ke bidang kompleks w (Pers. (2)). Transformasi ini diilustrasikan pada Gambar 2 di bawah. Selanjutnya bentuk airfoil yang berbeda dapat diperoleh dengan mengubah-ubah titik pusat lingkaran pada transformasi Joukowski.



Gambar 2 Transformasi Joukowski

4. ANALISIS KARAKTERISTIK AERODINAMIKA

Sebagaimana telah diketahui jika karakteristik aerodinamika airfoil dinyatakan dengan koefisien gaya hambat, koefisien gaya angkat dan koefisien momen aerodinamik yang masing-masing dinyatakan dengan persamaan (4) berikut:

_____ (4.a)

_____ (4.b)

(4.c)

dimana :

C_D = koefisien gaya hambat (drag)

C_L = koefisien gaya angkat (lift)

C_M = koefisien momen

ρ = densitas fluida (kg/m^3)

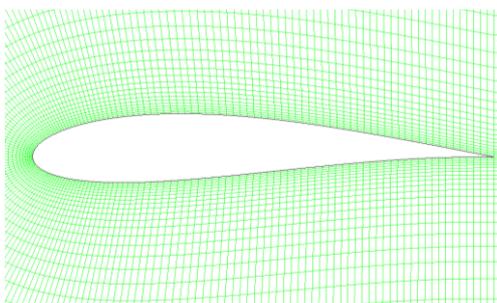
S = luasan acuan (m^2)

C = panjang chord (m)

= kecepatan aliran fluida (m/s)

Analisis Karakteristik Aerodinamika menggunakan CFD dilakukan sebagai berikut: airfoil 2D dengan panjang chord (c) = 1 satuan panjang dan memiliki penampang memanjang tak terhingga (*infinite aspect ratio*) ditempatkan dalam aliran luar (*external flow*) dengan kecepatan aliran bebas yang uniform, U_∞ , dengan besar tertentu dan diasumsikan dalam keadaan tanpa gangguan (*undisturbed*). Dinding airfoil diasumsikan berada dalam keadaan tidak slip (*no-slip wall condition*). Sedangkan kondisi kecepatan masuk (*velocity inlet*) diterapkan pada batas masuk, batas samping atas dan samping bawah. Adapun sisi keluarannya (*pressure outlet*) dikondisikan memiliki gradien tegak lurus nol. Pada analisis ini metode solusi *segregated* diterapkan. Hal ini terkait dengan asumsi aliran adalah inkompresibel (*low mach number*). Begitu pula dengan model turbulensi yang digunakan adalah model RNG *k-epsilon* dimana sangat sesuai untuk aliran turbulen dan model aliran viskos. Selanjutnya besar kecepatan aliran untuk mendapatkan parameter aerodinamika ditentukan berdasarkan prinsip keserupaan (*similaritas*) yang mengacu pada bilangan Reynold. Lebih lanjut analisis dilakukan dengan memvariasikan arah aliran berdasarkan sudut serang (*angle of attack*) yang akan dikaji.

Tahap pertama analisis aerodinamika menggunakan CFD adalah pembangkitan mesh. Gambar 3 menggambarkan contoh hasil penggenerasian *mesh* model *airfoil*. Tampak bahwa *meshing* pada daerah *leading edge* lebih rapat karena diperkirakan daerah *leading edge* memiliki gradient tekanan dan kecepatan yang tinggi.



Gambar 3 Grid quadrilateral terstruktur.

Untuk kondisi aliran *steady* control solusi yang digunakan adalah sebagai berikut :

Skema diskretisasi momentum : Second order upwind
Skema interpolasi tekanan : Standard
pressure-velocity coupling : SIMPLEC
turbulent kinetic energy : Second order upwind
turbulent dissipation rate : Second order upwind
energy : Second order upwind

Faktor *under-relaxation* yang digunakan adalah :

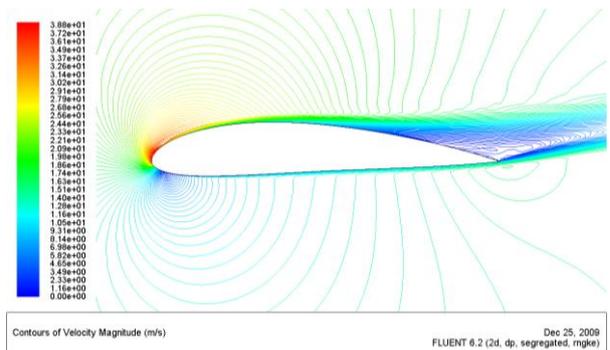
Pressure (Tekanan) : 0,3
Momentum : 0,7
Density (Kerapatan) : 1
Body Forces : 1
turbulent kinetic energy : 0,8
turbulent dissipation rate : 0,8
turbulent viscosity : 1
energy : 1

