

**STUDI EKSPERIMEN PENGARUH PENGGUNAAN
RECTANGULAR VORTEX GENERATOR SUSUNAN COUNTER-ROTATING PADA
AIRFOIL NACA 0012 DENGAN SMOKE GENERATOR**

Diyon Pratama¹, Setyo Hariyadi Suranto Putro², Suyatmo³

^{1,2,3} Politeknik Penerbangan Surabaya, Jl. Jemur Andayani 1 No 73, Surabaya, 60236

Email: dionpratama1808@gmail.com

Abstrak

Pesawat bisa terbang karena bentuk dari sayap pesawat yang sedikit melengkung disebut *Airfoil*. *Airfoil* hingga saat ini masih terus digunakan oleh pesawat jaman sekarang, namun terus didesain untuk mendapatkan hasil yang maksimal. Setelah penemuan dari Wright bersaudara, pengembangan teknologi pesawat terus dilakukan

Untuk bisa terbang, pesawat terdapat 4 gaya, yaitu (1) Gaya Angkat (*Lift*) yang mengangkat agar pesawat ke atas, (2) Gaya Gravitasi, yang menghasilkan berat dan agar pesawat tetap di *ground*, (3) Gaya Hambat (*Drag*) menghambat pesawat bergerak kedepan, dan (4) Gaya Dorong (*Thrust*) menghasilkan gaya dorong kedepan. Dalam penelitian ini melaksanakan eksperimen aerodinamika. Yaitu dengan menggunakan *wind tunnel* . Dengan menggunakan *smoke* pada *wind tunnel* dan percepatan kipas terhadap *smoke*. Dan mengubah beberapa sudut pada *airfoil* tersebut. Kita dapat membandingkan atau menganalisa *airfoil* pada *NACA 0012*.

Hasil eksperimen didapatkan performansi aerodinamika dan fenomena *airflow* disekitar *airfoil*. Hal ini dikarenakan pada eksperimen ini akan terdapat diferensial pada *airfoil* yang ditambahkan *generator vortex*, dan yang tidak menggunakan *generator vortex*. *Airfoil* yang ditambahkan *vortex generator*, sudut pemisahannya lebih kecil dibandingkan dengan *airfoil* yang tidak ditambahkan *vortex generator*.

Kata Kunci : *Airfoil, Vortex Generator, NACA 0012, Smoke Generator, Wind Tunnel.*

Abstract

Planes can fly because, forms a wing plane then called a curved airfoil. Forms a wing plane this, until now modern is still used by planes, but designed in such a way to make an airplane while flying. After this discovery by two brothers, technology innovation and development to an aircraft continued until be as the present.

To can fly and air, plane involving 4 kind of style, (1) the lift (elevator) raised plane upward, (2) the force of gravity, who created of weights and make plane stick in the ground, (3) of the drag (drag) that inhibits plane to come forward, (4) and thrust (thrust) resulting from an aircraft engine which a plane makes may progress. In this research aerodynamics testing . Namely by means of utilizing wind tunnel . Using smoke on wind tunnel to smoke and the fan . And some change the angle on an airfoil . We can compare or analyzing the airfoil on 0012 NACA

From the results of this experiment, the performance of aerodynamics and the phenomenon of air flow around the airfoil are obtained. It is that in this study there will be differences in airfoils by using vortex generators, and not using

vortex generators. Airfoil that uses vortex generator, this separation angle is smaller than an airfoil that doesn't use vortex generators.

Keyword : *Airfoil, Vortex Generator, NACA 0012, Smoke Generator, Wind Tunnel.*

PENDAHULUAN

Pesawat bisa terbang karena bentuk sayap pesawat yang sedikit melengkung yang disebut dengan *Airfoil*. Pesawat modern masih menggunakan bentuk sayap ini, tetapi dirancang sedemikian rupa sehingga membuat pesawat lebih mudah untuk diterbangkan. Setelah penemuan Wright bersaudara, penemuan dan pengembangan teknologi aeronautika terus berlanjut hingga saat ini. Untuk membuat pesawat terbang di udara, ada 4 jenis gaya pada pesawat, yaitu (1) *Lift* (angkat) yang mengangkat pesawat, (2) Gaya Gravitasi, menghasilkan berat dan menjaga pesawat tetap di darat, (3) gaya hambat untuk mencegah gerak maju pesawat, dan (4) gaya dorong yang dihasilkan oleh mesin pesawat, menyebabkan pesawat bergerak maju.

