

## Simulasi Aliran Lewat Aerofoil Dengan “*Slotted Flap*” Menggunakan Metode Vorteks

Gun Gun R Gunadi

Pengajar Jurusan Teknik Mesin Politeknik Negri Jakarta, Kampus Baru UI Depok 16425, 08121464153,  
[gungun@mesin.pnj.ac.id](mailto:gungun@mesin.pnj.ac.id), [gun2rg@gmail.com](mailto:gun2rg@gmail.com)

### Abstract

*As a pre analysis, numerical simulation at airfoil more cheaper and efficient compared to experiment, because flowfield and geometrical conditions can be managed easily to get the results. Elliptic grid generation transform the physical domain to computational domain. Flowfield equations transformed to computational domain too. Vortex methods with line Gauss-Siedel and ADI iteration used to get flowfield equations. Airfoil assumed infinite to breaks problem from three dimensional to two-dimensional flow. This numerical simulation research verify by experiments result to get accuracy, so it can get as a pre analyze in research. The vortex method examines flowfield of the NACA four-digit airfoil, adding the flap variations. Results from this study suggest that at low Re this simulations have good accuracy. Lift coefficient of plain-flap bigger 20.4% compared to without flap or with flaperon, followed by increase of lift coefficient along increasing angle of attack till 13.4% at angle of attack 18°. Flaperon have facility of control because angle of flap do not influence characteristic of wing.*

(Keyword: physical domain, transformed, computational domain)

### Abstrak

*Sebagai analisa awal, simulasi numerik pada aerofoil punya keuntungan lebih dalam menghemat waktu dan biaya dibanding dengan menggunakan eksperimen langsung. Variasi kondisi aliran dan geometri dapat diatur dengan mudah untuk mendapatkan hasil yang diinginkan. Titik grid dihasilkan dengan pembangkitan grid eliptik, dalam hal ini grid ranah fisis ditransformasikan menjadi grid ranah komputasi. Demikian pula persamaan aliran ditransformasikan menjadi ranah komputasi. Metode vorteks dengan diskritisasi Line Gauss-Siedel dan ADI digunakan untuk menyelesaikan persamaan aliran. Untuk menyederhanakan persoalan dari tiga dimensi menjadi dua dimensi, aerofoil dianggap memiliki panjang tak hingga. Penelitian dilakukan dengan membandingkan hasil simulasi dengan hasil pengujian untuk mengetahui akurasi simulasi, hingga dapat digunakan sebagai analisa awal dalam sebuah penelitian. Metode vorteks diharapkan mampu menyelesaikan permasalahan aliran disekitar aerofoil NACA 4-digit, serta dengan penambahan variasi flap di bagian belakang aerofoil, dengan akurasi yang baik. Hasil simulasi menunjukkan pada Re rendah simulasi memiliki akurasi yang baik. Penambahan flap pada aerofoil menunjukkan koefisien gaya angkat plain flap lebih besar 20,4% dibanding tanpa flap atau dengan flaperon, diikuti kenaikan koefisien gaya seret seiring bertambahnya sudut serang hingga 13,4% pada sudut serang 18°. Flaperon memiliki keleluasaan kontrol karena sudut flap tidak mempengaruhi karakteristik airfoil sayap.*

(kata kunci: ranah fisis, transformasi, ranah komputasi)

### I. PENGANTAR

#### Latar Belakang

Sebagai analisa awal, simulasi numerik pada aerofoil punya keuntungan lebih

dalam menghemat waktu dan biaya dibanding dengan menggunakan eksperimen langsung, meski pada akhirnya sebuah silmulasi tetap harus diuji dengan eksperimen. Variasi

kondisi aliran dan geometri dapat diatur dengan mudah untuk mendapatkan hasil yang diinginkan.

### Tinjauan Pustaka

**Pranowo (1996)** membuat simulasi aliran disekitar pylon aksisimetrik menggunakan pembangkitan grid eliptik dengan diskritasi *line gauss-siedel* kemudian metode vorteks dengan diskritasi implisit dalam penyelesaian persamaan aliran. Karena metode implisit berorde-2 jelas lebih baik dari metode *upwind*. Metoda vorteks kestabilan persamaannya berkurang bila harga  $Re$  bertambah. **Akbari (2003)** membuat simulasi pelepasan lapis batas pada aerofoil NACA 0012 menggunakan metode vorteks dengan metode pemisahan, atau *splitting methode*, dalam bentuk persamaan konveksi dan difusi. Persamaan konveksi diselesaikan dengan metode *vortex-in-cell* sedangkan difusi diselesaikan dengan metode diskritasi *Alternating Direct Implicit (ADI)*. Pengaruh frekwensi teredam lebih besar terhadap aliran dibanding sudut serang aerofoil, titik pusat momen angguk, dan bilangan Reynold. Separasi mulai tumbuh pada leading-edge sudut serang  $17,9^\circ$  dan terus tumbuh meski pada waktu pengurangan sudut serang. Ini terjadi karena proses yang tidak linear bila dikembalikan ke kondisi awal tidak akan melalui lintasan yang sama, disebut hysteresis. **Harjanto (1997)** membuat simulasi pada aerofoil NACA 4-digit dengan variasi NACA dan sudut serang menggunakan metode yang sama, menunjukkan semakin tebal aerofoil akan meningkatkan koefisien gaya seret dan rasio kelengkungan maksimum aerofoil  $\varepsilon$  mempengaruhi koefisien gaya angkat. Sedangkan **Wahyudi (1996)** menyatakan bahwa dengan bertambahnya rasio kelengkungan maksimum aerofoil  $\varepsilon$  dan luasan bidang angkat akibat penambahan flap dapat meningkatkan koefisien gaya angkat tapi juga

