

STUDI NUMERIK PENGGUNAAN VORTEX GENERATOR PADA WING AIRFOIL NACA 43018

Setyo Hariyadi S.P.¹, Achmad Setiyo Prabowo²
^{1,2}Politeknik Penerbangan Surabaya

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 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, 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, dapat menunda terjadinya separasi. Dengan penambahan vortex generator terjadi peningkatan gaya lift sekitar 5% dan menaikkan gaya drag sekitar $1,5\%$. Rasio C_L/C_D meningkat sekitar 5% .

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

PENDAHULUAN

Pengembangan teknologi *airfoil* sebagai salah satu bagian penting dalam dunia aerodinamika sebagian besar ditujukan pada pemodelan separasi atau yang biasa disebut *stall*. Gaya *lift* 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.

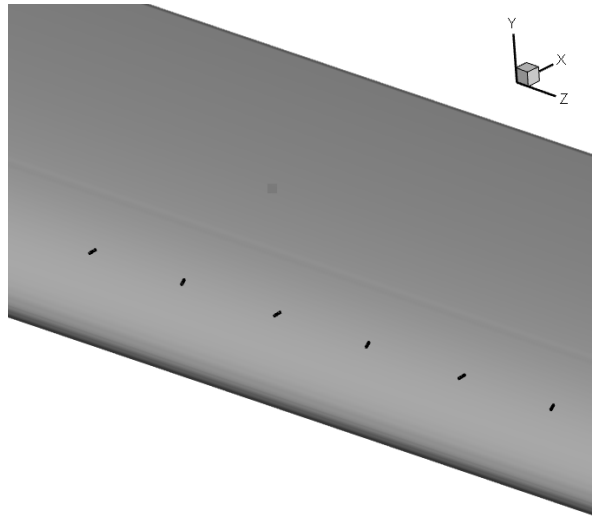
Lin [5] pertama kali memperkenalkan *vortex generator* pada penelitiannya terhadap separasi pada *diffuser*. Adanya *vortex generator* ini ternyata dapat meningkatkan momentum yang signifikan pada aliran dengan didapatkan C_D yang lebih rendah meskipun dengan perbandingan titik stall pada AoA yang sama. Selain itu, efektivitas *vortex generator* juga dipengaruhi oleh ketinggian dari *vortex generator* tersebut. Diharapkan ketinggian *vortex generator* adalah sebesar *boundary layer thickness*, δ . Sementara itu, Anand et al [1] 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 [6] 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 *counter rotating*. *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. Hasil penelitian ini akan dibandingkan dengan hasil perhitungan penelitian sebelumnya dengan susunan *vortex generator*, dimensi *airfoil*, kecepatan *freestream*, serta variasi *angle of attack*. Pada penelitian kali ini akan digunakan jenis *vortex generator* dengan penempatan *vortex generator* tersebut pada $x/c = 10\%$ dan 20% dari *chord line* dengan mengevaluasi hasil yang didapat dari hasil simulasi dan eksperimen dengan susunan *straight*. 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 [2]. Dengan performa *airfoil* yang baik akan menghemat bahan bakar pesawat tersebut saat beroperasi. Susunan *vortex generator* dengan formasi *counter rotating* diharapkan akan lebih memberikan momentum yang lebih besar pada fluida sehingga lebih dapat menunda separasi aliran.

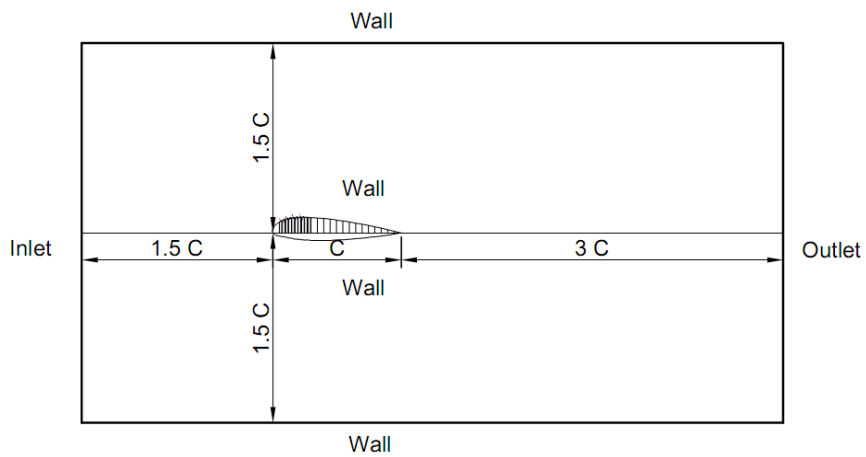
METODE PENELITIAN

Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan metode Computational Fluid Dynamics (CFD) dengan software Fluent 6.3.26. dan dengan software GAMBIT 2.4.6 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.