Pada penelitian ini kriteria konvergensi ditetapkan sebesar 10^{-5}

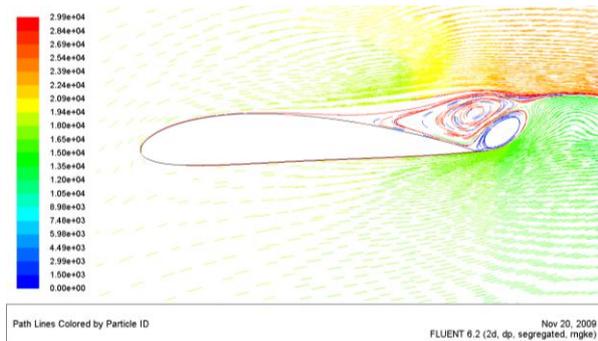
Pada penelitian ini digunakan airfoil tipe NACA 4415 sebagai acuan validasi hasil analisis dengan program CFD. Hasil simulasi yang telah dilakukan kemudian dibandingkan dengan data hasil eksperimen pada Ref. [11]. Gambar 4 dan 5 masing-masing menunjukkan distribusi tekanan dan kecepatan untuk airfoil bersangkutan untuk $\alpha = 16^\circ$. Tampak pula pada Gambar 6 jika pada $\alpha = 16^\circ$ terjadi fenomena vortex. Hal ini sekaligus juga menunjukkan bahwa pada sudut serang tersebut aliran mulai memisah.



Gambar 4 Distribusi tekanan pada $\alpha = 16^\circ$

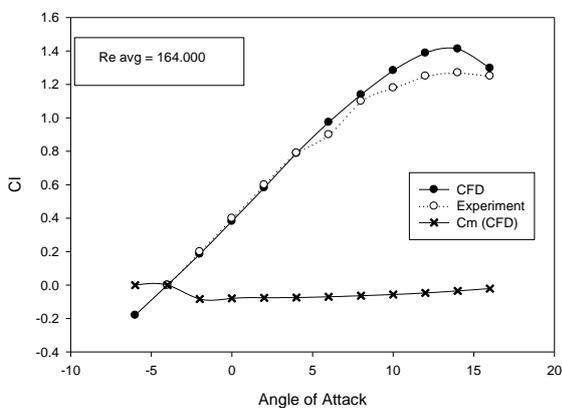


Gambar 5 Distribusi kecepatan pada $\alpha = 16^\circ$

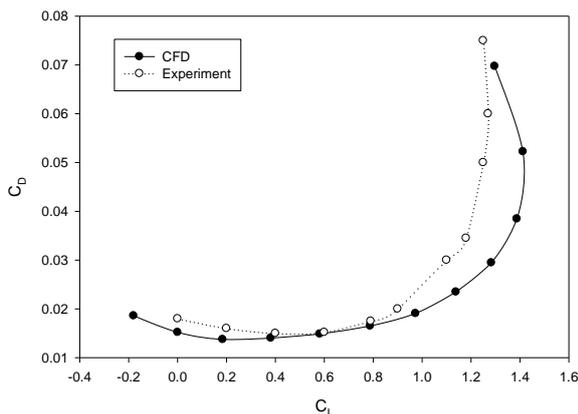


Gambar 6 Fenomena vortex pada $\alpha = 16^\circ$

Untuk relasi antara koefisien gaya angkat (C_L) terhadap perubahan sudut serang α airfoil dimaksud diberikan oleh Gambar 7. Adapun Gambar 8 merupakan grafik relasi antara koefisien gaya angkat dan koefisien gaya hambat (C_D) diberikan oleh.