meningkatkan koefisien gaya seret. Penambahan sudut relatif flap dengan sayap dapat mempercepat sparasi. **Sathaye (2004)** melakukan pengukuran distribusi tekanan sepanjang *chord* menggunakan aerofoil tipe NACA 0012 pada bilangan Reynold  $2,5 \times 10^4$  sampai  $8,5 \times 10^4$ . Sayap dibagi menjadi 7 lajur titik pengamatan sepanjang sayap, dengan variasi sudut serang antara  $0^\circ$  sampai  $18^\circ$ . Sathaye memperlihatkan pada grafik distribusi harga  $C_p$  adanya penurunan tekanan secara tiba-tiba. Sedangkan bagian terseparasi terjadi pada semua variasi di daerah antara 0,15 sampai 0,2  $x/c$ . Juga terlihat efek gelembung separasi laminar pada daerah luar aliran yang mengakibatkan kenaikan kecepatan aliran. **Heintz (2001)** melakukan penelitian pada sayap pesawat terbang jenis Short take-off and landing (STOL) CH 701. Penambahan *slatte* dibagian depan aerofoil dan *flaperon* dibagian belakang aerofoil menghasilkan koefisien gaya angkat maksimum sebesar 3,10 dengan pelepasan lapis batas yang lambat, dan memungkinkan sudut serang sampai  $30^\circ$ . Celah antara *slatte* dan aerofoil mengisap udara dari bawah dan mempercepat udara tersebut dengan efek venturi, dapat menghambat terjadinya sparasi. *Flaperon* mempunyai *flap* sendiri, tergantung di bagian belakang aerofoil hingga udara yang melewatinya tidak terganggu sayap, memungkinkan efektivitas kendali lebih baik.

Atas pertimbangan penelitian sebelumnya maka digunakan metode pembangkitan eliptik dengan diskritasi *point gauss-siedel* dan metode vorteks dengan diskritasi ADI yang menggunakan sweep arah-i dan arah-j hingga stabil tanpa syarat, dalam penyelesaian persamaan aliran. Metoda di atas cukup mudah untuk dipahami dan penyusunan programnya dengan ketelitian yang cukup baik.

### Tujuan Penelitian

Penelitian dilakukan untuk membandingkan hasil simulasi numerik dengan hasil simulasi dan eksperimen penelitian yang sudah ada untuk mengetahui sejauh mana akurasi hasil simulasi numerik sebagai perencanaan awal dalam perancangan sebuah airfoil. Kemudian akan dikembangkan menjadi multi slotted dengan penambahan piranti penambah gaya angkat untuk mengetahui karakteristik aliran disekitarnya. Hingga dapat digunakan untuk analisa awal semua bentuk airfoil yang digunakan di industri.

### II. METODE PENELITIAN

Simulasi dilaksanakan dengan menggunakan Personal Computer Pentium Dual-Core yang memiliki RAM 512 MB. Dilengkapi perangkat lunak Lahey Fortran 90 dan Matlab 6. Langkah-langkah penelitian yang dilakukan meliputi :

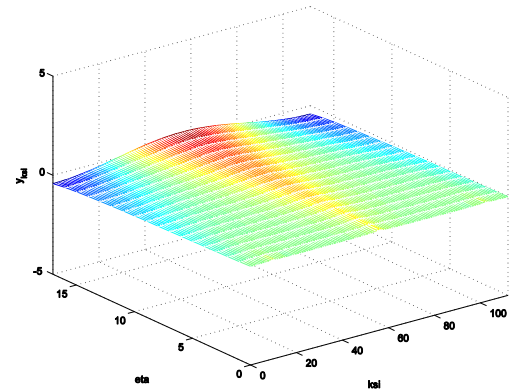
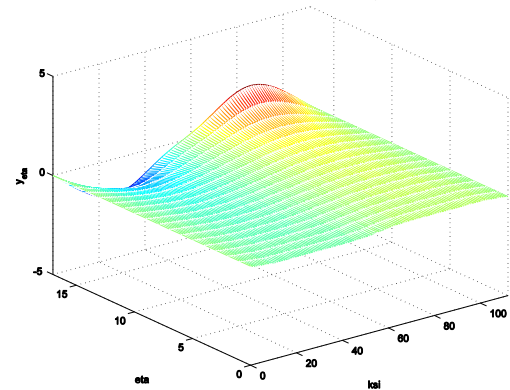
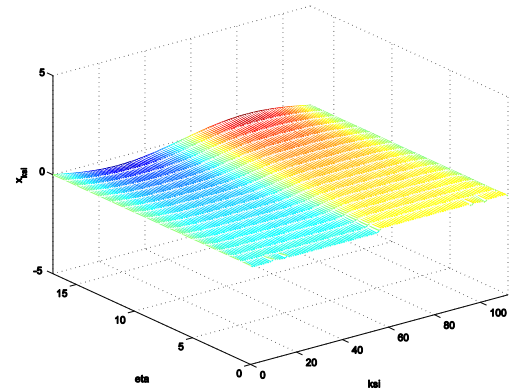
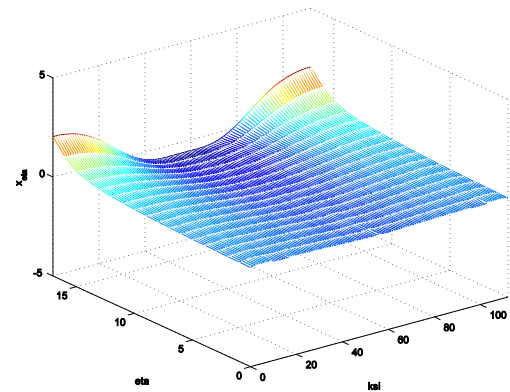
- penyusunan algoritma dan bagan alir program serta pembuatan program dengan bahasa pemrograman lahey fortran 90.
- pemrosesan program dan perbaikan kesalahan pemrograman yang berupa kesalahan penulisan program dan kesalahan algoritma.
- pembuatan visualisasi hasil pemograman menggunakan Matlab