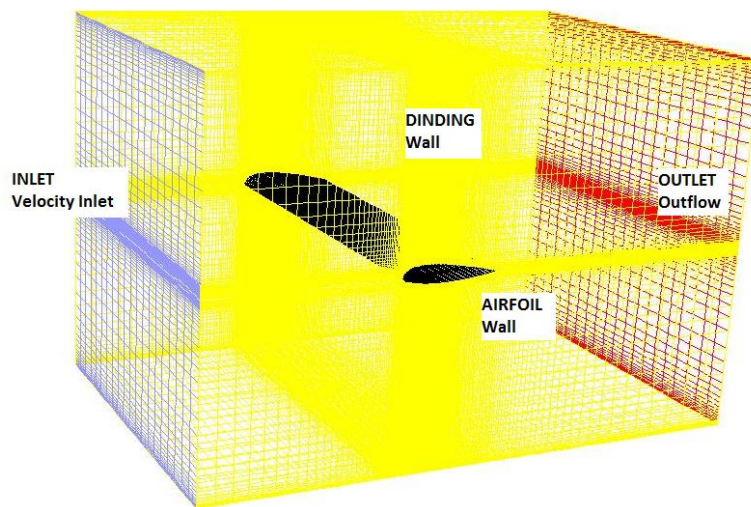
Profil *airfoil* yang digunakan dalam penelitian ini adalah dua *airfoil* tipe NACA 43018 dimana masing-masing adalah *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator*. Jenis *vortex generator* yang digunakan yaitu *rectangular flat plate* dengan konfigurasi *counter rotating* seperti yang ditunjukkan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



Gambar 1. *Rectangular flat plate vortex generator* dengan formasi *Counter Rotating*



Gambar 2 Sketsa pemodelan penelitian [7]



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

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>		k- ϵ Realizable
<i>Material</i>	Densitas (ρ)	1.18 kg/m ³
	Viskositas (μ)	1.85 x 10 ⁵ kg/m.s
<i>Operating Condition</i>		<i>Temperature = 30° C</i> <i>Pressure = 10⁵ Pa</i>
<i>Solution</i>		<i>Second-order upwind untuk momentum,</i> <i>Pressure Velocity Coupling PISO.</i>
<i>Monitor Residual</i>		10 ⁻⁶

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 Cd Numerik. Nilai Cd 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	Cd
<i>Meshing A</i>	504.086	0.08
<i>Meshing B</i>	639.000	0.15
<i>Meshing C</i>	832.000	0.216
<i>Meshing D</i>	862.642	0.297

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

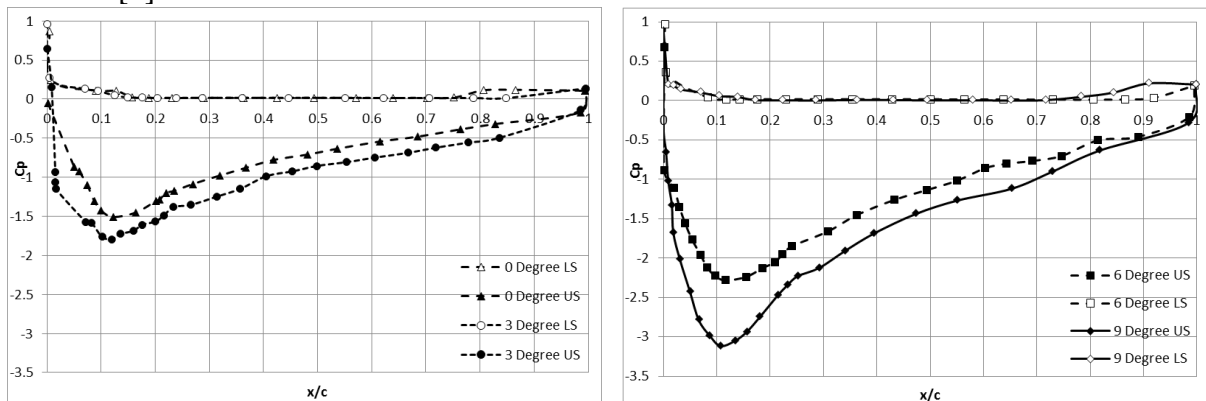
HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

Analisis Perubahan Cp

Koefisien tekanan (C_p) adalah angka tak berdimensi yang menggambarkan tekanan statis relatif di dalam medan aliran. Setiap titik dalam medan aliran fluida memiliki koefisien tekanan tersendiri. Koefisien tekanan merupakan parameter yang sangat berguna untuk mempelajari karakteristik aliran fluida.

