

OPTIMASI SPOILER DENGAN BENTUK MULTI-ELEMENT AIRFOIL

Temmy Lukito¹⁾ Teng Sutrisno, S.T., M.T.²⁾

Program Studi Teknik Mesin Universitas Kristen Petra^{1,2)}

Jl. Siwalankerto 121-131, Surabaya 60236. Indonesia^{1,2)}

Phone: 0062-31-8439040, Fax: 0062-31-8417658^{1,2)}

E-mail : temmylukito@aol.com ¹⁾ tengsutrisno@petra.ac.id ²⁾

ABSTRAK

Aerodinamika pada dunia otomotif terus dikembangkan untuk menghasilkan kendaraan dengan konsumsi bahan bakar serendah mungkin. Kendaraan dengan konsumsi bahan bakar rendah cenderung sulit untuk dikendalikan pada kecepatan tinggi. Spoiler merupakan komponen aksesoris pada mobil yang bertujuan untuk menambah downforce sehingga kendaraan memiliki traksi lebih besar pada kecepatan tinggi dan lebih mudah untuk dikendalikan.

Multi-element airfoil adalah dua atau lebih airfoil yang tersusun dan telah diaplikasikan pada pesawat terbang dan pada kendaraan Formula 1 dengan nama drag reduction system (DRS). Spoiler dengan bentuk inverted airfoil dilakukan optimasi untuk dijadikan inverted multi-element airfoil pada penelitian ini. Tahap pada penelitian ini adalah mengoptimasikan single element airfoil menjadi bentuk cut single element airfoil yang selanjutnya diproses menjadi multi-element airfoil.

Spoiler dengan bentuk multi-element airfoil memiliki nilai lift/drag yang lebih baik dibandingkan single element airfoil. Gaya drag mengalami penurunan dan gaya lift mengalami peningkatan pada spoiler dengan bentuk multi-element airfoil. Nilai lift/drag meningkat sebesar 52,7%, gaya lift meningkat sebesar 25,7%, dan gaya drag menurun sebesar 17,68%. Maka, spoiler dengan bentuk multi-element airfoil lebih baik diaplikasikan daripada spoiler dengan bentuk single element airfoil.

Kata kunci: spoiler, aerodinamika, airfoil.

1. Pendahuluan

Inverted airfoil atau yang lebih dikenal sebagai *spoiler* merupakan komponen yang digunakan untuk menambahkan gaya *lift* pada bagian belakang kendaraan untuk menambahkan stabilitas dan daya cengkram ban pada jalan. Pada kendaraan yang menggunakan *spoiler*, kendaraan memiliki *downforce* yang lebih besar dan penambahan gaya *drag*. Gaya *drag* bersifat menghambat laju kendaraan serta menurunkan kecepatan maksimum.

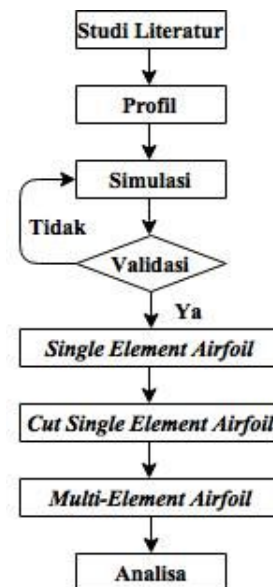
Multi-element airfoil adalah dua atau lebih *airfoil* yang disusun secara teratur. *Multi-element airfoil* mengalirkan aliran udara lebih baik sehingga meminimalisir separasi aliran saat dihadapkan pada kondisi dengan *angle of attack* yang besar. *Multi-element airfoil* juga mengurangi gaya *drag* pada *airfoil* karena aliran udara dapat mengalir dengan baik. *Multi-element airfoil* juga dapat digunakan untuk mendapatkan gaya *lift* yang besar dengan *angle of attack* yang ekstrim.

Tujuan dari optimasi ini adalah mendesain *spoiler* kendaraan tipe sedan dengan menggunakan *multi-element airfoil* secara optimal dengan cara optimasi dimensi parameter dua *airfoil* yang tersusun membentuk *single element airfoil*. *Lift/drag* yang dihasilkan dari *multi-element airfoil* meningkat minimal sebesar 10% dari *lift/drag single element airfoil*.

Manfaat dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan *spoiler* dengan *downforce* yang lebih baik dalam bentuk *multi-element airfoil* sehingga traksi kendaraan lebih baik [1].

