



Optimasi Aerodinamika-Radar Cross Section (RCS) pada Sayap Cropped Delta dengan Metode Design of Experiments (DOE) dan Multi Objective Genetic Algorithm (MOGA)

Aerodynamic - Radar Cross Section Optimization of Cropped Delta Wing with ANSYS Design of Experiments and Multi Objective Genetic Algorithm

Felix Sunjaya Purnomo^{a,1}, Romie Oktovianus Bura^{b,2}

^aFakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung,
Jl. Ganesha No.10, Kota Bandung, Jawa Barat 40132, Indonesia

^bFakultas Teknologi Pertahanan, Universitas Pertahanan,
Kawasan IPSC, Sentul, Sukahati, Citereup, Bogor, Jawa Barat 16810, Indonesia
Corresponding Author: Romie Oktovianus Bura (romiebura@ae.itb.ac.id)

Abstrak. *Radar Cross Section (RCS)* merupakan kemampuan dari suatu objek dalam memantulkan kembali radar sinyal kembali kepada sumber pemancarnya. Dalam pesawat tempur, angka RCS ini memajukan seberapa besar pesawat tempur tersebut dapat terdeteksi oleh radar lawan ketika pesawat tempur tersebut sedang penetrasi ke wilayah musuh, melaksanakan misi ataupun melakukan manuver tertentu. Dalam perkembangannya, pesawat-pesawat tempur yang didesain sebagai pesawat tempur *low-observable* ini (memiliki RCS rendah) memiliki banyak karakteristik yang bertolak belakang dengan prinsip desain secara aerodinamika. Hal ini dikarenakan pesawat-pesawat tempur *low-observable* memiliki persyaratan tersendiri seperti sedikitnya *edge*, adanya *platform alignment*, dan masih ada banyak hal lainnya. Oleh karena itu karakteristik aerodinamika dari pesawat tempur *low-observable* biasanya akan lebih buruk dibandingkan dengan pesawat konvensional. Berangkat dari hal tersebut dilakukan suatu kajian yang menggabungkan prinsip desain antara pesawat dengan karakteristik aerodinamik yang tertentu dengan tetap memperhatikan prinsip desain untuk pesawat tempur *low-observable*. Proses *trade-off* yang dilakukan dengan menggunakan *multi objective genetic algorithm* dapat mengoptimasi nilai karakteristik aerodinamika seperti koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat, *lift-to-drag ratio* dengan mengubah parameter *swept* dan *thickness* dari airfoil sehingga hasil akhirnya adalah suatu sayap dengan karakteristik aerodinamika yang cukup baik dan memiliki RCS yang minimal khususnya di bagian *threat sector (frontal area)* dari pesawat tempur. Pada proses analisa RCS, digunakan kasus radar *monostatic* di mana sumber radar dan penerima berada pada tempat yang sama. Hasil sayap dengan proses optimasi menggunakan *multi objective genetic algorithm* ini memberikan hasil berupa sayap dengan *platform* tipe *delta* dengan sudut *swept* 40° dengan koefisien gaya angkat yang mengalami perbaikan sebesar 1.12% dari nilai awal dan juga koefisien gaya hambat yang mengalami perbaikan sebesar 2.5%.

Kata Kunci: *radar cross section, low-observable airplane, monostatic radar, karakteristik aerodinamika, multi objective genetic algorithm*

Abstract. *Radar Cross Section (RCS)* is an ability of an object to bounce back radar signal back to its transmitter. On fighter aircraft, RCS is used as measurement of how an aircraft can be detected by enemy radar while penetrating to enemy region, finishing its mission and maneuvering. On the development of fighter aircraft, many fighter aircraft are developed to maintain its low radar cross section characteristic and sacrificing the aerodynamic characteristic on the process. For example many low observable aircraft have as small as possible of edge, planform alignment and facets surface to make sure its radar cross section hold at low number. That is why low observable aircraft has bad aerodynamic characteristic.

Hence, a study of trade off design between aerodynamic and radar cross section characteristic are created to make a good design which maintain its low radar cross section while still has a good aerodynamic characteristic. This can be done by using multi objective genetic algorithm (MOGA) which can optimize its lift coefficient characteristic, drag coefficient characteristic and lift-to-drag ratio characteristic by varying its sweep and thickness of their airfoil so that its aerodynamic characteristic will not change much and still maintain its low RCS, especially on its threat sector (frontal area). While analyzing its radar cross section, assumption of monostatic radar, where the radar-transmitter and radar receiver are co-located, are used.

