

# Studi Eksperimen dan Numerik Pengaruh Penambahan *Vortex Generator* pada *Airfoil* NASA LS-0417

Ulul Azmi dan Herman Sasongko

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

Jl. Arif Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia

*e-mail* : herman@me.its.ac.id

**Abstrak**—Separasi *boundary layer* merupakan fenomena penting yang mempengaruhi performansi *airfoil*. Salah satu upaya untuk menunda atau menghilangkan separasi aliran adalah meningkatkan momentum fluida untuk melawan *adverse pressure* dan tegangan geser permukaan. Hal ini mengakibatkan separasi aliran akan tertunda lebih ke belakang. Upaya tersebut dapat dilakukan dengan penambahan *turbulent generator* pada *upper surface airfoil*. *Vortex generator* (VG) merupakan salah satu jenis *turbulent generator* yang dapat mempercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Oleh karena itu, penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh jarak penempatan dan ketinggian VG terhadap perkembangan *turbulent boundary layer* sehingga dapat meningkatkan performansi *airfoil*. Penelitian ini dilakukan dengan eksperimen dan numerik pada  $Re = 1.41 \times 10^5$  dengan *angle of attack*  $16^\circ$ . Benda uji yang digunakan adalah *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa VG. Variasi jarak penempatan dan ketinggian VG yaitu  $x/c = 0.1; 0.2; 0.3; 0.4$  ( $h = 1$  mm; 3 mm; 5 mm). Hasil yang didapatkan adalah variasi *vortex generator* paling optimal adalah *vortex generator* dengan  $x/c = 0.3$  dan  $h = 1$  mm dimana Nilai  $C_L/C_D$  mengalami kenaikan sebesar 14.337%.

**Kata kunci**—*airfoil, angle of attack, vortex generator*

## I. PENDAHULUAN

PERKEMBANGAN ilmu pengetahuan dan teknologi tumbuh semakin pesat. Perkembangan tersebut mendorong manusia untuk menciptakan teknologi yang lebih efisien. Pada bidang mekanika fluida, penerapan teknologi tersebut juga ditemukan pada bidang transportasi. Pesawat terbang merupakan kendaraan yang sangat memperhatikan aspek aerodinamika. Salah satu upaya untuk meningkatkan performansi pada pesawat terbang adalah modifikasi komponen aerodinamika.

Salah satu komponen aerodinamika yang menentukan performansi pesawat terbang adalah sayap. Desain sayap pesawat menentukan besarnya gaya *lift* dan gaya *drag* pada pesawat terbang. Modifikasi *airfoil* bertujuan untuk mengurangi koefisien *drag* dan mendapatkan koefisien *lift* yang direncanakan.

Separasi *boundary layer* merupakan fenomena penting yang mempengaruhi performansi *airfoil*. Salah satu upaya untuk menunda atau menghilangkan separasi aliran adalah meningkatkan momentum fluida untuk melawan *adverse*

*pressure* dan tegangan geser permukaan. Pada *turbulent boundary layer*, kecepatan fluida yang dekat dengan permukaan nilainya akan lebih besar dibandingkan dengan pada *laminar boundary layer*. Jika kecepatan fluida lebih besar, maka energi kinetik fluida juga akan semakin besar sehingga fluida dapat melawan *adverse pressure* dan tegangan geser. Hal ini mengakibatkan separasi aliran akan tertunda lebih ke belakang. Upaya tersebut dapat dilakukan dengan penambahan *turbulent generator* pada *upper surface airfoil*. *Vortex generator* (VG) merupakan salah satu jenis *turbulent generator* yang dapat mempercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*.

Beberapa penelitian terkait VG untuk menunda terjadinya separasi aliran telah banyak dilakukan. Anand et al [1] melakukan penelitian terkait *passive flow control* pada *airfoil* NACA 0012 menggunakan VG. Penelitian dilakukan secara numerik pada  $Re = 5,5 \times 10^5$  dengan variasi *angle of attack*. Penambahan VG dapat meningkatkan koefisien *lift* dan mengurangi koefisien *drag* pada beberapa variasi *angle of attack*. Tebbiche et al [2] melakukan penelitian menggunakan *counter rotating* VG yang dimodifikasi. Penelitian dilakukan dengan menempatkan VG pada 10% *leading edge* dari *airfoil* NACA 0015 untuk meningkatkan koefisien *lift* dan menurunkan koefisien *drag*. Penelitian dilakukan dengan variasi Reynolds numbers. Hasil yang didapat adalah VG pasif dapat meningkatkan 14% koefisien *lift* dan mengurangi 16% koefisien *drag*.

