

# Efek Penggunaan Vortex Generator Terhadap Karakteristik Aliran pada Airfoil NACA 43018

Setyo Hariyadi S.P.<sup>1</sup>, Wawan Aries Widodo<sup>2</sup>

Laboratorium Mekanika dan Mesin Fluida

Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia

e-mail: hudzaifahsetyo@gmail.com

## ABSTRAK

Perancangan pada sayap pesawat terbang bertujuan menghasilkan lift yang setinggi-tingginya dan drag yang sekecil-kecilnya. Penundaan separasi menjadi hal yang penting dan sangat mempengaruhi kinerja aerodinamika-nya. Vortex generator merupakan salah satu alat yang memiliki pengaruh signifikan terhadap performansi tersebut. Dengan penambahan vortex generator ini separasi aliran dapat tertunda dan performansi sayap dapat meningkat.

Topik yang dikaji dalam penelitian ini adalah aliran pada airfoil NACA 43018 dengan penambahan vortex generator. Tujuan penelitian ini adalah untuk membandingkan karakteristik aliran fluida plain wing dan dengan penambahan vortex generator. Profil vortex generator yang digunakan adalah 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 ( $Re$ ), sudut serang ( $\alpha$ ) dan peletakan vortex generator pada airfoil. Kecepatan freestream yang digunakan yaitu kecepatan  $12\text{ m/s}$  atau  $Re = 7,65 \times 10^5$  dan kecepatan  $17\text{ m/s}$  atau  $Re = 9 \times 10^5$ , dan pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$ . Parameter yang dievaluasi meliputi koefisien tekanan ( $C_p$ ), profil kecepatan, gaya lift, gaya 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, meningkatkan Turbulent Kinetic Energy dan mempercepat perubahan dari aliran laminar ke turbulen. Separasi dapat tertunda dengan adanya vortex generator.

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

## PENDAHULUAN

Gaya angkat pada *airfoil* terjadi karena adanya tekanan tinggi pada *lower surface* dan tekanan lebih rendah pada *upper surface*. Sesaat setelah melewati *leading edge*, aliran dipercepat sehingga gradien tekanan bernilai negatif. Kemudian setelah kontur puncak *airfoil*, aliran diperlambat dan gradien tekanan bernilai positif. Ketika momentum aliran tidak mampu melawan *adverse pressure gradien* dan tegangan geser maka terjadilah separasi. Adanya separasi ini sangat merugikan karena dapat menurunkan *lift force* dan menaikkan *drag force* terutama pada sudut serang tinggi. Oleh sebab itu diperlukan modifikasi pada *airfoil* seperti menggunakan *vortex generator* yang dapat menunda separasi sehingga dapat

meningkatkan efisiensi. *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.

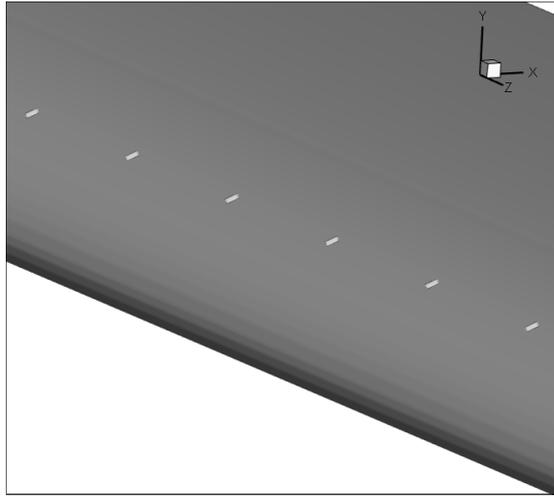
Lin [1] memperkenalkan *vortex generator* pada penelitiannya terhadap separasi pada *diffuser*. Adanya *vortex generator* ini ternyata dapat meningkatkan momentum yang signifikan pada aliran dengan didapatkan  $C_D$  yang lebih rendah meskipun dengan perbandingan titik stall pada sudut serang yang sama. Selain itu, efektivitas *vortex generator* juga dipengaruhi oleh ketinggian dari *vortex generator* tersebut. Diharapkan ketinggian *vortex generator* adalah sebesar *boundary layer thickness*,  $\delta$ . Sementara itu, Anand et al [2] meneliti efektifitas *vortex generator* jenis *triangle vortex generator* yang diletakkan pada 10% *chord length* pada *airfoil* jenis NACA 0012. Berdasarkan penelitian ini didapatkan hasil yaitu penggunaan *vortex generator* dapat menunda separasi pada dinding *airfoil*. Zhen [3] juga melakukan penelitian terhadap beberapa bentuk *vortex generator* dengan ketinggian yang berbeda dan didapatkan bahwa bentuk *rectangular* dan *curve-edge vortex generator* memiliki efektifitas yang lebih tinggi daripada *triangular* dalam menaikkan gaya angkat (*lift force*).