Penelitian Setyo Hariyadi (2018) Mengeksplorasi pengaruh penambahan *vortex generator* dan optimasi posisi *leading edge* pada pesawat *fixed wing* dengan objek NACA 0012. Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah eksperimen menggunakan *subsonic wind tunnel* dengan kecepatan aliran bebas dari 10 m/s. Dari penelitian ini diperoleh perilaku aerodinamis dan fenomena aliran di sekitar profil aerodinamis. Dalam hal ini kinerja aerodinamis pesawat mengalami peningkatan dari *angle of attack* 4° sampai *angle of attack* 15° , yang ditunjukkan dengan peningkatan koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) serta *stall delay*.

Ramadhan Pradana (2019) melakukan studi eksperimen pengaruh penggunaan *vortex generator* jenis *trapezoida flat plate* pada posisi *leading edge* pada *wing* dengan objek *airfoil NACA 0012*. Metode yang

digunakan dengan menggunakan *wing tunnel* dengan kecepatan *freestream* yang akan digunakan yaitu kecepatan 2 m/s. Berdasarkan hasil eksperimen, dapat disimpulkan bahwa *airfoil* dengan VG memiliki titik pemisahan yang lebih pendek daripada *airfoil* tanpa VG. Dan setiap kali perbedaan sudut serang (α) berubah, semakin kecil sudutnya, semakin pendek titik pisah yang didapat, dan semakin besar sudut maka semakin besar titik pisah yang didapat dari ujung *aerofoil*.

Metode yang digunakan adalah dengan menggunakan terowongan angin. Terowongan angin memiliki cara kerja, dapat menyedot angin ke dalam ruangan, ruangan berbentuk tabung venturi, dan di dalamnya terdapat alat uji berupa *airfoil NACA 0012*. Dengan mengubah kecepatan pada *wind tunnel* dan percepatan kipas terhadap *smoke*. Dan mengubah beberapa sudut pada *airfoil* tersebut.

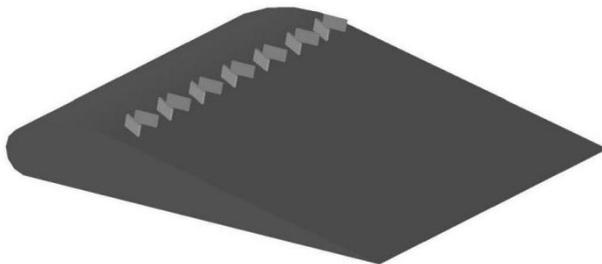
Untuk dapat membandingkan atau menganalisa aliran udara yang mengalir di atas *airfoil NACA 0012* tanpa VG dan *airfoil* menggunakan *rectangular VG* maka diperlukan Bagaimana cara kerja *vortex generator* terhadap aliran fluida di atas *airfoil*, Bagaimana pengaruh titik separasi dengan menggunakan *rectangular vortex generator* dibandingkan tanpa menggunakan *vortex generator*, Bagaimana aliran fluida yang terjadi setelah melewati *vortex generator* dibandingkan tanpa menggunakan *vortex generator*.

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah untuk menganalisa pengaruh *vortex generator* terhadap titik separasi dibandingkan tanpa menggunakan *vortex generator*, Menganalisa aliran fluida yang

terjadi setelah melewati *vortex generator* dan tanpa menggunakan *vortex generator*. Penelitian ini diharapkan dapat memberikan wawasan penelitian aerodinamis berupa manfaat penggunaan *vortex generator*.

