

Investigasi Perbandingan Posisi Rectangular Flat Plate Vortex Generator dengan Posisi Straight pada Wing Airfoil NACA 43018

Setyo Hariyadi S.P.^{1,2}, Wawan Aries Widodo², Bambang Junipitoyo¹, Wiwid Suryono¹, Supriadi¹

¹⁾ Politeknik Penerbangan Surabaya

Jl. Jemur Andayani I/73, Surabaya 60236

²⁾ Laboratorium Mekanika Fluida, Departemen Teknik Mesin, FTI, ITS

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia

Email: hudzaifahsetyo@gmail.com

Abstrak

Pesawat terbang merupakan aplikasi ilmu mekanika fluida yang sangat memperhatikan aspek aerodinamika karena berkaitan dengan performa pada penerbangan. Satu hal penting yang harus diperhatikan dalam pendesainan suatu pesawat yaitu pemilihan airfoil dan modifikasinya. Modifikasi airfoil dilakukan untuk menunda separasi aliran dan meningkatkan performa airfoil, salah satunya dengan vortex generator. Modifikasi pada airfoil dilakukan untuk meningkatkan performansi dari airfoil. Hal ini dapat diindikasikan dengan tertundanya separasi aliran yang melintasi permukaan atas dari airfoil. Dengan tertundanya separasi ini maka gaya lift akan semakin besar dan gaya drag akan semakin kecil. Penelitian sebelumnya menunjukkan bahwa penambahan vortex generator pada permukaan atas airfoil dapat menunda terjadinya separasi aliran. Hal ini disebabkan aliran lebih tahan melawan gaya gesek dan adverse pressure gradient.

Topik yang dikaji dalam penelitian ini adalah aliran melintasi airfoil NACA 43018 dengan penambahan vortex generator. *Airfoil NACA 43018* digunakan pada sayap pesawat terbang ATR 72. Tujuan penelitian ini adalah untuk membandingkan karakteristik aliran fluida dengan dan tanpa penambahan *vortex generator*. Profil *vortex generator* yang digunakan adalah *rectangular flat plate vortex generator* dengan konfigurasi *straight* dan ditempatkan pada $x/c = 10\%$ dan 20% arah *chord line* dari *leading edge*. Variasi yang digunakan adalah bilangan *Reynolds* (Re) dan sudut serang (α) pada *airfoil*. Kecepatan freestream yang digunakan yaitu kecepatan 12 m/s atau $Re = 7,65 \times 10^5$ dan kecepatan 17 m/s atau $Re = 9 \times 10^5$, dan pada sudut serang (α) 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , 19° , dan 20° . Parameter yang dievaluasi meliputi koefisien tekanan (C_p), profil kecepatan, *lift*, *drag*, dan rasio C_L/C_D .

Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa terjadi peningkatan performansi dari *airfoil NACA 43018* dengan penambahan *vortex generator* dibandingkan dengan tanpa *vortex generator*. Adanya *vortex generator*, dapat menunda terjadinya separasi. Dengan penambahan *vortex generator* terjadi peningkatan *lift* sekitar 5% dan menaikkan *drag* sekitar $1,5\%$. Rasio C_L/C_D meningkat sekitar 5% .

Kata kunci: *airfoil NACA 43018*, *vortex generator*, koefisien tekanan, *lift*, *drag*

1. PENDAHULUAN

Pesawat terbang dirancang sedemikian rupa sehingga hambatan udaranya sekecil mungkin. Dari semua desain pesawat, pasti yang diinginkan adalah *lift* setinggi-tingginya. Untuk mendapatkan *lift* yang setinggi-tingginya membutuhkan *angle of attack* (α) yang tinggi juga. Pada saat α tinggi akan menimbulkan gaya *drag* yang meningkat juga. Salah satu cara untuk mengatasi gaya *drag* ini adalah menggunakan *vortex generator* pada bagian tertentu dari pesawat terbang. *Vortex generator* menunda terjadinya separasi aliran dan *aerodynamic stalling* sekaligus menjaga aliran terutama di atas wing/sayap agar tetap *steady*.