Pada penelitian kali ini, akan digunakan *airfoil NACA 43018* dengan *vortex generator* berupa *rectangular flat plate* dengan susunan *straight*. *Airfoil NACA 43018* digunakan pada wing pesawat ATR 72 baik seri 500 maupun 600. Pesawat jenis ini di Indonesia dioperasikan oleh Garuda Indonesia dan Lion Air untuk rute-rute pendek misalnya Surabaya-Jogjakarta dan Surabaya-Banyuwangi. Dengan adanya *vortex generator* ini diharapkan dapat menaikkan momentum aliran di dekat dinding *airfoil* sehingga dapat lebih tahan terhadap *adverse pressure gradien* dan menunda separasi. Dengan tertundanya separasi akan menaikkan *lift force* dan menurunkan *drag force* pada *airfoil* sehingga dapat meningkatkan performansi *airfoil* tersebut [4]. Dengan performa *airfoil* yang baik akan menghemat bahan bakar pesawat tersebut saat beroperasi

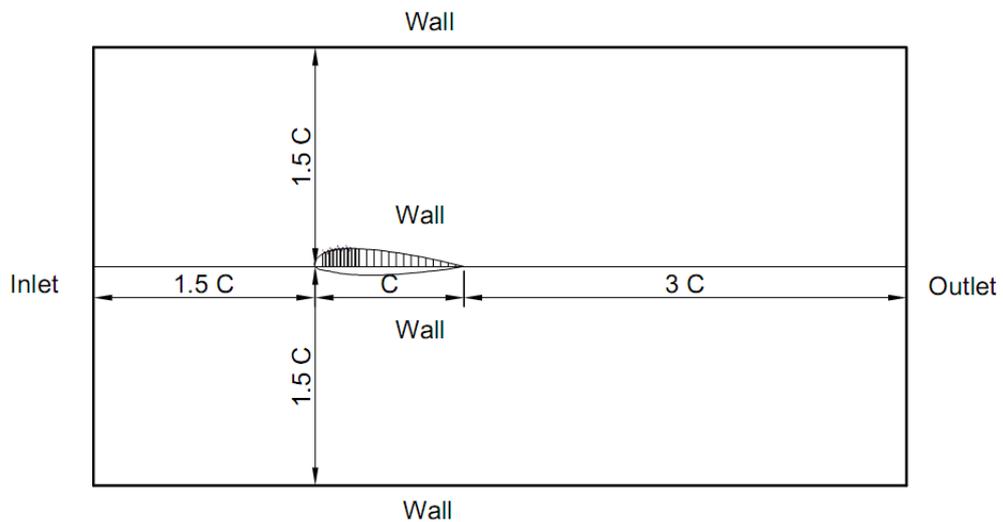
## METODE PENELITIAN

Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan software Fluent 6.3.26. dan dengan software GAMBIT 2.4.6 dan Solidwork 2015 untuk membuat model awal dan melakukan diskritisasi (*meshing*) pada model tersebut. Hasil *post procession* akan menggunakan software Techplot 360 EX. Geometri model dibuat melalui software Gambit. Gambar 1 adalah model dari benda uji beserta test section dari simulasi numerik yang dilakukan. Benda uji yang dimodelkan pada gambar 2.