METODE

Metode eksperimen yang akan digunakan yaitu metode simulasi terowongan angin. Benda uji yang akan digunakan adalah *airfoil* NACA 0012, dan benda uji terletak di terowongan angin dengan aliran udara. Geometri permukaan aerodinamis dan *wind tunnel* dengan *length* 1 x 10,5 meter dengan kecepatan freestream 5 m/s untuk mendapatkan hasil yang valid.



Gambar 1 *Rectangular Vortex Generator*

Tipe vortex generator yang digunakan adalah *rectangular* dengan konfigurasi *counter rotating*, dengan posisi 20 % di sumbu x terhadap chord line airfoil . Parameter *Vortex Generator* yang digunakan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

PARAMETER	EKSPERIMEN
Shape	Rectangular
h	0.00086.c
l/h	3
AoA	0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, 20°
x/c	20%
c	200 mm
d	0,182.c
Susunan	Counter Rotating
V	5 m/s

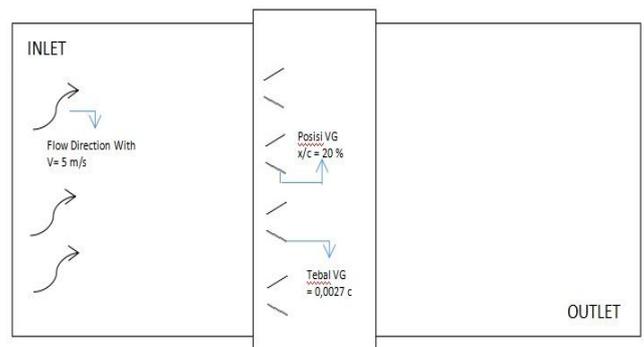
Tabel 1 Parameter Ekperimen

Melalui eksperimen ini, kinerja aerodinamis dan fenomena aliran di sekitar profil aerodinamis diperoleh, dengan angle of attack 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, 20° dengan dialiri *smoke* yang berasal dari minyak mesin jahit yang dipanaskan oleh *smoke generator*, lalu di *deliver* lewat pipa kecil di bagian depan *airfoil*. Dalam hal ini, performa aerodinamis *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* meningkat dari *angle of attack* 2° atau hingga 20 ° *angle of attack* dan menunda *stall*.

Metode penelitian yang dipakai adalah kualitatif dan kuantitatif. Metode kualitatif adalah metode penelitian yang berupa kalimat, kata-kata atau gambar seperti pada hasil penelitian ini berupa gambar atau visualisasi dari *smoke* merupakan metode kualitatif, sedangkan metode kuantitatif adalah metode penelitian yang berupa angka atau angka kualitatif, seperti pada hasil penelitian berupa pada titik berapa separasi terjadi.



Gambar 2 Profil *Airfoil NACA 0012*



Gambar 2 Posisi peletakan VG pada *airfoil*

HASIL DAN PEMBAHASAN

Setelah penelitian yang dilaksanakan dengan metode *Smoke Generator* pada *airfoil NACA 0012* dengan menambahkan *rectangular vortex generator* dengan susunan *Counter rotating* pada $x/c = 0.2$ dan tidak menggunakan *vortex generator* dengan kecepatan *freestream* 5 m/s dan dengan variasi sudut serang $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 16^\circ, 17^\circ, 19^\circ, 20^\circ$. Maka didapatkan beberapa data berupa foto sebagai bukti dokumentasi penelitian tersebut telah dilaksanakan.

Dari penelitian ini dapat disimpulkan bahwa *airfoil* tanpa VG memiliki titik pisah yang lebih panjang, dan jika digunakan *rectangular vortex* maka titik separasi (X_s) di dalam *airfoil* lebih pendek. Dapat disimpulkan bahwa untuk setiap variasi *angle of attack*, semakin besar *angle of attack* maka semakin besar pula titik separasi (X_s) yang didapat dari ujung *airfoil*. Pada saat yang sama, semakin kecil sudutnya, semakin pendek titik separasi (X_s) yang diperoleh. Hasil eksperimen pada pengujian *airfoil NACA 0012* dengan menambahkan *rectangular vortex generator* dengan variasi *angle of attack* pada kecepatan 5 m/s, maka didapatlah data sebagai berikut.