Multi objective genetic algorithm optimization will give a result as a cropped delta planform ring with 40° leading edge swept back and lift-coefficient value improved as many as 1.12% and the drag-coefficient also improved by 2.5%.

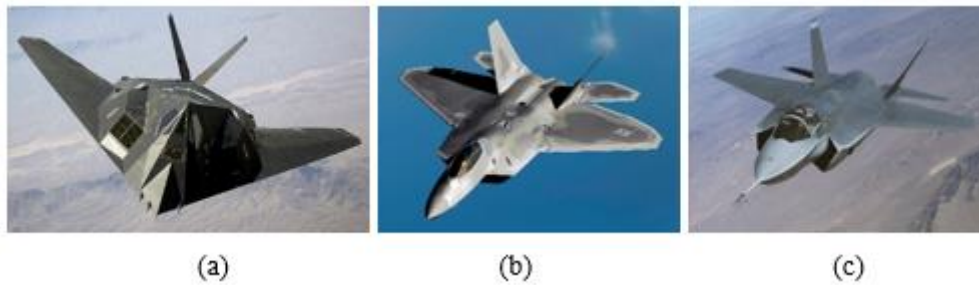
Keywords: radar cross section, low-observable airplane, monostatic radar, aerodynamic characteristic, multi objective generic algorithm

1 Pendahuluan

Pada perkembangan dunia modern saat ini, banyak teknologi yang dapat diterapkan dan diaplikasikan pada satu pesawat tempur. Namun perkembangan pesawat tempur di era mendatang tidak hanya sekedar menggunakan teknologi yang sudah ada, melainkan membuat suatu pesawat tempur yang tidak hanya sekedar menggunakan teknologi yang sudah ada, melainkan membuat suatu pesawat tempur yang tidak hanya memiliki performa pendahulunya, melainkan jauh lebih baik dan dengan biaya yang relatif tidak terlalu mahal.

Salah satu persyaratan dari suatu pesawat tempur menurut Whitford, *Design for Air Combat*^[6], yaitu *stealth*, kemampuan pesawat tempur untuk mampu menyerang target dengan *maximum amount of surprise*. Untuk memenuhi persyaratan *stealth* dari pesawat tempur, menurut referensi Whitford^[6], terdapat tiga hal yang dapat diminimalkan yaitu dari aspek visual seperti mengeliminasi *smoke trail*, melakukan *repaint* atau cat ulang pada pesawat agar menyerupai *environment* tempat misi dilaksanakan, aspek *infrared*, yaitu mengurangi penggunaan *after burner*, dan dari aspek radar, yaitu mengurangi *radar cross-section* dari pesawat tempur itu sendiri. Penggunaan pesawat tempur *low surveillance* dirasakan akan mampu meningkatkan probabilita keberhasilan suatu pesawat tempur dalam melaksanakan misinya karena mampu memberikan *element of surprise* pada area lawan. Selain itu dengan adanya *low surveillance combat aircraft*, diharapkan pesawat mampu memiliki *life cycle* yang lebih panjang dibanding *combat aircraft* yang memiliki RCS lebih tinggi.

Namun terlepas dari manfaat yang tersebut di atas, pesawat tempur *low surveillance* umumnya memiliki performa secara aerodinamika yang lebih rendah dibanding pesawat tempur konvensional. Sebagai contoh adalah pesawat tempur F-117 Nighthawk yang ada pada Gambar 1 memiliki RCS rendah namun juga memiliki performa aerodinamis yang rendah dikarenakan profil geometri berbentuk *facet*. Berikut nilai RCS pada beberapa objek pada tabel 1.



