

## **Analisis Aerodinamika Pada Wingtip Fence Cessna 172 di Laboratorium Teknik Pesawat Udara ATKP Surabaya**

**Setyo Hariyadi S.P.<sup>1</sup>, Wiwid Suryono<sup>2</sup>, Bambang Junipitoyo<sup>3</sup>, Supriadi<sup>1</sup>**

<sup>1)</sup> Politeknik Penerbangan Surabaya

Jl. Jemur Andayani I/73, Surabaya 60236

Email: hudzaifahsetyo@gmail.com

### **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. Putaran udara ini juga menyebabkan pesawat membutuhkan energi yang lebih besar agar dapat stabil di udara, sehingga akan boros bahan bakar. 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.

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°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 17° dan 19°. Model benda uji berupa airfoil NACA 23018 yang digunakan pada pesawat Cessna 172 dengan dan tanpa *winglet*. *Winglet* yang akan dipakai adalah *wingtip fence* dengan variasi *forward* atau sering disebut sebagai *forward wingtip fence*.

Dari penelitian didapatkan bahwa dengan penambahan *winglet* dapat memperkecil *vorticity magnitude* di belakang *wing*. Selain itu dengan penambahan *winglet* dapat meningkatkan performa aerodinamika dari *wing* yaitu dengan peningkatan  $C_L/C_D$  maksimal pada *forward wingtip fence*. Distribusi tekanan pada model dengan *winglet* menunjukkan peningkatan dan lebih merata di *lower surface* daripada *plain wing*.

**Kata Kunci:** *airfoil, forward wingtip fence, NACA 23018, gaya lift, dan gaya drag*

### **I. PENDAHULUAN**

Salah satu faktor penting yang harus diperhatikan dalam membuat perancangan suatu sayap pesawat terbang adalah aspek rasio dari sayap pesawat. Aspek rasio dari pesawat terbang merupakan perbandingan antara panjang *span* terhadap *chord*. Semakin besar aspek rasio pada sayap pesawat terbang, maka koefisien *lift* pada pesawat terbang akan semakin besar dan koefisien *drag*-nya akan semakin kecil (Abbott & von Doenhoff, 1959). Panjang *span* pesawat yang terbatas, membuat adanya separasi tiga dimensi pada aliran yang

melewati sayap pesawat akibat dari interaksi antara dua *boundary layer* antara bagian *chord* sayap dan bagian *tip*. Separasi ini nantinya akan membentuk aliran sekunder yang merugikan pada sayap pesawat karena mengurangi luasan efektif pada sayap. Untuk mengatasi permasalahan ini, Frederik W. Lancaster melakukan penelitian di tahun 1897 dengan menambahkan plat datar pada bagian tip dari sayap untuk mengurangi dampak dari separasi tersebut. Penelitian ini kemudian dikembangkan kembali oleh William E. Sommerville di tahun 1910 dengan patennya yang sekarang dikenal sebagai *winglet*.

## APPROACH

Jurnal Teknologi Penerbangan

ISSN : 2548-8090 e-ISSN : 2548-810X

*Winglet* merupakan alat yang digunakan untuk meningkatkan efisiensi performa pesawat terbang dengan mengurangi gaya hambat yang dihasilkan oleh separasi tiga dimensi pada bagian ujung dari chord (Yates et al, 1986). *Winglet* merupakan bagian tambahan secara vertical pada tip dari sayap. Penelitian terdahulu dilakukan oleh Whitcomb (1976) dengan menambahkan sayap vertikal pada ujung sayap pesawat jenis KC-135A yang kemudian diuji secara eksperimen. Dari penelitian Whitcomb didapatkan hasil bahwa bahwa penggunaan *winglet* pada pesawat terbang berukuran full size dapat meningkatkan efisiensi bahan bakar sebesar 7%.

Weirman dan Jamey (2010) melakukan penelitian berupa simulasi numerik dan eksperimen mengenai performansi *Whitcomb winglet* dan *blended winglet* pada UAV. Simulasi yang dilakukan menggunakan *open foam software* yaitu Matlab dengan basis *Vortex Lattice Method (VLM)* Penelitian ini bertujuan untuk mengkalkulasikan property aerodinamik dari geometry *winglet* dan memilih desain *winglet* yang optimum untuk penggunaannya pada UAV. Penelitian Weirman menghasilkan kesimpulan berupa peningkatan koefisien *lift* ( $C_L$ ) pada *whitcomb winglet* dan *blended winglet*, serta dapat memprediksikan meningkatnya daya tahan terbang pesawat pada sayap yang menggunakan *winglet*.

