



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

Disusun Oleh :

Setyo Hariyadi S.P.

Bambang Junipitoyo

Wiwid Suryono

Supriadi

Gunawan Sakti

### 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 ( $\alpha$ ) pada *airfoil*. Kecepatan *freestream* yang digunakan yaitu kecepatan 12 m/s atau  $Re = 7,65 \times 10^5$ , dan pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $17^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$ . 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 ( $\alpha$ ) on the airfoil. The freestream speed used is the speed of 12 m / s, and at the angle of attack ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $17^\circ$ ,  $19^\circ$ , and  $20^\circ$ . 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

## KATA PENGANTAR

Segala puji hanya milik Allah SWT. Saya bersaksi bahwa tiada Tuhan selain Allah dan Muhammad adalah utusan Allah SWT. Rasa syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT atas segala nikmat, petunjuk dan pertolongan-Nya, dimana dari hal yang sangat berat tapi semua pintu dimudahkan oleh Allah hingga akhirnya peneliti dapat menyelesaikan penyusunan laporan penelitian ini. Penelitian dengan judul **“Karakteristik Aliran Fluida Untuk Penggunaan Vortex Generator Dengan Posisi Straight Pada Wing Airfoil NACA 0012”** disusun sebagai laporan hasil penelitian yang menunjang tugas peneliti sebagai dosen dengan tugas pokok Tri Darma Perguruan Tinggi.

Peneliti menyampaikan ucapan terima kasih kepada semua pihak atas segala bantuan dan dorongan serta dedikasinya yang telah membantu penyusunan laporan ini hingga selesai. Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada:

1. Achmad Setiyo Prabowo, S.T., M.T., selaku Direktur Politeknik Penerbangan Surabaya
2. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D. sebagai pembimbing pelaksanaan penelitian ini.
3. Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, S.T, M.T sebagai sebagai pembimbing pelaksanaan penelitian ini
4. Ade Irfansyah, S.T., M.T.. dan rekan-rekan staf UPPM yang sangat mendukung kelancaran penelitian ini
5. Teman-teman dosen dan staf ATKP Surabaya, yang selalu mendukung dan membantu selama penelitian

Kekurangan adalah sebuah keniscayaan. Sebagai tanggung jawab atas segala kekurangan, peneliti membuka diri untuk segala kritik dan saran yang konstruktif atas tulisan ini. Peneliti juga berharap akan ada penelitian-penelitian selanjutnya yang dapat menyempurnakan dan memperbaiki segala kekurangan yang ada dalam penelitian ini. Kesempurnaan hanya milik Yang Maha Sempurna, Allah SWT.

Surabaya, Oktober 2019

Peneliti



## DAFTAR ISI

	Halaman
JUDUL PENELITIAN.....	i
ABSTRAK.....	ii
KATA PENGANTAR.....	iv
DAFTAR ISI.....	iv
<b>BAB 1 PENDAHULUAN</b> .....	<b>I-1</b>
1.1 Latar Belakang.....	I-1
1.2 Perumusan Masalah.....	I-3
1.3 Tujuan Penelitian.....	I-3
1.4 Batasan Masalah.....	I-4
1.5 Pelaksanaan Penelitian.....	I-4
<b>BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA</b> .....	<b>II-1</b>
2.1 Latar Belakang.....	II-1
2.2 Konsep Boundary Layer.....	II-2
2.3 Vortex Generator.....	II-4
2.4 Separasi dan Wake pada Airfoil.....	II-6
2.5 Sudut Serang.....	II-8
2.6 Koefisien Tekanan.....	II-9
2.7 Koefisien Drag dan Lift.....	II-9
2.8 Turbulence Kinetic Energy.....	II-11
2.9 Penelitian Terdahulu.....	II-11
<b>BAB 3 METODA PENELITIAN</b> .....	<b>III-1</b>
3.1 Analisa Grup Tak Berdimensi Pada Airfoil.....	III-2
3.1.1 Parameter yang diukur.....	III-2
3.1.2 Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Drag pada Airfoil.....	III-3
3.1.3 Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Lift pada Airfoil.....	III-4
3.1.4 Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Tekanan pada Airfoil.....	III-5
3.2 Desain Eksperimen.....	III-6
3.2.1 Benda Uji Penelitian.....	III-6
3.2.2 Parameter Vortex Generator.....	III-7
3.2.3 Peralatan Penelitian.....	III-8
3.2.4 Langkah Kerja.....	III-13
3.2.5 Visualisasi Shear Stress Lines dengan Metode Oil Flow Visualization.....	III-17



---

3.2.6 Pengambilan Data.....	III-17
3.3 Metode Numerik .....	III-18
3.3.1 Tahap pre-processing menggunakan software GAMBIT	
2.4.6 .....	III-18
3.3.2 Tahap pre-processing menggunakan software Fluent	
6.3.26 .....	III-20
BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN.....	IV-1
4.1 Hasil Penelitian Eksperimen .....	IV-1
4.2 Hasil Oil Flow Visualization.....	IV-4
4.3 Hasil Penelitian Simulasi .....	IV-29
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN.....	V-1
5.1 Kesimpulan.....	V-1
5.2 Saran.....	V-1
DAFTAR PUSTAKA .....	vii



---

## BAB I

### PENDAHULUAN

#### 1.1 Latar Belakang

Semenjak OTTO “The Glinder man” LILIENTHAL (1896) dan WRIGHT Brother dapat menerbangkan “The Flyer I” selama 59 detik (1903) hingga kini perkembangan pesawat terbang semakin pesat. Perkembangan tersebut juga diimbangi dengan perkembangan material yang lebih ringan dan cara perancangan yang lebih optimum, terutama pada sayap pesawat terbang.

Pesawat terbang mampu mengangkat beban yang cukup berat karena adanya gaya angkat yang dibangkitkan sendiri oleh sayap pesawat terbang tersebut. Gaya angkat yang terjadi disebabkan oleh perbedaan tekanan pada permukaan atas dan permukaan bawah dari sayap. Apabila suatu sayap pesawat menembus suatu medan aliran bebas dengan pemberian sudut serang tertentu maka akan timbul perbedaan tekanan serta kecepatan antara profil yang atas dengan profil yang bawah pada sayap pesawat. Pada sisi atas sayap terjadi peningkatan kecepatan namun akan mengalami penurunan tekanan statis dan akan diimbangi dengan kenaikan tekanan dinamisnya.

Dengan adanya perbedaan tekanan tersebut maka sayap pesawat akan terdorong naik ke atas dan gaya untuk menaikkan kinerja sayap pesawat ini disebut *Lift Force*.

Pesawat terbang dirancang sedemikian rupa sehingga hambatan udaranya sekecil mungkin. Dari semua desain pesawat, pasti yang diinginkan adalah Lift setinggi-tingginya. Untuk mendapatkan Lift yang setinggi-tingginya membutuhkan *Angle of Attack* (AoA) yang tinggi juga. Pada saat AoA 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 menunda terjadinya separasi aliran dan *aerodynamic stalling* sekaligus menjaga aliran terutama di atas wing/sayap agar tetap steady.



*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 gradien* dan menunda separasi. *Vortex generator* ini sudah banyak diterapkan di berbagai macam pesawat komersial. Salah satu yang menggunakannya adalah pada pesawat boeing yaitu menggunakan *vortex generator* jenis plat datar.

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*  $11^\circ$  dan  $16^\circ$  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 pesawat komersial. Untuk tujuan ini maka



diadakan pengujian pada model *NACA 0012* yang dengan penggunaan *vortex generator* berbentuk *triangular* dan *trapezoidal*.

## 1.2 Rumusan Masalah

Pada aliran yang melintasi suatu airfoil terdapat fenomena separasi, yakni ketika momentum aliran sudah tidak mampu lagi mengatasi *adverse pressure gradien*. Selanjutnya separasi ini akan diikuti dengan timbulnya daerah *wake* pada daerah di belakang airfoil yang mengakibatkan naiknya *drag force* dan menurunnya *lift force*. Untuk mengurangi hal tersebut maka pada penelitian ini *vortex generator* diletakkan pada sisi atas airfoil untuk mempercepat terbentuknya *turbulent boundary layer* sehingga dapat menunda separasi dan memperkecil daerah *wake*.

Efektivitas dari *vortex generator* dipengaruhi oleh penempatan, ketinggian, dan interval antar *vortex generator*. Untuk mendapatkan hasil yang optimal, *drag* yang dihasilkan oleh *vortex generator* itu sendiri harus dikurangi. Untuk itu profil dari *vortex generator* yang digunakan harus sedemikian rupa sehingga *drag* yang dihasilkan dapat dikurangi tanpa menurunkan performansi dari airfoil tersebut. Oleh karena itu, penelitian ini dilakukan untuk melihat pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap unjuk kerja airfoil melalui metode eksperimen dan simulasi.

Penelitian ini berusaha mengeksplorasi pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap titik separasi 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*.

## 1.3 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Melakukan studi eksperimen dan numerik mengenai penempatan *vortex generator* pada *airfoil NACA 0012*
2. Mendapatkan karakteristik visualisasi aliran setelah melewati *vortex generator* pada *NACA 0012*.





3. Mempelajari karakteristik boundary layer di belakang *vortex generator* secara kualitatif dengan visualisasi aliran di *upper surface*.

#### 1.4 Batasan Masalah

Pada penelitian ini perlu adanya batasan masalah sehingga pembahasan yang dilakukan lebih fokus pada tujuan yang telah ditentukan. Adapun batasan masalah dari penelitian ini adalah sebagai berikut :

Eksperimen :

1. Fluida udara yang mengalir di dalam *open-circuit subsonic wind tunnel*,
2. *Incompressible, uniform* pada sisi inlet
3. Tidak menganalisis fenomena perpindahan panas yang ditimbulkan oleh adanya gesekan aliran dengan benda uji maupun dengan dinding wind tunnel.
4. Menggunakan vortex generator jenis rectangular flat plate dengan konfigurasi straight.

Numerik

1. Aliran *unsteady, incompressible flow*
2. Aliran yang diamati adalah kasus *boundary layer turbulen*
3. Turbulence model *k-ε Realizable, 3D RANS*

#### 1.5 Pelaksanaan Penelitian

Pada penelitian ini menggunakan konsep penelitian sebagaimana yang dilakukan oleh perguruan tinggi lain yaitu dibantu oleh beberapa taruna, antara lain :

1. Ramadhan Pradana D3 TPU 2 A
2. Ridwan Perkasa D3 TPU 2 A
3. Gilang Saka D3 TPU 2 B
4. Habibie Aldo D3 TPU 2 B

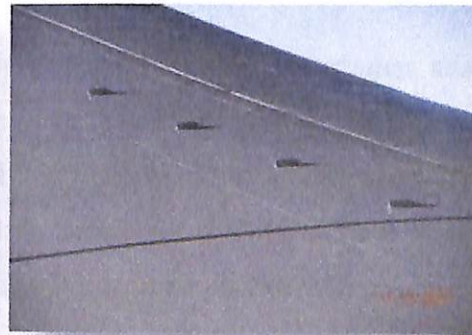
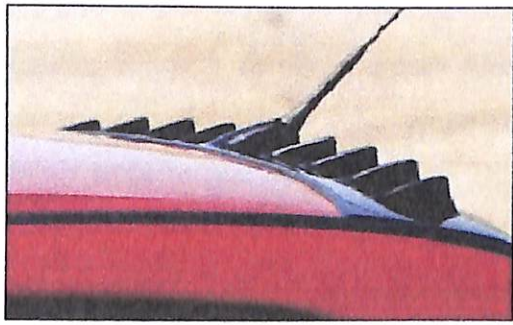
## BAB II

### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1. Latar Belakang

Sebuah *Vortex generator* (VGs atau VG) adalah permukaan aerodinamis, yang terdiri dari bagian-bagian kecil yang menciptakan *vortex*. *Vortex generator* dapat ditemukan pada banyak perangkat, tetapi istilah ini paling sering digunakan dalam desain pesawat.

*Vortex generator* sebagaimana dipasang pada permukaan luar kendaraan dimana separasi aliran berpotensi menjadi masalah sehingga VG menunda separasi aliran. Pada pesawat terbang dipasang pada leading edge dari sayap untuk mengatur aliran agar tetap steady di atas control surface di permukaan sayap. Biasanya VG berbentuk *rectangular* dan *triangular* dan cukup mempengaruhi boundary layer dan diletakkan di sepanjang span di dekat permukaan yang paling tipis dari sayap. Mereka dapat dilihat juga pada sayap dan vertical tail dari berbagai airline.



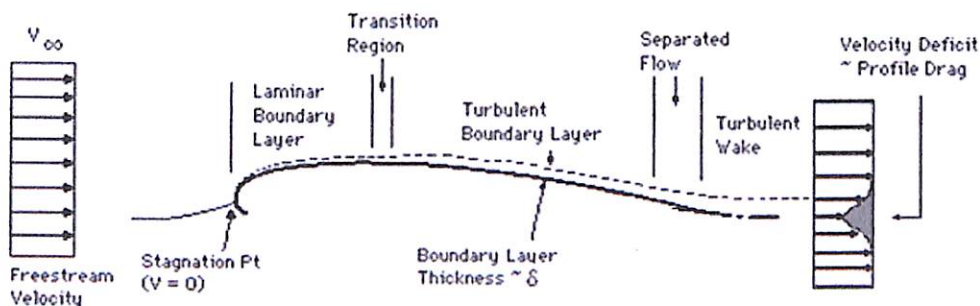
Gambar 2.1. *Vortex Generator* pada bagian belakang mobil dan sayap pesawat

*Vortex generator* diposisikan pada bagian dimana mereka akan mendapatkan sudut serang dari aliran fluida. *Vortex generator* akan membentuk ujung vortex yang membentuk energi, mempercepat aliran udara dari luar dengan lambat di boundary layer dan menyentuh permukaan pesawat terbang. *Boundary layer* umumnya menipis sepanjang permukaan pesawat terbang mengurangi fungsi *trailing edge control surface/aileron/flap*. *Vortex generator* dapat

mengurangi masalah ini dengan “energizing” boundary layer. *Vortex generator* mencegah separasi aliran dan *aerodynamic stall* sehingga meningkatkan efektifitas *control surface*. (Johari bin Ismail, 2008)

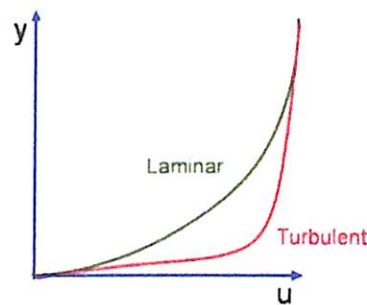
## 2.2. Konsep Boundary Layer

Pada *airfoil* tekanan dan kecepatan yang dimiliki oleh aliran berubah di sepanjang permukaan *airfoil*. Pada umumnya pada *leading edge* dari suatu *airfoil*, *boundary layer* yang terbentuk adalah laminar. Seiring dengan pertumbuhan *boundary layer*, akan terjadi peralihan dari *boundary layer* laminar menjadi *boundary layer* turbulen seperti Gambar 2.2.



Gambar 2.2 *Boundary layer* laminar dan turbulen (Anderson, 2001)

Perbedaan yang mendasar antara *boundary layer* laminar dan turbulen adalah olakan pada *boundary layer* turbulen jauh lebih efektif dalam pengangkutan massa serta momentum fluidanya. Bila diamati secara visual, perbedaan antara *boundary layer* laminar dan turbulen dari profil kecepatan *boundary layer* turbulen lebih landai di daerah dekat dinding daripada profil kecepatan *boundary layer* laminar. *Boundary layer* yang terbentuk pada kondisi ini dikenal dengan *turbulent boundary layer*. Laminar dan turbulen *boundary layer* dapat dilihat pada gambar 2.3.



Gambar 2.3 Profil kecepatan laminar dan turbulen *boundary layer* (Fox, 2010)

Karakteristik *boundary layer* yang terbentuk dapat dinyatakan dengan besaran-besaran sebagai berikut :

1. *Disturbance thickness* ( $\delta$ )

*Disturbance thickness* atau biasa disebut sebagai ketebalan lapis batas didefinisikan sebagai jarak normal yang diukur dari permukaan benda padat hingga suatu titik dimana kecepatan aliran adalah 0.99 kali kecepatan *freestream*. Karena profil kecepatan berkembang secara halus dan asimtotik terhadap *freestream*, maka ketebalan lapis batas sukar diukur secara pasti.

2. *Displacement thickness* ( $\delta^*$ )

Gaya-gaya *viscous* yang menghambat aliran dalam lapis batas menyebabkan laju alir massa dengan adanya lapis batas lebih sedikit daripada laju alir massa tanpa adanya lapis batas. *Displacement thickness* ( $\delta^*$ ) adalah jarak dimana batas permukaan harus dipindahkan secara imajiner dalam aliran tanpa gesekan sehingga memberikan laju alir massa yang setara dengan penurunan laju alir massa yang terjadi akibat adanya lapis batas dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut :

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) dy \quad (2.1)$$

dimana :

$u$  = mean velocity in *x*-direction (m/s)

$U_{\infty}$  = *freestream* velocity (m/s)

3. *Momentum thickness* ( $\Theta$ )

Sifat atau gaya-gaya *viscous* yang menghambat aliran dalam lapis batas juga mengakibatkan pengurangan fluks momentum jika dibandingkan dengan aliran



inviscid. *Momentum thickness* ( $\Theta$ ) didefinisikan sebagai ketebalan dari suatu lapisan fluida dengan kecepatan *freestream* dimana fluks momentumnya sama dengan pengurangan fluks momentum melalui lapis batas dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut

$$\Theta = \int_0^{\delta} \frac{u}{U_{\infty}} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) dy \quad (2.2)$$

#### 4. *Shape factor (H)*

*Shape factor* atau factor bentuk adalah perbandingan antara *displacement thickness* dengan *momentum thickness* dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut :

$$H = \delta^*/\Theta \quad (2.3)$$

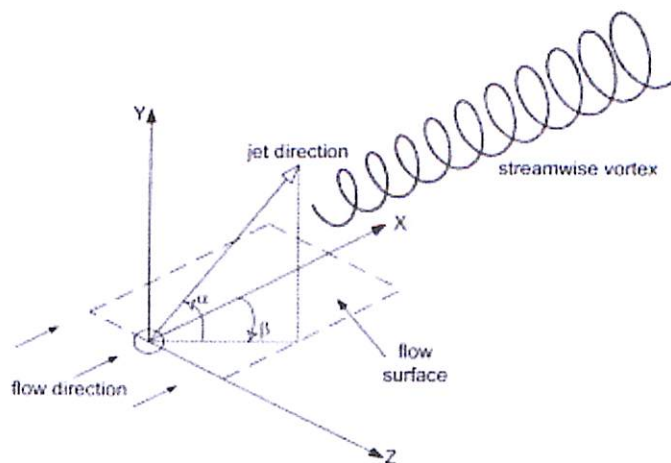
### 2.3. *Vortex Generator*

*Vortex generator* merupakan perangkat aerodinamika yang berbentuk menyerupai sirip dimana biasanya *vortex generator* ini diletakkan pada suction side atau permukaan atas dari suatu benda seperti pada sayap pesawat atau pada sudu turbin. Tujuan ditambahkan VG adalah untuk merubah *laminar boundary layer* menjadi *turbulen boundary layer* lebih awal dengan kata lain menciptakan vortisitas yang kuat sehingga turbulensi aliran dapat dipercepat. Pada aliran yang lebih *turbulen* menyimpan energi yang lebih besar sehingga momentum aliran dapat lebih lama menahan *adverse pressure gradient* dan separasi aliran dapat ditunda.

Ketika benda tersebut bergerak, maka *vortex generator* ini menyebabkan munculnya *vortex* atau olakan akibat adanya transfer momentum pada daerah setelah melewati *vortex generator* ini sehingga terjadi transformasi *boundary layer* yang pada mulanya berupa *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*.

*Vortex generator* pada dasarnya dimanfaatkan untuk menunda separasi aliran yang memiliki efek merugikan terhadap *lift* maupun *drag* dari suatu body yang bergerak. Untuk mengatasi hal tersebut maka *vortex generator* ini ditempatkan pada *external surface* pada suatu *moving body*. Ketika melalui *vortex generator*, maka aliran akan timbul *vortex* akibat adanya transfer

momentum pada partikel fluida yang bergerak secara rotasi sehingga menimbulkan *streamwise vortices* pada permukaan benda. Munculnya *vortices* ini menyebabkan perubahan *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* yang memiliki gradien kecepatan yang lebih tinggi pada daerah dekat permukaan. Hal ini menyebabkan adanya penambahan momentum aliran sehingga lebih dapat melawan *adverse pressure gradient* (gradien tekanan balik) maupun *skin friction* yang terjadi sehingga separasi dapat tertunda. Tertundanya separasi ini maka daerah *wake* yang terbentuk pada daerah belakang benda menjadi lebih sempit sehingga secara teoritis, nilai *lift coefficient* akan meningkat sedangkan *drag coefficient* akan turun. Dengan kata lain, penambahan vortex generator ini bertujuan untuk meningkatkan performa aerodinamika suatu benda yang ditunjukkan dengan peningkatan rasio  $C_L/C_D$ .



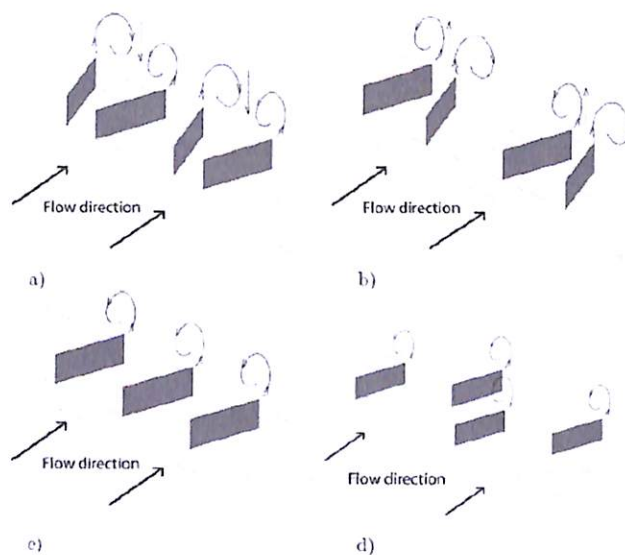
Gambar 2.4. Streamwise vortices pada daerah setelah melewati vortex generator (Sita, 2009)

Biasanya, VG dipasang tegak lurus di permukaan dengan sudut tertentu terhadap arah aliran. Secara fisik, perangkat ini semua memiliki kesamaan bahwa mereka menghasilkan struktur vortex tertentu di belakang VG. Struktur pusaran ini pada gilirannya mencampur aliran ke arah komponen kecepatan radial dan, dengan itu, menimbulkan *streamwise* lebih tinggi pada kecepatan dekat dengan dinding dan mengurangi kecepatan *streamwise* jauh dari dinding.

Fenomena ini merupakan hasil dari perubahan tekanan dan perpindahan merke dalam aliran yang di sisi lain berdampak pada peningkatan kecepatan rata-

rata. Kesimpulannya dapat dikatakan bahwa boundary layer velocity profile menjadi lebih ke arah downstream/dinding dengan perangkat kontrol aliran dimana aliran dengan momentum tinggi ditekan ke arah dinding searah dengan aliran.

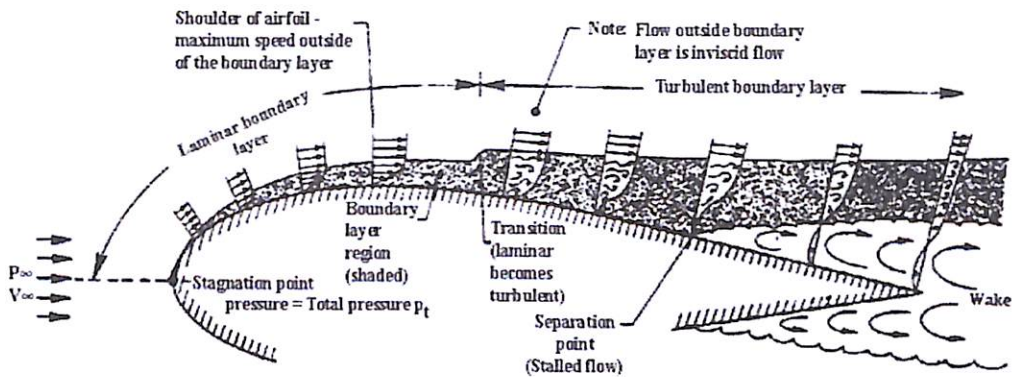
Namun demikian, secara keseluruhan transfer momentum ke dinding dan efisiensi VG berbeda untuk konfigurasi yang berbeda. Secara total, VGs mempertahankan aliran untuk menjadi lebih stabil oleh proses pencampuran lapisan lapisan batas, sehingga tertunda atau bahkan mencegah pemisahan lapisan batas. (von Stillfried, 2009).



Gambar 2.5. Mekanisme Vortex generators di a) counter-rotating "common flow down", b) counter-rotating "common flow up", c) co-rotating, and d) multiple-row set-ups.

#### 2.4. Separasi dan *Wake* pada *Airfoil*

Keberadaan *pressure gradient* di sepanjang permukaan benda padat mempunyai pengaruh yang sangat besar dan signifikan terhadap pertumbuhan *boundary layer*, seperti aliran yang melewati suatu *airfoil* pada Gambar 2.5. Perubahan *boundary layer* diikuti dengan perubahan tekanan dan kecepatan sepanjang kontur permukaan.



Gambar 2.6. Evolusi profil kecepatan pada airfoil (Clarkson, 1992)

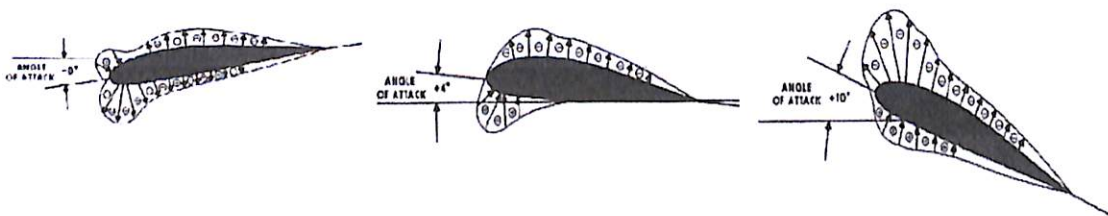
Pada saat tepat menyentuh *airfoil*, kecepatan aliran berharga nol pada *stagnation point* dan memiliki tekanan maksimum. Seiring dengan pergerakan aliran, kecepatan aliran akan bertambah besar hingga mencapai harga maksimum pada *shoulder of airfoil* serta memiliki *pressure gradient* negatif. Pada *shoulder of airfoil* fluida memiliki tekanan minimum, lalu mengalami kenaikan tekanan sehingga *pressure gradient* menjadi positif atau yang sering disebut *adverse pressure gradient* (APG). Kenaikan tekanan yang terjadi mengakibatkan kecepatan fluida menjadi menurun dimulai dari *shoulder of airfoil*. Perbedaan tekanan dan gaya geser pada permukaan benda mengakibatkan momentum fluida yang mengalir di atasnya berkurang sehingga semakin lama akan mengalami perlambatan sampai diam.

Pada *separation point*, APG semakin positif sehingga aliran di dekat permukaan telah benar-benar terbalik dan fluida sudah tidak mampu lagi mengikuti kontur permukaan benda. Separasi diakibatkan momentum yang dimiliki fluida sudah tidak mampu melawan APG dan tegangan geser yang terjadi. Di belakang titik separasi, terdapat sebagian fluida yang mengalami aliran balik (*back flow*). Aliran menjadi tidak stabil dan akan terjadi pergolakan aliran, dimana daerah terjadinya pergolakan aliran dan memiliki tekanan yang rendah sering disebut dengan *wake*. Semakin besar daerah *wake* menyebabkan semakin besar gaya *drag* yang terjadi. Dengan menunda separasi dapat menyebabkan daerah *wake* semakin kecil dan menurunkan gaya *drag*.



## 2.5. Sudut Serang

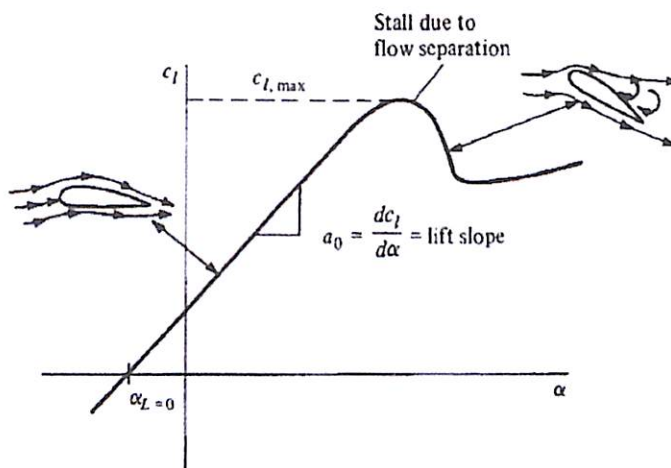
Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi sudut serang ditunjukkan seperti pada gambar di bawah ini. Tanda (+) dan (-) mewakili besarnya tekanan, sedangkan panah menunjukkan total gaya. Distribusi tekanan yang terjadi sepanjang kontur permukaan *airfoil* akan dapat dipresentasikan dalam bentuk koefisien tekanan ( $C_p$ ).