<i>Plain Airfoil</i>			
α	XI	Xs	Xt
0°	0.23	0.7	0.8
2°	0.2	0.65	0.8
4°	0.2	0.6	0.75
6°	0.15	0.55	0.7
8°	0.1	0.5	0.65
10°	0.08	0.45	0.6
12°	0.07	0.45	0.45
15°	0.05	0.3	0.4
16°	0.4	0.2	0.28
17°	0.03	0.1	0.15
19°	-	-	0.1

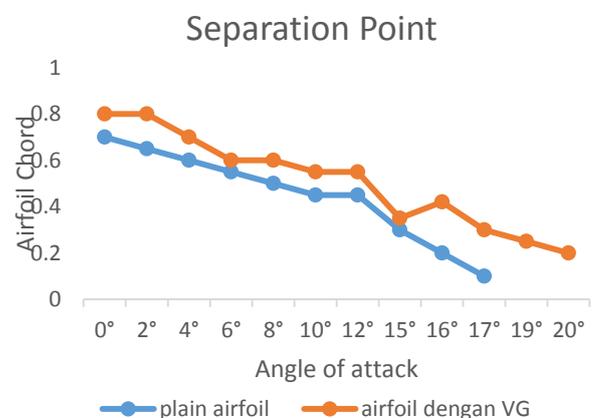
20°	-	-	0
------------	---	---	---

Tabel 2 Hasil Penelitian *airfoil NACA 0012* tanpa VG

Rectangular VG			
α	XI	Xs	Xt
0°	0.2	0.8	0.9
2°	0.2	0.8	0.85
4°	0.2	0.7	0.8
6°	0.17	0.6	0.75
8°	0.15	0.6	0.75
10°	0.15	0.55	0.7
12°	0.15	0.55	0.7
15°	0.13	0.35	0.45
16°	0.12	0.33	0.42
17°	0.1	0.3	0.4
19°	0.05	0.25	0.3
20°	-	0.2	0.25

Tabel 3 Hasil Penelitian *airfoil NACA 0012* Rectangular VG

Dengan menambahkan *rectangular vortex generator* pada *airfoil NACA 0012* dapat memperlancar transisi dari aliran *laminar* menjadi aliran *turbulent*.

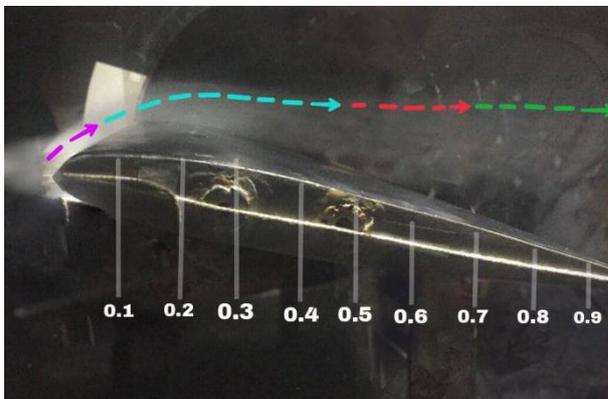


Gambar 3 Separation Point

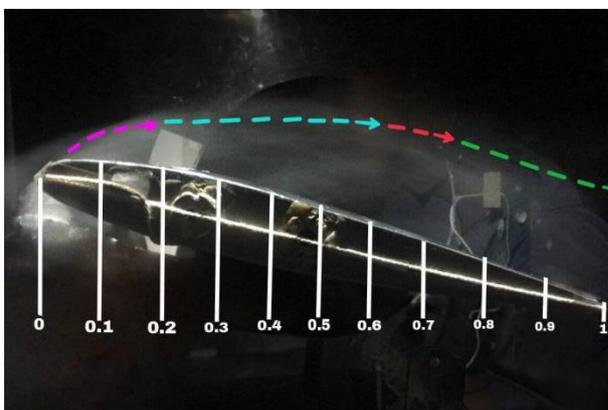
Airfoil yang menggunakan *rectangular vortex generator* lebih efektif dapat dilihat antara rentang sudut 17° sampai 19° masih terdeteksi titik separasi (X_s) dibandingkan

airfoil yang tidak menggunakan *vortex generator* bahwa pada saat sudut 17° sudah tidak terdeteksi titik separasi (Xs) terlihat pada *upper surface* berupa *turbulence boundary layer*.