Gambar 4 menunjukkan nilai C_p pada variasi sudut serang 0°, 3°, 6°, dan 9° dengan $Re = 7.65 \times 10^5$. Semakin besar sudut serang yang diberikan pada *airfoil* yaitu pada 0°, 3°, 6°, 9°

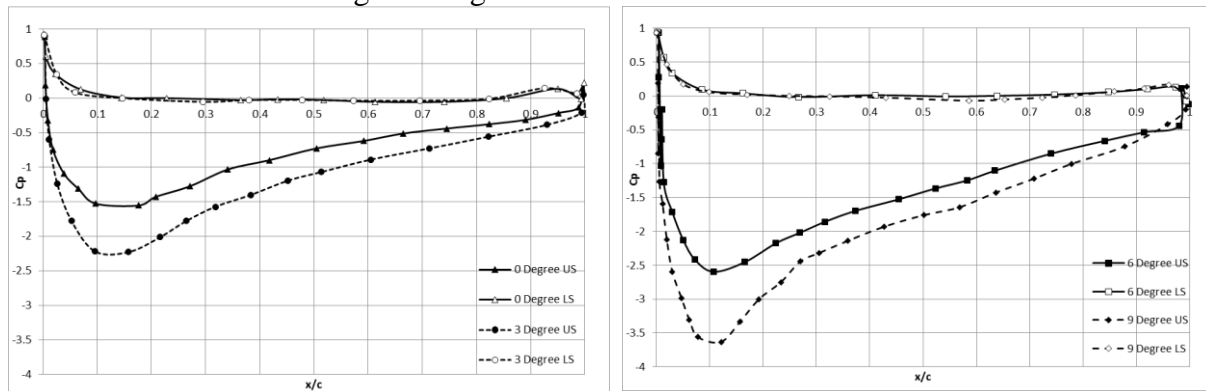
dan 9° maka pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* (C_p) akan semakin negatif atau semakin kecil. Hal ini terjadi karena semakin besar sudut serang maka kecepatan aliran yang terjadi pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan semakin menurun [2].



Gambar 4. Grafik C_p NACA 43018 Plain airfoil dengan sudut serang (α) 0° , 3° , 6° , dan 9° pada $Re = 7,65 \times 10^5$

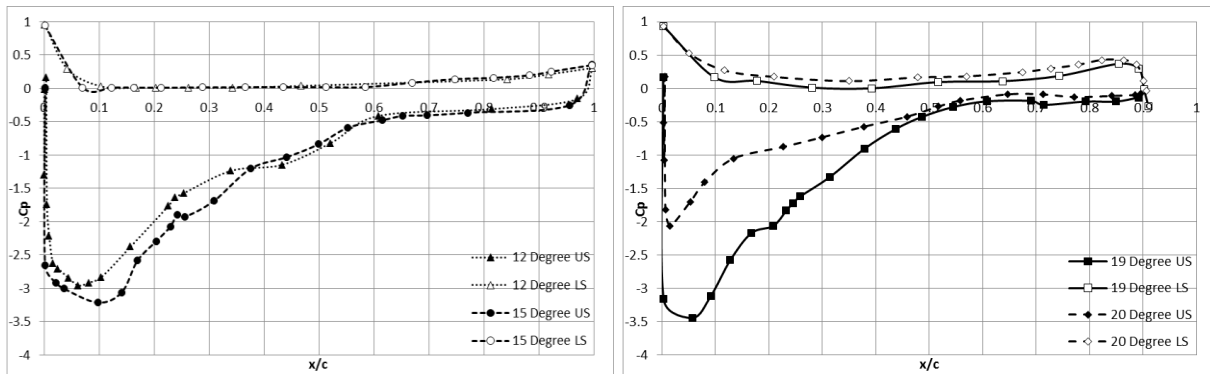
Pada Gambar 4 titik separasi masih belum terjadi sampai sudut serang 9° pada permukaan atas *airfoil*. Hal ini dikarenakan pada sudut serang yang masih kecil momentum aliran yang terjadi masih mampu melawan tegangan geser permukaan sehingga aliran masih belum terseparasi [4]. Titik stagnasi pada sudut serang 0° dan 3° terletak pada $x/c = 0$ dengan nilai $C_p = 0,66$ pada $\alpha = 0^\circ$ dan $C_p = 0,85$ pada $\alpha = 3^\circ$ sedangkan untuk sudut serang 6° dan 9° bergeser semakin ke belakang sehingga nilai C_p pada $x/c = 0$ yaitu $C_p = 0,88$ pada $\alpha = 6^\circ$ dan $C_p = 1,02$ pada $\alpha = 9^\circ$.

