

STUDI NUMERIK EFEK PERBANDINGAN PENAMBAHAN WINGTIP FENCE DAN BLENDED WINGLET TERHADAP PERFORMA AERODINAMIKA AIRFOIL NACA 23018

Setyo Hariyadi S.P.^{1,2}

¹Laboratorium Mekanika dan Mesin Fluida

Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

²Akademi Teknik dan Keselamatan Penerbangan Surabaya

e-mail: setyo_hariyadi@dephub.go.id

ABSTRACT

Winglet is one of the devices in airplane wing that allows wing performances without widening the wingspan. It serves to damp the vortex flow at the ends of the wing where the airflow coincide that produce turbulence. The air loop requires more energy in the plane to make stable in the air, so it definitely wasteful of fuel. Based on the pilot experience, winglet in the plane can save fuel consumption by 7% that is a huge amount of the percentage to travel in a long way. This study conducts numerical simulation using simulation software with turbulent model of $k-\epsilon$ realizable. The free stream of fluid flow is determined as 40 m/s ($Re = 5 \times 10^6$) with angle of attack (α) = 0° , 5° , 10° and 15° . Airfoil NACA 23018 is used as specimen test applied with or without winglet. Wingtip fence with variations of forward, rearward and blended is designed as the winglet. The results show that adding winglet can reduce the vorticity magnitude in rear wing. Moreover, it can also increase the aerodynamic performances by increasing maximum C_L/C_D both in forward and rearward wingtip fence and also in blended winglet. The pressure distribution in the winglet model shows gradually increasing in the lower surface compared with plain wing.

Keywords: airflow, wingtip fence, blended winglet, lift force, drag force

PENDAHULUAN

Winglet adalah salah satu aksesoris pada sayap pesawat yang memungkinkan penambahan performansi sayap tanpa harus memperlebar *wingspan* (bentangan sayap pesawat). *Winglet* dapat berupa sirip tambahan yang dipasang tegak lurus pada ujung sayap, atau dapat berupa perpanjangan sayap yang ditekuk ke arah vertikal. Berdasarkan pengalaman dari pilot, dengan adanya *Winglet*, bahan bakar pesawat bisa diirit hingga 7%, jumlah yang cukup besar untuk pesawat yang melakukan perjalanan jarak jauh.

Winglet berfungsi untuk meredam pusaran aliran (*vortex*) pada bagian ujung sayap (*tip vortex*) yang disebabkan aliran udara dari bagian bawah sayap yang bertekanan tinggi ke aliran udara bagian atas sayap yang bertekanan rendah yang dan mengakibatkan terjadinya *trailing vortex*. Hal ini akan menghambat gerak laju pesawat dan menurunkan luasan efektif dari sayap akibat bertambahnya gaya hambat bagi pesawat tersebut. Disinilah fungsi utama dari *winglet* yang menahan gaya hambat tersebut sehingga pesawat bisa dengan cepat menerobos angkasa.

Salah satu titik perkembangan awal teknologi pesawat terbang yang penting untuk dicatat adalah pengembangan yang dilakukan Whitcomb [1] dari

NASA yang menggunakan *winglet* untuk pertama kalinya pada pesawat terbang. Whitcomb meletakkan dasar-dasar pembuatan *winglet* sebelum dipakai pada wing seperti saat ini. Penelitian Whitcomb secara terperinci menggunakan beberapa parameter yang berkontribusi pada penggunaan perangkat di ujung sayap yang baik.

Dinesh, dkk [2] menggunakan *airfoil tip* NACA 0012 dan *blended winglet* dengan beberapa variasi *cant angle*. Pada penelitiannya didapatkan bahwa *cant angle* 60° memberikan C_L yang paling tinggi namun memiliki C_D yang relatif lebih tinggi. *Cant angle* 15° memberikan distribusi C_L/C_D yang lebih baik. Hal ini bisa terjadi karena adanya profile *drag* yang merupakan pengaruh dari viskositas dan kekasaran permukaan. Dan juga *pressure drag* yang terjadi pada bagian depan *airfoil* namun tidak diimbangi oleh bagian belakangnya.

