

KARAKTERISTIK ALIRAN FLUIDA UNTUK PENGGUNAAN VORTEX GENERATOR DENGAN POSISI STRAIGHT PADA WING AIRFOIL NACA 0012

Setyo Hariyadi S.P.¹, Wawan Aries Widodo², Bambang Junipitoyo¹, Gunawan Sakti¹, 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

Sayap pada pesawat terbang memberikan efek yang sangat besar pada pembentukan gaya angkat pada keseluruhan bagiannya. Dari area *wingtip* hingga bagian *wingroot*, segala sesuatu yang terjadi antara bagian tersebut akan memberikan pengaruh terhadap besar gaya angkat yang dihasilkan. Penggunaan *vortex generator* memberikan pengaruh besar dengan bentuk modifikasi yang kecil pada bagian *upper surface*. Penundaan separasi merupakan indikasi merupakan hal penting yang dihasilkan dalam penggunaannya. Dengan penundaan separasi ini maka gaya *lift* akan semakin besar dan gaya *drag* akan semakin kecil. Hal ini disebabkan aliran lebih mampu menahan gaya gesek dan *adverse pressure gradient*. Penelitian ini mengkaji aliran melintasi *airfoil* NACA 0012 dengan penambahan *vortex generator*. Profil *vortex generator* yang digunakan adalah *flat plate vortex generator* dengan konfigurasi *straight* dan ditempatkan pada $x/c = 10\%$ 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 pada sudut serang (α) 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , 17° , 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 0012 dengan penambahan *vortex generator* dibandingkan dengan tanpa penggunaan *vortex generator*. Dengan adanya *vortex generator* separasi lebih dapat tertunda. Dalam penelitian ini juga menunjukkan bahwa bentuk dan susunan *vortex generator* berperan penting terhadap penundaan separasi.

Kata Kunci: NACA 0012, *vortex generator*, koefisien tekanan, *lift*, *drag*

Abstract

Wings on an airplane have a very large effect on the formation of lift in all parts. From the *wingtip* area to the *wingroot* section, everything that happens between these parts will have an effect on the amount of lift produced. The use of *vortex generators* has a big influence with a small form of modification in the upper surface. The separation delay is an indication of the important things that are produced in its use. With this separation delay, the lift force will be greater and the drag force will be smaller. This is because the flow is better able to withstand friction and adverse pressure gradients. This study examines the flow across the NACA 0012 *airfoil* with the addition of a *vortex generator*. The *vortex generator* profile used is a *flat plate vortex generator* with a *straight* configuration and placed at $x/c = 10\%$ chord line direction from the *leading edge*. The variations used are the *Reynolds* (Re) number

and the attack angle (α) on the airfoil. The freestream speed used is the speed of 12 m / s, and at the angle of attack (α) 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , 17° , 19° , and 20° . The parameters evaluated included pressure coefficient (C_p), speed profile, lift coefficient, drag coefficient, and C_L/C_D ratio. The results of this study indicate that there was an increase in performance of the NACA 0012 airfoil with the addition of a vortex generator compared to without the use of a vortex generator. With the vortex generator more separation can be delayed. In this study also shows that the shape and arrangement of vortex generators play an important role in delaying separation.

Keywords: NACA 0012, vortex generator, pressure coefficient, lift, drag

PENDAHULUAN

Vortex Generator (VG) merupakan perangkat kecil seperti sirip yang terpasang pada *upper surface* sayap untuk mengontrol *boundary layer*-nya. Tujuan utamanya adalah untuk menunda aliran separasi dan *drag* aerodinamis. Dengan begitu, hasil yang lebih baik seperti kinerja aerodinamis, kapasitas *lift* yang lebih baik, dan kecepatan yang dibutuhkan lebih rendah. Saat dipasang di bagian belakang pesawat, VG meningkatkan efektivitas kemudi dan kontrol kecepatan (V_{mc}) minimum yang lebih rendah.