2. Metodologi Penelitian

Dalam penelitian ini ditetapkan metodologi penelitian sebagai berikut:



Pertama-tama dilakukan studi literatur. Proses ini melakukan studi dengan bantuan literatur untuk menentukan profil yang akan menjadi batasan masalah dalam simulasi. Kemudian dilanjutkan dengan tahap profil dimana batasan masalah ditentukan dengan

bantuan studi literatur sehingga dapat disimulasikan. Dengan menggunakan program CFD, dilakukan simulasi untuk seluruh tahapan penelitian optimasi.

Validasi dilakukan untuk membandingkan hasil dari simulasi dengan kondisi nyata. Dalam penelitian ini validasi menggunakan metode perhitungan C_p [5]. Dengan mengetahui besar perbedaan data maka *margin error* dapat ditetapkan. Dengan mengetahui *margin error* dari simulasi maka simulasi dilanjutkan dengan melakukan optimasi *angle of attack single element airfoil*.

Optimasi *multi-element airfoil* dimulai dengan mengatur *angle of attack* dari *single element airfoil*. *Airfoil* yang baik untuk dilakukan optimasi adalah *airfoil* dengan keadaan terjadinya separasi dan terciptanya *wake*, namun tidak mengalami *blade stall*. Keadaan tersebut disebabkan oleh *multi-element airfoil* akan memperbaiki aliran sehingga *wake* hilang, dan jika *airfoil* mengalami *blade stall*, maka perbaikan aliran yang diharapkan dengan bentuk *multi-element airfoil* ditakutkan tidak dapat terjadi. Kemudian, *single element airfoil* yang digunakan untuk optimasi akan dilakukan pemotongan dan diberikan celah pada *airfoil*. Optimasi pada tahap ini terdapat 2 variabel yaitu proporsi *airfoil* depan dan belakang untuk menentukan letak celah dan besar celah.

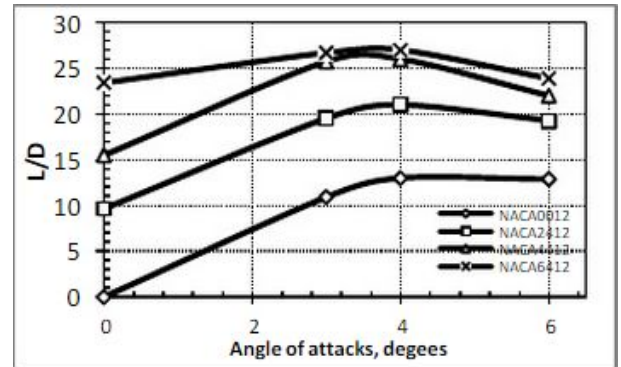
Dengan memiliki *cut single element airfoil* yang telah optimum maka dilakukan optimasi dengan bentuk *multi-element airfoil*. Pada tahap ini terdapat 2 variabel yang dilakukan optimasi yaitu *angle of attack* dan besar *overlap* dari *airfoil*. Dengan mendapatkan *airfoil* yang optimum dari penelitian maka dilakukan analisa berdasarkan mekanika fluida [3] untuk menjelaskan hasil penelitian ini.

3. Hasil dan Pembahasan

Batasan masalah dari penelitian ini ditetapkan dengan melakukan studi literatur dan ditetapkan sebagai berikut:

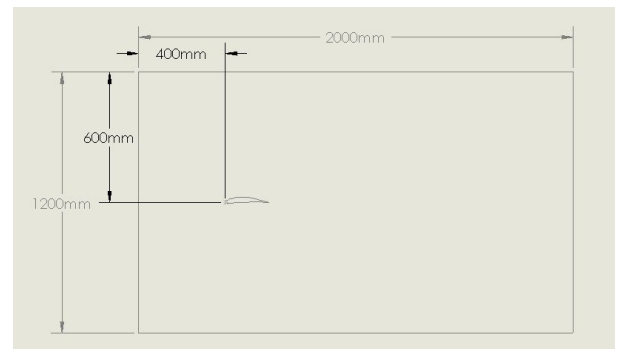
- Tipe *airfoil* : NACA 6412
- *Chord length* : 200 mm
- Kecepatan : 37,562 m/s
- Reynolds Number : 528.780