Vortex generator (VG) adalah suatu alat yang dapat mempercepat terjadinya transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulen boundary layer*. Ada berbagai jenis *vortex*

generator antara lain *vane*, *delta wing*, dan *triangular*. Aliran *turbulen boundary layer* yang dibangkitkan ini diharapkan dapat meningkatkan momentum aliran sehingga lebih mampu menahan *adverse pressure gradien* dan menunda separasi. *Vortex generator* ini sudah banyak diterapkan di berbagai macam pesawat komersial. Salah satu yang menggunakannya adalah pada pesawat boeing yaitu menggunakan *vortex generator* jenis plat datar.

Penelitian terdahulu yang telah dilakukan oleh **Lin (1999)** adalah riset mengenai *curve edge* untuk menunda separasi aliran. Penambahan *vortex generator* dilakukan pada sebuah luasan dengan konfigurasi *slat* dan *flap*. **Lin** menggunakan *Vortex Generator* pada *slat*, 25% dari *total cord* dan pada *flap*. Kesimpulan yang didapat adalah pada *baseline* (Tanpa *VG*) maka separasi terjadi pada $x/c = 40\%$. Apabila diletakkan *VG* pada $x/c = 20\%$ maka aliran *attach* sampai dengan *flap*.

Zhen, dkk (2010) meneliti pengaruh *vortex generator* pada *allianced unmanned developmental research aircraft (Aludra) unmanned aerial vehicle (UAV)*. *Vortex generator* yang dipakai adalah *triangular* dan *rectangular* element. Hasil dari penelitian ini antara lain menunjukkan *rectangular* dan *curve edge VG* lebih efektif daripada *triangular VG* dalam peningkatan *lift force* pada *wing*. Selain itu *rectangular* dan *triangular VG* menghasilkan *drag* yang lebih besar dari *VG* jenis *curve edge*.

Anand dkk (2010) meneliti efektifitas *vortex generator* jenis *counter rotating triangle vortex generator*. *Vortex generator* ini diletakkan pada 10% *chord length* pada *airfoil* jenis *NACA 0012* dengan *angle of attack* 11° dan 16° menggunakan $Re = 5,5 \times 10^5$. Berdasarkan penelitian ini didapatkan hasil yaitu penggunaan *vortex generator* dapat menunda separasi pada dinding *airfoil*.

Berdasarkan hasil kajian dari beberapa penelitian tersebut di atas, muncul gagasan baru untuk meningkatkan performance *vortex generator* dalam meningkatkan *lift force* pada *wing* dengan variasi peletakan *VG terhadap leading edge* terutama pada penggunaan pesawat komersial. Untuk tujuan ini maka diadakan pengujian pada model *NACA 43018* yang digunakan pada pesawat *ATR 72* seri 500-600 dengan penggunaan *vortex generator* berbentuk *rectangular*.

2. METODOLOGI

2.1. Penelitian Eksperimen

Model sayap yang digunakan dalam percobaan ini adalah sayap dengan profil *Airfoil NACA 43018* dengan modifikasi penambahan *vortex generator* bagian atas untuk mengetahui pengaruh penambahan *vortex generator* dibandingkan tanpa model sayap tanpa *vortex generator*.

