

STUDI NUMERIK DAN EKSPERIMENTAL PERBANDINGAN BENTUK 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*. 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*. 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, koefisien *lift*, koefisien *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 koefisien *lift* sekitar 5% dan menaikkan koefisien *drag* sekitar $1,5\%$. Rasio C_L/C_D meningkat sekitar 5% .

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

PENDAHULUAN

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 gradient* dan menunda separasi.

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*.

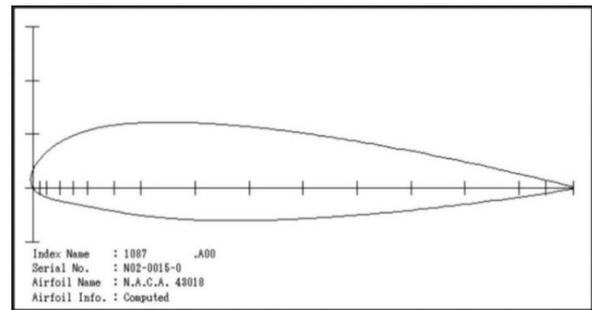
Berdasarkan hasil kajian dari beberapa penelitian tersebut di atas, muncul gagasan baru untuk meningkatkan performance *Vortex Generator* dalam meningkatkan *lift force* pada wing dengan variasi peletakan VG terhadap *leading edge* terutama pada penggunaan model NACA 43018 dengan penggunaan *Vortex Generator* berbentuk *rectangular*.

METODE

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*

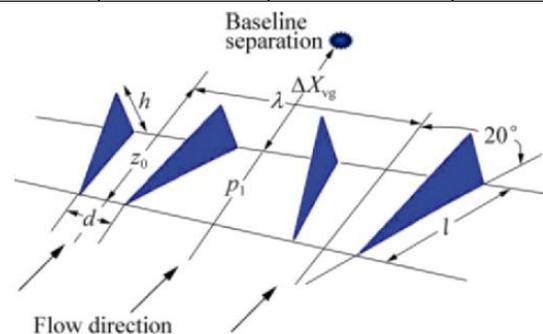
dibandingkan tanpa model sayap tanpa *vortex generator*.



Gambar 1. Profil *Airfoil* NACA 43018 [4]

Tabel 1. Parameter *Vortex Generator* 43018

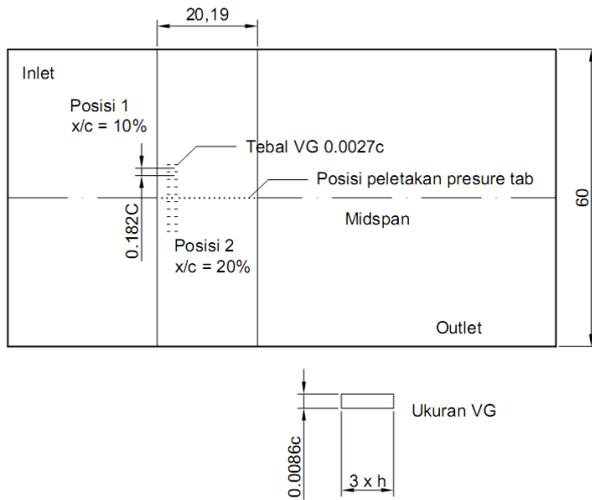
Paramater	Eksperimen	Simulasi	
Shape	Rectangular	Rectangular	
h	0.0086c	0.0086c	[3]
l/h	3	3	[1]
α	$0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 19^\circ,$ dan 20°	$0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 19^\circ,$ dan 20°	
x/c	10%, 20%	10%, 20%	[5]
c	200mm	1000mm	
d	0,182c	0,182c	[3]
Susunan	Straigh	Straigh	
V_∞	12 m/s, 17 m/s	12 m/s, 17 m/s	



Gambar 2. Definisi vane-type passive VG devices [2]

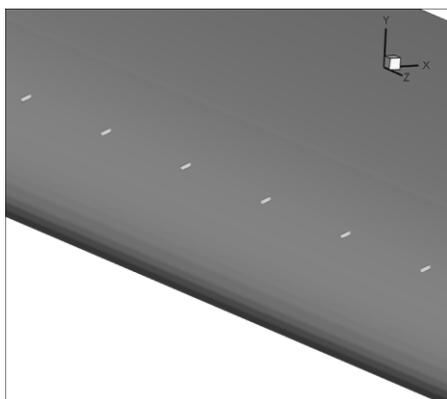
Simulasi Numerik

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 3 adalah model dari benda uji beserta test section dari simulasi numerik yang dilakukan.