Gambar 1 (a) F-117, (b) F-22, (c) F-35

Tabel 1 RCS Pesawat Tempur

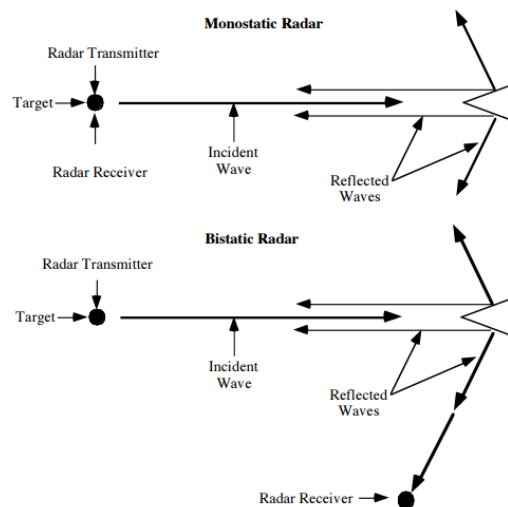
Target	RCS (m ²)
Navy cruiser (length 200m)	14000
B-52 Stratofortress	100 - 125
C-130 Hercules	80
F-15 Eagle	10 - 25
Su-27 Flanker	10 - 15
F-4 Phantom	6 - 10
Mig-29 Fulcrum	3 - 5
F-16 A	5
F-18 C/D Hornet	1 - 3
M-2000	1 - 2
F-16 C (with reduced RCS)	1,2
T-38 Talon	1
B-1B Lancer	0,75 - 1
Sukhoi FGFA prototype*	0,5
Tomahawk TLAM	0,5
Exocet, Harpoon	0,1
Eurofighter Typhoon	0,1 class
F-18 E/F Super Hornet	0,1 class
F-16 IN Super Viper**	0,1 class
Rafale	0,1 class
B-2 Spirit	0,1 or less
F-117A Nighthawk	0,025 or less
bird	0,01
F-35 Lightning II	0,0015 - 0,005
F-22 Raptor	0,00001
insect	0,00001

Oleh karena itu diperlukan suatu kompromi atau *trade-off* study untuk mengimbangi desain pesawat tempur yang *low surveillance* namun tetap memiliki karakteristik aerodinamik yang cukup bagus. Penerapan *trade-off study* tersebut dapat menjadi suatu cara bagi produsen pesawat untuk menciptakan pesawat yang memiliki efisiensi aerodinamika yang lebih tinggi dan juga memiliki RCS yang cukup rendah sehingga memiliki presentase tingkat keberhasilan dalam misi yang lebih tinggi.

2 Teori Dasar

Radar Cross Section adalah kemampuan suatu target dalam memantulkan kembali radar sinyal ke arah *source* dari radar *transmitter*. RCS memiliki satuan *square meters* karena RCS menunjukkan *signature* dari suatu target, khususnya pesawat tempur, karena dapat dikatakan bahwa RCS menunjukkan pula *projected area* dari sebuah *metal sphere* yang akan memancarkan sejumlah *power* yang diradiasikan ke arah suatu target.

Pada analisa RCS biasa terdapat dua jenis kasus seperti yang ada pada Gambar 2, yaitu kasus *monostatic* di mana *radar transmitter-receiver* terletak di satu tempat, atau kasus *bistatic* di mana *radar transmitter* dan *receiver* terpisah di lokasi berbeda.



Gambar 2 Konsep RCS referensi^[11]

Persamaan yang menyatakan RCS tercantum pada persamaan (1) sebagai berikut:

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi r^2 \frac{|E_{scattered}|^2}{|E_{incident}|^2} \quad (1)$$

Dengan:

- σ : Radar Cross Section (m²)
- r : Jarak target
- E : Medan listrik

Dalam perhitungan atau unit yang biasa digunakan dalam menyatakan RCS dapat pula dinyatakan dalam satuan *decibels* (Db).

Keuntungan dari pengurangan RCS menurut referensi ^[11] adalah sebagai berikut:

- Pengurangan jarak deteksi dari target atau pesawat.
- Pengurangan di bagian *search area* atau *search volume* dari *enemy radar* akan membutuhkan waktu untuk melakukan *scan* yang lebih lama dibandingkan untuk jumlah *space* yang sama.
- Dengan hanya sebagian kecil radar atau *electromagnetic signature* yang dipantulkan akan membuat musuh atau pihak lawan tidak dapat mendeteksi benda apa yang sedang mendekat.

2.1 Scattering Radar Mechanism

a. *Specular scattering*

Prinsip ini di mana sudut refleksi adalah sama dengan sudut datang (*billiard-ball scattering*)

b. *Multiple bounce structures*

Mekanisme di mana energi dipantulkan dari satu permukaan ke permukaan lain sebelum menjadi *billiard-ball bouncing* kembali ke *transmitter/receiver*. Fokus pengurangan terjadi pada *distinct corner reflector* yang harus dihindari. Biasanya *distinct corner reflector* ada pada *intersection* antara *fuselage* dan *tail, trailing edge* dan *fuselage*. Kedua lokasi itu potensial menjadi sumber *two bounce corners*. Inlet biasanya dibentuk *serpentine* untuk membuat adanya *multiple bounce*.

c. *Sidelobe scattering*

Merupakan fenomena pantulan terbesar yang diakibatkan *incident wave* datang normal terhadap permukaan objek.