Myilsamy, dkk [3] menggunakan *Airfoil* NACA 4412 tipe *swept back wing* dengan *blended winglet* pada normal wing, 30° *winglet* dan 90° *winglet*. Penelitian simulasi ini menggunakan model $K-\omega$, *steady state*, dan *velocity inlet* 50 m/s. Hasilnya adalah bahwa pada *winglet cant angle* 30° memberikan performa yang lebih baik pada *Angle of attack* (AoA) 2° mengacu pada perubahan

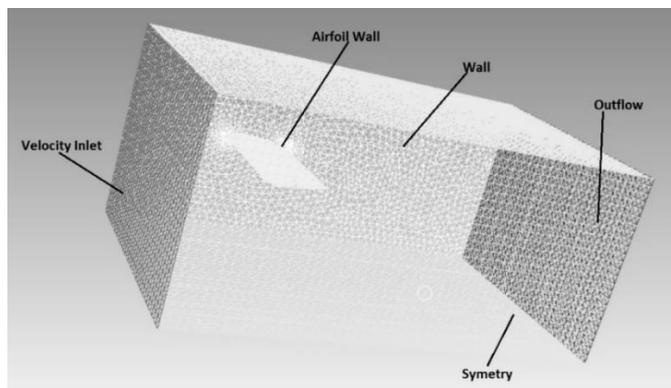
aliran secara keseluruhan dan variasi koefisien *drag*. Penelitian simulasi ini menunjukkan bahwa dengan peningkatan desain dari *winglet* yaitu dengan variasi *cant angle* yang tepat dapat memperkecil *induced drag* yang disebabkan oleh *vortex* pada *wing tip*.

Pada penelitian ini akan digunakan sayap Cessna 421 Golden Eagle dengan airfoil tipe NACA 23018 dengan endwall yang dilekatkan pada dinding dan pada tip ditambahkan *blended winglet cant angle* 90° 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. Dengan penggunaan CFD dapat ditampilkan beberapa kontur yaitu tekanan dan *vorticity* magnitude. Disamping itu, perbandingan

L/D akan ditampilkan sebagai parameter peningkatan performa pesawat terbang.

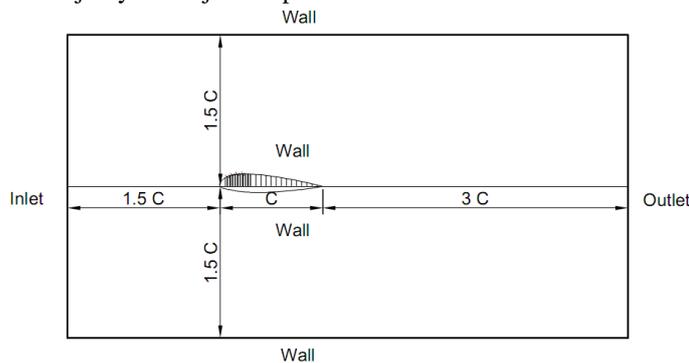
METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik menggunakan software simulasi dengan model turbulen k- ω SST. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 40 m/s ($Re = 5 \times 10^6$) dengan sudut serang (α) = 0°, 5°, 10° dan 15°. Model benda uji berupa airfoil NACA 23018 dengan dan tanpa *winglet*. *Winglet* yang akan dipakai adalah *blended winglet* dengan *cant angle* 90°. *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

Dimensi pemodelan selanjutnya ditunjukkan pada Gambar 2.