Gambar 2.7. Distribusi tekanan melewati *airfoil* dengan variasi sudut serang (<http://avstop.com/>)

Gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang ( $\alpha$ ). Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang timbul pada *airfoil* juga kecil. Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga akan meningkat sampai suatu ketika terjadi *stall*. Peristiwa *stall* bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*.

Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang tinggi adalah pengurangan gaya angkat dan bertambah besarnya gaya hambat akibat *pressure drag*. Harga maksimum dari  $C_L$  berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan  $C_{Lmax}$ .  $C_{Lmax}$  merupakan aspek paling penting pada performansi *airfoil*, karena menentukan kecepatan dan sudut *stall* pesawat udara. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *take off*, *take on*, dan *manuever*. Hubungan antara gaya angkat dengan variasi *angle of attack* ditunjukkan seperti pada gambar di bawah ini.



Gambar 2.8. Variasi  $C_L$  dengan *angle of attack* pada *airfoil* (Anderson, 2001)

## 2.6. Koefisien Tekanan

Koefisien tekanan ( $C_p$ ) merupakan selisih antara tekanan lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis.

$$C_p = \frac{p_c - p_s}{1/2\rho U_\infty^2} \quad (2.4)$$

dimana :

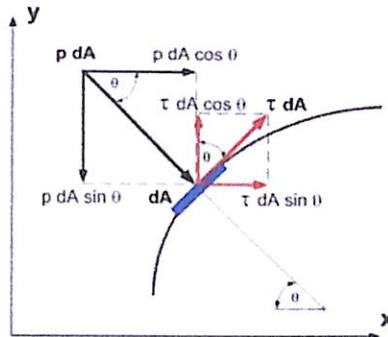
- $p_c$  : tekanan statis pada kontur lokal
- $p_s$  : tekanan statis aliran bebas
- $1/2\rho U_\infty^2$  : tekanan dinamis aliran bebas

## 2.7. Koefisien Drag dan Lift

Sebuah benda yang dialiri aliran *viscous*, *incompressible* akan menghasilkan gaya-gaya aerodinamika. Gaya-gaya tersebut dihasilkan karena adanya tekanan dan gaya geser pada permukaan benda. Gaya yang sejajar horisontal dengan arah aliran disebut dengan gaya *drag*, sedangkan gaya dengan arah vertikal atau tegak lurus dengan arah *freestream* disebut dengan gaya *lift*.

Gaya *drag* yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* ( $F_{Df}$ ) yaitu gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya *viskositas* (tegangan geser antara fluida dan permukaan benda) dan *pressure drag* ( $F_{Dp}$ ) yaitu gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan

benda yang timbul karena adanya tekanan fluida. Resultan antara *friction drag* dan *pressure drag* ini disebut sebagai *total drag*.



Gambar 2.9. Penguraian komponen gaya *drag* (Fox, 2010)

Pada gambar 2.8. komponen gaya searah sumbu - x adalah gaya hambat, sedangkan searah sumbu-y adalah gaya *lift*, gaya hambat yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut :

$$F_D = F_{Dp} + F_{Df}$$

$$F_D = \int \cos\theta \cdot (p \cdot dA) + \int \sin\theta \cdot (\tau \cdot dA) \quad (2.5)$$

Gaya hambat sering diekspresikan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* ( $C_D$ ), Oleh karena itu persamaan untuk mengetahui gaya *drag* ini dapat didefinisikan sebagai berikut :

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot A} \quad (2.6)$$

Gaya *lift* pada suatu profil aerodinamika dapat terbentuk jika terdapat perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu benda sehingga mengakibatkan adanya selisih distribusi tekanan. Gaya *lift* ini merupakan komponen gaya yang tegak lurus aliran *freestream*.

$$F_L = \int \cos\theta \cdot (\tau \cdot dA) - \int \sin\theta \cdot (p \cdot dA) \quad (2.7)$$

Adapun koefisien *lift* ( $C_L$ ) dapat ditunjukkan pada persamaan berikut :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot A} \quad (2.8)$$



## 2.8. Turbulence Kinetic Energy

Turbulence kinetic energy adalah energi yang berkaitan dengan pusaran turbulen dalam aliran fluida. Ini adalah properti yang dapat didapatkan dalam model matematika dari aliran turbulen dalam dinamika fluida komputasi. Hal ini dinyatakan sebagai energi kinetik per satuan massa, dengan unit kecepatan kuadrat ( $m^2 / s^2$ ) dan dapat didefinisikan sebagai :

$$k = \frac{1}{2} \left( \overline{(u'_1)^2} + \overline{(u'_2)^2} + \overline{(u'_3)^2} \right). \quad (2.9)$$

TKE dapat diproduksi oleh gesekan fluida, gesekan atau daya apung, atau melalui gaya eksternal pada skala frekuensi rendah. Proses produksi, pergerakan dan disipasi dapat diekspresikan sebagai berikut :

$$\frac{Dk}{Dt} + \nabla \cdot T' = P - \epsilon, \quad (2.10)$$

Dimana :

$Dk/Dt$  adalah rata-rata aliran material yang diturunkan dari TKE;

$\nabla \cdot T'$  adalah turbulence transport dari TKE;

$P$  adalah produksi dari TKE

$\epsilon$  adalah disipasi TKE

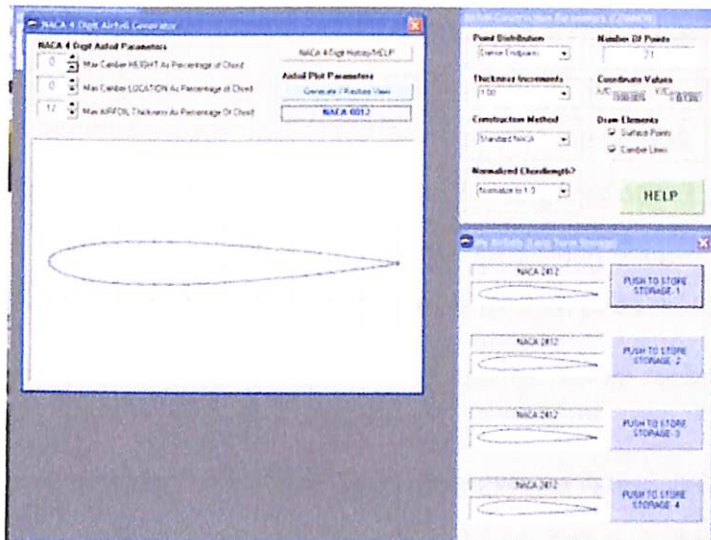
The full form of the TKE equation is

$$\underbrace{\frac{\partial k}{\partial t}}_{\text{Local derivative}} + \underbrace{\bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j}}_{\text{Advection}} = - \underbrace{\frac{1}{\rho_o} \frac{\partial \overline{u'_i p'}}{\partial x_i}}_{\text{Pressure diffusion}} - \underbrace{\frac{1}{2} \frac{\partial \overline{u'_j u'_j u'_i}}{\partial x_i}}_{\text{Turbulent transport } T} + \underbrace{\nu \frac{\partial^2 k}{\partial x_j^2}}_{\text{Molecular viscous transport}} - \underbrace{\overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}}_{\text{Production } P} - \underbrace{\nu \frac{\partial \overline{u'_i} \partial \overline{u'_i}}{\partial x_j \partial x_j}}_{\text{Dissipation } \epsilon_k} - \underbrace{\frac{g}{\rho_o} \overline{\rho' u'_i} \delta_{i3}}_{\text{Buoyancy flux } b}$$

## 2.9. Penelitian Terdahulu

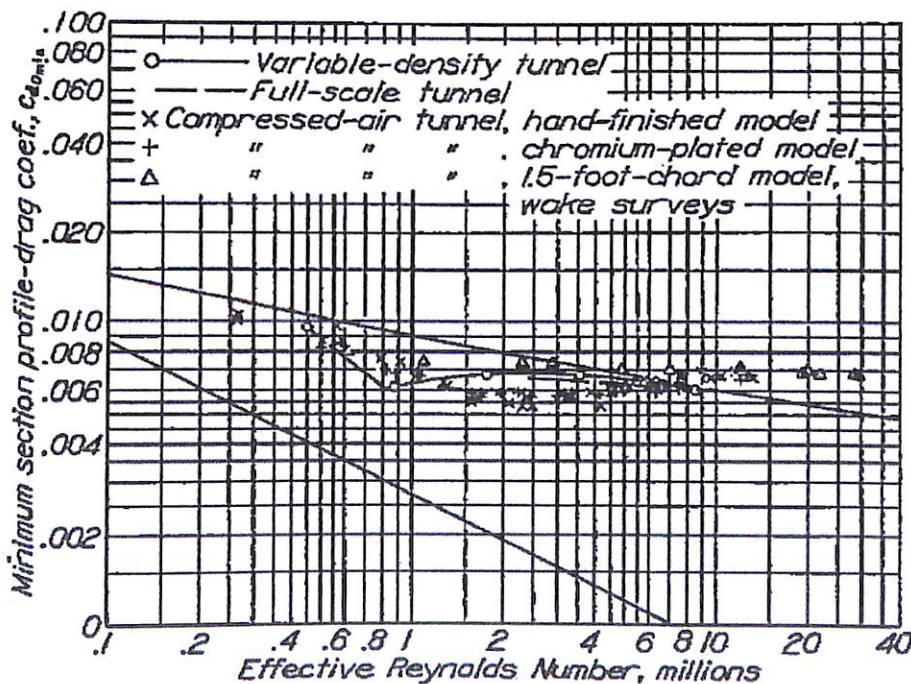
### 2.9.1. Penelitian Tentang Karakteristik Airfoil NACA 0012

*Airfoil NACA 0012* merupakan salah satu airfoil yang paling sering dipakai dalam penelitian. Namun demikian, penggunaan airfoil ini jarang dipakai untuk media dan alat transportasi. Penggunaannya cenderung pada sudu-sudu propeler, kompresor dan lain-lain.



Gambar 2.10. Contoh pemodelan NACA 0012

Eastman dan Abbot (1935), menyusun airfoil section data dari NACA 0012 variable density tunnel yang diakibatkan interferensi dan koreksi lainnya. Pengujian dilakukan pada wind tunnel dengan beberapa Reynolds number. Dari penelitian tersebut dihasilkan antara lain grafik di bawah ini :



Gambar 2.11. Grafik minimum profile drag coefficient pada NACA 0012 (Jacobs, Eastman N., 1935)

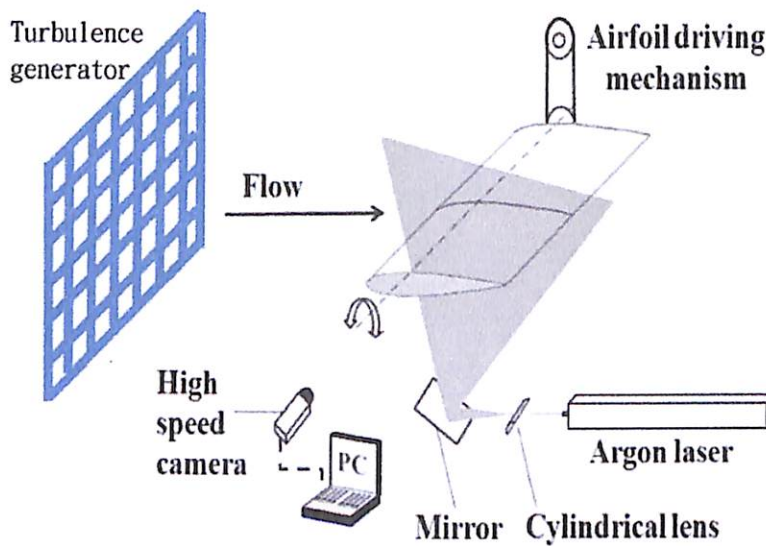


Dari hasil pengujian didapatkan grafik distribusi  $C_p$ ,  $C_D$  dan  $C_L$  dari leading edge sampai dengan trailing edge. Dari grafik tersebut nampak bahwa  $C_p$  meningkat pada sudut serang/*angle of attack*/AoA  $0^\circ$  di titik 40% dari cord kemudian bernilai tetap pada titik tersebut sampai dengan titik stall ( $20^\circ$ ).  $C_L$  secara perlahan meningkat seiring dengan kenaikan *angle of attack* sampai dengan titik stall. Sedangkan  $C_D$  meningkat secara perlahan sampai dengan titik stall pada sudut AoA  $20^\circ$ . Perbandingan L/D paling optimal dicapai pada AoA  $4^\circ$ .

### 2.9.2. Efek *Turbulent Boundary Layer* dan *Angle of Attack* terhadap Separasi *Airfoil*

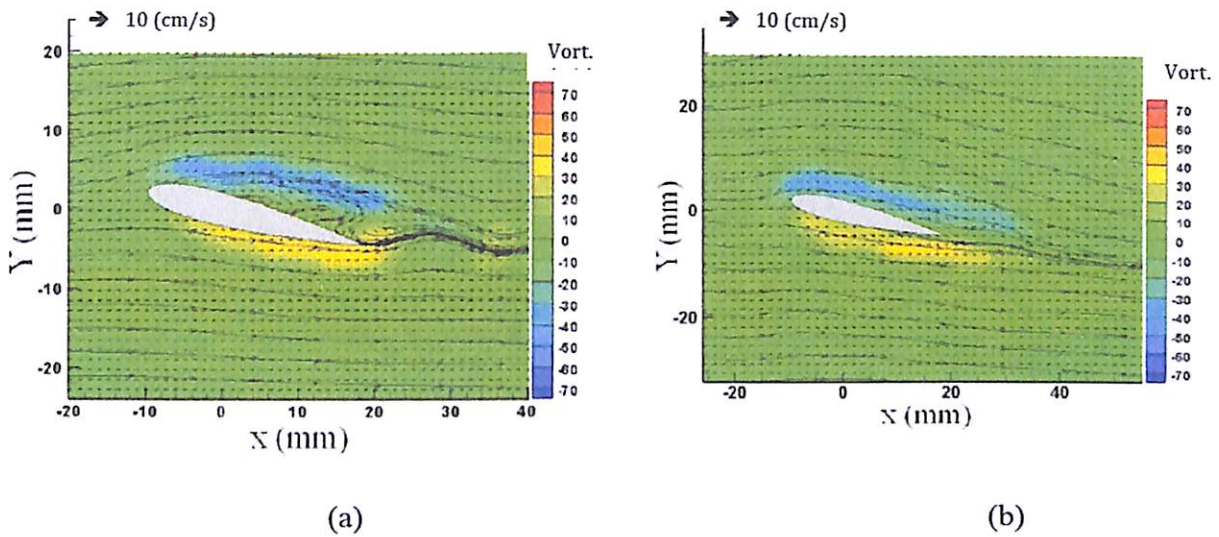
Meskipun *turbulent boundary layer* mempunyai harga friksi permukaan yang lebih besar daripada *laminar boundary layer*, tetapi *turbulent boundary layer* mempunyai sesuatu yang menguntungkan. Leu, dkk (2012) membandingkan profil kecepatan yang terjadi didalam *laminar boundary layer* dan *turbulent boundary layer* terlihat bahwa dalam *turbulent boundary layer*, kecepatan fluida yang dekat dengan permukaan mempunyai harga yang lebih besar daripada dalam *laminar boundary layer*.

Percobaan dilakukan di water tunnel dengan bagian uji 600cm x 60cm x 250cm. Gambar. 2.12. menunjukkan skema percobaan pada airfoil, NACA 0015 yang digunakan dalam penelitian ini dengan chord panjang  $C = 3$ cm dan lebar sayap 18cm itu horizontal dipasang di tengah bagian uji. Pembangkit turbulensi dibuat dari potongan kayu persegi yang terletak di inlet dari test section. Penampang persegi kayu adalah 10 mm dengan 10 mm dengan jalaukuran 20 mm. Freestream turbulence intensity di pusat bagian tes adalah sekitar 6,9%.



Gambar 2.12. Skema Pengujian Eksperimental (Leu dkk, 2012).

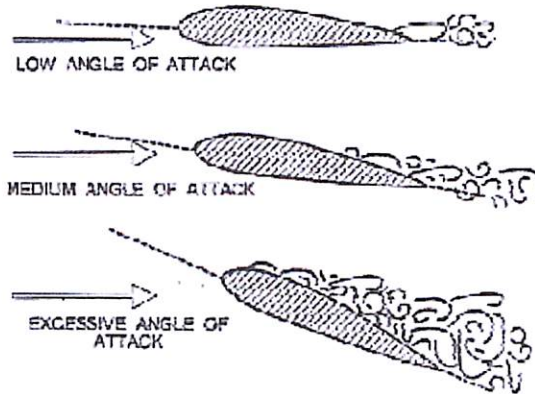
Kecepatan yang lebih besar ini akan berakibat energi kinetik fluida juga lebih besar, yang pada akhirnya akan menjaga agar fluida tetap mengalir sebelum akhirnya fluida tidak sanggup lagi mengatasi tegangan geser dan *adverse pressure gradient*, yang mengakibatkan terjadinya separasi. Sehingga dengan adanya *turbulent boundary layer*, separasi yang terjadi dapat ditunda, dan gaya drag yang terjadi akan semakin kecil. Gambar di bawah menunjukkan aliran fluida melalui *airfoil* dengan kecepatan *freestream* 10 cm/s yang diletakkan pada *angle of attack* 14°. Di dalam *laminar boundary layer* separasi sudah terjadi di dekat *leading edge* sehingga daerah *wake* yang terbentuk pada permukaan atas *airfoil* cukup besar. Hal ini sangat dihindari karena dengan terbentuknya *wake* tersebut akan meningkatkan gaya *drag* dan menurunkan gaya *lift* pada *airfoil*. Sedangkan di dalam *turbulent boundary layer* terlihat hampir tidak terjadi separasi sehingga tidak ada daerah *wake* yang terbentuk pada permukaan atas *airfoil*. Dengan tidak terbentuknya *wake* ini mengindikasikan performansi *airfoil* yang lebih baik ketika berada di dalam *turbulent boundary layer* jika dibandingkan dengan *laminar boundary layer*.



Gambar 2.13. Aliran fluida melalui *airfoil* dengan *angle of attack*  $14^\circ$  (a) Laminar boundary layer, terjadi separasi lebih awal (b) Turbulent boundary layer, terjadi penundaan separasi. (Leu dkk, 2012).

Kadek, dkk (2013) meneliti tentang pengaruh sudut serang terhadap posisi separasi pada *airfoil* NACA 0011, NACA 0013, NACA 0015, NACA 0017, dan NACA 0019 dengan variasi sudut serang  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $14^\circ$ ,  $16^\circ$ ,  $18^\circ$ ,  $20^\circ$ . Berdasarkan penelitian ini, didapatkan kesimpulan yaitu visualisasi aliran yang menunjukkan semakin besar sudut serang yang diberikan maka separasi aliran terbentuk semakin di depan sehingga menyebabkan terbentuknya *vortex-vortex* pada aliran yang melewati *leading edge* dan *trailing edge* sehingga terbentuk *wake* dibelakang *airfoil* dan gaya *drag* bertambah seiring dengan semakin besarnya *wake* yang terbentuk. Separasi paling awal terjadi pada sudut serang  $20^\circ$  atau disebut *stalling angle of attack* karena pada sudut tersebut gaya *lift* akan berkurang sedangkan gaya *drag* akan bertambah. Pengaruh dari variasi *angle of attack* terhadap separasi dapat dilihat pada Gambar 2.12.

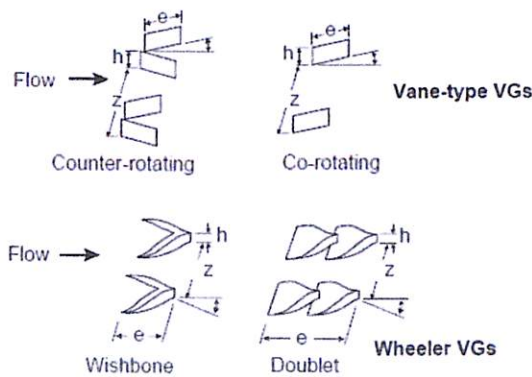




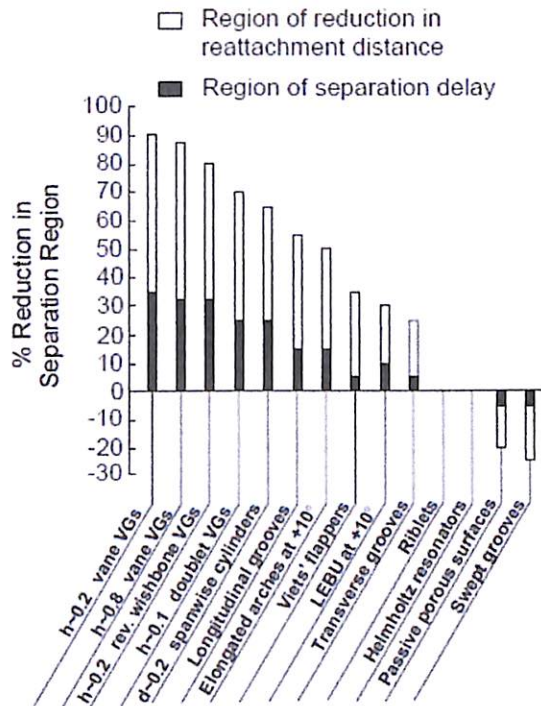
Gambar 2.14. Pengaruh *angle of attack* terhadap separasi (Kadek, 2013)

### 2.9.3. Penelitian Tentang Vortex Generator

Lin (2002) mengevaluasi efektifitas beberapa bentuk vortex generator (Gambar 2.13) dalam penundaan separasi aliran. Hasil yang didapatkan dapat dilihat pada Gambar 2.14. Dari gambar tersebut terlihat 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*.



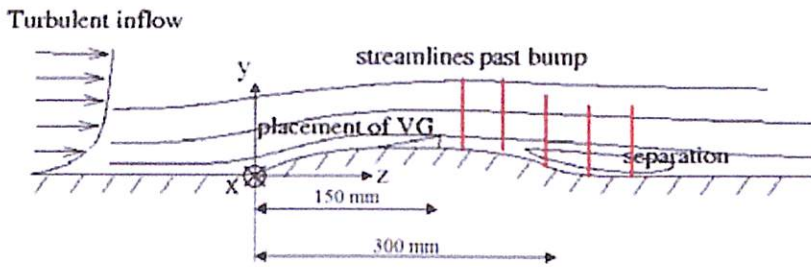
Gambar 2.15. *Vortex generator* tipe *vane* dan *wheeler* (Lin, 2002)



Gambar 2.16. Keefektifan berbagai macam *flow control device* (Lin, 2002)

Pada penelitian Lin juga didapatkan pengaruh penggunaan VG terhadap  $C_L$  dan  $C_D$ . Pada  $Re = 5 \times 10^6$  dan  $9 \times 10^6$  didapatkan  $C_D$  yang lebih rendah meskipun dengan perbandingan titik stall pada AoA yang sama.

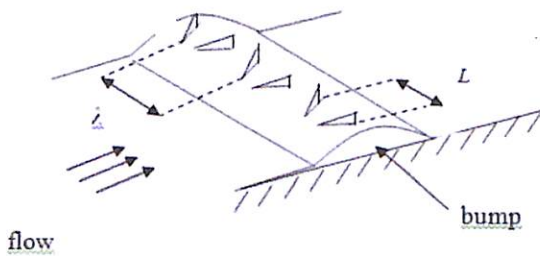
Velte, dkk (2007) menggunakan *bump* (gundukan) untuk melihat pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap karakteristik aliran di daerah *downstream*. *Vortex generator* yang dipakai adalah bentuk *triangular* dan ketinggian sebesar  $1\delta$ ,  $0.4\delta$ , dan  $0.2\delta$  dengan  $Re = 2 \times 10^4$ , dipasang pada posisi 42% *bump chord* dan *angle of incidence*  $18^\circ$ . Hasilnya menunjukkan kenaikan profil kecepatan di daerah dekat batas *solid surface*. Separasi di daerah *downstream* juga dapat ditunda secara efektif pada penggunaan *vortex generator*. Pada penelitiannya itu, digunakan *counter rotating vortex generator* pada sebuah *bump* pada *wind tunnel* seperti pada Gambar 2.10. Penelitian ini bertujuan untuk menginvestigasi efek dari *vortex generator* terhadap separasi, *reynold number* rendah, *turbulent boundary layer* terkait dengan ketahanan terhadap *adverse pressure gradient* dengan menggunakan *free stream velocity* sebesar 1 m/s untuk menentukan geometri *vortex generator* yang paling optimal.



Gambar 2.17. Geometri *bump* dengan *vortex generator* (Velte, 2007)

Dari penelitian Velte dkk (2007), didapatkan geometri *vortex generator* paling optimal dapat ditunjukkan pada Tabel 2.1.

Tabel 2.1 Geometri *vortex generator* paling optimum (Velte dkk, 2007)



$h/\delta$	$l/h$	$L/h$	$\lambda/h$	$\beta$
0.37	2	2.5	6	$18^\circ$

dimana :  $h$  = Ketinggian *vortex generator*

$l$  = Panjang *vortex generator*

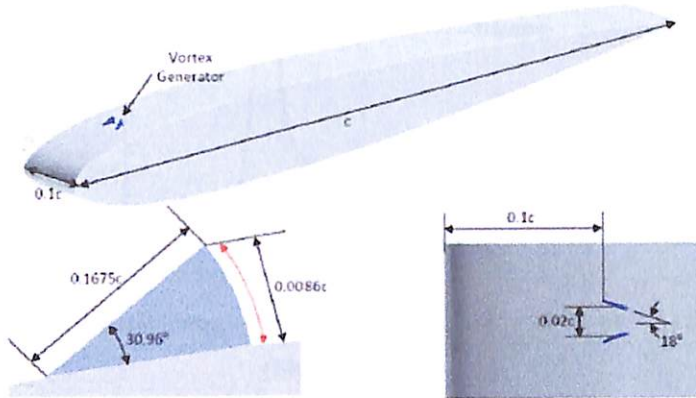
$L$  = Jarak antara *trailing edge* dan dua *vortex generator* yang sepasang

$\lambda$  = Jarak *pitch vortex generator*

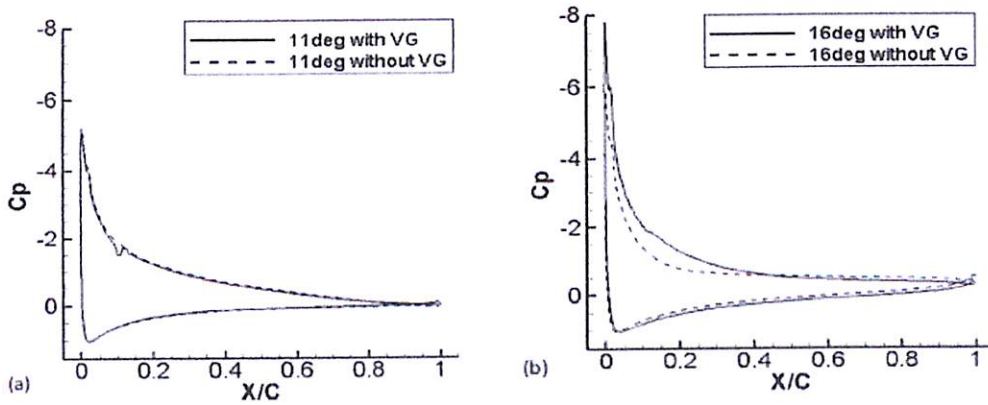
$\beta$  = Sudut *vortex generator* terhadap arah aliran

$\delta$  = *Boundary layer thickness*

Anand dkk (2010) meneliti efektifitas *vortex generator* jenis *counter rotating triangle vortex generator* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.16. *Vortex generator* ini diletakkan pada 10% *chord length* pada *airfoil* jenis NACA 0012 dengan *angle of attack*  $11^\circ$  dan  $16^\circ$  menggunakan  $Re = 5,5 \times 10^5$ . Berdasarkan penelitian ini didapatkan hasil yaitu penggunaan *vortex generator* dapat menunda separasi pada dinding *airfoil*. Hal ini ditunjukkan oleh distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) seperti pada Gambar 2.17.



Gambar 2.18. Triangle vortex generator dengan konfigurasi counter rotating (Anand dkk, 2010)

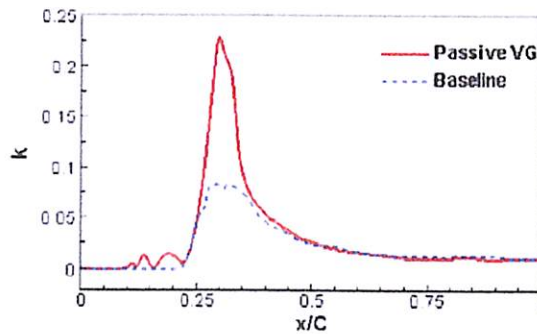


Gambar 2.19. Distribusi  $C_p$  pada airfoil dengan atau tanpa VG pada (a)  $\alpha = 11^\circ$  (b)  $\alpha = 16^\circ$  (Anand dkk, 2010)

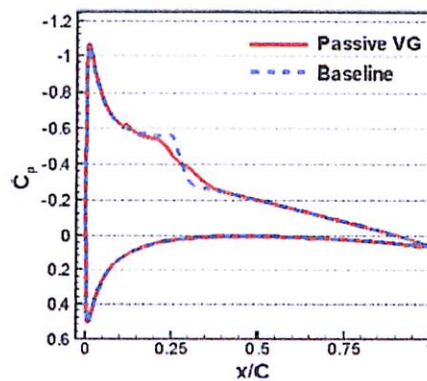
Shan (2007), melakukan studi numerik untuk mengontrol separasi aliran pada airfoil NACA 0012 dengan AoA  $6^\circ$  dan separasi kontrol menggunakan *passive vortex generator*.