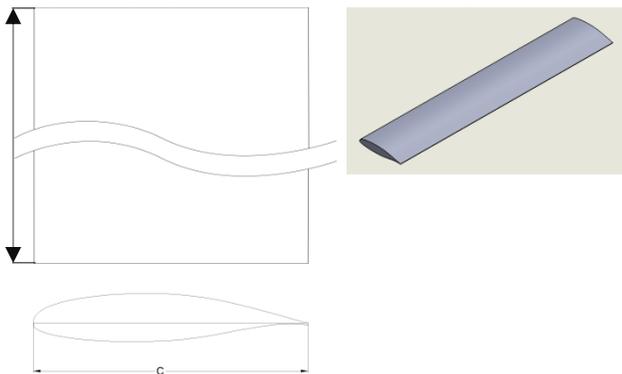
Karena VG memberikan keuntungan yang cukup baik, penelitian lebih lanjut terkait VG terus dilakukan. Shan et al [3] melakukan penelitian numerik terkait *passive and active flow control* pada *airfoil* NACA 0012. Penelitian dilakukan pada  $\alpha = 6^\circ$  dengan menggunakan VG. Simulasi numerik dilakukan dengan membandingkan kondisi tanpa VG, dengan VG pasif, dan dengan VG aktif. Hasil yang didapatkan adalah VG pasif mampu menunda separasi di buritan sayap melalui terbentuknya *bubble separation* di belakang VG pasif. VG Pasif tersebut dapat mengurangi *separation zone* sebesar 80%. Lengani [4] melakukan penelitian terkait *low profile counter rotating* VG. Penelitian ini dilakukan pada  $\alpha = 23^\circ$  dengan ketinggian dan panjang VG adalah  $h = c = 16$  mm. Hasil yang didapat adalah dengan melakukan penambahan VG didapatkan nilai total *pressure losses coefficient* 50% lebih kecil dibandingkan tanpa VG. Lin [5] melakukan penelitian terkait VG untuk mengontrol *boundary layer separation*. Lin melakukan pengujian dengan berbagai macam jenis VG

terhadap *airfoil*. Hasil yang didapatkan adalah VG jenis *counter rotating* mempunyai efisiensi yang lebih baik dari jenis VG lainnya. Dengan menggunakan VG jenis ini dapat mengurangi koefisien *drag* hingga mencapai 38%. Selain itu, penelitian tersebut juga membuktikan bahwa *micro VG* dengan  $h < \delta$  mempunyai hasil yang lebih baik dibandingkan dengan VG konvensional dengan  $h \geq \delta$ .

Berdasarkan penelitian-penelitian yang telah dilakukan tersebut, dapat diperkirakan bahwa dengan adanya penambahan VG akan meningkatkan gaya *lift* dan mengurangi gaya *drag* pada *airfoil*. Parameter yang mempengaruhi performa VG antara lain jarak penempatan VG terhadap *leading edge* ( $x/c$ ), bentuk geometri (*rectangular* atau *triangular*), ketinggian VG ( $h$ ) dan sudut orientasi terhadap *free-stream velocity* ( $\beta$ ). Sehingga muncul pemikiran untuk melakukan penelitian terkait pengaruh penambahan VG terhadap performa *airfoil* dengan variasi ketinggian VG ( $h$ ) dan jarak penempatan VG terhadap *leading edge* ( $x/c$ ). Selanjutnya akan dilihat bagaimana pengaruh penambahan VG terhadap performa *airfoil*.

II. METODOLOGI PENELITIAN

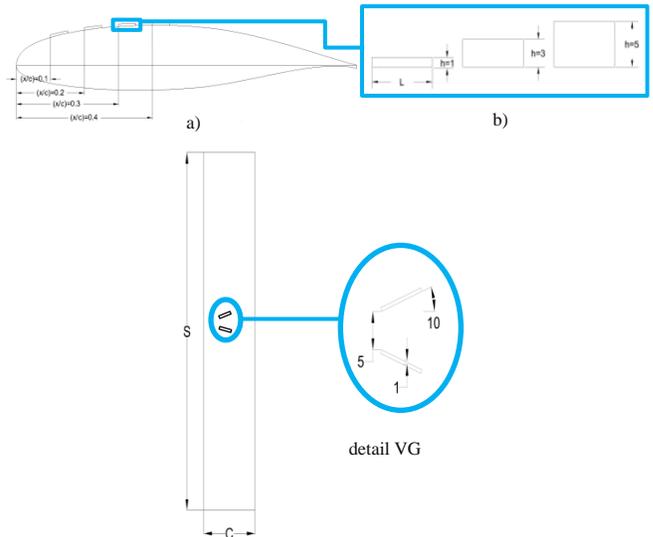
Pada penelitian ini, dapat terlihat skema model dan konfigurasi uji yang akan dilakukan pengukuran seperti pada gambar 1. Variasi konfigurasi uji ditunjukkan pada tabel 1, sedangkan parameter dimensi *airfoil* ditunjukkan pada tabel 2. Konfigurasi uji dijelaskan secara detail pada gambar 2.