Profil *airfoil* yang digunakan dalam penelitian ini adalah dua *airfoil* tipe NACA 43018 dimana masing-masing adalah *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator*. Jenis *vortex generator* yang digunakan yaitu *rectangular flat plate* dengan konfigurasi *straight* seperti yang ditunjukkan pada gambar 1.



**Gambar 1.** Rectangular flat plate vortex generator



**Gambar 2.** Sketsa pemodelan penelitian [6]

**Tabel 1.** Langkah-langkah pada fluent dan inputannya

Langkah		Input
<i>Boundary Condition</i>	<i>Airfoil</i>	<i>Wall</i>
	<i>Dinding</i>	<i>Wall</i>
	<i>VG</i>	<i>Wall</i>
	<i>Inlet</i>	<i>Velocity inlet (12 dan 17 m/s)</i>
	<i>Outlet</i>	<i>Outflow</i>
	<i>Interior</i>	<i>Interior</i>
<i>Models</i>		<i>k-ε Realizable</i>
<i>Material</i>	Densitas ( $\rho$ )	1.18 kg/m <sup>3</sup>
	Viskositas ( $\mu$ )	1.85 x 10 <sup>5</sup> kg/m.s
<i>Operating Condition</i>		<i>Temperature = 30° C</i> <i>Pressure = 10<sup>5</sup> Pa</i>
<i>Solution</i>		<i>Second-order upwind untuk momentum,</i> <i>Pressure Velocity Coupling PISO.</i>
<i>Monitor Residual</i>		10 <sup>-6</sup>

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.

*Grid independensi* ini dilakukan untuk mendapatkan jumlah *meshing* yang cenderung konstan sehingga didapatkan Pada grid independensi ini, dilakukan pembagian jumlah *meshing* ke dalam 4 jenis, kemudian dari jenis *meshing* ini akan dicari besarnya selisih nilai terkecil dari setiap *meshing* dengan membandingkan grafik  $C_D$  Numerik. Nilai  $C_D$  dari *grid independensi* akan ditampilkan pada tabel 2.

Tabel 2 Analisa grid independensi Airfoil 43018 3 Dimensi tanpa *Vortex Generator* dengan  $Re = 7,65 \times 10^5$ .

Jenis <i>Meshing</i>	Jumlah Node	$C_D$
<i>Meshing A</i>	639.000	0.15
<i>Meshing B</i>	1.632.000	0.216
<i>Meshing C</i>	1.662.642	0.297
<i>Meshing D</i>	1.814.400	4.32

Tabel 2 menunjukkan grid independensi pada *plain airfoil*. Berdasarkan tabel 2 nilai  $C_D$  yang cenderung konstan terjadi pada *Meshing A* dan *Meshing D*. Salah satu pertimbangan dalam melakukan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan, maka *meshing* yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah *meshing A*.