Program dibuat dalam dua program utama yaitu: program untuk menghasilkan koordinat titik yang dibutuhkan (**gridgen.for**), kemudian koordinat yang dihasilkan diberi aliran dan variable yang dibutuhkan, hingga dihasilkan distribusi nilai garis arus, vector kecepatan, dan tekanan disekitar aerofoil (**viscid.for**). Setelah semua nilai didapat, baru dilakukan visualisasi dengan menggunakan program matlab.

### III. HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

Pembangkitan grid harus memenuhi persyaratan ortogonalitas, kehalusan distribusi gird, dan hubungan antara

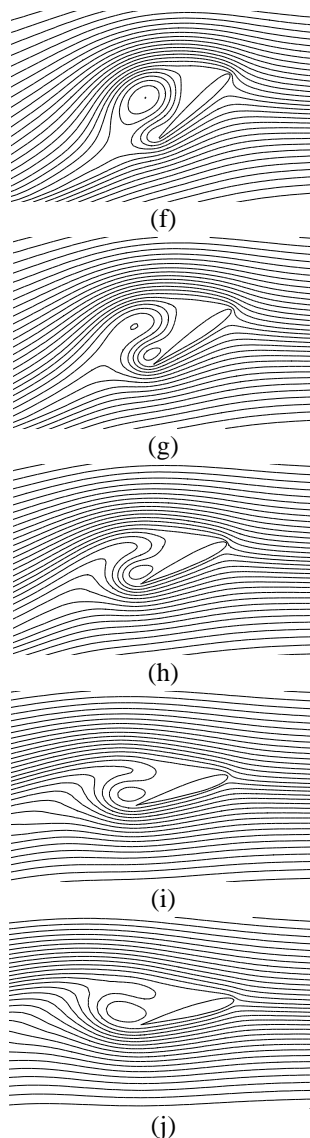
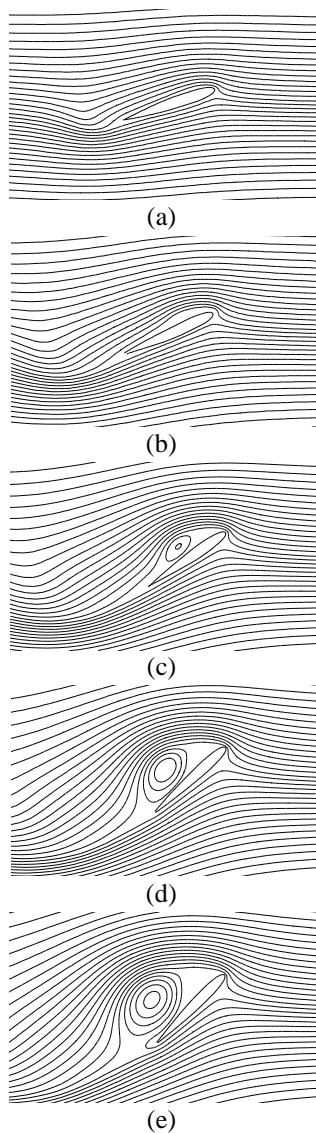
grid merupakan korespondensi satu-satu. Kondisi tersebut bisa dilihat dari distribusi metrik yang dihasilkan. Dari tiga pembangkitan grid yang dilakukan type-C, type-H dan type-O, dipilih type-O.



Gb.1. Distribusi metrik untuk ranah koneksi banyak

Distribusi metrik type-O pada Gambar 1 menunjukkan kehalusan dan ortogonalitas distribusi yang baik hingga dapat digunakan untuk transformasi antara bentuk fisis dan bentuk komputasi.

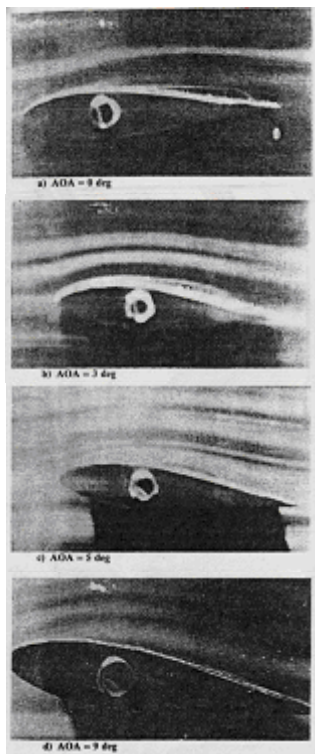
Setelah grid terbentuk baru dibuat perhitungan aliran. Hasil simulasi dari program yang dibuat divalidasi dengan cara membandingkannya dengan hasil simulasi dan eksperimen penelitian yang sudah ada.