d. *Creeping Wave scattering*

Adalah fenomena ketika gelombang elektromagnetik mengikuti kontur profil geometri objek sasaran lalu kembali ke radar *transmitter*-nya. Ketika $\frac{2\pi a}{\lambda}$ antara 1 hingga 10, *range* ini disebut *mie region*. *Creeping wave* pada *mie region* pada *aircraft* sangat besar pengaruhnya karena dapat menyebabkan *creeping wave*.

e. *Travelling Wave scattering*

Gelombang radar yang datang dapat memicu adanya *travelling current wave* yang akan berjalan mengikuti permukaan hingga menemui *vertex* atau *edge* yang kemudian memantulkan kembali *current wave* tersebut. *Backward/Forward Travelling current waves* memancarkan energi ke segala arah tetapi Intensitas ke arah radar cukup signifikan.

2.1.1 Metode Optimasi

Metode optimasi yang digunakan adalah menggabungkan *Design of Experiment* dengan *Multi Objective Genetic Algorithm*. *Design of Experiment (DOE)* adalah eksperimen yang lebih terencana di mana semua parameter terkait divariasikan pada *range* tertentu untuk melihat pengaruhnya terhadap *output*.

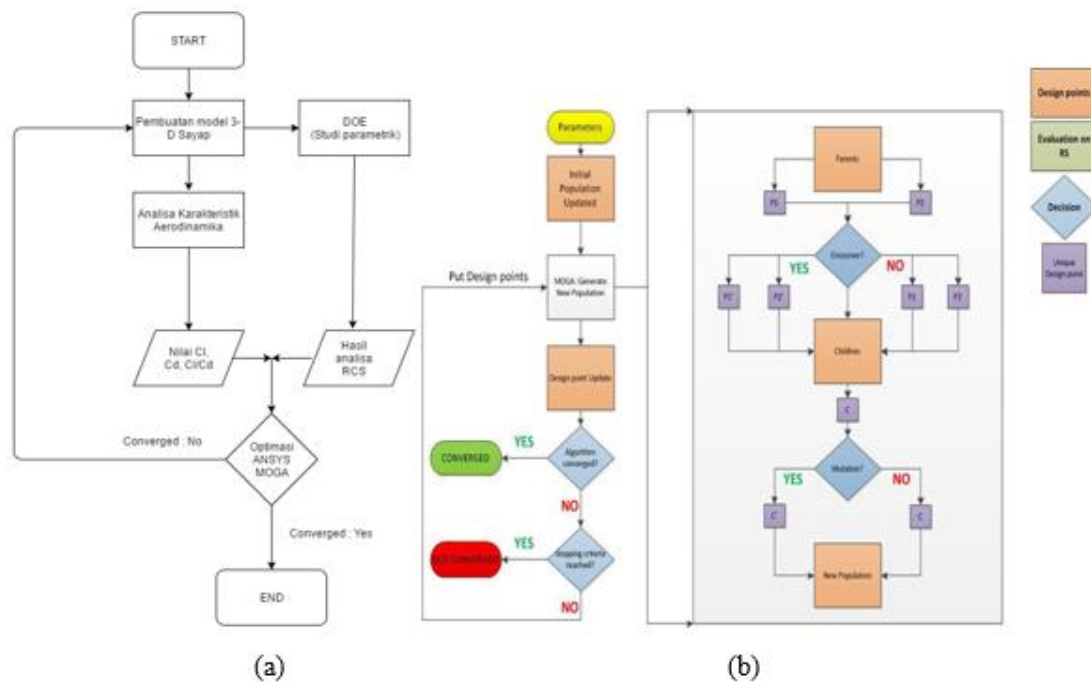
Pada ANSYS terdapat suatu fitur melakukan optimasi dengan metode *Multi Objective Genetic Algorithm (MOGA)* yang merupakan varian dari *Non-dominated Sorted Genetic Algorithm-II (NSGA-II)*. *Pareto ranking scheme* melalui *MOGA* dilakukan secara cepat dan dengan menggunakan metode *non-dominated sorting* yang lebih cepat daripada metode tradisional *pareto ranking*. Sebenarnya metode *MOGA* merupakan salah satu pendekatan dari *design of experiment* di mana proses optimasi dilakukan dengan menggunakan beberapa atau banyak desain yang pada perangkat lunak ANSYS disebut sebagai *design points*. Perbedaan besar antara *design of experiment* dengan *MOGA* adalah pada proses penentuan sampel dan juga pada adanya *pareto percentage*.