Jenis *airfoil* dan kondisi ruangan

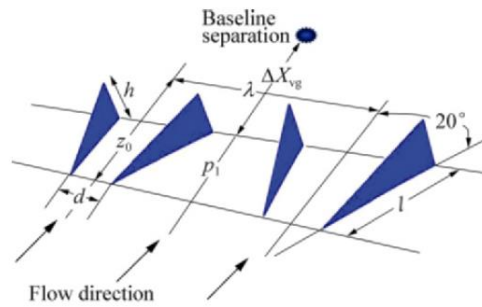
Jenis *airfoil* : *NACA 43018*

Tekanan ruangan : 760 mmHg

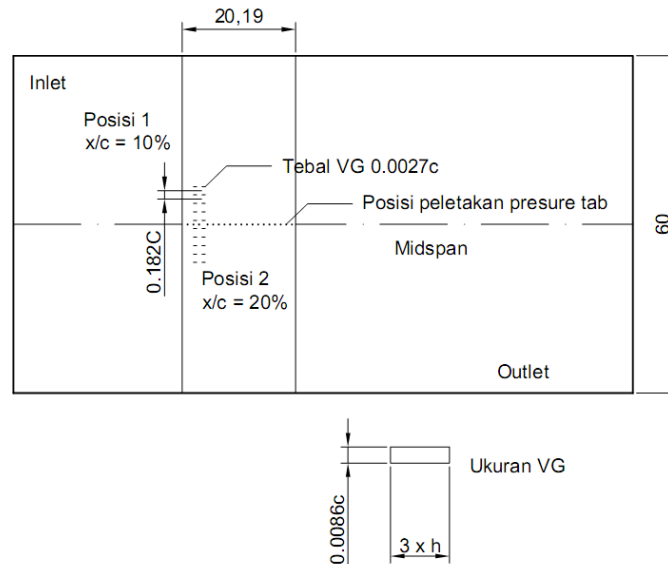
Temperatur ruangan : 30° C

Tabel 1. Parameter *Vortex Generator 43018*

Paramater	Eksperimen	Simulasi	
Shape	Rectangular	Rectangular	
H	0.0086c	0.0086c	Anand (2010)
l/h	3	3	Lin (1999)
A	0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 19°, dan 20°	0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 19°, dan 20°	
x/c	10%, 20%	10%, 20%	H. Shan et al, (2007)
C	200mm	1000mm	
D	0,182c	0,182c	Anand (2010)
Susunan	Straigh	Straigh	
V _∞	12 m/s, 17 m/s	12 m/s, 17 m/s	



Gambar 1. Definisi vane-type passive VG devices (Zhen, dkk, 2010)



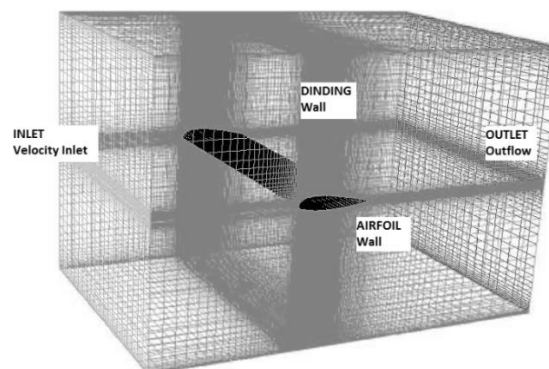
Gambar 2. Posisi peletakan VG pada penelitian eksperimen

Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan *software Fluent 6.3.26*. dan dengan *software GAMBIT 2.4.6* untuk membuat model awal dan melakukan diskritisasi (*meshing*) pada model tersebut. Prosedur yang dilakukan pada penelitian numerik adalah sebagai berikut:

2.2. Simulasi Numerik

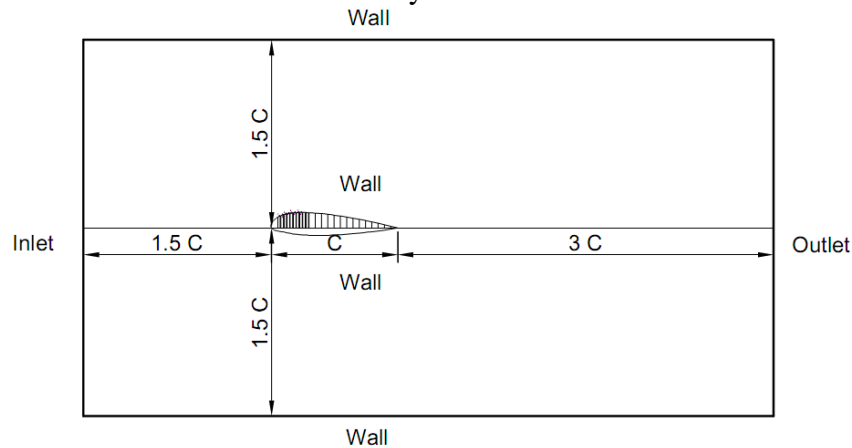
2.2.1. Tahap *pre-processing* menggunakan *software GAMBIT 2.4.6*

- Membuat model dan geometri berupa *airfoil* dengan bentuk
- Membuat *meshing* volume dengan tipe *hexahedral-map*. *Meshing* yang digunakan adalah dengan *grading* pada arah vertikal dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada semua dinding, baik *diverging wall* maupun *straight wall*. Hal ini dilakukan sebagai efek adanya *wall function*.