Airfoil NACA 6412 menjadi batasan masalah dalam penelitian ini karena melihat penelitian dari Mosaad, Gaafary, El-Kilani, dan Amin [2]. Dari penelitian mereka, *airfoil* dengan *maximum thickness*, *chord length*, dan letak *maximum camber* yang sama dilakukan analisa penambahan *camber* pada *airfoil*. *Airfoil* yang dilakukan analisa berupa NACA 0012, 2412, 4412, dan 6412. Hasilnya adalah *camber* yang lebih besar memiliki nilai L/D yang lebih besar seperti yang dapat dilihat pada gambar berikut:

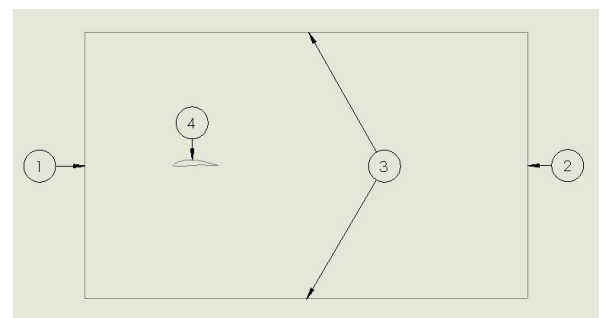


Gambar (1) Efek Camber terhadap L/D [2]

Simulasi dilakukan dengan menggunakan program CFD Gambit dan Fluent. Dalam program Gambit, pengaturan dan ukuran *boundary* yang digunakan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:



Gambar (2) Ukuran *boundary*

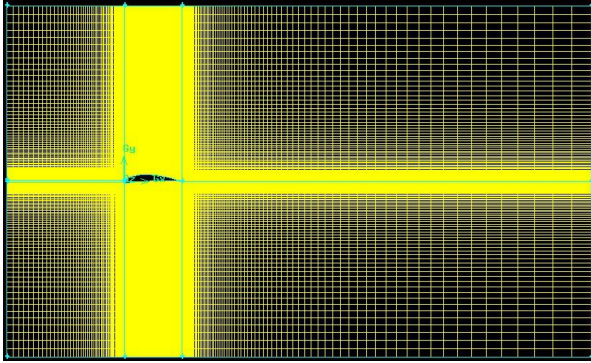


Gambar (3) *Boundary types*

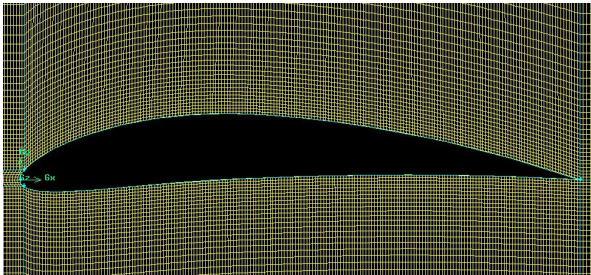
Keterangan untuk *boundary types* adalah sebagai berikut:

1. *Velocity Inlet*
2. *Outflow*
3. *Symmetry*
4. *Wall*

Meshing pada program Gambit menggunakan bentuk *quad-map*. Bentuk *meshing* dalam penelitian ini sebagai berikut:



Gambar (4) Meshing simulasi



Gambar (5) Meshing pada daerah airfoil

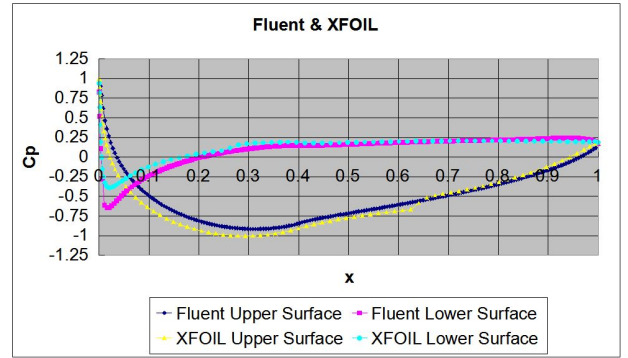
Pada daerah mendekati *airfoil*, *meshing* yang digunakan menggunakan ukuran *interval size* 1 dengan rasio 1 : 1. Pada daerah yang menjauhi *airfoil*, *meshing* yang digunakan menggunakan rasio 1 : 1,05 dan menggunakan *interval count* dengan nilai yang berbeda tergantung dari kerapatan *meshing* pada daerah yang mendekati *airfoil* sehingga *meshing* merenggang secara bertahap.