Computational parameters			
Angle of attack, $\alpha$	Reynolds number, $Re = U_\infty C / \nu_\infty$	Mach number, $M$	Grid nodes, $N_x \times N_y \times N_z$
$6^\circ$	$10^5$	0.2	$840 \times 90 \times 120$

Tabel 2.2. Parameter Penelitian Shan (2007)



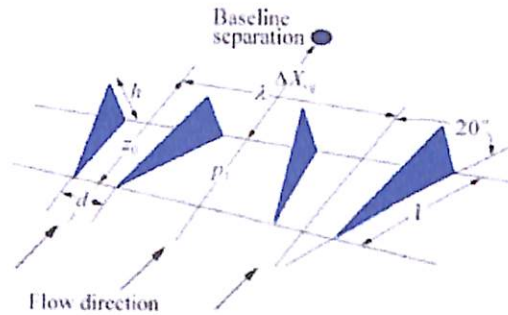
Gambar 2.20. Turbulent Kinetic Energy hasil penambahan *passive VG* di atas Airfoil NACA0012 (Shan, 2007)



Gambar 2.21. Distribusi Cp hasil penambahan *passive VG* di atas Airfoil NACA0012 (Shan, 2007)

Dari Grafik di atas didapatkan bahwa pada  $x/c = 0,25$  turbulent kinetic energy meningkat setelah melalui VG sekitar 3 kali *Turbulent Kinetic energy* dari baseline. Dengan meningkatnya energy dari aliran maka pressure lebih kecil karena kecepatan aliran meningkat lebih tinggi dari baseline. Hal ini ditandai dengan penurunan Cp pada  $x/c = 0,25$ .

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  $(\lambda/h)$ . Eksperimen dilakukan pada wind tunnel 30 cm x 30cm x 60cm pada  $V_\infty = 20$  m/s. Simulasi dilakukan dengan *CFD Fluent* dengan  $Re = 2,13 \times 10^5$ .



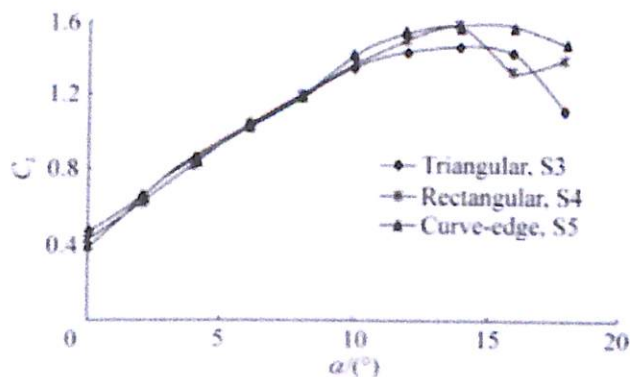
Gambar 2.22. Dimensi jarak antar VG yang dipasang pada *Ahudra UAV's wing* (Zhen, dkk, 2010)

Selain itu, Zhen, dkk (2010) juga menentukan mengenai geometri dan tipe VG yang akan digunakan untuk membandingkan nilai  $C_L$  dari beberapa bentuk mana yang paling efektif.

Tabel 2.3. Geometri dan tipe VG Penelitian Zhen (2010)

Parameter	Experiment					Simulation		
	C1	C2	C3	S1	S2	S3	S4	S5
$h$ mm	5	5	5	32.6	32.6	32.6	32.6	32.6
$l/h$	3	3	3	3	3	3	3	3
$d/h$	1	1	1	1	1	1	1	1
$\lambda/h$	10	10	7.5	10	10	7.5	7.5	7.5
$\Delta X_{vg} \delta$	16	10	10	16	10	16	16	16
Shape	Tri	Tri	Tri	Tri	Tri	Tri	Rect	Curve-edge

Note: Tri=Triangular Rect= Rectangular



Gambar 2.23. Grafik pengaruh beberapa bentuk bodi VG terhadap  $C_L$  (Zhen, dkk, 2010)

Dari grafik diatas dapat diamati bahwa bentuk *rectangular* dan *curve-edge* memiliki efektifitas yang lebih tinggi daripada *triangular* VG dalam menaikkan gaya angkat (*lift force*).



### BAB III

## METODE PENELITIAN

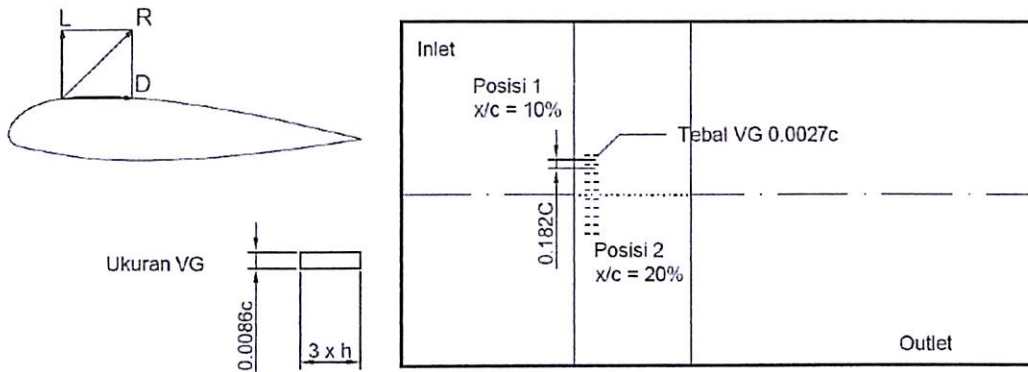
Untuk melaksanakan penelitian ini, ada beberapa tahapan yang akan dilakukan untuk mewujudkan tujuan yang telah ditetapkan sebelumnya dengan menggunakan kajian secara eksperimental dan numerik. Didalam melakukan pengukuran terdapat dua metode pengukuran, yaitu pengukuran secara langsung (*direct measurement*) dan pengukuran tak langsung (*indirect measurement*). Metode pengukuran langsung (*direct measurement*) yaitu hasil pengukuran langsung dipresentasikan atau dibaca, sedangkan pengukuran tak langsung (*indirect measurement*) yaitu diperlukan suatu proses lebih lanjut untuk penjabaran atau interpretasi dan penalaran terhadap hasil pengukuran.

Penelitian dilaksanakan di Laboratorium Aerodinamika Politeknik Penerbangan Surabaya. Beberapa hal yang perlu diperhatikan pada proses ini adalah:

1. Dimensi saluran uji.
2. Kecepatan udara di dalam saluran uji.
3. Kondisi aliran dalam saluran uji.
4. Dimensi model uji dan instalasinya.
5. Peralatan ukur yang digunakan.

### 3.1. Analisa Grup Tak Berdimensi Untuk Koefisien Tekanan Pada *Airfoil*

#### 3.1.1. Parameter yang diukur



Gambar 3.1. Gaya-gaya pada airfoil dan susunan VG

Analisa dimensi sangat diperlukan untuk mengetahui apakah suatu parameter berpengaruh terhadap suatu penelitian atau tidak. Pada penelitian ini, parameter-parameter yang mempengaruhi karakteristik aliran adalah :

1. Massa jenis fluida,  $\rho$  ( $\text{kg/m}^3$ )
2. Viskositas fluida,  $\mu$  ( $\text{N.s/m}^2$ )
3. Kecepatan fluida,  $U_\infty$  ( $\text{m/s}$ )
4. Ketebalan *boundary layer*,  $\delta$  (m)
5. *Airfoil* thickness,  $x$  (m)
6. Jarak antara dinding plat datar dengan *Airfoil*,  $G$  (m)
7. Panjang *Airfoil Chord*,  $c$  (m)
8. Tinggi *disturbance/VG*,  $h$  (m)
9. Panjang *disturbance/VG*,  $l$  (m)
10. Jarak antara *leading edge* ke *disturbance/VG*,  $t$  (m)
11. Jarak *pressure tap* dinding datar terhadap *midspan* dinding datar,  $T$  (m)
12. Gaya *drag* pada *Airfoil* ( $F_D$ )
13. Gaya *lift* pada *Airfoil* ( $F_L$ )





### 3.1.2. Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien *Drag* pada *Airfoil*

Gaya *drag* pada *Airfoil* dipengaruhi oleh beberapa parameter, sehingga gaya *drag* dapat dituliskan sebagai fungsi parameter-parameter tersebut. Secara matematik dapat dituliskan sebagai berikut :

$$F_D = f_1(\rho, \mu, U_\infty, t, G, c, T, h, l, x, \delta)$$

Dengan menggunakan *Buckingham Pi Theorema* dengan parameter berulang  $\rho$ ,  $U_\infty$ , dan  $t$ , diperoleh 8 grup tak berdimensi yaitu :

1.  $\pi_1 = \frac{F_D}{\rho U_\infty^2 t^2}$  (koefisien *drag* )
2.  $\pi_2 = \frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}$  (bilangan *Reynolds* )
3.  $\pi_3 = \frac{G}{t}$  (rasio jarak dinding datar ke *Airfoil* dengan *Airfoil* thickness)
4.  $\pi_4 = \frac{x}{c}$  (rasio panjang *Airfoil* dengan *Airfoil* thickness)
5.  $\pi_5 = \frac{T}{t}$  (rasio jarak *pressure tap* dinding datar terhadap *midspan* dinding datar dengan *Airfoil* thickness)
6.  $\pi_6 = \frac{h}{\delta}$  (rasio tinggi VG terhadap *boundary layer* thickness)
7.  $\pi_7 = \frac{l}{h}$  (rasio panjang VG dengan tinggi VG )
8.  $\pi_8 = \frac{t}{h}$  (rasio jarak antara *leading edge* ke VG dengan tinggi VG )

Hubungan antara grup tak berdimensi sebagai berikut :

$$\pi_1 = f_1(\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6, \pi_7, \pi_8)$$

$$\frac{F_D}{\rho U_\infty^2 t^2} = f_1\left(\frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{x}{c}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{l}{h}, \frac{t}{h}\right)$$

Pada penelitian ini,  $\frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{l}{h}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{t}{h}$  sebagai variabel tetap, sedangkan rasio panjang *Airfoil chord* dengan *Airfoil* thickness, divariasikan untuk mengetahui seberapa besar pengaruhnya terhadap koefisien *drag* pada *Airfoil*.

Sehingga,



$$C_D = \frac{F_D}{\rho U_\infty^2 t^2} = f_1 \left( \frac{x}{c}, \frac{t}{h} \right)$$

Dalam pelaksanaan penelitian eksperimen apabila  $\frac{x}{c}$  berubah maka  $\frac{t}{h}$  dianggap konstan. Apabila  $\frac{t}{h}$  berubah maka  $\frac{x}{c}$  dianggap konstan.

### 3.1.3 Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien *Lift* pada *Airfoil*

Gaya *lift* pada silinder sirkular dipengaruhi oleh beberapa parameter, sehingga gaya *lift* dapat dituliskan sebagai fungsi parameter-parameter tersebut. Secara matematik dapat dituliskan sebagai berikut :

$$F_L = f_2(\rho, \mu, U_\infty, t, G, L, T, h, l, x, \delta)$$

Dengan menggunakan *Buckingham Pi Theorema* dengan parameter berulang  $\rho$ ,  $U_\infty$ , dan  $t$ , diperoleh 8 grup tak berdimensi yaitu :

1.  $\pi_1 = \frac{F_L}{\rho U_\infty^2 t^2}$  (koefisien *Lift*)
2.  $\pi_2 = \frac{\mu}{\rho U_\infty t}$  (bilangan *Reynolds*)
3.  $\pi_3 = \frac{G}{t}$  (rasio jarak dinding datar ke *Airfoil* dengan *Airfoil* thickness)
4.  $\pi_4 = \frac{x}{c}$  (rasio panjang *Airfoil* dengan *Airfoil* thickness)
5.  $\pi_5 = \frac{T}{t}$  (rasio jarak *pressure tap* dinding datar terhadap *midspan* dinding datar dengan *Airfoil* thickness)
6.  $\pi_6 = \frac{h}{\delta}$  (rasio tinggi VG terhadap *boundary layer* thickness)
7.  $\pi_7 = \frac{l}{h}$  (rasio panjang VG dengan tinggi VG)
8.  $\pi_8 = \frac{t}{h}$  (rasio jarak antara *leading edge* ke VG dengan tinggi VG)

Hubungan antara grup tak berdimensi sebagai berikut :

$$\pi_1 = f_1(\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6, \pi_7, \pi_8)$$

$$\frac{F_L}{\rho U_\infty^2 t^2} = f_1 \left( \frac{\mu}{\rho U_\infty t}, \frac{G}{t}, \frac{x}{c}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{l}{h}, \frac{t}{h} \right)$$



Pada penelitian ini,  $\frac{\mu}{\rho U_{\infty}^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{l}{h}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{t}{h}$  sebagai variabel tetap, sedangkan rasio panjang *Airfoil chord* dengan *Airfoil thickness*, divariasikan untuk mengetahui seberapa besar pengaruhnya terhadap koefisien lift pada *Airfoil*.

Sehingga,

$$C_L = \frac{F_L}{\rho U_{\infty}^2 t^2} = f_2\left(\frac{x}{c}, \frac{t}{h}\right)$$

Dalam pelaksanaan penelitian eksperimen apabila  $\frac{x}{c}$  berubah maka  $\frac{t}{h}$  dianggap konstan. Apabila  $\frac{t}{h}$  berubah maka  $\frac{x}{c}$  dianggap konstan.

### 3.1.4. Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Tekanan pada *Airfoil*

Distribusi tekanan pada *Airfoil* diduga dipengaruhi oleh beberapa parameter, sehingga perbedaan tekanan dapat dituliskan sebagai fungsi parameter-parameter tersebut. Secara matematis dapat dituliskan sebagai berikut :

$$\Delta p = f(\rho, \mu, U_{\infty}, t, G, L, T, l, h, \delta, x)$$

dimana

$\Delta p$ : perbedaan tekanan ( N/m<sup>2</sup>)

Dengan menggunakan *Buckingham Pi Theorema* dengan parameter berulang  $\rho$ ,  $U_{\infty}$ , dan  $t$ , diperoleh 5 grup tak berdimensi yaitu :

1.  $\pi_1 = \frac{\Delta p}{\rho U_{\infty}^2}$  (koefisien tekanan)
2.  $\pi_2 = \frac{\mu}{\rho U_{\infty}^2 t}$  (bilangan *Reynolds* )
3.  $\pi_3 = \frac{G}{t}$  (rasio jarak dinding datar ke *Airfoil* dengan *Airfoil thickness*)
4.  $\pi_4 = \frac{x}{c}$  (rasio panjang *Airfoil chord* dengan *Airfoil thickness*)
5.  $\pi_5 = \frac{T}{t}$  (rasio jarak *pressure tab* dinding datar terhadap *midspan* dinding datar dengan *Airfoil thickness*)
6.  $\pi_6 = \frac{h}{\delta}$  (rasio tinggi VG terhadap *boundary layer thickness*)
7.  $\pi_7 = \frac{l}{h}$  (rasio panjang VG dengan tinggi VG)



8.  $\pi_8 = \frac{t}{h}$  (rasio jarak antara *leading edge* ke VG dengan tinggi VG )

Hubungan antara grup tak berdimensi sebagai berikut :

$$\pi_1 = f_3(\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6, \pi_7, \pi_8)$$

$$\frac{\Delta p}{\rho U_\infty^2} = f_3 \left( \frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{x}{c}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{l}{h}, \frac{t}{h} \right)$$

Pada penelitian ini,  $\frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{l}{h}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}$  sebagai variabel tetap, sedangkan rasio panjang *Airfoil* chord dengan *Airfoil* thickness, divariasikan untuk mengetahui seberapa besar pengaruhnya terhadap koefisien tekanan pada *Airfoil*.

Sehingga,

$$C_P = \frac{\Delta p}{\rho U_\infty^2} = f_3 \left( \frac{x}{c}, \frac{t}{h} \right)$$

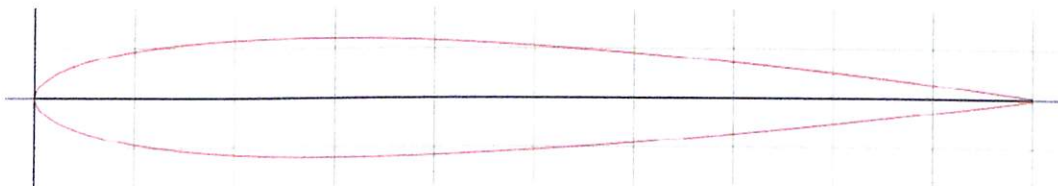
Dalam pelaksanaan penelitian eksperimen apabila  $\frac{x}{c}$  berubah maka  $\frac{t}{h}$  dianggap konstan. Apabila  $\frac{t}{h}$  berubah maka  $\frac{x}{c}$  dianggap konstan.

### 3.2. Desain Eksperimen

Peralatan dan benda uji yang digunakan dalam eksperimen ini adalah sebagai berikut:

#### 3.2.1. Benda Uji Penelitian

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 3.2. Profil *Airfoil* NACA 0012 (Nita, 2008)

### Jenis *Airfoil* dan kondisi ruangan

Jenis *Airfoil* : NACA 0012

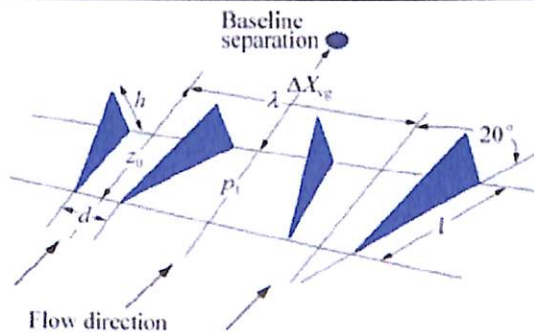
Tekanan ruangan : 760 mmHg

Temperatur ruangan : 30° C

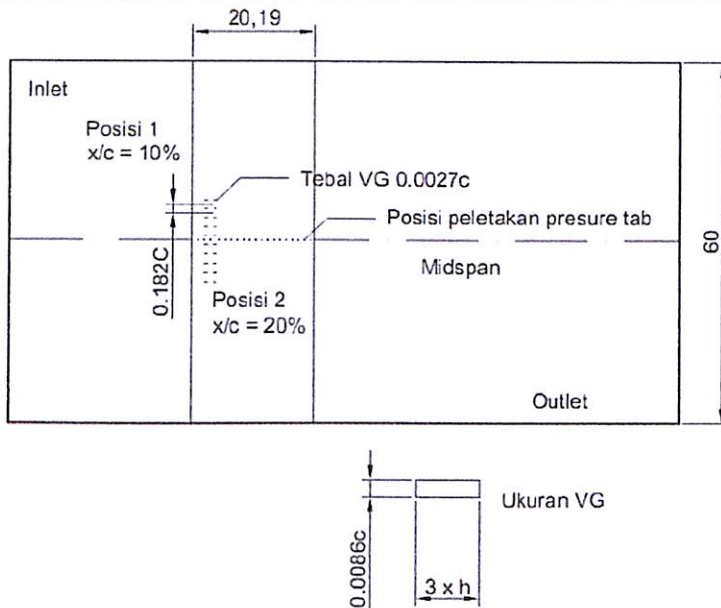
### 3.2.2. Parameter *Vortex Generator*

Tabel 3.1. Parameter *Vortex Generator 43018*

Paramater	Eksperimen	Simulasi	
Shape	Rectangular	Rectangular	
h	0.0086c	0.0086c	<b>Anand (2010)</b>
l/h	3	3	<b>Lin (1999)</b>
AoA	0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 19°, dan 20°	0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 19°, dan 20°	
x/c	10%, 20%	10%, 20%	<b>H. Shan et al, (2007)</b>
c	200mm	1000mm	
d	0,182c	0,182c	<b>Anand (2010)</b>
Susunan	Straigh	Straigh	
$V_\infty$	12 m/s, 17 m/s	12 m/s, 17 m/s	



Gambar 3.3. Definisi vane-type passive VG devices



Gambar 3.4. Posisi peletakan VG pada penelitian eksperimen

### 3.2.3. Peralatan Penelitian

#### a. Terowongan Angin (*Wind Tunnel*)

Penelitian ini menggunakan *wind tunnel* jenis open circuit untuk menguji benda dalam skala model, dimana udara yang dialirkan ke dalamnya langsung bebas dilepas ke udara bebas setelah melalui *test section*. Hal ini disebabkan pengukuran sebenarnya cukup sulit dan membutuhkan biaya yang mahal. Oleh karena itu, *wind tunnel* dibuat dengan kondisi yang mendekati kenyataan sehingga hasil yang didapatkan cukup akurat. *Wind tunnel* ini memiliki spesifikasi sebagai berikut :

Gambar 3.5. *Wind tunnel*

- **Spesifikasi *Wind Tunnel***

Jenis : *Subsonic, open circuit wind tunnel*

Aliran dianggap incompressible pada inlet wind tunnel. Incompressible flow (aliran tak termampatkan) adalah aliran dimana volumenya tidak berubah karena perubahan tekanan, misalnya aliran udara.

Bentuk *test section* : Penampang persegi panjang

- Panjang : 1780 mm
- Tinggi : 660 mm
- Lebar : 660 mm

Subsonic dimaksudkan bahwa kecepatan yang dihasilkan kurang dari 1 Mach. Mach adalah satuan kecepatan yang umum untuk mengekspresikan kecepatan yang relatif terhadap kecepatan suara. Satuan biasanya ditempatkan sebelum angka pengukurannya seperti Mach 1.0 untuk kecepatan suara, Mach 2.0 untuk dua kali kecepatan suara. Angka sebenarnya kecepatan suara tergantung kepada tingkat tekanan dan suhu atmosfer. Pada suhu udara 0°C dan tekanan udara 1 atmosphere (atm), kecepatan suara adalah 1.088 ft/s atau 331.6 m/s atau 748 mi/h. Kecepatan dibagi menjadi empat wilayah yakni :

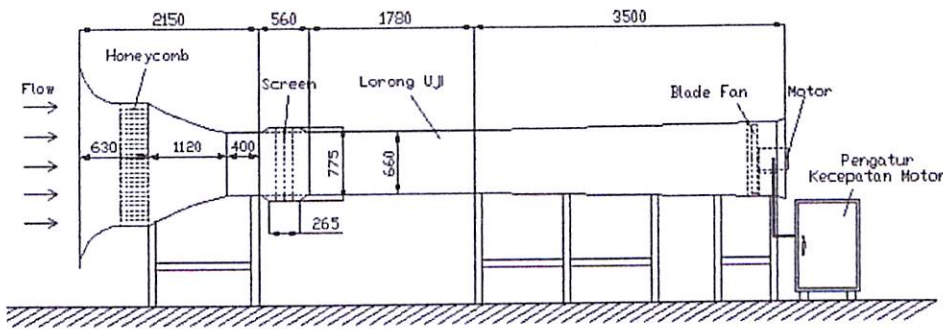
- Subsonik (Mach < 1,0)
- Sonik (Mach = 1.0)

- c. Transonik ( $0,9 < Mach < 1.0$ )
- d. Hypersonik ( $mach > 5.0$ )

Pemakaian bilangan Mach bukan diperkenalkan oleh Ernest Mach (1838-1916). Istilah itu diperkenalkan oleh insinyur Swiss Jacob Ackeret pada tahun 1929. Mach sendiri tidak menamai bilangan tersebut sebagai Mach Number waktu itu.

Kata Mach kemudian terbiasa dipakai orang dan sekaligus sebagai penghormatan kepada Ernest Mach atas jasa-jasanya mengembangkan prinsip-prinsip dasar supersonik. Belakangan muncul juga Mach Angle (Sudut Mach) dan Mach Reflection dalam aerodinamika supersonik.

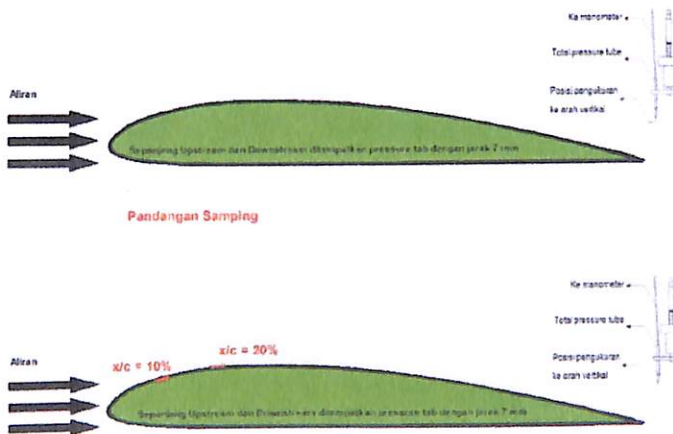
• **Skema *Wind Tunnel***



Gambar 3.6. Skema dan dimensi *wind tunnel*

• **Skema *Posisi Vortex Generator***

Masing-masing pada upstream dan downstream dipasang 25 pressure tab.



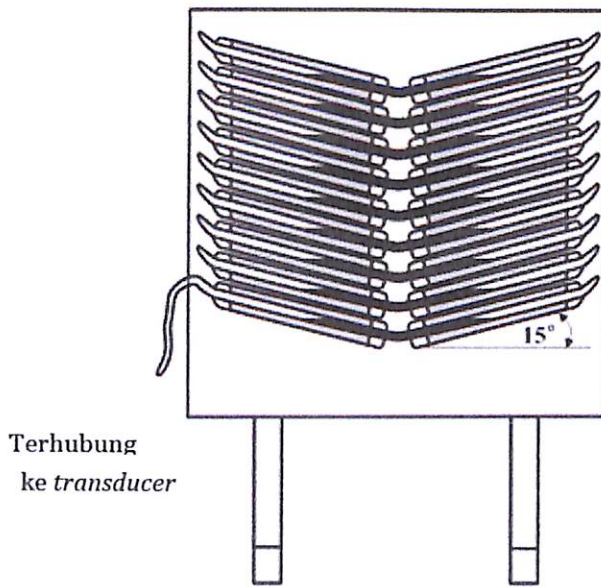
Gambar 3.7. Peletakan VG dan pengukuran tekanan dinamis dan tekanan statis

b. Manometer



Manometer digunakan sebagai alat pengukur tekanan pada benda uji penelitian. Manometer yang digunakan adalah *inclined* manometer dengan sudut kemiringan  $15^\circ$  yang dimaksudkan untuk mempermudah pembacaan  $\Delta h$ . Spesifikasi manometer yang digunakan adalah sebagai berikut:

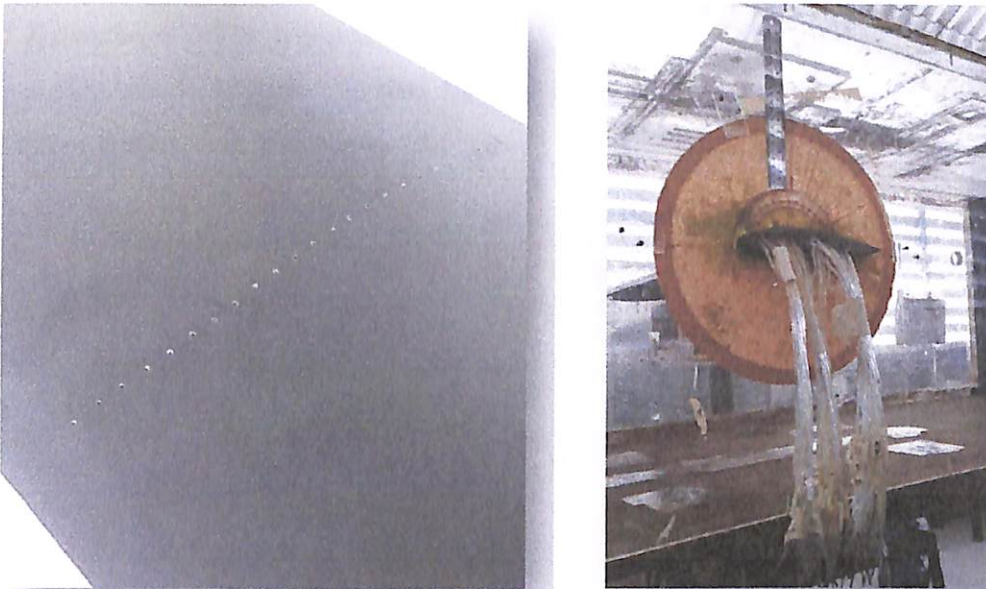
Sudut inklinasi	: $15^\circ$
Skala maksimum	: 150 mm
Skala minimum	: 1 mm
Fluida pengisi manometer	: <i>Red Oil</i> ( $SG = 0,817$ )



Gambar 3.8. *Inclined* manometer.

### c. Pressure Tap

*Pressure tap* berbentuk lubang – lubang kecil berdiameter 1 mm yang dipasang sepanjang kontur benda uji yang searah aliran dan tegak lurus permukaan benda uji, *Pressure tap* ini dihubungkan dengan manometer pipa yang berfungsi untuk mengukur tekanan statis di sepanjang permukaan benda uji. Pada penelitian ini *pressure tap* diletakkan pada midspan.



