

Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi Pada *Body* Pesawat Tanpa Awak Jenis *Cessna 182* Menggunakan *Airfoil August 160* dan Penambahan *Trapezoidal Winglet* Variasi $h/S = 0,15; 0,20; 0,25$ dengan *Cant Angle* 90°

Syifa' Zain Salsabila dan Wawan Aries Widodo

Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

e-mail: wawanaries@me.its.ac.id

Abstrak—Kinerja pesawat sangat dipengaruhi oleh bentuk geometri dari pesawat tersebut dan juga penambahan geometri lain pada salah satu bagiannya. *Winglet* merupakan salah satu komponen yang ditambahkan pada pesawat yang berfungsi untuk mengurangi timbulnya *wingtip vortex*. Pada penelitian ini diharapkan bisa meningkatkan performa aerodinamika dari pesawat jika dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* yang dipasang pada sayap pesawat yang memiliki jenis *airfoil August 160*. Peningkatan performa yang diharapkan yaitu berupa peningkatan nilai koefisien *lift*, penurunan nilai koefisien *drag* yang nantinya akan meningkatkan *lift-to-drag ratio* dari pesawat tersebut. Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik tiga dimensi dengan menggunakan perangkat lunak CFD *Ansys Fluent 18.1*. Geometri model pesawat pada simulasi ini memiliki spesifikasi yang diidentifikasi yaitu panjang *root chord* dan *tip chord* = 189 mm; 136 mm, panjang *span* = 518 mm, *aspect ratio* (AR) = 2,8, variasi $h/S = 0,15; 0,20; 0,25$, *cant angle* (φ) = 90° , dan *angle of attack* (α) = 0° . Aliran fluida berupa *freestream* dengan kecepatan $v = 12$ m/s dalam kondisi *steady* dengan $Re = 1,54 \times 10^5$. *Turbulence model* pada simulasi ini menggunakan pemodelan *k- ω Shear Stress Transport* dengan kriteria konvergensi sebesar 10^{-5} . Pada penelitian ini didapatkan hasil bahwa dengan penambahan *trapezoidal winglet* dapat meningkatkan koefisien *lift* (C_L). Dan juga meningkatkan nilai koefisien *drag* (C_D) penambahan *trapezoidal winglet*. Sehingga dengan peningkatan nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag* maka menyebabkan nilai *lift-to-drag ratio* (C_L/C_D) juga mengalami penurunan. Selain itu fenomena *tip vortex* pada pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet* juga mengalami penurunan konsentrasi jika dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet*.

Kata Kunci—*Drag Coefficient, Lift Coefficient, Lift-to-Drag Ratio, Trapezoidal Winglet, Wingtip Vortex.*

I. PENDAHULUAN

TEKNOLOGI di era modern seperti sekarang ini memiliki banyak manfaat bagi manusia, dan salah satu contohnya yaitu di bidang transportasi dan visualisasi. Pesawat tanpa awak (UAV atau *Unmanned Aerial Vehicle*) kini marak digunakan dalam bidang tersebut, penggunaan pesawat tanpa awak kini diminati dalam berbagai bidang. Pesawat jenis ini banyak digunakan untuk kegiatan operasi sipil seperti deteksi kebakaran, pencarian dalam penyelamatan, pemantauan garis pantai dan jalur untuk pengawasan keamanan, dan pemantau

terjadinya pemanasan (*global warming*) [1]. Pada pesawat tanpa awak memiliki beberapa kelebihan dibandingkan dengan pesawat berawak, yaitu dapat bertahan lebih lama ketika terbang di udara dengan konsumsi bahan bakar yang irit, atau tipe pesawat ini disebut *Medium Altitude Endurance UAV* (MALE UAV). Hal tersebut dapat dicapai dengan mengoptimalkan *lift-to-drag ratio* (C_L/C_D) sehingga menghasilkan kinerja yang lebih baik pada pesawat.

Salah satu fokus perancangan UAV adalah memilih bentuk desain *airfoil* pada sayap pesawat yang sesuai dengan kebutuhan. Bentuk *airfoil* inilah yang dapat membangkitkan gaya angkat (*lift*) pada pesawat akibat adanya perbedaan tekanan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah *airfoil*. Bentuk *streamline* dari *airfoil* menyebabkan daerah *wake* yang terjadi di belakang *airfoil* lebih kecil dibandingkan dengan bentuk yang lain. Hal ini menyebabkan gaya hambat (*drag*) yang dihasilkan oleh *airfoil* juga kecil.

Perbandingan antara *lift* dan *drag* merupakan salah satu faktor yang menentukan performansi dari *airfoil* [2]. Selain itu pada perancangan suatu sayap pesawat terbang juga harus memperhatikan rasio dari sayap pesawat. Aspek rasio dari pesawat terbang merupakan perbandingan antara panjang *span* terhadap *chord*. Secara teori menunjukkan bahwa penggunaan sayap dengan *span* yang tidak terhingga (*infinite wing*) merupakan desain sayap yang paling ideal karena memiliki gaya angkat yang paling besar dan gaya hambat yang paling kecil, tetapi pada kenyataannya tidak memungkinkan untuk membuat sayap dengan panjang tidak terhingga. Oleh karena itu, panjang sayap dibatasi dan dibuat dengan dimensi yang proporsional terhadap *fuselage* pesawat [3].