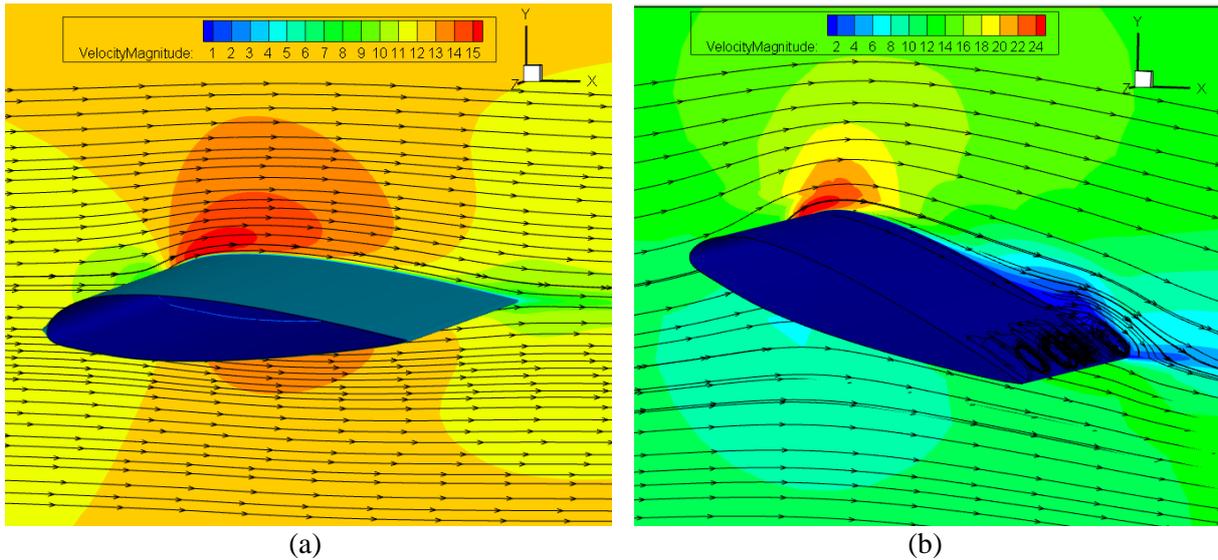
## HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

### Visualisasi Aliran

Pada bagian ini ditampilkan beberapa hasil visualisasi aliran hasil *post processing* pemodelan numerik dengan turbulence model *k-ε Realizable*. Visualisasi aliran yang akan dijelaskan diantaranya *velocity vector*, *velocity Pathline* serta kontur turbulensi yang berguna untuk melengkapi informasi mengenai hasil pemodelan numerik yang telah dijelaskan sebelumnya.

### Kontur Kecepatan dan *Pathline* pada *Plain Airfoil*

Pada gambar 3 merupakan visualisasi vektor kecepatan pada sudut serang  $\alpha = 0^0$ . Separasi akan semakin maju dekat *leading edge* seiring dengan bertambahnya sudut serang dan bilangan *Reynolds* yang kecil pada sudut serang yang sama. Separasi menentukan besar kecilnya *wake*, apabila separasi yang terjadi lebih awal maka *wake* yang terbentuk akan semakin besar. Pada gambar 3,  $\alpha = 19^0$  terlihat bahwa titik separasi semakin maju mendekati *leading edge*.



Gambar 3. Visualisasi kontur kecepatan dan *Pathline* plain *Airfoil* pada sudut serang  $\alpha = 0^\circ$  (a) dan  $\alpha = 19^\circ$  (b) pada  $Re\ 7,65 \times 10^5$ .