Penelitian mengenai *winglet* juga dilakukan oleh Turanoğuz (2014) berupa simulasi numerik pada pesawat UAV dengan penggunaan *winglet* pada sayap pesawat. Turanoğuz menggunakan tiga jenis *winglet* berupa *Hoerner winglet*, *shifted downstream winglet* dan *blended winglet*. Hasil yang didapatkan pada percobaan ini berupa penurunan *drag* pada sayap pesawat yang

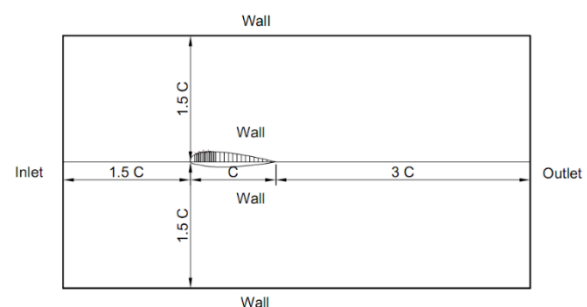
menggunakan *winglet* dibandingkan dengan sayap tanpa *winglet*.

Berdasarkan hasil kajian dari beberapa penelitian tersebut di atas, muncul gagasan untuk meningkatkan performance *winglet* dalam meningkatkan *lift force* pada *blended winglet* dengan variasi beberapa bentuk dan *cant angle* terutama pada penggunaan pesawat komersial. Untuk tujuan ini maka diadakan pengujian pada model sayap Cessna 172 dengan *airfoil NACA 23018*.

## II. METODE

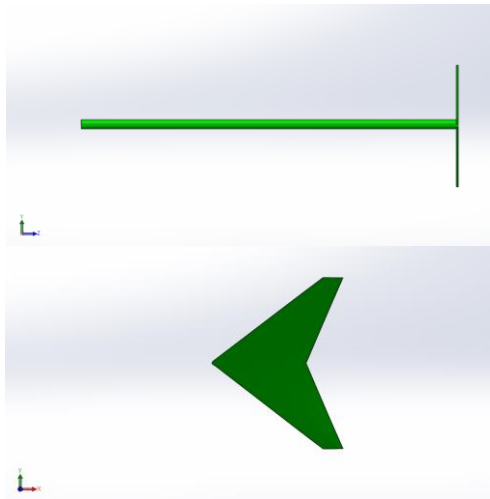
Penelitian ini akan dilakukan secara numerik menggunakan software Solidwork 2015 dan Ansys Fluent 14.5. Model airfoil juga dimodifikasi dengan penambahan *forward wingtip fence* di dekat endwall dengan sudut serang ( $\alpha$ ) = 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15° dan 19°. Kecepatan aliran udara bebas (freestream) yang akan digunakan sebesar 40 m/s, berkaitan dengan bilangan Reynolds  $7,65 \times 10^5$ . Dalam hal ini panjang chord yang digunakan sebesar 20 cm. Gambar 1 merupakan domain simulasi serta kondisi batas yang digunakan dalam simulasi. Benda uji yang dimodelkan pada gambar 2 sedangkan meshing benda uji ditampilkan pada gambar 3.

Profil airfoil yang digunakan dalam penelitian ini adalah dua airfoil tipe NACA 23018 dimana masing-masing adalah plain airfoil dan airfoil dengan penambahan *forward wingtip fence*.

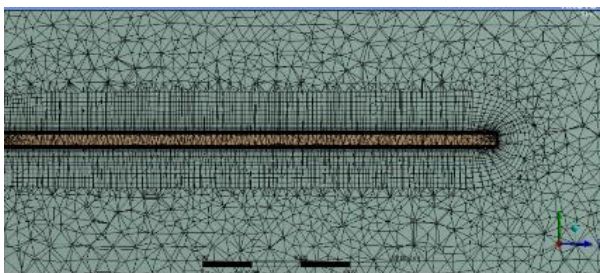
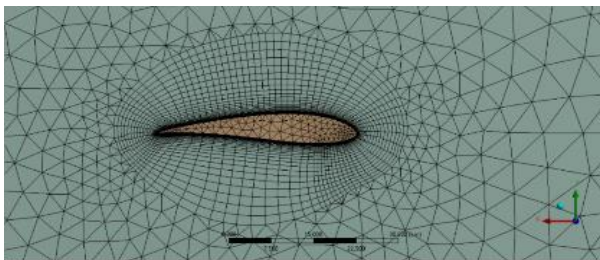