Pareto percentage sendiri merupakan salah satu istilah di mana biasa dinyatakan sebagai *pareto efficiency*. Jika nilai *pareto efficiency* tercapai artinya hasil sudah merupakan solusi optimum,

atau belum ada solusi lain yang lebih baik dari solusi ini. Istilah ini dinamakan berdasarkan ahli ekonomi Italia, Vilfredo Pareto.

3 Simulasi

Simulasi dilakukan dengan menggunakan program SIEMENS NX untuk menghasilkan model 3-D, kemudian ANSYS HFSS dan ANSYS Workbench (CFX dan DX) untuk analisa nilai RCS dan karakteristik Aerodinamika dari planform sayap tersebut. Algoritma simulasi tercantum pada Gambar 3 yang tercantum berikut.



Gambar 3 (a) Flowchart Metodologi Optimasi RCS-Aero dan (b) Flowchart optimasi menggunakan MOGA

Simulasi diawali dengan membuat model planform sayap 3-D berbentuk cropped delta dengan geometri seperti tercantum pada Tabel 2.

Tabel 2 Konfigurasi Flight Condition Cropped Delta

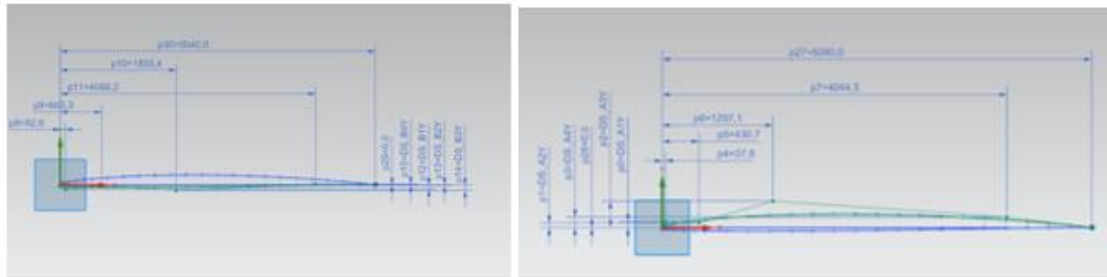
Cropped Delta	Configuration		Flight Condition	
	Span	9.14 m	Altitude	15000 ft
	Root Chord	5.04 m	Static Pressure	57180.57 Pa
	Leading Edge Swept	41°	Static Temperature	258.43 K
	Airfoil	NACA 64A2014	Mach	0.8

Tabel 3 Variasi Thickness and Leading Edge Swept

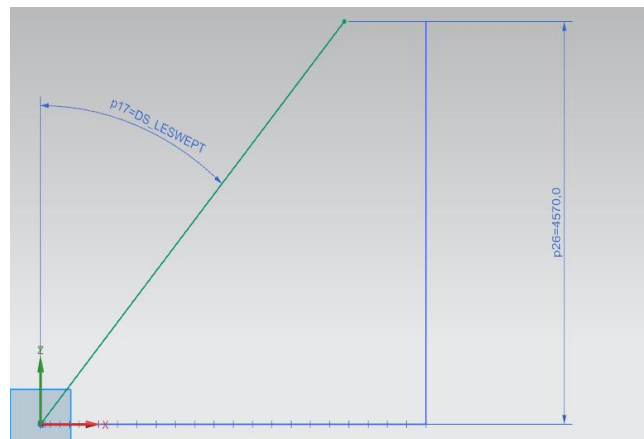
Cropped Delta	Thickness	Naca 64A024
		Naca 64A206
		Naca 64A210
		Naca 64A212
	Leading Edge Swept	10

		20
		30
		40
		45

Setelah geometri didapatkan, dilakukan parameterisasi di 4 titik sepanjang permukaan atas *airfoil* dan 4 titik sepanjang permukaan bawah *airfoil* serta variasi sudut *leading edge swept* seperti tertera pada Gambar 4 dan Gambar 5. Hal ini dilakukan karena pada saat proses optimasi dilakukan, 9 nilai parameter tersebut akan divariasikan oleh ANSYS MOGA dengan *cross-over* dan mutasi untuk mendapatkan nilai baru yang memenuhi *objective function* yang diinginkan.



