

# Studi Numerik Analisis Aerodinamika Variasi *Chordline* pada Blended Winglet Wing Airfoil NACA 23018

Setyo Hariyadi S.P.

Program Studi Teknik Navigasi Udara  
Akademi Teknik dan Keselamatan Penerbangan Surabaya

## Abstrak

*Winglet* adalah salah satu aksesoris pada sayap pesawat yang memungkinkan penambahan performansi sayap tanpa harus memperlebar *wingspan* (bentangan sayap pesawat). *Winglet* berfungsi untuk meredam pusaran aliran (*vortex*) pada bagian ujung sayap yang disebabkan pertemuan aliran udara dari bagian bawah sayap yang bertekanan tinggi dengan aliran udara bagian atas sayap yang bertekanan rendah yang menyebabkan terjadinya turbulensi. *Winglet* dapat meningkatkan performa aerodinamika yaitu dengan mengurangi *induced drag* yang terjadi seiring dengan kenaikan *angle of attack*. *Induced drag* berperan besar pada *total drag* dimana *induced drag* mencapai 40% saat *cruising* dan 80-90% pada saat *take off*.

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik menggunakan *software* simulasi dengan model turbulen  $k-\omega$ SST. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 40 m/s ( $Re = 5 \times 10^6$ ) dengan sudut serang ( $\alpha$ ) = 0°, 5°, 10°, dan 15°. Model benda uji berupa *airfoil* NACA 23018 dengan dan tanpa *Winglet*. *Winglet* yang akan dipakai adalah *raked wingtip* dengan variasi panjang *chamber line*.

Dari penelitian didapatkan bahwa dengan penambahan *blended winglet* dapat meningkatkan rasio L/D. *Lift* dan *drag* meningkat seiring dengan kenaikan *angle of attack*. Namun dengan penambahan *winglet* rasio tersebut dapat ditingkatkan. *Blended winglet* dengan panjang *chordline*  $x/c$  0.4 menghasilkan rasio L/D lebih tinggi dibandingkan yang lain. Distribusi tekanan pada model dengan *winglet* menunjukkan peningkatan dan lebih merata di *lower surface* daripada *plain winglet*.

**Kata kunci:** *airfoil*, *winglet*, *blended winglet*, NACA 23018, gaya *lift*, dan gaya *drag*

## PENDAHULUAN

Pada tahun 1970-an para ahli biologi mulai mengamati karakteristik burung yang terbang melayang seperti elang, rajawali, osprey. Masing-masing burung tersebut mempunyai sayap dengan gaya *lift* yang besar dikarenakan model sayap dengan bulu-bulu panjang yang mencuat keluar pada ujungnya membentuk sebuah formasi celah paralel pada jarak tertentu (*multiple winglets*). Para ahli biologi menemukan bahwa bagian sayap tersebut berfungsi untuk mengurangi *drag* pada saat terbang melayang.

Sayap pesawat terbang dengan penambahan *winglet* sudah diteliti sejak puluhan tahun yang lalu. Whitcomb (1976) dari pusat penelitian NASA Langley telah mematenkan pertama kali penggunaan *winglet* pada pesawat komersil pada tahun 1970-an. Dia menggunakan bilah yang dipasang secara vertikal pada ujung

sayap pesawat KC-135A dan tes terbang pada tahun 1979 dan 1980. Dari penelitian tersebut memperlihatkan bahwa penambahan winglet dapat menaikkan lift kurang lebih 7% pada saat terbang melayang. Dari penelitian tersebut ditemukan bahwa penambahan pada ujung sayap tersebut dapat meningkatkan efisiensi lift-drag dari 10-15 %.

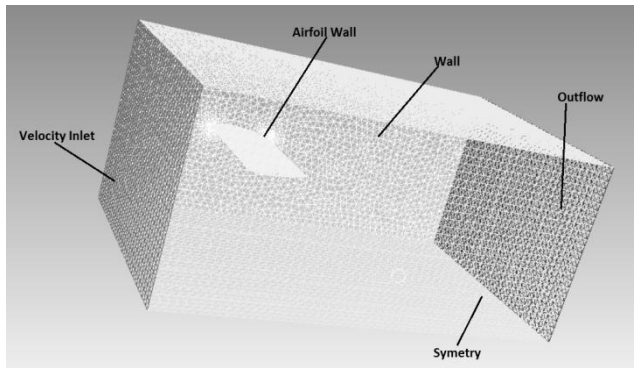
Industri pertama kali menerapkan konsep penambahan wingtip pada pesawat terbang layang dengan menambahkan winglet pada sayap. Salah satunya adalah Colling (1995) memberikan tinjauan sempurna dari penggunaan winglet untuk pesawat terbang layang yang dilakukan di Universitas A & M Texas pada low-speed wind tunnel dengan menggunakan model skala penuh yang berjarak 5,6 kaki dari dinding wind tunnel dengan panjang sayap keseluruhan 15 meter. Marchman, Manor dan Faery (1978) menemukan bahwa penambahan winglet simetris pada sayap adalah cara terbaik yang dapat digunakan pada pesawat umumnya, tetapi kurang efektif pada sayap tapered. Pada tes juga menunjukkan bahwa penambahan winglet menyebabkan pengurangan turbulensi olakan sayap.