Pada gambar dibawah menunjukkan *airfoil* dalam posisi sudut 12° dengan kecepatan 5 m/s, pada **Gambar 4** terlihat aliran *smoke* pada *upper surfaces airfoil*, titik transisi terdapat pada titik 0.07-0.4, titik separasi terdapat pada titik 0.45, titik vortisitas terdapat pada titik 0.45 yang menyebabkan aliran terputus dan membentuk vortisitas (turbulen) kearah *trailing edge*. **Gambar 5** dengan menambahkan *rectangular vortex generator* pada *airfoil NACA 0012* titik separasi terjadi pada titik 0.55, titik transisi terdapat pada titik 0.15-0.5 dan titik vortisitas (turbulen) terdapat pada titik 0.7 dan terus ke belakang.



Gambar 4 *Airfoil* tanpa *Vortex Generator* $\alpha= 12^\circ$

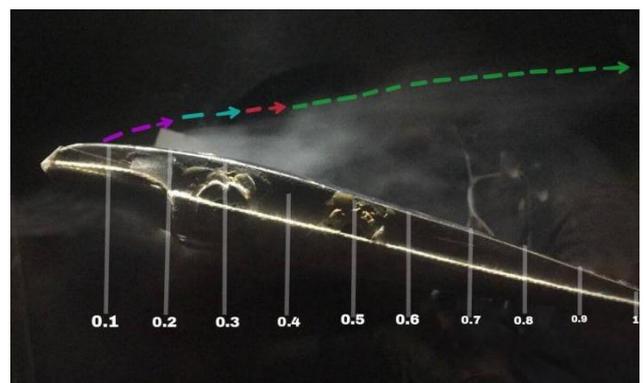


Gambar 5 *Airfoil* dengan *Rectangular Vortex Generator* $\alpha= 12^\circ$

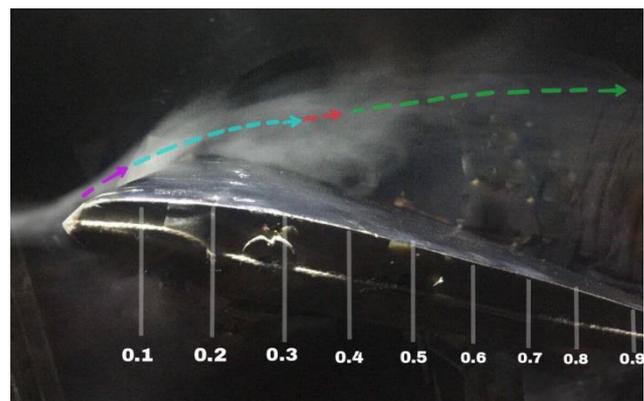
Pada gambar dibawah menunjukkan *airfoil* dalam posisi sudut 15° dengan kecepatan 5 m/s, pada **Gambar 6** terlihat aliran *smoke* pada *upper surfaces airfoil*,

titik transisi ditunjukkan oleh titik 0.05-0.4, titik separasi ditunjukkan oleh titik 0.3, titik vortisitas terdapat pada titik 0.4. **Gambar 7** dengan menambahkan *rectangular vortex generator* pada *airfoil NACA 0012* titik separasi ditunjukkan oleh titik 0.35, titik transisi terdapat pada garis 0.13-0.3, dan titik vortisitas ditunjukkan oleh titik 0.45 dan terus ke belakang.

Terlihat aliran yang tidak menggunakan VG sudah mendekati *stall*, terlihat titik transisi sudah semakin menipis, dibandingkan *airfoil* yang menggunakan VG titik transisi masih terbaca yang dapat diartikan masih ada *lift*.