Pada gambar 5 ditampilkan nilai C_p pada variasi sudut serang 0° , 3° , 6° , dan 9° dengan $Re = 9 \times 10^5$. Semakin besar sudut serang yang diberikan pada *airfoil* yaitu pada 0° , 3° , 6° , dan 9° maka pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* (C_p) akan semakin negatif atau semakin kecil dibandingkan dengan $Re = 7.65 \times 10^5$.



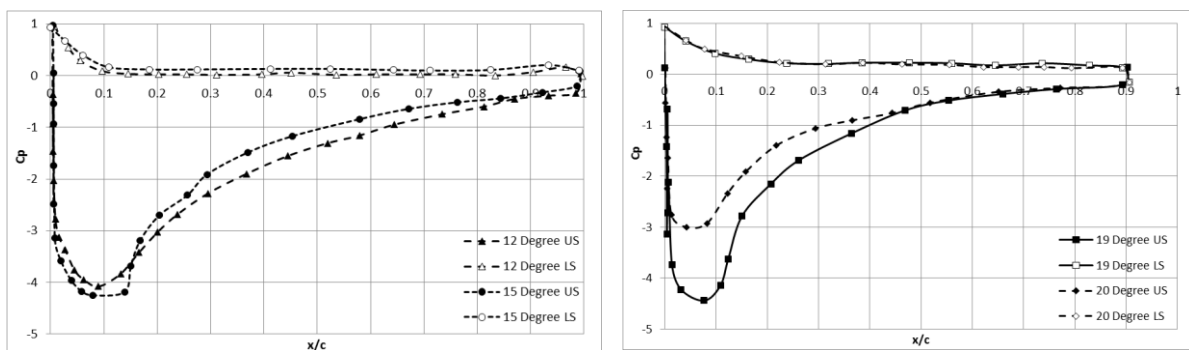
Gambar 5. Grafik C_p NACA 43018 Plain airfoil dengan sudut serang (α) 0° , 3° , 6° , dan 9° pada $Re = 9 \times 10^5$

Nilai C_p pada variasi sudut serang 12° , 15° , 19° , dan 20° dengan $Re = 7,65 \times 10^5$ ditunjukkan pada Gambar 6. Pada sudut serang 12° , 15° , dan 19° pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* (C_p) akan semakin negatif atau semakin kecil. Sedangkan sudut serang 20° lebih besar dibandingkan sudut serang 12° , 15° , dan 18° . Hal ini terjadi karena dengan sudut serang yang terlalu besar aliran yang melewati permukaan atas tidak mampu melawan besarnya tegangan geser permukaan dan gradient tekanan balik sehingga tekanan permukaan atas semakin besar [2].



Gambar 5. Grafik C_p NACA 43018 Plain airfoil dengan sudut serang (α) 12° , 15° , 19° , dan 20° pada $Re = 7,65 \times 10^5$

Pada gambar 7 ditampilkan nilai C_p pada variasi sudut serang 12° , 15° , 19° , dan 20° dengan $Re = 9 \times 10^5$. Semakin besar sudut serang yang diberikan pada airfoil yaitu 12° , 15° , 19° , dan 20° maka pada bagian upper besarnya coefficient of pressure (C_p) akan semakin negatif atau semakin kecil dibandingkan dengan $Re = 7.65 \times 10^5$

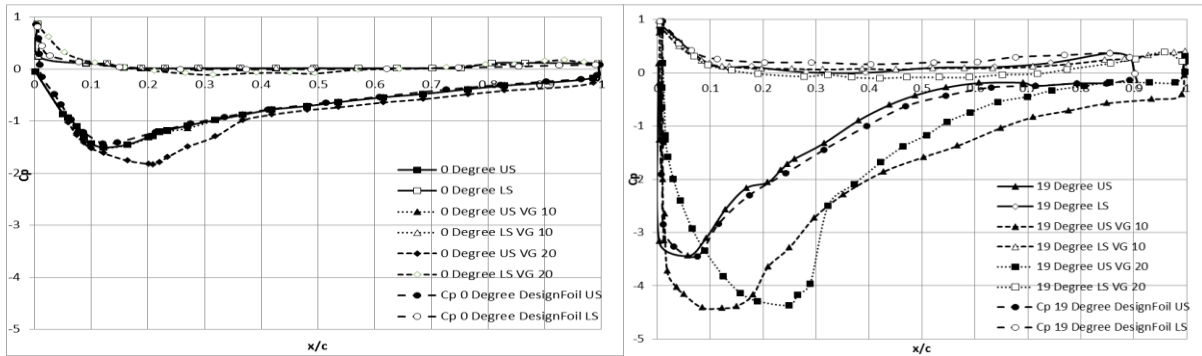


Gambar 6. Grafik C_p NACA 43018 Plain airfoil dengan sudut serang (α) 12° , 15° , 19° , dan 20° pada $Re = 9 \times 10^5$