Gambar 4 (kiri) *Airfoil* dengan parameter bagian *lower* dan (kanan) *airfoil* dengan parameter bagian *upper*



Gambar 5 Gambar parameter *leading edge swept*

Setelah itu dilakukan design of experiments dengan menggunakan ANSYS HFSS untuk mendapatkan hasil kajian mengenai pengaruh *leading edge swept* dan tebal *airfoil* terhadap nilai RCS. Selanjutnya dilakukan analisis karakteristik aerodinamika menggunakan program CFX. Hasil nilai karakteristik aerodinamika yang didapat akan digunakan sebagai dasar nilai *objective function* untuk melakukan optimasi karakteristik aerodinamika dengan menggunakan ANSYS Multi Objective Genetic Algorithm dengan ketentuan sebagai berikut:

- Maximize CL ; $CL \geq CL_{base}$
- Maximize CD ; $CD \geq CD_{base}$
- Maximize CL/CD ; $CL/CD \geq CL/CD_{base}$

Pada saat proses optimasi, 9 parameter yang divariasikan pada *airfoil* akan terus berubah nilainya sehingga menghasilkan desain baru yang memiliki *airfoil* dengan ketebalan yang lebih tipis dibanding *base airfoil* dan memiliki sudut *swept* yang lebih besar dibanding *base* sesuai kriteria yang sudah ditentukan oleh *user* seperti tertera pada Gambar 6. Proses perubahan nilai parameter

ini yang secara otomatis dilakukan oleh MOGA menggunakan *cross over* dan mutase sambil membandingkan nilai *objective function*. Iterasi ini akan berjalan terus hingga salah satu kriteria konvergensi terpenuhi yaitu jumlah iterasi maksimum tercapai atau *stability convergence* tercapai.

Table of Schematic B2: Optimization				
	A	B	C	D
1	Input Parameters			
2	Name	Lower Bound	Upper Bound	
3	P9 - DS_A1Y	64.128	71.253	
4	P8 - DS_A4Y	112.32	124.8	
5	P7 - DS_B3Y	77.816	86.462	
6	P6 - DS_B1Y	61.791	68.657	
7	P5 - DS_A3Y	281.05	312.28	
8	P4 - DS_B2Y	7.4103	8.2336	
9	P2 - DS_B4Y	11.129	12.365	
10	P1 - DS_A2Y	52.138	57.932	
11	P11 - DS_LESWEPT	40	45	

Gambar 6 Gambar *upper* dan *lower* bound dari 9 parameter

4 Analisis

Dari hasil simulasi diperoleh 3 kandidat desain baru untuk sayap *cropped delta* dengan nilai karakteristik aerodinamika dan RCS tercantum pada Tabel 4, Tabel 5, dan Tabel 6 berikut:

Tabel 4 Perbandingan nilai *Cl*, *Cd* geometri awal terhadap kandidat 1

Base		Angle of attack	Candidate_1	
<i>Cl</i>	<i>Cd</i>		<i>Cl</i>	<i>Cd</i>
0.2556	0.0145	0	0.2584	0.0141
0.4826	0.0778	5	0.4861	0.0782
0.7890	0.2615	10	0.8031	0.2664
0.9476	0.4949	15	0.9704	0.5073
1.0421	0.7503	20	1.0574	0.7625
1.0763	0.9991	25	1.1010	1.0236
1.1047	1.2740	30	1.1143	1.2863
1.0694	1.6658	38	1.0702	1.7894
1.0511	1.7564	40		

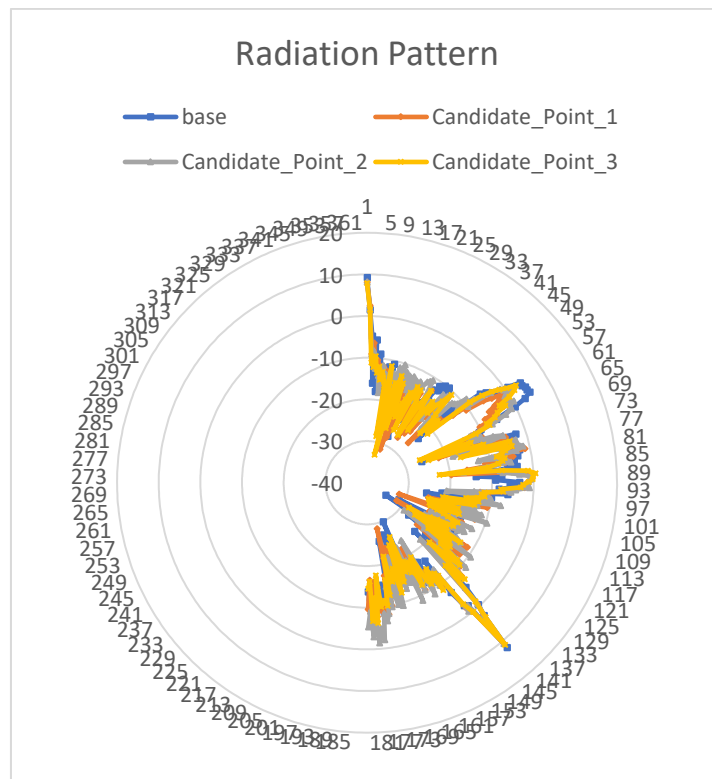
Tabel 5 Perbandingan nilai *Cl*, *Cd* geometri awal terhadap kandidat 2

