

# STUDI EKSPERIMEN OIL FLOW VISUALIZATION PADA AIRFOIL NACA 0012 DENGAN TRAPEZOIDAL VORTEX GENERATOR MENGUNAKAN OPEN CIRCUIT SUBSONIC WIND TUNNEL

Setyo Hariyadi S.P.<sup>1</sup>, Habibie Aldo Putra P.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>) Program Studi Teknik Pesawat Udara, Politeknik Penerbangan Surabaya

Jl. Jemur Andayani I/73, Surabaya 60236

Email: [hudzaifahsetyo@gmail.com](mailto:hudzaifahsetyo@gmail.com)

## Abstrak

Pada pembuatan suatu pesawat terbang, suatu analisis sebelum terbang terhadap kinerja aerodinamika dari pesawat tersebut sangat diperlukan, terutama untuk daerah dimana metoda analitik/empirik tidak dapat menjangkaunya seperti perkiraan  $C_{Lmax}$ , karakteristik *stall* dan lain-lainnya. 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*.

Topik yang dikaji dalam penelitian ini adalah aliran melintasi *airfoil* NACA 0012 dengan penambahan *vortex generator*. Tujuan penelitian ini adalah untuk membandingkan karakteristik aliran fluida dengan dan tanpa penambahan *vortex generator*. Profil *vortex generator* yang digunakan adalah *trapezoidal vortex generator* dengan konfigurasi *straight* dan ditempatkan pada  $x/c = 20\%$  arah *chord line* dari *leading edge*. Variasi yang digunakan adalah bilangan *Reynolds* ( $Re$ ) dan sudut serang ( $\alpha$ ) pada *airfoil*. Kecepatan *freestream* yang digunakan yaitu kecepatan 10 m/s dan 20 m/s, pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $17^\circ$ .

Dari penelitian ini didapatkan performa aerodinamika dan fenomena aliran di sekitar *airfoil*. Perihal ini ada peningkatan performa aerodinamika pesawat dari sudut serang  $0^\circ$  sampai sudut serang  $12^\circ$  terbukti dengan meningkatnya kecepatan transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*.

**Kata Kunci:** *airfoil*, NACA 0012, *trapezoidal vortex generator*

## PENDAHULUAN

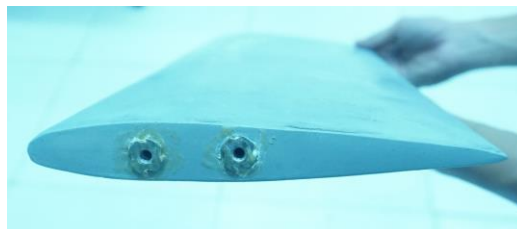
*Airfoil* atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Semua desain pesawat akan menggunakan besaran *lift* setinggi-tingginya, untuk mencapai hal tersebut membutuhkan *angle of attack* ( $\alpha$ ) yang tinggi juga. Pada saat  $\alpha$  tinggi akan menimbulkan gaya *drag* yang meningkat juga. Salah satu cara untuk mengatasi gaya *drag* ini adalah menggunakan *vortex generator* pada bagian tertentu dari pesawat terbang. *Vortex generator* adalah suatu alat yang dapat mempercepat terjadinya transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Ada berbagai bentuk *vortex generator* antara lain: *triangular*, *trapezoidal*, dan *rectangle*.

Penelitian terdahulu yang pernah dilakukan oleh Hariyadi (2015) adalah mengeksplorasi pengaruh penambahan *vortex generator* serta mengoptimisasi posisi peletakan

VG terhadap leading edge pada *fix wing aircraft* dimana diambil objek NACA 43018. Selain itu diamati juga karakteristik *boundary layer* secara kualitatif dengan visualisasi aliran di *upper surface* terutama di belakang *rectangular VG* untuk mendapatkan distribusi tekanan ( $C_p$ ), koefisien *drag* ( $C_D$ ), dan koefisien *lift* ( $C_L$ ), yang terjadi di *upper surface* dengan variasi posisi VG. Hasil dari penelitian ini antara lain peningkatan bilangan *Reynolds* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* dapat menyebabkan lebar *wake* semakin sempit untuk sudut serang  $0^\circ - 20^\circ$ .