Sebenarnya, *vortex generator* dapat digunakan dalam turbin angin, pesawat terbang dan bilah rotor mobil, dan bahkan dalam aplikasi desain pesawat terbang memiliki variasi yang luas misalnya dari ujung sayap ke sisi *nacelle*.

Kontrol pemisahan aliran dengan pasif VG sejauh ini merupakan cara termurah dan tercepat untuk melengkapi bidang aeronautika pesawat, oleh karena itu biasa digunakan dalam industri penerbangan. VG menghasilkan pusaran aliran tanpa memerlukan tambahan energi eksternal, sehingga mereka disebut *pasif vortex generator*. Manfaat menggunakan VG datang bersama dengan *total drag* yang agak meningkat.

Ketinggian *vortex generator* adalah parameter desain yang penting. Bentuk *vortex generator* jelas merupakan faktor penting juga. Ada berbagai bentuk *vortex generator*;

triangular, trapesium, rectangular, wishbone dan doublet, dan lain-lain. Sedangkan susunan yang dipakai diantaranya *straight*, *co-rotating* dan *counter rotating*.

Lin (2002) mengevaluasi efektivitas beberapa bentuk vortex generator dalam penundaan separasi aliran. Didapatkan bahwa *vortex generator* adalah alat yang paling efektif untuk mengurangi daerah separasi dibandingkan dengan bentuk yang lain. Hal ini dikarenakan *vortex generator* menghasilkan *streamwise vortices* sehingga aliran lebih tahan terhadap *adverse pressure gradient*. Pada penelitian ini juga didapatkan pengaruh penggunaan VG terhadap C_L dan C_D . Pada $Re = 5 \times 10^6$ dan 9×10^6 didapatkan C_D yang lebih rendah meskipun dengan perbandingan titik stall pada sudut serang yang sama.

Anand dkk (2010) meneliti efektivitas *vortex generator* jenis *counter rotating triangle vortex generator*. *Vortex generator* ini diletakkan pada 10% dari *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*.

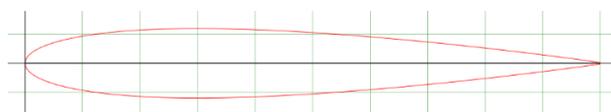
Aplikasi mengenai penambahan VG untuk menunda separasi aliran banyak sekali digunakan diantaranya untuk dapat meningkatkan *coefficient lift* (C_L) pada sayap pesawat seperti penelitian yang dilakukan

oleh Zhen, dkk (2010). Penelitian tersebut mempelajari tentang pengaruh penambahan VG pada *Aludra UAV's wing* untuk meningkatkan nilai C_L dengan memvariasikan geometri dan tipe VG serta nilai $(\Delta X_{VG}/\delta)$ dan (λ/h) . Eksperimen dilakukan pada wind tunnel 30 cm x 30cm x 60cm pada $V_\infty = 20$ m/s. Simulasi dilakukan dengan *CFD Fluent* dengan $Re = 2,13 \times 10^5$.

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) dan bentuk geometri (*rectangular* atau *triangular*). Selanjutnya akan dilihat bagaimana pengaruh penambahan VG terhadap performa airfoil.

METODE

Model sayap yang digunakan dalam percobaan ini adalah sayap dengan profil *airfoil* NACA 0012 dengan modifikasi penambahan *vortex generator* bagian atas untuk mengetahui pengaruh penambahan *vortex generator* dibandingkan tanpa model sayap tanpa *vortex generator*.