Base		Angle of attack	Candidate_2	
<i>Cl</i>	<i>Cd</i>		<i>Cl</i>	<i>Cd</i>
0.2556	0.0145	0	0.2618	0.0143
0.4826	0.0778	5	0.4358	0.0687
0.7890	0.2615	10	0.8115	0.2684
0.9476	0.4949	15	0.9676	0.5061
1.0421	0.7503	20	1.0620	0.7654

1.0763	0.9991	25	1.0947	1.0163
1.1047	1.2740	30	1.1702	1.3504
1.0694	1.6658	38	0.9998	1.5564
1.0511	1.7564	40	1.0047	1.6782

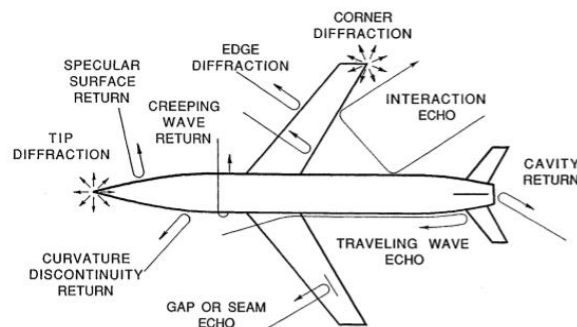
Tabel 6 Perbandingan nilai CI, Cd geomteri awal terhadap kandidat 3

Base		Angle of attack	Candidate_3	
CI	Cd		CI	Cd
0.2556	0.0145	0	0.2583	0.0141
0.4826	0.0778	5	0.4860	0.0783
0.7890	0.2615	10	0.8022	0.2657
0.9476	0.4949	15	0.9680	0.5069
1.0421	0.7503	20	1.0596	0.7641
1.0763	0.9991	25	1.1039	1.0261
1.1047	1.2740	30	1.1139	1.2856
1.0694	1.6658	38	1.0845	1.6894
1.0511	1.7564	40	1.0658	1.7816



Gambar 7 RCS dari 3 Candidate Design Point

Terlihat dari Gambar 7 yang menyatakan hasil analisis RCS dalam bentuk *radiation pattern* setiap *candidate point*. Pada *candidate 3* memiliki RCS yang lebih rendah terutama di bagian *frontal area* sayap di mana *frontal area* merupakan *area* rawan yang perlu diperhatikan. Karena hasil proses simulasi optimasi menunjukkan *swept* sebesar 40 derajat adalah sudut *swept* yang optimum dalam rangka meningkatkan performa aerodinamika, maka *specular lobe* semua kandidat terjadi pada jangkauan area yang sama yaitu di sudut 40° karena merupakan normal dari permukaan sayap RCS rata-rata terkecil terdapat pada *candidate point 3* yaitu sebesar 0.041 m² jika dibandingkan base *cropped delta* yang memiliki rata-rata 0.048 m². Pada kandidat poin 1, RCS dari kandidat nomor 1 menyatakan nilai RCS sebesar 0.042 m² dan untuk kandidat poin 2, RCS dari kandidat nomor 2 merupakan yang terbesar yaitu sebesar 0.073 m². Besarnya nilai RCS antar *design point* berbeda dikarenakan adanya perubahan *thickness airfoil* sesuai hasil optimasi menggunakan MOGA. Dengan semakin tipisnya *airfoil*, oleh adanya pengaruh *traveling wave* juga mengecil (karena nilai intensitas yang dipancarkan oleh pengaruh travelling wave akan makin besar seiring bertambah jarak yang harus dilalui^[1]). Meskipun *airfoil* dengan *thickness* lebih tipis tentunya akan memiliki nilai *creeping wave* yang lebih besar namun berdasarkan referensi *Knott chapter 6* pada buku *radar cross section*^[1] pengaruh *traveling wave* lebih besar dibandingkan *creeping wave* sehingga penambahan nilai RCS akibat traveling wave lebih signifikan dibandingkan *creeping wave*.



