

STUDI EKSPERIMEN VISUALISASI ALIRAN PADA AIRFOIL NACA 0012 DENGAN VORTEX GENERATOR

Tandyta Permata Putra¹ Setyo Hariyadi¹

¹Politeknik Penerbangan Surabaya

Jl. Jemur Andayani I/73, Surabaya 60236

Email: ptandyta@gmail.com

Airfoil merupakan suatu struktur aerodinamika yang banyak digunakan baik pada sayap pesawat maupun mesin - mesin fluida seperti kompresor, dan turbin. *Airfoil* pada sayap pesawat digunakan untuk mengangkat badan pesawat. Perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah *airfoil* menyebabkan pesawat mendapat gaya angkat. Peningkatan performa *airfoil* dapat dilakukan dengan berbagai cara, salah satunya yaitu memberi *vortex generator* untuk meluruskan aliran udara yang melewati *airfoil*. Hal ini sering terlihat pada hampir semua jenis pesawat terbang.

Metode yang akan digunakan pada studi ini adalah simulasi eksperimen menggunakan terowongan angin (*wind tunnel*) *subsonic* dengan kecepatan *freestream* yang digunakan yaitu kecepatan 10 m/s. Benda uji berupa *airfoil NACA 0012* dengan panjang *chord* 50 cm, sudut serang (*angle of attack*) 0°, 4°, 10°, 12° dan 15°, dan variasi *vortex generator*.

Dari penelitian ini didapatkan performa aerodinamika dan fenomena aliran di sekitar *airfoil*. Perihal ini ada peningkatan performa aerodinamika pesawat dari sudut serang 4° sampai sudut serang 15° terbukti dengan kenaikan C_L/C_D dan penundaan *stall*.

Kata kunci: *Airfoil, NACA 0012, Vortex generator, angle of attack*

PENDAHULUAN

Dalam aerodinamika, fluida yang bergerak ditekankan pada jenis aero gas (air/udara). Suatu aliran fluida tidak akan mengalami aliran yang lurus (*laminer*) secara terus menerus, tetapi ada kalanya fluida mengalami pergerakan yang memutar pada salah satu titik (*wake*) atau istilah lainnya turbulensi. Dalam penelitian ini yang akan dijadikan sebagai bahan uji kasus adalah *airfoil*. Yaitu dengan cara memanfaatkan *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*. Selanjutnya dengan menggunakan bantuan untuk *software* komputer. *Software* komputer digunakan untuk analisis koefisien *lift*, koefisien *drag*, dan pergerakan fluida terhadap *airfoil*.

Penelitian terdahulu yang telah dilakukan Hariyadi (2015) mengeksplorasi pengaruh penambahan *Vortex Generator* serta mengoptimalkan 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. Dengan tujuan mendapatkan distribusi kecepatan yang terjadi pada *upper surface* dan mempelajari karakteristik *boundary layer* di belakang *Vortex Generator* secara kualitatif dengan visualisasi aliran di *upper surface*.

METODE

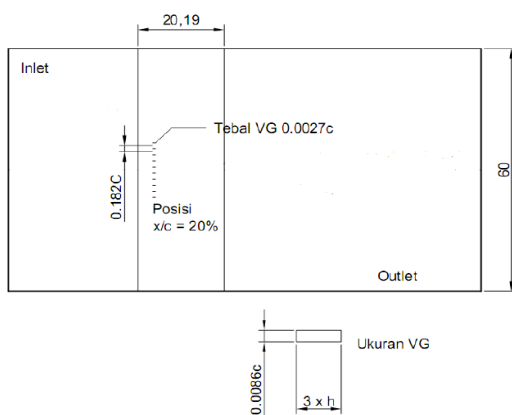
Model sayap yang digunakan dalam percobaan ini adalah sayap dengan profil *Airfoil NACA 0012* diberi tambahan *Vortex Generator* untuk mengetahui pengaruh aliran yang melewati bagian atas *airfoil* terhadap sudut serang serta gaya angkat dan gaya hambat.