Pada Gambar 6 dan 7 tampak juga bahwa titik separasi pada $x/c = 0.9$. Pada Gambar 7 terlihat airfoil dengan vortex generator memiliki nilai coefficient of pressure yang lebih rendah dibandingkan plain airfoil. Hal ini disebabkan dengan penggunaan vortex generator mampu mengubah aliran laminar menjadi aliran turbulen sehingga menyebabkan aliran yang dekat dengan permukaan atas airfoil dengan vortex generator memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan pada plain airfoil [4].

Bertambahnya kecepatan dekat dengan permukaan atas airfoil dengan vortex generator ini menyebabkan tekanan pada permukaan atas semakin kecil sehingga dapat meningkatkan perbedaan tekanan antara permukaan atas dan permukaan bawah airfoil sehingga lift yang dihasilkan akan lebih besar dibandingkan pada plain airfoil [4].

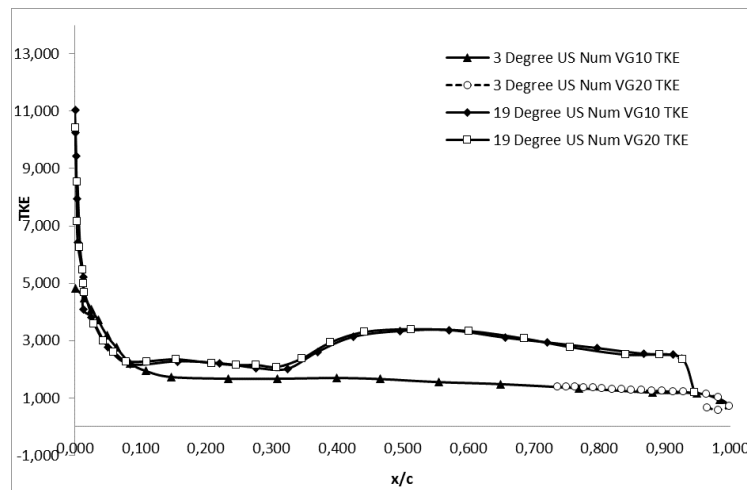
Berdasarkan Gambar 8 terlihat airfoil dengan vortex generator memiliki nilai coefficient of pressure yang lebih rendah dibandingkan plain airfoil. Hal ini disebabkan dengan penggunaan vortex generator mampu mengubah aliran laminar menjadi aliran turbulen sehingga menyebabkan aliran pada permukaan atas airfoil dengan vortex generator memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan pada plain airfoil [4]. Pada gambar 8 terlihat juga bahwa dengan penambahan vortex generator dapat menunda titik separasi yang pada plain airfoil titik separasi timbul pada $x/c = 0,9$ menjadi lebih ke belakang.



Gambar 7. Perbandingan C_p plain airfoil dan airfoil dengan VG pada sudut serang 0° dan 19° dengan $Re = 7.65 \times 10^5$

Efek Vortex Generator Terhadap Turbulent Kinetic Energy

Pada gambar 8 ditampilkan pengaruh penggunaan vortex generator terhadap turbulent kinetic energy.