Penelitian dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD) sudah banyak dilakukan pada analisa performa aerodinamika pesawat diantaranya yaitu simulasi numerik pada berbagai tipe *winglet* pada aliran *low subsonic*. Simulasi numerik ini dilakukan untuk menentukan efisiensi dari berbagai ukuran dari desain *winglet*. Dari hasil penelitian tersebut didapat hasil bahwa dengan penambahan *winglet* dapat meningkatkan *lift* sebesar 8% dan *lift-to-drag ratio* yang dihasilkan pun juga naik [4]. Penelitian mengenai pesawat UAV juga pernah dilakukan pada jenis *small size light* UAV. Penelitian ini dilakukan dengan mengoptimasi

Tabel 1.
Spesifikasi Sayap Hasil Desain

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Tipe <i>airfoil</i>	<i>August 160</i>
2.	<i>Root chord length (C_r)</i>	189 mm
3.	<i>Tip chord length (C_t)</i>	136 mm
4.	<i>Span (S)</i>	518 mm
5.	<i>Aspect Ratio (AR)</i>	2,8
6.	<i>Wing Area</i>	96.855 mm ²
7.	<i>Body Area</i>	478.078,647 mm ²
8.	<i>Swept Angle (A)</i>	2,78°

Tabel 2.
Spesifikasi Pesawat Hasil Desain

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Panjang total pesawat (<i>L</i>)	920 mm
2.	<i>Horizontal stabilizer length</i>	150 mm
3.	<i>Vertical stabilizer length (rudder)</i>	139 mm

Tabel 3.
Spesifikasi *Winglet* Hasil Desain

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Tipe <i>winglet</i>	<i>Trapezoidal winglet</i>
2.	Ketebalan	4 mm
3.	Tinggi (<i>h</i>)	78 mm; 82 mm; 109 mm
4.	<i>Cant angle (φ)</i>	90°

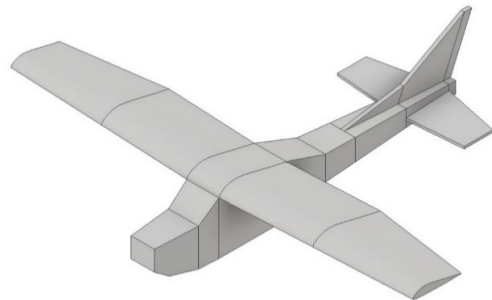
untuk desain aeronimasis UAV pada bagian sayap, *rudder*, dan *aileron*. Selain itu juga dilakukan penambahan *winglet* jenis *blended winglet*, *hoerner*, dan *elliptical winglet*. Hasil yang didapatkan menunjukkan bahwa dengan pemasangan *winglet* akan menunjukkan daerah *vortex* yang semakin berkurang. Hasil modifikasi desain ini akan meningkatkan kinerja sebesar 7,7% [5].

Selain itu juga dilakukan simulasi numerik pada pesawat UAV dengan penggunaan *winglet* pada sayap dengan jenis *hoerne type wingtip*, *shifted downstream type wingtip*, dan *blended type wingtip*. Hasil yang didapatkan yaitu berupa penurunan *drag* pada sayap pesawat yang menggunakan *winglet* dibandingkan dengan tanpa *winglet*. Jenis *winglet* yang paling optimum digunakan dengan nilai *lift* paling tinggi yaitu jenis *blended type wingtip* [6]. Penelitian lain yang sudah pernah dilakukan yaitu dengan menggunakan jenis *airfoil Eppler 562* dengan penambahan *forward wingtip fence* dan *rearward wingtip fence*. Dari hasil yang didapatkan yaitu jenis *forward wingtip fence* menghasilkan area *vortex* yang paling kecil. Sehingga dapat disimpulkan bahwa *winglet* jenis ini menghasilkan *tip vortex* yang paling kecil [7].

Pada penelitian kali ini dilakukan simulasi numerik untuk mengetahui karakteristik aliran tiga dimensi pada *body* pesawat tanpa awak jenis *Cessna 182* menggunakan *airfoil August 160* dan penambahan *trapezoidal winglet*. Pada analisa kali ini tidak hanya dilakukan pada bagian sayap pesawat saja melainkan seluruh bagian pesawat. Analisa ini dilakukan untuk mengetahui efek yang terjadi ketika dilakukan penambahan *trapezoidal winglet*. Dari hasil sebelumnya didapatkan, ketika pesawat tidak dilakukan penambahan *winglet* maka akan menimbulkan efek *vortex* di ujung *tip airfoil*. Keberadaan dari *vortex* ini akan mengakibatkan kerugian pada performansi pesawat yaitu dengan menurunnya luasan efektif dari sayap yang mampu menghasilkan gaya angkat dan bertambahnya koefisien *drag* pada pesawat. Dari permasalahan tersebut maka pada