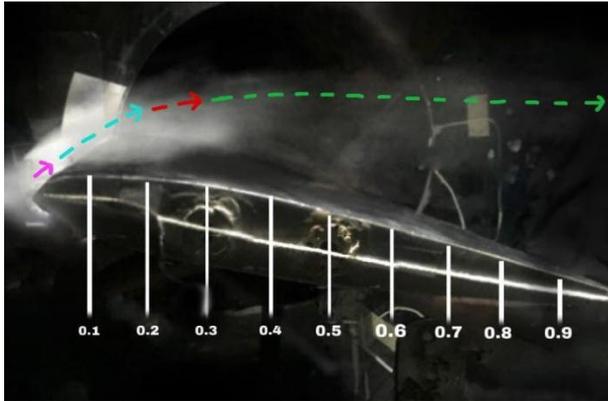


Gambar 6 *Airfoil* tanpa *Vortex Generator* $\alpha= 15^\circ$

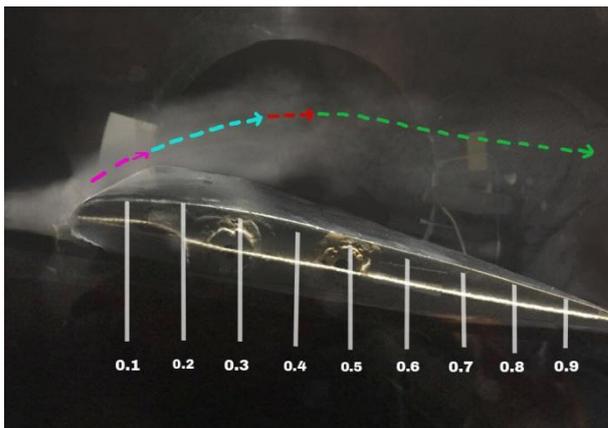


Gambar 7 *Airfoil* dengan *Rectangular Vortex Generator* $\alpha= 15^\circ$

Pada sudut serang 16° terlihat di **Gambar 8** bahwa *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* pada saat *smoke* mengalir pada bagian *upper surface* masih terdapat sedikit *lift* dimana indikasinya terlihat titik transisi pada titik 0.2. Namun pada **Gambar 9** akibat penambahan dari *rectangular vortex generator* bahwa indikasinya masih terlihat titik transisi pada *upper surface* terjadi pada titik 0.33.