Gambar 2. Dimensi Pemodelan [5]

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	<i>Winglet Type</i>	<i>Blended Winglet, Forward wingtip Fence, Rearward Wingtip Fence</i>
2	<i>Winglet Span</i>	0,8 C (<i>Blended Winglet</i>)
3	<i>Winglet Chord Line</i>	0,4C, 0,5C, 0,6C, 0,7C (<i>Blended Winglet</i>)
4	<i>Wingtip Thickness</i>	0,04C (<i>Blended Winglet</i>)
5	<i>Winglet Hight</i>	C

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 (ρ) = 1,17 kg/m³, viskositas (μ) = 1,86 x 10⁻⁵ N.s/m². Intensitas turbulen pada pemodelan numerik ini 0,8% dan length scale di sisi inlet 0,024 m. Permodelan turbulensi yang digunakan adalah viscous turbulent k- ω 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 3.

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 PEMBAHASAN

Pada 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 ini dengan 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*.

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.

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_∞, maka akan ada sudut serang lokal yang lebih rendah daripada sudut serang geometri.

Tabel 3 Analisis grid independensi Airfoil 23018 3 Dimensi Tanpa *winglet* dengan Re = 5 x 10⁶.

Jenis Meshing	Base Size	Jumlah Cells	Jumlah Faces	C _D
<i>Meshing A</i>	148.140	714.403	1.680.754	0.0301
<i>Meshing B</i>	315.510	1.738.460	3.894.706	0.0210
<i>Meshing C</i>	311.959	1.718.133	3.861.727	0.0255
<i>Meshing D</i>	406.304	2.179.934	5.089.013	0.0211

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- ω model.

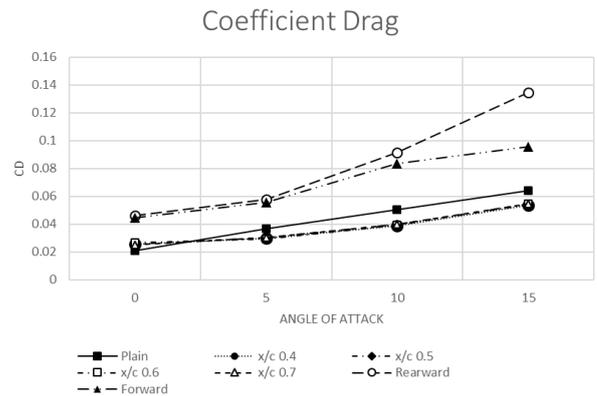
Pada Gambar 4 terlihat perbandingan *lift coefficient* (C_L) dan *drag coefficient* (C_D) pada *angle of attack* dengan dan tanpa *winglet* yang diorientasikan pada beberapa *chordline winglet* yang berbeda. Secara umum, hal ini membuktikan bahwa dengan penambahan *winglet* dapat mengurangi *induced 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*. Penggunaan *Rearward* dan *Forward Wingtip Fence* juga menunjukkan kenaikan *lift coefficient* (C_L) dan *drag coefficient* (C_D). Secara umum kenaikan *drag coefficient* (C_D) dan *lift coefficient* (C_L) lebih tinggi dibandingkan penggunaan *blended winglet* pada

Performa *wing* dengan penambahan *winglet* juga dilaporkan memiliki kenaikan yang signifikan sebagai mana terlihat pada gambar 5 dan gambar 6. Rasio *Lift per Drag* (C_L/C_D) mengalami kenaikan yang jauh lebih efektif dibandingkan dengan *plain wing*. Rasio *Lift* dan *drag* juga mencapai maksimum pada sudut serang 10° , setelah itu akan cenderung mendarat bahkan menurun sebagaimana tampak pada gambar 6. Sebaliknya pada Kenaikan rasio C_L/C_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 C_L/C_D semakin tinggi.