Gambar 1. *Prototype* pesawat tanpa awak jenis *Cessna 182*



Gambar 2. Desain geometri pesawat *Cessna 182* tampak *isometric view*

penelitian ini dilakukan penambahan *trapezoidal winglet* untuk mengurangi efek *tip vortex* sehingga diharapkan performa aerodinamika pesawat tersebut akan optimum. Selain itu dari penelitian ini akan dilakukan perbandingan performansi aerodinamika pada pesawat yang belum dilakukan penambahan *trapezoidal winglet*.

II. URAIAN PENELITIAN

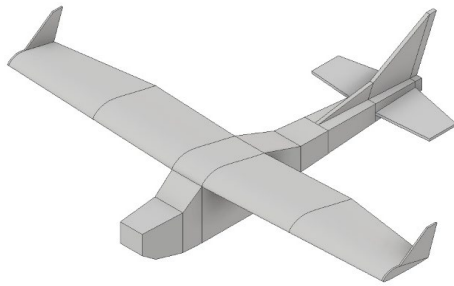
Pada tahap *pre-processing*, proses pertama yang dilakukan adalah pembuatan geometri benda uji. Proses kedua adalah pembuatan *meshing* pada geometri benda uji dan domain simulasi. Proses ketiga adalah penentuan *bounday condition* untuk simulasi.

Benda uji yang digunakan merupakan *prototype* pesawat *Cessna 182* yang memiliki perbandingan ukuran yaotu 1 : 10 dari pesawat *Cessna* asli. Geometri pesawat yang digunakan merupakan desain dari *prototype* pesawat *Cessna 182*. Benda uji pada pengujian ini menggunakan analisa *body* pesawat dan *airfoil August 160* dengan penambahan *trapezoidal winglet*. Berikut adalah spesifikasi ukuran dari *prototype* pesawat *Cessna 182*.

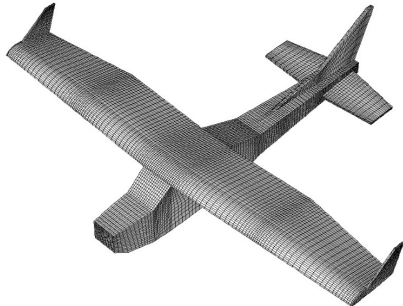
Setelah dilakukan pengukuran pada *prototype* pesawat *Cessna 182* kemudian dilakukan pendesainan untuk *winglet* yang akan ditambahkan pada pesawat tersebut.

Gambar *prototype* pesawat *Cessna 182* ditampilkan pada Gambar 1, desain geometri *prototype* pesawat ditampilkan pada Gambar 2, dan *trapezoidal winglet* dengan $h/S = 0,15$ pada Gambar 3.

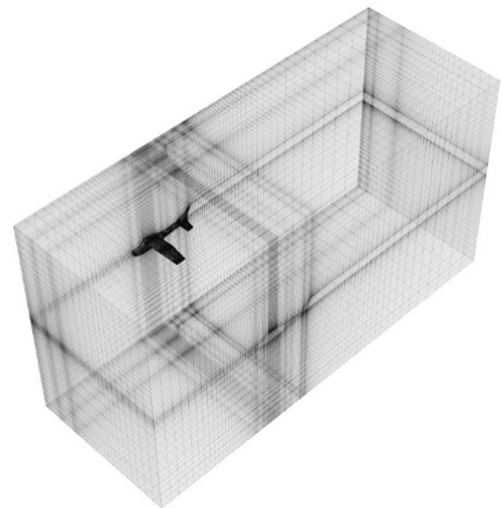
Meshing yang digunakan pada simulasi numerik ini menggunakan jenis *meshing hexahedral map*. *Meshing* atau disebut juga sebagai diskritisasi merupakan pembagian daerah pada model benda uji menjadi elemen yang lebih kecil. Elemen tersebut terdiri atas nodal dan dibuat pada model benda uji sebagai batas struktur. Elemen tersebut berisi persamaan yang nantinya diselesaikan secara numerik. Proses *meshing* dilakukan dari mulai *meshing* garis kemudian



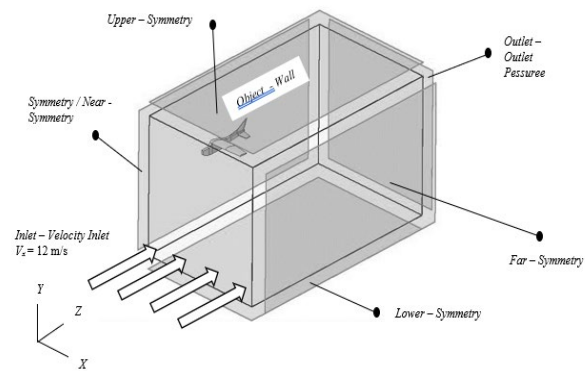
Gambar 3. Desain geometri *trapezoidal winglet*



Gambar 4. Pemodelan *structured meshing* pada pesawat



Gambar 5. Pemodelan *meshing* pada pesawat



Gambar 6. Pemodelan dan kondisi latar

Tabel 4.