Dalam program Fluent, dilakukan pengaturan yang dapat dilihat pada tabel berikut.

Tabel (1) Pengaturan program Fluent

Setting	Pilihan pertama	Pilihan kedua
Scale	Grid Was Created In	mm
Models	Viscous	<i>k-ε realizable</i>
Operating Conditions	Reference Pressure Location X (m)	-0,4
Operating Conditions	Reference Pressure Location Y (m)	0
Boundary Conditions	Velocity Inlet (m/s)	37,562
Initialize	Compute From	Velocity Inlet
Reference Values	Compute From	Velocity Inlet
Reference Values	Reference Zone	Fluid

Validasi dilakukan dengan membandingkan data C_p program Fluent dengan data C_p program Xfoil. Perbedaan C_p dengan *angle of attack* 0° dapat dilihat pada grafik berikut:



Gambar (6) Grafik C_p Fluent dan Xfoil

Dengan menghitung nilai integral C_p dengan persamaan (1) [4] dan memasukkan nilai tersebut ke persamaan (2), (3), dan (4) untuk mendapatkan nilai C_L maka diketahui besar perbedaan dari kedua simulasi.

$$I \cong (b-a) \frac{f(x_0) + 4 \sum_{i=1,3,5}^{n-1} f(x_i) + 2 \sum_{j=2,4,6}^{n-2} f(x_j) + f(x_n)}{3n} \quad (1)$$

$$C_{F_x} = \frac{1}{c} \int_{y_x=0}^{y_x=c} (C_{p_u} - C_{p_l}) dy \quad (2)$$

$$C_{F_y} = -\frac{1}{c} \int_0^c (C_{p_u} - C_{p_l}) dx \quad (3)$$

$$C_L = -C_{F_x} \sin \alpha + C_{F_y} \cos \alpha \quad (4)$$

Dengan mengetahui perbedaan C_L sebesar 0,092 maka besar perbedaan data simulasi didapatkan dan simulasi ini dilanjutkan dengan melakukan penelitian optimasi.

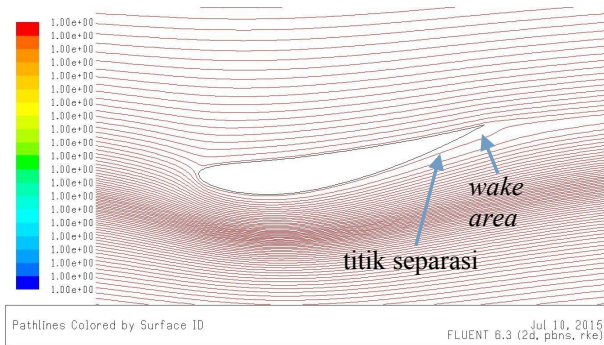
● Single Element Airfoil

Dengan melihat tabel berikut maka *airfoil* untuk diproses ke tahap *cut single element airfoil* dapat dianalisa.

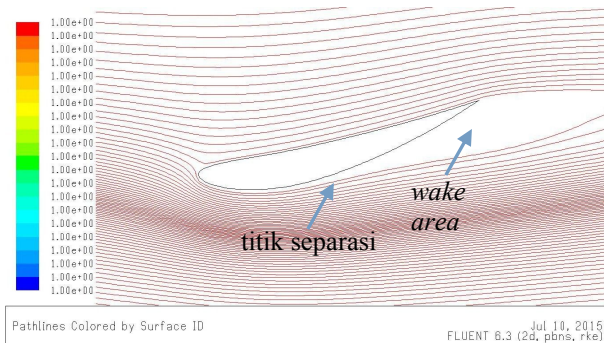
Tabel (2) Data simulasi *single element airfoil*

Angle of Attack	Drag (N)	Lift (N)	C_D	C_L	L/D
0°	6.598	86.329	0.0382	0.4995	13.084
5°	9.831	167.422	0.0569	0.9687	17.030
10°	15.228	241.236	0.0881	1.3958	15.841
15°	25.358	228.803	0.1467	1.3238	9.023
20°	66.468	191.895	0.3846	1.1103	2.887