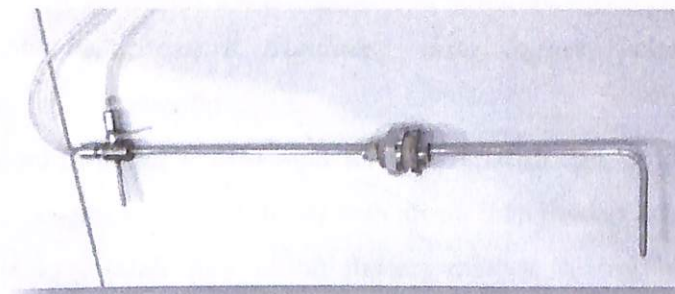
Gambar 3.9. *Pressure Tab* dan selang yang dihubungkan menuju *manometer*.

d. *Termometer*

*Termometer* ini digunakan untuk mengukur temperatur udara di ruangan tempat *wind tunnel* berada. Pengukuran temperatur udara ditujukan untuk mengukur properti udara guna menghitung bilangan *Reynolds* aliran.

e. *Pitot Tube*

Alat ini berfungsi untuk mengukur besarnya tekanan statis sekaligus tekanan stagnasi aliran di antara dan di belakang benda uji.



Gambar 3.10. *Pitot Tube*

#### f. *Transducer* Tekanan dan Data Aquisisi

*Transducer* tekanan dan data aqisisi yang digunakan dalam percobaan hal ini dapat dilihat pada gambar berikut :



Gambar 3.11. *Tranduser* Tekanan dan Data Aquisisi

### 3.2.4. Langkah Kerja

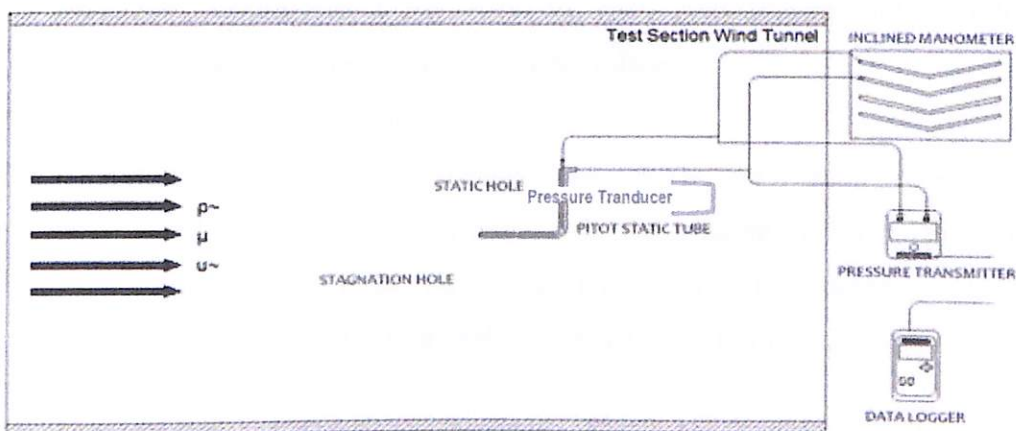
#### 3.2.4.1. Proses Validasi Pengukuran Manometer dan *Pressure Tranducer*

Untuk keakuratan data, maka dilakukan validasi pengukuran antara data hasil pengukuran dengan *Pressure tranducer* dan data hasil pengukuran dengan Manometer.

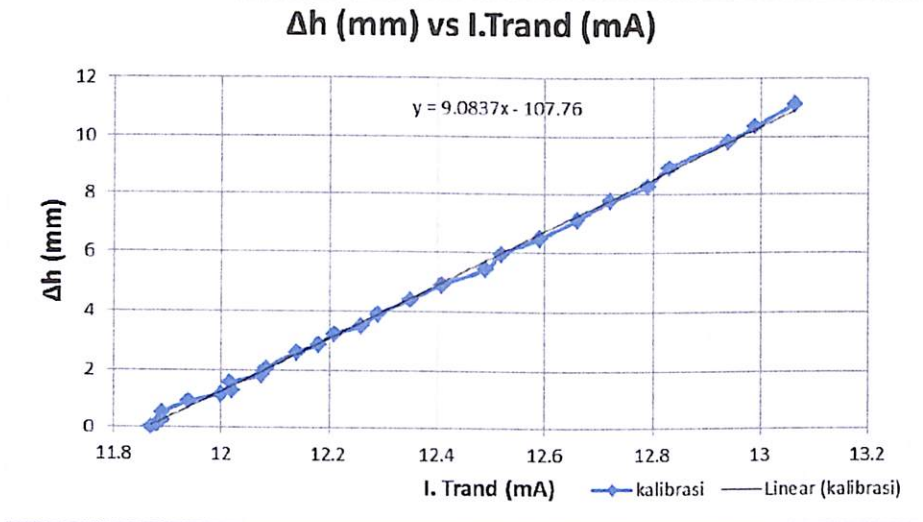
1. Mempersiapkan peralatan yang digunakan, meliputi *subsonic wind tunnel*, *pitot static tube*, *pressure tranducer*, *data logger*, selang bercabang, manometer, dan termometer.
2. Memposisikan *pitot static tube* agar terletak tepat di titik tengah *test section wind tunnel* dengan arah tegak lurus arah aliran menghadap *inlet wind tunnel*.
3. Menyambungkan salah satu ujung masing-masing selang bercabang pada lubang *output* stagnasi dan lubang *output* statis dari *pitot static tube* kemudian masing-masing ujung lainnya ke manometer dan *pressure tranducer*. Selang

bercabang inilah yang menghubungkan *pitot static tube* ke manometer dan *pressure tranducer*.

4. Mengukur temperatur kerja ruangan dan mencatatnya dalam tabel perhitungan untuk menentukan *properties* udara.
5. Membaca nilai awal ketinggian *red oil* manometer dan nilai awal *pressure tranducer*.
6. Menghidupkan *fan wind tunnel* pada putaran 500 rpm dengan waktu tunggu 120 detik.
7. Membaca  $\Delta h$  yang terukur pada manometer dan mencatatnya dalam tabel perhitungan.
8. Membaca *output pressure tranducer* yang sudah diambil nilai rata-rata dari 50 kali pengambilan data pada satu titiknya melalui *data logger*. Data yang terbaca berupa nilai arus dalam satuan *mili-ampere (mA)* yang kemudian dicatat dalam tabel perhitungan.
9. Mengubah putaran *fan wind tunnel* dengan kenaikan 50 rpm tanpa mematikan *fan wind tunnel*.
10. Mengulangi langkah pada poin 6 sampai 9 sampai putaran 1000 rpm.
11. Mematikan *fan wind tunnel*.
12. Data  $\Delta h$  dari manometer diproses dalam perhitungan sampai menghasilkan data tekanan dan kecepatan kemudian diplot dengan data arus listrik dari *data logger* kedalam bentuk grafik untuk mengetahui persamaannya.



Gambar 3.12. Skema validasi manometer *value* terhadap nilai Keluaran *pressure tranducer* (mA)

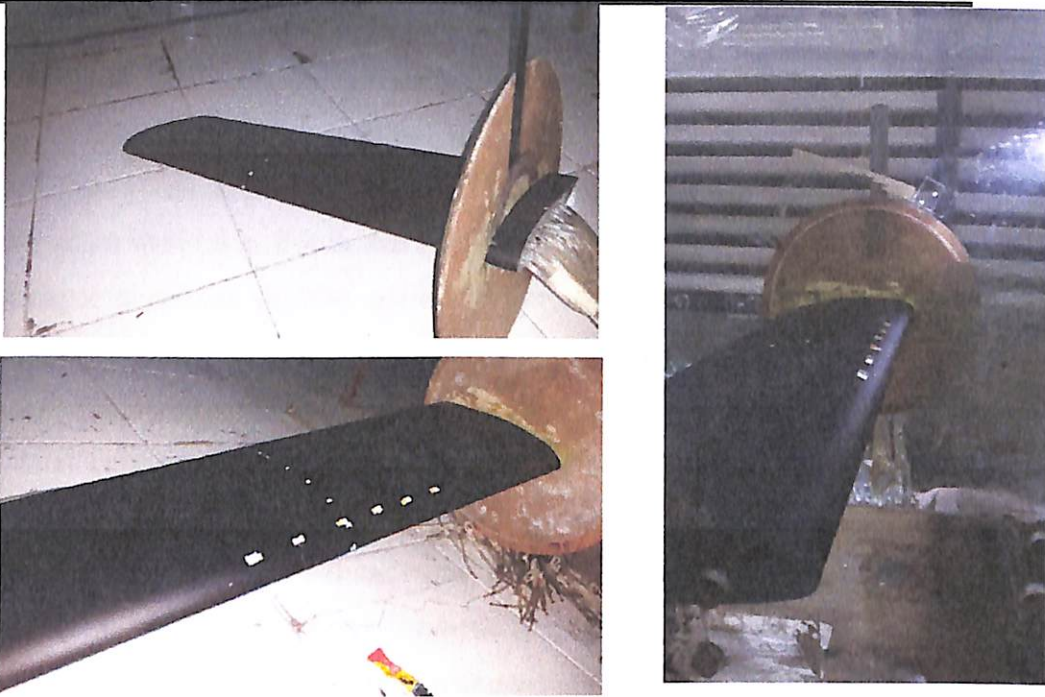


Gambar 3.13. Grafik hasil validasi pengukuran Manometer dan *pressure transducer*

### 3.2.4.2. Pengambilan Data

Berikut diuraikan tata cara pengambilan data yang dilakukan :

1. Mempersiapkan peralatan yang digunakan, meliputi *subsonic wind tunnel*, satu buah *Airfoil* yang sudah terpasang *pressure tap*, dinding datar yang sudah terpasang *pressure tap*, *pressure transducer*, *data logger*, selang, dan termometer.
2. Memasang selang *pressure tap* ke *pressure transducer*. *Pressure tap Airfoil* ke *pressure transducer* 1 (lubang *high*), dan lubang *low* pada kondisi atmosfer
3. Mengukur temperatur kerja ruangan dan mencatatnya dalam tabel perhitungan untuk menentukan *properties* udara.
4. Menghidupkan *fan wind tunnel*.
5. Mengukur tekanan dinamis dengan menggunakan *pitot static tube* yang dipasang ditengah *test section wind tunnel*. Pengukuran ini bertujuan untuk mengetahui kecepatan *freestream* fluida. Untuk kecepatan *freestream* 12 m/s putaran *fan wind tunnel* sekitar 996 rpm dan 17 m/s sekitar 1260 rpm
6. Mematikan *fan wind tunnel*.
7. Memasang dan mengatur *Airfoil*.
8. Mengatur jarak susunan *Vortex Generator* untuk  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$ .



Gambar 3.14. Pengaturan jarak susunan Vortex Generator untuk  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$

9. Menghidupkan kembali *fan wind tunnel* dengan kecepatan *free stream* yang telah diambil pada langkah poin 4 diatas.
10. Mengukur tekanan statis di sepanjang kontur *Airfoil* dan dinding datar dengan menggunakan *pressure tab* yang dihubungkan ke *pressure transducer*.
11. Mengukur profil kecepatan di belakang susunan *vortex generator* menggunakan *pitot static tube* yang telah dihubungkan ke *data logger* dengan variasi pergeseran jarak sebesar 0,3 cm mulai dari dinding datar (menempel permukaan dinding datar) sampai dinding *test section*.
12. Mengulangi langkah pada poin 7 sampai 10 untuk variasi jarak dengan memasang *vortex generator* di *Airfoil*
13. Mematikan *fan wind tunnel*.
14. Mengolah data yang telah diperoleh.

#### 3.2.4.3. Hasil Percobaan

Data hasil pengukuran : Distribusi tekanan ( $C_p$ ) =  $f(x/c)$  dan profil kecepatan di belakang *airfoil*



### 3.2.5 Visualisasi *Shear Stress Lines* dengan Metode *Oil Flow Visualization*

Pada prinsipnya struktur *Pathline* dari aliran dekat dinding adalah identik dengan struktur *shear stress lines* yang terletak pada permukaan dinding, dengan demikian sesuai pemikiran Tobak dan Peak (1982), fenomena separasi aliran tiga dimensi dapat dijelaskan melalui analisis *Shear stress lines* dengan metode *oil flow visualization*. Teknik *Oil Flow Visualization* dilakukan dengan langkah – langkah sebagai berikut:

1. Membuat campuran *Kerosene* dan Titanium Oksida ( $\text{TiO}_2$ ) *powder* dengan perbandingan volume 5 : 1, kemudian di blender selama 15 menit sampai campuran menyatu dengan butiran halus  $\text{TiO}_2$  tidak tampak.
2. Untuk meningkatkan kelekatan campuran pada permukaan *airfoil* maka campuran ditambahkan cairan *Oleic Acid* dengan perbandingan volume 20 :1.
3. Pemasangan *airfoil* dan plat datar pada terowongan angin hingga tercapai kecepatan yang diinginkan.
4. Pemolesan campuran pada permukaan pelat datar hingga merata.
5. Pengoperasian terowongan angin (*wind tunnel*) hingga tercapai kecepatan yang diinginkan.
6. Penghentian *fan* pada terowongan angin setelah terlihat jejak aliran minyak pada bidang tumpu.
7. Pemotretan pada bidang tumpu.
8. Pengulangan sama proses diatas dengan penggantian bidang tumpu serta variasi sudut serang (*angle of attack*). (Sutrisno, 2017)

### 3.1.6. Pengambilan Data

Berikut diuraikan tata cara pengambilan data yang dilakukan:

1. Mempersiapkan peralatan yang digunakan, meliputi *subsonic wind tunnel*, satu buah *Airfoil* yang sudah terpasang, dinding datar yang sudah terpasang.
2. Menghidupkan *fan wind tunnel*.
3. Memasang dan mengatur *Airfoil*.



4. Ambil gambar visualisasi aliran dengan kecepatan *freestream* 2 m/s putaran fan *wind tunnel*
5. Mematikan fan *wind tunnel*.
6. Ambil gambar aliran yang melewati permukaan *airfoil*
7. Memasang *Vortex Generator* untuk  $x/c = 20\%$
8. Menghidupkan kembali fan *wind tunnel* dengan kecepatan *free stream* yang telah diambil pada langkah poin 3 diatas.
9. Mengulangi langkah pada poin 2 sampai 5 untuk variasi jarak dengan memasang *Vortex Generator* di *Airfoil*
10. Mematikan fan *wind tunnel*.
11. Mengolah data yang telah diperoleh.

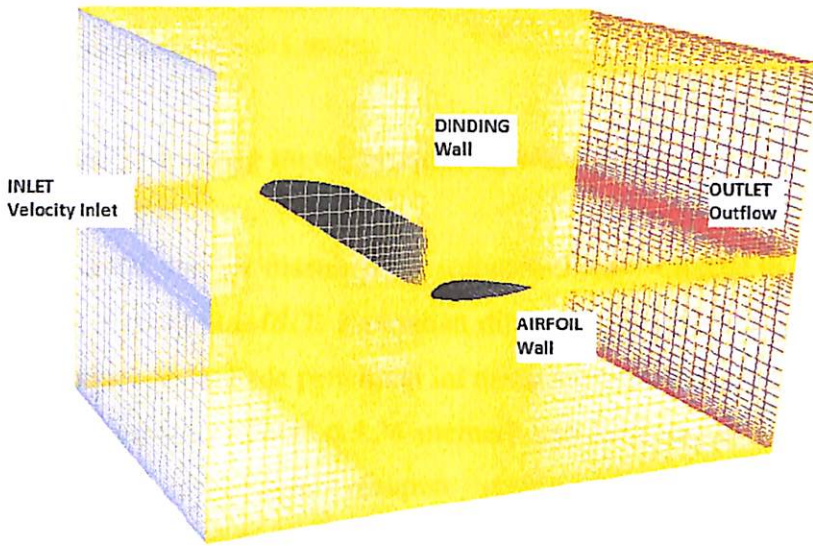
### 3.3. Metode Numerik

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. Prosedur yang dilakukan pada penelitian numerik adalah sebagai berikut:

#### 3.3.1. Tahap *pre-processing* menggunakan *software GAMBIT 2.4.6*

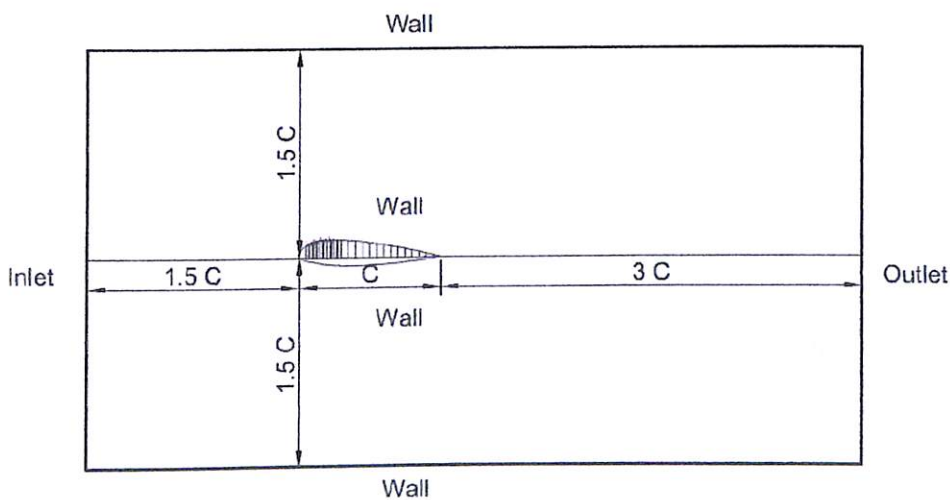
- a) Membuat model dan geometri berupa *Airfoil* dengan bentuk
- b) Membuat *meshing* volume dengan tipe *hexahedral-map*. *Meshing* yang digunakan adalah dengan *grading* pada arah vertikal dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada semua dinding, baik *diverging wall* maupun *straight wall*. Hal ini dilakukan sebagai efek adanya *wall function*.





Gambar 3.15. Meshing dan *Domain Pemodelan Airfoil 3D* dengan tipe *hexahedral-map* pada Fluent

- c) Mendefinisikan kondisi batas yaitu penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet*. Kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. *Upper surface* dan *lower surface* dari *Airfoil* adalah *wall*. Berikut adalah dimensi dan boundary condition dari hasil *Gambit*.



Gambar 3.16. Dimensi pemodelan dan kondisi latar

- d) Pada plain airfoil, untuk memudahkan analisis maka potongan/*iso surface* diletakkan pada mid span yaitu pada  $z = 2$ . Sedangkan pada



airfoil yang menggunakan *vortex generator*, potongan/*iso surface* diletakkan pada  $z = 1,9075$ .

### 3.3.2. Tahap *post-processing* menggunakan *software Fluent 6.3.26*

#### a) *Grid Independensi*

Langkah awal setelah masuk pada *software Fluent* dilakukan *read* untuk data hasil *eksport GAMBIT*. Kemudian dilakukan pengecekan *grid*. Setelah itu ditentukan skala. Pada penelitian ini menggunakan skala dalam mm.

Dalam penggunaan *Fluent 6.3.26* memerlukan keakuratan data baik pada langkah *post processing* maupun *preprocessingnya*. Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* terbaik dan terefisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya.

Tabel 3.2 Analisa *grid independensi airfoil* NAVA 0012 2 Dimensi tanpa *Vortex Generator*

Jenis <i>Meshing</i>	Jumlah Node	Cd	Cd Percobaan Eastman dan Abbot (1935) AoA 0° = 0,04	Error
<i>Meshing A</i>	504.086	0.08		0.04
<i>Meshing B</i>	639.000	0.15		0.11
<i>Meshing C</i>	832.000	0.216		0.176
<i>Meshing D</i>	862.642	0.297		0.257

Tabel 3.2. menampilkan variasi *meshing* model uji 3 dimensi pada bilangan *Reynolds* 765000. Berdasarkan tabel 3.2 nilai *Cd* yang cenderung konstan terjadi pada *Meshing A* dan *Meshing B*. Nilai error yang paling kecil dengan hasil penelitian **Eastman dan Abbot (1935)** adalah *Meshing A*. Salah satu pertimbangan dalam melakukan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan, maka *meshing* yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah *Meshing A*.

Pada langkah ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. *Solver* yang digunakan adalah *unsteady*. *Turbulence model* yang digunakan untuk *Airfoil* ini adalah model *k-ε Realizable* berdasarkan penelitian **Mulvany et al (2004)**.

#### b) *Materials*



Merupakan penetapan jenis material yang akan digunakan yaitu udara dengan nilai *density* ( $\rho$ ) =  $1,18 \text{ kg/m}^3$  dan *viskositas* ( $\mu$ ) =  $1,85 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$  yang sesuai dengan kondisi eksperimen.

c) *Operating Conditions*

Menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. *Operating conditions* menggunakan *operating pressure* sebesar 101325 pascal.

d) *Boundary Conditions*

Menentukan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji pada *inlet* maupun *outlet*. Pada daerah *inlet* diasumsikan sebagai *velocity inlet* dengan nilai kecepatan ditentukan dari penelitian eksperimen untuk kondisi pada sisi *inlet*,  $V_\infty = 12 \text{ m/s}$  dan  $17 \text{ m/s}$ . Sedangkan *outlet* adalah *outflow*, *wall* merupakan batasan upper surface dan lower surface, dan tengah merupakan *interior*.

e) *Solution*

*Solution* pada penelitian ini akan menggunakan *discretization standard* untuk *pressure*, *second-order upwind* untuk *momentum*, *Pressure Velocity Coupling* adalah *PISO*.

f) *Initialize*

Merupakan langkah perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

g) *Adapt*

Berguna untuk *patch* dan memasukkan batas-batas objek region yang hendak diamati. Dimasukkan  $x \text{ min} = -2$ ,  $x \text{ max} = 4$ ,  $y \text{ min} = -2$ ,  $y \text{ max} = 2$ ,  $z \text{ min} = -4$ ,  $z \text{ max} = 4$ .

h) *Reference Value*

Digunakan untuk menentukan referensi penghitungan koefisien *drag* dan koefisien *lift*.

i) *Solve*



Pada solve monitor digunakan untuk menentukan layar tampilan window untuk koefisien drag, koefisien lift dan koefisien momen. Display yang dipilih adalah *Velocity Magnitude*.

j) *Monitor Residual*

Merupakan tahapan untuk penyelesaian masalah, berupa proses iterasi sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar  $10^{-6}$ , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil daripada  $10^{-6}$ . Untuk kecepatan ke arah X, Y ditetapkan kriteria konvergensi sebesar  $10^{-6}$ .

k) *Iterate*

Merupakan langkah kelanjutan dari *monitor residual* yang merupakan langkah perhitungan pada Fluent 6.3.26. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai *convergence criterion* sebesar  $10^{-6}$ . Untuk mendapatkan hasil dengan benar maka diperlukan 20-25 time step setiap cycle. Berdasarkan penelitian **Yarusevych dan Boutilier (2010)**, Strouhal number untuk airfoil : 0,18

$$S_r = 0,18 = \frac{f x D}{U}$$

$$D = l = 1$$

$$U = 17 \text{ m/s}$$

$$f = 2,7$$

Cycle Time

$$t = \frac{1}{f} = \frac{1}{2,7} = 0.37 \text{ sec}$$

Time Step Size

$$\frac{0.37}{25} = 0.014 \text{ sec}$$

Max iterations per step ditentukan 30

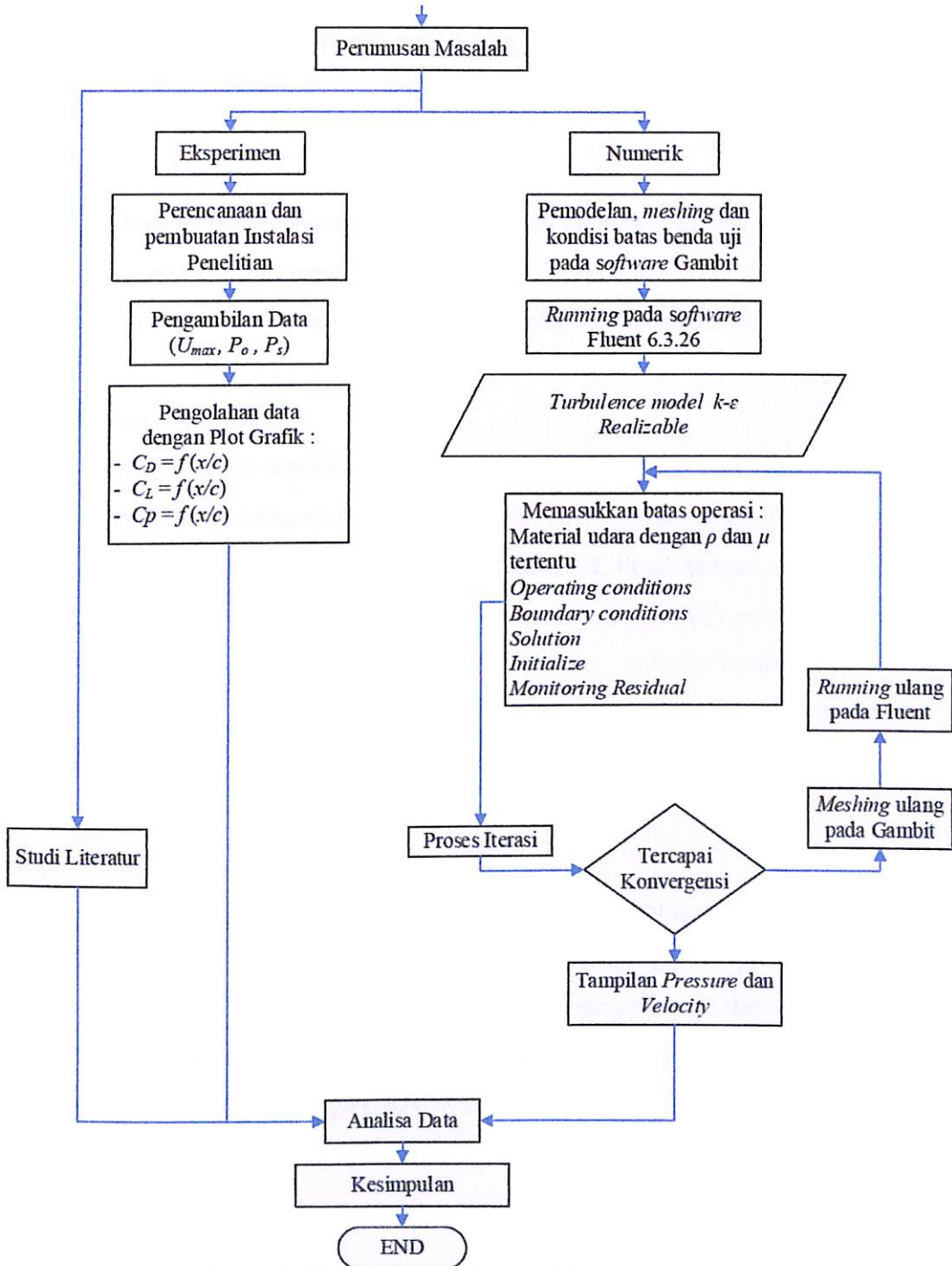
Number Time of Step ditentukan 1000

l) *Post Processing*



Merupakan penampilan hasil yang telah diperoleh. Dapat divisualisasikan melalui tampilan *grid display*, plot kontur (kecepatan dan lain-lain), plot *vector* dan lain-lain sesuai dengan yang ingin digunakan pada analisis.

Secara singkat prosedur penelitian eksperimen dan penelitian numerik pada *Airfoil* ini dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang ditunjukkan pada gambar di bawah ini :



Gambar 3.17. Skema flow chart penelitian



## BAB IV 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 *straightvortex generator* dengan dua *Reynolds* Number yang berbeda dan dengan menggunakan variasi sudut serang pada *Airfoil NACA 0012*. Dua macam bilangan *Reynolds* digunakan pada penelitian ini, yaitu sebesar  $= 7.65 \times 10^5$  dan  $= 9 \times 10^5$ .

Selain itu ini juga berisi analisis dan pembahasan data dari hasil penelitian numerik. Pembahasan pertama mengenai data dari hasil iterasi. Data yang diperoleh dari penelitian ini berupa data kualitatif dan kuantitatif. Pembahasan mengenai Analisis koefisien tekanan ( $C_p$ ), koefisien *drag* ( $C_D$ ), koefisien *lift* ( $C_L$ ) sebagai data kuantitatif. Sedangkan visualisasi aliran berupa *velocity Pathline*, *velocity vector*, kontur turbulensi sebagai data kualitatif untuk memperkuat data sebelumnya. Bilangan *Reynolds* digunakan pada penelitian ini, yaitu sebesar  $= 7.65 \times 10^5$ .

### 4.1 Hasil Penelitian Eksperimen

Separasi *boundary layer* merupakan fenomena penting yang mempengaruhi performansi *airfoil*. Salah satu upaya untuk menunda atau menghilangkan separasi aliran adalah meningkatkan momentum fluida untuk melawan *adverse pressure* dan tegangan geser permukaan. Upaya tersebut dapat dilakukan dengan penambahan *trapezoidal vortex generator* pada *upper surface airfoil*. *Trapezoidal vortex generator* merupakan salah satu jenis *vortex generator* yang dapat mempercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*.

#### 4.1.1 Analisis Titik Separasi

Salah satu hasil dari simulasi dengan *wind tunnel subsonic* WT-60 adalah dinamika aliran fluida pada *upper surface*. Dari hasil tersebut dapat dikalkulasikan titik separasi/*the separation* ( $X_s$ ), *reattachment* ( $X_r$ ) dan *transition* ( $X_t$ ), sehingga dapat diketahui pengaruh penambahan *trapezoidal vortex generator* pada berbagai variasi sudut serang (*angle of attack*) dan kecepatan. Sebagai acuan dalam menganalisis titik separasi



maka dilakukan dua simulasi wind tunnel pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *trapezoidal vortex generator*.