Gambar 8 Hypothetical scattering mechanism pada airframe structure

Dengan menggunakan hasil optimasi aerodinamika dan mempertimbangkan nilai RCS, dapat digunakan *candidate point 1* sebagai hasil optimasi yang paling optimum karena mengalami perbaikan nilai *Cl* sebesar 1.12% dan perbaikan nilai *Cd* sebesar 2.5% meskipun nilai RCS *candidate design 1* sedikit lebih besar dibandingkan *candidate design 2* yaitu memiliki perbedaan sebesar 6.2E-4.

5 Kesimpulan

Kesimpulan yang didapat adalah sebagai berikut:

1. Terdapat kaitan antara bentuk *planform* sayap dan *airfoil* terhadap *radar cross section* dan karakteristik aerodinamika di mana sayap dengan bentuk *planform diamond* akan memiliki *radar cross section* yang lebih baik dibanding dengan *straight wing* atau *delta wing*. Selain itu konfigurasi sayap yang menggunakan *airfoil* tipis akan lebih baik dalam mengurangi RCS.
2. Metodologi perancangan dengan metode optimasi menggunakan *multi objective genetic algorithm* dapat dilakukan dengan melakukan *trade off* pada *input parameter* yaitu membatasi *range* variasi *parameter* pada *range* di mana RCS akan semakin kecil namun dengan menggunakan karakteristik aerodinamika sebagai objektif.

Dari hasil optimasi *planform* sayap pesawat *cropped delta* didapatkan sayap dengan perbaikan nilai CI sebesar 1.12% dengan performa RCS yang tidak jauh berbeda dari desain awal.

Referensi

- [1] Knott, Eugene F., Michael T. Tuley and John F. Shaeffer, "Radar Cross Section, 2nd Edition", SciTech Publishing, United States of America, 2004.
- [2] Coppin, Joe, "Aerodynamics, Stability and Shape Optimisation of Unmanned Combat Air Vehicle", University of Sheffield, Sheffield, Southern Yorkshire, England, 2014.
- [3] Daniel, DiCara, "Development of an Aerodynamics/RCS Framework for the Preliminary Design of a Hypersonic Aircraft", Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, United States, 2006.
- [4] Ufimtsev, Father of Stealth Aircraft: https://www.youtube.com/watch?v=lq-xLLcL_1k
- [5] Mason, W, B-52: http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/B52S05.pdf
- [6] Whitford, Ray., "Design for Air Combat", England, 1987.
- [7] Aircraft RCS: <http://www.globalsecurity.org/military/world/stealth-aircraft-rs.htm>
- [8] Radar Targets: http://www.alternatewars.com/BBOW/Radar/Radar_Targets.htm
- [9] B-52 Stratofortress: <http://planes.axleageeks.com/1/377/Boeing-B-52-Stratofortress>
- [10] F-22 Raptor: <https://theaviationist.com/wp-content/uploads/2015/06/F-22-Raptor-aar.jpg>
- [11] Mason, W., "Fifteen Minutes of Stealth in Aircraft Design", 2006.
- [12] Radar Cross Section: [http://www.microwaves101.com/encyclopedia/Navy%20handbook/4.11%20Radar%20Cross-Section%20\(RCS\).pdf](http://www.microwaves101.com/encyclopedia/Navy%20handbook/4.11%20Radar%20Cross-Section%20(RCS).pdf)
- [13] Maxwell's Equation and Electromagnetic Waves: <http://web.mit.edu/8.02t/www/materials/StudyGuide/guide13.pdf>
- [14] Spurgeon, William, Robert B. Bossoli, Nicholas Hirth and Kenneth Ferreira, "RCS Predictions from a Method of Moments and a Finite Elements", 2010.
- [15] <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19750003821.pdf>
- [16] Hall, Chapmann, "Radar Cross Section Chapter 2", 2000.
- [17] O'Donnell, Dr. Robert M., "Radar Systems Engineering Lecture 7 part 2", IEEE New Hampshire, 2009.
- [18] Zikidis, Konstantinos, "Low Observable Principles, Stealth Aircraft and Anti-Stealth Technology." Journal of Computations and Modelling, vol. 4, no.1, 2014, pp. 129-165.
- [19] Chen, Shicun, "Numerical Simulation on the Radar Cross Section of Variable Sweep Wing Aircraft", 2015.
- [20] Biradjar, Mahasidha R. & Sandip A. Kale, "Effect of Leading Edge Radius and Blending Distance from Leading Edge on the Aerodynamics Performance of Small Wind Turbine Blade Airfoil", 2015.