Gambar 1. Profil *Airfoil NACA 0012*

Tabel 1. Parameter Eksperimen

PARAMETER	EKSPERIMEN
Shape	Rectangular
H	0.0086.c
l/h	3
AoA	0, 4, 10, 12, dan 15
x/c	20%
C	200 mm
D	0,182.c
Susunan	Straight
V	10 m/s



Gambar 2. Posisi peletakan VG pada penelitian eksperimen

Profil *airfoil* yang digunakan dalam penelitian ini adalah dua *airfoil* tipe *NACA 0012* dimana masing-masing adalah *plain airfoil* dan *vortex generator* yang digunakan yaitu *rectangular flat plate*

HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini diulas tentang penelitian yang telah dilakukan, yang dalam penyajiannya diawali dengan penjelasan tentang pengolahan data hasil eksperimen. Pada bab ini dibahas pula pengaruh dari penambahan *straight vortex generator* dengan menggunakan variasi sudut serang pada *Airfoil NACA 0012*. Data yang diperoleh dari penelitian ini berupa data kualitatif dan dan kuantitatif. Pembahasan mengenai Analisis *koefisien lift (CL)*, sebagai data kuantitatif. Sedangkan visualisasi aliran berupa kontur turbulensi sebagai data kualitatif untuk memperkuat data sebelumnya. Kecepatan udara yang digunakan untuk penelitian ini 10 m/s, dan sensor awal $C_L = 19$ dan $C_D = 16$.

Hasil Penelitian Eksperimen

Koefisien Lift (CL) dan *Koefisien Drag (CD)*
 Salah satu faktor yang digunakan untuk mengetahui karakteristik *Airfoil* yaitu melalui nilai *koefisien lift (CL)*, dan *koefisien drag (CD)*.semakin besar sudut serang yang diberikan *airfoil* yaitu pada sudut 0°, 4°, 10°, 12°, dan 15° terjadi kenaikan *lift* dan *drag*. Kedua nilai koefisien ini didapatkan dari total resultan gaya yang bekerja karena adanya interaksi antara permukaan benda dengan fluida. Gaya *drag* didapatkan dari resultan gaya yang sejajar dengan aliran, sedangkan gaya yang tegak lurus dengan aliran disebut dengan gaya lift.

Analisis Koefisien Lift (CL)

. Hubungan C_L vs α untuk *plain Airfoil NACA 0012* dan *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dengan variasi sudut serang (*angle of attack*) dari penelitian ini. Didapatkan nilai C_L diantaranya :

Tabel 2 Hasil C_L

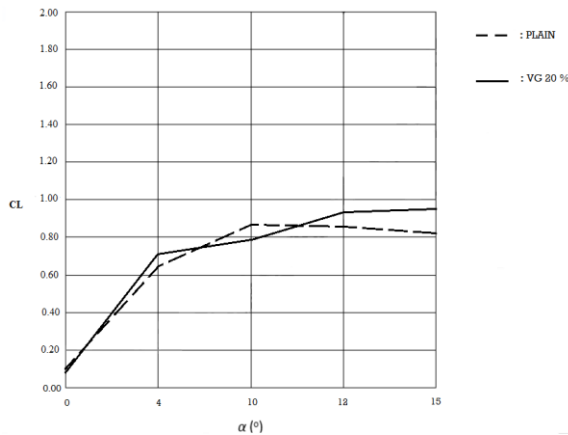
α (°)	C_L	
	Plain	VG 20 %
0°	0.12	0.10
4°	0.62	0.68
10°	0.86	0.79
12°	0.85	0.93
15°	0.82	0.94

Pemasangan *vortex generator* mempercepat perubahan aliran dari aliran laminar menjadi aliran turbulen, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *Airfoil* dengan pemasangan *vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan plain *Airfoil*. Pengaruh penambahan *vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang 12 yaitu kenaikan C_L 0.93 pada VG 20%, sedang pada sudut serang 15° yaitu kenaikan C_L 0.94.