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  $X_s$ ,  $X_r$  dan  $X_t$  sebagai berikut :

Tabel 4.1 Hasil penelitian pada *plain airfoil*

<i>Re 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
	10	0.3	0.6	0.3
	12	0.4	0.67	0.27
	15	-	-	-
	17	-	-	-

Tabel 4.2 Hasil penelitian pada *airfoil* dengan *trapezoidal* dan *triangular vortex generator*

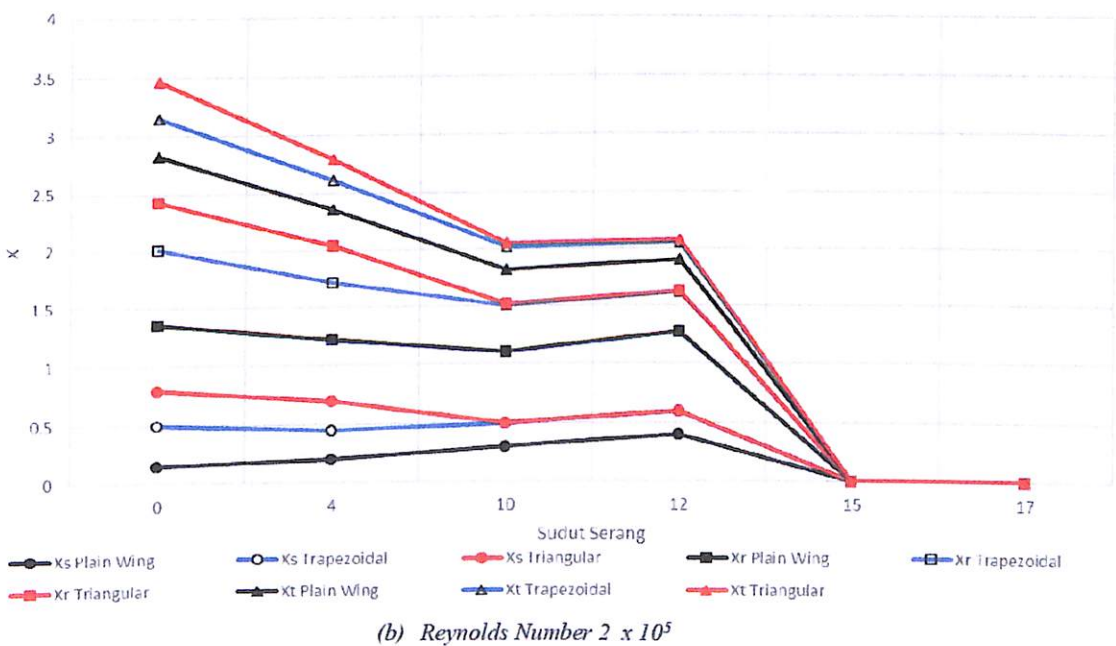
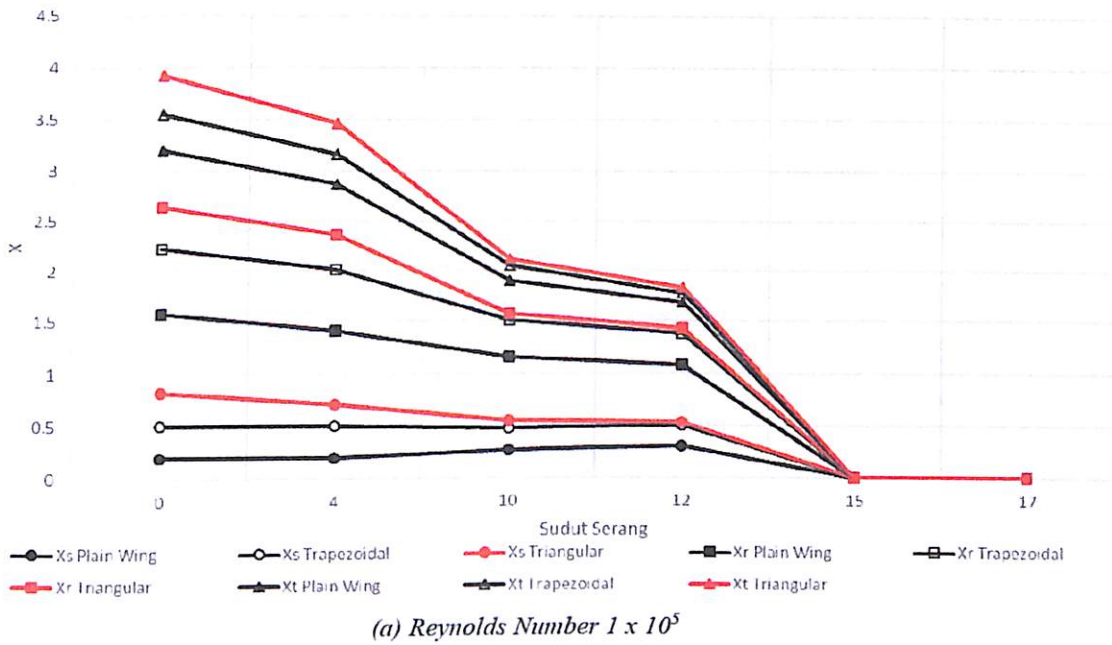
<i>Re number</i>	$\alpha$	$X_s$		$X_r$		$X_t$	
		<i>trapezoidal</i>	<i>triangular</i>	<i>trapezoidal</i>	<i>triangular</i>	<i>trapezoidal</i>	<i>triangular</i>
$1 \times 10^5$	0	0.3	0.32	0.65	0.42	0.35	0.38
	4	0.3	0.21	0.6	0.35	0.3	0.3
	10	0.2	0.08	0.35	0.07	0.15	0.07
	12	0.2	0.03	0.3	0.05	0.1	0.05
	15	-	-	-	-	-	-
	17	-	-	-	-	-	-
$2 \times 10^5$	0	0.35	0.3	0.67	0.41	0.32	0.32
	4	0.25	0.25	0.5	0.32	0.25	0.19
	10	0.2	0	0.4	0.02	0.2	0.03
	12	0.2	0	0.35	0.01	0.15	0.02
	15	-	-	-	-	-	-
	17	-	-	-	-	-	-

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 bila dibandingkan *plain Airfoil*. 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 4.1 (a) dan (b).



Gambar 4.1 Perbandingan panjang transition ( $X_t$ ) pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *trapezoidal* dan *triangular vortex generator*

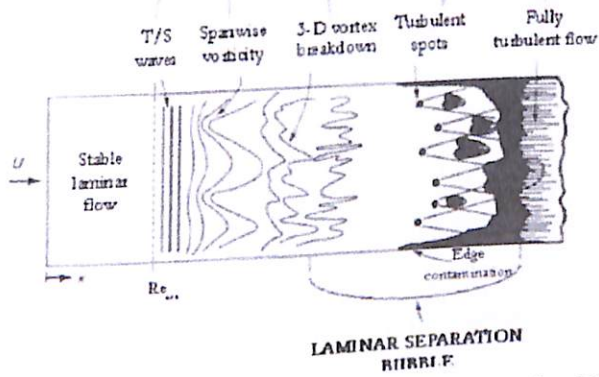
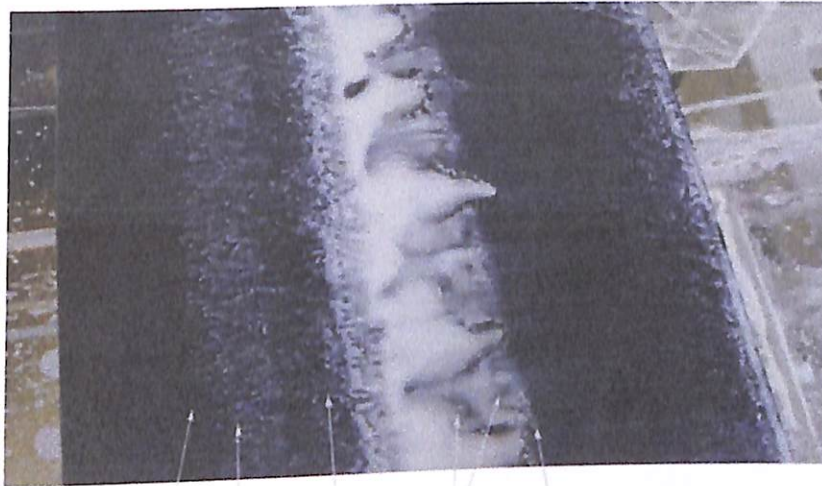


## 4.2. Hasil *Oil Flow Visualization*

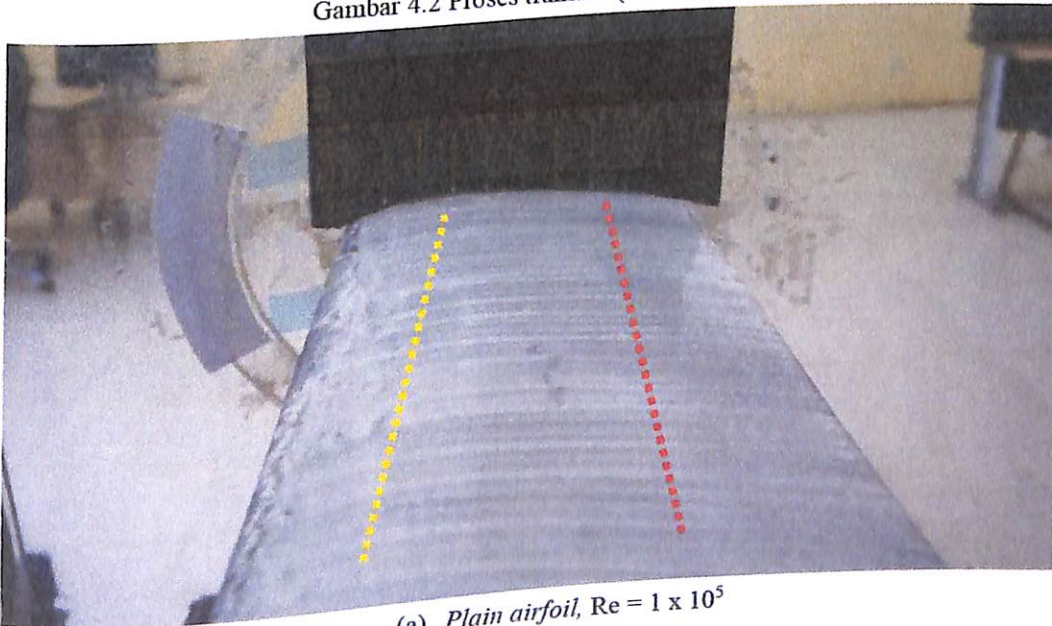
Pada bagian ini ditampilkan beberapa hasil visualisasi aliran dengan metode *oil flow visualization*, kontur turbulensi dan dinamika aliran fluida yang berguna untuk mengetahui cara kerja dan pengaruh penambahan *trapezoidal vortex generator* pada *airfoil NACA 0012*. *Oil flow visualization* ini diterapkan pada *upper surface airfoil NACA 0012* dengan variasi *angle of attack*  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $17^\circ$  pada  $Re = 1 \times 10^5$  dan  $Re = 2 \times 10^5$ .

### 4.2.1. Karakteristik Aliran *Plain Airfoil* dan *Airfoil* dengan *VG 20%*

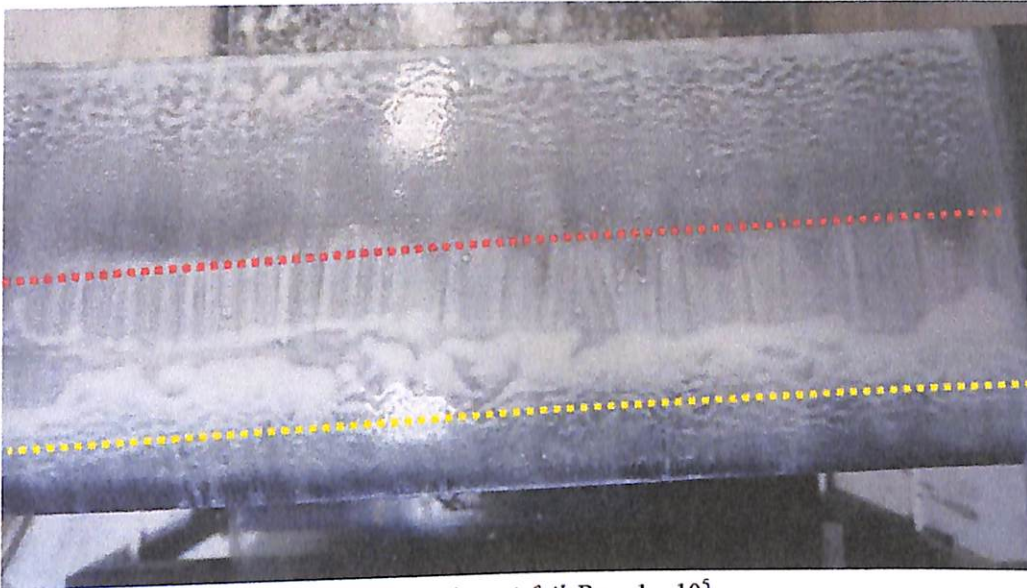
Pengukuran menggunakan *oil flow visualization* untuk melihat formasi transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* seperti yang ditunjukkan pada gambar 4.2, untuk melihat kontur kecepatan dan pengaruh penggunaan *trapezoidal vortex generator* pada sudut serang  $0^\circ$  akan ditampilkan pada gambar 4.3 dibawah. Gambar 4.3 menunjukkan *airfoil* tampak bagian atas dengan memakai campuran *titanium oxide*, *oleic acid*, dan *kerosene* pada *airfoil* di daerah upstream dengan pemotongan pada area *midspan*. Pada *plain airfoil* dengan sudut serang  $0^\circ$  pada  $Re = 1 \times 10^5$  (a) dan (b) terlihat terjadi separasi pada titik 0.2 dan *reattachment* pada 0.75. Sedangkan *plain Airfoil* dengan sudut serang  $0^\circ$  pada  $Re = 2 \times 10^5$  (c) dan (d) terlihat terjadi separasi pada titik 0.3 dan *reattachment* pada 0.65. Hal ini disebabkan peningkatan kecepatan udara sehingga titik separasi bergeser ke belakang. Garis kuning menunjukkan titik separasi (*separation*) dan garis merah menunjukkan *reattachment*.



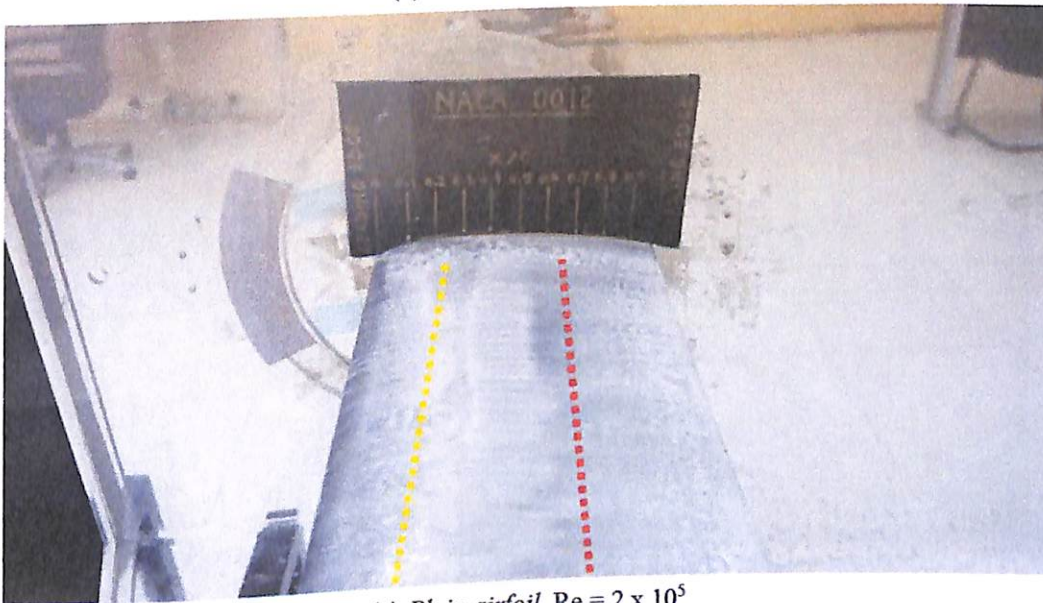
Gambar 4.2 Proses transisi. (Serdar, 2012)



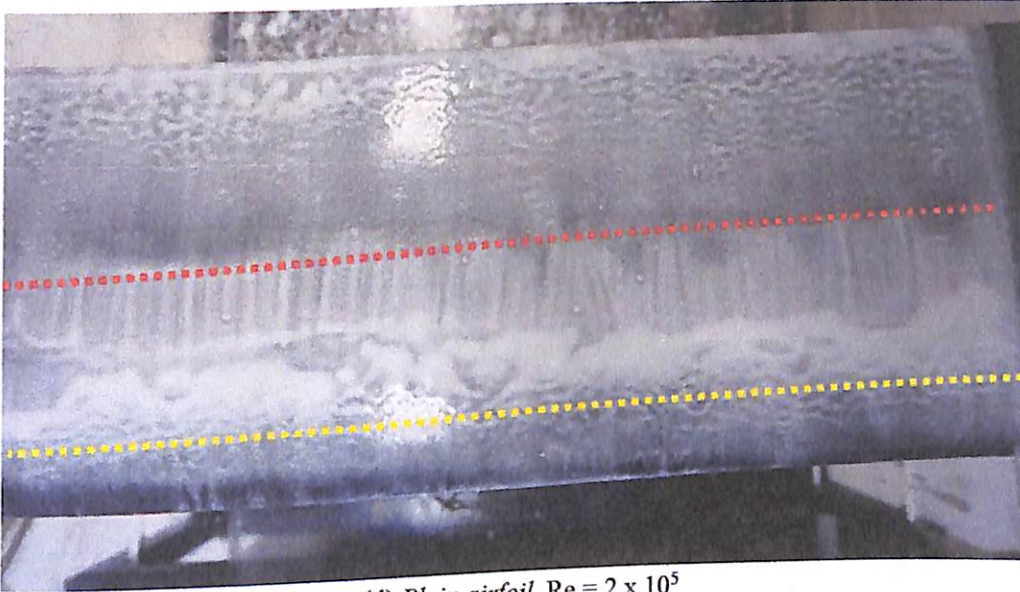
(a) Plain airfoil,  $Re = 1 \times 10^5$



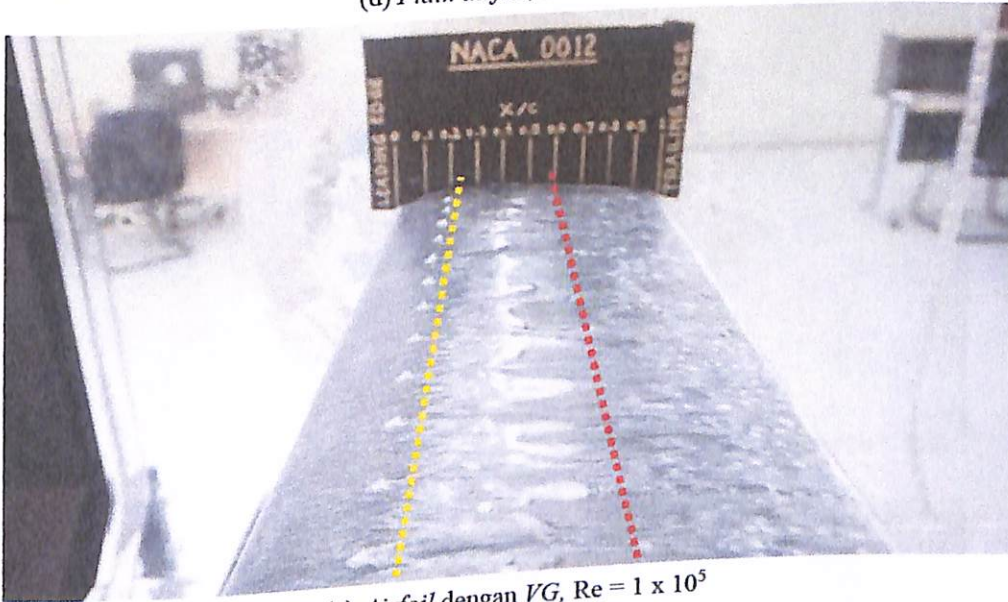
(b) Plain airfoil,  $Re = 1 \times 10^5$



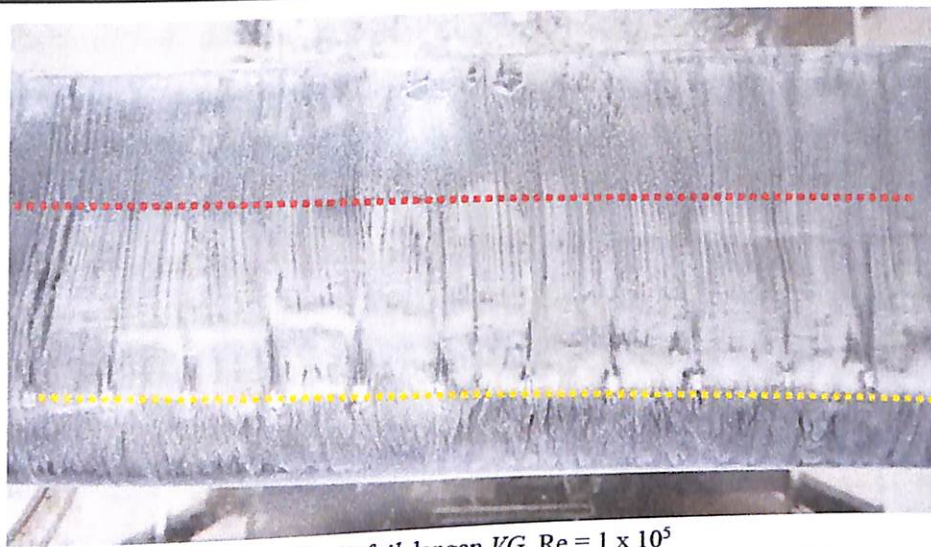
(c) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$



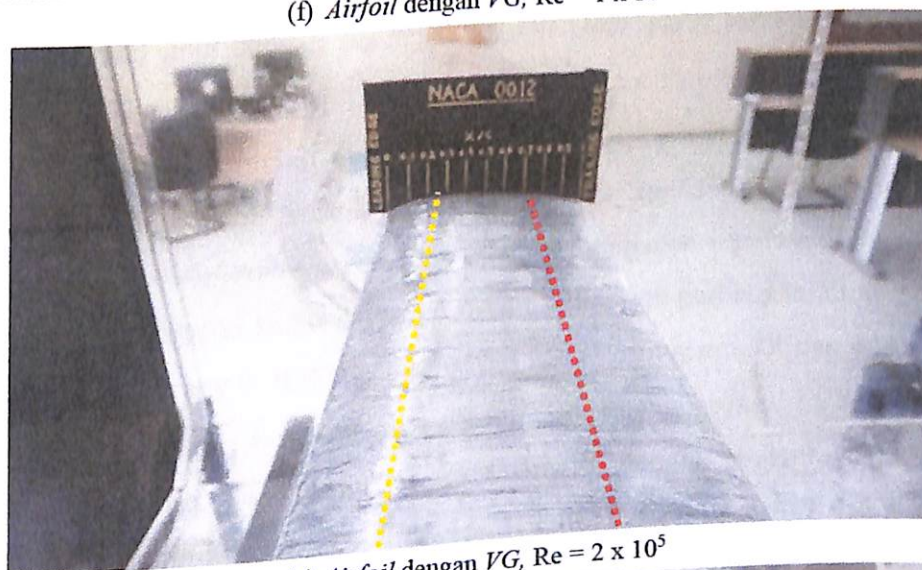
(d) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$



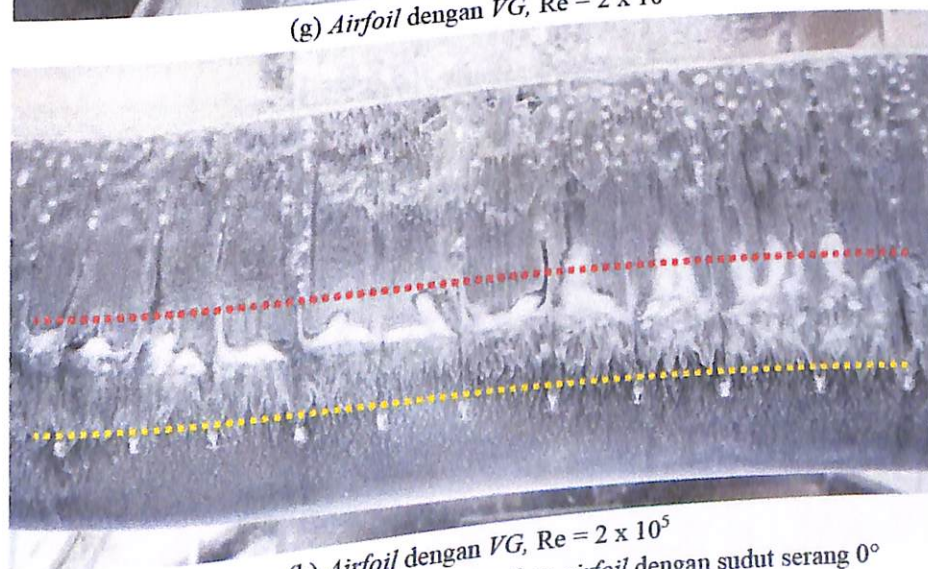
(e) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



(f) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



(g) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$

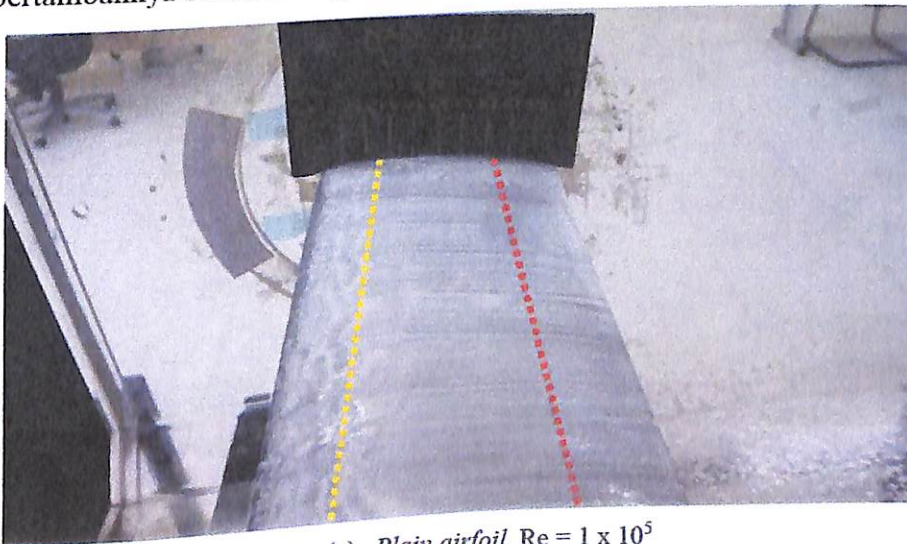


(h) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$

Gambar 4.3. Visualisasi aliran upper surface airfoil dengan sudut serang  $0^\circ$

Pada *airfoil* dengan penambahan *trapezoidal vortex generator* menambah momentum aliran sehingga terjadi separasi lebih awal di belakang *trapezoidal vortex generator* (e), (f), (g) dan (h) yang alirannya masih mengikuti kontur bodi *Airfoil*.

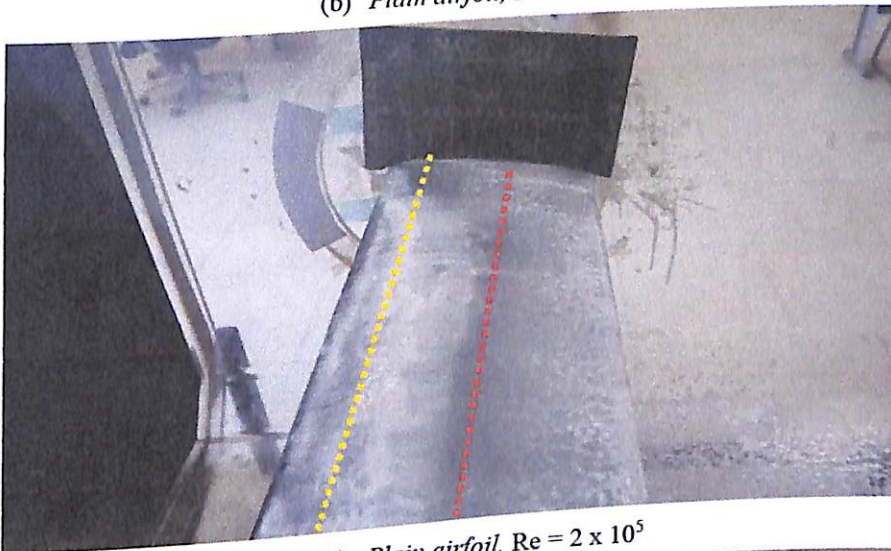
Gambar 4.4 *plain airfoil* pada sudut serang  $4^\circ$  (a), (b), (c), dan (d) mulai terjadi separasi di area *middle* terlihat pada garis yang terbentuk oleh *titanium oksida*, menandakan bahwa aliran udara yang melewati *upper surface airfoil* tidak lagi *streamline* dengan bertambahnya sudut serang menyebabkan adanya *turbulence* sehingga aliran udara yang melewati *upper surface* akan cenderung menjauh dari *surface*. Pada *airfoil* penambahan *trapezoidal vortex generator* (e), (f), (g), dan (h) terjadi aliran *reattachment* (aliran udara yang melewati *trapezoidal vortex generator* akan kembali ke permukaan *airfoil*). Demikian juga dengan penambahan *VG* pada sudut serang  $= 4^\circ$ , aliran yang melewati permukaan atas *airfoil* dengan pemasangan *trapezoidal vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan *plain airfoil*. Profil kecepatan cenderung ada perbaikan bentuk pada garis yang menandakan momentum hasil penempatan *trapezoidal vortex generator* mampu mengatasi separasi di daerah *trailing edge*. Pada *airfoil* dengan sudut serang  $4$  sudah mulai ada perbedaan aliran pada *upper surface* dari sudut serang  $0$ , Hal ini diakibatkan pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $4^\circ$  aliran masih mengikuti bodi sehingga gaya *drag* yang dihasilkan oleh *trapezoidal vortex generator* itu sendiri lebih dominan. Pada sudut serang  $4^\circ$  *airfoil* dengan penambahan *trapezoidal vortex generator* memiliki rasio lebih besar dibandingkan *plain airfoil*, dan akan efisien seiring bertambahnya sudut serang sampai sudut serang  $12^\circ$ .