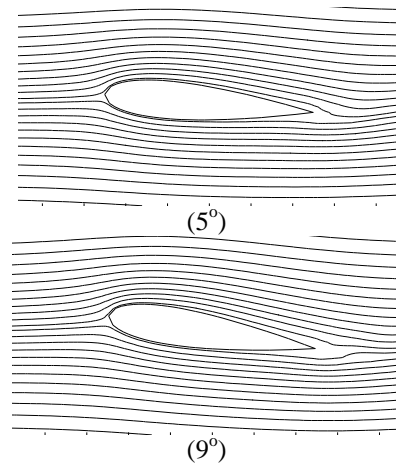
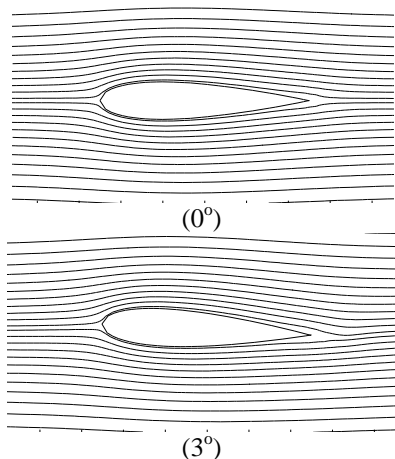
Gb.2. Garis arus untuk aerofoil NACA 0012 pada  $Re = 3000$ , (a)  $t^*=0,5$ ,  $\alpha=17,9^\circ$ ; (b)  $t^*=1,0$ ,  $\alpha=25,4^\circ$ ; (c)  $t^*=1,5$ ,  $\alpha=34,6^\circ$ ; (d)  $t^*=2,0$ ,  $\alpha=42,1^\circ$ ; (e)  $t^*=2,5$ ,  $\alpha=45,0^\circ$ ; (f)  $t^*=3,0$ ,  $\alpha=42,1^\circ$ ; (g)  $t^*=3,5$ ,  $\alpha=34,6^\circ$ ; (h)  $t^*=4,0$ ,  $\alpha=25,4^\circ$ ; (i)  $t^*=4,5$ ,  $\alpha=17,9^\circ$ ; (j)  $t^*=5,0$ ,  $\alpha=15,0^\circ$ . (hasil simulasi)

Akbari (2003) melakukan simulasi pelepasan lapis batas pada NACA 0012 menggunakan metoda vorteks dengan diskritasi ADI pada aliran tidak steady  $Re = 3000$  dengan menambah sudut serang kemudian menguranginya secara bertahap  $t^*=0,5$ ,  $\alpha=17,9^\circ$ ;  $t^*=1,0$ ,  $\alpha=25,4^\circ$ ;  $t^*=1,5$ ,  $\alpha=34,6^\circ$ ;  $t^*=2,0$ ,  $\alpha=42,1^\circ$ ;  $t^*=2,5$ ,  $\alpha=45,0^\circ$ ;  $t^*=3,0$ ,  $\alpha=42,1^\circ$ ;  $t^*=3,5$ ,  $\alpha=34,6^\circ$ ;  $t^*=4,0$ ,  $\alpha=25,4^\circ$ ;  $t^*=4,5$ ,  $\alpha=17,9^\circ$ ;  $t^*=5,0$ ,

$\alpha=15,0^\circ$ . Separasi mulai tumbuh pada leading-edge sudut serang  $17,9^\circ$  dan terus tumbuh meski pada waktu pengurangan sudut serang. Ini terjadi karena proses yang tidak linear bila dikembalikan ke kondisi awal tidak akan melalui lintasan yang sama, disebut hysteresis. Dengan kondisi aliran yang sama dilakukan simulasi seperti pada Gambar 2 kemiripan hasil simulasi yang didapat menunjukan program valid untuk digunakan sebagai analisa awal sebuah penelitian.



Gb.3. Visualisasi aliran aerofoil NACA 63<sub>3</sub>-018 untuk berbagai sudut serang 0°, 3°, 5°, 9°, Re=55.000 (Hsiao, 1989).

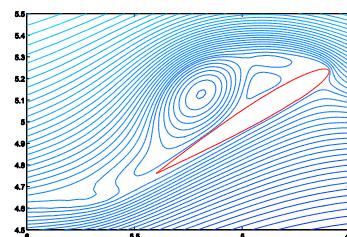


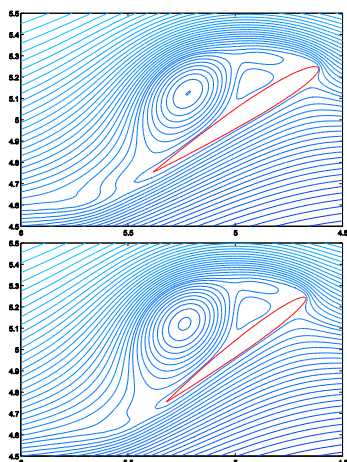
Gb.4. Simulasi aliran aerofoil NACA 63<sub>3</sub>-018 untuk sudut serang 0°, 3°, 5°, 9°, Re=55.000.

Simulasi dibandingkan juga dengan hasil visualisasi yang dilakukan oleh Hsiao (1989) pada airfoil NACA 63<sub>3</sub>-018 seperti pada Gambar 3. Simulasi seperti pada gambar 4 menunjukan hasil yang sama, bahwa gelembung separasi nampak cukup jelas pada bilangan Reynolds 55000. Gelembung terjadi pada sudut serang 0° mulai pada sekitar 50% panjang chord. Pada sudut serang lebih besar 3° dan 5° gelembung bergerak ke arah leading edge dan panjangnya berkurang. Pada sudut serang 9°, gelembung hampir tidak nampak. Juga simulasi dibandingkan dengan visualisasi yang dibuat oleh M. R. Visbal (1988), menunjukan karakteristik yang sama.