Gambar 1. Sketsa *airfoil* a) tampak isometris b) tampak atas c) tampak samping

Tabel 1. Keterangan konfigurasi uji

Konfigurasi	A	B	C	D	E	F
h (mm)	1	1	1	1	3	5
x/c	0.1	0.2	0.3	0.4	0.3	0.3



Gambar 2. Konfigurasi uji a) variasi jarak penempatan VG terhadap *leading edge* terhadap *chord* b) variasi ketinggian VG

Tabel 2. Parameter dimensi *airfoil* dan *vortex generator*

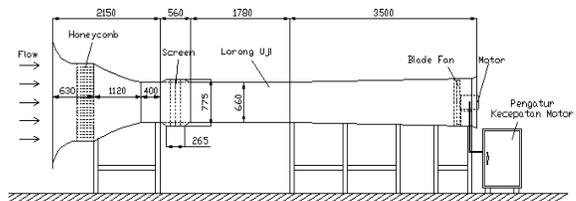
Airfoil		Vortex generator	
Parameter	Dimensi	Parameter	Dimensi
(C)	150 mm	Jarak spasi sirip VG (d)	5 mm
(S)	660 mm	Panjang VG (l)	7.5 mm
(T)	25.5 mm	Tebal VG (t)	1 mm
Angle of attack	16°	(β)	10°
		(h)	1 mm, 3 mm, 5 mm
		( $\frac{x}{c}$ )	0,1; 0,2; 0,3;0,4

Spesifikasi *Wind Tunnel*

Jenis *wind tunnel* yang digunakan adalah *subsonic* dan *open circuit wind tunnel* seperti pada gambar 3.

Bentuk saluran uji: penampang segi 4

- Panjang : 1780 mm
- Tinggi : 660 mm
- Lebar : 660 mm



Gambar 3. Skema penelitian pada model uji

Alat Ukur

- Pitot static tube*
- Manometer
- Data logger dan *pressure transducer*
- Termometer

**Metode Pengambilan Data Eksperimen**

Penelitian eksperimen dilakukan dengan melakukan pengukuran tekanan stagnasi, statis kontur, dan statis freestream. Sehingga didapatkan plot grafik koefisien tekanan ( $C_p$ ) eksperimen.

**Metode Numerik**

Penelitian secara numerik dilakukan untuk mempertegas hasil yang didapat dari eksperimen.

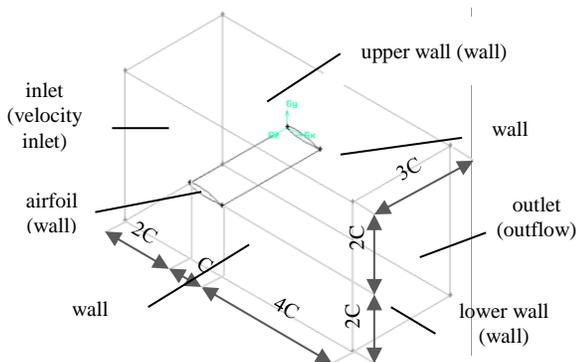
**Pre-processing**

A. Model Uji

B. Meshing

C. Menentukan Kondisi Batas

Kondisi batas simulasi dijelaskan pada gambar 4 di bawah ini.



Gambar 4. Kondisi batas simulasi NASA LS-0417

**Processing**

A. Models

*Turbulence model* yang digunakan pada penelitian ini adalah  $k - \epsilon$  standard

B. Materials

Pemodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan densitas ( $\rho$ ) = 1,17 kg/m<sup>3</sup>, viskositas ( $\mu$ ) = 1,86 x 10<sup>-5</sup> N.s/m<sup>2</sup>

C. Operating Condition

daerah operasi digunakan *standard* dan *pressure* yaitu 1 atm atau 101325 Pascal

D. Boundary Condition

bilangan *Reynolds* pada *inlet wind tunnel*  $Re = 1.41 \times 10^5$  dan kecepatan *free stream* sebesar 15m/s.

E. Solution

Penelitian ini akan menggunakan deskritisasi *second order* untuk *pressure*, *second order upwind* untuk momentum, *turbulence kinetic energy* dan *turbulence dissipation rate*.

F. Initialize

*Initialize* dihitung dari *inlet*

G. Monitor Residual

Kriteria konvergensi yang digunakan dalam penelitian ini sebesar 10<sup>-5</sup>

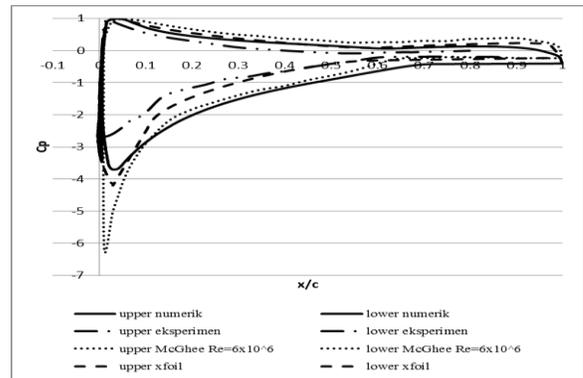
H. Iterate

**III. ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN**

A. Validasi

Gambar 5 memperlihatkan Validasi yang dilakukan adalah membandingkan koefisien tekanan plain airfoil pada berbagai model. Gambar 5 memperlihatkan bahwa model numerik yang