Gambar 7 Grafik C_L terhadap α

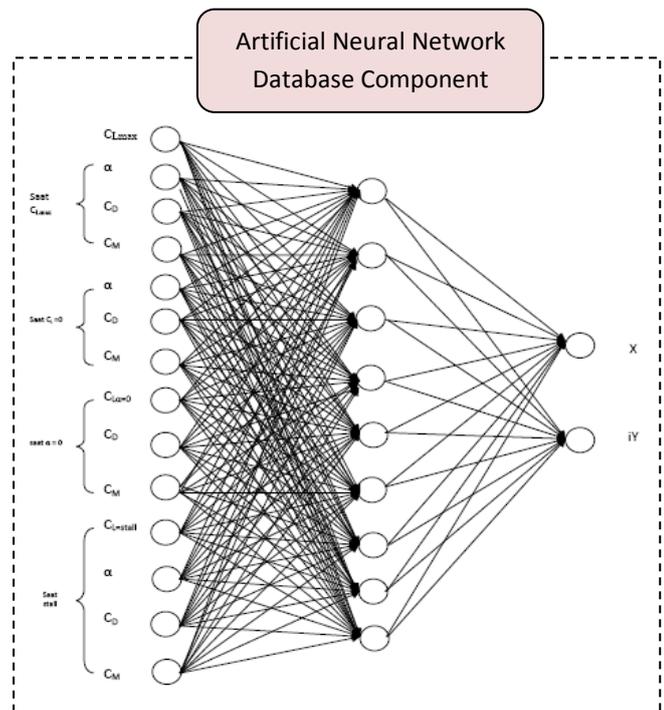


Gambar 8 Grafik C_L vs C_D

Pemilihan C_L/C_D yang optimum biasa ditentukan dengan tinjauan berdasarkan pada Gambar 7 dan Gambar 8 yang menyatakan perbandingan sudut serang dengan *lift* dan *lift* dengan *drag*. Sehingga dapat dikatakan jika parameter tersebut merupakan parameter desain untuk menentukan unjuk kerja airfoil yang optimum.

5. PEMBANGUNAN JARINGAN ANN

Gambar 9 menunjukkan arsitektur jaringan ANN yang digunakan dalam prosedur perancangan balik airfoil yang digunakan dalam penelitian ini. Tampak bahwa sebagai masukan adalah karakteristik aerodinamika serta sudut serang untuk beberapa kondisi sedangkan sebagai keluaran adalah titik pusat lingkaran. Berdasarkan titik pusat lingkaran ini selanjutnya geometri airfoil dapat digenerate dengan transformasi Joukowski.



Gambar 9. Arsitektur Jaringan.

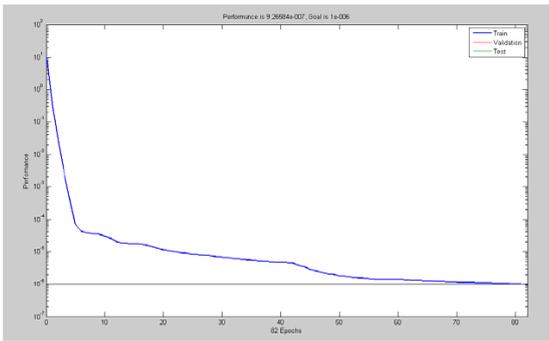
Beberapa variasi arsitektur jaringan ANN diberikan pada Tabel 1. Pada penelitian ini dilakukan pengujian terhadap ANN yang dibuat dengan beberapa keadaan. Ada empat parameter kondisi yang divariasikan berdasarkan kondisi koefisien *lift*. Yaitu pada kondisi *lift* maksimum, *lift stall*, *lift* saat $\alpha = 0^\circ$ dan *zero lift*. Hal ini dilakukan dengan tujuan untuk mendesain langsung dengan prosedur terbalik dengan hanya melibatkan sejumlah data terbatas.

Tabel 1 Variasi ANN

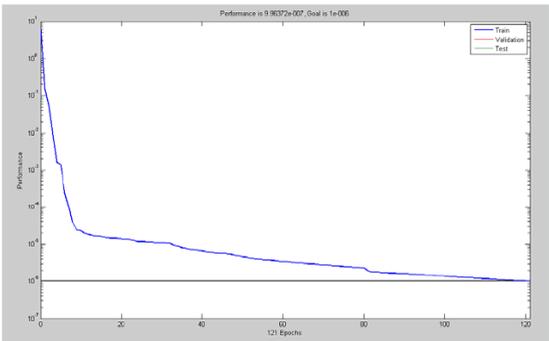
variasi	Susunan layer	Algoritma pelatihan	
a	14 - 28 - 2	trainlm	Levenberg-Marquardt
b	14 - 42 - 2	trainlm	Levenberg-Marquardt
c	14 - 28 - 2	trainscg	Scaled Conjugate Gradient
d	14 - 42 - 2	trainscg	Scaled Conjugate Gradient