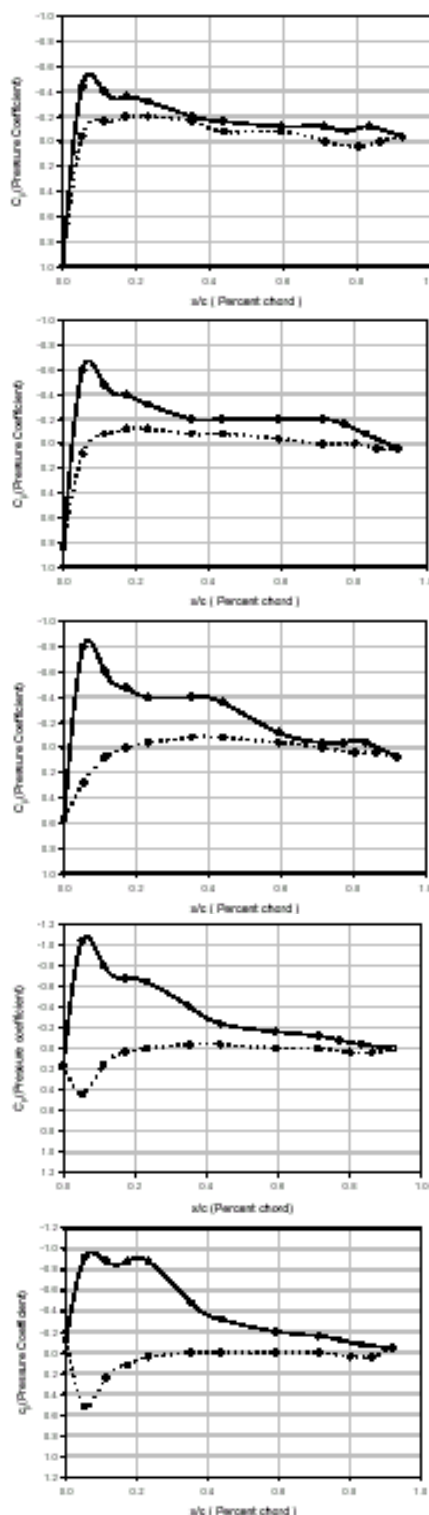
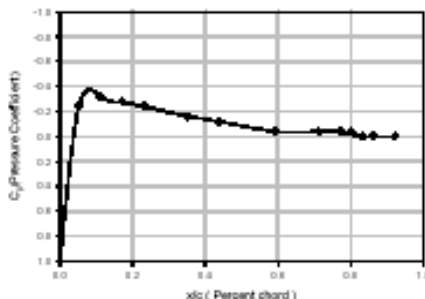
Gb.5. Visualisasi aliran aerofoil NACA 0014 untuk sudut serang 37°, 40°, 50°, Re=45.000. (M. R. Visbal, 1988)



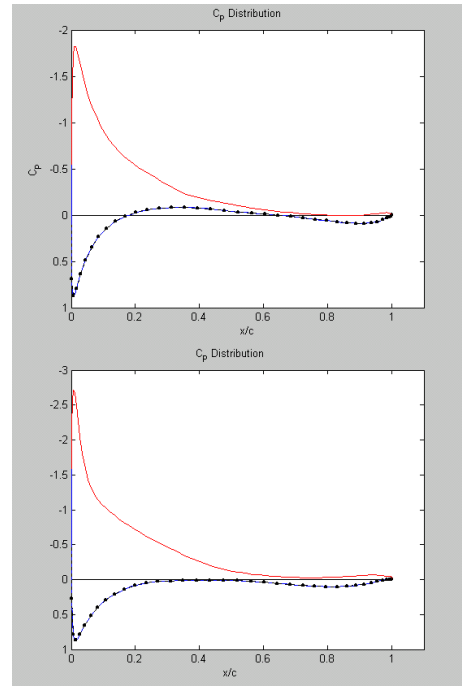
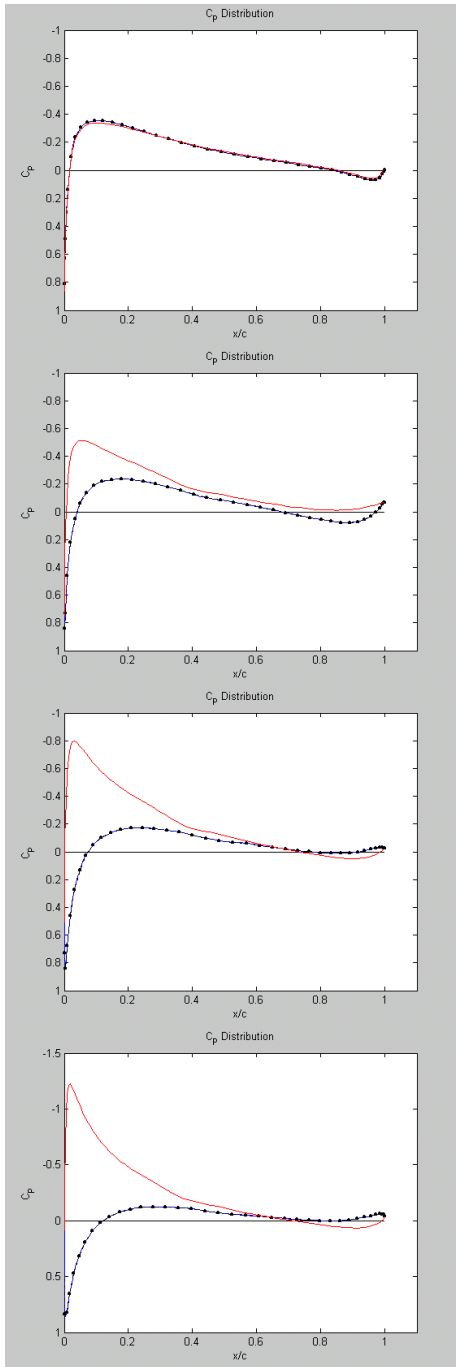