didapatkan dari hasil eksperimen menggunakan variasi sudut serang (*angle of attack*) dan penambahan *vortex generator*. Didapatkan nilai C_D diantaranya :

Tabel 3 Hasil C_D

α (°)	C_D	
	Plain	VG 20 %
0°	0.00	0.00
4°	0.13	0.17
10°	0.53	0.39
12°	0.51	0.53
15°	0.68	0.66

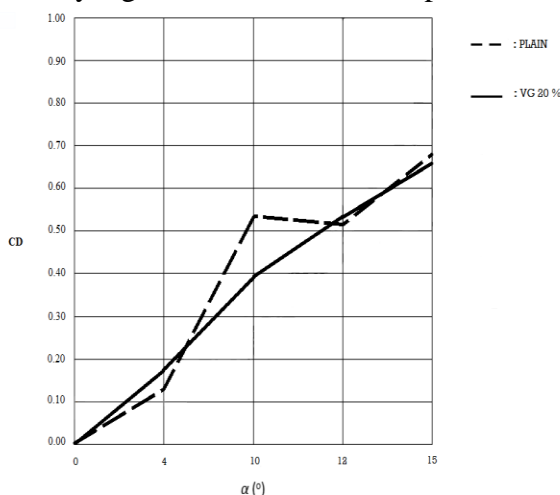


Gambar 4. Koefisien lift (C_L) vs α pada plain *Airfoil* dan menggunakan VG

Analisis Koefisien Drag (C_D)

Perhitungan gaya drag pada *Airfoil NACA 0012* dengan simulasi *wind tunnel WT-60* berdasarkan pada display yang terdapat di benda kerja tersebut.. Gaya drag didapat dari bentuk *airfoil* yang ditabrak udara dari depan.

Hal ini diakibatkan karena adanya pengaruh dari *vortex generator* yang dipasang pada *Airfoil*. Pemasangan *vortex generator* mempercepat perubahan aliran dari aliran laminar menjadi aliran turbulen, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *Airfoil* dengan pemasangan *vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan plain *Airfoil*. Kenaikan sudut serang menyebabkan kenaikan gaya lift dan juga diiringi peningkatan gaya drag. Pengaruh penambahan *vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang 10° yaitu berupa 0.39 sedangkan plain *airfoil* yaitu 0.53. Seiring dengan kenaikan sudut serang, maka terjadi kenaikan nilai C_D .



Gambar 5. Koefisien drag (C_D) vs α pada plain *Airfoil* dan menggunakan VG

Menunjukkan perbandingan C_D antara plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil penelitian ini. Data yang

Analisis Rasio Koefisien Lift dan Drag (C_L/C_D)

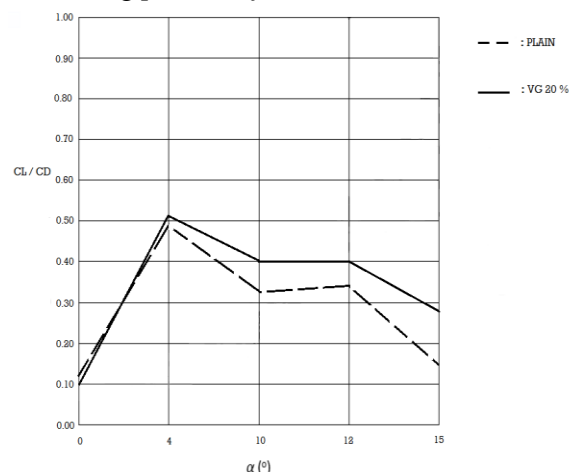
Rasio koefisien lift/koefisien drag menunjukkan sejumlah lift yang dihasilkan oleh pesawat dibagi dengan drag yang muncul akibat gesekan dengan udara. Semakin tinggi nilai C_L/C_D maka semakin baik sehingga rasio C_L/C_D menjadi salah satu faktor penentu dalam performa *Airfoil*. Dari hasil eksperimen, didapatkan nilai C_L/C_D diantaranya