**Permata (2018)** mengeksplorasi pengaruh penambahan *Vortex Generator* jenis *rectangular flat type* pada objek *NACA 0012*. Selain itu diamati juga karakteristik *boundary layer* secara kualitatif dengan visualisasi aliran di *upper surface* terutama di belakang *rectangular vortex generator* untuk mendapatkan distribusi tekanan ( $C_p$ ), koefisien *drag* ( $C_D$ ), dan koefisien *lift* ( $C_L$ ). Hasil dari penelitian ini antara lain koefisien *lift* dan *drag* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang sampai pada  $15^\circ$ . Selain itu penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan performa dari *airfoil* dilihat dari distribusi  $C_L/C_D$  yang semakin meningkat

Berdasarkan hasil kajian dari beberapa penelitian tersebut di atas, muncul gagasan baru untuk mengetahui dinamika aliran fluida akibat penggunaan *vortex generator* dibanding tanpa menggunakan *vortex generator*. Dalam penelitian ini yang akan dijadikan sebagai bahan uji kasus adalah *airfoil*. Yaitu dengan cara memanfaatkan simulasi *wind tunnel* (terowongan angin). *Wind tunnel* bekerja dengan sistem penyedotan angin di dalam sebuah ruangan yang mempunyai bentuk menyerupai tabung venturi yang di dalamnya terdapat alat uji, yang berupa *airfoil* NACA 0012 (Gambar 1) dengan *vortex generator* berbentuk *trapezoidal*. Selanjutnya dengan menggunakan teknik *oil flow visualization*, maka dapat dilakukan pengamatan terhadap dinamika aliran fluida di *upper surface airfoil*.



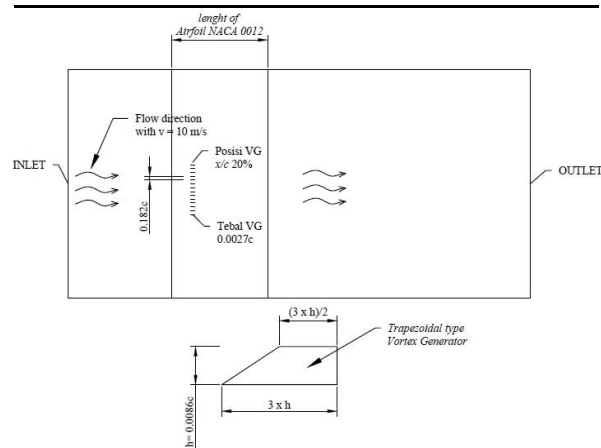
Gambar 1 *Airfoil* NACA 0012

## **METODE**

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

Tabel 1 Parameter Eksperimen

Parameter	Eksperimen
Shape	Trapezoidal
h	0.0086.c
l/h	3
AoA	0°, 4°, 10°, 12°, 15°, dan 17°
x/c	20%
c	200 mm
d	0,182.c
Susunan	Straight
V	10 m/s, 20 m/s

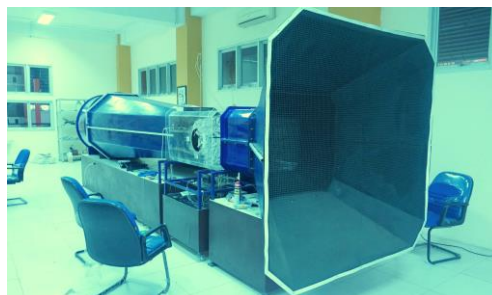


Gambar 2 Peletakan *Vortex Generator*

Penelitian ini dilakukan dengan menggunakan metode *oil flow visualization* dan simulasi pada *open circuit subsonic wind tunnel*.

## Wind Tunnel

Penelitian ini menggunakan *wind tunnel* jenis *open circuit subsonic wind tunnel* (gambar 3) dengan kecepatan 10 m/s dan 20 m/s untuk menguji benda dalam skala model, dimana udara yang dialirkan ke dalam langsung bebas dilepas ke udara bebas setelah melalui *test section*. Terowongan angin (*wind tunnel*) dibuat dengan kondisi yang mendekati kenyataan sehingga hasil yang didapatkan cukup akurat.