Gb.6. Simulasi aliran aerofoil NACA 0014 untuk sudut serang 37°, 40°, 50°, Re=45.000.

Berikutnya simulasi dibandingkan dengan distribusi Cp hasil pengujian yang dilakukan oleh Sathaye (2004). Dilihat dari Gambar 7 dan Gambar 18 pada sudut 0°, 3°, dan 6° hasil simulasi dan pengujian memiliki harga yang sama, dekat bagian depan aerofoil terlihat ada daerah tekanan rendah pada x/c 0 sampai 0,1, yang ditunjukkan dengan penurunan grafik secara tajam ke arah nilai minus. Demikian pula pada daerah x/c 0,1 sampai 0,4 grafik naik ke arah nilai positif, menunjukkan terjadi kenaikan tekanan yang berarti, kecepatan udara menurun. Pada daerah x/c 0,4 sampai 0,8 grafik naik ke arah positif. Sudut 9°, 12°, dan 15° pada daerah x/c 0 sampai 0,1 hasil simulasi dan pengujian masih memiliki harga yang sama.

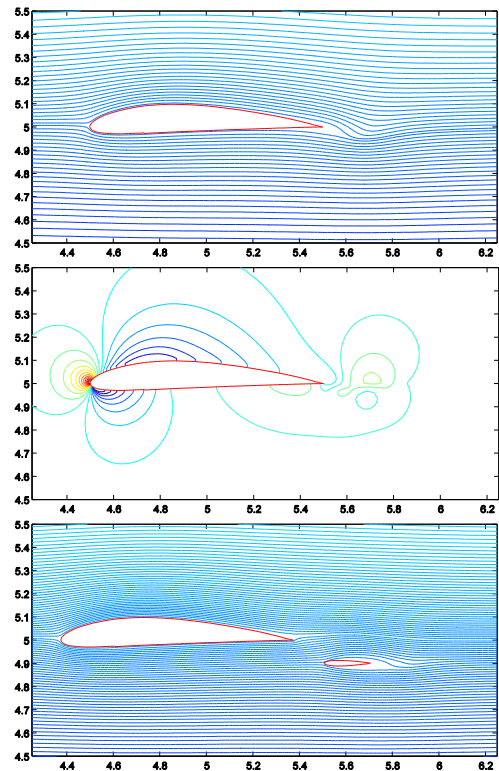


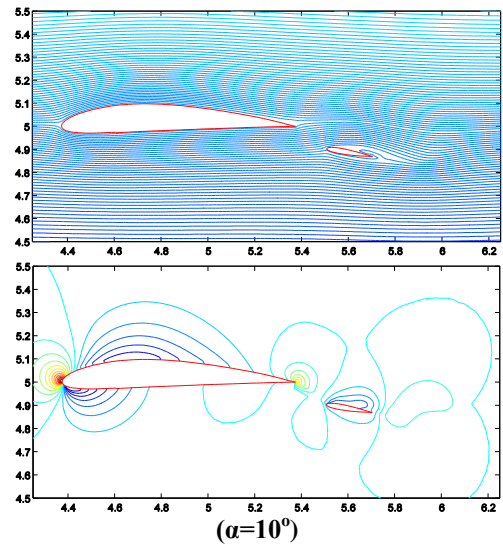
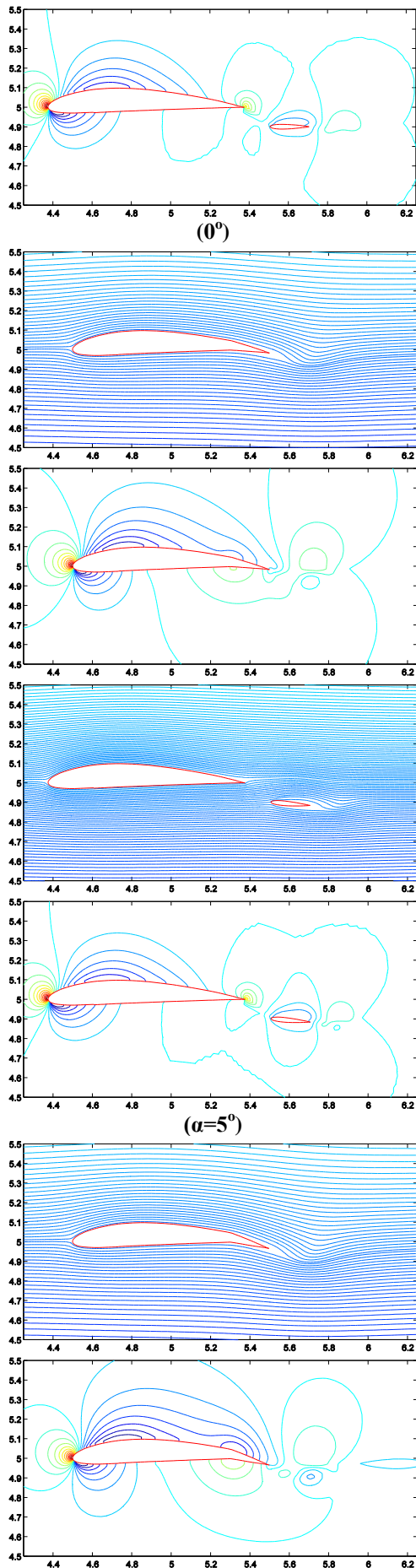
Gb.7. Distribusi Cp terhadap x/c NACA 0012 untuk sudut serang 0°, 3°,6°, 9°, 12°, 15°, Re=43615. (Sathaye, 2004)