Tabel 4 Hasil C_L/C_D

α (°)	C_L/C_D	
	Plain	VG 20 %
0°	0.12	0.10

4°	0.49	0.51
10°	0.33	0.40
12°	0.34	0.40
15°	0.14	0.28

Pengaruh penambahan rasio C_L/C_D baik plain *Airfoil* maupun *Airfoil* dengan *VG*. Pengaruh penambahan *vortex generator* akan menurunkan nilai C_L/C_D pada sudut serang 0° dan 3°, sedangkan pada sudut serang 4° rasio C_L/C_D akan meningkat dengan penambahan *vortex generator*. Hal ini diakibatkan pada sudut serang 0° dan 3° aliran masih mengikuti bodi sehingga gaya *drag* yang dihasilkan oleh *vortex generator* itu sendiri lebih dominan. Pada sudut serang 6° sampai 15° rasio C_L/C_D lebih besar yang memakai *vortex generator* dibanding *plain airfoil*.



Gambar 6. Perbandingan C_L/C_D antara plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator*

Visualisasi Aliran

Pada bagian ini ditampilkan beberapa hasil visualisasi aliran serta kontur turbulensi yang berguna untuk melengkapi informasi mengenai hasil pemodelan numerik yang telah dijelaskan sebelumnya.

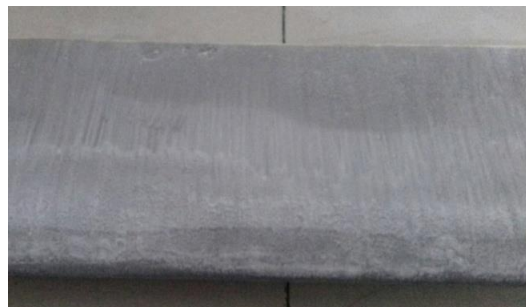
Karakteristik Aliran Plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan *VG*

Gambar 7 menunjukkan *airfoil* tampak bagian atas dengan memakai campuran *titanium oxide*, *palm oil*, dan *kerosene* pada *Airfoil* di daerah upstream dengan pemotongan pada area midspan. Pada *plain Airfoil* dengan sudut serang 0° (a) belum terlihat terjadi separasi hingga di daerah

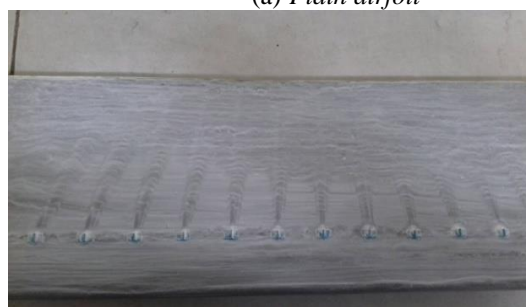
trailing edge. Hal ini disebabkan aliran masih mengikuti kontur bodi *Airfoil*.

Pada *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* menambah momentum aliran sehingga terjadi separasi lebih awal di belakang *vortex generator* (b) yang alirannya masih mengikuti kontur bodi *Airfoil*.

Gambar 8 *plain airfoil* pada sudut serang 4° (a) sudah mulai terjadi separasi di area *trailing edge* terlihat pada garis hitam, menandakan bahwa aliran udara yang melewati *upper surface airfoil* tidak lagi *streamline* dengan bertambahnya sudut serang menyebabkan adanya *turbulence* sehingga aliran udara yang melewati *upper surface* akan cenderung menjauh dari *surface*. Pada *airfoil* penambahan *vortex generator* (b) terjadi aliran *reattack* (aliran udara yang melewati *vortex generator* akan kembali ke permukaan *airfoil*). Demikian juga dengan penambahan *VG* pada sudut serang = 4° separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan *VG* aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*.