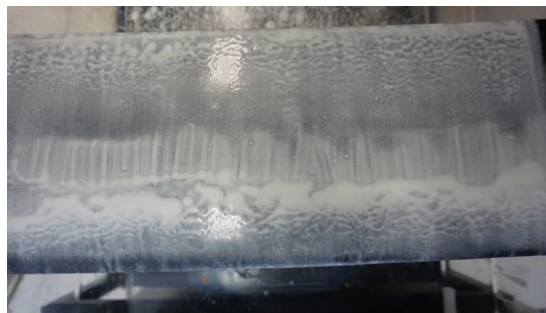


Gambar 3 *Open Circuit Subsonic Wind Tunnel*

## Oil Flow Visualization

*Oil flow visualization* (gambar 4) merupakan salah satu metode yang efektif untuk melihat dinamika aliran fluida di *upper surface airfoil*. Untuk memotret aliran fluida yang mengalir, *oil* dengan pigmen yang telah dicampur dioleskan pada permukaan *airfoil* dan kemudian *wind tunnel* dijalankan. Setelah kering, *oil* pada permukaan *airfoil* akan membentuk dinamika aliran fluida yang telah mengalir dan setelah itu dapat didokumentasikan. Hal yang perlu diketahui adalah jenis campuran oil yang dapat berfungsi dengan baik pada kecepatan tertentu pada airfoil. Campuran harus memiliki konsistensi yang tepat untuk dapat menampilkan boundary layer.

Pada penelitian ini campuran yang digunakan untuk metode oil flow visualization antara lain: oleic acid, TiO<sub>2</sub> (Titanium Oksida) dan kerosene. Pertama dilakukan pencampuran TiO<sub>2</sub> dan kerosene dengan perbandingan 5:1, kemudian campuran ditambahkan oleic acid sebesar 5%.



Gambar 4 Oil Flow Visualization

## HASIL DAN PEMBAHASAN

### Analisis Titik Separasi

Hasil pengujian pada *airfoil* NACA 0012 dan *airfoil* NACA 0012 dengan penambahan *trapezoidal vortex generator* dengan variasi sudut serang (*angle of attack*) dan kecepatan pada penelitian ini, didapatkan nilai titik separasi/*the separation* ( $X_s$ ), *reattachment* ( $X_r$ ) dan *transition* ( $X_t$ ) sebagai berikut :

Tabel 2 Hasil penelitian pada *plain airfoil*

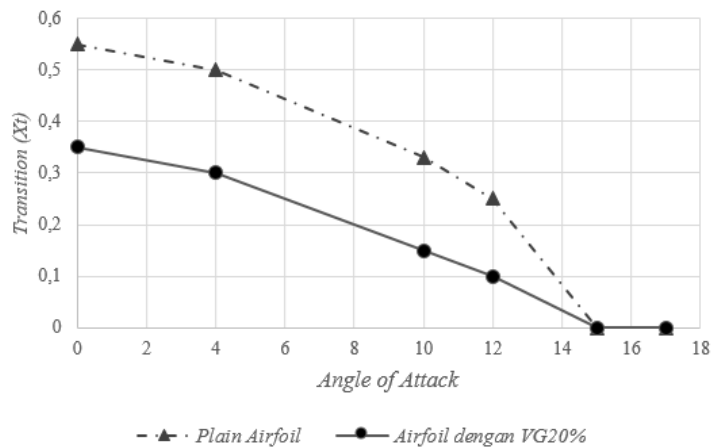
<i>Reynolds number</i>	$\alpha$	$X_s$	$X_r$	$X_t$
$1 \times 10^5$	0	0.2	0.75	0.55
	4	0.2	0.7	0.5
	10	0.27	0.6	0.33
	12	0.3	0.55	0.25
	15	-	-	-
	17	-	-	-
$2 \times 10^5$	0	0.15	0.55	0.4
	4	0.2	0.52	0.32

<i>Reynolds number</i>	$\alpha$	$X_s$	$X_r$	$X_t$
	10	0.3	0.6	0.3
	12	0.4	0.67	0.27
	15	-	-	-
	17	-	-	-