Di Eropa, penambahan pada ujung airfoil telah dikembangkan yang disebut sebagai winggrid. Winggrid adalah sebuah kesatuan dari penambahan sayap kecil lebih dari satu yang di tambahkan pada ujung sayap. Sayap kecil ini dipasang pada bermacam-macam sudut sehingga vortek pada ujung tidak menyatu sehingga tidak menyebabkan vortek yang kuat. Vortek yang lebih kecil menghilangkan energi vortek, jadi distribusi lift telah berubah dan induced drag dari sayap berkurang. Konsep ini diterapkan pada pesawat glider dengan hasil yang menggembirakan. Konsep ini berhenti karena tidak dapat mengubah karakteristik pada saat terbang untuk menyakinkan terjadi pengurangan drag. Pada akhirnya penelitian berhenti sehingga belum ditemukan bentuk dan performa yang optimum.

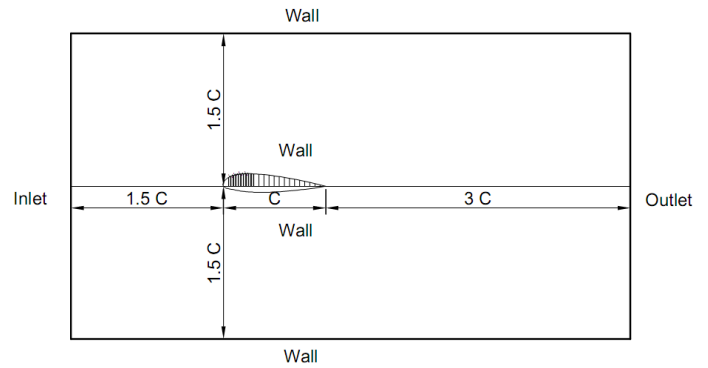
Pada penelitian ini akan digunakan airfoil tipe NACA 23018 dengan endwall yang dilekatkan pada dinding dan pada tip ditambahkan blended winglet cant angle  $90^{\circ}$  dengan variasi panjang winglet *chordline* untuk melihat dengan detail seberapa besar pengaruh penambahan blended winglet terhadap peningkatan performa wing dan pengurangan drag yang terjadi dengan berbagai sudut serang.

## **METODOLOGI PENELITIAN**

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik menggunakan *software* simulasi dengan model turbulen  $k-\omega$  SST. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 40 m/s ( $Re = 5 \times 10^6$ ) dengan sudut serang ( $\alpha$ ) =  $0^{\circ}$ ,  $5^{\circ}$ ,  $10^{\circ}$  dan  $15^{\circ}$ . Model benda uji berupa *airfoil* NACA 23018 dengan dan tanpa *Winglet*. Winglet yang akan dipakai adalah blended winglet dengan cant angle  $90^{\circ}$ . Reynolds Number ditentukan berdasarkan *chord*. Dalam hal ini panjang *chord* yang digunakan sebesar 10 cm. Gambar 1. merupakan domain simulasi serta kondisi batas yang digunakan dalam simulasi.



Gambar 1. Meshing dan Domain Pemodelan Airfoil 3D



Gambar 2. Dimensi Pemodelan

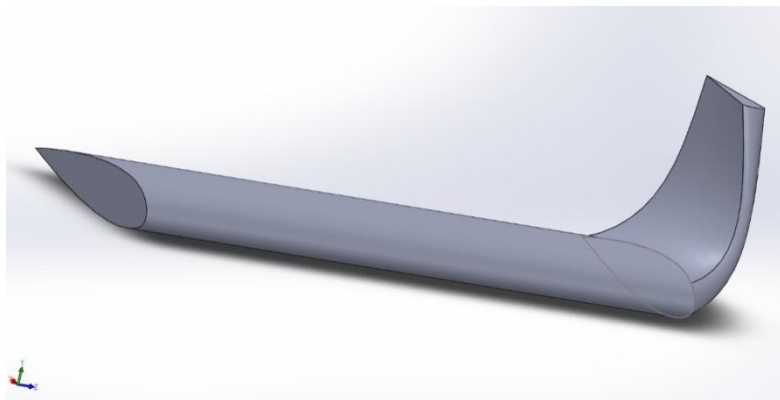
Dimensi pemodelan ditunjukkan pada Gambar 2. Model benda uji berupa *airfoil* jenis NACA 23018 dengan dan tanpa *winglet* yang terpasang pada ujung tip yang berbentuk *blended winglet* seperti Gambar 3 dan ukuran Sedangkan spesifikasi *wing* dan *winglet* dapat dilihat pada Tabel 1. dan Tabel 2.

Table 1. Spesifikasi sayap pada penelitian

No	Description	Dimension
1	Airfoil Type	NACA 23018
2	Wing Type	Straight Constant Chord
3	Sweep Angle	14°
4	Wing Span	20 cm
5	Aspect Ratio	0,5
6	Maximum Chord	3,48 cm

Table 2. Spesifikasi *winglet* pada penelitian

No	Description	Dimension
1	Winglet Type	Blended Winglet
2	Winglet Span	0,8 C
3	Winglet Chord Line	0,4C, 0,5C, 0,6C, 0,7C
4	Wingtip Thickness	0,04C



Gambar 3. Benda uji berupa *Wing Airfoil NACA 23018* dengan dilengkapi *Blended Winglet Cant Angle 90°*

Jenis dan *properties* dari material dimasukkan sesuai dengan kondisi dari lingkungan, yaitu pada temperatur 30°C dan tekanan 1 atm. Permodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan ( $\rho$ ) = 1,17 kg/m<sup>3</sup>, viskositas ( $\mu$ ) = 1,86 x 10<sup>-5</sup> N.s/m<sup>2</sup>. Intensitas turbulen pada pemodelan numerik ini 0,8%[6] dan *length scale* di sisi *inlet* 0,024 m.