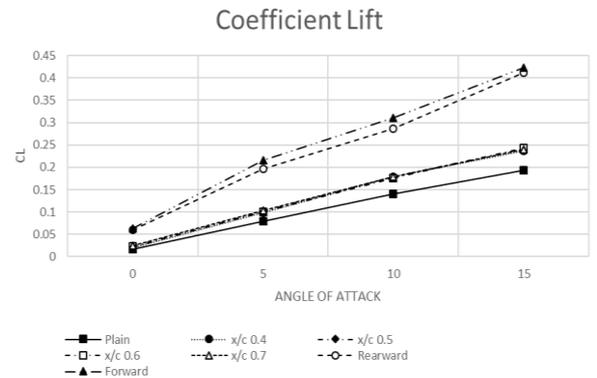
Penggunaan *Rearward* dan *Forward Wingtip Fence* lebih efektif pada sudut serang di bawah 10° . Namun lebih dari itu akan menunjukkan penurunan performa. Sebaliknya pada *blended winglet* cenderung naik dan mendarat di atas sudut serang 10° .

Tujuan utama penambahan *winglet* adalah mengurangi *drag*. Untuk mengetahui mengapa hal ini terjadi maka perlu diketahui perbedaan antara *profile drag* dan *induced drag*. *Profile drag* merupakan akibat dari viskositas udara yang bergerak sepanjang permukaan *wing* serta karena *pressure drag* (*pressure force* yang beraksi pada bagian depan sebuah benda yang tidak diseimbangkan di bagian belakang benda

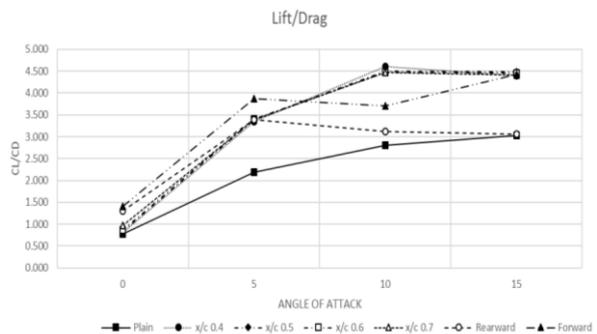
tersebut). Ketika *wing* bergerak pada udara *viscous* maka *wing* “menarik” beberapa partikel udara bersama dengannya dan meninggalkan beberapa partikel udara ketika bergerak. Oleh karena itu terdapat transfer energi di udara saat bergerak. Transfer energy dari *wing* ke udara ini yang disebut sebagai *profile drag*. *Profile drag* bergantung pada banyak hal di antaranya luasan permukaan yang tersentuh oleh udara (*wetted area*), bentuk *airfoil* dan *angle of attack*. *Profile drag* sebanding dengan kuadrat kecepatan udara [2].