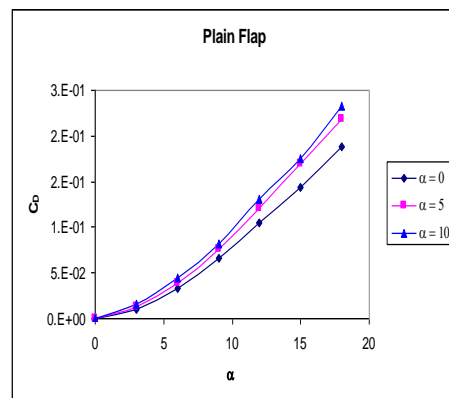
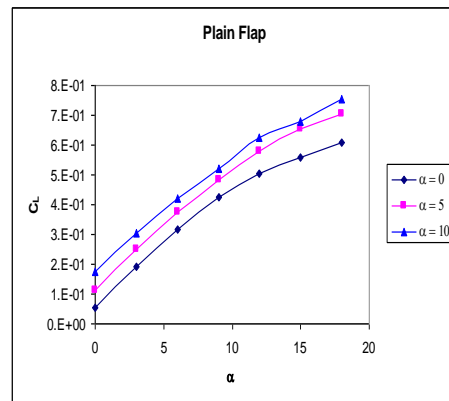
Gb.8. Distribusi Cp terhadap x/c NACA 0012 untuk sudut serang 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, Re=43615, hasil simulasi.

Simulasi dikembangkan dengan penambahan flap yang berbeda untuk mengetahui kineja masing-masing.

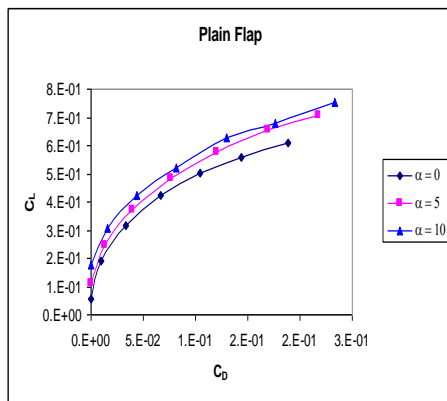




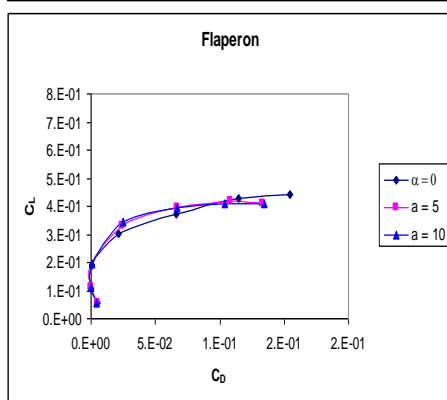
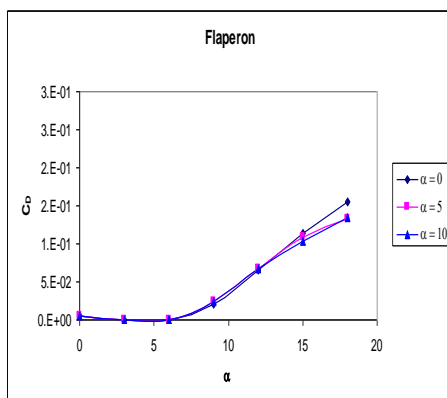
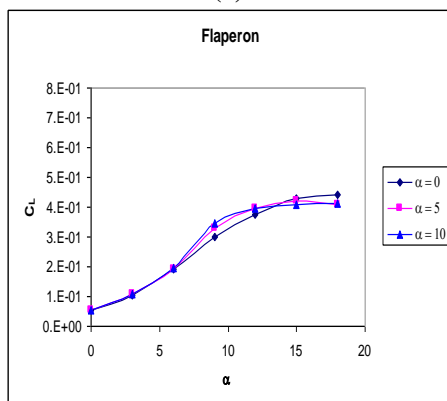
Gb.9. Garis arus dan distribusi tekanan flaperon dan Plain flap untuk sudut serang flap,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ .







(a)



(b)

Gb. 10. Harga  $C_L$  dan  $C_D$  Flaperon dan Plain flap untuk variasi sudut serang flap dan aerofoil.