Gambar 1. Sketsa pemodelan penelitian (Mulvany, dkk, 2004)

# APPROACH



Gambar 2 Model benda uji



Gambar 3. Meshing benda uji

Tabel 1. Langkah-langkah pada Ansys dan inputannya

Langkah		Input
Boundary Condition	Airfoil	Wall
	Dinding	Wall
	Inlet	Velocity inlet (40 m/s)
	Outlet	Outflow
	Interior	Interior
Models		k- $\omega$ SST
Material	Densitas ( $\rho$ )	1.16 kg/m <sup>3</sup>
	Viskositas ( $\mu$ )	1.16 x 10 <sup>5</sup> kg/m.s

Operating Condition		Temperature = 30° C Pressure = 10 <sup>5</sup> Pa
Solution		Second-order upwind untuk momentum, Pressure Velocity Coupling PISO.
Monitor Residual		10 <sup>-6</sup>

Dalam penggunaan Ansys Fluent 14.5. 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 2 Analisa grid independensi Airfoil 23018 3 Dimensi tanpa *winglet* dengan Re = 7,65 x 10<sup>5</sup>.

Jenis Meshing	Jumlah Node	$C_D$
Meshing A	24.105	0.1225
Meshing B	28.585	0.127
Meshing C	31.150	0.115
Meshing D	35.210	0.119

Tabel 2 menunjukkan grid independensi pada plain airfoil. Berdasarkan tabel 2 nilai  $C_D$  yang paling kecil terjadi pada Meshing C. Salah satu pertimbangan dalam melakukan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan, serta  $C_D$  yang sekecil-kecilnya maka meshing yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah meshing C.

### III. HASIL DAN PEMBAHASAN

#### Performa *Wing* Dengan *Winglet*

Koefisien *lift* dan koefisien *drag* diperoleh dengan memvariasikannya terhadap *angle of attack* sebagaimana tampak pada gambar. Dengan meningkatnya *angle of attack*, *lift* dan *drag* keduanya juga naik. Dengan kenaikan *lift*, kekuatan dari *wing tip vortices* dan *induced drag* dari *wing* juga terlihat pada 2 jenis model tersebut.

Dengan menggunakan *winglet*, kekuatan *vortex* dapat dikurangi dan *induced drag* dapat juga dikurangi. Peningkatan performa ini sangat penting untuk peningkatan performa selama *take off* dan *landing* dimana akan memungkinkan panjang *runway* yang lebih pendek. Peningkatan performa tersebut dapat dilihat pada gambar perbandingan  $C_L/C_D$ . 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 *tip vortex* tersebut.

Gambar 4 menunjukkan perbandingan *drag coefficient* ( $C_D$ ) pada *plain wing* dari hasil penelitian Abbot (1945) dan Nouri, dkk (2012) pada  $Re = 3,1 \times 10^6$  dibandingkan dengan hasil penelitian dimana menggunakan *forward wingtip fence* di beberapa *angle of attack*. Hal ini menunjukkan bahwa dengan penambahan *forward wingtip fence* akan meningkatkan *drag coefficient*. Hal ini didukung dengan gambar 5 dan gambar 6 dimana menunjukkan bahwa *drag viscous* cenderung konstan setelah sudut serang  $4^\circ$  dan *drag pressure* meningkat seiring dengan kenaikan sudut serang. Kenaikan *drag pressure* meningkat dengan kenaikan sudut serang karena luasan frontal

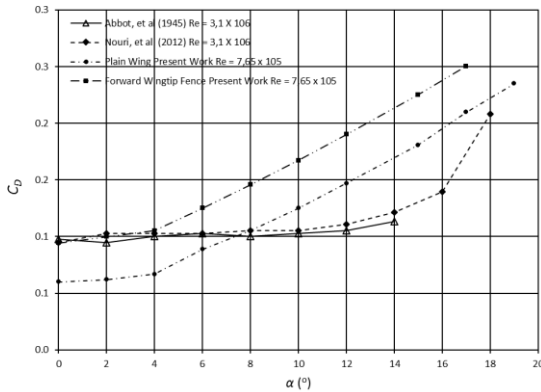
dari sayap meningkat seiring dengan kenaikan sudut serang.