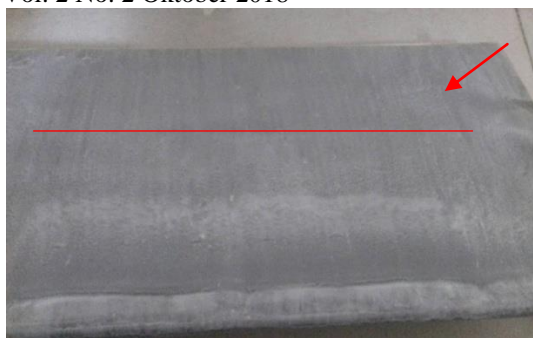


(a) *Plain airfoil*

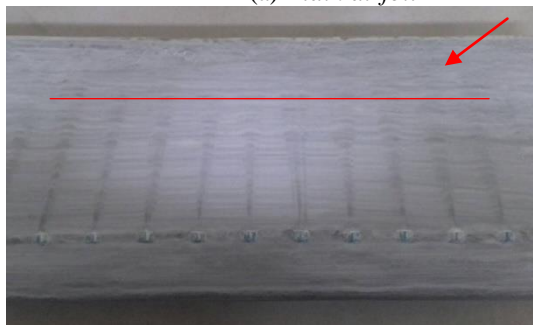


(b) *Airfoil* dengan *VG*

Gambar 7. Visualisasi aliran *upper surface Airfoil* dengan sudut serang 0°.



(a) Plain airfoil

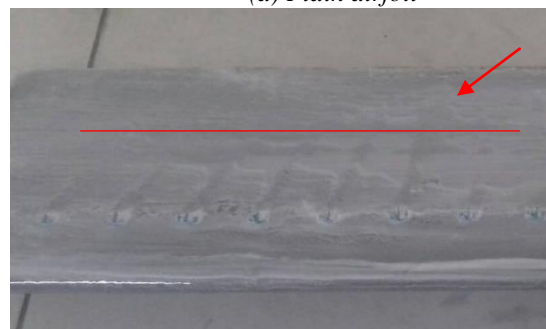


(b) Airfoil dengan VG

Gambar 8. Visualisasi aliran *upper surface* Airfoil dengan sudut serang 4°.



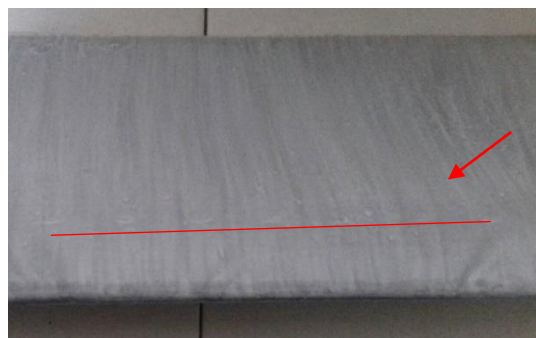
(a) Plain airfoil



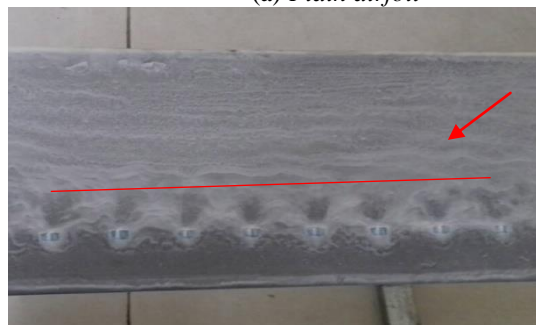
(b) Airfoil

dengan VG

Gambar 9. Visualisasi aliran *upper surface* Airfoil dengan sudut serang 10°.



(a) Plain airfoil



(b) Airfoil dengan VG

Gambar 10. Visualisasi aliran *upper surface* Airfoil dengan sudut serang 12°.