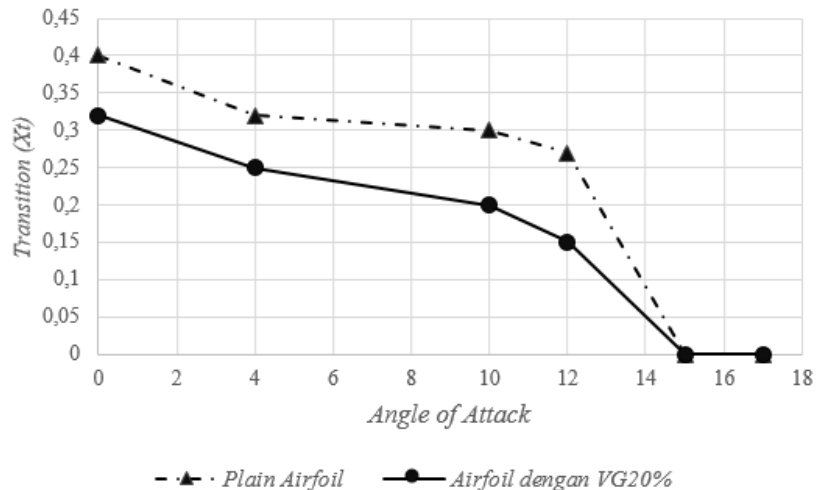
Tabel 3 Hasil penelitian pada *airfoil* dengan *trapezoidal vortex generator*

<i>Reynolds number</i>	$\alpha$	$X_s$	$X_r$	$X_t$
$1 \times 10^5$	0	0.3	0.65	0.35
	4	0.3	0.6	0.3
	10	0.2	0.35	0.15
	12	0.2	0.3	0.1
	15	-	-	-
	17	-	-	-
$2 \times 10^5$	0	0.35	0.67	0.32
	4	0.25	0.5	0.25
	10	0.2	0.4	0.2
	12	0.2	0.35	0.15
	15	-	-	-
	17	-	-	-

Pengaruh penambahan *trapezoidal vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang  $10^\circ$  dan sudut serang  $12^\circ$ . Pada kedua sudut serang tersebut terjadi penurunan  $X_t$  sebesar 0.18 dengan  $Re = 1 \times 10^5$  dan  $X_t$  sebesar 0.1 dengan  $Re = 2 \times 10^5$  pada sudut serang  $10^\circ$  sedangkan pada sudut serang  $12^\circ$  yaitu penurunan  $X_t$  sebesar 0.15 dengan  $Re = 1 \times 10^5$  dan  $X_t$  sebesar 0.11 dengan  $Re = 2 \times 10^5$ , seperti yang ditunjukkan pada gambar 5 (a) dan (b).



(a) *Reynolds Number*  $1 \times 10^5$



(b) Reynolds Number  $2 \times 10^5$

Gambar 5 Perbandingan panjang transition ( $X_t$ ) pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *trapezoidal vortex generator*

### Hasil Oil Flow Visualization

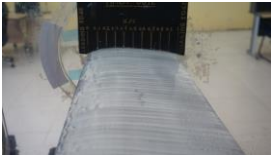
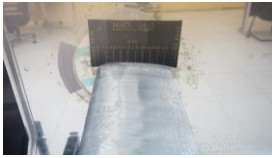
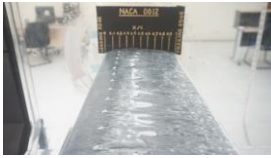
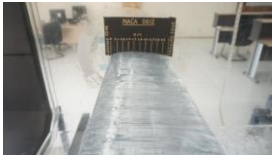






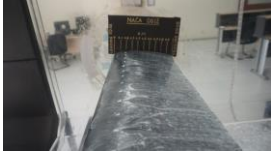





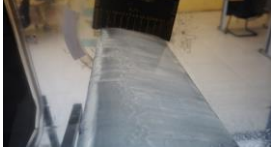
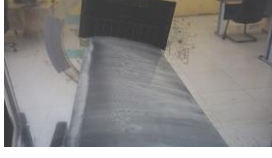






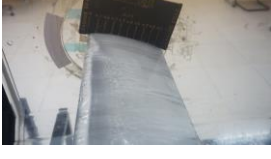
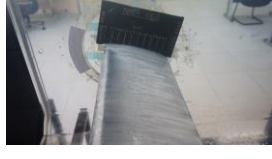





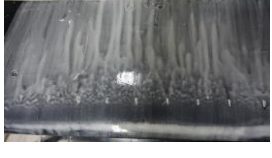
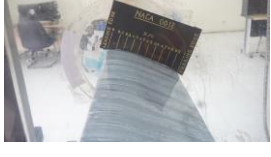







Pada bagian ini ditampilkan beberapa hasil visualisasi aliran dengan metode *oil flow visualization*, kontur turbulensi dan dinamika aliran fluida yang berguna untuk mengetahui cara kerja dan pengaruh penambahan *trapezoidal vortex generator* pada *airfoil* NACA 0012.