Pada gambar 7 ditampilkan *lift coefficient* hasil penelitian dibandingkan hasil penelitian Abbot, dkk (1945) dan Nouri, dkk (2012) pada  $Re = 3,1 \times 10^6$ . Hal ini menunjukkan bahwa dengan penambahan *winglet* akan mempertinggi *coefficient of lift* dan menunjukkan tren yang meningkat seiring dengan kenaikan *angle of attack*. Pada gambar 4 juga ditunjukkan bahwa nilai *Reynolds Number* meskipun hanya selisih sedikit tidak berpengaruh pada hasil penelitian. Dengan adanya *forward wingtip fence*, aliran udara yang meloncat dari *lower surface* menuju *upper surface* dapat dihalangi secara efektif sehingga luasan efektif dari sayap lebih besar.

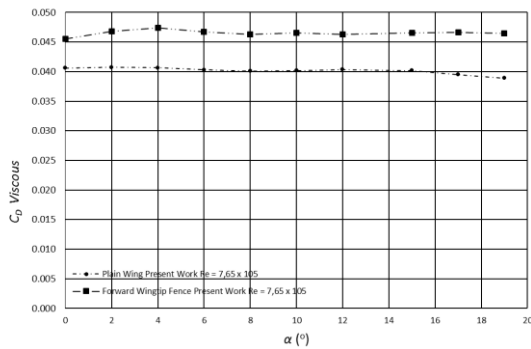
Kedua hasil dari *lift coefficient* dan *drag coefficient* tersebut dikolaborasikan pada *aerodynamic performance* yaitu perbandingan  $C_L/C_D$ . Gambar 8 menunjukkan perbandingan  $C_L/C_D$  menunjukkan bahwa dengan penambahan *winglet* akan meningkatkan performa *wing*. Tujuan utama penambahan *winglet* 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

# APPROACH

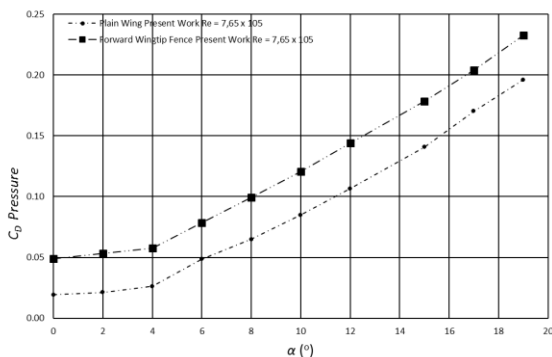
(wetted area), bentuk *airfoil* dan *angle of attack*. *Profile drag* sebanding dengan kuadrat kecepatan udara. (Dinesh, dkk, 2014)



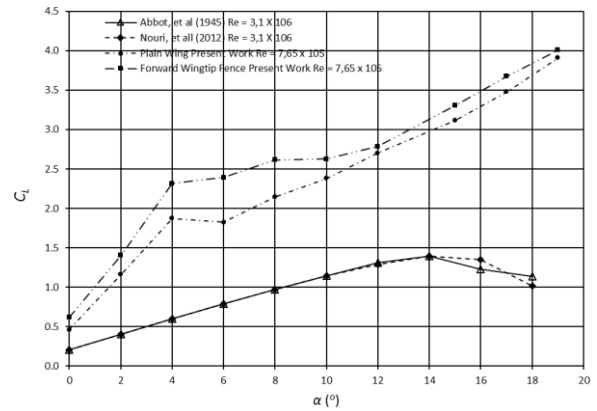
Gambar 4. Drag Coefficient hasil penelitian



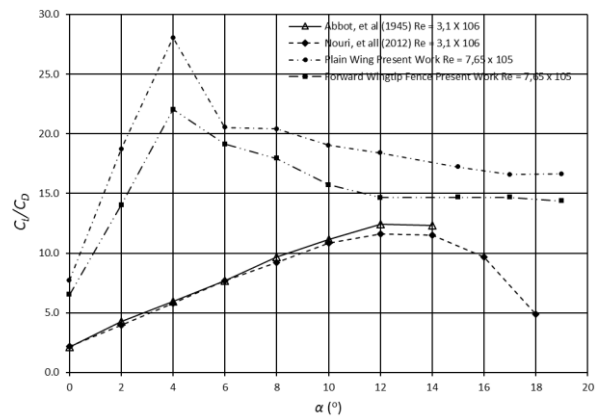
Gambar 5. Drag Viscous Coefficient hasil penelitian



Gambar 6. Drag Pressure Coefficient hasil penelitian



Gambar 7. Lift Coefficient hasil penelitian



Gambar 8. Lift/Drag hasil penelitian

## Visualisasi Aliran

Pembentukan *vortex* dari tip terhalang oleh ujung *winglet* sebagaimana terlihat pada gambar 9 dimana *forward wingtip fence* menghasilkan kontur *vortex* yang lebih sempit daripada *plain wing*. Tetapi apabila *wingtip* tidak ada maka akan menghasilkan *vortex* yang jauh lebih besar. Oleh karena itu fungsi dari *winglet* untuk mengurangi ukuran *vortex* akan lebih sempurna apabila pembentukan *vortex* dihalangi mulai bagian depan tip.