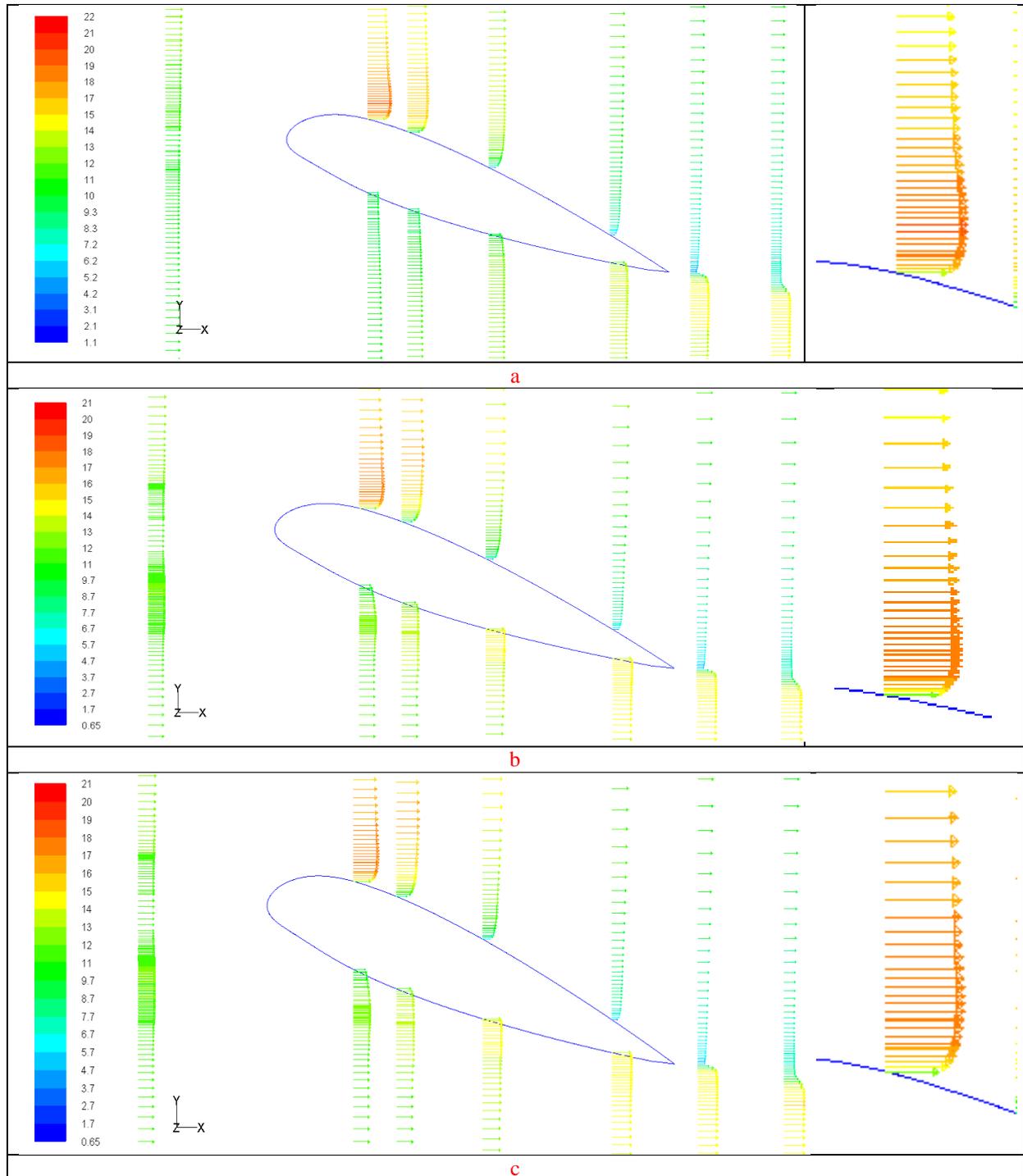
### **Karakteristik Aliran Plain *Airfoil* 3D dan *Airfoil* dengan *Vortex Generator***

#### **Vektor Kecepatan pada Plain *Airfoil* 3D dan *Airfoil* dengan *Vortex Generator***

Pengaruh penggunaan vortex generator ditunjukkan pada gambar 4 untuk sudut serang  $19^\circ$ . Pada gambar 4.a 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 4.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 4.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*.

Untuk melihat kontur kecepatan dan pengaruh penggunaan *vortex generator* pada pada sudut serang  $15^\circ$  dan  $19^\circ$  akan ditampilkan dalam bentuk 3D pada gambar 4. Gambar 4 menunjukkan vektor kecepatan pada *airfoil* di daerah upstream dengan pemotongan pada area *midspan*. Pada *plain airfoil* 3D dengan sudut serang  $3^\circ$  dengan penggunaan *vortex generator* 10% separasi mendekati *trailing edge* namun pengaruh yang dihasilkan tidak begitu signifikan hal ini dimungkinkan karena 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*. Sedangkan pada

*airfoil* dengan penambahan *vortex generator* sudut serang  $0^\circ$  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*.