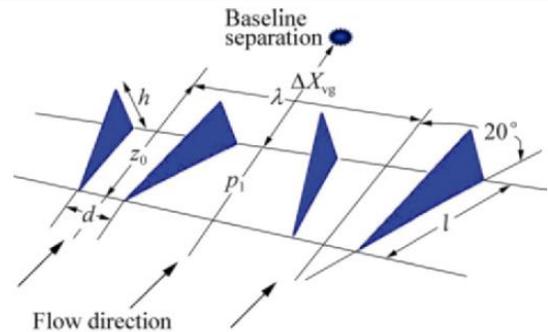


Gambar 1 Profil *Airfoil* NACA 0012

Tabel 1 Parameter *Vortex Generator* 43018

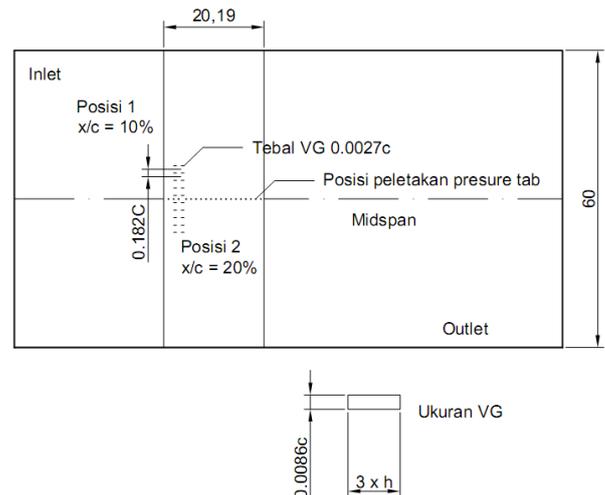
Paramater		
Bentuk	Rectangular, Triangular	
H	0.0086c	[2]
l/h	3	[1]
A	0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 17°, 15°, 19°, dan 20°	
x/c	10%	[4]

C	1000mm	
d	0,182c	[2]
Susunan	Straigh	
V_∞	10 m/s	



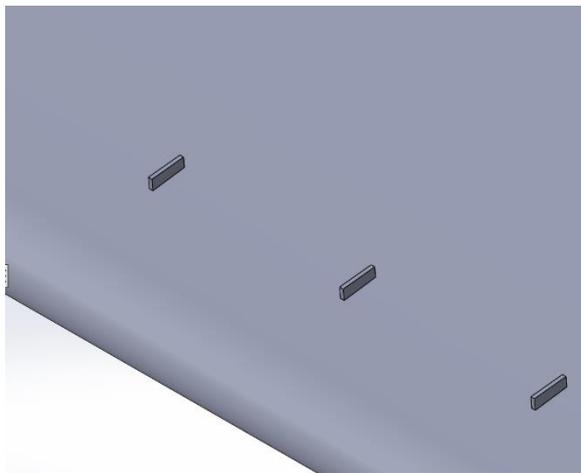
Gambar 2 Definisi vane-type passive VG devices [2]

Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan software numerik untuk membuat model awal dan melakukan diskritisasi (*meshing*) pada model tersebut. Gambar 3 adalah model dari benda uji beserta test section dari simulasi numerik yang dilakukan.

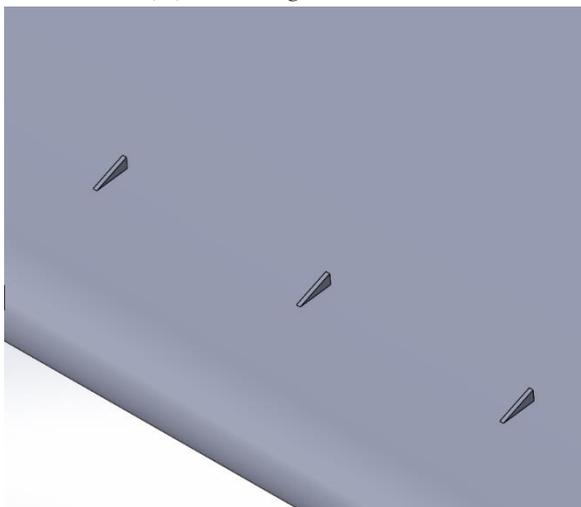


Gambar 3 Posisi peletakan VG pada penelitian

Profil *airfoil* yang digunakan dalam penelitian ini adalah dua *airfoil* tipe NACA 0012 dimana masing-masing adalah *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator*. Jenis *vortex generator* yang digunakan yaitu *rectangular flat plate* dan *triangular flat plate* dengan konfigurasi *straight* seperti yang ditunjukkan pada gambar 4.