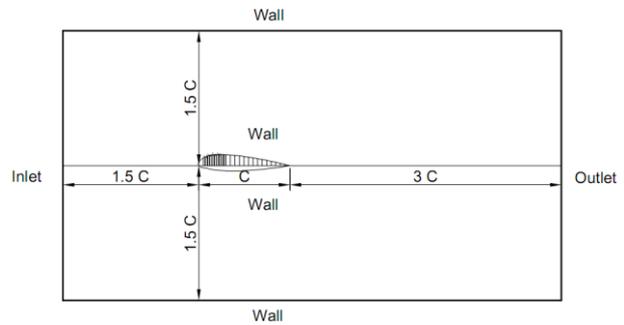
Gambar 3. Posisi peletakan VG pada penelitian eksperimen

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 4.



Gambar 4. Rectangular flat plate vortex generator

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik menggunakan *software* simulasi dengan model turbulen *k-ε* realizable. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 12 dan 17 m/s dengan $\alpha = 0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 19^\circ$, dan 20° . Model benda uji berupa *airfoil* NACA 43018 dengan dan tanpa *VG*. *Reynolds Number* ditentukan berdasarkan *chord*. Gambar 5. merupakan domain simulasi serta kondisi batas yang digunakan dalam simulasi.



Gambar 5. Sketsa pemodelan penelitian [6]

Dalam penggunaan *Fluent 6.3.26* diperlukan *grid independensi* 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 DAN PEMBAHASAN

Analisis Distribusi C_p pada *Plain Airfoil* dan *Airfoil* dengan *Vortex Generator*

Pada gambar 6(a) dan 6(b) menunjukkan perbandingan nilai distribusi tekanan permukaan atas *airfoil* pada sudut serang 19° dengan bilangan $Re = 7,65 \times 10^5$ dan $Re = 9 \times$

10^5 . Berdasarkan kedua gambar tersebut, terlihat secara umum grafik distribusi C_p pada permukaan atas memiliki tren berbeda antara pemodelan 3D dan eksperimen. Apabila dibandingkan antara *airfoil* dengan *vortex generator* dan *plain airfoil* terlihat sedikit perbedaan pada permukaan atasnya. Nilai C_p pada permukaan atas sedikit lebih turun, terutama pada daerah pemasangan VG. Hal ini disebabkan penambahan *vortex generator* pada permukaan atas memberikan pengaruh berupa peningkatan kecepatan. Selain itu, nilai C_p pada permukaan atas *airfoil* dengan VG pada posisi $x/c = 0.1$ sedikit lebih turun. Hal ini menunjukkan bahwa penambahan VG dapat mengurangi *adverse pressure gradient*. Dari kedua macam bilangan Re menunjukkan bahwa selisih bilangan Re memberikan pengaruh yang besar terhadap distribusi tekanan pada *airfoil*.

Pada gambar 6(a) dan 6(b) dapat dilihat aliran saat melewati *leading edge* terjadi tumbukan atau *stagnasi* yang ditunjukkan dengan nilai $C_p = 1$. Semakin jauh dari *leading edge* tekanan akan semakin turun yang ditandai kenaikan kecepatan hingga $x/c = 0.5$. Penurunan nilai C_p yang lebih besar pada permukaan atas menunjukkan bahwa kecepatan pada permukaan atas lebih tinggi bila dibandingkan permukaan bawah. Pada posisi $x/c = 0.1$ nilai C_p yang cenderung naik menunjukkan bahwa aliran harus melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser.

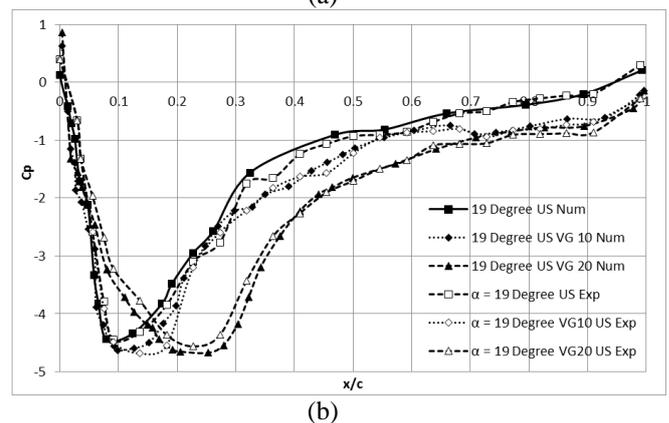
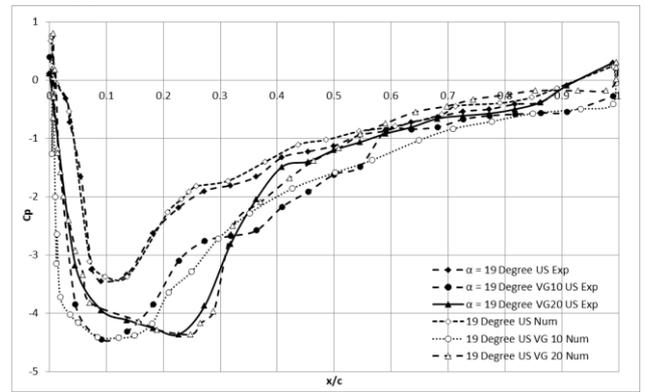
Pada $x/c = 0,5$ terjadi separasi dimana aliran sudah tidak mampu melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser. Namun dengan ada *vortex generator* maka aliran dapat attach kembali ke permukaan *airfoil*. Namun kemudian aliran kembali terseparasi pada $x/c = 0,9$.