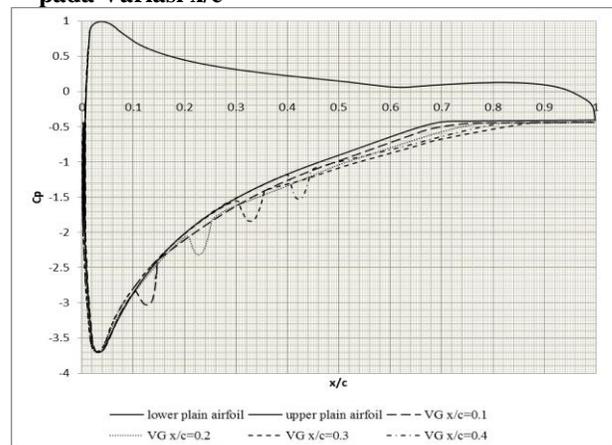
dibuat memiliki trendline nilai koefisien tekanan yang sama dengan hasil eksperimen dan kalkulasi XFOIL. Namun hasil simulasi numerik memiliki perbedaan yang signifikan dengan eksperimen McGhee [6] dikarenakan perbedaan nilai  $Re$  dan Mach number model.



Gambar 5. Validasi model numerik dengan data eksperimen serta hasil kalkulasi XFOIL

**B. Analisis Karakteristik Aliran**

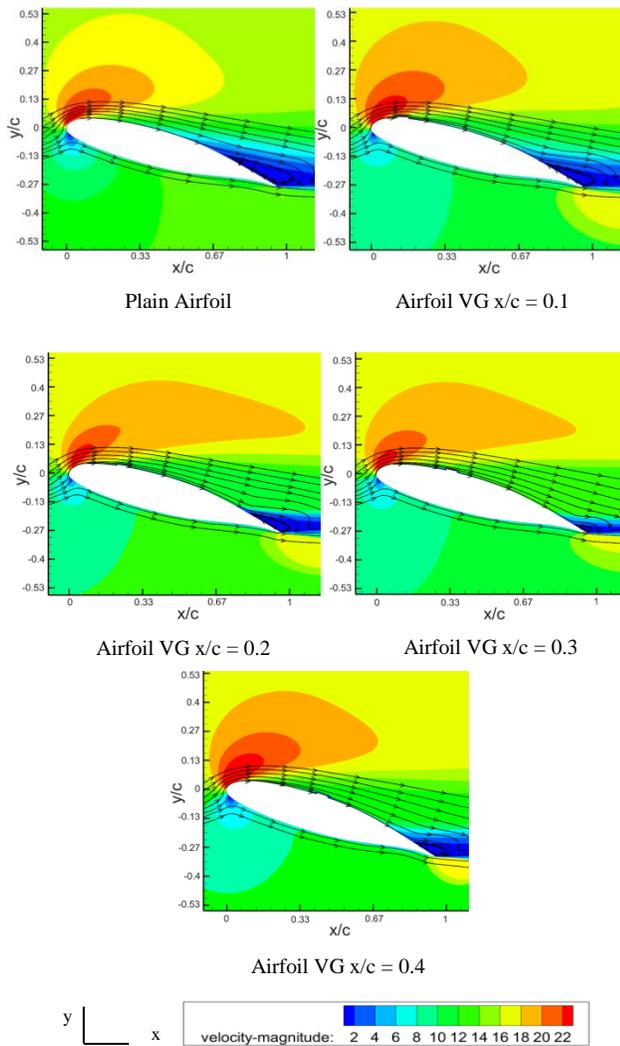
- **Karakteristik Aliran Airfoil dengan Vortex Generator pada Variasi x/c**



Gambar 6. Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  numerik *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* variasi  $x/c$  pada  $h = 1mm$

Gambar 6 memperlihatkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) fungsi  $x/c$  pada *airfoil* NASA LS-0417 dengan *vortex generator* dan tanpa *vortex generator*. Pada grafik terlihat bahwa aliran mengalami percepatan tinggi pada sisi *upper side airfoil* yang ditandai dengan nilai  $C_p$  turun secara tajam pada  $C_p = -3.7$ . Titik separasi *airfoil* tanpa *vortex generator* terjadi pada  $x/c = 0.71$ . Pada *airfoil* dengan *vortex generator*, trendline grafik mengalami *discontinuity* pada masing-masing posisi *vortex generator*. Setelah melewati *vortex generator*, aliran mengalami kenaikan momentum dan kecepatan akibat adanya turbulensi oleh *vortex generator*. Hal ini ditandai dengan nilai  $C_p$  *airfoil* dengan *vortex generator* nilainya lebih negatif dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *vortex generator*. Momentum aliran tersebut digunakan untuk melawan tegangan geser dan *adverse pressure* sehingga separasi tertunda ke belakang. Titik separasi *airfoil* dengan *vortex generator*  $x/c = 0.1; 0.2; 0.3; 0.4$  berturut-turut adalah 0.75; 0.78; 0.86; 0.82. Pada grafik tersebut menunjukkan *airfoil*