Permodelan turbulensi yang digunakan adalah *viscous turbulent k- $\omega$  SST*. Solusi menggunakan *second order* untuk *pressure*, *momentum turbulent kinetic energy*, dan *turbulent dissipation rate*. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar  $10^{-5}$ , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil dari  $10^{-5}$ .

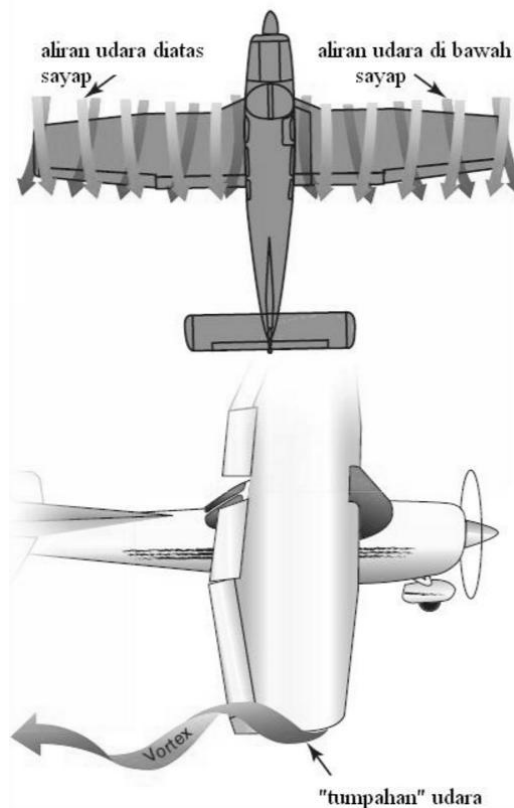
Dalam penggunaan software simulasi memerlukan keakuratan data baik pada langkah *post processing* maupun *preprocessingnya*. Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur grid terbaik dan terefisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya.

*Grid independensi* ini dilakukan untuk mendapatkan jumlah *meshing* yang cenderung konstan sehingga didapatkan Pada grid independensi ini, dilakukan pembagian jumlah *meshing* ke dalam 4 jenis, kemudian dari jenis *meshing* ini akan dicari besarnya selisih nilai terkecil dari setiap *meshing* dengan membandingkan grafik  $C_d$  Numerik. Nilai  $C_d$  dari *grid independensi* akan ditampilkan pada tabel 2.

Tabel 3. Analisis grid independensi Airfoil 23018 3 Dimensi  
Tanpa *winglet* dengan  $Re = 5 \times 10^6$

Jenis Meshing	Base Size	Jumlah Cells	Jumlah Faces	$C_d$
Meshing A	148.140	714.403	1.680.754	0.03012685 4
MeshingB	315.510	1.738.460	3.894.706	0.02106366 8
MeshingC	311.959	1.718.133	3.861.727	0.02554410 6
MeshingD	406.304	2.179.934	5.089.013	0.02106989 2

Tabel 3 menunjukkan grid independensi pada plain airfoil. Berdasarkan tabel 2 nilai  $C_D$  yang cenderung paling kecil terjadi pada Meshing B dan Meshing D. Salah satu pertimbangan dalam melakukan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan, maka *meshing* yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah *meshing* B.



## HASIL DAN DISKUSI

Udara akan mengalir melewati bagian atas sayap dan bagian bawah sayap. Sebenarnya bukan udara yang mengalir melewati sayap pesawat, tapi sayap pesawatlah yang maju “menembus” udara. Tapi kita akan mengasumsikan aliran inidengan gambar sayap yang diam. Dengan bentuk yang melengkung di atas, maka aliran udara di atas sayap membutuhkan jarak yang lebih panjang dan membuatnya “mengalir” lebih cepat dibandingkan dengan aliran udara di bawah sayap pesawat. Karena kecepatan udara yang lebih cepat di atas sayap, maka tekanannya akan lebih rendah dibandingkan dengan tekanan udara yang “mengalir” di bawah sayap. Tekanan di bawah sayap yang lebih besar akan “mengangkat” sayap pesawat dan disebut gaya angkat/*lift*.