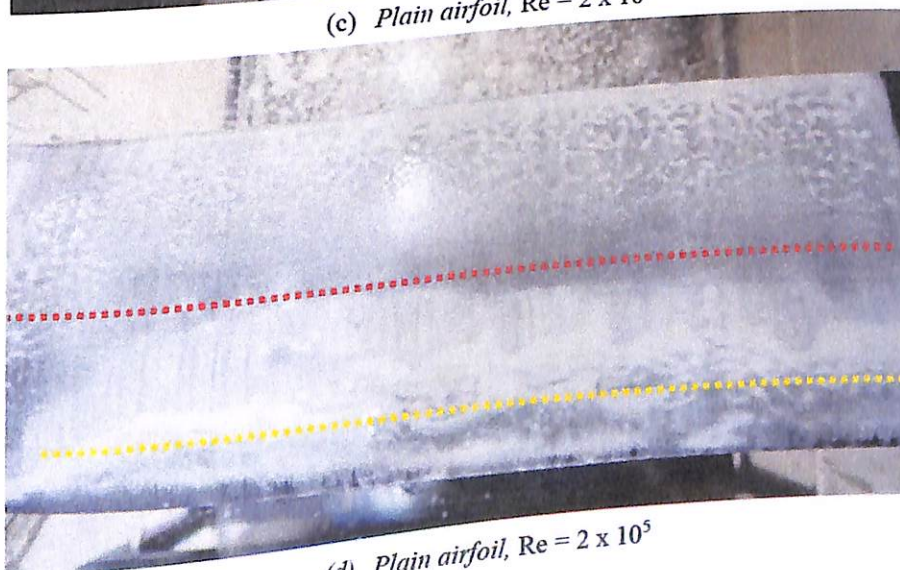
(a) *Plain airfoil*,  $Re = 1 \times 10^5$



(b) Plain airfoil,  $Re = 1 \times 10^5$

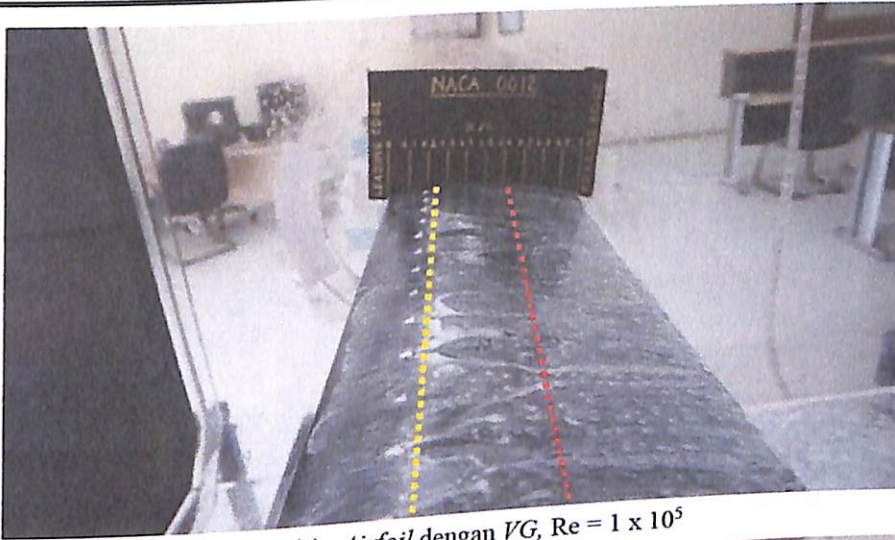


(c) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$

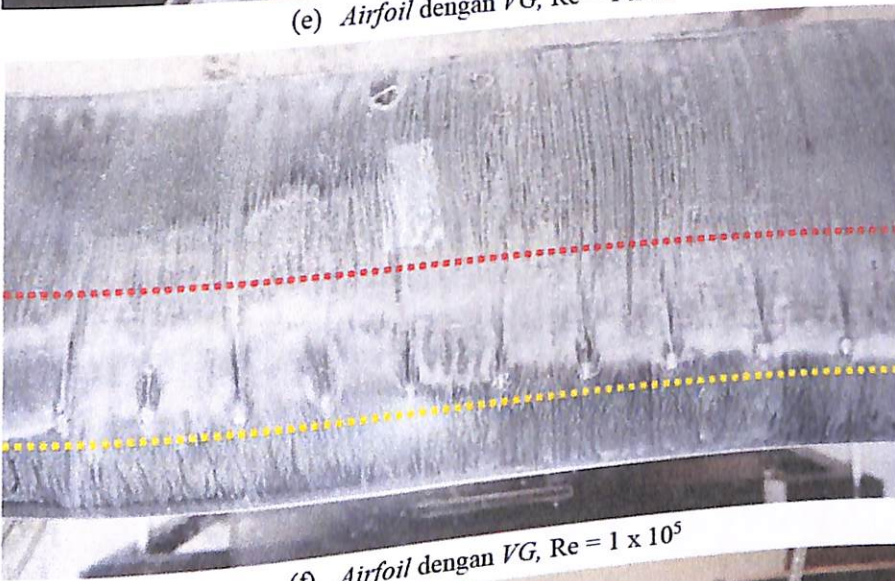


(d) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$

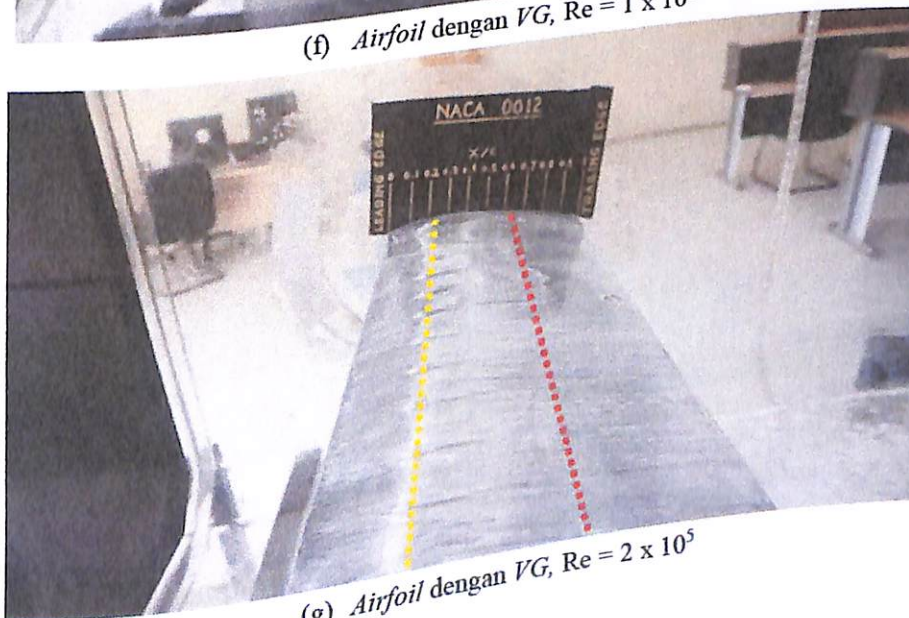




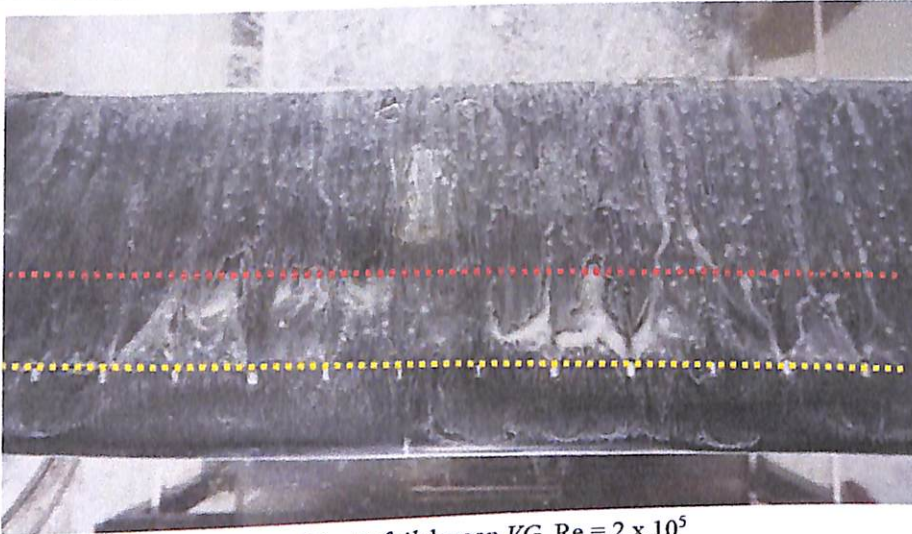
(e) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



(f) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



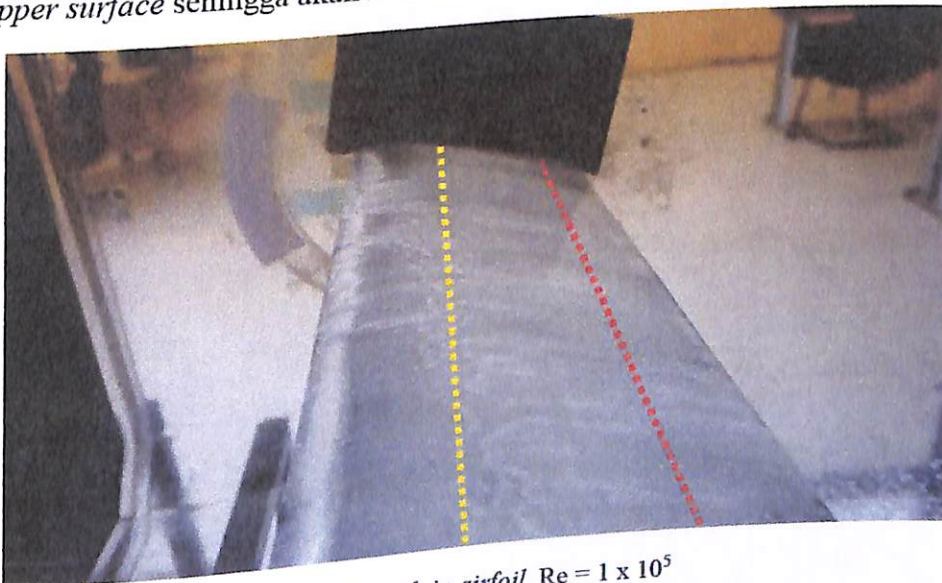
(g) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$



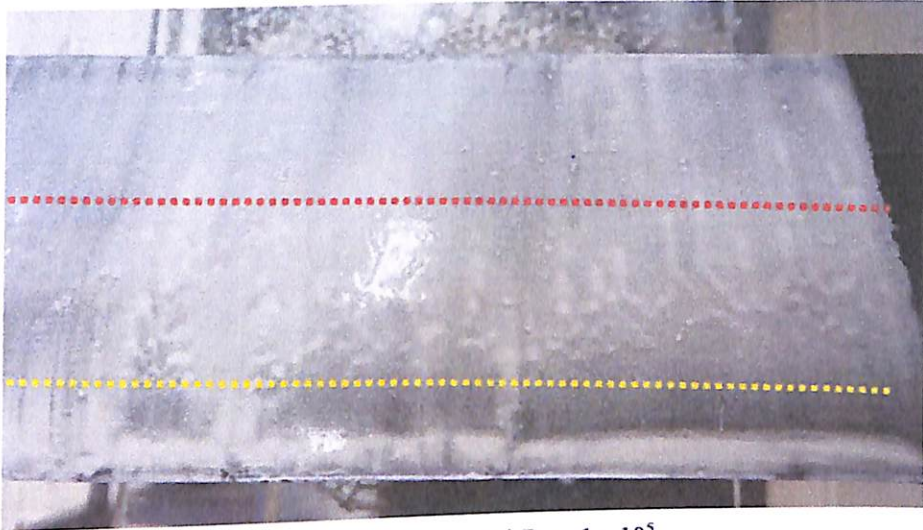
(h) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$

Gambar 4.4. Visualisasi aliran *upper surface* airfoil dengan sudut serang  $4^\circ$

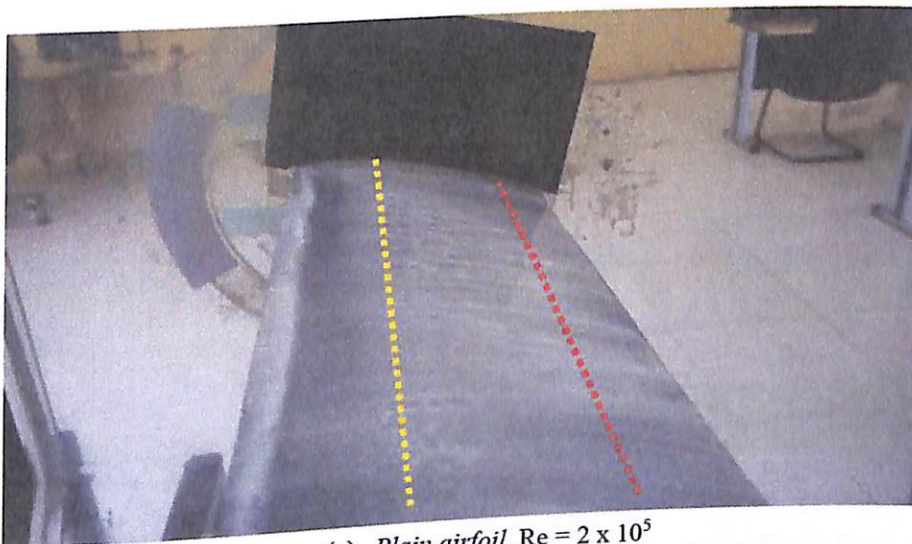
Pada sudut serang  $10^\circ$  pada *plain airfoil* (a), (b), (c) dan (d) aliran separasi bergerak maju menandakan bahwa di sudut  $10^\circ$  ada kenaikan separasi yang melewati *upper surface* sehingga dapat menurunkan  $C_L$  yang signifikan. *Airfoil* sudut serang  $10^\circ$  dengan penambahan *trapezoidal vortex generator* (e), (f), (g) dan (h) masih terlihat aliran *reattach* (aliran yang kembali ke *upper surface*) untuk lebih memberi dampak *streamline* pada *upper surface* sehingga akan menaikkan  $C_L$  (gambar 4.5)



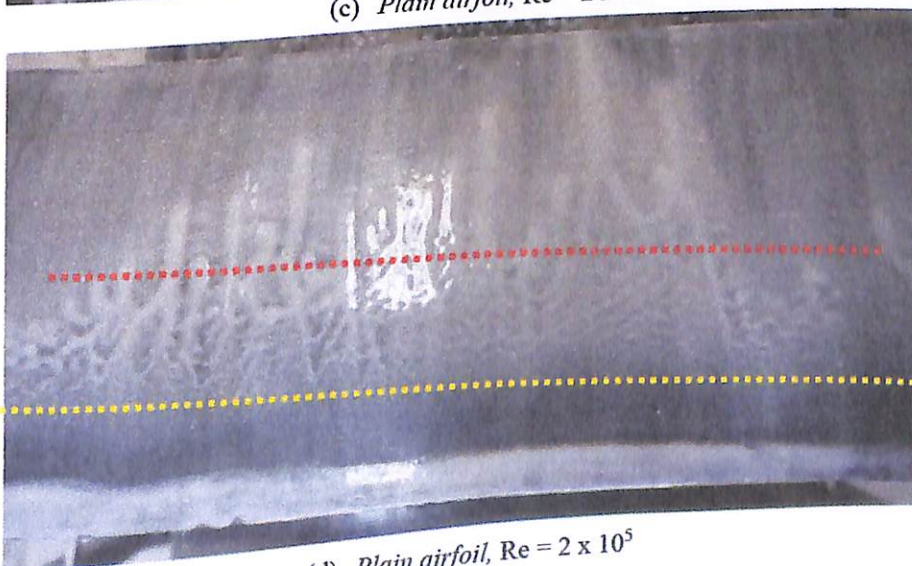
(a) *Plain airfoil*,  $Re = 1 \times 10^5$



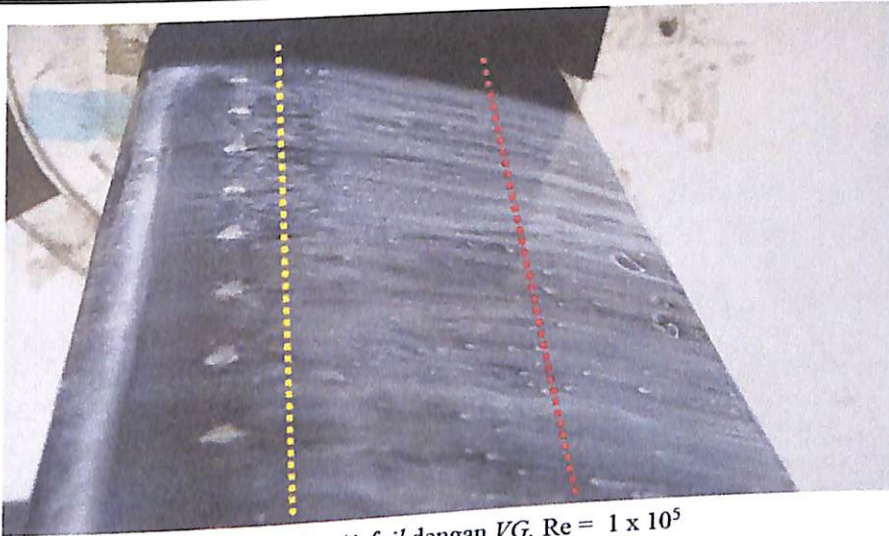
(b) *Plain airfoil*,  $Re = 1 \times 10^5$



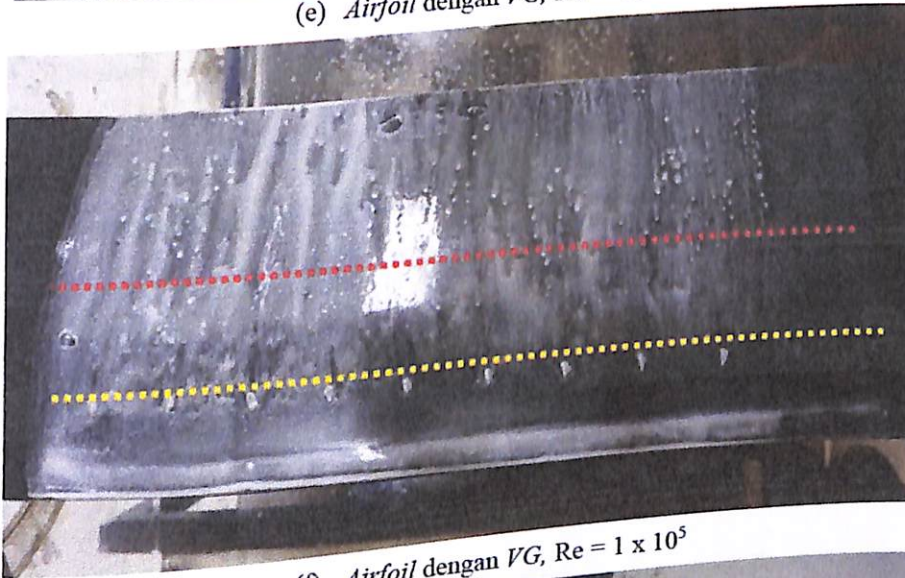
(c) *Plain airfoil*,  $Re = 2 \times 10^5$



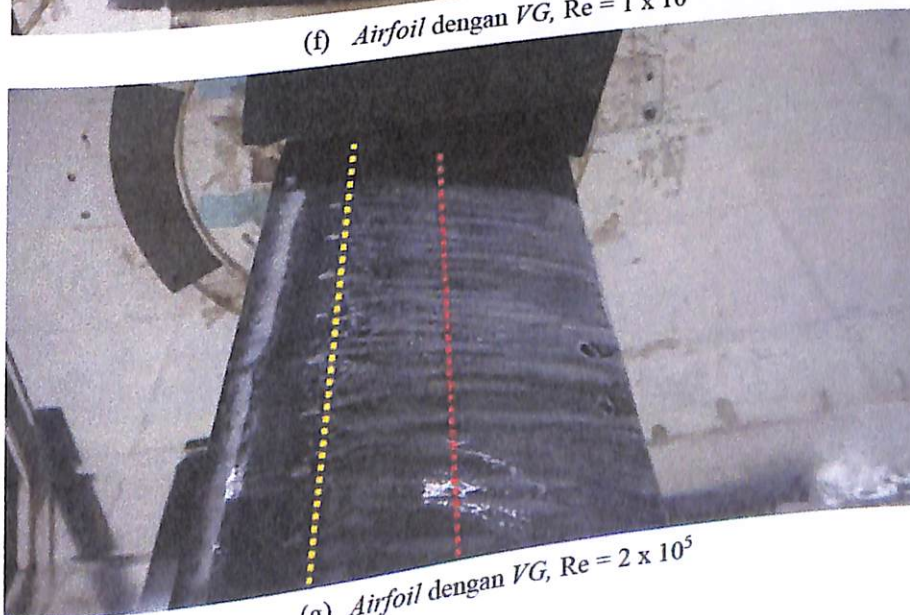
(d) *Plain airfoil*,  $Re = 2 \times 10^5$



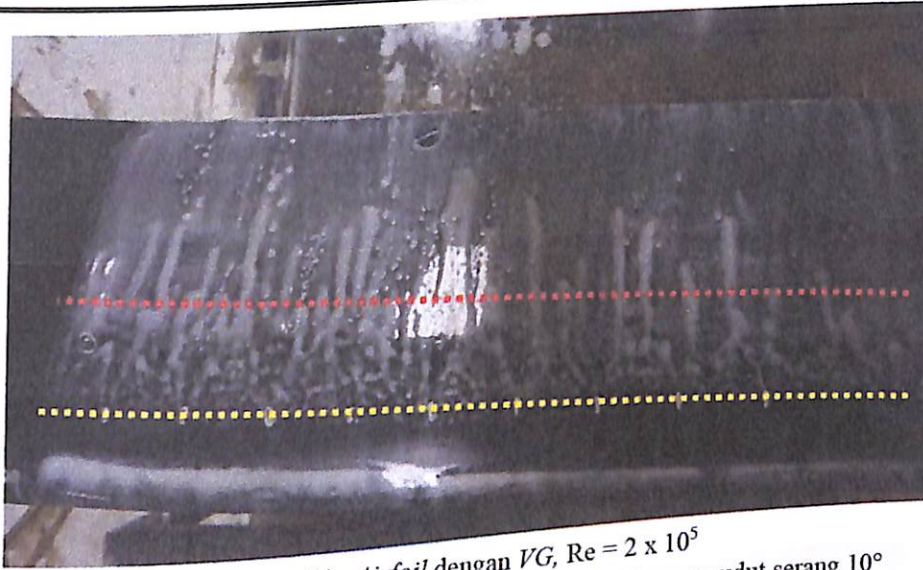
(e) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



(f) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



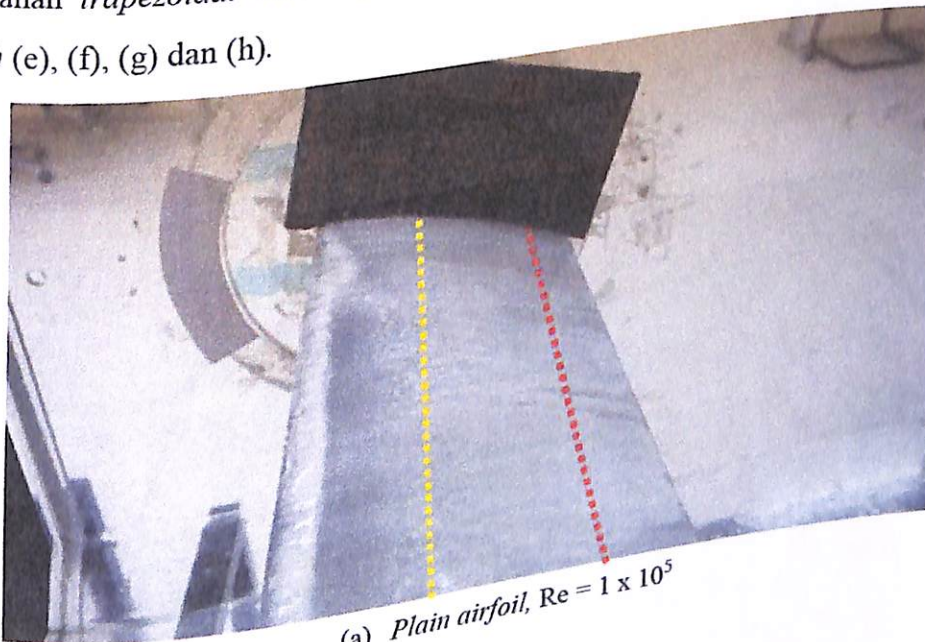
(g) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$



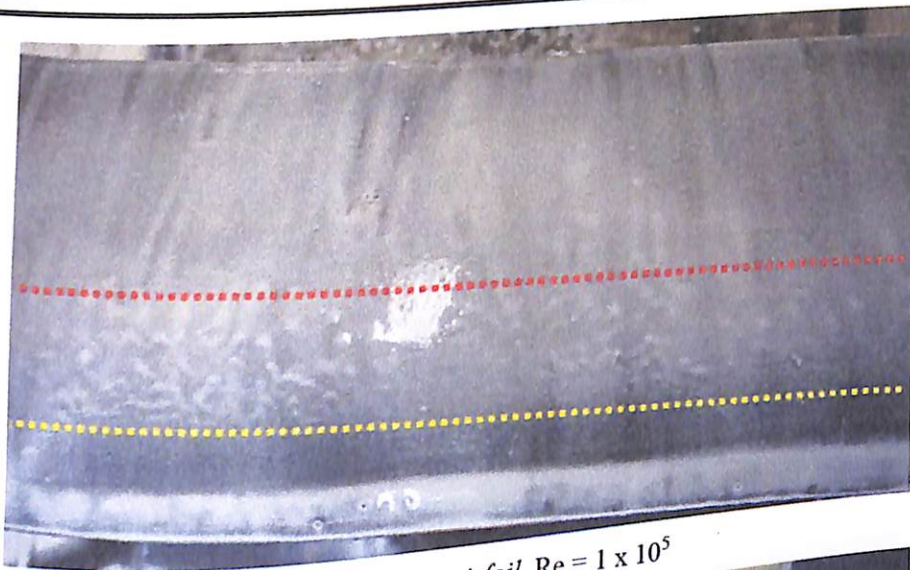
(h) *Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$*

Gambar 4.5. Visualisasi aliran *upper surface airfoil* dengan sudut serang  $10^\circ$

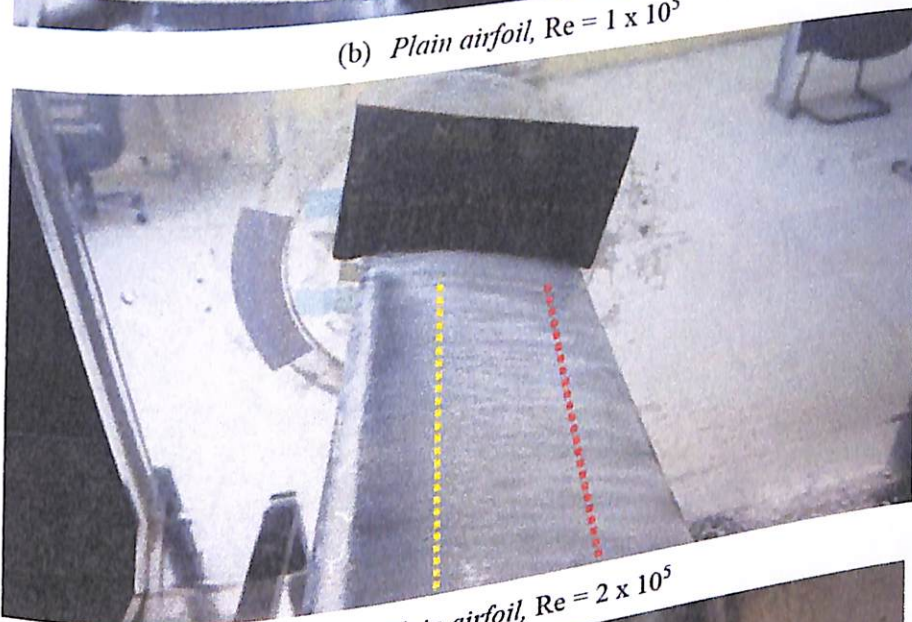
Gambar 4.6 aliran *upper surface* dengan sudut serang  $12^\circ$  *plain airfoil* (a), (b), (c) dan (d) separasi sudah sangat maju kedepan karena aliran yang terkena *airfoil* hanya *leading edge* yang terlihat pada gambar dibawah. *Airfoil* sudut serang  $10^\circ$  dengan penambahan *trapezoidal vortex generator* (e), (f), (g) dan (h) masih terlihat aliran *reattach* (e), (f), (g) dan (h).