Analisis *grid independency* model *baseline* pesawat

No.	Nama	Jumlah Cell	Y+ average	Nilai C_D	Error (%)
1.	Mesh A	1272719	212,74	0,232	26,351
2.	Mesh B	1432883	200,10	0,220	20,035
3.	Mesh C	1682930	176,09	0,192	4,555
4.	Mesh D	1841144	188.72	0,183	0
5.	Mesh E	2130216	100,80	0,183	0,00027
6.	Mesh F	2419288	98,00	0,182	0,932

face lalu volume. Jumlah *meshing* yang terlalu banyak membutuhkan waktu yang lebih lama untuk diselesaikan tetapi hasil yang didapat lebih akurat dan mudah konvergen. Sedangkan *meshing* yang renggang akan menyebabkan hasil yang didapat kurang akurat dan akan sulit konvergen. Bentuk *meshing* ditunjukkan pada gambar 4 dan 5.

Boundary conditions kondisi batas inlet adalah velocity inlet dengan kecepatan 12 m/s. Kondisi batas outlet adalah pressure outlet. Upper surface, lower surface, far surface, near atau symmetry didefinisikan sebagai symmetry. Aircraft (rudder, fuselage, wing, horizontal stabilizer) dan trapezoidal winglet adalah wall. Pada bagian inlet didefinisikan sebagai velocity inlet. Visualisasi pemodelan dan kondisi latar tampak pada gambar 6.

Pada tahap processing ini penelitian dilakukan dengan menggunakan CFD solver Ansys Fluent 18.1 untuk mengkaji interaksi aliran fluida ketika melintasi sebuah body pesawat. Simulasi tersebut menggunakan pendekatan 3D-steady flow dan turbulence model viscous $k-\omega$ Shear Stress Transport (SST). Simulasi numerik dilakukan pada bilangan Reynold ($Re = 1,54 \times 10^5$). Dengan kriteria konvergensi pada simulasi ini yaitu 10^{-6} . Selain itu juga dilakukan grid independency test untuk menentukan jumlah mesh dan struktur grid yang optimal agar memperoleh data yang akurat. Pada tabel 4 di atas ditampilkan analisis grid independency model baseline pesawat. Dan jenis *meshing* yang dipilih adalah Mesh D. Hasil *post processing* dari simulasi numerik dengan CFD solver Ansys Fluent 18.1 menghasilkan data kuantitatif maupun kualitatif (visualisasi aliran). Koefisien distribusi

tekanan (C_p) pada area *midspan airfoil* pada bagian *upper* dan *lower surface* adalah data kuantitatif, yang dapat dirumuskan sebagai berikut :

$$C_p = (p_c - p_\infty) / \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 \tag{1}$$

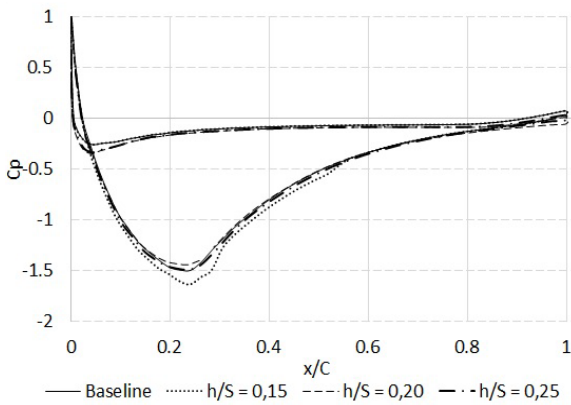
dimana p_c adalah tekanan pada kontur *midspan airfoil* pesawat, p_∞ adalah tekanan statis pada *freestream*, dan $\frac{1}{2} \rho U_\infty^2$ adalah tekanan dinamik pada *freestream*. Selain itu juga didapatkan nilai dari koefisien lift (C_L), koefisien pressure drag (C_{Dp}), koefisien friction drag (C_{Df}), dan nilai lift-to-drag ratio pada tinjauan area tertentu.

Hasil *post processing* berupa visualisasi aliran meliputi kontur tekanan, kontur kecepatan dan *streamline* pada tinjauan area di sepanjang *airfoil*. Kontur *tip vortex* di sisi belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* untuk membandingkan antara *baseline* dan pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet*. Selain itu juga didapatkan visualisasi aliran tekanan di area *upper surface* di sepanjang sayap.