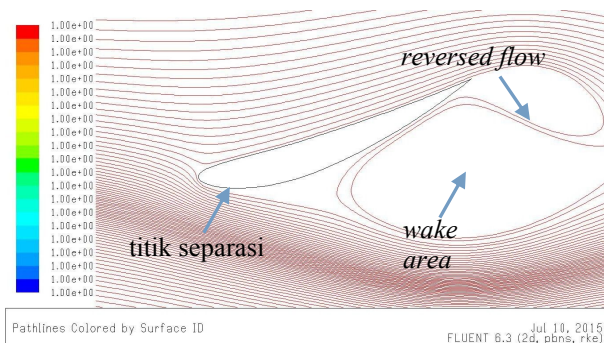
Dapat dilihat bahwa nilai *lift* terbesar dimiliki oleh *airfoil* dengan *angle of attack* 10° dan kemudian nilai *lift* tersebut mengalami penurunan. Penurunan nilai *lift* ini diakibatkan oleh terjadinya separasi aliran dan terciptanya *wake*. Untuk memudahkan penjelasan maka berikut adalah gambar *pathlines*.



Gambar (7) Pathlines single element airfoil dengan angle of attack 10°



Gambar (8) Pathlines single element airfoil dengan angle of attack 15°



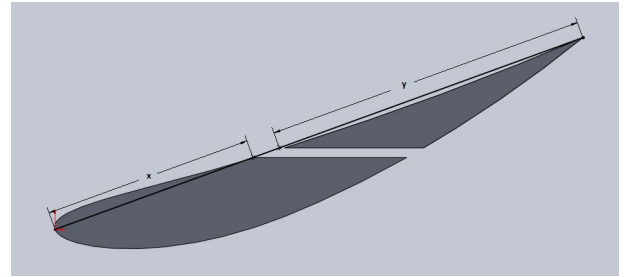
Gambar (9) Pathlines single element airfoil dengan angle of attack 20°

Daerah wake dari airfoil dengan angle of attack 15° cukup besar sebab dimulai mendekati daerah maximum thickness. Airfoil dengan angle of attack 20° mengalami blade stall (wake tercipta dari leading edge). Airfoil yang mengalami blade stall ditakutkan akan mengalami blade stall pada main element sehingga dalam penelitian ini, airfoil dengan angle of attack 15° menjadi pilihan untuk dilakukan optimasi dengan bentuk cut single element airfoil.

● **Cut Single Element Airfoil**

Terdapat 2 variabel yaitu proporsi dan besar celah pada cut single element airfoil. Letak dari celah lebih diutamakan daripada besar celah dan oleh karena itu dalam penelitian ini proporsi ditentukan terlebih dahulu dengan besar celah yang ditetapkan dan kemudian besar celah dioptimalkan menggunakan proporsi yang terbaik. Dalam penelitian ini penamaan untuk proporsi

main element 30% dan flap 70% disingkat menjadi 30-70.



Gambar (10) Pembagian proporsi dan celah

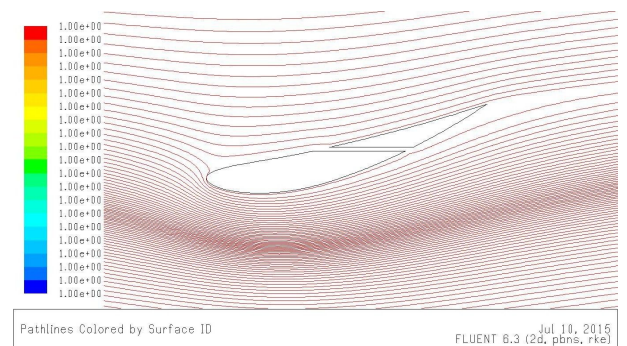
Besaran proporsi adalah besar nilai chord length dikurangi dengan besar celah dan dikalikan dengan persentase proporsi. Besar celah yang digunakan adalah berdasarkan chord length. Sehingga besaran celah pada sumbu vertikal lebih kecil. Untuk besaran celah pada sumbu vertikal dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$g_y = g_c \times \sin \alpha \quad (5)$$

Tabel (3) Cut single element airfoil dengan celah 10 mm dan proporsi yang berbeda

Proporsi	Drag (N)	Lift (N)	C _D	C _L	L/D
30-70	26.413	292.887	0.1528	1.6946	11.089
40-60	26.512	295.304	0.1534	1.7086	11.138
50-50	26.770	296.627	0.1549	1.7163	11.081
60-40	27.437	295.789	0.1587	1.7114	10.781

Dengan data tabel, dapat dilihat bahwa nilai gaya lift maksimum terdapat pada proporsi 50-50. Namun, nilai L/D tertinggi terdapat pada airfoil dengan proporsi 40-60. Dengan pemberian celah, daerah wake berkurang sehingga gaya lift diperbaiki, namun gaya drag bertambah diakibatkan oleh bertambahnya titik stagnasi dan perbedaan tekanan antara bagian depan dan bagian belakang airfoil bertambah besar. Aliran udara yang melewati airfoil dapat dilihat pada gambar berikut.