6. HASIL DAN DISKUSI

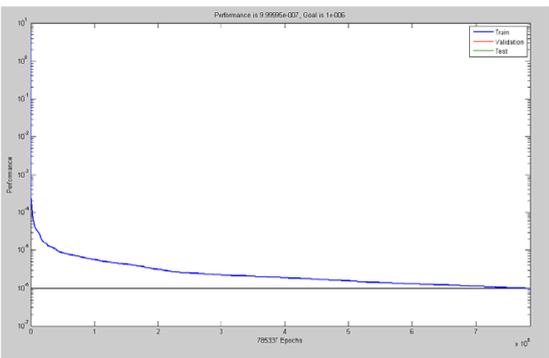
Pada proses *training ANN* dengan parameter aerodinamik seperti yang dijelaskan pada Gambar 9, ditetapkan kriteria penghentian iterasi pada *MSE* sebesar 10^{-6} dan *epochs* maksimum adalah 1.000.000. Gambar 10 menunjukkan grafik pelatihan yang diperoleh dari masing-masing variasi dengan parameter aerodinamika sebagai data input *ANN*. Pada pelatihan ini proses *training* jaringan tidak dibatasi oleh karakteristik waktu yang ditentukan, tetapi lebih ditekankan pada jumlah maksimum *epochs* yang dicapai untuk mencapai nilai *mean square error* (*MSE*) yang ditentukan.



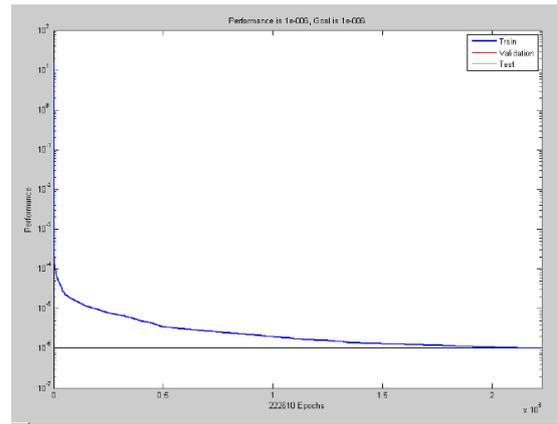
(a)



(b)



(c)



(d)

Gambar 10 Grafik iterasi dengan masing-masing variasi berdasarkan arsitektur jaringan

Data hasil iterasi secara keseluruhan diberikan pada Tabel 2 dibawah ini.

Tabel 2 Hasil Pelatihan ANN

vari asi	Susunan layer	Algoritma pelatihan	epoch	MSE
a	14 - 28 - 2	trainlm	82	1×10^{-6}
b	14 - 42 - 2	trainlm	121	1×10^{-6}
c	14 - 28 - 2	trainscg	785.337	1×10^{-6}
d	14 - 42 - 2	trainscg	222.610	1×10^{-6}

Terlihat bahwa untuk mencapai *MSE* yang ditentukan sebagai batasan penghentian training yaitu sebesar 10^{-6} , keempat variasi jaringan ini menunjukkan nilai *epochs* maksimum yang sangat berbeda. Pada proses training dengan menggunakan algoritma *scale conjugate gradient* terlihat bahwa *epochs* maksimum yang dicapai sangat besar dibandingkan pada fungsi pelatihan dengan algoritma *Levenberg-Marquardt*. Hal ini karena pada metode *gradient descent*, pengaturan bobot dilakukan melalui dalam arah turun (*gradien* negatif). Pada algoritma yang menggunakan *conjugate gradient*, pengaturan bobot tidak selalu dengan arah menurun, tetapi disesuaikan dengan arah konjugasinya. Pada hampir semua algoritma yang menggunakan *conjugate gradient* akan melakukan proses *line search* secara terus menerus selama iterasi.