Gambar 8. Distribusi Turbulent Kinetic Energy

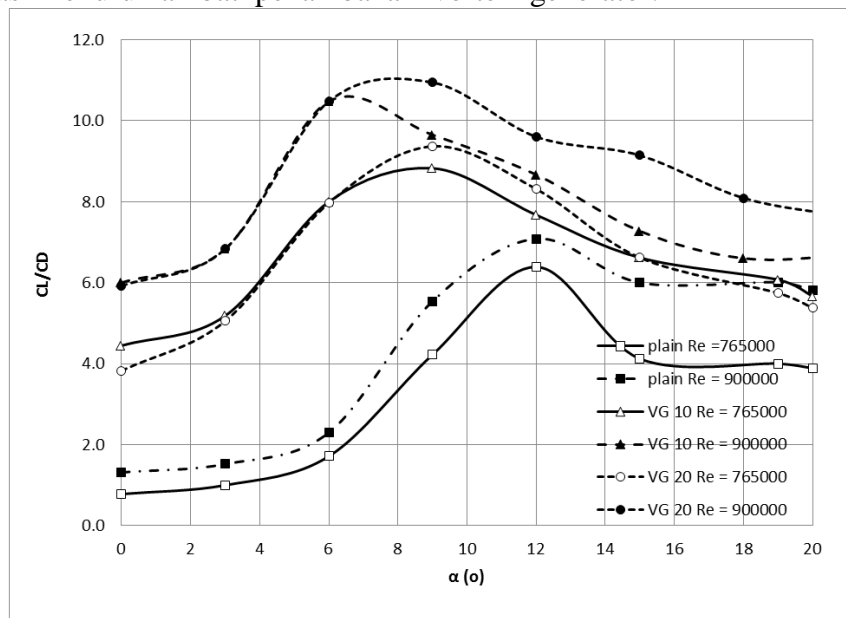
Dari gambar 8 di atas terlihat bahwa *Turbulen Kinetic Energy* k meningkat dengan tajam setelah bertemu dengan vortex generator. *Vortex generator* mengurangi *separation bubble* pada *adverse pressure gradient*. Hal ini dimungkinkan karena *vortex generator* membentuk *vorticity* yang membawa energi yang lebih untuk mengatasi separasi. Momentum yang ditransfer oleh vortices memaksa aliran untuk reattach ke permukaan airfoil. Pada sudut 3 derajat, efek penggunaan *vortex generator* belum begitu nampak sedangkan pada sudut 19 derajat terlihat lonjakan kenaikan *Turbulent Kinetic Energy* dari aliran setelah bersinggungan dengan *vortex generator*. Kenaikan *Turbulent Kinetic Energy* tersebut memaksa aliran untuk masih tetap pada upper surface dari airfoil. *Turbulent Kinetic Energy* tersebut juga membuat titik separasi aliran lebih ke belakang meskipun pada akhirnya masih tetap terlepas dari upper surface pada $x/c = 0,9$.

Analisa Koefisien Lift dan Koefisien Drag

Pada Gambar 9 terlihat pengaruh penambahan *Reynolds Number* dapat meningkatkan rasio C_L/C_D . Penambahan *Reynolds number* akan menaikkan harga C_L/C_D rata-rata sebesar 23,76 % untuk *plain airfoil* dan akan menaikkan harga C_L/C_D rata-rata sebesar 15,72% untuk *airfoil* dengan *vortex generator* $x/c = 10\%$ dan 24,85% untuk $x/c = 20\%$. Hal ini dikarenakan dengan meningkatnya *Reynolds Number* akan berakibat meningkatnya momentum aliran sehingga lebih tahan terhadap gaya gesek kontur dan *adverse pressure gradient*. Hal ini akan menghasilkan rasio C_L/C_D yang lebih besar [2].

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 menaikkan nilai C_L/C_D pada sudut serang 3° dan 6° , sedangkan pada sudut serang 9° rasio C_L/C_D akan menurun dengan penambahan vortex generator $x/c = 10\%$. Hal ini diakibatkan pada sudut serang 3° dan 6° gaya drag menurun akibat penambahan vortex generator. Pada sudut serang 9° kenaikan sudut serang diikuti oleh kenaikan gaya drag dari airfoil sehingga gaya drag yang dihasilkan oleh vortex generator itu sendiri lebih dominan. Sedangkan pada $x/c = 20\%$ mencapai C_L/C_D pada sudut serang 9° .

Pada Gambar 9 juga terlihat bahwa pengaruh penempatan vortex generator pada $x/c = 20\%$ lebih efektif daripada $x/c = 10\%$ karena menghasilkan perbandingan C_L/C_D yang lebih baik. Pada $x/c = 10\%$ aliran masih mengikuti bodi sehingga gaya drag yang dihasilkan oleh vortex generator itu sendiri lebih dominan sedangkan pada $x/c = 20\%$ gaya drag akibat adanya separasi menurun akibat penambahan vortex generator.