Dilihat dari Gambar 10a penambahan sudut flap pada plain flap dapat menaikkan koefisien gaya angkat 20,4% untuk setiap perubahan sudut serang. Sedangkan harga koefisien gaya seret tidak berubah pada sudut serang  $0^\circ$  dan mulai naik seiring penambahan sudut serang. Harga koefisien drag naik sebesar 13,4% pada sudut serang  $18^\circ$ . Penambahan sudut flap diatas  $5^\circ$  tidak menaikkan harga koefisien drag. Grafik  $C_D-C_L$  menunjukkan unjuk kerja airfoil meningkat dengan penambahan sudut flap hingga  $5^\circ$ . Sedangkan dari Gambar 10b pada flaperon, penambahan sudut flap tidak merubah karakteristik airfoil sayap, hingga memiliki keleluasaan kontrol. Dilihat dari angka koefisien lift, plain flap mempunyai angka yang lebih besar 20,4%. Akhirnya pemilihan flap ditentukan oleh kebutuhan operasional pesawat karena keduanya memiliki kelebihan dan kekurangan masing-masing.

#### IV. KESIMPULAN

Dengan melihat distribusi metrik yang dihasilkan, pembangkitan grid dipilih menggunakan type-O karena memiliki kehalusan distribusi grid dan ortogonalitas yang lebih baik dibanding kedua type yang lain.

Setelah grid terbentuk dilakukan perhitungan aliran dan hasilnya dibandingkan dengan hasil simulasi dan pengujian yang lain dari pustaka yang ada. Secara visual hasil simulasi dan pengujian memiliki bentuk yang sama. Pada sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ , dan  $6^\circ$  hasil simulasi dan pengujian menunjukkan harga  $C_p$  yang sama, pada dekat bagian depan aerofoil terlihat ada daerah tekanan rendah pada  $x/c$  0 sampai 0,1. Sedangkan pada daerah  $x/c$  0,1 sampai 0,4 tekanan naik yang berarti kecepatan udara menurun, diikuti pula pada daerah  $x/c$  0,4 sampai 0,8 tekana naik. Untuk sudut serang  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ , dan  $15^\circ$  pada daerah  $x/c$  0 sampai 0,1 hasil simulasi

dan pengujian menunjukkan harga  $C_p$  yang sama.

Dari pengembangan yang dilakukan dengan penambahan flap pada aerofoil menunjukkan koefisien gaya angkat plain flap lebih besar 20,4% dibanding tanpa flap atau dengan flaperon, diikuti kenaikan koefisien gaya seret seiring bertambahnya sudut serang hingga 13,4% pada sudut serang  $18^\circ$ . Flaperon memiliki keleluasaan kontrol karena sudut flap tidak mempengaruhi karakteristik airfoil sayap.

## V. DAFTAR PUSTAKA

- Akhbari, M.H., 2003, *Simulation of Dynamic Stall for a NACA 0012 Airfoil Using a Vortex Method*, Jurnal of fluids and structure.
- Anderson Jr., 1988, *Fundamentals of Aerodynamics*, 3<sup>rd</sup> Printing, Mc Grow-Hill, Singapore.
- Harjanto, D.W., 1998, *Tinjauan Numerik Awal Pola Aliran dan Unjuk Kerja Aliran yang Viscos, Reynolds Rendah, dan Mach Number Rendah di Sekitar Airfoil dengan Variasi Camber, Thickness, dan Sudut Serang*, Fakultas Teknik UGM, Jogjakarta.
- Heintz, C., 2001, *Anatomy of Stol Aircraft: Designing a Modern Short Take-off and Landing Aircraft*, <http://www.zenithair.com/stolch801/design/design.html>.
- Hoffman, K.A. 1989, *Computational Fluid Dynamics for Engineers*, Engineering Education System <sup>TM</sup>, Austin, USA.
- Hsiao, F.B., Liu, C.F., and Tang, Z., 1989, "Aerodynamic Performance and Flow Structure Studies of a Low Reynolds Number Airfoil", AIAA

Journal, Vol. 27, No. 2, pp. 129-137.

- Moran, J, 1984, *An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics*, John Wiley & sons, New York.
- Pranowo, 1998, *Simulasi Numerik Aliran Udara Melewati Pylon Aksisimetrik dengan Menyertakan Pengaruh Viskositas dan Konfigurasi*, Fakultas Teknik UGM, Jogjakarta.
- Sathaye, S.S., 2004, *Lift Distributions on Low Aspect Ratio Wings at Low Reynolds Numbers*, Worcester Polytechnic Intitute.
- Schlichting, H. and Kestin, J. 1979. *Boundary-Layer Theory*. 7<sup>th</sup> edition, McGraw-Hill, New York.
- Visbal, M.R.dan Shang, J.S., 1988, *Investigation of Flow Structure Around a Rapidly Pitching Aerofoil*, AIAA Journal, Vol. 27, No. 8, pp. 11044-1051.
- Whyudin, H., 1996, *Simulasi Numerik Awal untuk Aliran Fluida Viskos Berkecepatan Rendah Melewati Konfigurasi Airfoil Ganda*, Fakultas Teknik UGM, Jogjakarta.

## Arti Lambang dan Singkatan

- $x/c$  = rasio posisi sumbu x terhadap panjang chord
- $C_D$  = koefisien gaya seret, drag/  
 $(\frac{1}{2}\rho.V_\infty^2.S)$
- $C_L$  = koefisien gaya angkat, lift/  
 $(\frac{1}{2}\rho.V_\infty^2.S)$
- $C_p$  = koefisien tekanan di permukaan airfoil,  
 $p - p_\infty = (\frac{1}{2}\rho V_\infty^2)$
- NACA = National Advisory Committe for a Aeronautics