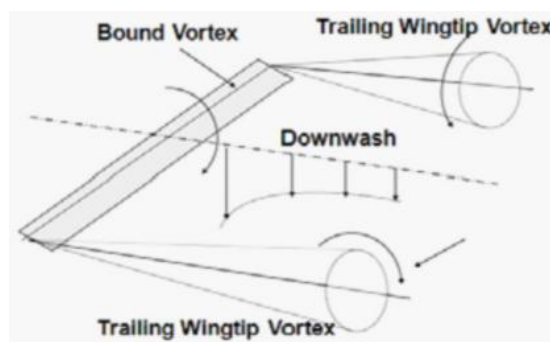
Karena itu, kecepatan pesawat harus dijaga sesuai dengan rancangannya. Jika kecepatannya turun maka lift nya akan berkurang dan pesawat akan jatuh, dalam ilmu penerbangan disebut *stall*. Kecepatan minimum ini disebut *Stall Speed*. Jika kecepatan pesawat melebihi rancangannya maka juga akan terjadi stall yang dinamakan high speed stall. Terbang straight dan level (lurus dan datar) dapat dipertahankan mulai dari terbang dengan kecepatan rendah sampai dengan kecepatan tinggi. Penerbang harus mengatur *angle of attack* dan thrust dalam semua jangkauan kecepatan (speed regim) jika pesawat harus ditahan di ketinggian tertentu (*level flight*). Berbagai macam kecepatan pada saat pesawat terbang datar dan tidak berakselerasi, proporsi  $C_L$  (Coefficient of Lift) dan  $C_D$  (Coefficient of Drag) dapat dihitung pada setiap *angle of attack* tertentu. Hasil plotting untuk rasio lift/drag (L/D) pada *angle of attack* tertentu menunjukkan bahwa L/D bertambah ke maksimum kemudian berkurang pada koefisien lift dan *angle of attack* yang lebih besar seperti terlihat pada gambar. Perhatikan bahwa maksimum rasio lift/drag (L/D max) terjadi pada *angle of attack* dan koefisien yang tertentu. Jika pesawat beroperasi

padapenerbangan yang stabil pada  $L/D$  max, maka total drag adalah minimum. *Angle of attack* apapun yang lebih kecil atau lebih besar dari yang ada di  $L/D$  max akan mengurangi rasio *lift/drag* dan konsekwensinya menambah total drag dari gaya angkat yang diberikan pada pesawat. Oleh karena itu perhatian utamapara ahli di bidang keteknikan sering kalilebih kepada tahanan dan gaya angkat daripada distribusi tekanan dan tegang geser, hasil-hasil eksperimen biasanyadiperoleh dan disajikan secara langsung dalam tahanan dan gaya angkat. Terdapat dua prinsip penting yang harus diikuti dalam mendesain suatu benda dengan tahanan rendah:

- Apabila benda tersebut panjang dan tipis, tahanannya berkaitan dengan friksi. Tahanan ini dapat dikurangi dengan menjaga alirannya laminar sebanyak mungkin. Hal ini mengisyaratkan permukaan permukaanyang halus.
- Apabila benda tersebut adalah benda tumpul, tahanannya (bilangan *Reynolds* tinggi) terutama tahanan bentuk. Tahanan ini dapat dikurangi dengan menunda separasi selama mungkin. Satu caranya adalah dengan memajukan transisi ke lapisan batas turbulen. Metode yang lebih baik adalah streamlining, ialah memanjangkan bagian belakang benda. Pertimbangan aerodinamika adalah penting dalam desain kendaraan seperti pesawat terbang. Pesawat terbang tersebut mengalami gaya yang menghambat gerak lajunya yaitu tahanan aerodinamika. Mesin pesawat terbang harus secara terus-menerus menyediakan daya untuk mengatasi beban tahanan tersebut.

### **Downwash and Wingtip Vortex Reduction vs Winglet Performance**

Sayap adalah bentuk nyata 3D dari *airfoil*. Proses terbentuknya gaya angkat pada sayap ini sama dengan *airfoil*. Walaupun tersusun atas *airfoil* yang didistribusikan sepanjang span sayap, adanya efek rentang terbatas akan menyebabkan pola aliran di sekitar sayap tidak dapat dianggap sebagai aliran 2D.



Gambar 4. Wingtip Vortex

Gaya angkat pada suatu permukaan sayap akan terjadi jika terdapat perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah. Perbedaan ini akan terjadi sepanjang span, kecuali pada ujung sayap. Pada ujung sayap ini akan terjadi proses ekualisasi tekanan sehingga aliran udara mengalami rotasi di sekitar ujung sayap. Dengan demikian secara efektif, aliran di sekitar sayap adalah aliran 3D. Rotasi pada ujung sayap ini disebut *wing tip vortex*, yang seiring dengan gerak maju pesawat, *wing tip vortex* akan bergerak ke belakang sayap sekaligus ke bawah. *Vortex* ini akan mempengaruhi sayap dalam artian mengimbas ke bawah komponen kecepatan aliran di sekitar sayap tersebut.

Kecepatan imbas ke bawah ini disebut *downwash*. Dengan adanya *downwash* dan  $V^\infty$ , maka akan ada sudut serang lokal yang lebih rendah daripada sudut serang geometrik.