Gambar (11) Pathlines cut single element airfoil dengan angle of attack 15°, proporsi 40-60 dan celah 10 mm

Airfoil dengan proporsi 40-60 kemudian dioptimalkan dengan pengaturan besar celah. Hasil dari pengaturan celah dapat dilihat pada tabel berikut.

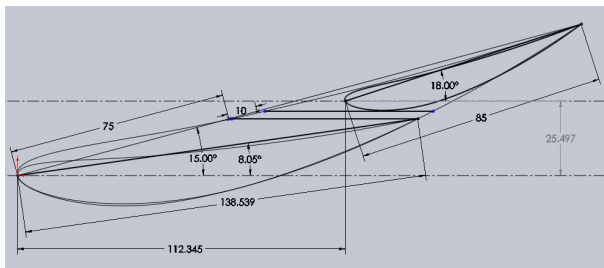
Tabel (4) *Cut single element airfoil* dengan proporsi 40-60 dan celah yang berbeda

Celah (mm)	Drag (N)	Lift (N)	C _D	C _L	L/D
10	26.512	295.304	0.1534	1.7086	11.138
20	27.281	299.302	0.1578	1.7317	10.971
30	27.375	293.675	0.1584	1.6992	10.728

Melihat data tabel, maka *cut single element airfoil* dengan proporsi 40-60 dan celah 10 mm merupakan *cut single element airfoil* yang optimum dan dalam langkah selanjutnya akan dilakukan optimasi dengan bentuk *multi-element airfoil*.

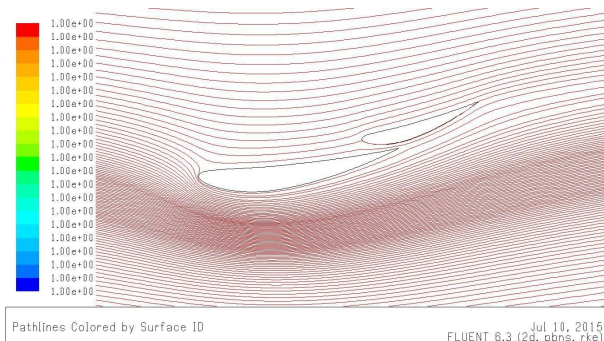
● *Multi-Element Airfoil*

Supaya ukuran dari *cut single element airfoil* relevan maka pengukuran dilakukan untuk *angle of attack* dan *chord length* dari masing-masing bagian.



Gambar (12) *Multi-element airfoil*

Dengan bantuan program Solidworks, didapatkan *chord length main element* sebesar 138,539 mm dengan *angle of attack* 8,05°. Namun untuk *flap* dilakukan pengaturan secara manual dengan perputaran di titik *trailing edge*. *Flap* yang paling mendekati memiliki *chord length* 85 mm dan *angle of attack* 18° dengan letak *leading edge flap* 112,345 mm pada sumbu x dan 25,497 mm pada sumbu y dari titik nol *leading edge main element*. Hasil dari *multi-element airfoil* ini adalah perbaikan aliran udara yang lebih baik lagi dan dapat dilihat pada gambar berikut:



Gambar (13) *Pathlines multi-element airfoil M8F18*

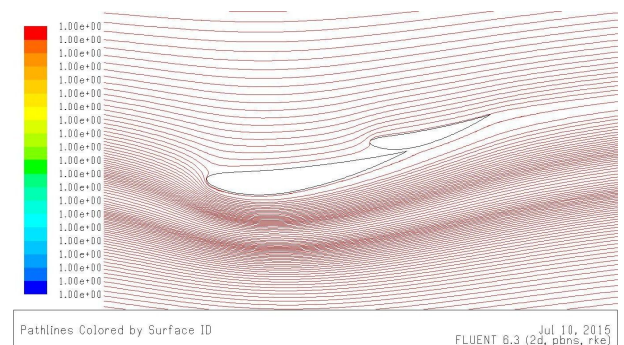
Dalam penelitian ini, untuk mempermudah penamaan maka dilakukan penyingkatan nama M8F18 merupakan *multi-element airfoil* dengan *angle of attack main element* (M8) sebesar 8,05° dan *angle of attack flap* (F18) sebesar 18°