Gambar 3. Meshing dan *Domain Pemodelan Airfoil 3D* dengan tipe *hexahedral-map* pada *Fluent*

- c) Mendefinisikan kondisi batas yaitu penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet*. Kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. *Upper surface* dan *lower surface* dari *airfoil* adalah *wall*. Berikut adalah dimensi dan boundary condition dari hasil *Gambit*.



Gambar 4. Dimensi pemodelan dan kondisi latar (Mulvany, 2004)

- d) Pada *plain airfoil*, untuk memudahkan analisis maka potongan/*iso surface* diletakkan pada mid span yaitu pada $z = 2$. Sedangkan pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator*, potongan/*iso surface* diletakkan pada $z = 1,9075$.

2.2.2. Tahap *post-processing* menggunakan software *Fluent 6.3.26*

Langkah awal setelah masuk pada software *Fluent* dilakukan *read* untuk data hasil *eksport GAMBIT*. Kemudian dilakukan pengecekan *grid*. Setelah itu ditentukan skala. Pada penelitian ini menggunakan skala dalam mm.

Dalam penggunaan *Fluent 6.3.26* memerlukan keakuratan data baik pada langkah *post processing* maupun *preprocessingnya*. Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* terbaik dan terefisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya. Tabel 2 menampilkan variasi *meshing* model uji 3 dimensi pada bilangan *Reynolds* 765000. Berdasarkan tabel 2 nilai C_D yang cenderung konstan terjadi pada *Meshing A* dan *Meshing B*. Nilai error yang paling kecil dengan hasil penelitian Eastman dan Abbot (1935) adalah *Meshing A*. Salah satu pertimbangan dalam melakukan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan, maka *meshing* yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah *Meshing A*.

Tabel 2. Analisa *grid independensi airfoil 43018 2 Dimensi* tanpa *Vortex Generator*

Jenis <i>Meshing</i>	Jumlah Node	C_D	C_D Percobaan Eastman dan Abbot (1935) $\alpha = 0^0$ adalah 0,04	Error
<i>Meshing A</i>	504.086	0.08		0.04
<i>Meshing B</i>	639.000	0.15		0.11
<i>Meshing C</i>	832.000	0.216		0.176
<i>Meshing D</i>	862.642	0.297		0.257

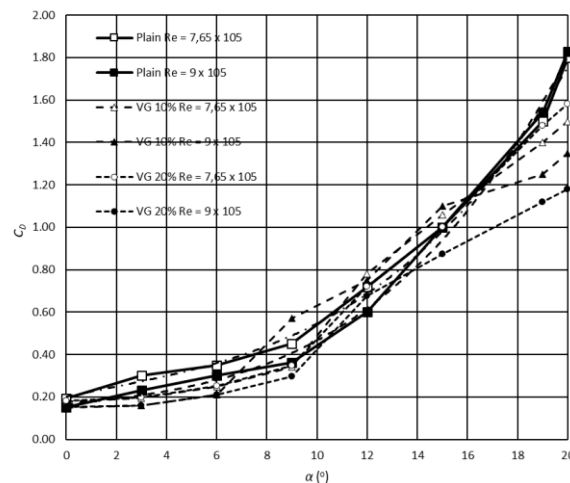
Pada langkah ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. *Solver* yang digunakan adalah *unsteady*. *Turbulence model* yang digunakan untuk *airfoil* ini adalah *model k- ϵ Realizable* berdasarkan penelitian Mulvany et al (2004).

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Hasil dan Pembahasan

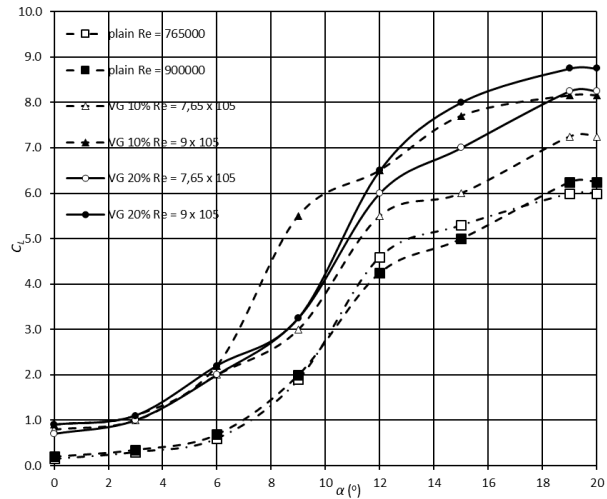
3.1.1. Analisis Koefisien Drag (C_D) dan Koefisien Lift (C_L)