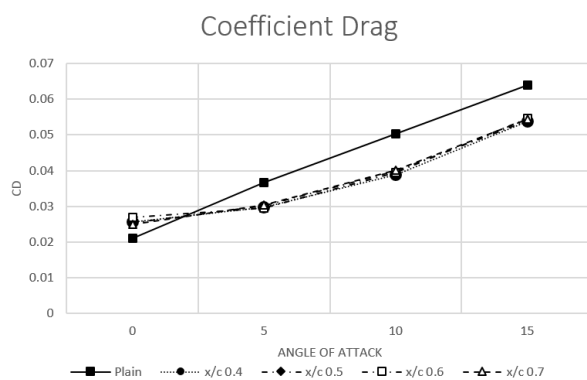
Sebagaimana diketahui bahwa fungsi *winglet* yang paling diperlukan adalah menghemat bahan bakar pada pesawat terbang. Investigasi unjuk kerja menunjukkan bahwa desain *winglet* harus dioptimalisasi untuk mendapatkan keuntungan maksimal saat *cruising* dan kondisi *non cruising*. Pada penelitian ini studi numerik komprehensif telah dilakukan untuk menguji performa terbaik dari *subsonic wing aircraft* pada beberapa *angle of attack* yang divalidasi dengan 3D k- $\omega$  model.

Pada Gambar 5 terlihat perbandingan lift coefficient ( $C_L$ ) dan drag coefficient ( $C_D$ ) pada angles of attack dengan dan tanpa *winglet* yang diorientasikan pada beberapa *chordline winglet* yang berbeda. Secara umum, hal ini membuktikan bahwa dengan penambahan *winglet* dapat mengurangi induced drag dan meningkatkan lift. Namun demikian, hal itu juga menunjukkan bahwa antara panjang *chordline winglet* mempunyai nilai optimum juga meskipun hanya berdampak sedikit pada penurunan drag dan kenaikan lift. Dengan kenaikan *angle of attack* maka drag dan lift juga akan naik namun kenaikan dari wing dengan penambahan *winglet* tidak menunjukkan kenaikan secara linear sebagaimana *plain wing*.

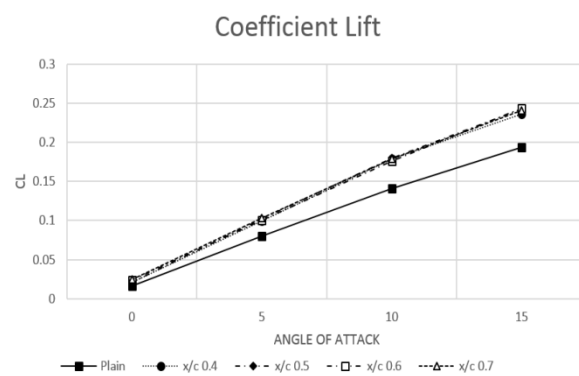
Performa *wing* dengan penambahan *winglet* juga dilaporkan memiliki kenaikan yang signifikan sebagai mana terlihat pada gambar. Rasio Lift per Drag (L/D) mengalami kenaikan yang jauh lebih efektif dibandingkan dengan *plain wing*. Rasio Lift dan drag juga mencapai maksimum pada sudut serang  $10^\circ$ , setelah itu akan cenderung mendatar bahkan menurun. Kenaikan rasio L/D paling tinggi ditunjukkan pada *chordline winglet*  $x/c$  0,4 dibandingkan *chordline* yang lain. Dari bukti di atas dapat disimpulkan bahwa dengan semakin kecil *chordline winglet* maka rasio L/D semakin tinggi.

Tabel 4. Drag Coefficient hasil penelitian

Degree	Plain	x/c 0.4	x/c 0.5	x/c 0.6	x/c 0.7
0	0.021063668	0.02556363	0.025461904	0.02681152	0.024943129
5	0.036646915	0.02967332	0.030115302	0.029455794	0.030399407
10	0.050241929	0.03891497	0.039909559	0.039405954	0.040074895
15	0.063898655	0.05375689	0.053958808	0.054697829	0.054509975



Gambar 5. Drag Coefficient hasil penelitian



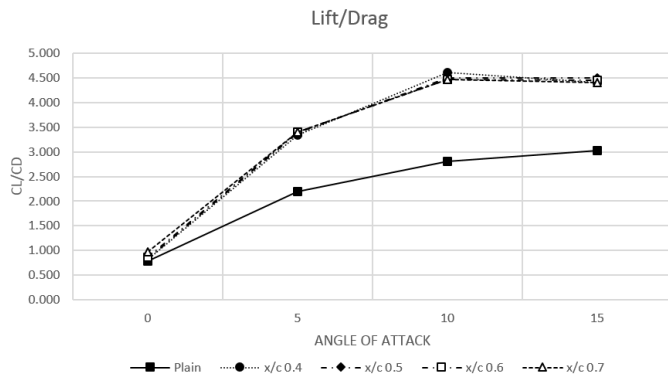
Gambar 6. Lift Coefficient hasil penelitian

Tabel 5. Lift Coefficient hasil penelitian

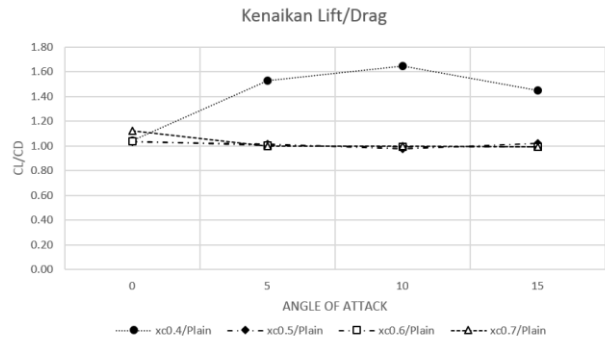
Degree	Plain	x/c 0.4	x/c 0.5	x/c 0.6	x/c 0.7
0	0.016422784	0.0207497	0.021315052	0.023305182	0.024381088
5	0.080209711	0.099233822	0.10201586	0.1002124	0.10323741
10	0.14068557	0.17921012	0.17962485	0.17619222	0.17908138
15	0.19360811	0.23651385	0.24216016	0.24342619	0.24033229