Dalam tahap ini optimasi dilakukan pada variabel *angle of attack flap* dan *overlap*. Optimasi pertama-tama dilakukan dengan mengatur *angle of attack* dari *flap* untuk mendapatkan nilai *lift/drag* tertinggi dan kemudian mengatur besar *overlap* untuk mendapatkan nilai *lift/drag* tertinggi pula. Optimasi dari *angle of attack flap* berpusat pada titik *leading edge* dari *flap*. Berikut adalah tabel optimasi *angle of attack flap*.

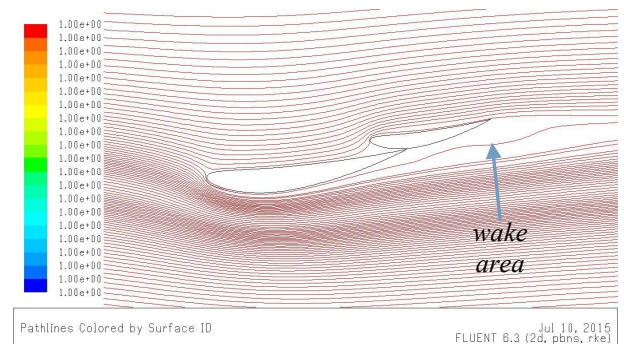
Tabel (5) *Multi-element airfoil* dengan *angle of attack flap* yang berbeda

Angle of Attack	Drag (N)	Lift (N)	C _D	C _L	L/D
M8F10	15.455	202.558	0.0894	1.1720	13.106
M8F13	20.874	287.610	0.1208	1.6641	13.778
M8F15	24.979	304.874	0.1445	1.7640	12.205
M8F18	28.992	333.482	0.1677	1.9295	11.502
M8F20	32.248	353.641	0.1866	2.0461	10.966

Dari tabel terlihat bahwa *multi-element airfoil* dengan penambahan *angle of attack* pada *flap* mengakibatkan menurunnya nilai L/D. Dengan pengurangan *angle of attack* pada *flap*, nilai L/D meningkat lalu kemudian menurun. *Airfoil M8F10* mengalami pengurangan nilai L/D disebabkan oleh celah yang terlalu kecil sehingga terciptanya *wake*.



Gambar (14) *Pathlines multi-element airfoil M8F13*



Gambar (15) *Pathlines multi-element airfoil M8F10*

Dengan M8F13 sebagai *airfoil* optimum, dilakukan optimasi selanjutnya dengan pengaturan *overlap*. Berdasarkan program Solidworks, seluruh *multi-element airfoil* yang telah dilakukan optimasi *angle of attack flap* telah memiliki *overlap* positif sebesar 24,83 mm. *Airfoil*

M8F13 memiliki L/D terbaik dan diproses dengan optimasi *overlap*.

Tabel (6) *Multi-element airfoil* M8F13 dengan *overlap* yang berbeda

<i>Overlap</i> (mm)	<i>Drag</i> (N)	<i>Lift</i> (N)	C_D	C_L	L/D
-5	20.943	278.507	0.1212	1.6114	13.298
0	20.874	287.610	0.1208	1.6641	13.778
5	22.056	280.794	0.1276	1.6246	12.731

Dengan penambahan maupun pengurangan *overlap* pada *multi-element airfoil* M8F13, L/D dari M8F13 justru berkurang. Hasil akhir *multi-element airfoil* M8F13 dengan *overlap* sebesar 24,83 merupakan *multi-element airfoil* yang optimum dan melewati seluruh proses metodologi penelitian.