Gambar 4. Drag Coefficient hasil penelitian



Gambar 5. Lift Coefficient hasil penelitian

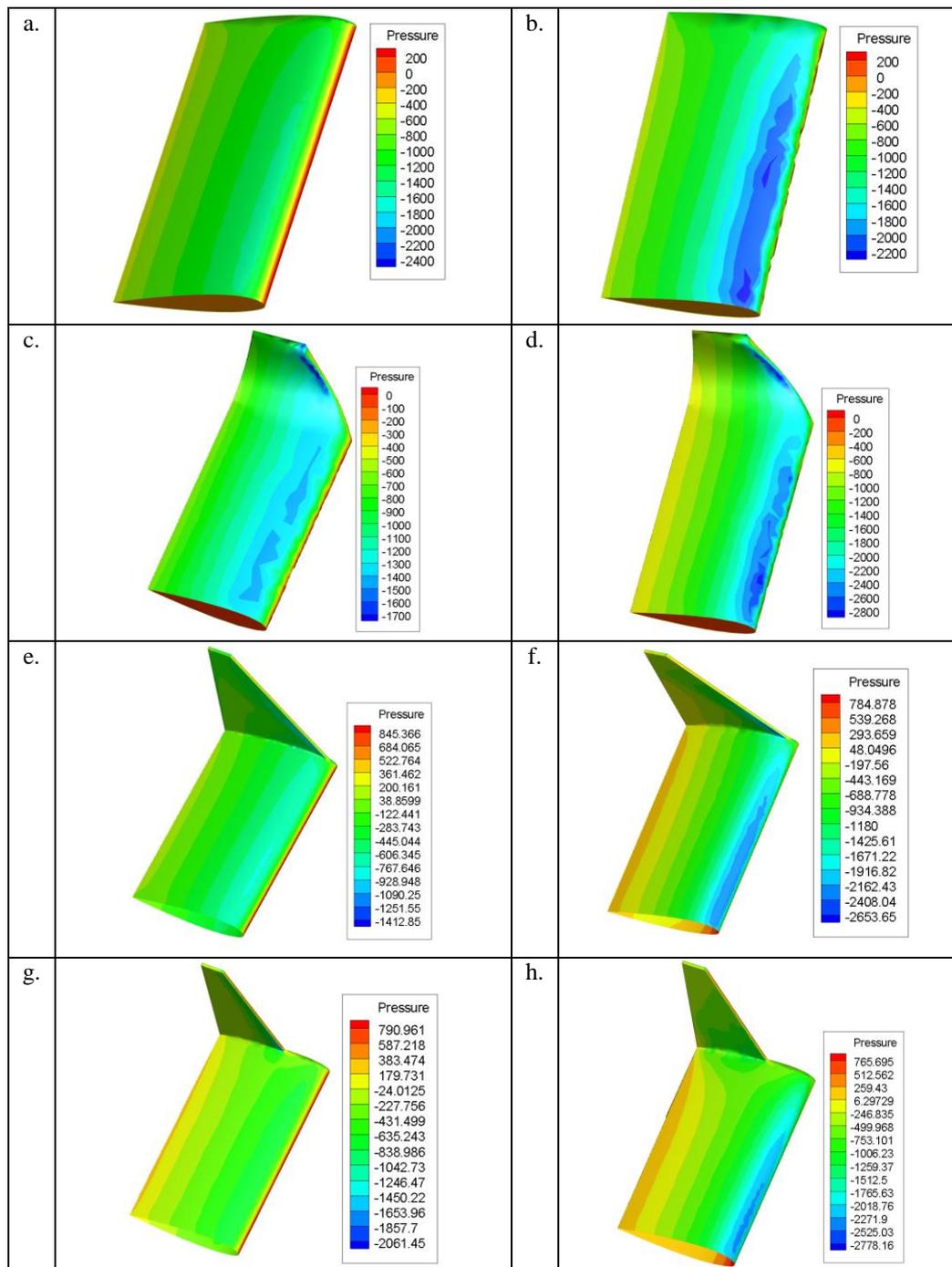


Gambar 6. Lift/Drag hasil penelitian

Visualisasi Aliran

Gambar 7 menunjukkan kontur tekanan pada plain *winglet* dan *wing* yang dilengkapi *blended winglet* dengan panjang *chordline* x/c 0.4 dan pada *wingtip fence*. Pada *plain wing* menunjukkan pada sudut 0° sampai dengan 10° 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*.