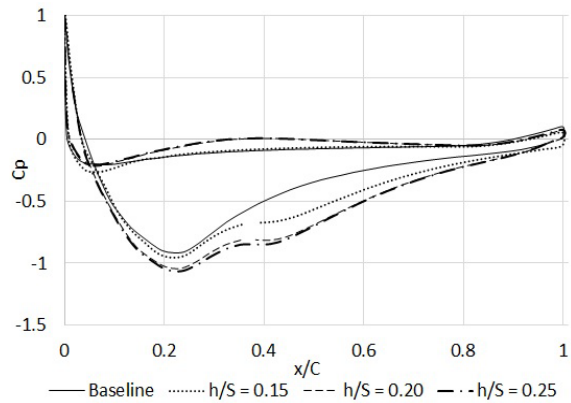
III. ANALISA DATA PEMBAHASAN

A. Performa Aerodinamika : Koefisien Tekanan

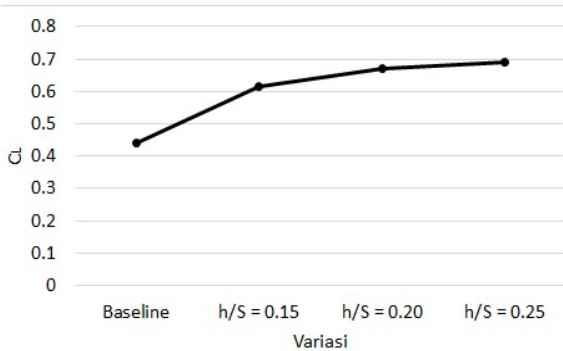
Koefisien tekanan (C_p) dapat menunjukkan distribusi tekanan fluida pada permukaan *airfoil* dalam satu bidang. Jika *mesh* di dekat permukaan sayap cukup padat, metode simulasi numerik mampu memberikan informasi C_p pada berbagai lokasi sepanjang *span*. Lokasi dari pengambilan data C_p terbagi dua dimana bagian dominan atas pada grafik



Gambar 7. Grafik distribusi C_p pada $x/S = 0,5$



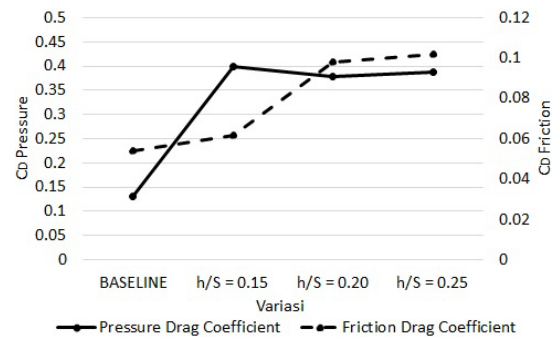
Gambar 8. Grafik distribusi C_p pada $x/S = 0,9$



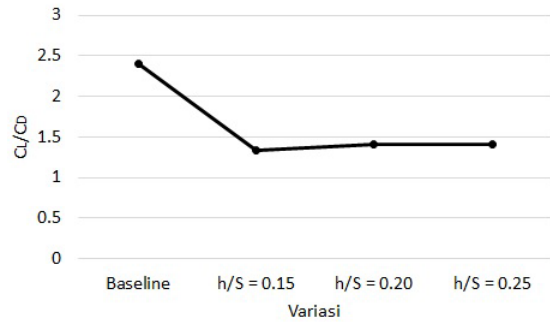
Gambar 9. Koefisien l_i hasil simulasi *baseline* dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*

merupakan *lower surface* dan bagian dominan bawah merupakan *upper surface* dari *airfoil*. Distribusi C_p yang diperoleh menunjukkan adanya perbedaan tekanan antara *upper surface* dan *lower surface* pada sepanjang *airfoil*. Distribusi C_p mampu memberikan informasi titik stagnasi yang ditandai dengan nilai C_p sebesar 1. Pengambilan data distribusi C_p dilakukan pada sudut serang 0° . Berikut akan ditampilkan tinjauan area distribusi C_p untuk posisi di area *midspan* dan *wingtip*.

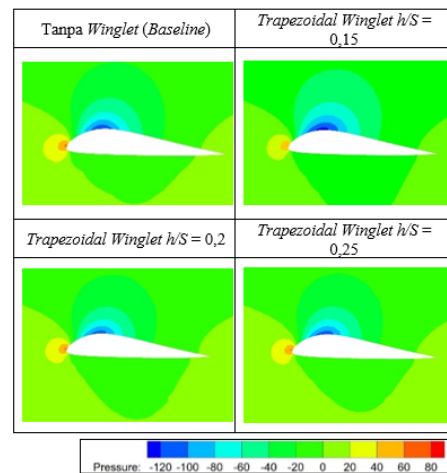
Gambar 7 dan 8 di area *lower surface* terjadi perbedaan C_p yang tidak terlalu signifikan. Sedangkan pada area *upper surface* distribusi C_p minimumnya cenderung memiliki nilai yang sama. Distribusi tekanan yang berbeda mengindikasikan distribusi gaya angkat yang berbeda pula tiap posisi *relative span length* (x/S). Semakin besar selisih distribusi C_p maka koefisien gaya angkat akan semakin besar. Dari grafik tersebut selisih distribusi C_p paling besar terjadi pada $x/S = 0,6$ yaitu pada posisi *midspan*. Hal ini karena pada posisi ini pengaruh *tip* dan *fuselage* paling minimum. Selisih