Gambar 4. Vektor Kecepatan pada *plain airfoil* 3D dengan Vortex Generator 10% dan Vortex Generator 20% pada serang  $19^\circ$   $Re 7,65 \times 10^5$

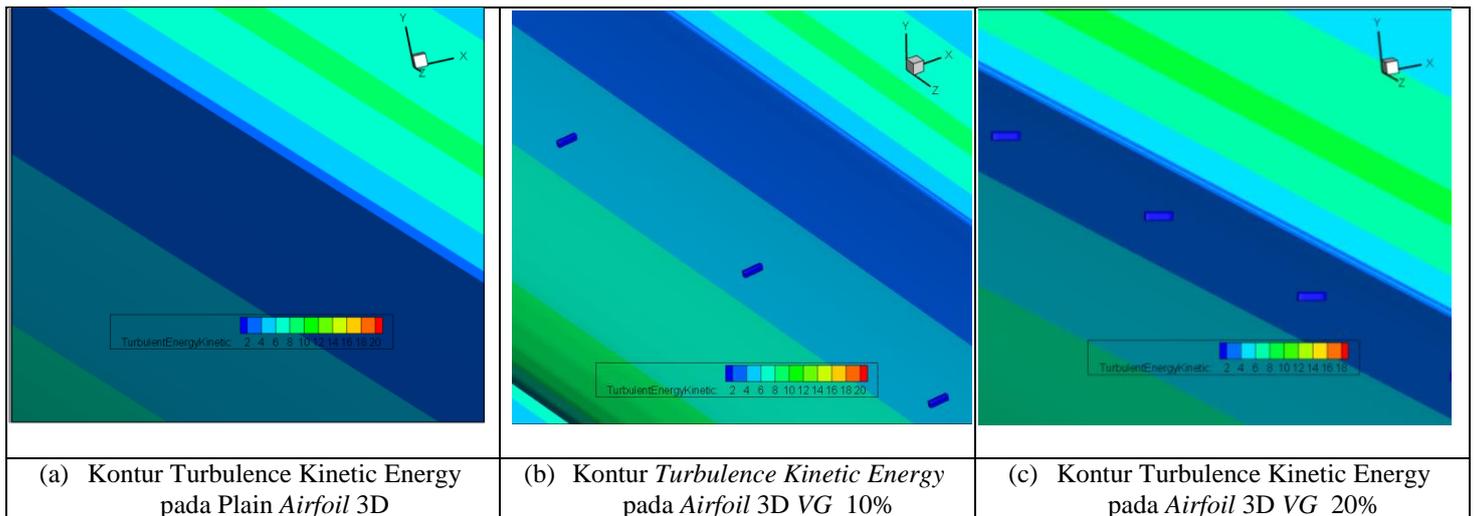
## **Kontur *Turbulence Kinetic Energy* pada *Plain Airfoil 3D* dan *Airfoil 3D* dengan *Vortex Generator***

Pada bagian ini dibandingkan karakteristik *Turbulence Kinetic Energy plain airfoil 3D* dengan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator*. Proses perbandingan dengan cara menampilkan visualisasi aliran berupa *turbulent intensity*. Konfigurasi yang ditampilkan yaitu pada  $Re\ 7,65 \times 10^5$ . Titik yang diamati adalah pada  $x = 0,25$  yaitu tepat di belakang *vortex generator*.

Pada gambar 5.(a) *Turbulence Kinetic Energy* pada *plain airfoil* tampak perbedaan kontur warna pada permukaan *airfoil*. Pada  $x = 0.1$  tampak warna biru muda dan semakin ke belakang menjadi lebih gelap yang menandakan bahwa *turbulence kinetic energy* pada permukaan semakin menurun. Namun di atas permukaan *turbulence kinetic energy* masih lebih tinggi dari permukaan *airfoil*. Hal ini dimungkinkan karena pada permukaan harus melawan tegangan geser dan *adverse pressure gradient*.