Guna validasi hasil yang diperoleh akan digunakan data karakteristik aerodinamik seperti diberikan pada Tabel 3. Selanjutnya karakteristik tersebut digunakan sebagai data masukan *ANN* yang telah dibangun untuk mendapatkan koordinat titik pusat lingkaran. Setelah langkah tersebut dilakukan maka diperoleh hasil berupa koordinat titik pisat lingkaran seperti disajikan pada Tabel 4.

Table 3 Karakteristik Aerodinamik Uji

kondisi	Input	(1)	(2)	(3)
	$C_{L \max}$	$C_{L \max}$	1.2473	1.2857
α		14.5600	12.8720	15.0600
C_D		0.0967	0.0870	0.1020
C_M		-0.0610	-0.0660	-0.0285
$C_{L=0}$	α	-6.1000	-5.1880	-6.4360
	C_D	0.0310	0.0270	0.0350
	C_M	-0.1470	-0.1280	-0.1712
$C_{L \alpha=0}$	C_L	0.4688	0.4753	0.4170
	C_D	0.0270	0.0259	0.0250
	C_M	-0.1200	-0.1180	-0.1111
$C_{L \text{ stall}}$	C_L	1.2420	1.2660	1.1800
	α	15.5000	14.4980	17.2520
	C_D	0.1030	0.1030	0.1230
	C_M	-0.0610	-0.0710	-0.0280

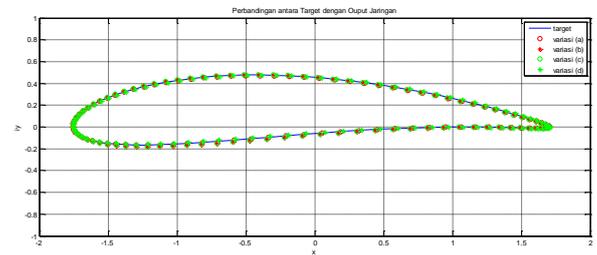
Tabel 4 Hasil Output ANN

Air foil	Variasi tipe (a)	Variasi tipe (b)	Variasi tipe (c)	Variasi tipe (d)	Aktual
(1)	-0.0965 + 0.1114i	-0.1049 + 0.1101i	-0.1044 + 0.1107i	-0.0880 + 0.1176i	-0.0960 + 0.1140i
(2)	-0.1211 + 0.0919i	-0.1088 + 0.0950i	-0.0974 + 0.1009i	-0.1089 + 0.0962i	-0.1050 + 0.0960i
(3)	-0.0491 + 0.1116i	-0.0475 + 0.1106i	-0.0546 + 0.1080i	-0.0596 + 0.1097i	-0.0510 + 0.1140i

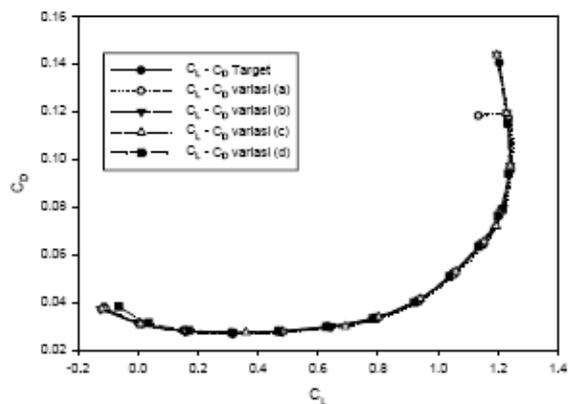
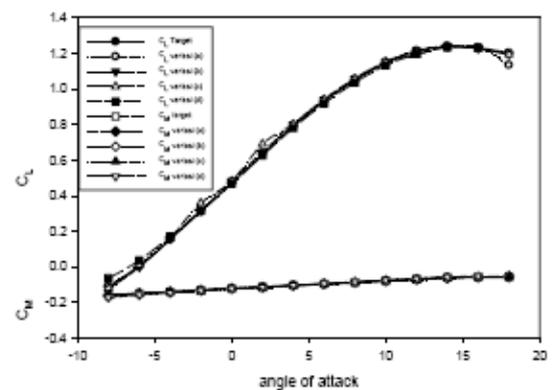
Berdasar output yang berupa koordinat titik pusat pada Tabel 4 di atas, maka dapat dibangkitkan geometri airfoil dengan menggunakan transformasi Joukowski. Selanjutnya dilakukan analisis aerodinamika airfoil tersebut dengan menggunakan CFD.