Koefisien Lift (C_L) dan Koefisien Drag (C_D)

Analisis Koefisien Lift (C_L)

Salah satu hasil post processing dari simulasi pada fluent 6.3.26 adalah gaya *lift*. Dari hasil tersebut dikalkulasikan untuk

mendapatkan koefisien lift yang terjadi. Pengamatan *koefisien lift* dilakukan dengan simulasi 3D untuk *plain airfoil* dan 3D dengan menggunakan *vortex generator*.

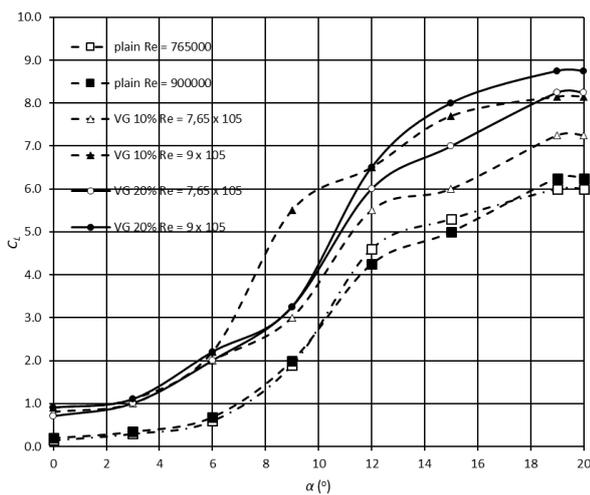


Gambar 6. Perbandingan distribusi C_p *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* pada $\alpha = 19^0$ (a) $Re 7,85 \times 10^5$ dan (b) $Re 9 \times 10^5$

Sebagai acuan awal dalam menganalisis *koefisien lift* sehingga dapat diketahui seberapa besar pengaruh variasi bilangan *Reynolds* dan penambahan *vortex generator* maka dilakukan simulasi terhadap *plain airfoil* terlebih dahulu. Gambar 7 menunjukkan grafik hubungan C_L vs α untuk *plain airfoil* NACA 43018 dengan dua variasi bilangan *Reynolds*. Data yang didapatkan dari hasil numerik pada penelitian ini, hasil penelitian eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu $Re = 7.65 \times 10^5$ dan $Re = 9 \times 10^5$.

Gambar 7 menunjukkan perbandingan C_L antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini. Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan

Reynolds, yaitu $Re = 7.65 \times 10^5$ dan $Re = 9 \times 10^5$. *Vortex generator* mempercepat perubahan aliran dari aliran laminar menjadi aliran turbulen, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *airfoil* dengan *vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan *plain airfoil*. Pengaruh penambahan *vortex generator* paling signifikan terjadi pada $\alpha = 12^\circ$ yaitu kenaikan C_L pada $Re 7.65 \times 10^5$ sebesar 45.45 % pada VG 20%, sedang pada $Re 9 \times 10^5$ sebesar 45.83 % pada peletakan VG 10% pada $\alpha = 15^\circ$.