Pada gambar 5.(b) *Turbulence Kinetic Energy* dengan penempatan *vortex generator*  $x/c = 10\%$  didapati lebih tinggi dari *plain airfoil*. Dengan adanya *vortex generator* maka *Turbulence Kinetic Energy* di permukaan *airfoil* lebih tinggi begitu juga pada  $x = 0.25$ . Di titik di atas permukaan juga lebih tinggi dari pada *plain airfoil* dilihat dari gradient warna. Hal ini dimungkinkan karena dengan adanya *vortex generator*, aliran yang bersentuhan dengan *vortex generator* mengalami perubahan arah ke arah radial sehingga menimbulkan vortex dan aliran bertransisi dari *laminar boundary layer* ke *turbulence boundary layer* sehingga lebih mampu melawan tegangan geser dan *adverse pressure gradient*.

Pada gambar 5. (c) *Turbulence Kinetic Energy* dengan penempatan *vortex generator*  $x/c = 20\%$  didapati lebih tinggi dari penempatan *plain airfoil* namun lebih rendah dari penempatan *vortex generator*  $x/c = 10\%$ . Dengan adanya *vortex generator* maka *Turbulence Kinetic Energy* di permukaan *airfoil* lebih tinggi pada  $x = 0.25$ . Di titik di atas permukaan juga lebih tinggi dari pada *plain airfoil* dilihat dari gradient warna. Hal ini dimungkinkan karena dengan adanya *vortex generator*, aliran yang bersentuhan dengan *vortex generator* mengalami perubahan arah ke arah radial sehingga menimbulkan vortex dan aliran bertransisi dari *laminar boundary layer* ke *turbulence boundary layer* sehingga lebih mampu melawan tegangan geser dan *adverse pressure gradient*.



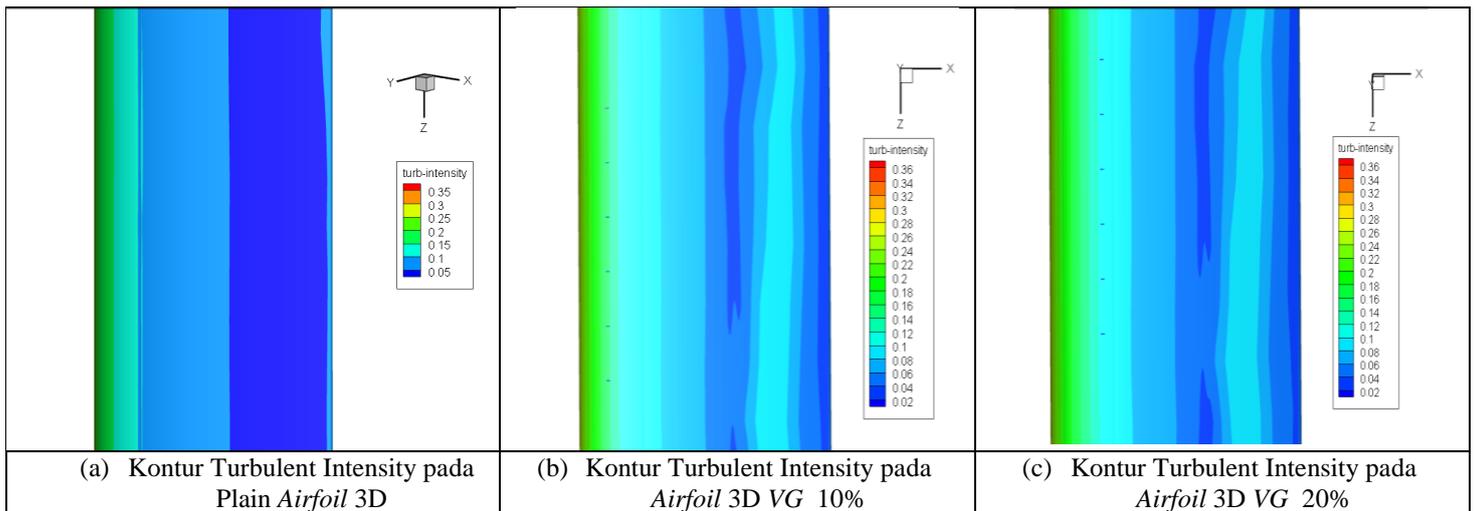
Gambar 5. Visualisasi perbandingan *Turbulence Kinetic Energy* pada sudut serang  $19^{\circ}$  tanpa VG, VG 10% dan 20%