Hasil-hasil validasi data output ANN dengan CFD disajikan pada Gambar 11 sampai Gambar 16. Dari hasil verifikasi data antara input dengan target didapatkan hasil yang beragam dan mempunyai perbedaan hasil pada masing-masing variasi. Hasil verifikasi dengan CFD menunjukkan hasil yang cukup relevan dan mempunyai korelasi yang cukup baik dengan bentuk geometri.

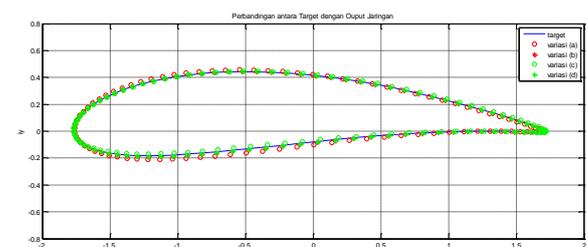
Pada hasil analisis dengan ANN tampak bahwa hasil yang paling baik dari sisi keluaran yang dihasilkan maupun waktu yang diperlukan secara umum diberikan oleh variasi (d).



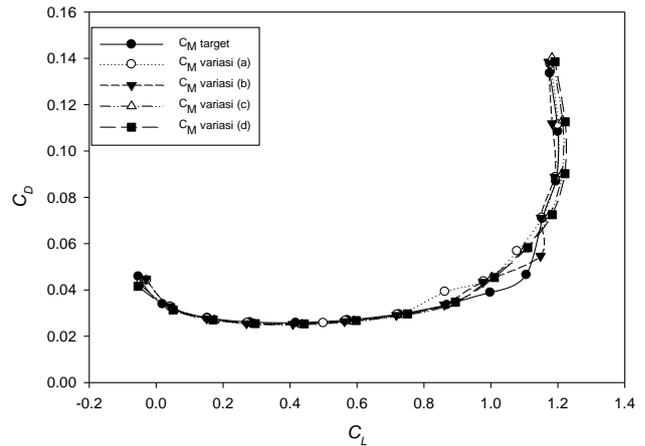
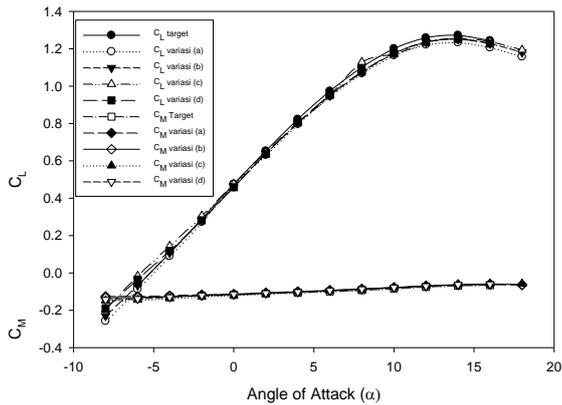
Gambar 11 Variasi perbandingan geometri target dengan output untuk airfoil No. 1



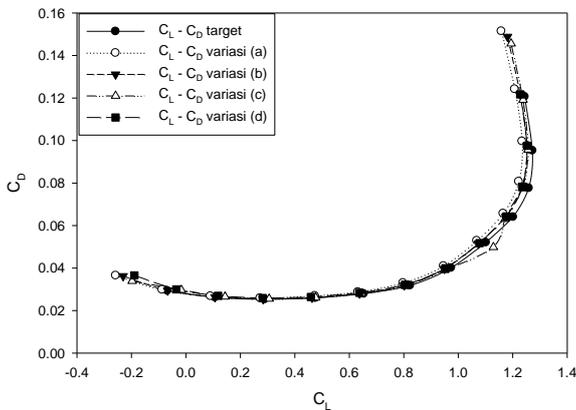
Gambar 12 Karakteristik aerodinamika airfoil No.1



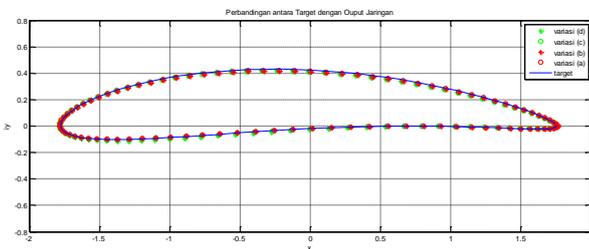
Gambar 13 Variasi perbandingan geometri target dengan output untuk airfoil No. 2