Gambar 5 menunjukkan perbandingan C_D antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini. Sedangkan pada gambar 6 ditunjukkan perbandingan C_L antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator*. Dari hasil simulasi dengan penambahan *vortex generator* didapatkan nilai C_D pada $Re = 7.65 \times 10^5$ dengan $\alpha = 0^\circ$ sebesar 0.0483, $\alpha = 3^\circ$ sebesar 0.0724 sedangkan $\alpha = 6^\circ$ sebesar 0.0774. Nilai tersebut lebih besar bila dibandingkan dengan simulasi 3D *plain airfoil*, yaitu 1,3 % pada $\alpha = 0^\circ$, 19,3 % pada $\alpha = 3^\circ$, 6,3 % pada $\alpha = 6^\circ$. Hal ini diakibatkan karena adanya pengaruh dari *vortex generator* yang dipasang pada *airfoil*. Pemasangan *vortex generator* mempercepat perubahan aliran dari aliran laminar menjadi aliranturbulen, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *airfoil* dengan pemasangan *vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan *plain airfoil*. Kenaikan sudut serang menyebabkan kenaikan *lift* dan juga diiringi peningkatan *drag*. Pengaruh variasi bilangan Re terhadap gaya *drag* pada sudut serang yang sama yaitu semakin besar Re maka akan semakin kecil gaya *drag* nya, karena bilangan Re yang tinggi memiliki momentum yang lebih tinggi sehingga separasi bisa ditunda dan gaya *drag* akan kecil. Pengaruh penambahan *vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang 6° yaitu berupa penurunan C_D pada $Re = 7.65 \times 10^5$ sebesar 6.4 %, sedangkan pada $Re = 9 \times 10^5$ sebesar 10,8 %.



Gambar 5. Koefisien drag (C_D) vs α pada *plain airfoil* dan menggunakan VG

Dari hasil penelitian numerik, kenaikan C_D memiliki tren yang hampir sama dengan hasil penelitian eksperimen pada $Re = 7.65 \times 10^5$ dan $Re = 9 \times 10^5$. Seiring dengan kenaikan sudut serang, maka terjadi kenaikan nilai C_D . Akan tetapi pada sudut serang 6° hasil simulasi menunjukkan terjadi penurunan nilai C_D sedangkan pada eksperimen peningkatan bilangan Re justru meningkatkan nilai C_D . Perbedaan ini dikarenakan banyaknya constrain dalam penelitian ini yang mempengaruhi data yang dihasilkan. Konstrain tersebut antara lain jenis model turbulen yang digunakan, kondisi batas yang dipilih maupun tingkat kerapatan dan jenis *mesh* yang dipakai dalam pemodelan numerik. Perbedaan penggunaan satu jenis *constrain* tersebut dapat membedakan antara hasil data numerik yang satu dengan data numerik lainnya