Gambar 10. Koefisien *drag* hasil simulasi *baseline* dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*



Gambar 11. *Lift-to-drag ratio* hasil simulasi *baseline* dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*



Gambar 12. Kontur tekanan pada tinjauan area $x/S = 0,5$

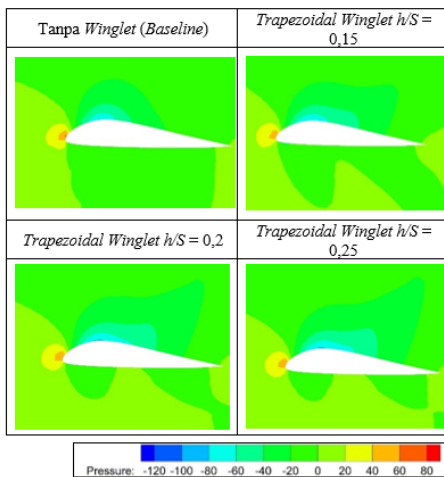
distribusi C_p paling kecil pada posisi $x/S = 0,9$. Dari grafik yang diperoleh menunjukkan kurva *upper surface* dan *lower surface* di dekat *tip* menghasilkan luasan daerah yang lebih sempit dibandingkan dengan area *midspan*. Akibatnya *lift* yang dihasilkan di daerah *tip* juga lebih kecil daripada di *midspan*.

B. Performa Aerodinamika : Koefisien Lift

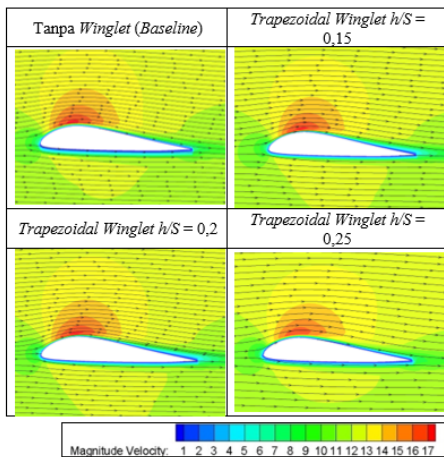
Grafik koefisien *lift* pada gambar 9 menunjukkan perbandingan antara pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline*) dan dengan penambahan *trapezoidal winglet*. Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa dengan penambahan *trapezoidal winglet* memberikan kenaikan nilai C_L .

C. Performa Aerodinamika : Koefisien Drag

Gaya gambar yang terjadi ada dua jenis yaitu *skin friction drag* dan *pressure drag*. Dan dari simulasi yang telah dilakukan bahwa dengan penambahan *trapezoidal winglet* justru meningkatkan nilai koefisien *drag* hal ini dikarenakan oleh luasan *frontal area* yang bertambah diakibatkan oleh pemasangan *winglet* pada *airfoil* sehingga mengakibatkan



Gambar 13. Kontur tekanan pada tinjauan area $x/S = 0,9$



Gambar 14. Kontur kecepatan dan *streamline* pada tinjauan area $x/S = 0,5$

gaya hambat yang lebih besar. Seperti tampak pada gambar 10 berikut.

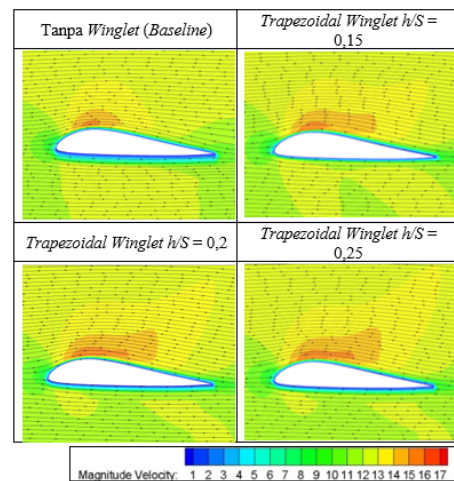
D. Performa Aerodinamika : Lift-to-Drag Ratio

Rasio koefisien *lift to drag* menunjukkan sejumlah *lift* yang dihasilkan oleh pesawat dibagi dengan *drag* yang muncul. Gambar 11 menunjukkan hasil dari nilai C_L/C_D . Dari grafik yang dihasilkan dapat menunjukkan bahwa terjadi penurunan nilai C_L/C_D pada pesawat dengan penambahan *winglet* jika dibandingkan dengan *baseline*, hal ini diakibatkan oleh kenaikan dari C_L yang tidak sebanding dengan tingginya kenaikan dari C_D pada pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet*.