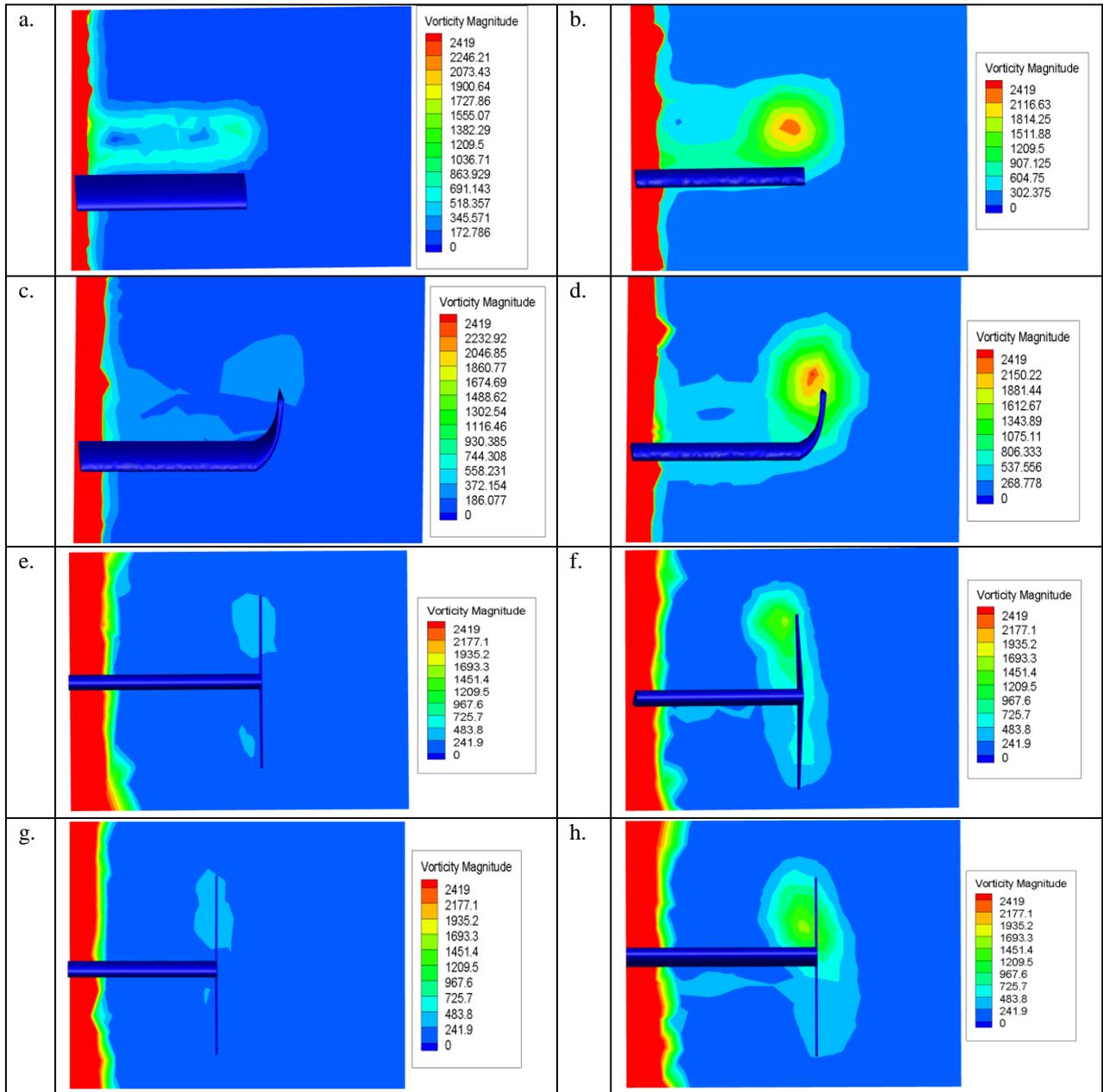


Gambar 7. Distribusi tekanan pada $Re = 5 \times 10^6$ plain wing dengan sayap cant angle 90 degree chord line winglet x/c 0.4 . a. Plain 0 Degree b. Plain 10 Degree c. 0 Degree AoA Cant Angle 90 Degree x/c 0.4 c. d. 10 Degree AoA Cant Angle 90 Degree x/c 0.4, e. 0 Degree AoA forward wingtip fence f. 10 Degree AoA forward wingtip fence g. 0 Degree AoA rearward wingtip fence f. 10 Degree AoA rearward wingtip fence

Gambar 7 juga menunjukkan pengaruh dari sweep angle. Dengan *sweep angle* yang kecil mampu menahan loncatan udara dari *lower side* ke *upper side*. Sehingga, tekanan udara di *upper side* cenderung lebih rendah dibandingkan dengan *sweep angle* yang tinggi terutama pada *leading edge*.