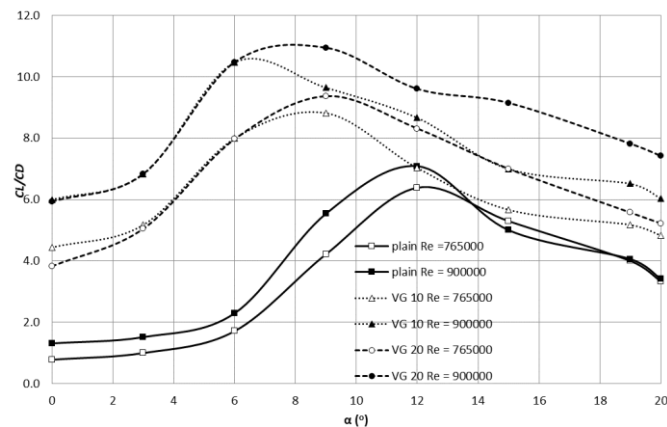


Gambar 6. Koefisien lift (C_L) vs α pada plain airfoil dan menggunakan VG

3.1.2. Analisis Rasio Koefisien Lift dan Drag (C_L/C_D)

Gambar 7 menunjukkan perbandingan C_L/C_D antara plain airfoil dan airfoil dengan penambahan vortex generator dari hasil numerik pada penelitian ini. Dari hasil simulasi, pengaruh penambahan bilangan Reynolds dapat meningkatkan rasio C_L/C_D baik plain airfoil maupun airfoil dengan VG. Momentum aliran pada Re yang lebih tinggi lebih mampu mengatasi tegangan geser dan adverse pressure gradient yang terjadi sehingga separasi semakin tertunda ke belakang.

Sedangkan pengaruh penambahan vortex generator akan menurunkan nilai C_L/C_D pada sudut serang 0° dan 3° , sedangkan pada sudut serang 6° rasio C_L/C_D akan meningkat dengan penambahan vortex generator. Hal ini diakibatkan pada sudut serang 0° dan 3° aliran masih mengikuti bodi sehingga gaya drag yang dihasilkan oleh vortex generator itu sendiri lebih dominan. Pada sudut serang 6° gaya drag akibat adanya separasi menurun akibat penambahan vortex generator. Bila dibandingkan dengan hasil eksperimen, nilai C_L/C_D lebih tinggi karena adanya perbedaan nilai C_L dan C_D yang ada pada pembahasan sebelumnya.



Gambar 7. Perbandingan C_L/C_D antara plain airfoil dan airfoil dengan vortex generator dari hasil numerik

3.2. Visualisasi Aliran

3.2.1. Vektor Kecepatan pada Plain Airfoil 3D dan Airfoil dengan VG

Gambar 8 dan 9 menunjukkan vektor kecepatan pada airfoil di daerah upstream dengan pemotongan pada area midspan. Pada airfoil dengan penambahan vortex generator sudut serang 0° dan 3° belum terlihat terjadi separasi hingga di daerah trailing edge. Hal ini disebabkan dengan adanya vortex generator menambah momentum aliran sehingga aliran

masih mengikuti kontur bodi *airfoil*. Momentum aliran yang tinggi mampu melawan gaya geser dan *adverse pressure gradient*.

Pengaruh penggunaan *vortex generator* ditunjukkan pada gambar 10 untuk sudut serang 19° . Pada gambar 10 ditunjukkan profil kecepatan pada *plain airfoil* $z = 2$ (*midspan*), $x = 2$. Profil kecepatan pada bagian atas cenderung berkurang menandakan pengaruh gaya geser dan *adverse pressure gradient*. Sedangkan pada posisi yang sama pada gambar 16.b dimana diambil titik $z = 1,9075$, $x = 2$ yaitu daerah di belakang *vortex generator* $x/c = 0,1$ maka profil kecepatan cenderung ada perbaikan bentuk ke kotak yang menandakan momentum hasil penempatan *vortex generator* mampu mengatasi gaya geser dan *adverse pressure gradient*. Demikian juga pada gambar 16.c dimana diambil titik $z = 1,9075$, $x = 2$ yaitu daerah tepat di belakang *vortex generator* $x/c = 0,2$ maka profil kecepatan cenderung berbentuk kotak yang menandakan momentum hasil penempatan *vortex generator* lebih mampu mengatasi gaya geser dan *adverse pressure gradient*.

3.2.2. Velocity Pathline pada Plain Airfoil 3D dan Airfoil dengan VG

Gambar 11 merupakan visualisasi *velocity pathline* pada *airfoil* dengan sudut serang 0° , dengan *plain airfoil* ditunjukkan pada gambar 11(a) serta *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* 10% dan 20% dengan $Re = 7,65 \times 10^5$ ditunjukkan pada gambar 11(b) dan (c). Visualisasi *Pathline* pada *plain airfoil* pada gambar 11(a), (b), (c) menunjukkan bahwa aliran mengalami distribusi merata di sepanjang span serta masih cenderung mengikuti kontur bodi sampai *trailing edge*. Gambar 11(d) merupakan visualisasi *velocity pathline* pada *airfoil* dengan sudut serang 15° dengan *plain airfoil* serta *airfoil* dengan *vortex generator* 10% dan 20% ditunjukkan pada gambar 11(e) dan (f) pada $Re = 7,65 \times 10^5$. *Pathline* pada *plain airfoil* pada gambar 11(d) menunjukkan bahwa aliran kecepatannya menurun dan mengalami separasi terjadi pada $x/c = 0.6$. Separasi inilah yang ditunjukkan pada *velocity Pathline* terlihat seperti *vortex* di sepanjang span *airfoil*. *Pathline* pada *airfoil* dengan *vortex generator* 10% seperti pada gambar 11(e) menunjukkan dengan penambahan VG 10% separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan VG aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*. Demikian juga dengan penambahan VG pada $x/c = 0,2$ separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan VG aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*.