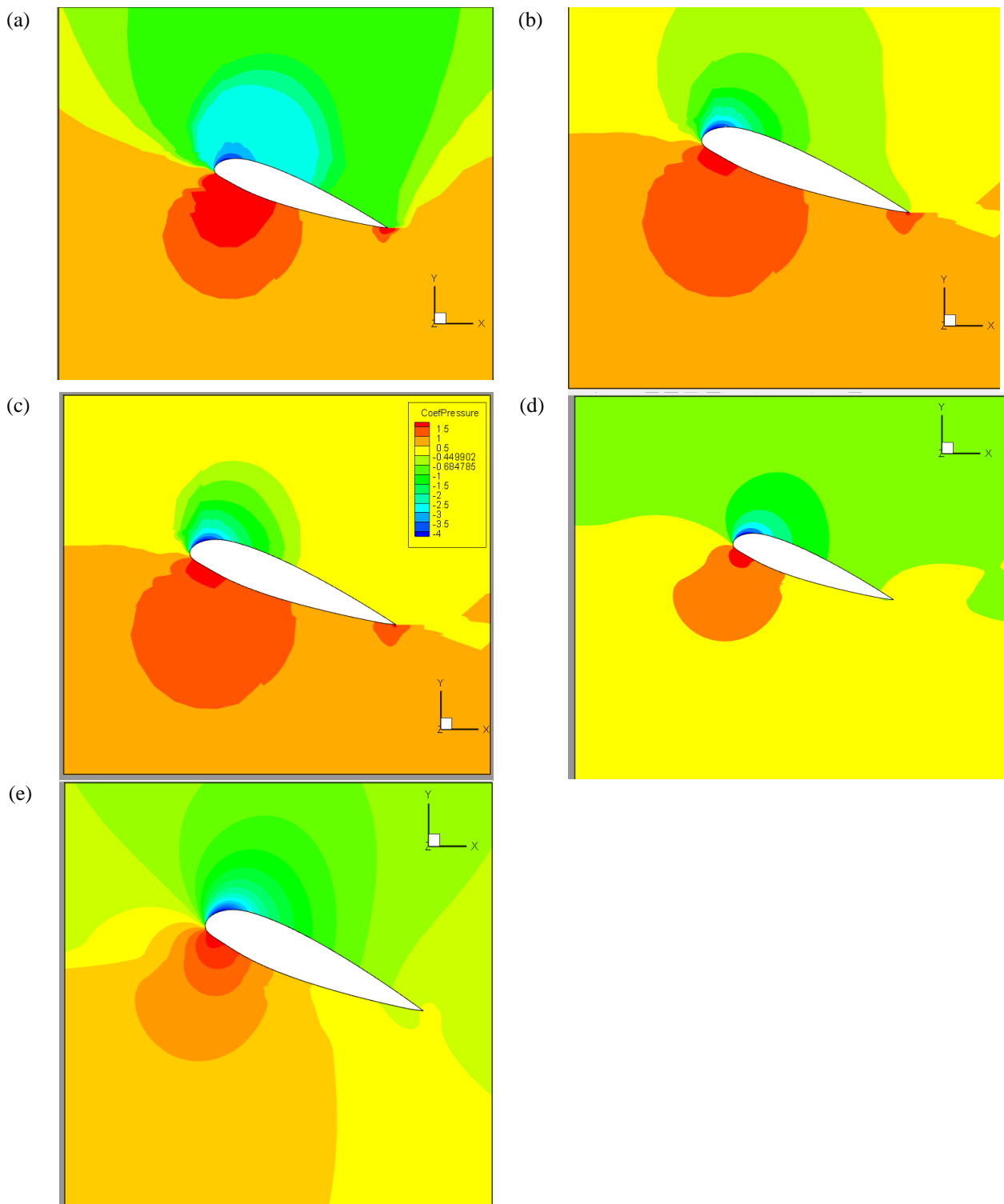


Gambar 9. Grafik hubungan rasio koefisien lift dan drag (C_L/C_D) terhadap sudut serang (α) pada plain airfoil dan airfoil dengan vortex generator

Dari Gambar 10 terlihat pada sudut serang 19° distribusi koefisien tekanan antara airfoil dengan vortex generator dan airfoil tanpa vortex generator mempunyai pola serta distribusi warna yang berbeda. Hal ini menyebabkan koefisien lift dan koefisien drag mengalami perubahan yang cukup signifikan ketika airfoil diberi vortex generator. Pada sudut serang 19° , terlihat pada upper side airfoil dengan vortex generator memiliki distribusi tekanan yang lebih rendah daripada tanpa vortex generator, sedangkan pada lower side airfoil dengan vortex generator memiliki tekanan yang lebih besar. Namun besarnya tekanan pada plain airfoil lebih tinggi dibanding dengan airfoil dengan vortex generator sehingga perbandingan C_L/C_D menjadi menurun.

Dapat dilihat bahwa pada peletakan vortex generator di sudut 19° $x/c = 20\%$ lebih efektif dibandingkan dengan $x/c = 10\%$. Pada $x/c = 20\%$ separasi aliran dapat tertunda lebih ke belakang daripada $x/c = 10\%$. Hal ini terjadi karena pada $x/c = 20\%$ aliran fluida yang energinya telah berkurang mendapatkan momentum dengan bertemunya aliran dan vortex generator sehingga aliran fluida yang seharusnya mulai meninggalkan permukaan airfoil mampu untuk bertahan terhadap gaya gesek dan adverse pressure gradien. Namun sebaliknya

pada $x/c = 10\%$, momentum yang diberikan vortex generator kurang mampu mendorong aliran fluida untuk terseparasi lebih ke belakang karena efek dari *adverse pressure gradien* sudah mendominasi daripada momentum dari aliran..