Selanjutnya pada gambar 8 menunjukkan intensitas *vorticity* di belakang sayap pada 2 kali panjang chord *wing*. Pada sudut serang yang rendah, intensitas turbulensi pada *plain wing* tampak lebih

tinggi dibandingkan *wing* dengan dilengkapi *winglet*. Namun dengan meningkatnya sudut serang, mulai terbentuk *vorticity* di belakang *wing*. Semakin tinggi sudut serang maka bentuk *vorticity* semakin kuat dan nyata. Dengan adanya *winglet* dapat mengurangi terbentuknya *vorticity* ini. Hal lain yang ditunjukkan adalah *wingtip fence* menghasilkan *vorticity* yang lebih kecil dibandingkan *plain winglet* dan *blended winglet* baik dalam luasan maupun konsentrasi *vorticity*-nya



Gambar 8. Distribusi *vorticity magnitude* pada $Re = 5 \times 10^6$ *plain wing* dengan sayap *cant angle 90 degree chord line winglet x/c 0.4*. a. Plain 0 Degree b. Plain 10 Degree c. 0 Degree AoA Cant Angle 90 Degree xc 0.4 c. d. 10 Degree AoA Cant Angle 90 Degree xc 0.4, e. 0 Degree AoA *forward wingtip fence* f. 10 Degree AoA *forward wingtip fence* g. 0 Degree AoA *rearward wingtip fence* f. 10 Degree AoA *rearward wingtip fence*

KESIMPULAN

Penggunaan *Computational Fluid Dynamic* (CFD) telah dilaksanakan pada penelitian ini. Hasil penelitian ini memperlihatkan bahwa penggunaan *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:

1. *Lift* dan *drag* meningkat seiring dengan kenaikan *angle of attack*.
2. Sayap dengan penambahan *blended winglet* menghasilkan rasio C_L/C_D lebih tinggi dari pada *plain wing*. 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 C_L/C_D yang menunjukkan bahwa rasio C_L/C_D pada sayap dengan *winglet* lebih tinggi dibandingkan *plain wing*.
3. *Chordline winglet* dengan panjang x/c 0.4 akan menghasilkan rasio C_L/C_D yang lebih tinggi dibandingkan panjang *chordline* yang lain, *plain wingtip* dan *wingtip fence*
4. Penambahan *winglet* menghasilkan distribusi kontur tekanan yang lebih merata dan lebih baik pada *upper* dan *lower surface*
5. *Wingtip fence* menghasilkan *vorticity* yang lebih kecil dibandingkan *plain winglet* dan *blended winglet* baik dalam luasan maupun konsentrasi *vorticity*-nya
6. Penggunaan CFD dapat digunakan untuk menampilkan kontur tekanan dan *vorticity* pada aliran

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Whitcomb, Richard T. 1976, *A Design and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wingtip Mounted Winglet*, NASA Technical Note, July 1976
- [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] 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
- [4] Anderson, J. D., Jr. 2007. *Fundamentals of Aerodynamics*, 5rd edition. Mc Graw Hill, Inc.,
- [5] 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
- [6] Mulvany, Nicholas J., 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
- [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 Palfy, S., 1996, *Wing-Grid, a Novel Device for Reduction of Induced Drag on Wings*, Fluid Mechanics Laboratory HTL Brugg-Windisch Ch-5200 Switzerland.
- [10] Hariyadi S.P., Setyo, Sutardi and Wawan Aries Widodo, *Numerical Study of Aerodynamic Analysis on Wing Airfoil NACA 43018 with the addition of Forward and Rearward Wingtip Fence*, Proceedings of the International Mechanical Engineering and Engineering Education Conferences (IMEEEEC 2016), AIP Conf. Proc. 1778, 030011-1–030011-9; doi: 10.1063/1.49657