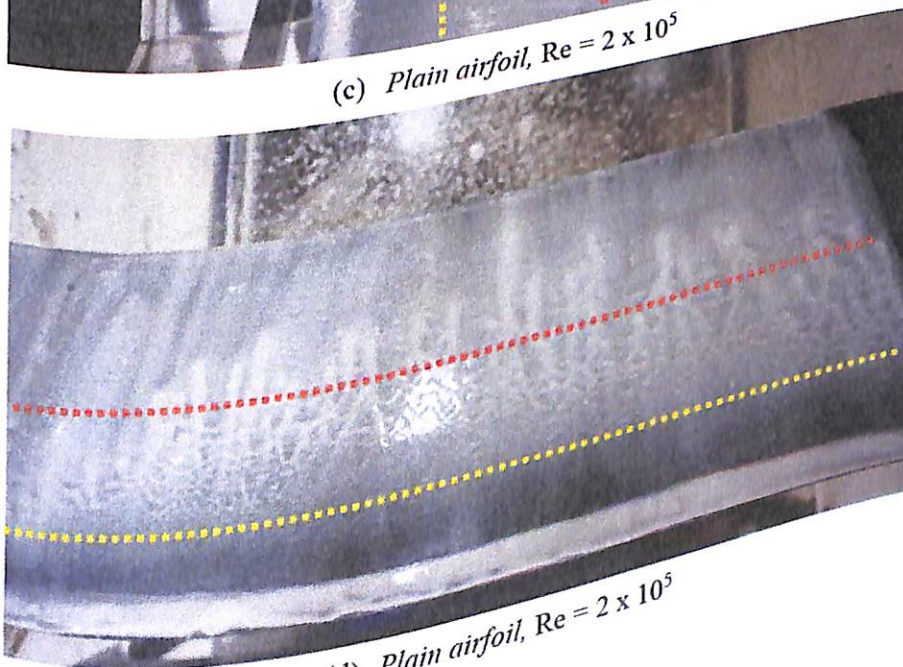
(a) *Plain airfoil,  $Re = 1 \times 10^5$*



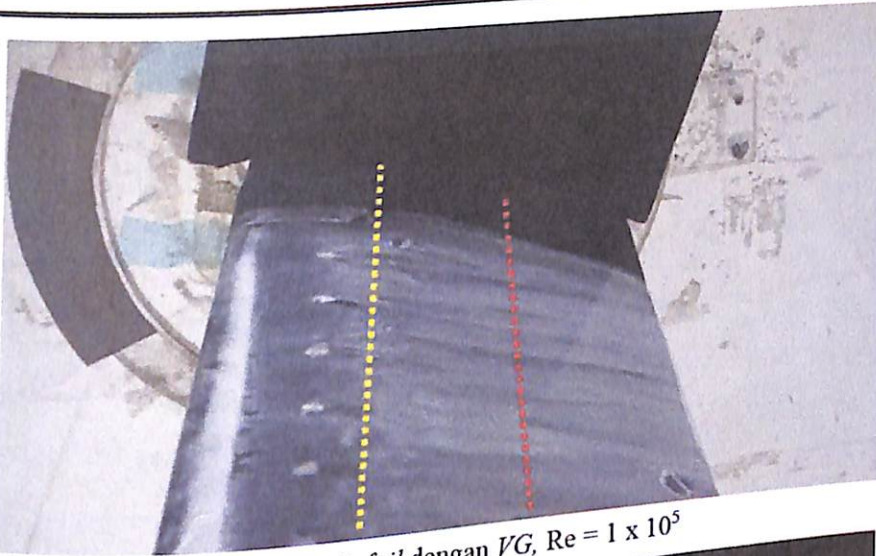
(b) Plain airfoil,  $Re = 1 \times 10^5$



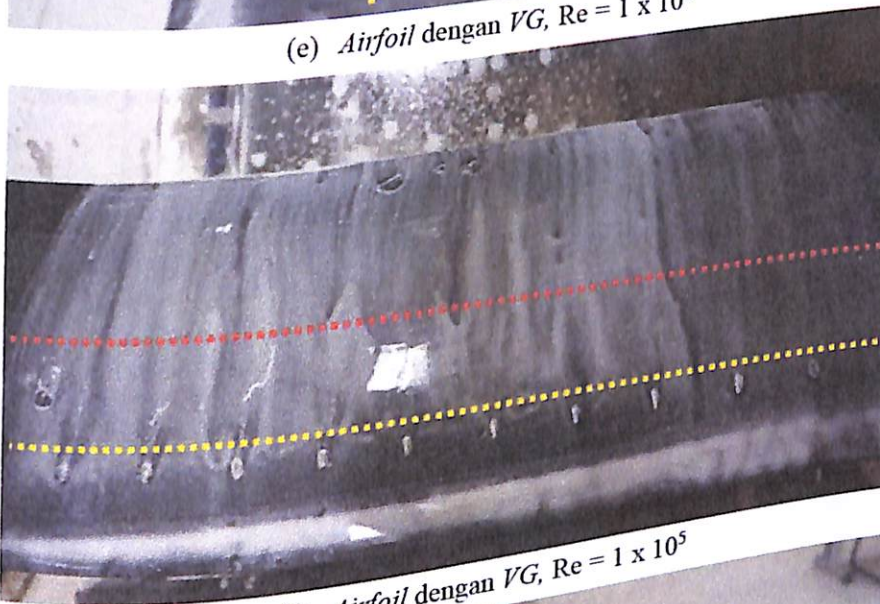
(c) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$



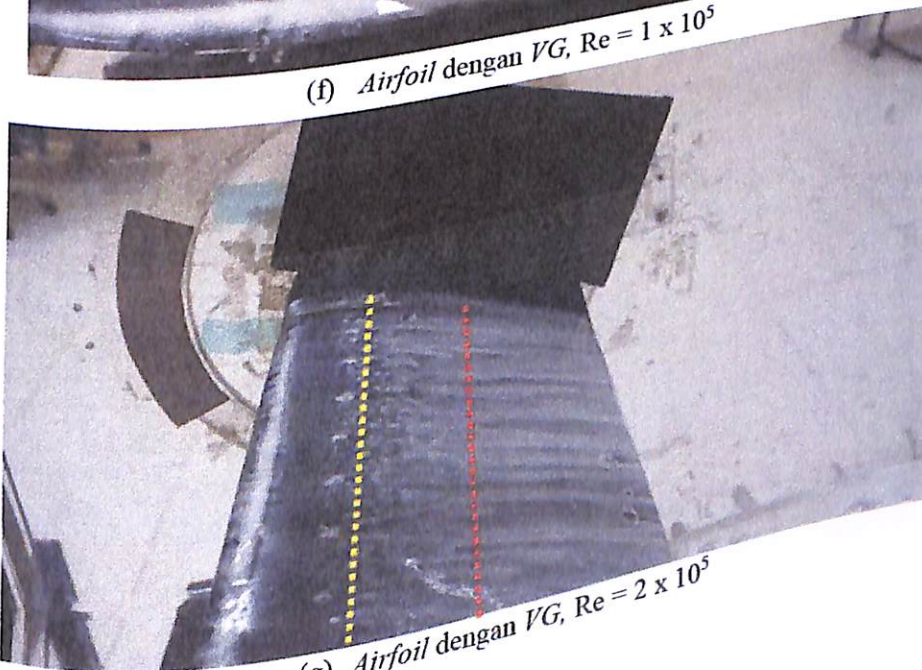
(d) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$



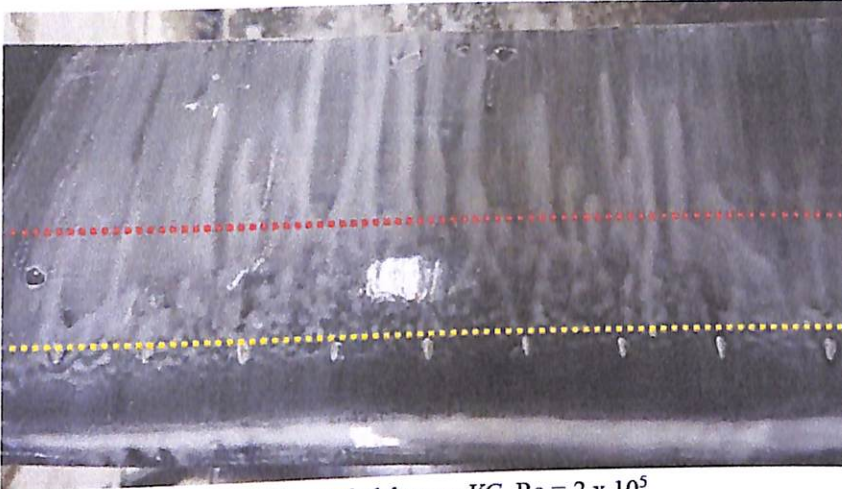
(e) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



(f) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$

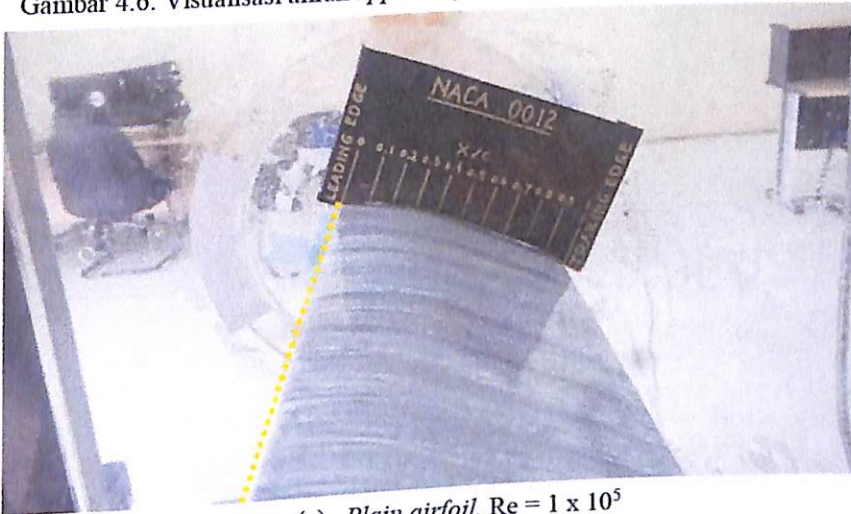


(g) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$

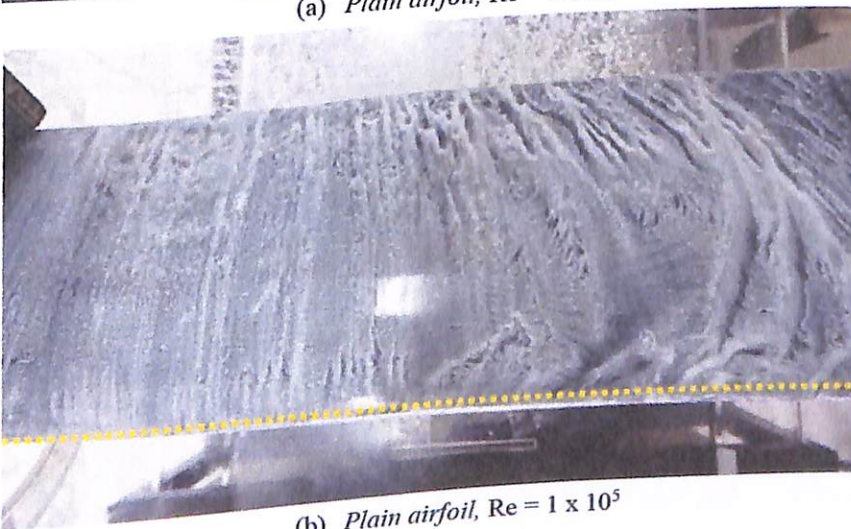


(h) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$

Gambar 4.6. Visualisasi aliran *upper surface* Airfoil dengan sudut serang  $12^\circ$

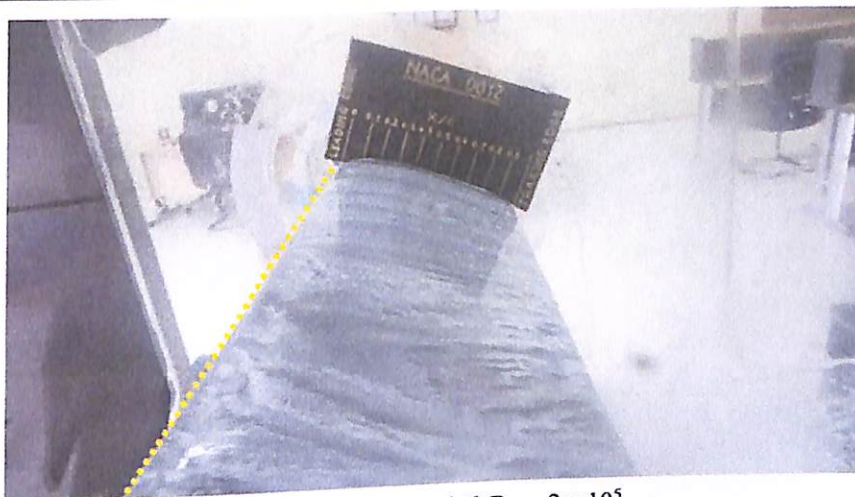


(a) Plain airfoil,  $Re = 1 \times 10^5$

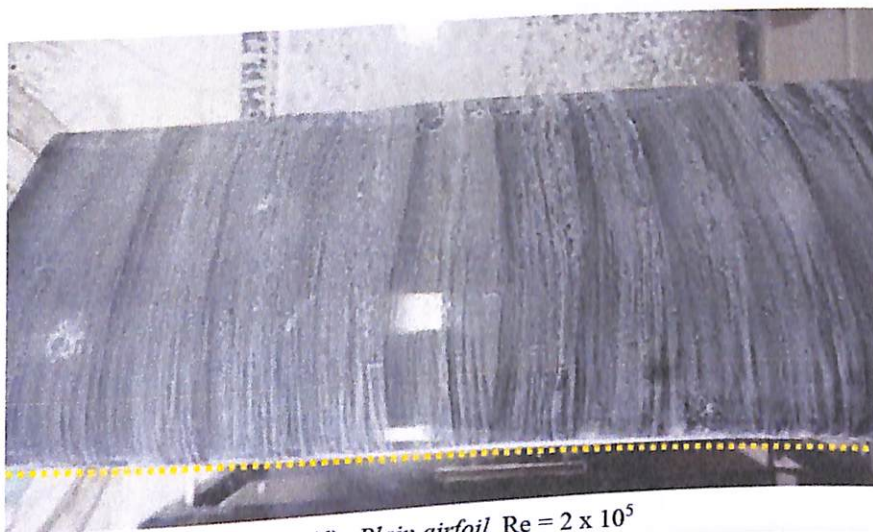


(b) Plain airfoil,  $Re = 1 \times 10^5$

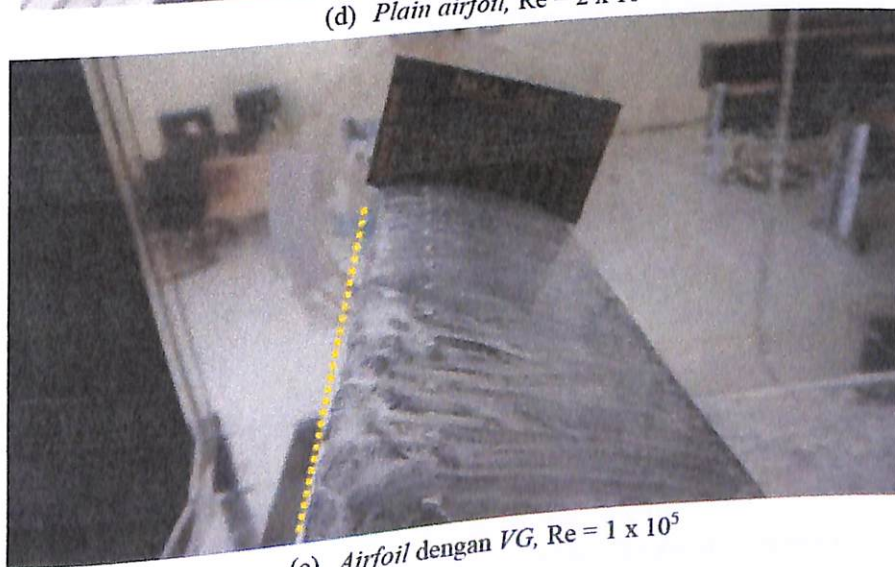




(c) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$



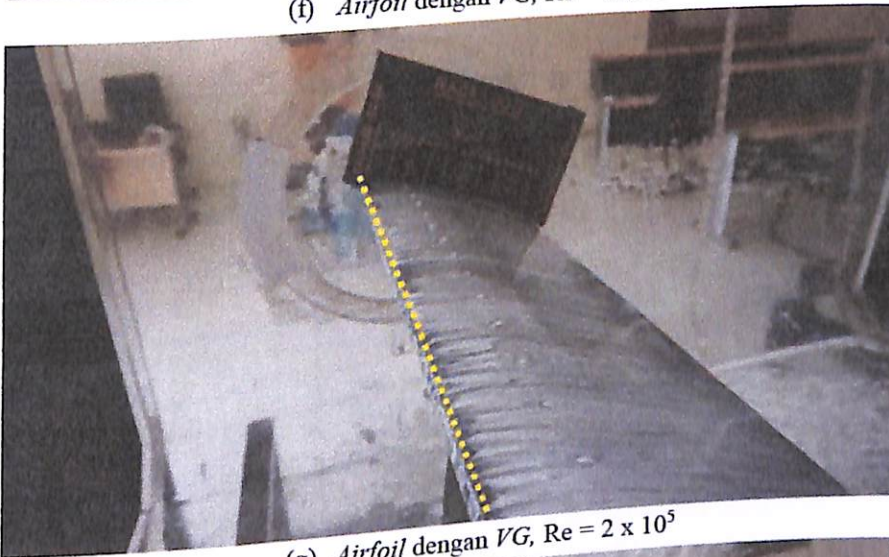
(d) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$



(e) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



(f) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$

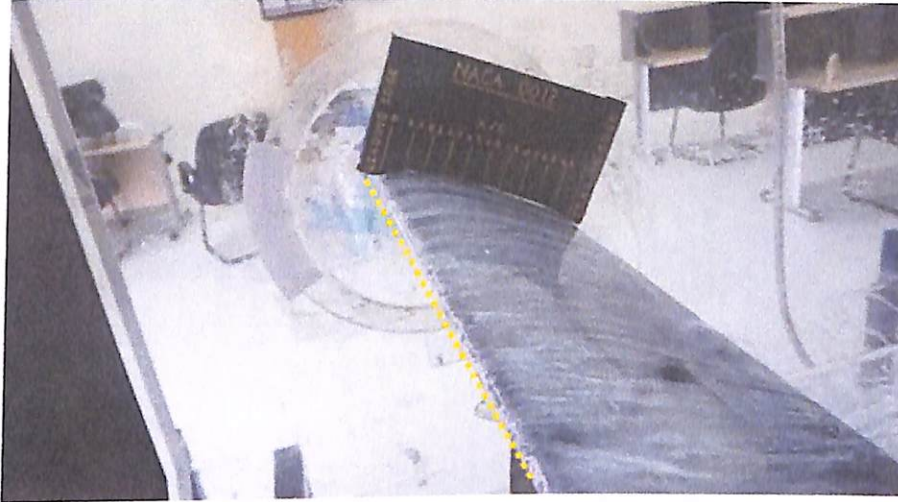


(g) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$



(h) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$  dengan sudut serang  $15^\circ$

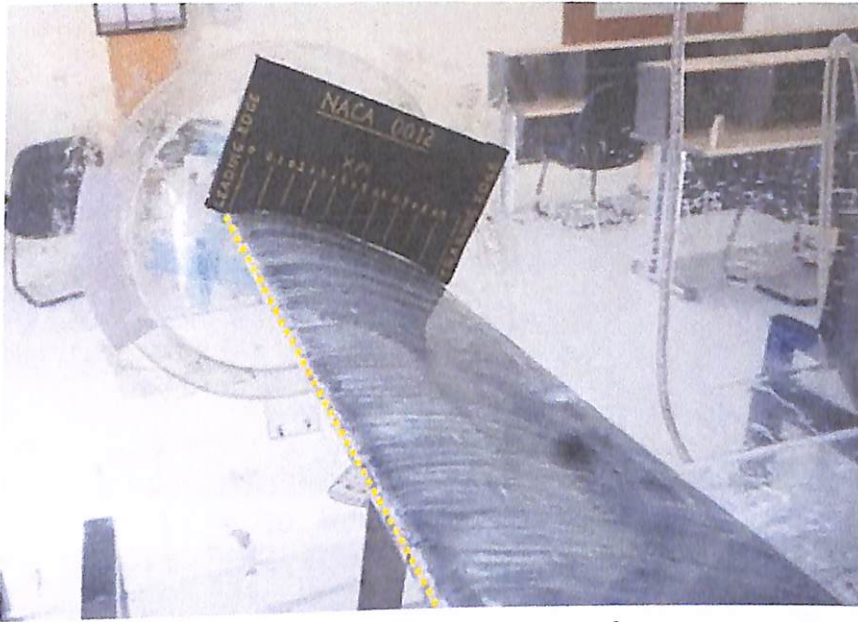
Gambar 4.7. Visualisasi aliran *upper surface* Airfoil dengan sudut serang  $15^\circ$



(a) *Plain airfoil*,  $Re = 1 \times 10^5$



(b) *Plain airfoil*,  $Re = 1 \times 10^5$



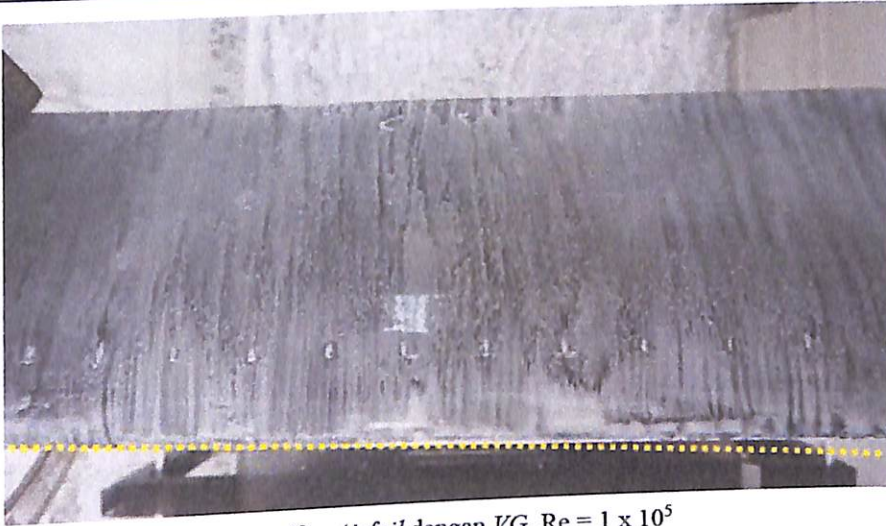
(c) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$



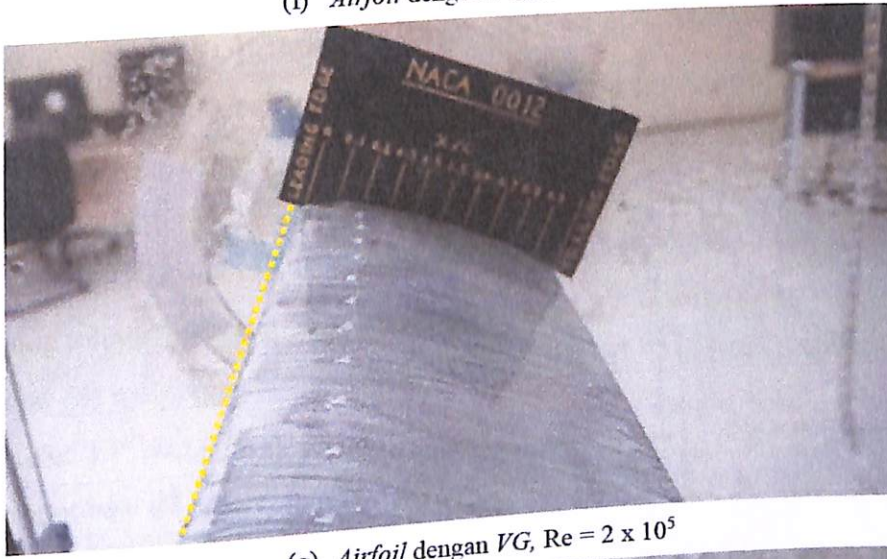
(d) Plain airfoil,  $Re = 2 \times 10^5$



(e) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$



(f) Airfoil dengan VG,  $Re = 1 \times 10^5$



(g) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$



(h) Airfoil dengan VG,  $Re = 2 \times 10^5$  dengan sudut serang  $17^\circ$

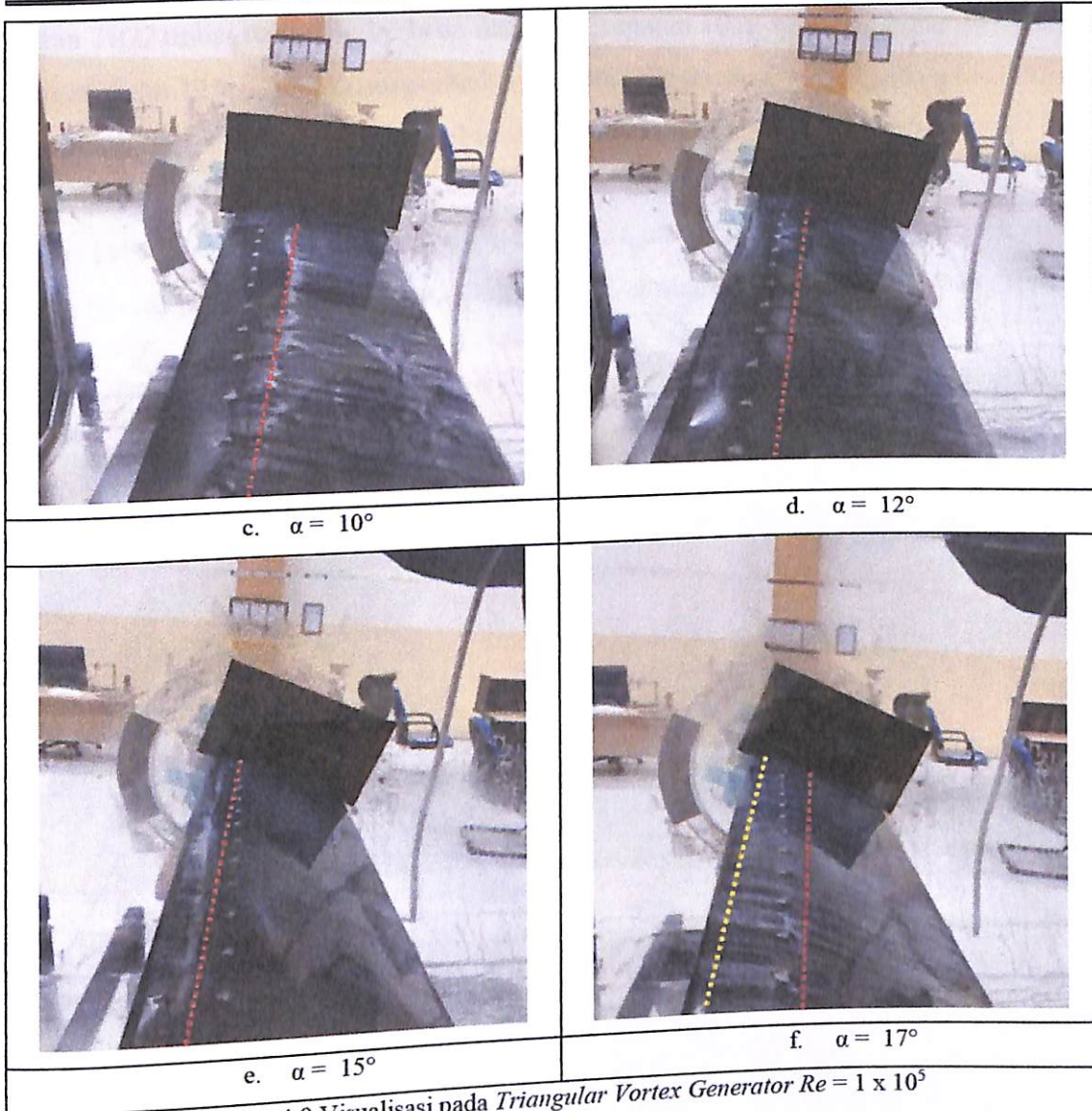
Gambar 4.8. Visualisasi aliran upper surface Airfoil dengan sudut serang  $17^\circ$

Pada gambar 4.7 dan 4.8 *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *trapezoidal vortex generator* pada sudut serang  $15^\circ$  dan  $17^\circ$  (a), (b), (c), (d), (e), (f), (g) dan (h) sudah terjadi separasi hebat di *leading edge* karena udara sudah terlepas dari permukaan sayap.