Tabel 6. Lift/Drag hasil penelitian

Degree	Plain	x/c 0.4	x/c 0.5	x/c 0.6	x/c 0.7	xc0.4/Plain	xc0.5/Plain	xc0.6/Plain	xc0.7/Plain
0	0.780	0.812	0.837	0.869	0.977	1.04	1.03	1.04	1.12
5	2.189	3.344	3.388	3.402	3.396	1.53	1.01	1.00	1.00
10	2.800	4.605	4.501	4.471	4.469	1.64	0.98	0.99	1.00
15	3.030	4.400	4.488	4.450	4.409	1.45	1.02	0.99	0.99



Gambar 7. Lift/Drag hasil penelitian



Gambar 8. Lift/Drag hasil penelitian dibandingkan dengan plain wing

## Visualisasi Aliran

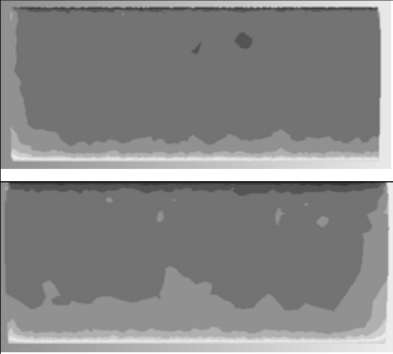
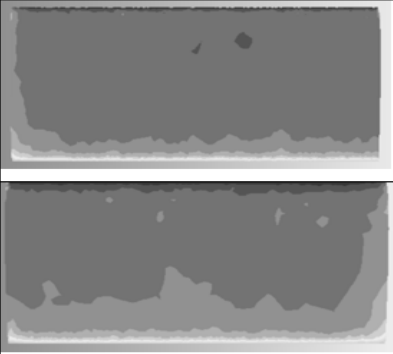
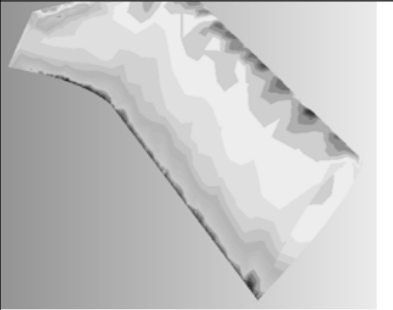
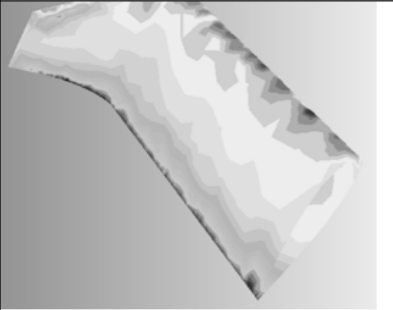
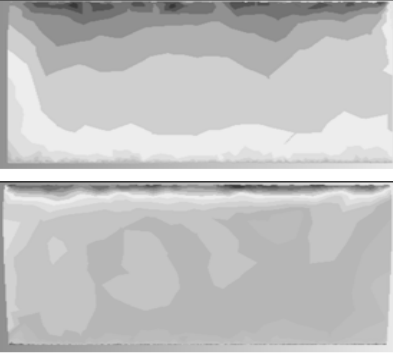
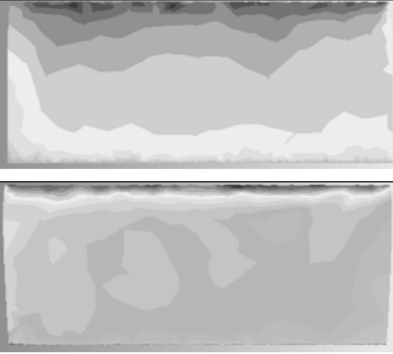
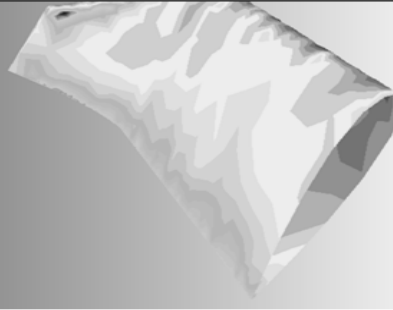
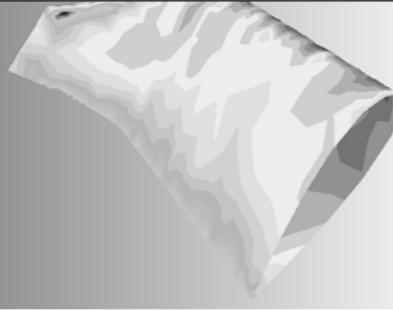
Gambar menunjukkan kontur tekanan pada *plain winglet* dan wing yang dilengkapi *winglet* dengan panjang *chordline*  $x/c$  0.4. Pada *plain wing* menunjukkan pada sudut  $0^\circ$  sampai dengan  $15^\circ$  terjadi kenaikan tekanan pada *lower surface* dan penurunan pada *upper surface*. Pada ujung tip menunjukkan adanya pengaruh loncatan udara dari *lower surface* yang memiliki tekan lebih tinggi dan dari *upper surface* yang memiliki tekanan lebih rendah. Loncatan fluida dari *lower surface* menyebabkan berkurangnya luasan efektif dari sayap. Hal ini ditunjukkan pada kontur tekanan di ujung tip yang tidak rata pada *lower* dan *upper surface*. Khususnya pada *upper surface*, kontur di ujung tip lebih tinggi dari pada area lain di *upper surface*.