*Tip vortices* yang dibentuk oleh *winglet* menghasilkan bentuk yang sangat berbeda satu sama lainnya dan terlihat ia merupakan efek signifikan dari medan aliran di atas permukaan wing. *Vortices* ini akan berubah bentuk ketika *angle of attack* dari model diubah. Nilai dari

## APPROACH

Jurnal Teknologi Penerbangan

ISSN : 2548-8090 e-ISSN : 2548-810X

vortices di belakang winglet juga berbeda yang mengindikasikan efek dari *induced drag*.

Pada gambar 9 ditampilkan visualisasi distribusi tekanan pada *upper side* dan *lower side forward wingtip fence* NACA 23018. Secara umum terjadi kenaikan gradien tekanan pada *lower side* dan penurunan gradien tekanan pada *upper side* seiring dengan kenaikan sudut serang. Pada daerah ujung sayap (*wing tip*), *forward wingtip fence* dapat mencegah terjadinya lompatan fluida dari *lower side* menuju *upper side*. Penurunan tekanan yang terjadi pada *upper side* secara umum menunjukkan efek dari kenaikan sudut serang.

Pada bagian *lower side* bagian ujung sayap tidak menunjukkan terjadinya penurunan tekanan pada sudut serang sampai dengan  $19^\circ$ . Namun demikian, pada sudut serang  $17^\circ$  dan  $19^\circ$  dimungkinkan adanya kebocoran aliran pada *leading edge*. Kebocoran aliran di *leading edge* ini ditunjukkan dengan adanya sedikit penurunan tekanan yang lebih luas pada bagian *wing tip* daripada daerah *midspan* dan meluas ke arah *trailing edge* meskipun perbedaan tekanan yang ditimbulkan tidak sehebat pada *plain wing*.

Pada gambar 9 ditampilkan visualisasi distribusi tekanan pada *upper side* dan *lower side plain wing* NACA 23018. Secara umum terjadi kenaikan gradien tekanan pada *lower side* dan penurunan gradien tekanan pada *upper side* seiring dengan kenaikan sudut serang. Pada daerah ujung sayap (*wing tip*), *plain wing* mempunyai tekanan yang lebih rendah yang menandakan terjadinya lompatan fluida dari *lower side* menuju *upper side*. Penurunan tekanan yang terjadi pada *upper side* secara umum menunjukkan efek dari kenaikan sudut serang.

Pada bagian *lower side* bagian ujung sayap tidak menunjukkan terjadinya penurunan tekanan pada sudut serang sampai

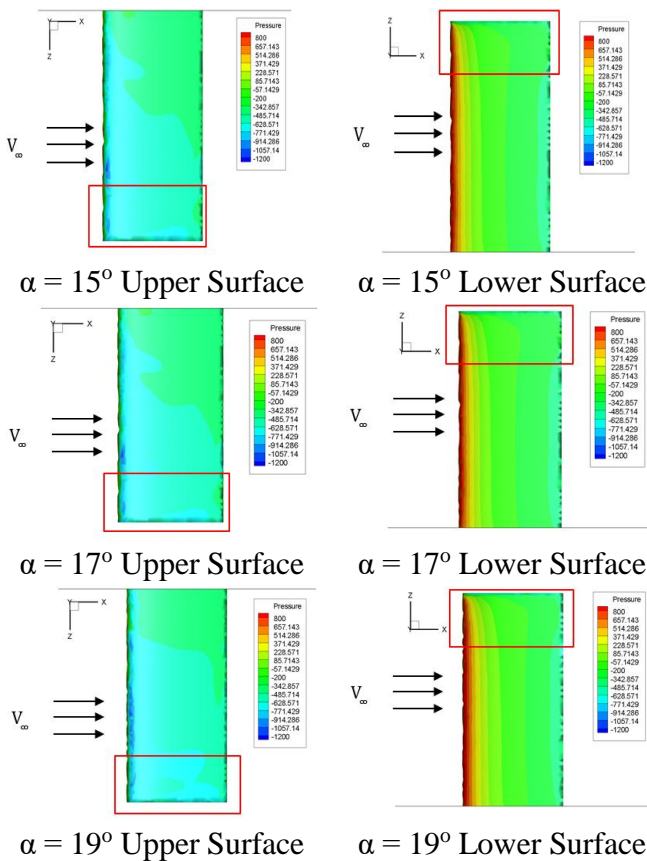
dengan  $19^\circ$ . Namun demikian, pada sudut serang  $17^\circ$  dan  $19^\circ$  dimungkinkan adanya kebocoran aliran pada *leading edge*. Kebocoran aliran di *leading edge* ini ditunjukkan dengan adanya sedikit penurunan tekanan yang lebih luas pada bagian *wing tip* daripada daerah *midspan* dan meluas ke arah *trailing edge* meskipun perbedaan tekanan yang ditimbulkan tidak sehebat pada *plain wing*.