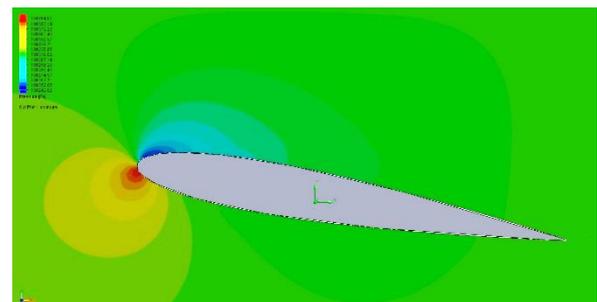
(a) Rectangular Flat Plate



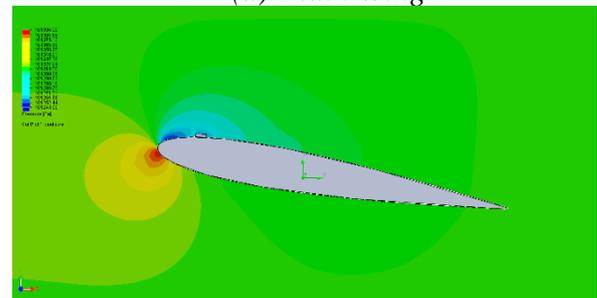
(b) Triangular Flat Plate

Gambar 4 Bentuk VG pada penelitian

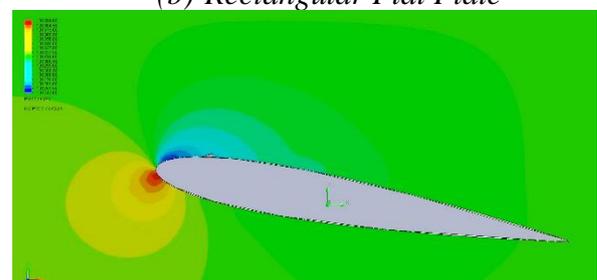
Hariyadi, dkk (2015), posisi peletakan *vortex generator* pada $x/c = 20\%$ dari *leading edge* ke arah *chordline* lebih baik daripada posisi $x/c = 10\%$ dari *leading edge* ke arah *chordline*. Namun demikian, kontur tekanan di atas *upper surface* yang memiliki nilai lebih rendah menjadi lebih sedikit daripada *plain wing*. Hal ini menunjukkan bahwa dengan penggunaan *vortex generator* aliran fluida dipaksa untuk segera memiliki energi yang lebih besar dalam bentuk tekanan (*energizer*). Dalam kata lain fungsi *vortex generator* sebagai katalisator aliran menjadi *vortex* terlaksana dengan baik.



(a) Plain Wing



(b) Rectangular Flat Plate



(c) Triangular Flat Plate

Gambar 5 Kontur Tekanan NACA 0012 Hasil Penelitian

HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Kontur Tekanan

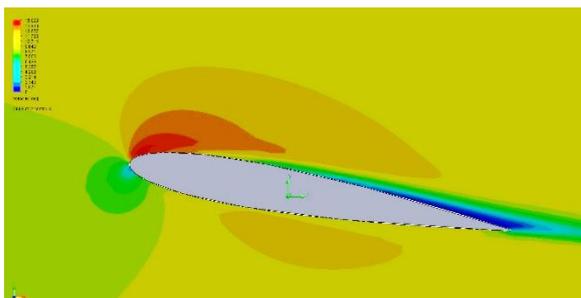
Dari Gambar 5 terlihat pada sudut serang 17° distribusi kontur tekanan antara airfoil dengan *vortex generator* dan airfoil tanpa *vortex generator* mempunyai pola serta distribusi warna yang sedikit berbeda. Pada sudut serang 17° , terlihat pada *upper side* airfoil dengan *vortex generator* memiliki 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*.