Gambar 10 Distribusi kofisien tekanan pada $Re = 7,65 \times 10^5$,
 (a) $\alpha = 19^\circ$ tanpa vortex generator,
 (b) $\alpha = 19^\circ$ dengan vortex generator $x/c = 10\%$ tipe straight,
 (c) $\alpha = 19^\circ$ dengan vortex generator $x/c = 20\%$ tipe straight,
 (d) $\alpha = 19^\circ$ dengan vortex generator $x/c = 10\%$ tipe counter rotating,
 (e) $\alpha = 19^\circ$ dengan vortex generator $x/c = 20\%$ tipe counter rotating.

Dari Gambar 10 terlihat juga terlihat bahwa vortex generator susunan counter rotating lebih efektif dibandingkan straight karena pada susunan *Counter Rotating* dapat menunda separasi pada sudut 19° dengan $x/c = 20\%$. Sedangkan pada susunan straight separasi terjadi di bagian depan airfoil. Hal ini dimungkinkan karena susunan *Counter Rotating* lebih mampu membuat *turbulensi* daripada susunan straight sehingga momentum yang diberikan pada aliran fluida juga lebih besar.

Kesimpulan

Dari penelitian ini maka dapat ditarik kesimpulan antara lain:

1. Peningkatan bilangan *Reynolds* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* dapat menyebabkan distribusi koefisien tekanan semakin negatif untuk sudut serang $0^\circ - 15^\circ$ pada kedua *Reynolds Number*, sedangkan untuk sudut serang 19° dan 20° sudah terjadi *stall* dimana distribusi koefisien tekanan cenderung merata.
2. Pengaruh peningkatan bilangan *Re* dapat menaikkan C_L serta menurunkan C_D bila dibandingkan pada sudut serang yang sama, baik tanpa atau dengan penambahan *vortex generator*.
3. Bentuk modifikasi *airfoil* dengan *vortex generator* memberikan pengaruh pada nilai C_L yaitu berupa kenaikan pada sudut serang $0^\circ, 3^\circ$, dan 6° baik $Re = 7.65 \times 10^5$ maupun $Re = 9 \times 10^5$. Kenaikan C_L tertinggi pada sudut serang 6° dengan $Re = 9 \times 10^5$ sebesar $23,94\%$
4. Koefisien *Drag* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang dari sudut serang 0° sampai pada sudut serang 20° pada kedua *Reynolds Number*.
5. Penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan performa dari *airfoil* dilihat dari distribusi C_L/C_D yang semakin meningkat pada kedua *Reynolds number* dan tertundanya separasi sampai dengan *leading edge*.
6. Penempatan *Vortex Generator* paling efektif pada $x/c = 20\%$ dengan $C_L/C_D = 10,94$ pada sudut serang 9°
7. Penggunaan *Vortex Generator* susunan *Counter Rotating* lebih efektif dibandingkan *straight*

DAFTAR PUSTAKA

- 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.
- Anderson, John D. Jr. 1988. Fundamental of Aerodynamics. Singapore : McGraw-Hill, Inc.
- H. Shan et al.(2007), Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control Over NACA 0012 Airfoil, Science Direct
- Hariyadi, Setyo (2015), Studi Numerik Dan Eksperimental Efek Variasi Posisi Vortex Generator Terhadap Boundary Layer Pada Airfoil NACA 43018, Thesis Teknik Mesin Rekayasa Konversi Energi Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya
- Leu, T.S., Yu, J.M., Hu, C.C., Miao, J.J., Liang, S.Y., Li, J.Y, Cheng, J.C., dan Chen, S.J. 2012. Experimental Study of Free Stream Turbulence Effect of Dynamic Stall of

Pitching Airfoil by Using Particle Image Velocimetry. National Cheng Kung University 225 : 103-108.

Lin, J. C. 2002. Review of Research on Low Profile Vortex Generator to Control Boundary Layer separation. Progress in Aerospace Science 38 : 389-420.

Mulvany, Nicholas et. al.(2004), Steady State Evaluation of Two Equation RANS Turbulence Models for High Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations

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

Tuakia, Firman (2008), *Dasar-dasar CFD Menggunakan Fluent*, Penerbit Informatika Bandung

Fluent Inc.(2000), *Gambit Tutorial Guide*

Fluent Inc.(2007), *FLUENT 6.3. User Guide*