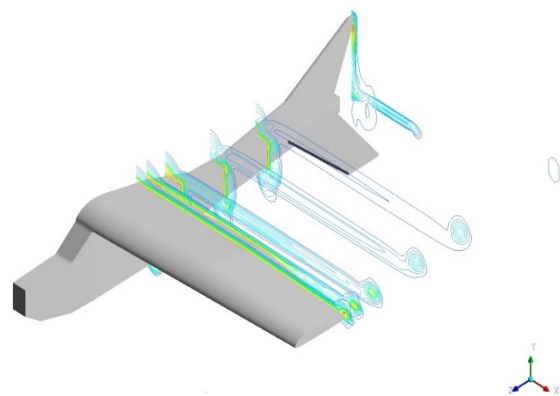
E. Visualisasi Aliran : Kontur Tekanan pada Bidang y-z

Secara umum, kontur tekanan permukaan atas memiliki nilai yang lebih tinggi daripada tekanan permukaan bawah. Kontur tekanan pada gambar 12 dan 13 mengalami perubahan seiring dengan kenaikan tinggi *trapezoidal winglet*. Daerah yang paling signifikan terjadi perubahan tekanan adalah daerah *leading edge* dan daerah permukaan atas sayap (*upper surface*) terutama bagian *maximum chamber airfoil*.

Dari gambar 12 dan 13 dapat dilihat bahwa pada tinjauan area yang dekat dengan *tip* ($x/S = 0,9$) menunjukkan perbedaan yang paling dominan yaitu pada area ini terjadi penurunan tekanan yang cukup jelas atau signifikan. Perbedaan yang paling signifikan terjadi di area *upper*



Gambar 15. Kontur kecepatan dan *streamline* pada tinjauan area $x/S = 0,9$



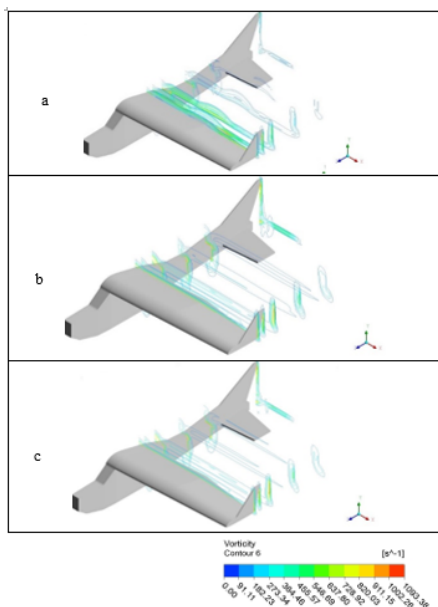
Gambar 16. Fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* tanpa penambahan *trapezoidal winglet*

surface. Hal ini dikarenakan adanya pengaruh dari penambahan *trapezoidal winglet* pada daerah *tip*.

F. Visualisasi Aliran : Kontur Kecepatan dan Streamline Bidang y-z

Kontur kecepatan menunjukkan sebaran besar kecepatan di area yang ditinjau. *Streamline* menunjukkan arah pergerakan aliran fluida pada area yang ditinjau. Kontur kecepatan dan *streamline* dapat memberi informasi terkait *stagnation point* serta *separation point*. Kecepatan *freestream* pada kontur kecepatan ini adalah 12 m/s dan kecepatan paling besar bernilai sekitar 17 m/s. Secara umum kumpulan *streamline* aliran yang melewati permukaan atas (*upper surface*) lebih padat daripada aliran yang melewati bawah. Hal tersebut menggambarkan kecepatan aliran permukaan atas yang lebih cepat daripada permukaan bawah.

meningkatnya ketinggian dari *trapezoidal winglet*, yang menandakan bahwa dengan semakin luasnya *frontal area* dari *winglet* maka akan menyebabkan aliran melewati area tersebut akan lebih cepat atau lebih besar nilainya yang selanjutnya meningkatkan kecepatan dari aliran tersebut. *Streamline* tiga dimensi terlihat jelas pada aliran yang melewati *tip*. Aliran yang melewati *upper surface* cenderung bergerak ke pangkal sayap. Sedangkan aliran aliran yang melewati *lower surface* cenderung bergerak ke *tip*. Semakin mendekati tinjauan area pada *tip* ($x/S = 0,9$) maka *sreamline* yang terjadi pada area di *trailing edge* lebih rapat.