(a) Plain airfoil



(b) Airfoil dengan VG

Gambar 11. Visualisasi aliran *upper surface* Airfoil dengan sudut serang 15°.

Pada sudut serang 10° pada *plain airfoil* (a) aliran separasi bergerak maju menandakan bahwa di sudut 10°, ada kenaikan separasi yang melewati *upper surface* sehingga dapat menurunkan C_L yang signifikan. *Airfoil* sudut serang 10° dengan penambahan *vortex generator* (b) masih terlihat aliran *reattach* (aliran yang kembali ke *upper surface*) untuk lebih memberi dampak *streamline*

pada *upper surface* sehingga akan menaikkan C_L .(Gambar 9)

Gambar 10 aliran *upper surface* dengan sudut serang 12° *plain airfoil* (a) separasi sudah sangat maju kedepan karena aliran yang terkena *airfoil* hanya *leading edge* yang terlihat pada gambar dibawah. Pada *airfoil* dengan *vortex generator* di sudut serang 12° terlihat masih ada aliran *reattach* di belakang *vortex generator* hal itu di perkuat dengan C_L/C_D yang lebih besar dibandingkan dengan *plain airfoil*.

Pada gambar 11 *plain airfoil* dengan sudut serang 15° (a) sudah terjadi separasi hebat di *leading edge* karena udara tidak bisa berbelok di bawah, sebaliknya aliran udara yang melewati *vortex generator* (b) masih tampak aliran separasi di belakang *vortex generator* dan sudah terlihat jelas rasio C_L/C_D dengan penambahan *vortex generator* pada sudut serang 15° mempunyai rasio lebih besar dan lebih efisien dari pada *plain airfoil*. hal ini berguna untuk memperkuat data penulis agar lebih nyata dalam pengambilan data yang terdapat pada C_L , C_D , maupun C_L/C_D pada hasil sebelumnya.

KESIMPULAN

Dari analisa hasil eksperimen pengukuran *airfoil NACA 0012* koefisien lift dan koefisien drag serta visualisasi aliran di permukaan *airfoil* diantara :

1. Koefisien *lift* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang sampai pada sudut serang 15° .
2. Koefisien *Drag* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang dari sudut serang 0° sampai pada sudut serang 15° .
3. Penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan performa dari *airfoil* dilihat dari distribusi C_L/C_D yang semakin meningkat.
4. Penggunaan *vortex generator* efektif dipakai pada sudut serang 4° sampai pada sudut serang 15° .

5. Visualisasi aliran di atas *airfoil* penambahan *vortex generator* masih terdapat separasi dibelakang *vortex* di sudut serang 15° menandakan aliran udara di belakang *vortex* masih di atas *airfoil*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Abbott, I.H. & Von Doenhoff A.E. 1959. *Theory of Wing Sections*. Dover Publishing. New York.
- [2] Anderson, Jr. John D. 2011. *Fundamentals of Aerodynamics, 5th Edition*. McGraw-Hill. United States of America
- [3] 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
- [4] Hariyadi, Setyo. 2016. Dasar-dasar aerodinamika. Akademi teknik dan keselamatan penerbangan. Surabaya.
- [5] Kroo, Ilan. 2016. *Applied Aerodynamics a Digital Textbook*. Desktop Aeronautics, Inc.
- [6] Munson, BR., Okiishi Theodore H., Huebsch Wade W., & Rothmayer Alric P. 2002. *Fundamental of Fluid Mechanics*. John Wiley & sons. United States of America.
- [7] Teng, Sutrisno. 2017. Upaya Reduksi *Corner Stall* Pada Aliran Dekat Dinding Melalui Penambahan Turbulen *Vortex Generator*. Universitas Kristen Petra. Surabaya.
- [8] White, Frank M. 1991. *Viscous Fluid Flow Second Edition*. McGraw-Hill, Inc