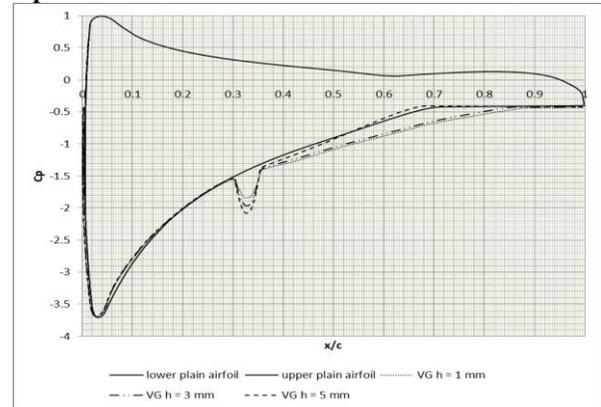
dengan *vortex generator*  $x/c = 0.3$  merupakan yang paling baik dalam menunda separasi.



Gambar 7. Visualisasi *streamline* pada kontur kecepatan hasil pemodelan *airfoil* NASA LS-0417 pada  $\alpha = 16^\circ$  dengan variasi  $x/c$  pada  $h = 1$  mm

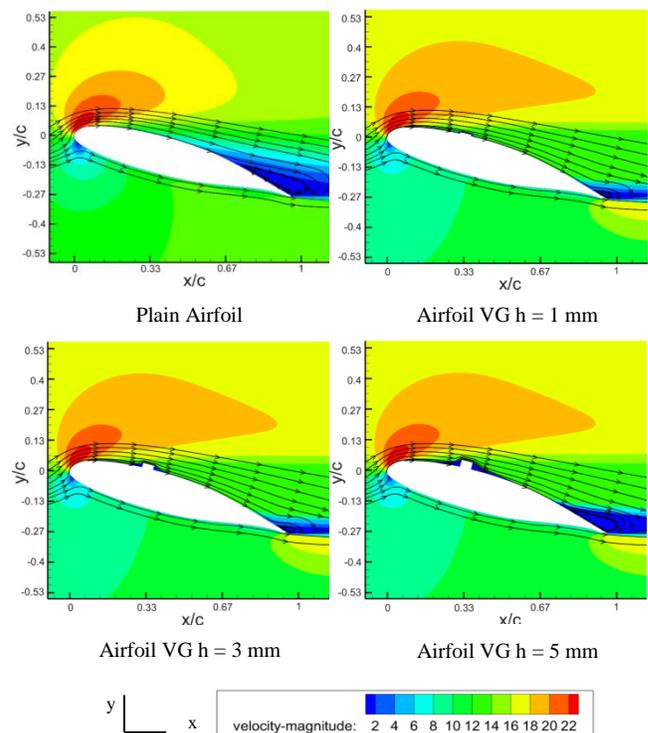
Gambar 7 memperlihatkan visualisasi aliran pada *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* pada *angle of attack*  $16^\circ$ . Pada visualisasi aliran, terlihat bahwa titik stagnansi bergeser ke arah *lowside* akibat adanya *angle of attack*. Hal ini menyebabkan aliran dipercepat pada *leading edge* menuju *upside* membentuk *S curve*. Kemudian momentum aliran akan bertambah besar akibat melewati *convergence streamtube*. Setelah itu aliran akan melewati *divergence streamtube* dimana kecepatan aliran akan tereduksi yang ditandai dengan kontur warna biru muda. Aliran yang memiliki kecepatan rendah tersebut tidak mampu melawan *adverse pressure* dan tegangan geser sehingga aliran akan terseparasi. Gambar 7 menunjukkan pada *plain airfoil* memiliki daerah *wake* yang paling besar. *Wake* tersebut dimulai dari *separation point*  $x/c = 0.7$ . Pada Gambar 7 secara keseluruhan, penambahan *vortex generator* pada penempatan  $x/c = 0.1; 0.2; 0.3; 0.4$  dapat mereduksi *wake* yang terjadi. Reduksi *wake* yang paling besar terjadi pada *airfoil* dengan penempatan *vortex generator* pada  $x/c = 0.3$  dimana memiliki ukuran *wake* paling kecil.

• **Karakteristik Aliran Airfoil dengan Vortex Generator pada Variasi h**



Gambar 8. Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  numerik *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* variasi  $h$  pada  $x/c = 0.3$

Gambar 8 memperlihatkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) fungsi  $x/c$  pada *airfoil* NASA LS-0417 dengan *vortex generator* dan tanpa *vortex generator*. Titik separasi *airfoil* tanpa *vortex generator* terjadi pada  $x/c = 0.71$ . Pada *airfoil* dengan *vortex generator*, trendline grafik mengalami discontinuity pada  $x/c = 0.3$ . Pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm dan  $h = 3$  mm, titik separasi lebih mundur ke *trailing edge*. Titik separasi *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm dan  $h = 3$  mm berturut-turut adalah pada  $x/c = 0.86$  dan  $0.84$ . Namun pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 5$  mm titik separasi semakin maju menjauhi *trailing edge* pada  $x/c = 0.68$ . Pada grafik tersebut menunjukkan *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm merupakan yang paling baik dalam menunda separasi.