Pada gambar 10 ditampilkan visualisasi distribusi tekanan pada *upper side* dan *lower side forward wingtip fence* NACA 23018. Secara umum terjadi kenaikan gradien tekanan pada *lower side* dan penurunan gradien tekanan pada *upper side* seiring dengan kenaikan sudut serang. Pada daerah ujung sayap (*wing tip*), *forward wingtip fence* dapat mencegah terjadinya lompatan fluida dari *lower side* menuju *upper side*. Penurunan tekanan yang terjadi pada *upper side* secara umum menunjukkan efek dari kenaikan sudut serang.

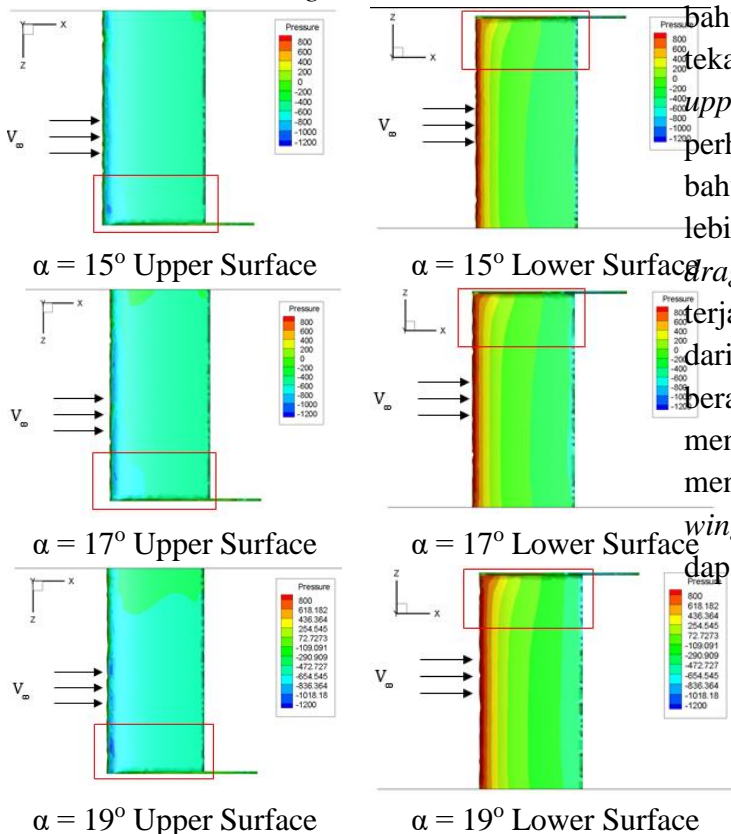
Pada bagian *lower side* bagian ujung sayap tidak menunjukkan terjadinya penurunan tekanan pada sudut serang sampai dengan  $19^\circ$ . Namun demikian, pada sudut serang  $17^\circ$  dan  $19^\circ$  dimungkinkan adanya kebocoran aliran pada *leading edge*. Kebocoran aliran di *leading edge* ini ditunjukkan dengan adanya sedikit penurunan tekanan yang lebih luas pada bagian *wing tip* daripada daerah *midspan* dan meluas ke arah *trailing edge* meskipun perbedaan tekanan yang ditimbulkan tidak sehebat pada *plain wing*.