### Kontur Turbulensi pada *Plain Airfoil 3D* dan *Airfoil 3D* dengan VG

Pada bagian ini dibandingkan karakteristik turbulensi *plain airfoil 3D* dengan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator*. Proses perbandingan dengan cara menampilkan visualisasi aliran berupa *turbulent intensity*. Konfigurasi yang ditampilkan yaitu pada  $Re\ 9 \times 10^5$ .

Gambar 6 merupakan visualisasi perbandingan *turbulent intensity* pada sudut serang  $19^{\circ}$  yang terlihat dari pandangan atas. Pada gambar 6 (a) terlihat intensitas turbulensi pada *plain airfoil*. Berdasarkan gambar tersebut tampak perbedaan karakteristik turbulensi pada permukaan atas. Pada *plain airfoil* terlihat perbedaan warna secara gradual dari *leading edge* hingga *trailing edge*. Warna hijau menunjukkan intensitas turbulensi yang relatif tinggi terdapat pada daerah *leading edge*, lalu menurun secara gradual hingga turbulensi terendah yang ditunjukkan dengan warna biru tua dan biru muda pada daerah *trailing edge*.

Sedangkan gambar 6.(b) dan (c) karakteristik turbulensi *airfoil* dengan *vortex generator* terlihat memiliki warna yang dominan lebih tinggi daripada *plain airfoil*. Perubahan warna secara gradual dari *leading edge* hingga *trailing edge* tampak jelas. Perbedaan dari gambar tersebut yaitu pada *airfoil* dengan *vortex generator* memiliki tingkat turbulensi yang lebih tinggi dengan ditandai dengan warna biru muda yang lebih dominan serta warna biru tua pada daerah *trailing edge* terlihat berkurang. Sehingga dapat disimpulkan *vortex generator* pada permukaan atas *airfoil* mampu meningkatkan intensitas turbulensi hingga ke daerah *trailing edge*.



Gambar 6. Visualisasi perbandingan *turbulent intensity* pada sudut serang  $19^\circ$  tanpa VG, VG 10% dan 20%

## KESIMPULAN

Dari penelitian ini maka dapat ditarik kesimpulan antara lain:

1. Separasi akan semakin maju dekat *leading edge* seiring dengan bertambahnya sudut serang dan bilangan *Reynolds* yang kecil pada sudut serang yang sama. Separasi menentukan besar kecilnya *wake*, apabila separasi yang terjadi lebih awal maka *wake* yang terbentuk akan semakin besar. Pada gambar 3,  $\alpha = 19^\circ$  terlihat bahwa titik separasi semakin maju mendekati *leading edge*.
2. Dengan adanya *vortex generator* dapat menambah momentum aliran yang melewatinya sehingga aliran masih mengikuti kontur *upper surface*. Momentum aliran yang tinggi mampu melawan gaya geser dan *adverse pressure gradient*.
3. Dengan penambahan *vortex generator* maka *Turbulence Kinetic Energy* di permukaan airfoil lebih tinggi dari pada *plain airfoil* dilihat dari gradient warna.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Lin, J. C. 2002. Review of Research on Low Profile Vortex Generator to Control Boundary Layer separation. *Progress in Aerospace Science* 38 : 389-420.
- [2] 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.
- [3] 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, Nibong Tebal 14300, Malaysia
- [4] Anderson, John D. Jr. 1988. *Fundamental of Aerodynamics*. Singapore : McGraw-Hill, Inc.
- [5] H. Shan et al.(2007), Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control Over NACA 0012 Airfoil, *Science Direct*
- [6] Mulvany, Nicholas et. al.(2004), Steady State Evaluation of Two Equation RANS Turbulence Models for High Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations