

# Studi Eksperimen Dan Numerik Pengaruh *Slat Clearance* Serta *Slat Angle* Untuk Mengeliminasi *Stall* Pada *Airfoil* “Studi kasus airfoil NACA 2412”

Arwanda Wahyu Eko Sadewo dan Herman Sasongko  
Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)  
Jln. Arif Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia  
*e-mail* : herman@me.its.ac.id

**Abstrak**—Fase *take off* dan *landing* merupakan fase yang paling kritis diantara fase – fase dalam operasi penerbangan. Pada saat *take off* sayap pesawat diposisikan pada *angle of attack* yang cukup besar, sehingga aliran udara akan melawan *adverse pressure* yang lebih besar sampai saat dimana aliran tidak mampu melawan *adverse pressure* aliran akan terseparasi. Jika terjadi separasi permanen sesaat setelah aliran melintasi *leading edge* di sektor *upper side* maka bisa mengakibatkan terjadinya *stall* pada pesawat. Untuk mencegah hal tersebut terjadi, dibutuhkan *slat* pada bagian depan sayap sebagai penuntun aliran pada *leading edge* untuk memasuki daerah *upper side* secara halus dengan akselerasi yang kuat. Penelitian ini dilakukan dengan eksperimen dan numerik. Benda uji yang digunakan adalah *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*. Variasi *slat clearance* dan *slat angle* yaitu  $S/c$  : 0,05; 0,07; 0,09; ( $\beta$ ): 0°, 3°, 5°. Hasil penelitian ini adalah konfigurasi B merupakan konfigurasi optimum dalam mengeliminasi *stall* pada *angle of attack* ( $\alpha$ ) 8°, sedangkan konfigurasi H merupakan konfigurasi optimum dalam mengeliminasi *stall* pada *angle of attack* ( $\alpha$ ) 16°.

**Kata kunci**—*airfoil* NACA 2412, *slat*, *slat angle*, *slat clearance*.

## I. PENDAHULUAN

Indonesia sebagai Negara dengan ekonomi terbesar di kawasan Asia Tenggara, memiliki peningkatan permintaan layanan transportasi udara, baik tujuan domestik maupun internasional. Meningkatnya permintaan ini sejalan dengan pemerataan pembangunan serta bentuk Negara Indonesia yang terdiri atas banyak pulau. Namun seiring dengan meningkatnya permintaan layanan transportasi udara, kecelakaan pada alat transportasi udara juga ikut meningkat.

Fase *take off* dan *landing* merupakan fase yang paling kritis diantara fase – fase dalam operasi penerbangan. Pada saat *take off* sayap pesawat diposisikan pada *angle of attack* yang cukup besar, sehingga aliran udara pada sayap yang melewati *upper side* akan dipaksa bergerak dengan kecepatan yang lebih tinggi lagi dibandingkan dengan udara yang bergerak pada bagian *lower side*. Kejadian ini dapat menimbulkan separasi permanen lapis batas pada *leading edge airfoil*. Saat pesawat dalam posisi *take off* akan menyebabkan pergeseran titik stagnasi ke daerah *lower side* dari *leading edge airfoil*. Pergeseran titik stagnasi ini akan memaksa aliran udara masuk ke daerah *upper side*

dengan percepatan yang sangat kuat (*strong accelerated flow*) dengan lintasan berbentuk S. Setelah melewati *leading edge* dengan percepatan kuat segera disusul terbentuknya divergensi *stream tube* yang mengakibatkan perlambatan secara tiba – tiba dengan tekanan yang naik mendadak. Terbentuknya divergensi *stream tube* yang kuat pada *leading edge* mengakibatkan adanya *adverse pressure gradient* yang besar dan terbentuknya *vortex separation*. Jika separasi permanen tersebut sudah terjadi sesaat setelah aliran melintasi *leading edge* di sektor *upper side* maka bisa mengakibatkan terjadinya *stall* pada pesawat. Untuk mencegah hal tersebut terjadi, dibutuhkan *slat* pada bagian depan sayap sebagai penuntun aliran pada *leading edge* untuk memasuki daerah *upper side* secara halus dengan akselerasi yang kuat.

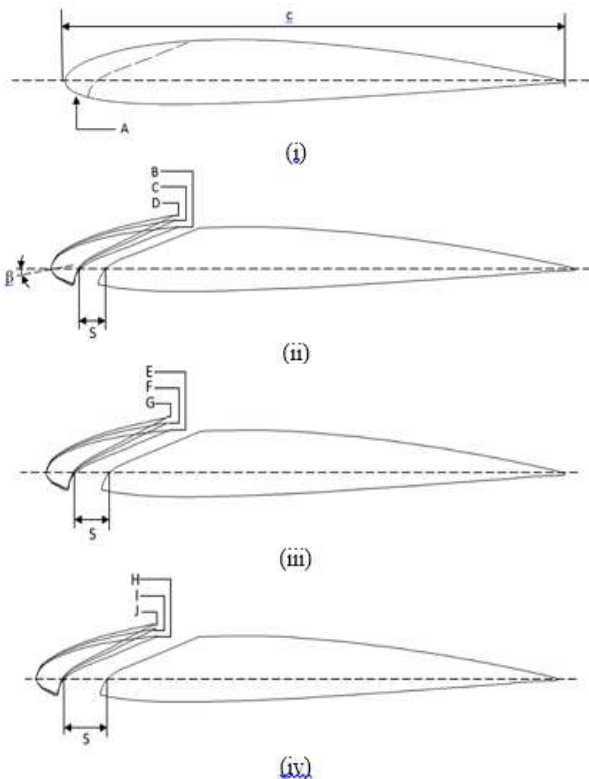
Studi terdahulu mengenai *slat* telah diteliti oleh Souza et al [1] yang membahas efek aliran pada *slat* dan *airfoil*. Penelitian ini meneliti dampak aliran antara *slat* dan *airfoil* dengan memvariasikan bentuk *slat* dengan seal dan tanpa seal. Penelitian ini menggunakan model *airfoil* MD30P30N dengan variasi bentuk *slat* berdasarkan simulasi dua dimensi dan tiga dimensi. Hasil yang didapatkan dalam percobaan ini adalah dengan penambahan *seal* pada *slat* akan meminimalkan separasi aliran pada *leading edge airfoil*. Studi lainnya tentang *slat* juga pernah diteliti oleh Ge et al [2]. Ge meneliti bentuk *slat* serta *airfoil*nya mengadaptasi dari bentuk sayap burung hantu. Penelitian ini dilakukan dengan memvariasikan besarnya *angle of attack*, dan bentuk dari *airfoil* dengan simulasi dua dimensi. Dalam penelitiannya, Ge menyatakan bahwa penambahan *slat* pada *airfoil* dapat menambah maksimal koefisien *lift*, dan *stall angle*. Penelitian mengenai *slat* pernah dilakukan oleh Tung et al [3]. Tung meneliti tentang pengaruh *stall angle* pada *airfoil* dengan *slat* dan tanpa *slat*. Dalam penelitian ini Tung menggunakan *airfoil* VR-7 dan variasi *angle of attack* dengan eksperimen menggunakan *water tunnel*. Dari penelitian ini didapatkan bahwa penambahan *slat* pada *airfoil* dapat menunda *stall angle*. Studi lainnya juga pernah dilakukan oleh Savory et al [4] mengenai *Slat*. Savory meneliti aliran pada daerah *cove* diantara *slat* dan sayap serta daerah *cove* diantara sayap dan *flap* pada multielemen *airfoil*. Percobaan ini akan menginvestigasi medan aliran pada daerah *cove* menggunakan model *airfoil* seri A-300, dengan variasi geometri *slat* dan *flap*. Dari percobaan ini didapatkan pada *flap*

memiliki pengaruh yang sedikit dalam menunda terjadinya separasi dibandingkan dengan *slat*.

Akibat penggabungan *jet flow* dari celah *slat* dan aliran yang melintasi *suction side slat* akan mengakibatkan *vortex*. *Vortex* tersebut dapat menyebabkan aliran terdefleksi yang akan mengakibatkan *blockage* aliran. Ketika *blockage* aliran terlalu besar, luasan efektif akan berkurang sehingga menyebabkan terjadinya *stall*. Oleh karena itu, pada penelitian ini dipilih variasi jarak *slat* dan *slat angle* untuk menghindari terjadinya *blockage* pada *suction side airfoil* utama. Rekeyasa pertama dipilih variasi jarak *slat* terhadap *airfoil* utama pada *angle of attack* tertentu untuk mendapatkan kekuatan momentum yang besar pada *suction side airfoil*. Rekeyasa kedua adalah dengan memvariasikan *slat angle* untuk mensinergikan vektor kecepatan *outlet slat clearance* dan vektor kecepatan *outlet suction side slat*. Pemilihan variasi jarak dan *slat angle* ini dapat mengarahkan semburan aliran celah untuk meniadakan terjadinya separasi aliran pada zona *leading edge* dan menunda separasi aliran zona buritan *suction side* dari *airfoil* utama. Sehingga *stall* pada *airfoil* dapat tereliminasi.

II. METODOLOGI PENELITIAN

Pada penelitian ini, dapat terlihat skema model dan konfigurasi uji yang akan dilakukan pengukuran seperti pada gambar 1 dan tabel 1 berikut



Gambar 1. (i) NACA 2412; (ii) Penambahan *slat* dengan jarak 5% c; (iii) Penambahan *slat* dengan jarak 7% c; (iv) Penambahan *slat* dengan jarak 9% c

Tabel 1.

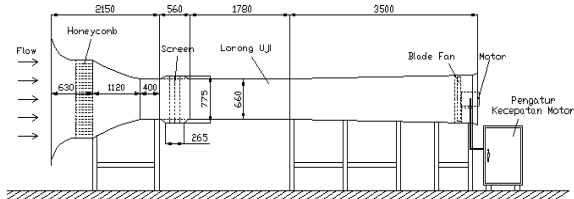
Keterangan konfigurasi <i>slat</i>		
Konfigurasi	$S/c$	$\beta$
A	0	0°
B	0.05	0°
C	0.05	3°
D	0.05	5°
E	0.07	0°
F	0.07	3°
G	0.07	5°
H	0.09	0°
I	0.09	3°
J	0.09	5°

Spesifikasi *Wind Tunnel*

Jenis *wind tunnel* : *subsonic, open circuit wind tunnel* seperti yang ditunjukkan gambar 2

Bentuk saluran uji: penampang segi 4

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

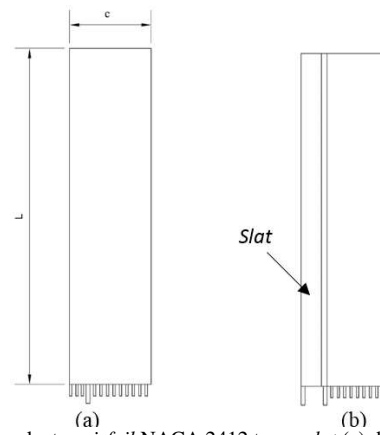


Gambar 2. Skema *Wind Tunnel Sub Sonic*

Benda Uji

Profil airfoil NACA 2412 dan NACA 2412 dengan *slat* dapat dilihat pada gambar 3. Dengan dimensi sebagai berikut :

- Chord (c) : 170 mm
- Span (L) : 750 mm



Gambar 3. Tampak atas *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* (a) dan dengan *slat* (b)

Alat Ukur

- Pitot static tube*
- Manometer  
*Inclined* manometer 15° dengan fluida red oil SG=0,80
- Data logger dan *pressure transducer*
- Termometer

Metode Pengambilan Data Eksperimen

• **Pengukuran Tekanan Statis**

Pengukuran tekanan statis diperlukan untuk mengetahui kontur tekanan permukaan pada *airfoil* utama. Pengukuran tekanan statis dilakukan di *mid span* menggunakan *pressure tap* pada *upper side* dan *lower side*

• **Visualisasi Aliran**

Visualisasi aliran diperlukan untuk mengetahui fenomena *skin friction line* dari aliran fluida pada kontur permukaan secara kualitatif

**Metode Numerik**

Penelitian secara numerik dilakukan untuk mempertegas hasil yang didapat dari eksperimen

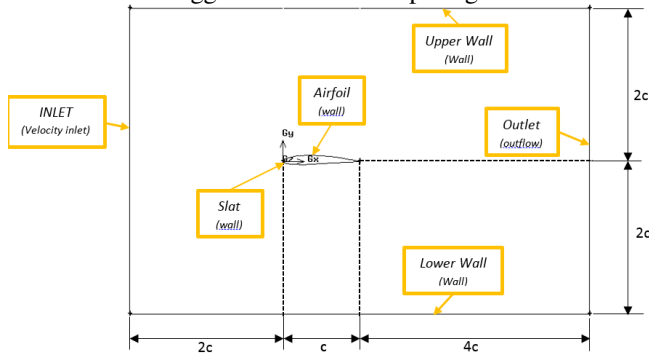
**Pre-processing**

A. Model Uji

Model uji berupa *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 8°, dan 16°.

B. Domain Simulasi

Simulasi menggunakan domain seperti gambar 4



Gambar 4. Domain simulasi NACA 2412

C. Meshing

D. Menentukan Kondisi Batas

**Processing**

A. Models

*Turbulence model* yang digunakan pada penelitian ini adalah *k - ε standard*

B. Materials

Pemodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan densitas ( $\rho$ ) = 1,17 kg/m<sup>3</sup>, viskositas ( $\mu$ ) = 1,86 x 10<sup>-5</sup> N.s/m<sup>2</sup>

C. Operating Condition

daerah operasi digunakan *standard* dan *pressure* yaitu 1 atm atau 101325 Pascal

D. Boundary Condition

bilangan *Reynolds* pada *inlet wind tunnel*  $Re = 1,6 \times 10^5$  dan kecepatan *free stream* sebesar 15m/s.

E. Solution

Penelitian ini akan menggunakan deskritisasi *second order* untuk *pressure*, *second order upwind* untuk momentum, *turbulence kinetic energy* dan *turbulence dissipation rate*.

F. Initialize

*Initialize* dihitung dari *inlet*

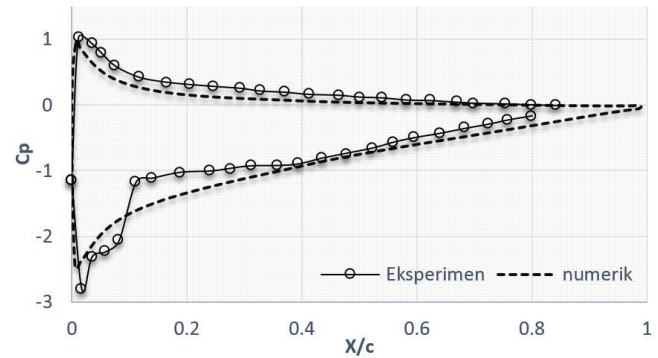
G. Monitor Residual

Kriteria konvergensi yang digunakan dalam penelitian ini sebesar 10<sup>-5</sup>

H. Iterate

III. ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN

A. Validasi

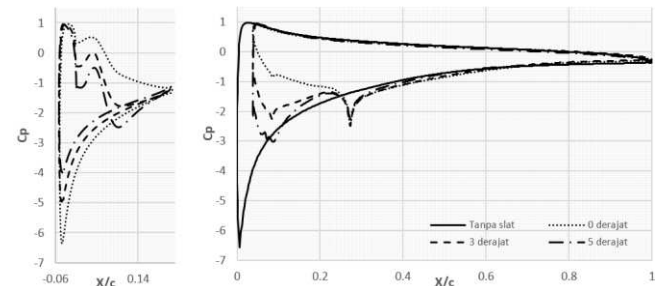


Gambar 5. Grafik Cp fungsi X/c perbandingan hasil eksperimen dan numerik pada *airfoil* NACA 2412

Dari gambar 5 terlihat bahwa hasil Cp pada numerik dan eksperimen memiliki *trend line* garis yang sama. Pada hasil eksperimen dan numerik memiliki nilai maksimum Cp yang sama - sama mendekati 1. Sedangkan nilai minimum Cp numerik sebesar -2,48 dan nilai minimum Cp eksperimen yang didapatkan sebesar -2,80. Dari perbandingan dua grafik diatas dapat disimpulkan trend garis antara studi numerik dan eksperimen hampir sama, perbedaan terjadi akibat faktor – faktor eksternal yang tidak di sertakan pada studi numerik seperti *turbulent intensity*, perubahan suhu dan lain-lain. Nilai Cp eksperimen tidak mencapai X/c = 1 karena pemasangan alat ukur yang tidak mampu dipasang pada model *airfoil* NACA 2412 akibat celah model yang sempit.