# APPROACH



Gambar 9. Kontur Tekanan Upper dan Lower Surface Plain Wing NACA 23018

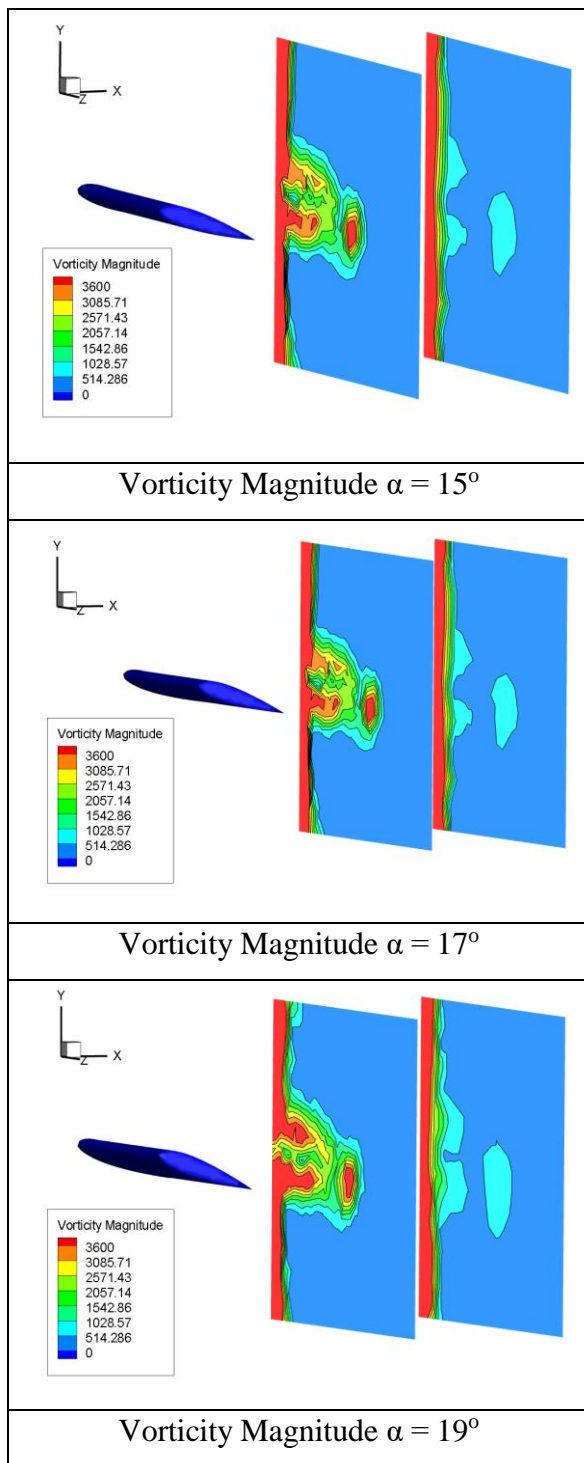


Gambar 10. Kontur Tekanan Upper dan Lower Surface NACA 23018 dengan Forward Wingtip Fence

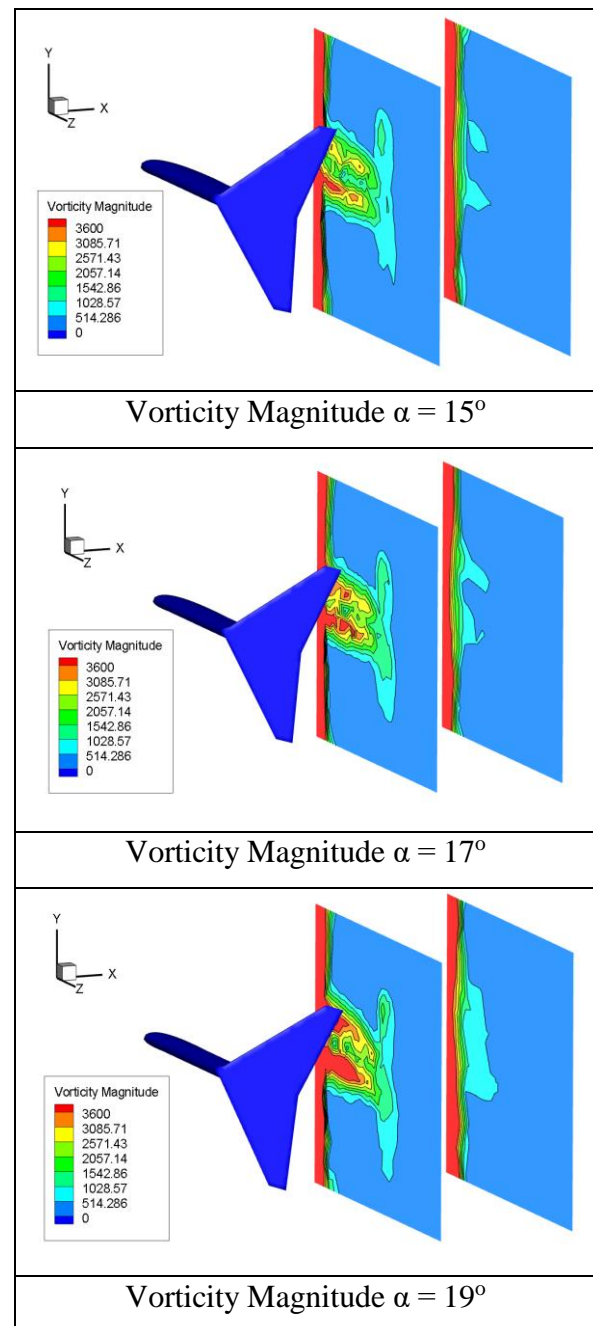
Selanjutnya pada gambar 11 dan gambar 12 menunjukkan intensitas *vorticity* di belakang sayap pada 1 kali panjang *chord wing* dan 2 kali panjang *chord wing*. Pada sudut serang yang rendah, intensitas turbulensi pada plain *wing* tampak lebih tinggi dibandingkan *wing* dengan dilengkapi *winglet*. Namun dengan meningkatnya sudut serang, mulai terbentuk *vorticity* di belakang *wing*. Semakin tinggi sudut serang maka bentuk *vorticity* semakin kuat dan nyata. Dengan adanya *blended winglet* dapat mengurangi terbentuknya *vorticity* ini.