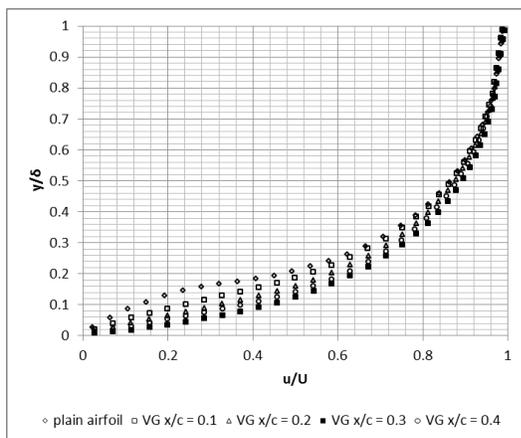
Gambar 9. Visualisasi *streamline* pada kontur kecepatan hasil pemodelan *airfoil* NASA LS-0417 pada  $\alpha = 16^\circ$  dengan variasi  $h$  pada  $x/c = 0.3$

Gambar 9 memperlihatkan visualisasi aliran pada airfoil NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator*. pada *angle of attack* 16°. Gambar 9 menunjukkan pada *plain airfoil* memiliki daerah *wake* yang paling besar. *Wake* tersebut dimulai dari *separation point*  $x/c = 0.7$ . Pada Gambar 9 secara keseluruhan, penambahan *vortex generator* pada variasi ketinggian  $h = 1;3;5$  mm dapat mereduksi *wake* yang terjadi. Reduksi *wake* yang paling besar terjadi pada airfoil dengan ketinggian *vortex generator*  $h = 1$  mm dimana memiliki *wake* paling kecil. Selain itu, pada gambar juga terlihat adanya *bubble separation* setelah outlet *vortex generator*. Luasan *bubble separation* yang terbesar terjadi pada *vortex generator* dengan ketinggian  $h = 5$  mm. Dimana hal ini akan menambah koefisien *drag airfoil*.

C. Analisis Profil Kecepatan dan Turbulent Kinetic Energy

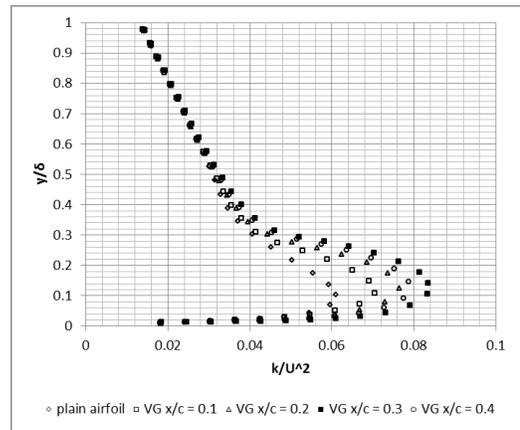
• Profil Kecepatan dan Turbulent Kinetic Energy Airfoil dengan Vortex Generator pada Variasi x/c

Profil kecepatan airfoil dengan dan tanpa *vortex generator* dengan variasi  $x/c$  pada titik  $x/c = 0.67$  ditunjukkan pada gambar 10. Pada gambar 10 terlihat airfoil dengan variasi  $x/c = 0.3$  memiliki besar kecepatan dekat permukaan lebih besar dibandingkan dengan lainnya. Kemudian berturut-turut disusul oleh *vortex generator* variasi  $x/c = 0.4, 0.2,$  dan  $0.1$ . Pada gambar 10 terlihat bahwa penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan kecepatan aliran dekat permukaan. Sehingga momentum aliran airfoil dengan *vortex generator* lebih tinggi dibandingkan dengan *plain airfoil*.



Gambar 10. Profil kecepatan airfoil dengan dan tanpa vortex generator variasi x/c pada x/c = 0.67

Plot *turbulent kinetic energy* airfoil dengan dan tanpa *vortex generator* pada titik  $x/c = 0.67$  ditunjukkan pada gambar 11. Pada gambar tersebut menunjukkan bahwa pada *plain airfoil*, besarnya *turbulent kinetic energy* dekat permukaan airfoil nilainya lebih kecil daripada airfoil dengan *vortex generator*. Penambahan *vortex generator* mampu meningkatkan besarnya *turbulent kinetic energy* dekat permukaan airfoil. *Turbulent kinetic energy* ini disebabkan oleh fluktuasi yang terjadi akibat adanya *vortex generator*. Energi ini akan ditransfer dalam bentuk energi kinetik aliran sebagai energi tambahan untuk melawan *adverse pressure*. Pada gambar 11 terlihat airfoil dengan variasi  $x/c = 0.3$  memiliki besar *turbulent kinetic energy* dekat permukaan lebih besar dibandingkan dengan lainnya