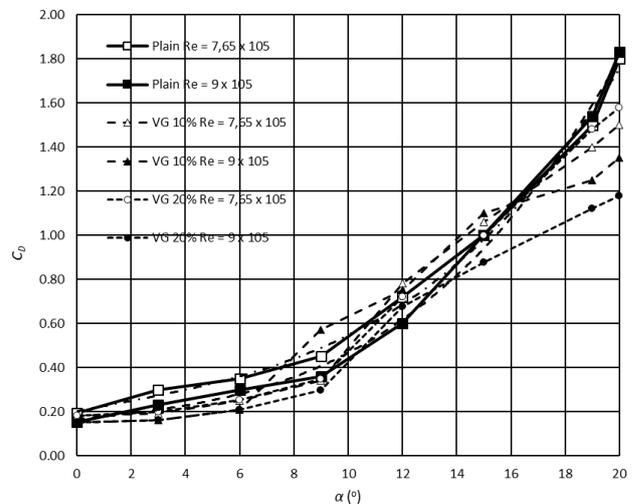
Gambar 7. Koefisien lift (C_L) vs α pada plain airfoil dan menggunakan VG

Dari hasil penelitian numerik, kenaikan C_L memiliki tren yang hampir sama pada $Re = 7.65 \times 10^5$ dan $Re = 9 \times 10^5$. Seiring dengan kenaikan α maka terjadi kenaikan nilai C_L .

Analisis Koefisien Drag (C_D)

Gambar 8 menunjukkan perbandingan C_D antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini. Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan Reynolds, yaitu $Re = 7.65 \times 10^5$ dan $Re = 9 \times 10^5$. 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 α menyebabkan kenaikan gaya lift dan juga diiringi peningkatan gaya 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 $\alpha = 6^\circ$ 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 8. Koefisien drag (C_D) vs α pada plain airfoil dan menggunakan VG

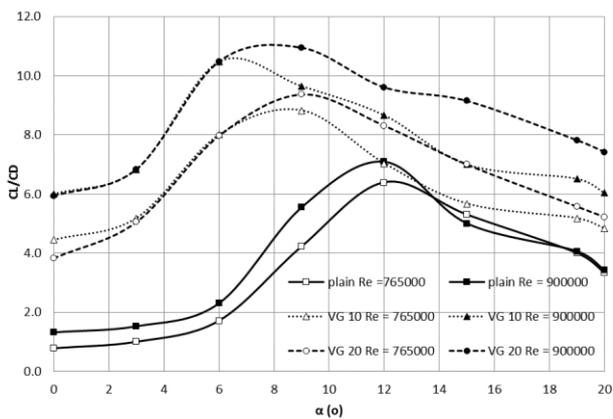
Dari hasil penelitian numerik, kenaikan C_D memiliki tren yang hampir sama dengan hasil penelitian eksperimen pada $Re = 7.65 \times 10^5$ dan $Re = 9 \times 10^5$. Seiring dengan kenaikan sudut serang, maka terjadi kenaikan nilai C_D . Akan tetapi pada $\alpha = 6^\circ$ hasil simulasi menunjukkan terjadi 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. Constrain 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

Analisis Rasio Koefisien Lift dan Drag (C_L/C_D)

Gambar 9 menunjukkan perbandingan C_L/C_D antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini. Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu $Re = 7.65 \times 10^5$ dan $Re = 9 \times 10^5$

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.



Gambar 9. Perbandingan C_L/C_D antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik

KESIMPULAN

Dari analisa hasil eksperimen dan simulasi dengan pengukuran C_p di permukaan atas dan *post processing* pada *airfoil* NACA 43018:

1. Peningkatan bilangan *Reynolds* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* dapat menyebabkan distribusi C_p semakin negatif untuk $\alpha = 0^\circ - 19^\circ$ pada kedua *Reynolds Number*, sedangkan untuk $\alpha =$

20° sudah terjadi *stall* dimana distribusi koefisien tekanan cenderung merata.

2. 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*.
3. Koefisien *Drag* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang dari $\alpha = 0^\circ - 20^\circ$ 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*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Anand, U., Shudakar, Y., Thileopanragu, R., Gopinathan, V.T., Rajasokar, R., *Passive Flow Control Over NACA 0012 Airfoil Using Vortex Generator*. India: Department of Aerospace Engineering IIT Madras, 2010
- [2] H. Shan et al., Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control Over NACA 0012 Airfoil, *Science Direct*, 2007
- [3] Lin, John. C., *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, 2002
- [4] Mulvany, Nicholas et. al., *Steady State Evaluation of Two Equation RANS Turbulence Models for High Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations*, 2004
- [5] Nita, Mihaela Florentina, Aircraft Design Studies Based on the ATR 72, Department of Automotive and Aeronautical Engineering Hamburg University of Applied Sciences, 2008
- [6] Zhen, Tan Kar, Ahmad, Kamarul Arifin., Zubair, Muhammed, Experimental and Numerical Investigation of the Effects of Passive Vortex Generators on Aludra UAV Performance, *Journal of Aeronautics, School of Aerospace Engineering*, 2010