B. Analisis Karakteristik Aliran

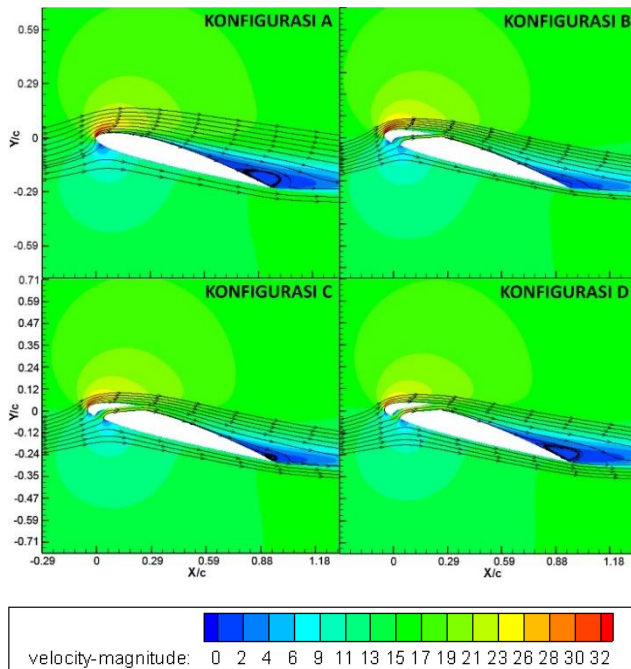
• **Karakteristik Aliran Pada Slat Clearance 5%**



Gambar 6. Grafik Cp fungsi X/c hasil numerik pada  $\alpha = 16^\circ$ ,  $Re = 1.6 \times 10^5$  *slat clearance* 5% dengan *slat angle* 0°,3°,5°, dan tanpa *slat*

Gambar 6 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan (Cp) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 *angle of attack* ( $\alpha$ ) = 16° dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 5%. Pengukuran koefisien tekanan secara numerik dilakukan pada *airfoil* utama. oleh karena itu panjang *airfoil* utama tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Slope pada *airfoil* tanpa *slat* memiliki trend line yang lebih dalam dibandingkan pada grafik konfigurasi tanpa *slat*. Besar nilai Cp pada *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* juga memiliki nilai Cp *upper side* yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara cenderung melambat pada bagian celah *slat*. Koefisien tekanan (Cp) terendah terjadi pada

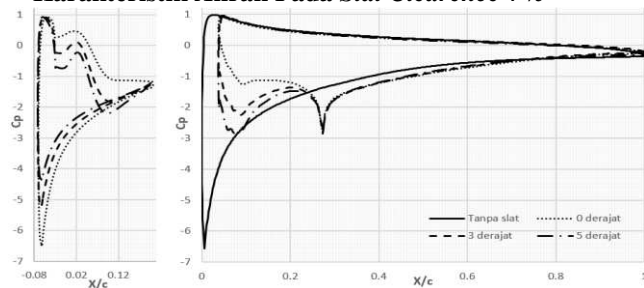
konfigurasi tanpa *slat* dengan nilai  $C_p$  sebesar -6,56 sedangkan pada konfigurasi *slat* koefisien tekanan ( $C_p$ ) terendah terjadi pada konfigurasi 5° dengan nilai  $C_p$  sebesar -3,01.



Gambar 7. Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada  $\alpha = 16^\circ$  dengan  $Re = 1.6 \times 10^5$  konfigurasi A, B, C, dan D

Gambar 7 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 16°. Penambahan *slat* pada *airfoil* terbukti mampu menunda separasi dan memperkecil *vortex* aliran yang terjadi pada bagian buritan *airfoil*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada gambar 7 B dan C momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *Bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 7 B, C, dan D. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran *S curve* bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan *blockage* aliran.

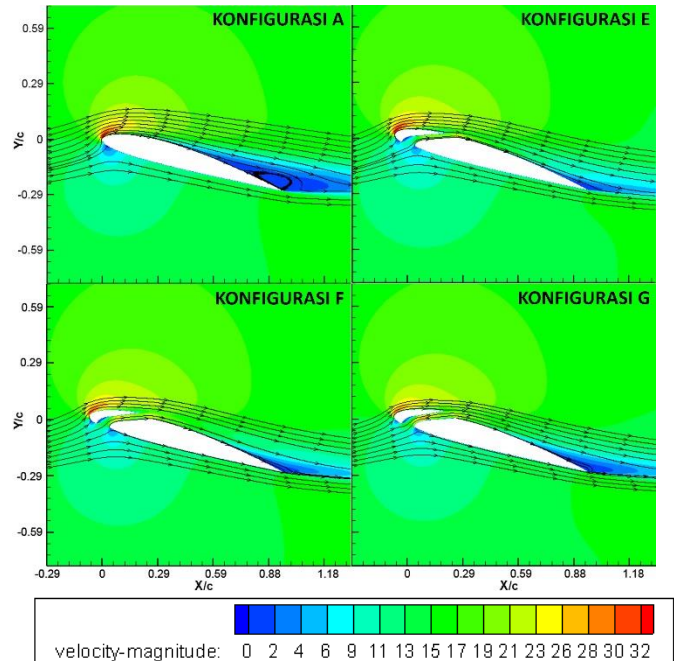
• Karakteristik Aliran Pada *Slat Clearance* 7%



Gambar 8. Grafik  $C_p$  fungsi  $X/c$  hasil numerik pada  $\alpha = 16^\circ$ ,  $Re = 1.6 \times 10^5$  *slat clearance* 7% dengan *slat angle* 0°, 3°, 5°, dan tanpa *slat*

Gambar 8 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) fungsi  $X/c$  pada *airfoil* NACA 2412 *angle of attack* ( $\alpha$ ) = 16° dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 5%. Pengukuran koefisien tekanan secara numerik dilakukan

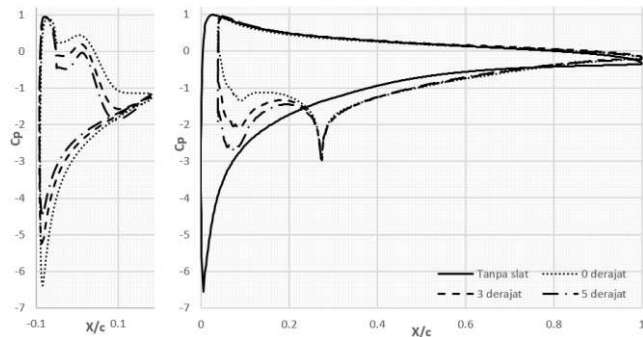
pada *airfoil* utama. oleh karena itu panjang *airfoil* utama tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Slope pada *airfoil* tanpa *slat* memiliki *trend line* yang lebih dalam dibandingkan pada grafik konfigurasi tanpa *slat*. Besar nilai  $C_p$  pada *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* juga memiliki nilai  $C_p$  upper yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara cenderung melambat pada bagian celah *slat*. Koefisien tekanan ( $C_p$ ) terendah terjadi pada konfigurasi tanpa *slat* dengan nilai  $C_p$  sebesar -6,56 sedangkan pada konfigurasi *slat* koefisien tekanan ( $C_p$ ) terendah terjadi pada konfigurasi 5° dengan nilai  $C_p$  sebesar -3,01.



Gambar 9. Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada  $\alpha = 16^\circ$  dengan  $Re = 1.6 \times 10^5$  konfigurasi A, E, F, dan G

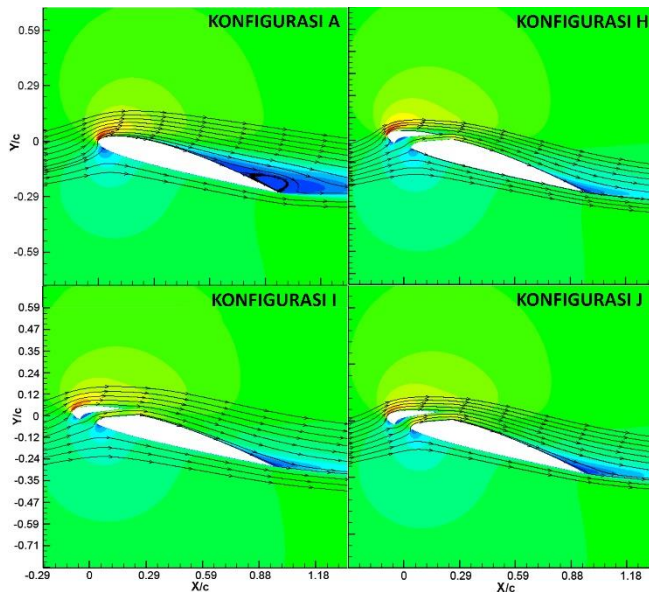
Gambar 9 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 16°. Penambahan *slat* pada *airfoil* terbukti mampu menunda separasi dan memperkecil *vortex* aliran yang terjadi pada bagian buritan *airfoil*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada gambar 9 E dan F momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 9 E, F, dan G. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran *S curve* bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan *blockage* aliran.

• Karakteristik Aliran Pada *Slat Clearance* 9%



Gambar 10. Grafik Cp fungsi X/c hasil numerik pada  $\alpha = 16^\circ$ ,  $Re = 1.6 \times 10^5$  slat clearance 7% dengan slat angle  $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ , dan tanpa slat

Gambar 10 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) fungsi  $X/c$  pada *airfoil* NACA 2412 *angle of attack* ( $\alpha$ ) =  $16^\circ$  dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 9%. Pengukuran koefisien tekanan secara numerik dilakukan pada *airfoil* utama. Oleh karena itu panjang *airfoil* utama tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Slope pada *airfoil* tanpa *slat* memiliki *trend line* yang lebih dalam dibandingkan pada grafik konfigurasi tanpa *slat*. Besar nilai  $C_p$  pada *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* juga memiliki nilai  $C_p$  upper yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara cenderung melambat pada bagian celah *slat*. Koefisien tekanan ( $C_p$ ) terendah terjadi pada konfigurasi tanpa *slat* dengan nilai  $C_p$  sebesar -6,56 sedangkan pada konfigurasi *slat* koefisien tekanan ( $C_p$ ) terendah terjadi pada konfigurasi  $5^\circ$  dengan nilai  $C_p$  sebesar -3,01.



Gambar 11. Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada  $\alpha = 16^\circ$  dengan  $Re = 1.6 \times 10^5$  konfigurasi A, H, I, dan J

Gambar 11 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack*  $16^\circ$ . Penambahan *slat* pada *airfoil* terbukti mampu menunda separasi dan memperkecil vortex aliran yang terjadi pada bagian buritan *airfoil*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada gambar 11 konfigurasi H dan I momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar

akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 11 konfigurasi H, I, dan J. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran *S curve* bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan blockage aliran.

C. Hasil koefisien Lift dan koefisien Drag numerik

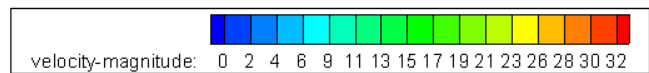
Tabel 2. Keterangan konfigurasi *slat*

Konfigurasi	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
A	1.362	0.135	10.092
B	1.503	0.131	11.459
C	1.430	0.135	10.559
D	1.305	0.142	9.208
E	1.606	0.136	11.850
F	1.558	0.136	11.433
G	1.466	0.137	10.685
H	1.660	0.137	12.124
I	1.628	0.135	12.047
J	1.568	0.135	11.653

Tabel 2 menunjukkan besarnya nilai koefisien lift ( $C_L$ ) *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack*  $16^\circ$  pada  $Re = 1.6 \times 10^5$ . Dari tabel 2 dapat diketahui semakin bertambahnya *slat clearance* besarnya koefisien lift semakin meningkat. Besar nilai koefisien lift terbesar terjadi pada konfigurasi H yaitu *airfoil* dengan *slat angle* ( $\beta$ )  $0^\circ$  dan *slat clearance* ( $S/c$ ) 9% dengan koefisien lift ( $C_L$ ) sebesar 1.660. Hal ini dapat dilihat dari visualisasi aliran disekitar *airfoil*, vortex dibagian buritan *airfoil* semakin kecil sehingga menambah luasan *airfoil* penghasil lift di zona buritan *airfoil*. Nilai koefisien lift terendah terjadi pada konfigurasi D dengan koefisien lift sebesar 1.305. Pada konfigurasi D, vortex aliran pada zona buritan tidak berhasil dikurangi sehingga lift yang dihasilkan lebih kecil dibandingkan dengan konfigurasi lainnya

Tabel 2 menunjukkan besarnya nilai koefisien drag ( $C_D$ ) *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack*  $16^\circ$  pada  $Re = 1.6 \times 10^5$ . Dari tabel 2 dengan penambahan *slat clearance* besarnya koefisien drag belum tentu berkurang dibandingkan tanpa *slat*. Penurunan nilai koefisien drag terkecil terjadi pada konfigurasi B yaitu dengan *slat clearance* 5% C dan *slat angle*  $0^\circ$  dengan besar nilai koefisien drag ( $C_D$ ) sebesar 0.131. Sedangkan koefisien drag terbesar terjadi pada konfigurasi D dengan nilai koefisien drag sebesar 0.142. Besarnya drag yang terjadi disebabkan adanya blockage aliran pada bagian *lower side slat* dan vortex yang terjadi di zona buritan *airfoil* utama

Perbandingan antara koefisien lift ( $C_L$ ) dan koefisien drag



( $C_D$ ) merupakan salah satu cara untuk mengetahui konfigurasi yang paling optimal dari konfigurasi yang ada. Tabel 2 menunjukkan perbandingan  $C_L/C_D$  *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack*  $16^\circ$  pada  $Re = 1,6 \times 10^5$ . Dari tabel 2 diketahui konfigurasi terbaik dengan meninjau perbandingan koefisien lift ( $C_L$ ) dan koefisien drag ( $C_D$ ) adalah

konfigurasi H dengan besar nilai perbandingan  $C_L/C_D$  12.124. Sedangkan konfigurasi dengan meninjau perbandingan koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ) terendah adalah konfigurasi D dengan besar nilai perbandingan  $C_L/C_D$  9.208.

#### IV. PENUTUP

##### A. Kesimpulan

Setelah menganalisis karakteristik aliran Airfoil NACA 2412 didapatkan kesimpulan sebagai berikut.

1. Konfigurasi optimum variasi *slat angle* pada *angle of attack* ( $\alpha$ )  $8^\circ$  adalah konfigurasi B dengan *slat angle* ( $\beta$ )  $0^\circ$ . Besar  $C_L$  dan  $C_D$  yang dihasilkan dari konfigurasi B adalah 0.918 dan 0.056 dengan besar  $C_L/C_D$  adalah 16.453
2. Konfigurasi optimum variasi *slat clearance* pada *angle of attack* ( $\alpha$ )  $8^\circ$  adalah konfigurasi B dengan *slat clearance* (S/c) 5%. Besar  $C_L$  dan  $C_D$  yang dihasilkan dari konfigurasi B adalah 0.918 dan 0.056 dengan besar  $C_L/C_D$  adalah 16.453
3. Konfigurasi optimum variasi *slat angle* pada *angle of attack* ( $\alpha$ )  $16^\circ$  adalah konfigurasi H dengan *slat angle* ( $\beta$ )  $0^\circ$ . Besar  $C_L$  dan  $C_D$  yang dihasilkan dari konfigurasi H adalah 1.660 dan 0.137 dengan besar  $C_L/C_D$  adalah 12.124
4. Konfigurasi optimum variasi *slat clearance* pada *angle of attack* ( $\alpha$ )  $16^\circ$  adalah konfigurasi H dengan *slat clearance* (S/c) 9%. Besar  $C_L$  dan  $C_D$  yang dihasilkan dari konfigurasi H adalah 1.660 dan 0.137 dengan besar  $C_L/C_D$  adalah 12.124

##### B. Saran

Berikut merupakan beberapa saran yang dapat diberikan setelah penelitian dilakukan untuk penelitian berikutnya adalah :

1. Konfigurasi *angle of attack* dapat diuji kembali dengan sudut yang lebih ekstrim untuk mengetahui optimasi sudut *slat* pada *airfoil*.
2. Konfigurasi *slat clearance* tidak hanya digeser searah sumbu X namun juga divariasikan kearah sumbu Y untuk mengetahui pengaruh posisi *slat* pada optimalisasi *lift* dari *airfoil*

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Souza, D.S., Rodriguez, D., Simoes, L.G.C., Medeiros, M.A.F, 2014. *Effect of an excrescence in the slat cove : Flow-field, acoustic radiation and coherent structures*. *Aerospace Science and Technology*. 2015, vol 44. Pp.108-115
- [2] Ge, C., Ren, L., Liang, P., Zhang, C., Zhang, Z. 2013. *High-Lift Effect of Bionic Slat Based on Owl Wing*. *Journal of Bionic Engineering* 2013, vol 10, Pp. 456-463
- [3] Tung, C., McAlister, K.W., Wang, C.M. 1993. *Unsteady Aerodynamic Behavior of An Airfoil With and Without a Slat*. *Computers Fluids* Vol. 22, No. 4/5, Pp. 529-547
- [4] Savory, E., Toy, N., Tahouri, B., Dalley, S. 1992. *Flow Regimes in the Cove Region Between a Slat and Wing and Between a Wing and Flap of a Multielement Airfoil*. *Experimental Thermal and Fluid Science* 1992 Vol. 5, Pp. 307-316