Dengan menggunakan *wingtip fence*, kekuatan *vortex* dapat dikurangi dan luasan efektif dari *lower* dan *upper surface* dapat ditingkatkan. Kontur tekanan yang ditunjukkan oleh sayap dengan *wingtip fence* 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 *tip vortex* tersebut.

# APPROACH



Gambar 11. Kontur *Vorticity Magnitude* Plain Wing NACA 23018



Gambar 12. Kontur *Vorticity Magnitude* NACA 23018 dengan *Forward Wingtip Fence*

## IV. PENUTUP

### Simplan

Penggunaan *Computational Fluid Dynamic* (CFD) telah dilaksanakan pada penelitian ini. Hasil penelitian ini memperlihatkan bahwa penggunaan *wingtip fence* dapat meningkatkan performa dari *wing*



## APPROACH

Jurnal Teknologi Penerbangan

ISSN : 2548-8090 e-ISSN : 2548-810X

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 *forward wingtip fence* menghasilkan rasion *L/D* lebih rendah dari pada *plain wing*.
3. Penambahan *winglet* menghasilkan distribus kontur tekanan yang lebih merata dan lebih baik pada upper dan *lower surface*
4. Penggunaan CFD dapat digunakan untuk menampilkan kontur tekanan dan *vorticity* pada aliran

### Saran

Saran dari hasil penelitian ini adalah penelitian dapat dilanjutkan pada beberapa jenis *winglet* yang lain yaitu *wingtip fence*, *spiroid*, *raked wingtip* dan lain-lain. Selain itu, *angle of attack* dapat digunakan lebih banyak lagi sehingga trend dari *airfoil* betul-betul terbaca lebih teliti. Efektifitas bentuk *forward wingtip fence* perlu ditingkatkan dengan mengurangi tinggi *fence*.

### DAFTAR PUSTAKA

- Abbott, Ira H., dan Albert.E.von Doenhoff. *Theory of Wing Sections*. New York, USA.Dover Publishing, 1959.
- 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
- Mulvany, Nicholas J., Li Chen, Jiyuan Y. Tu, Brendon Anderson, *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, 2004
- Nouri, Masoud Jahanmorad, Habibollah Sayehvand, Abolghasem Mekanik, *Numerical Investigation Of Aerodynamic Characteristics Of Naca 23018 Airfoil With A Gurney Flap*, Internasional Journal of Mechanical Engineering and Robotic, Vol. 1, No. 3, October 2012
- Turanoguz, Eren., *Design of Medium Range Tactical UAV and Improvement of Its Performance by Using Winglets*. Ankara, Turkey. Middle East Technical University. 2014
- Whitcomb, Richard T., *A Design and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wingtip Mounted Wingled*, NASA Technical Note, July 1976
- Weierman, Jacod, Jamey D. Jacob, *Winglet Design and Optimization for UAVs*, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 28 June - 1 July 2010, Chicago, Illinois, 2010-4224
- Yates, John E., dan Donalson, Coleman, *Fundamental Study of Drag and an Assessment of Conventional Drag-Due-To-Lift Reduction Device*. Priceton, USA. Aeronautical Research Associates of Priceton., 1986