Gambar 11. Plot turbulent kinetic energy airfoil dengan dan tanpa vortex generator variasi x/c pada x/c = 0.67

D. Hasil koefisien Lift dan koefisien Drag numerik

Tabel 3. Nilai  $C_L/C_D$  numerik

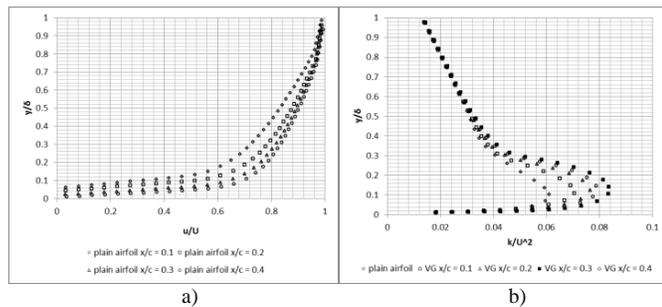
Konfigurasi	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$	Kenaikan $C_L/C_D$ (%)
plain airfoil	1.129	0.083	13.602	-
A	1.154	0.081	14.247	4.738
B	1.178	0.081	14.543	6.916
C	1.182	0.076	15.553	14.337
D	1.181	0.078	15.141	11.311
E	1.169	0.08	14.613	7.426
F	1.136	0.082	13.854	1.847

Tabel 3 memperlihatkan perbandingan  $C_L/C_D$  airfoil NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* pada *angle of attack* 16° dengan  $Re = 1.41 \times 10^5$ . Dari tabel 4.2 diketahui konfigurasi terbaik dengan meninjau perbandingan koefisien lift ( $C_L$ ) dan koefisien drag ( $C_D$ ) adalah konfigurasi  $h = 1$  mm dan  $x/c = 0.3$  dengan besar nilai perbandingan  $C_L/C_D = 15.553$  dengan kenaikan  $C_L/C_D$  sebesar 14.337%. Sedangkan konfigurasi dengan rasio koefisien lift ( $C_L$ ) dan koefisien drag ( $C_D$ ) terendah adalah konfigurasi  $h = 5$  mm dan  $x/c = 0.3$  dengan besar nilai perbandingan  $C_L/C_D = 13.854$  dimana mengalami kenaikan  $C_L/C_D$  sebesar 1.847%.

IV. DISKUSI

Jarak penempatan *vortex generator* mempunyai pengaruh yang signifikan terhadap performa airfoil. Gambar 12a menunjukkan profil kecepatan pada midspan plain airfoil pada  $x/c = 0.1, 0.2, 0.3,$  dan  $0.4$ . Pada Gambar 4.16 terlihat pada  $x/c = 0.1$ , nilai kecepatan dekat permukaan lebih rendah dibandingkan dengan  $x/c = 0.2, 0.3,$  dan  $0.4$ . Besar nilai kecepatan dekat permukaan berturut-turut adalah  $x/c = 0.4, 0.3,$  dan  $0.2$ . Profil kecepatan plain airfoil pada  $x/c = 0.4$  lebih penuh dibandingkan dengan lainnya dikarenakan titik  $x/c = 0.4$  merupakan titik puncak airfoil. Aliran *freestream* akan mengalami percepatan ketika melewati *convergence streamtube*. Sehingga nilai kecepatan dekat permukaan pada  $x/c = 0.4$  lebih besar. Akibatnya momentum aliran yang terjadi pada  $x/c = 0.4$  juga semakin besar. Oleh karena itu, jarak

penempatan *vortex generator* yang paling optimal pada *airfoil* NASA LS-0417 adalah yang mendekati titik puncak *upper side airfoil* yaitu pada  $x/c = 0.4$  dan  $0.3$ .



Gambar 12. a) Profil kecepatan *plain airfoil* pada masing-masing  $x/c$  pada *midspan* b) Plot *turbulent kinetic energy airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* variasi  $x/c$  dengan  $h = 1$  mm pada titik  $x/c = 0.67$

Pada pembahasan di atas, profil kecepatan aliran yang semakin dekat dengan titik puncak *upper side airfoil* memiliki nilai yang lebih besar dibandingkan dengan yang lebih jauh dari titik puncak *upper side airfoil*. Namun, hal tersebut tidak menjadikan jarak penempatan *vortex generator* yang lebih optimal adalah pada  $x/c = 0.4$ . Gambar 12b menunjukkan plot *turbulent kinetic energy airfoil* dengan *vortex generator*. Pada gambar 12b terlihat bahwa pada  $x/c = 0.67$ , nilai *turbulent kinetic energy* yang terbesar adalah pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $x/c = 0.3$ . Hal ini disebabkan oleh *turbulent kinetic energy* memerlukan waktu untuk relaksasi agar energi fluktuasinya dapat luruh menjadi energi kinetik dari aliran. Sehingga penempatan *vortex generator* yang terlalu dekat ke daerah *trailing edge* menyebabkan *turbulent kinetic energy* belum sepenuhnya luruh menjadi energi kinetik aliran. Sehingga energi yang diberikan untuk melawan *adverse pressure* dan tegangan geser permukaan pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $x/c = 0.4$  tidak sebesar *airfoil* dengan *vortex generator*  $x/c = 0.3$ . Maka jarak penempatan *vortex generator* optimal pada *airfoil* NASA LS-0417 adalah pada  $x/c = 0.3$ .