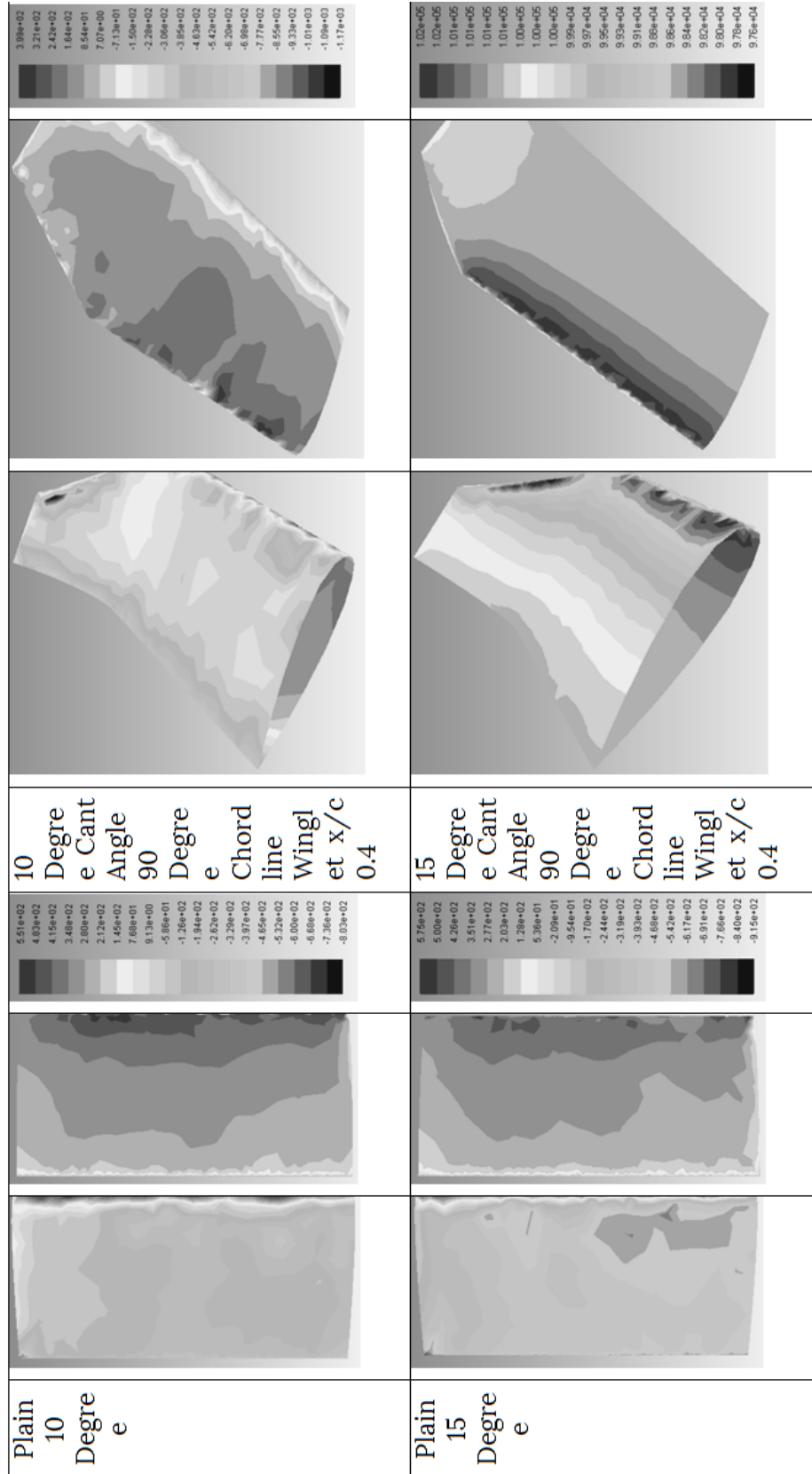
Dengan menggunakan blended *winglet*, kekuatan *vortex* dapat dikurangi dan luasan efektif dari *lower* dan *upper surface* dapat ditingkatkan. Kontur tekanan yang ditunjukkan oleh sayap dengan blended *winglet* menunjukkan bahwa *upper surface* memiliki perbedaan tekanan yang lebih tinggi antara *lower* dan *upper surface*. Hal ini sesuai dengan perhitungan rasio L/D yang menunjukkan bahwa rasio L/D pada sayap dengan *winglet* lebih tinggi dibandingkan *plain wing*. induced drag dapat juga dikurangi.



Peningkatan  $C_L/C_D$  terjadi diantaranya disebabkan luasan efektif dari *wing* yang lebih baik. Tip *vortex* yang berasal dari *lower side wing* berkontribusi mengurangi luasan efektif ini dan juga meningkatkan *induced drag* dari *wing*. Apabila *winglet* dapat berfungsi secara efektif maka dapat menahan *tipvortex* tersebut.