#### 4.2.2. Visualisasi pada *Triangular Vortex Generator* $Re = 1 \times 10^5$

Garis kuning menunjukkan bahwa *airfoil* tersebut memiliki titik separasi, jadi *Vortex Generator* hanya berfungsi hingga garis kuning tersebut, setelah garis kuning tersebut akan terjadi turbulensi, tetapi untuk perbandingan antara *airfoil* yang menggunakan *Vortex Generator* dengan tanpa menggunakan *Vortex Generator* perbedaannya cukup mencolok, jadi pada gambar tersebut dapat menjelaskan kegunaan dari *Vortex Generator* (VG). Terlihat pada gambar 4.9 (a) dan (b) tampak jelas perbedaan antara *airfoil* yang menggunakan VG dengan yang tanpa menggunakan VG, pada gambar tersebut *airfoil* dengan sudut  $0^\circ$  dan pada kecepatan 10 m/s. Pada gambar (a) titik separasi ditunjukkan pada garis 0.4 sedangkan gambar (b) titik separasi ditunjukkan pada garis 0.35. Pada gambar (c) dan (d) ditunjukkan sudut  $4^\circ$  dapat terlihat jelas perbedaan titik separasi yang terjadi, pada gambar (c) titik separasi menunjukkan pada garis 0.5 sedangkan pada gambar (d) menunjukkan titik separasi pada garis 0.3. Dan pada gambar (i), (j), (k), (l) pada sudut  $15^\circ$  dan  $17^\circ$  sudah terjadi turbulensi yang sangat hebat, sehingga pada *airfoil* tersebut bisa dikatakan dalam keadaan *Stall*.



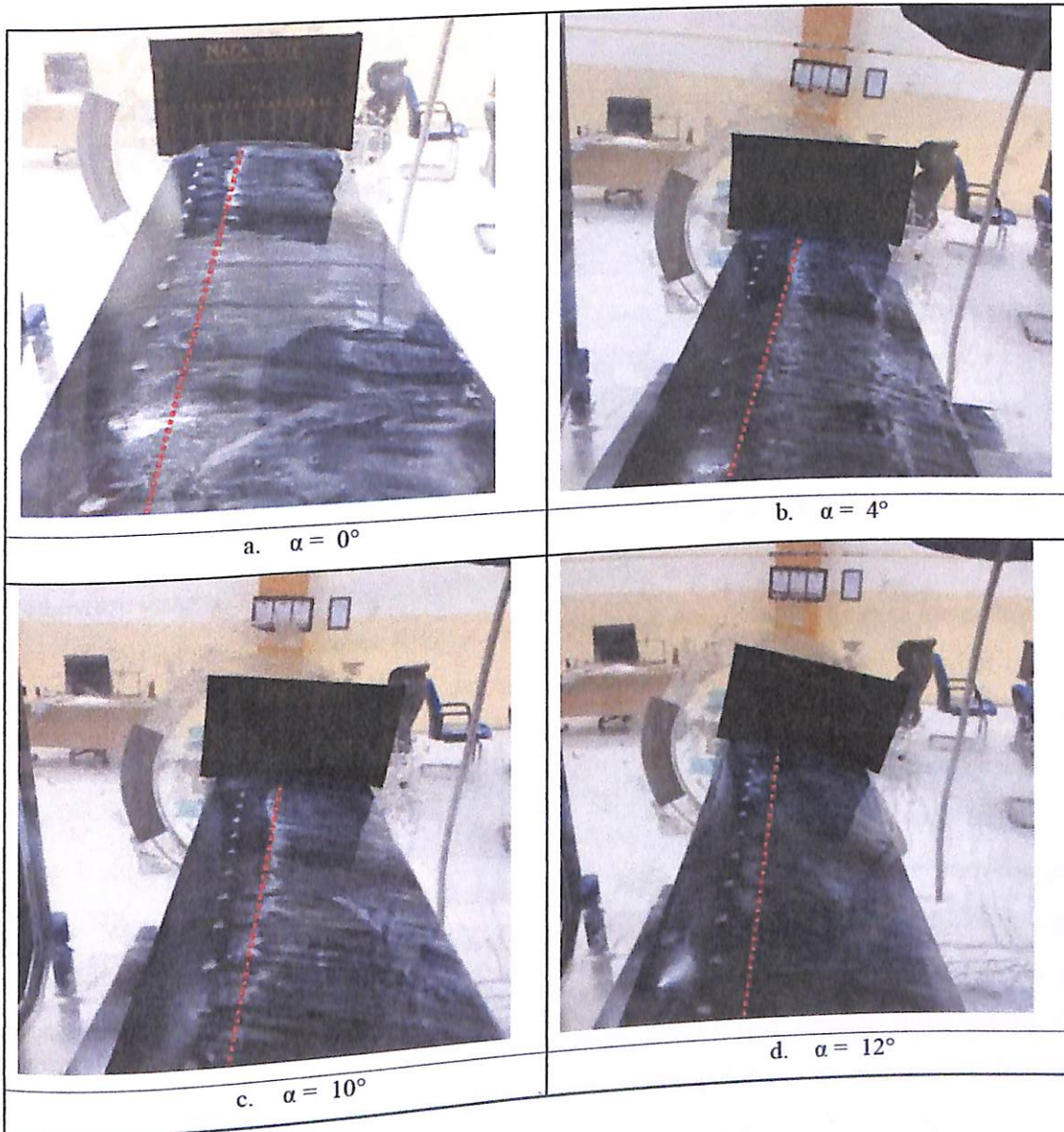


Gambar 4.9. Visualisasi pada *Triangular Vortex Generator*  $Re = 1 \times 10^5$

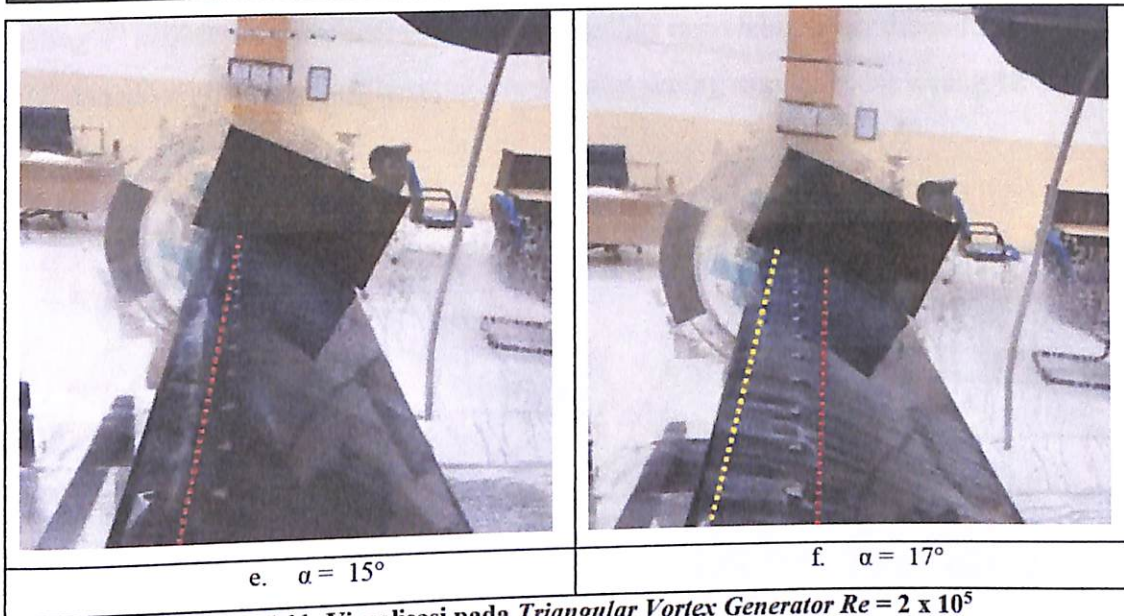
#### 4.2.3. Visualisasi pada *Triangular Vortex Generator* $Re = 2 \times 10^5$

Tidak jauh berbeda dengan kecepatan 10 m/s namun pada saat kecepatan mencapai 20 m/s cairan  $TiO_2$  terlihat lebih samar dibanding dengan memakai kecepatan 10 m/s dikarenakan kecepatan dari *Wind Tunnel* yang semakin bertambah maka aliran udara yang melewati *airfoil* tersebut ikut bertambah kecepatannya. Pada gambar 4.10 (a) dan (b) terlihat pada sudut  $0^\circ$  dengan kecepatan 20 m/s, titik separasi terjadi pada garis antara 0.3 sampai 0.4. Pada gambar (c) dan (d) menunjukkan *airfoil* dengan sudut  $4^\circ$  yang menunjukkan perbedaan titik separasi, titik separasi terlihat pada garis 0.2 (c) dan pada garis 0.21 (d). Terlihat jelas pada sudut  $10^\circ$  gambar (e) dan (f). Pada gambar tersebut

cairan  $TiO_2$  mulai memudar berbeda dengan kecepatan 10 m/s. Pada gambar (g) dan (h) dengan sudut  $12^\circ$  menunjukkan perbedaan bahwa titik separasi terjadi pada garis 0.02 (g) dan 0.1 (h) dan setelah itu aliran turbulensi terjadi dan mengarah ke *trailing edge*. Dan untuk sudut  $15^\circ$  dan  $17^\circ$  terlihat pada gambar (i), (j), (k), (l) sudah terjadi turbulensi yang sangat hebat, dan memungkinkan akan terjadi *stall*, pada gambar tersebut titik *attachment* sudah berada di area *leading edge*. Akan terjadi turbulensi setelah area *leading edge*.







Gambar 4.11. Visualisasi pada *Triangular Vortex Generator*  $Re = 2 \times 10^5$

Pengukuran menggunakan *oil flow visualization* untuk melihat formasi transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* seperti yang ditunjukkan pada gambar 4.12, untuk melihat kontur kecepatan dan pengaruh penggunaan *triangular vortex generator* pada sudut serang  $0^\circ$

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

Sebagai contoh gambar 4.12 adalah *airfoil* dengan sudut  $0^\circ$  dengan kecepatan 10 m/s, mulai terjadi separasi di area *midle* terlihat pada garis yang terbentuk oleh cairan *titanium oksida*, menandakan bahwa aliran udara yang melewati *upper surface* akan cenderung menjauh dari *surface*. Pada *airfoil* penambahan *triangular vortex generator* yang terlihat pada gambar 4.13 terjadi aliran *reattachment* (aliran udara yang melewati *triangular vortex generator* akan kembali ke permukaan *airfoil*). Demikian juga dengan penambahan *VG* pada sudut serang  $4^\circ$ . Profil kecepatan cenderung ada perbaikan bentuk pada garis yang menandakan momentum hasil penempatan *triangular vortex generator* mampu mengatasi separasi di daerah *trailing edge*. Pada *airfoil* dengan sudut serang  $4^\circ$  sudah mulai ada perbedaan aliran pada *upper surface* dari sudut serang  $0^\circ$ , hal ini diakibatkan pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $4^\circ$  aliran masih mengikuti bodi sehingga gaya *drag* yang dihasilkan oleh *triangular vortex generator* itu sendiri lebih dominan. Pada sudut

serang  $4^\circ$  *airfoil* dengan penambahan *VG* memiliki rasio lebih besar dibandingkan tanpa *VG*, dan akan efisien seiring bertambahnya sudut serang sampai sudut serang  $12^\circ$ .

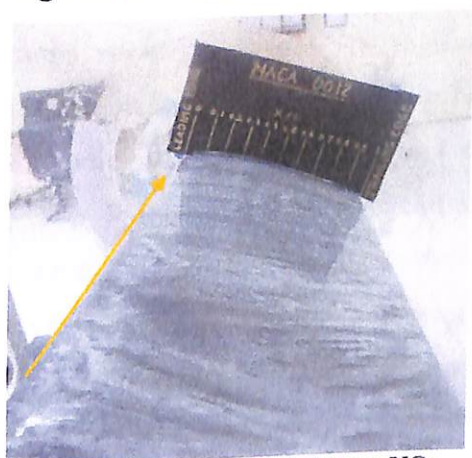


Gambar 4.12 *Airfoil* tanpa *VG*



Gambar 4.13 *Airfoil* dengan *VG*

Dan ini adalah bukti ke 2 bila memakai *VG* atau *Vortex Generator* sangat berpengaruh terhadap aerodinamika pesawat. Di perbandingan pada gambar diatas pada sudut  $15^\circ$  dan dengan kecepatan  $10 \text{ m/s}$  dapat disimpulkan bahwa yang sampai ke titik *Stall* terlebih dahulu yaitu pada gambar *airfoil* tanpa *vortex generator*, pada dasarnya *vortex generator* mengatur arah *boundary layer*, memindahkan aliran udara laminar yang mengalir di *skin* sayap dengan udara turbulen yang mengalir lebih cepat. *Airfoil* dengan *VG* dan dengan tanpa *VG* pada sudut  $15^\circ - 17^\circ$  sudah terjadi separasi hebat di *leading edge* karena udara sudah terlepas dari *boundary layer*.



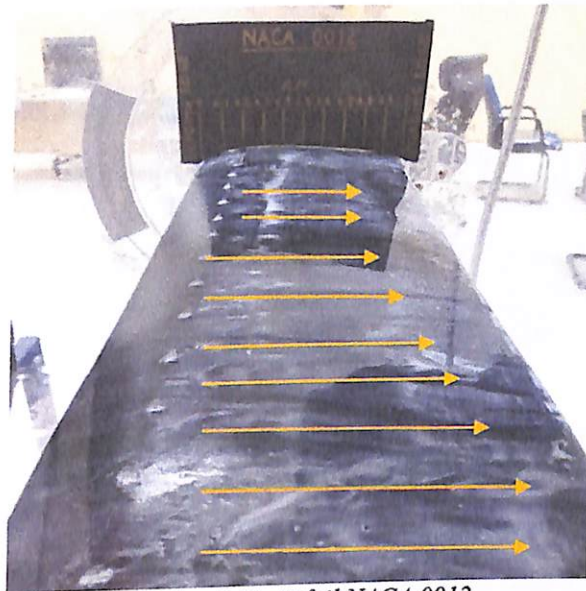
Gambar 4.14 *Airfoil* tanpa *VG*



Gambar 4.15 *Airfoil* dengan *VG*

Efek yang terjadi setelah *wind tunnel* dinyalakan dan *airfoil NACA 0012* sudah diberikan cairan  $\text{TiO}_2$ , maka cairan dari  $\text{TiO}_2$  akan mengikuti efek dari *boundary layer*,

pada saat cairan  $TiO_2$  tertarik ke belakang maka itu akan menunjukkan titik separasi dari *airfoil* tersebut.



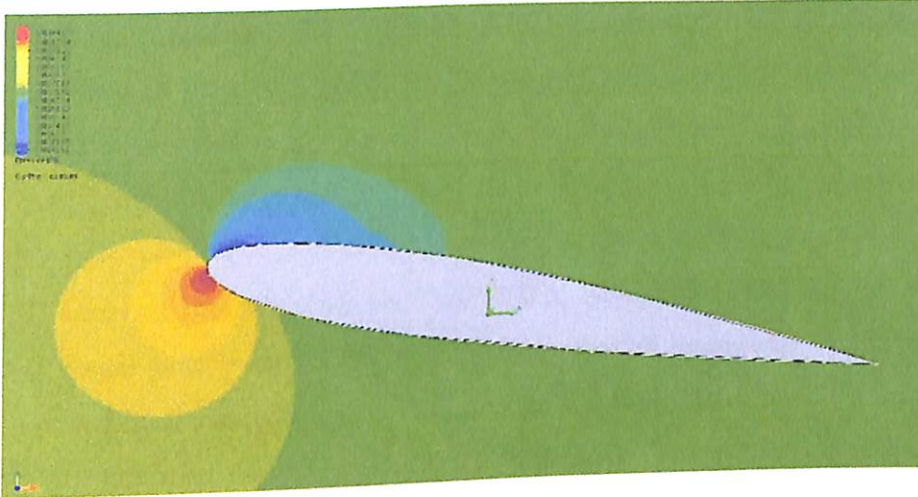
Gambar 4.16 *Airfoil NACA 0012*

### 4.3. Hasil Penelitian Simulasi

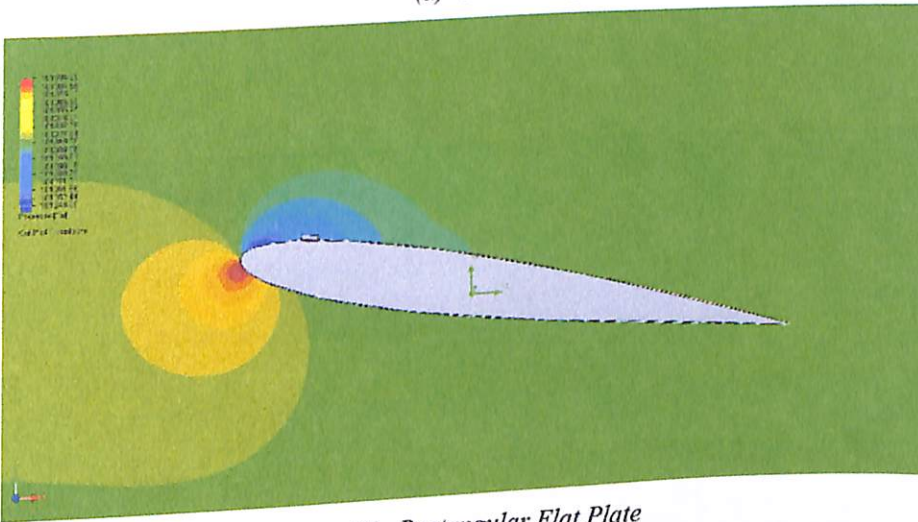
#### 4.3.1. Kontur Tekanan

Dari gambar 17 terlihat pada sudut serang  $17^\circ$  distribusi kontur tekanan antara airfoil dengan vortex generator dan airfoil tanpa vortex generator mempunyai pola serta distribusi warna yang sedikit berbeda. Pada sudut serang  $17^\circ$ , 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.

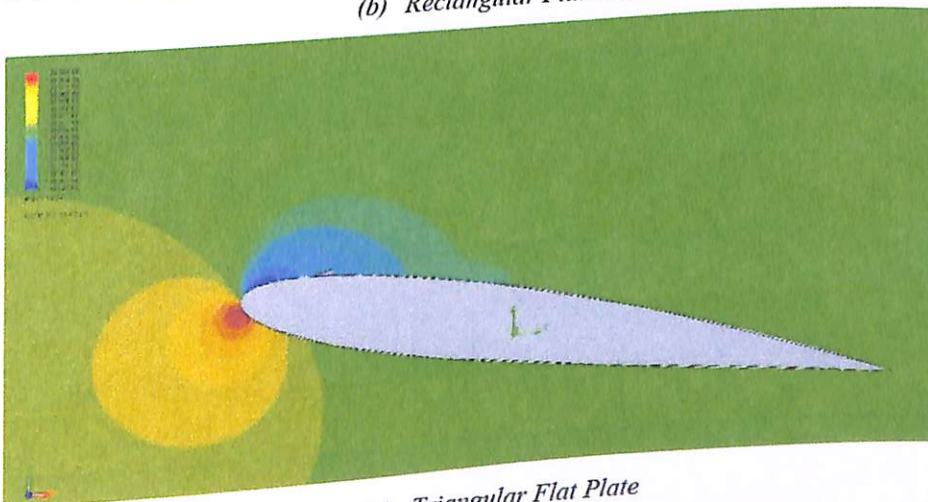
Salah satu faktor yang berpengaruh besar pada efektifitas vortex generator adalah peletakannya. Sebagaimana disampaikan Hariyadi, dkk (2015), posisi peletakan vortex generator pada  $x/c = 20\%$  dari *leading edge* ke arah *chordline* lebih baik daripada posisi  $x/c = 10\%$  dari *leading edge* ke 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

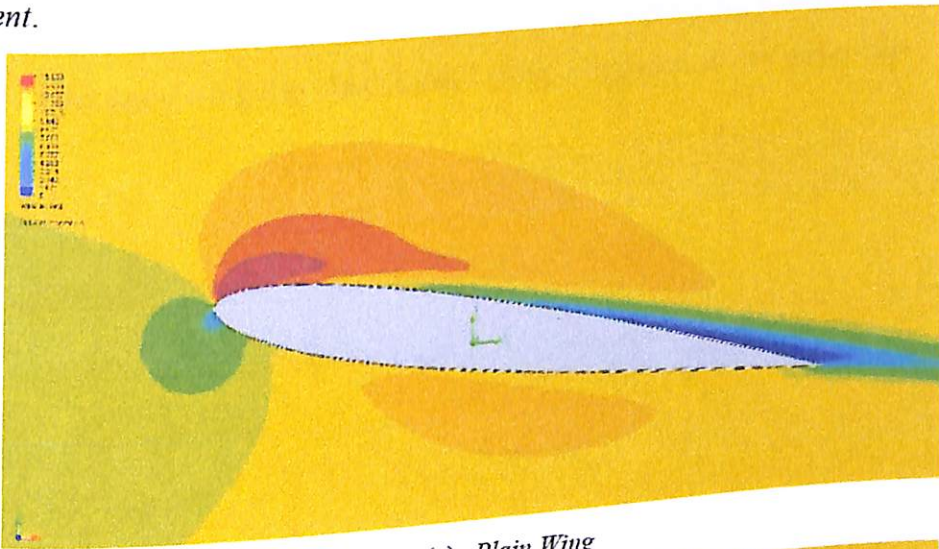


(c) Triangular Flat Plate

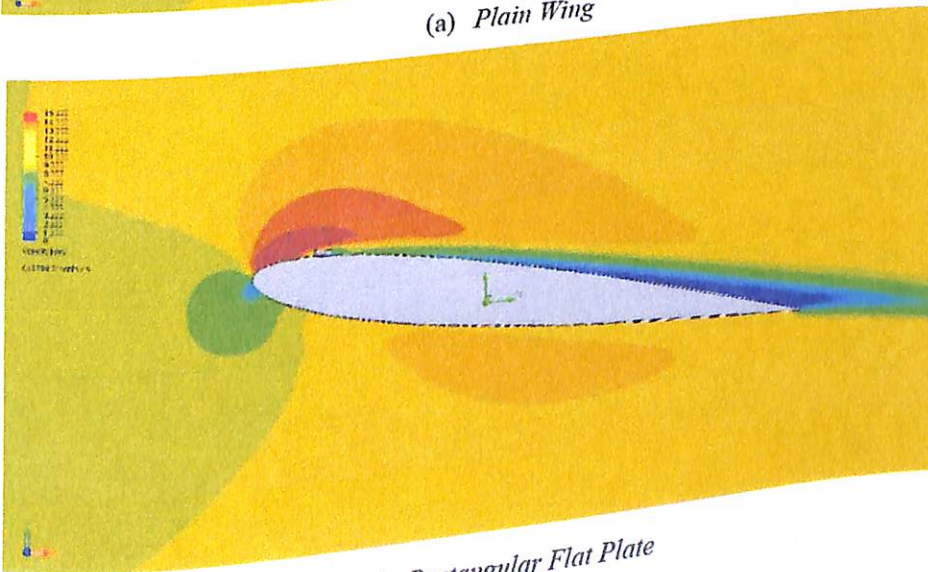
Gambar 17. Kontur Tekanan NACA 0012 Hasil Penelitian

### 4.3.2. Kontur Kecepatan

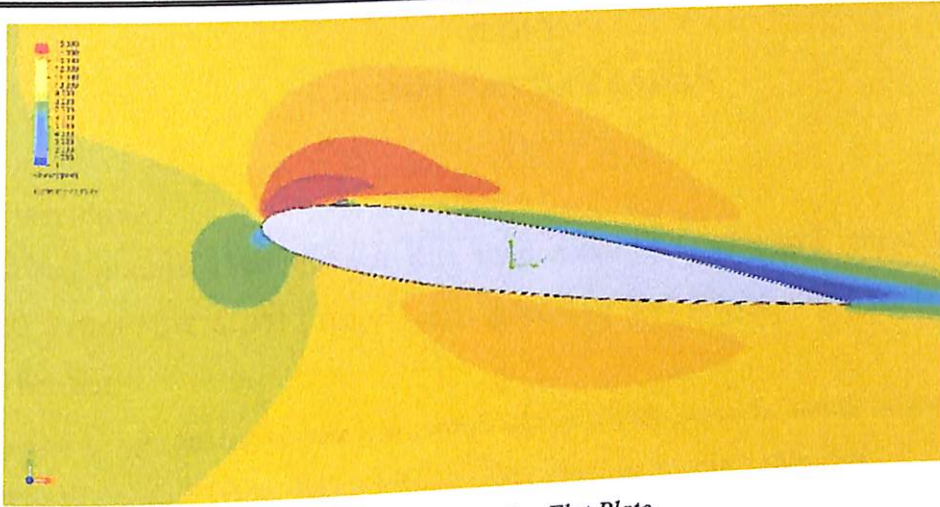
Gambar 4.18 menunjukkan kontur kecepatan pada *airfoil* di daerah *downstream* dengan pemotongan pada area *midspan*. Gambar 6 (a) merupakan kontur kecepatan pada *plain airfoil* dengan sudut serang  $17^\circ$  sedangkan 6 (b) pada *airfoil* dengan *rectangular vortex generator* dan 6 (b) pada *airfoil* 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 4.18. Distribusi Kontur Kecepatan Hasil Penelitian

Dari gambar 4.18. terlihat juga terlihat bahwa ukuran *wake* yang dihasilkan tidak terlalu berbeda antara plain wing dan NACA 0012 yang dilengkapi *vortex generator*.



## BAB V

### KESIMPULAN DAN SARAN

#### 5.1 Kesimpulan

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.

#### 5.2 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

- Johari bin Ismail, (2008)**, *Design And Analysis Of Vortex Generator For A Hev Model*, University Malaysia Pahang
- Anderson, J. D., Jr.( 2001)**. *Fundamentals of Aerodynamics, 3<sup>rd</sup> edition*. Mc Graw Hill, Inc.,
- Fox. R. W., Mc Donald.A.T & Pritchard.P.J.(2010)**, *Introduction to Fluid Mechanics Eighth Edition*, Purdue University
- Sita, Rachmawati (2009)**,*Studi Eksperimental Karakteristik Aliran Melintasi Silinder Ganda Teriris Tipe-i Tersusun Secara Tandem dengan Jarak Longitudinal  $p/d=1,5$  di Dekat Dinding Datar*, Tugas Akhir Teknik Mesin ITS, Surabaya.  
<http://avstop.com/ac/flightraininghandbook/pressuredistribution.html> diakses 16 Februari 2015
- von Stillfried, Florian (2009)**, Computational studies of passive vortex generators for flow control, Technical Reports, Royal Institute of Technology Stockholm Linn'e Flow Centre Department of Mechanics
- Jacobs, Eastman N., Abbott, Ira H. (1935)**, *Airfoil Section Data Obtained In The NACA Variable-Density Tunnel As Affected by Support Interference And Other Correction*, National Advisory Committee For Aeronautics, Report 669
- Lin, John. C.,(2002)**, *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
- Kadek Gilang Mariasa, Suryawan, A.A. Adhi, dan Ghurri, Ainul. (2013)**. *Karakteristik Airfoil NACA "00XX" dengan Variasi Sudut Serang*, Jurusan Teknik Mesin Universitas Udayana 1 : 61-68.
- Leu, T.S., Yu, J.M., Hu, C.C., Miao, J.J., Liang, S.Y., Li, J.Y, Cheng, J.C., dan Chen, S.J. (2012)**, *Experimental Study of Free Stream Turbulence Effect of Dynamic Stall of Pitching Airfoil by Using Particle Image Velocimetry*, National Cheng Kung University 225 : 103-108.





- Velte, C.M., Hansen, M.O.L., dan Jonck, K. (2007)**, *Experimental and Numerical Investigation of The Performance of Vortex Generator*. Technical University of Denmark 75 : 012030.
- H. Shan et al.(2007)**, *Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control Over NACA 0012 Airfoil*, Science Direct
- Zhen, Tan Kar, Ahmad, Kamarul Arifin., Zubair, Muhammed.,(2010)**, *Experimental and Numerical Investigation of the Effects of Passive Vortex Generators on Aludra UAV Performance*, Journal of Aeronautics, School of Aerospace Engineering, University Sains Malaysia, NibongTebal 14300, Malaysia
- Nita, Mihaela Florentina (2008)**, *Aircraft Design Studies Based on the ATR 72*, Department of Automotive and Aeronautical Engineering Hamburg University of Applied Sciences
- Anand, U., Shudakar, Y., Thileopanragu, R., Gopinathan, V.T., dan Rajasokar, R. (2010)**, *Passive Flow Control Over NACA 0012 Airfoil Using Vortex Generator*. India: Department of Aerospace Engineering IIT Madras.
- Mulvany, Nicholas et. al.(2004)**, *Steady State Evaluation of Two Equation RANS Turbulence Models for High Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations*
- Yarusevych, Serhiy, Michael S. H. Boutilier (2010)**, *Vortex Shedding Characteristics of a NACA 0018 Airfoil at Low Reynolds Numbers*, University of Waterloo, Waterloo, Ontario, Canada, N2L 3G1
- Fluent Inc.(2000)**, *Gambit Tutorial Guide*
- Fluent Inc.(2007)**, *FLUENT 6.3. User Guide*