## V. PENUTUP

### A. Kesimpulan

Setelah menganalisis karakteristik aliran *Airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa VG didapatkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Pada variasi jarak penempatan *vortex generator* terhadap *leading edge* ( $x/c$ ) dengan  $h = 1$  mm, jarak penempatan yang optimal dalam penundaan separasi adalah berturut-turut  $x/c = 0.3; 0.4; 0.2$ ; dan  $0.1$ . *Separation point airfoil* dengan *vortex generator*  $x/c = 0.3$  adalah pada  $x/c = 0.86$ . Peningkatan  $C_L/C_D$  optimal adalah berturut-turut pada VG dengan  $x/c = 0.3; 0.4; 0.2$ ; dan  $0.1$ . Nilai  $C_L/C_D$  *airfoil* dengan VG  $x/c = 0.3$  adalah 15.553 dengan kenaikan  $C_L/C_D$  sebesar 14.337%.
2. Pada variasi ketinggian *vortex generator* ( $h$ ) dengan  $x/c = 0.3$ , ketinggian *vortex generator* ( $h$ ) yang optimal dalam penundaan separasi adalah berturut-turut  $h = 1$  mm, 3 mm, dan 5 mm. *Separation point airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm adalah pada  $x/c = 0.86$ . Peningkatan  $C_L/C_D$  optimal adalah berturut-turut pada VG dengan  $h = 1$  mm, 3 mm, dan 5 mm. Nilai  $C_L/C_D$  *airfoil* dengan VG

$h = 1$  mm adalah 15.553 dengan kenaikan  $C_L/C_D$  sebesar 14.337%.

3. Secara keseluruhan, variasi VG paling optimal adalah VG dengan  $x/c = 0.3$  dan  $h = 1$  mm dimana nilai  $C_L/C_D$  mengalami kenaikan sebesar 14.337%.

### B. Saran

Berikut merupakan beberapa saran yang dapat diberikan setelah penelitian dilakukan untuk penelitian berikutnya adalah :

1. Kendala dari penelitian eksperimen adalah data koefisien *lift* dan *drag* eksperimen tidak dapat diambil karena tidak adanya peralatan *weight balance* pada *windtunnel* lantai 3 Teknik Mesin FTI-ITS. Sedangkan kendala penelitian numerik adalah pembuatan model geometri menggunakan *software* Gambit 2.4.6 dibuat secara manual sehingga membutuhkan waktu yang lama.
2. Jumlah *vortex generator* yang dipasang pada *upper side airfoil* ditambah agar dampak yang ditimbulkan oleh *vortex generator* lebih terlihat.
3. Perlu meninjau model turbulensi terbaik dari simulasi numerik. Disarankan melakukan simulasi *unsteady flow*.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Anand, U., Sudhakar, Y., Thileepanragu, R., Gopinathan, V.T., dan Rajasekar, R.. *Passive Flow Control Over NACA0012 Aerofoil Using Vortex Generator*. Proceedings of the 37th International Conference on Fluid Mechanics and fluid Power. FMFP10 – FP – 12 (Des, 2010).
- [2] Tebbiche, H., Boutoudj M.S. 2014. *Optimized Vortex Generators in The Flow Separation Control around a NACA 0015 Profile*. Proceedings of the 9th International Conference on Structural Dynamics (2014). Université Mouloud Mammeri, Portugal.
- [3] Shan, H., Jiang, L., Liu C., Love M., Maines B., 2008. *Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control over a NACA0012 Airfoil*. Department of Mathematics, University of Texas at Arlington, Arlington, TX 76019, United States. Computers & Fluids 37 (2008) 975–992.
- [4] Lengani, D., Simoni D., Ubaldi M., Zunino P., Bertini F., 2011. *Turbulent Boundary Layer Separation Control and Loss Evaluation of Low Profile Vortex Generators*. Università di Genova, Via Montallegro, Italy. Experimental Thermal and Fluid Science 35 (2011) 1505–1513.
- [5] Lin J.C. 2002. *Review of Research on Low-Profile Vortex Generators to Control Boundary-Layer Separation*. Progress in Aerospace Sciences 38 (2002) 389–420. Flow Physics and Control Branch, NASA Langley Research Center, USA.
- [6] McGhee, J. Robert et all. 1973. *Low Speed Aerodynamic Characteristics of a 17-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications*. Langley Research Center. Virginia.