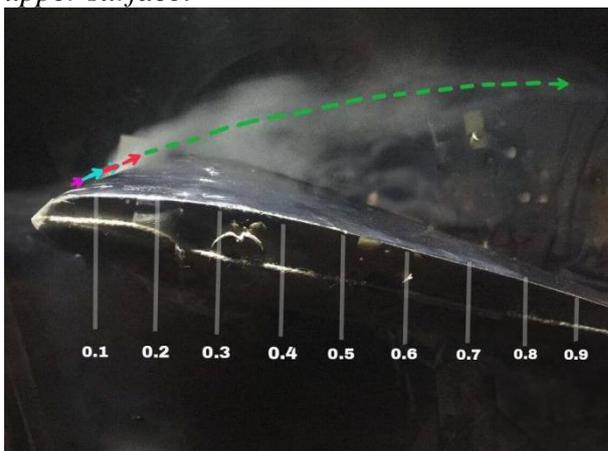


Gambar 8 Airfoil tanpa Vortex Generator $\alpha=16^\circ$

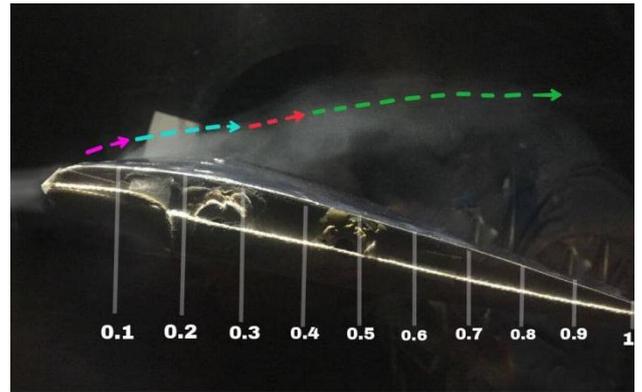


Gambar 9 Airfoil dengan Rectangular Vortex Generator $\alpha=16^\circ$

Pada sudut serang 17° terlihat di **Gambar 10** bahwa airfoil yang tidak menggunakan vortex generator pada titik 0.1 saat smoke mengalir pada bagian upper surface masih terdapat sedikit lift dimana indikasinya terlihat titik transisi. Namun pada **Gambar 11** akibat penambahan dari rectangular vortex generator bahwa indikasinya masih terlihat titik transisi pada upper surface.

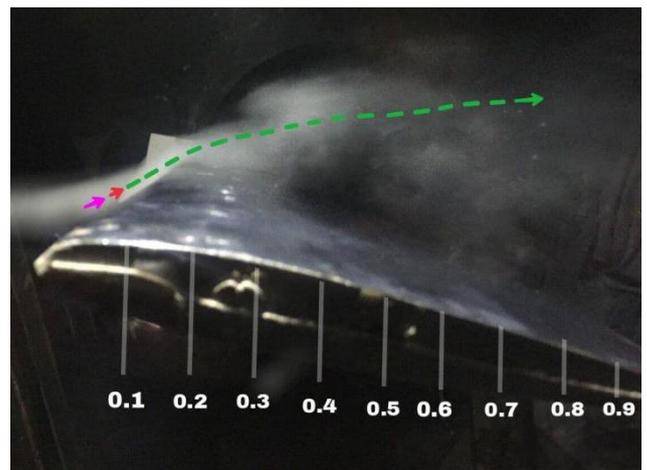


Gambar 10 Airfoil tanpa Vortex Generator $\alpha=17^\circ$

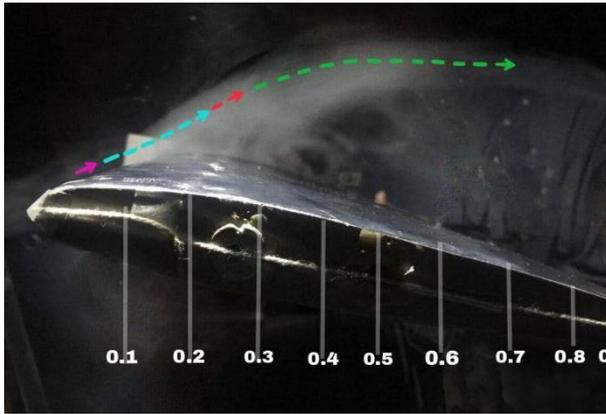


Gambar 11 Airfoil dengan Rectangular Vortex Generator $\alpha=17^\circ$

Pada sudut serang 19° terlihat di **Gambar 12** bahwa airfoil yang tidak menggunakan vortex generator setelah smoke mengalir pada bagian leading edge atau titik stagnasi yaitu aliran berupa turbulence dan tidak terdapat titik transisi sudah menunjukkan stall. Namun pada **Gambar 13** akibat penambahan dari rectangular vortex generator bahwa indikasinya masih terlihat titik transisi pada upper surface.



Gambar 12 Airfoil tanpa Vortex Generator $\alpha=19^\circ$



Gambar 13 Airfoil dengan *Rectangular Vortex Generator* $\alpha = 19^\circ$

PENUTUP

Simpulan

Dari hasil percobaan simulasi dan analisis yang dilakukan, dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Bahwa karakteristik aliran udara yang melewati *upper surface airfoil* yang menggunakan *rectangular vortex generator* cenderung lebih stabil bila dibandingkan dengan *airfoil* yang tidak menggunakan *rectangular vortex generator*. Karena *vortex generator* mampu mengurangi separasi udara dan mencegah terjadinya *turbulence boundary layer*.
2. Penambahan *rectangular VG* mempengaruhi aliran udara yang melewati *upper surface airfoil NACA 0012* dari aliran laminar menjadi aliran turbulensi terjadi lebih cepat daripada dengan *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator*.
3. *Airfoil* yang menggunakan *rectangular vortex generator* lebih efektif dapat dilihat antara rentang sudut 17° sampai 19° masih terdapat lift dibandingkan *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* bahwa pada saat sudut 17° sudah tidak terdapat gaya angkat (*lift*) terlihat pada *upper surface* berupa *turbulence boundary layer*.