Salah satu faktor yang berpengaruh besar pada efektifitas *vortex generator* adalah peletakannya. Sebagaimana disampaikan

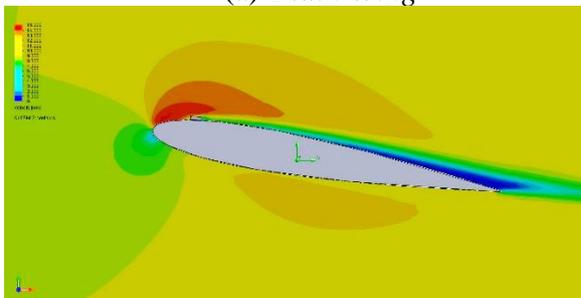
B. Kontur Kecepatan

Gambar 6 menunjukkan kontur kecepatan pada *airfoil* di daerah *downstream* dengan pemotongan pada area *midspan*. Gambar 6 (a) merupakan kontur kecepatan pada *plain airfoil* dengan sudut serang 17° sedangkan 6

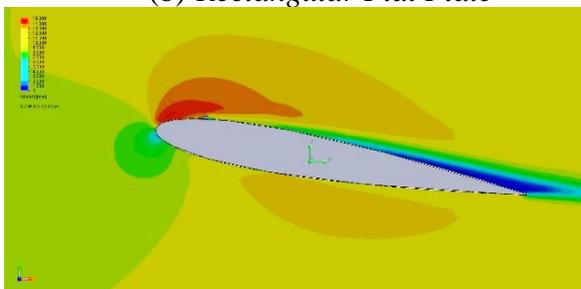
(b) pada *airfoil* dengan *rectangular vortex generator* dan 6 (b) pada *airfoil* dengan *triangular vortex generator*. Pada *plain airfoil* 3D separasi mulai terjadi pada $x/c = 0.5$. Demikian pada *rectangular vortex generator*. Sedangkan pada *airfoil* dengan penambahan *triangular vortex generator* terjadi separasi mulai terjadi pada $x/c = 0.7$. 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*.



(a) Plain Wing



(b) Rectangular Flat Plate



(c) Triangular Flat Plate

Gambar 6 Distribusi Kontur Kecepatan Hasil Penelitian

Dari gambar 6. terlihat juga terlihat bahwa ukuran *wake* yang dihasilkan tidak terlalu berbeda antara plain wing dan NACA 0012 yang dilengkapi *vortex generator*.

PENUTUP

Simpulan

Hasil analisa yang didapat dari studi numerik karakteristik aliran fluida yang melintasi *airfoil* NACA 0012 tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* adalah sebagai berikut :

1. Dengan penggunaan *vortex generator* aliran fluida dipaksa untuk segera memiliki energi yang lebih besar dalam bentuk aliran laminar menjadi turbulen.
2. *Vortex generator* mempersempit area dengan nilai tekanan yang lebih kecil pada daerah *leading edge*.
3. *Vortex generator* menunda terjadinya separasi pada *triangular vortex generator*. Sedangkan *rectangular vortex generator* menghasilkan separasi yang sama dengan *plain wing*.
4. *Wake* yang dihasilkan antara plain wing dan penggunaan *vortex generator* tidak menunjukkan perbedaan hasil yang signifikan.

Saran

Berdasarkan hasil penelitian yang dilakukan dengan studi numerik terdapat beberapa hal yang masih perlu diperbaiki untuk mendapatkan hasil penelitian yang lebih baik pada penelitian selanjutnya. Beberapa saran yang dapat digunakan sebagai pertimbangan antara lain:

1. Perlu penambahan hasil penelitian menggunakan jenis kontur yang lain seperti *velocity profile* dan *velocity pathline*
2. Pembuatan model uji harus dibuat sangat presisi dengan sebenarnya agar hasil post processingnya sangat akurat
3. Penambahan variasi posisi dan susunan peletakan *vortex generator* sehingga hasil lebih tajam.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] 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
- [2] 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
- [3] 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
- [4] H. Shan et al., *Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control Over NACA 0012 Airfoil*, Science Direct, 2007
- [5] Hariyadi S, Widodo WA. *Studi Numerik Efek Variasi Posisi Vortex Generator Terhadap Boundary Layer Pada Airfoil NACA 43018*. Prosiding SENTRA (Seminar Teknologi dan Rekayasa) 2018 Aug 11 (No. 1).S