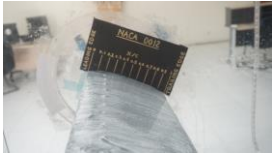
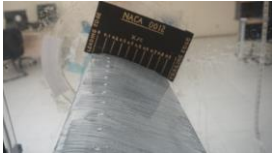




Pengukuran menggunakan *oil flow visualization* untuk melihat formasi transisi dari laminar boundary layer menjadi *turbulent boundary layer* seperti yang ditunjukkan pada tabel 4. Pada *plain airfoil* dengan sudut serang  $0^\circ$  pada  $Re = 1 \times 10^5$  terlihat terjadi separasi pada titik 0.2 dan *reattachment* pada 0.75. Sedangkan *plain airfoil* dengan sudut serang  $0^\circ$  pada  $Re = 2 \times 10^5$  terlihat terjadi separasi pada titik 0.3 dan *reattachment* pada 0.65. Hal ini disebabkan peningkatan kecepatan udara sehingga titik separasi bergeser ke belakang.

Pada sudut serang  $4^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $12^\circ$  pada *plain airfoil* aliran separasi bergerak maju menandakan bahwa di sudut  $10^\circ$  ada kenaikan separasi yang melewati *upper surface* sehingga dapat menurunkan  $C_L$  yang signifikan. *Airfoil* sudut serang  $10^\circ$  dengan penambahan *trapezoidal vortex generator* masih terlihat aliran *reattach* (aliran yang kembali ke *upper surface*) untuk lebih memberi dampak streamline pada *upper surface* sehingga akan menaikkan  $C_L$ .

*Plain airfoil* dan *airfoil* dengan *trapezoidal vortex generator* pada sudut serang  $15^\circ$  dan  $17^\circ$  sudah terjadi separasi hebat di *leading edge* karena udara sudah terlepas dari permukaan sayap.

Tabel 4 Hasil Oil Flow Visualization

No	$\alpha$	Plain Airfoil		Airfoil dengan Trapezoidal VG	
		$Re = 1 \times 10^5$	$Re = 2 \times 10^5$	$Re = 1 \times 10^5$	$Re = 2 \times 10^5$
1	0				
					
2	4				
					
3	10				
					
4	12				
					
5	15				
					

No	$\alpha$	Plain Airfoil		Airfoil dengan Trapezoidal VG	
		$Re = 1 \times 10^5$	$Re = 2 \times 10^5$	$Re = 1 \times 10^5$	$Re = 2 \times 10^5$
6	17				
					

## KESIMPULAN

Dari analisa hasil eksperimen, diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Pemasangan *trapezoidal vortex generator* pada *airfoil* dapat meningkatkan momentum fluida untuk melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser permukaan.
2. Penggunaan *trapezoidal vortex generator* mampu memperpendek jarak antara titik separasi/*separation* dengan titik *reattachment* dibandingkan *plain airfoil* pada kedua *Reynolds Number*, serta penggunaan *trapezoidal vortex generator* efektif bila dipakai pada sudut serang (*angle of attack*)  $0^\circ$  sampai sudut serang  $12^\circ$ .
3. Pemasangan *trapezoidal vortex generator* pada *airfoil* mempercepat *transisi* dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *airfoil* dengan pemasangan *trapezoidal vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan *plain airfoil* pada kedua *Reynolds Number*.



## DAFTAR PUSTAKA

- Genc, Serdar. *An experimental study on aerodynamics of NACA2415 aerofoil at low Re numbers*. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2012; 39: 252–264.
- Hariyadi, Setyo. 2015. Studi Numerik Efek Penggunaan *Vortex Generator* terhadap *Boundary Layer Airfoil NACA 23018* (Studi Kasus Peletakan *Vortex Generator*  $x/c = 10\%$ , *Rectangular Straight Flat Plate*). Institut Teknologi Sepuluh November. Surabaya
- Kroo, Ilan. 2016. *Applied Aerodynamics a Digital Textbook*. Desktop aeronautics,inc
- Permata, Tandyta. 2018. Studi Eksperimen Visualisasi Aliran Pada *Airfoil NACA 0012* Dengan *Vortex Generator*. Politeknik Penerbangan. Surabaya.
- Shim, Hojoon, 2017. *Wake Characteristics of Vane-Type Vortex Generator*. Hanwha Corporation Defense R&D Center. Korea.