Saran

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan terdapat beberapa saran, agar pelaksanaan penelitian selanjutnya dapat menghasilkan data yang lebih baik dan akurat. Antara lain :

1. Sebelum melaksanakan pengambilan data lebih baik melakukan pengecekan terhadap alat dan bahan yang akan diuji agar dapat mempertimbangkan resiko yang akan terjadi kedepannya.
2. Melaksanakan pengujian tepat waktu agar hasil yang didapat lebih maksimal dan data yang diperoleh valid.
3. Pada saat pengoperasian smoke generator agar lebih teliti jangan sampai kehabisan minyak (oil), dan memperhatikan heat dan oil seimbang, apabila heat terlalu tinggi dan oil terlalu sedikit maka ujung smoke generator akan terbakar, dan apabila heat terlalu rendah dan oil terlalu banyak maka smoke yang keluar akan dikit dan oil akan menetes.
4. Selalu menjaga kebersihan setelah melaksanakan eksperimen serta mengembalikan tool pada tempatnya.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Storm, Roger. 2002. *Learning to Fly: The Wright Brothers' Adventure*. NASA Glenn Research.
- [2] Anderson, John D. 2011. *Fundamentals of Aerodynamics* (edisi ke-5th). McGraw-Hill.
- [3] Hariyadi, Setyo. 2018. *Studi Numerik Penggunaan Vortex Generator pada Wing Airfoil NACA 43018*. Institut Teknologi Sepuluh November. Surabaya.
- [4] Hariyadi, Setyo. 2018. *Studi Eksperimen Visualisasi Aliran pada Airfoil NACA 0012 dengan Vortex Generator*. Politeknik Penerbangan. Surabaya.
- [5] Pradana, Ramadhan. 2019. *Studi Eksperimen Pengaruh Penggunaan Vortex Generator Pada AIRFOIL NACA 0012 dengan Smoke Generator*. Politeknik Penerbangan Surabaya.
- [6] Stillfried, Florian Von. 2009. *Computational Studies of Passive Vortex*

- Generators for Flow Control*. Royal Institute of Technology Stockholm
- [7] Herdiana, Dana. 2020. *Analisa Pemilihan Bentuk Vortex Generator Untuk Sayap Pesawat LSU-50 Menggunakan Metode Numerik*. Institut Teknologi Bandung
- [8] Agustian, Syahrul. 2018. *Analisa Pengaruh Putaran Blade dan Arah Sudut Serang Terhadap Koefisien Drag dan Lift pada Model Prototype NACA 0012 dengan Menggunakan Alat Uji Wind Tunnel Open Circuit untuk Sarana Laboratorium Fluida*. Universitas 17 Agustus 1945. Surabaya.
- [9] Nugroho, Gunawan & Herman Sasongko. 2005. *Studi Numerik dan Eksperimental Aliran 3-D pada Kombinasi Airfoil/Pelat Datar dengan Variasi Permukaan Bawah dan Pengaruh Celah*. Institut Teknologi Sepuluh November. Surabaya
- [10] Raharjo, Panggih. (2010). *Terminologi Airfoil*.
- [11] Tjipto W, (2017). *Gaya-gaya pada pesawat terbang*.
- [12] Mulyadi, 2010 *Airfoil nACA.0012*.
- [13] Hamdika, Robby. (2017). *Vortex Generator & Boundary Layer Rectangular VG*.
- [14] Darmanto L. (2014). *Smoke Generator*. Diakses pada 4 Januari 2014
- [15] Abdurahman, Roni. (2012). *Boundary Layer Laminar dan Turbulence*. Diakses pada 28 Maret 2012
- [16] Raharjo, Panggih, 2010, *NACA*.