Tabel 7. Distribusi tekanan pada  $Re = 5 \times 10^6$  plain wing dengan sayap Cant Angle 90 Degree Chord line Winglet x/c 0.4

Degree	Pressure Contour		Legend s	Degree	Pressure Contour		Legend ds
	Upper surface	Lower Surface			Upper surface	Lower Surface	
Plain 0 Degree			3.94e+02 2.43e+02 1.40e+02 5.22e+01 4.29e+01 -1.39e+02 -2.39e+02 -3.39e+02 -4.39e+02 -5.29e+02 -6.17e+02 -7.13e+02 -8.09e+02 -9.04e+02 -1.00e+03 -1.10e+03 -1.19e+03 -1.29e+03 -1.39e+03 -1.49e+03 -1.57e+03	0 Degree Cant Angle 90 Degree Chord line Winglet x/c 0.4			3.94e+02 2.50e+02 2.38e+02 1.93e+02 1.29e+02 7.66e+01 2.01e+01 -3.44e+01 -8.89e+01 -1.43e+02 -1.96e+02 -2.52e+02 -3.07e+02 -3.61e+02 -4.16e+02 -4.70e+02 -5.25e+02 -5.79e+02 -6.34e+02 -6.88e+02 -7.42e+02
Plain 5 Degree			5.69e+02 5.13e+02 4.60e+02 4.09e+02 3.59e+02 3.04e+02 2.52e+02 2.03e+02 1.47e+02 9.53e+01 4.32e+01 -9.00e+00 -6.12e+01 -1.19e+02 -1.66e+02 -2.18e+02 -2.70e+02 -3.22e+02 -3.74e+02 -4.26e+02 -4.78e+02	5 Degree Cant Angle 90 Degree Chord line Winglet x/c 0.4			7.55e+02 6.88e+02 6.21e+02 5.54e+02 4.87e+02 4.20e+02 3.53e+02 2.86e+02 2.19e+02 1.52e+02 8.50e+01 1.81e+01 -4.89e+01 -1.16e+02 -2.50e+02 -3.17e+02 -3.84e+02 -4.51e+02 -5.18e+02 -5.85e+02



## KESIMPULAN

Hasil penelitian ini memperlihatkan bahwa penggunaan *blended winglet* dapat meningkatkan performa dari *wing* meskipun dengan penambahan *winglet* akan meningkatkan drag seiring dengan peningkatan *angle of attack*. Namun dengan penambahan *winglet*, Lift dapat ditingkatkan lebih baik daripada *plain wing*. *Winglet* menyebabkan pembentukan tip *vortex* dapat dikurangi secara signifikan. Dari kajian numerik didapatkan bahwa penggunaan *winglet* dapat menghasilkan beberapa karakteristik aliran, yaitu:

- Lift dan *drag* meningkat seiring dengan kenaikan *angle of attack*.
- Sayap dengan penambahan *blended winglet* menghasilkan rasion L/D lebih tinggi dari pada *plain wing*.
- *Chordline* *winglet* dengan panjang  $x/c$  0.4 akan menghasilkan rasio L/D yang lebih tinggi dibandingkan panjang *chordline* yang lain
- Penambahan *winglet* menghasilkan distribus kontur tekanan yang lebih merata dan lebih baik pada *upper* dan *lower surface*

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Anderson, J. D., Jr. (2007). *Fundamentals of Aerodynamics*, 5<sup>rd</sup> edition. Mc Graw Hill, Inc.,
- [2] Dinesh M.; Kenny Mark V.; Dharni Vasudhevan Venkatesan; Santhosh Kumar B.; Sree Radesh R.; V. R. Sanal Kumar (2014), *Diagnostic Investigation of Aircraft Performance at Different Winglet Cant Angles*, World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering Vol:8, No:12, 2014
- [3] 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
- [4] Myilsamy, D; Yokesh Thirumalai, Premkumar P.S (2015), *Performance Investigation of an Aircraft Wing at Various Cant Angle of Winglet Using CFD Simulation*, Altair Technology Conference India
- [5] Nicholas J. Mulvany, Li Chen, Jiyuan Y. Tu and Brendon Anderson (2004), *Steady State Evaluation of Two Equation RANS Turbulence Models for High Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations*, Final Report, Defence Science and Technology Organisation, Departement of Defence, Australian Government
- [6] Whitcomb, Richard T. (1976), *A Design and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wingtip Mounted Wingled*, NASA Technical Note, July 1976
- [7] Bennett David, 2001, *The Winggrid: A new Approach to Reducing Induced Drag*, Massachusetts Institute of Technology Cambridge, Massachusetts.
- [8] Clancy, L.J., 1975, *Aerodynamics*, Pitman Publishing Limited, London.
- [9] La Roche, U. and Palffy, S., 1996, "Wing-Grid, a Novel Device for Reduction of Induced Drag on Wings", Fluid Mechanics Laboratory HTL Brugg-Windisch Ch-5200 Switzerland.
- [10] Smith M.J., Komerath N., Ames R., Wong O., 2001, "Performance Analysis of a Wing with Multiple Winglets", AIAA-2001-2407.