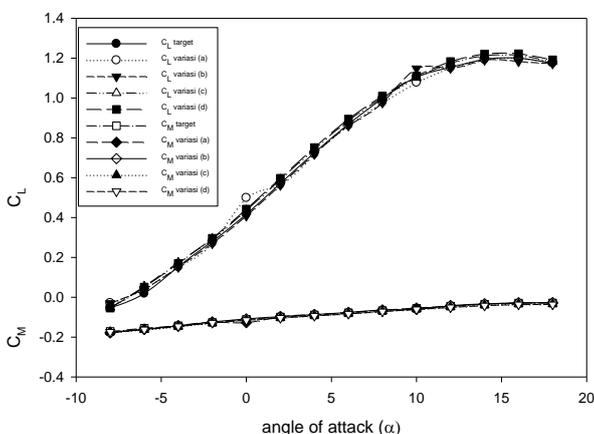
Gambar 16. Karakteristik aerodinamika airfoil No.3



Gambar 14 Karakteristik aerodinamika airfoil No.2.



Gambar 15 Variasi perbandingan geometri target dengan output untuk airfoil No. 3



7. KESIMPULAN DAN SARAN

Dari hasil yang diperoleh maka dapat diambil beberapa kesimpulan, yaitu:

1. Berdasarkan hasil dari masing – masing variasi, maka hasil yang menggunakan metode *scale conjugate gradient* memiliki hasil yang lebih baik.
2. Hasil validasi menunjukkan prosentase kesalahan yang relatif kecil. Hal ini menunjukkan bahwa prosedur perancangan airfoil berbasis komputasi cerdas yang dikembangkan dalam penelitian ini memiliki tingkat keakuratan yang cukup tinggi

Sedangkan beberapa saran dapat disampaikan di sini guna perbaikan lebih lanjut, di antaranya yaitu:

1. Performansi ANN akan lebih baik jika variasi input yang dimasukkan untuk proses pelatihan jaringan lebih banyak dan bervariasi.
2. Perlu diadakan penelitian lanjutan yang berkaitan tentang variasi kecepatan yang dikondisikan, sehingga hasil ANN tidak hanya untuk aplikasi kecepatan angin rendah.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Abbott, Ira. H. and von Doenhoeff, A. E., "Theory of Wing Sections", Dover Publications, Inc., New York, 1958.
- [2] Eastman N. Jacobs and Robert M. Pinkerton, *Test of NACA Airfoil In The Variable Density Wind Tunnel Series 44 and 401*, T. N No 401, N.A.C.A, 1931
- [3] FLUENT, Inc, *Manual FLUENT Documentation*, FLUENT, Inc, 1999.
- [4] FLUENT, Inc, *Manual GAMBIT Documentation*, FLUENT, Inc, 1999.
- [5] Fox, Robert W dan Alan T. Mc Donald, *Introduction to Fluid Mechanics, fourth edition, SI Version*, John Wiley & Sons, Inc, Canada, 1994.

- [6] Fugslang, P., Madsen, H.A., "Optimization Method for Wind Turbine Rotors", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* Vol. 80, 1999, pp. 191-206.
- [7] Gerhart, Philip M dan Richard J. Gross, *Fundamentals of Fluid Mechanics*, Addison-Wesley Publishing Company, Inc., USA, 1985.
- [8] Holman, J.P., *Perpindahan Kalor Edisi Keenam*, Erlangga, Jakarta, 1988
- [9] Munson, Bruce R. Young Donald F. Okiishi, Theodore H. *Mekanika Fluida jilid 2*, Erlangga, Jakarta, 2008.
- [10] Tuakia, Firman, *Dasar-dasar CFD Menggunakan FLUENT*, Informatika, Bandung, 2008.
- [11] Jacobs, Eastman N. and Alber Sherman, *Airfoil Section Characteristics As Affected By Variations Of The Reynolds Number*, Report No. 586, National Advisory Comintte for Aeronautics
- [12] Labib, M.N., *Pengembangan Perancangan Airfoil Sudu Turbin Angin Kecepatan Rendah Berbasis Invers Design Method Menggunakan Artificial Neural Network*, Tugas Sarjana, Jurusan Teknik Mesin UNDIP, 2009.