Gambar 11(g) merupakan visualisasi *velocity pathline* pada *airfoil* dengan sudut serang 19° dengan *plain airfoil* serta *airfoil* dengan *vortex generator* 10% dan 20% ditunjukkan pada gambar 11(h) dan (i) pada $Re = 7,65 \times 10^5$. *Pathline* pada *plain airfoil* pada gambar 11(j) menunjukkan bahwa aliran kecepatannya menurun dan mengalami separasi terjadi pada $x/c = 0.6$. Separasi inilah yang ditunjukkan pada *velocity pathline* terlihat seperti *vortex* di sepanjang span *airfoil*. *Pathline* pada *airfoil* dengan *vortex generator* 10% seperti pada gambar 11(i) menunjukkan dengan penambahan VG 10% aliran *attach* kembali ke permukaan *airfoil* ditunjukkan dengan warna yang lebih muda di bawah separasi dan separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan VG aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*. Demikian juga dengan penambahan VG pada $x/c = 0,2$ separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan VG aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*. Di samping itu aliran *attach* kembali ke permukaan *airfoil*.

4. PENUTUP

4.1 Kesimpulan

Dari analisis hasil eksperimen dan simulasi dengan pengukuran koefisien *lift*, koefisien *drag*, dan post processing pada *airfoil* NACA 43018:

1. Koefisien *lift* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang sampai pada $\alpha = 19^\circ$, kemudian terjadi *stall*

yang diindikasikan dengan menurunnya C_L sampai pada $\alpha = 20^\circ$ pada kedua *Reynolds Number*.

2. Koefisien *drag* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang dari $\alpha = 0^\circ$ sampai pada $\alpha = 20^\circ$ pada kedua *Reynolds Number*.
3. Koefisien *lift* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang dari $\alpha = 0^\circ$ sampai pada $\alpha = 20^\circ$ pada kedua *Reynolds Number*.
4. Penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan performa dari *airfoil* dilihat dari distribusi C_L/C_D yang semakin meningkat pada kedua *Reynolds number*.

5. DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, J. D., Jr. (2001).** *Fundamentals of Aerodynamics, 3rd edition*. Mc Graw Hill, Inc.,
- Jacobs, Eastman N., Abbott, Ira H. (1935),** *Airfoil Section Data Obtained In The NACA Variable-Density Tunnel As Affected by Support Interference And Other Correction*, National Advisory Committee For Aeronautics, Report 669
- Lin, John. C.,(2002),** *Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation Flow*, Physics and Control Branch, NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681-2199, USA
- H. Shan et al.(2007),** *Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control Over NACA 0012 Airfoil*, Science Direct
- Zhen, Tan Kar, Ahmad, Kamarul Arifin., Zubair, Muhammed.,(2010),** *Experimental and Numerical Investigation of the Effects of Passive Vortex Generators on Aludra UAV Performance*, Journal of Aeronautics, School of Aerospace Engineering, University Sains Malaysia, NibongTebal 14300, Malaysia
- Anand, U., Shudakar, Y., Thileopanragu, R., Gopinathan, V.T., dan Rajasokar, R. (2010),** *Passive Flow Control Over NACA 0012 Airfoil Using Vortex Generator*. India: Department of Aerospace Engineering IIT Madras.
- Mulvany, Nicholas et. al.(2004),** *Steady State Evaluation of Two Equation RANS Turbulence Models for High Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations*
- Fluent Inc.(2000),** *Gambit Tutorial Guide*
- Fluent Inc.(2009),** *FLUENT 6.3. User Guide*