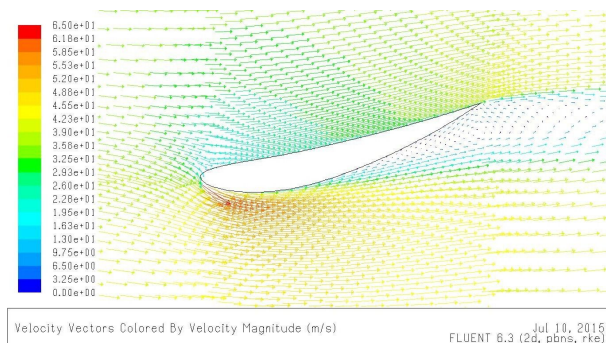
● Analisa

Tabel (7) Perbandingan data *airfoil* optimum

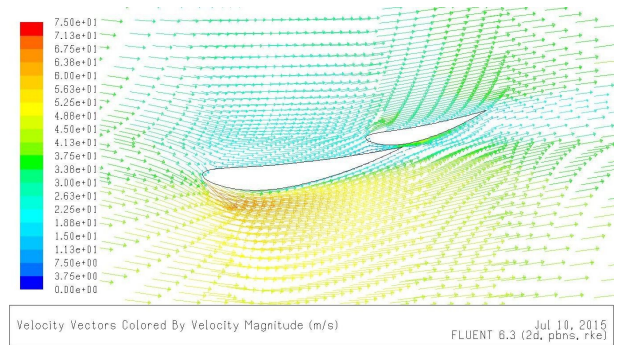
Type	<i>Drag</i> (N)	<i>Lift</i> (N)	C_D	C_L	L/D
SEA 15°	25.358	228.803	0.1467	1.3238	9.023
CSEA 40-60	26.512	295.304	0.1534	1.7086	11.138
MEA M8F13	20.874	287.610	0.1208	1.6641	13.778

Dari penelitian ini didapatkan optimasi dari *single element airfoil* menjadi *multi-element airfoil* dan hasil optimasi dapat dilihat pada tabel diatas.

Multi-element airfoil M8F13 mengalami penurunan gaya *drag* dan peningkatan gaya *lift* dari bentuk *single element airfoil* sehingga mengalami peningkatan L/D. Peningkatan L/D diharapkan dalam optimasi ini sebab *airfoil* dengan L/D yang tinggi merupakan *airfoil* yang efisien dalam menghasilkan gaya *lift* yang besar dan mengalami gaya *drag* yang kecil.



Gambar (16) Vektor kecepatan *single element airfoil* dengan *angle of attack* 15°



Gambar (17) Vektor kecepatan *multi-element airfoil* M8F13

Dengan gambar vektor kecepatan dapat dilihat bahwa *adverse pressure gradient* dari *single element airfoil* mengalami separasi sehingga terciptanya *wake*. Pada *multi-element airfoil* M8F13 *adverse pressure gradient* tersebut tidak mengalami separasi sebab keberadaan celah yang menghasilkan *favorable pressure gradient*, kondisi kecepatan mengalami sedikit kenaikan sehingga aliran udara melekat pada *flap* dan tidak terjadi separasi.

Peningkatan L/D pada *multi-element airfoil* M8F13 cukup signifikan dan menjadi hasil akhir dari penelitian ini.

4. Kesimpulan

Multi-element airfoil dengan *angle of attack main element* sebesar 8,05°, *angle of attack flap* sebesar 13° yang disusun dengan metode penelitian mengikuti *contour* dari bentuk *cut single element airfoil* mengalami:

- Pengurangan gaya *drag* sebesar 17,68% dari *single element airfoil* dengan *angle of attack* 15°.
- Peningkatan gaya *lift* sebesar 25,7% dari *single element airfoil* dengan *angle of attack* 15°.
- Peningkatan *lift/drag* sebesar 52,7% dari *single element airfoil* dengan *angle of attack* 15°.

5. Daftar Pustaka

1. Pakkam, Sriram S. (2011). *High downforce aerodynamics for motorsports*. Retrieved March 14, 2015, from <http://repository.lib.ncsu.edu/ir/bitstream/1840.16/7256/1/etd.pdf>.
2. Mosaad, M.A., Gaafary, M. El-Kilani, H. & Amin, I.A. (n.d.). *Effect of airfoil chamber on WIG aerodynamic efficiency*. Retrieved March 5, 2015, from http://academia.edu/5163992/Effect_of_Airfoil_Camber_on_WIG_Aerodynamic_Efficiency.
3. Pritchard, P.J. (2010). *Fox and McDonald's introduction to fluid mechanics 8th ed*. New Jersey: John Wiley & Sons.
4. Chapra, S.C. & Canale R.P. (2010). *Numerical method for engineers 6th ed*. New York: McGraw-Hill.
5. Miller, Steven D. (2008, May). *Lift, drag and moment of a NACA 0015 airfoil*. Retrieved March 16, 2015, from http://smiller.sbyers.com/temp/AE510_03%20NACA%200015%20Airfoil.pdf.