Gambar 17. Fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* pada variasi penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,15$ (a) $h/S = 0,20$ (b); $h/S = 0,25$ (c)

Kontur kecepatan pada gambar 14 dan 15 didapatkan hasil bahwa kecepatan akan mengalami kenaikan seiring dengan

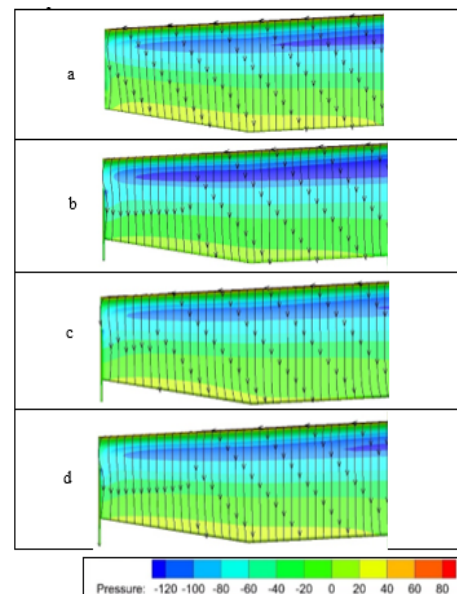
G. Visualisasi Aliran : Kontur Tip Vortex pada Bidang x-y

Fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* tanpa penambahan *trapezoidal winglet* diilustrasikan seperti gambar 16 dengan vektor kecepatan arah x dan y . Dari gambar tersebut dapat dilihat pembentukan pusaran pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil*. Terbentuknya pusaran diakibatkan *secondary flow* yang berasal dari aliran bawah *airfoil* yang bergerak menuju bagian atas *airfoil* akibat perbedaan tekanan di sisi *tip*. Pergerakan tersebut menghasilkan pusaran yang terdiri dari *upwash* dan *downwash*.

Fenomena *tip vortex* dengan penambahan *trapezoidal winglet* ditunjukkan pada gambar 17, bahwa dengan semakin meningkatnya ketinggian *trapezoidal winglet*, maka fenomena *tip vortex* yang terbentuk juga semakin berkurang. Hal ini ditunjukkan dengan pembentukan pusaran pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* tampak kecil dan melemah. Selain itu juga ditunjukkan dengan warna kontur pada *trapezoidal winglet* berwarna hijau yang menandakan konsentrasi kontur yang lebih kecil dibandingkan dengan *baseline*. Dapat disimpulkan bahwa penggunaan *trapezoidal winglet* mengurangi konsentrasi *tip vortex* yang terjadi pada pesawat.

H. Visualisasi Aliran : Kontur Tekanan Statis Sepanjang Span

Gambar 18 menunjukkan bahwa pada area *upper surface* terlihat bahwa bagian *tip airfoil* dengan penambahan *trapezoidal winglet* memiliki tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan *baseline*, yang ditunjukkan dengan area *tip airfoil* pada *trapezoidal winglet* memiliki kontur biru muda yang lebih luas dibandingkan dengan *baseline*. Hal ini mengakibatkan perbedaan tekanan yang lebih besar pada pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet* sehingga terjadi peningkatan gaya angkat (*lift*) dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* (*baseline*).



Gambar 18. Kontur tekanan statis dengan *streamline area upper surface*: *Baseline* (a); $h/S = 0,15$ (b) $h/S = 0,20$ (c); $h/S = 0,25$ (d)

IV. KESIMPULAN/RINGKASAN

Penambahan *trapezoidal winglet* akan meningkatkan koefisien *lift* (C_L) dibandingkan dengan *baseline* sebesar 32,85%. Dengan nilai maksimum C_L pada $h/S = 0,25$

Penambahan *trapezoidal winglet* menyebabkan koefisien *drag* (C_D) mengalami peningkatan jika dibandingkan dengan *baseline* sebesar 61,38%.

Dengan peningkatan nilai C_L dan C_D pada penambahan *trapezoidal winglet* akan menyebabkan nilai *lift-to-drag ratio* yang dihasilkan mengalami penurunan jika dibandingkan dengan *baseline*.

Dengan penambahan *trapezoidal winglet* akan mengurangi efek *tip vortex* di sisi *tip airfoil*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*. Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd, 2010.
- [2] E. L. Houghton, P. W. Carpenter, S. H. Collicott, and D. T. Valentine, *Aerodynamics for Engineering Students: Sixth Edition*, 6th ed. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann; Elsevier, 2013.
- [3] J. D. Anderson, *Fundamental of Aerodynamics*. Mc Graw Hill, 1991.
- [4] M. A. Azlin, C. F. Mat Taib, S. Kasolang, and F. H. Muhammad, "CFD analysis of winglets at low subsonic flow," 2011, [Online]. Available: http://www.iaeng.org/publication/WCE2011/WCE2011_pp87-91.pdf.
- [5] S. G. Kontogiannis and J. A. Ekaterinaris, "Design, performance evaluation and optimization of a UAV," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 29, no. 1, pp. 339–350, 2013, doi: 10.1016/j.ast.2013.04.005.
- [6] E. Turanoguz and N. Alemdaroglu, "Design of a medium range tactical UAV and improvement of its performance by using winglets," in *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2015*, 2015, pp. 1074–1083, doi: 10.1109/ICUAS.2015.7152399.
- [7] S. P. Setyo Hariyadi, Sutardi, W. A. Widodo, and M. A. Mustaghfirin, "Aerodynamics analisis of the wingtip fence effect on UAV wing," *Int. Rev. Mech. Eng.*, vol. 12, no. 10, pp. 837–846, 2018, doi: 10.15866/ireme.v12i10.15517.