

ANALISIS KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PADA PESAWAT UAV *FIXED WING* TENAGA SURYA DENGAN *AIRFOIL* TIPE MH32

¹Astyra Rombe, ²Gaguk Marausna, ³Farid Jayadi

^{1,2,3}Program Studi Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan Yogyakarta

Abstrak

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) adalah pesawat terbang tanpa awak yang dikendalikan dari jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri. UAV diharapkan mampu menghasilkan performa aerodinamika sayap yang baik, yaitu membuat gaya angkat yang besar dan mengurangi gaya hambat. Ketika udara melewati sebuah pesawat terbang maka pada bagian ujung wing akan menghasilkan vortex. Vortex dapat membuat kerugian pada pesawat terbang yaitu membuat performa aerodinamika sayap menjadi berkurang dan menambah gaya hambat. Untuk menambah performa pada pesawat terbang digunakan winglet. Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui kekuatan wingtips vortex pada UAV *fixed wing* tenaga surya dengan variasi sweep angle 30°, 45°, 60° dan variasi cant angle 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°. Analisis dalam penelitian ini dilakukan dengan menggunakan software XFLR5. Sweep angle dan cant angle disimulasikan dengan sudut serang -10° sampai 20°. Hasil penelitian menunjukkan bahwa winglet yang menggunakan cant angle 15° dan sweep angle 60° menghasilkan C_L/C_D sebesar 161,816 dan coefficient lift 0,2563 yang tidak terlalu rendah serta menghasilkan coefficient drag sekitar 0,00163 yang tidak terlalu besar.

Kata kunci: UAV *fixed wing*, winglet, coefficient lift, coefficient drag.

Abstract

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is an unmanned aircraft that is controlled remotely by the pilot or able to control himself. The UAV is expected to be able to produce good wing aerodynamic performance, namely to create a large lift force and reduce drag. When air passes through an airplane, at the end of the wing it will produce a vortex. Vortex can cause losses to aircraft, namely reducing the aerodynamic performance of the wings and increasing drag. To increase the performance of the aircraft, winglets are used. The purpose of this study was to determine the strength of the wingtips vortex on a solar-powered fixed wing UAV with sweep angle variations of 30°, 45°, 60° and cant angle variations of 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°. The analysis in this study was carried out using XFLR5 software. Sweep angle and cant angle are simulated with an angle of attack of -10° to 20°. The results show that the winglet using a cant angle of 15° and a sweep angle of 60° produces a C_L/C_D of 161,816 and a lift coefficient of 0,2563 which is not too low and produces a drag coefficient of about 0,00163 which is not too large.

Keywords: UAV *fixed wing*, winglet, coefficient lift, coefficient drag.

Pendahuluan

Dalam beberapa tahun terakhir, dunia penerbangan mengalami kemajuan teknologi yang pesat pada bidang teknologi UAV *fixed wing*. *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* adalah pesawat terbang tanpa awak yang dikendalikan dari jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri menggunakan hukum aerodinamika untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*), sedangkan *fixed wing* merupakan konfigurasi sayap tetap. Dalam penelitian ini digunakan UAV *fixed wing* tenaga surya, yaitu sebuah pesawat terbang tanpa awak yang menggunakan sel surya sebagai sumber tenaga utama.

Dagur *et al.* (2018) mengatakan bahwa hal yang harus diperhatikan dalam melakukan perancangan sayap pesawat yaitu memperhatikan aspek rasio dan luas dari sayap, dikarenakan aspek rasio dan luas keseluruhan sayap akan mempengaruhi desain sayap pesawat. Aspek rasio dapat didefinisikan sebagai perbandingan antara *span of wing* dengan *chord*, sedangkan luas sayap merupakan perkalian antara *span of wing* dengan *chord*. Azmi *et al.* (2019) mengatakan bahwa gaya angkat pada sayap pesawat terbang diperoleh dari perbedaan tekanan antara bagian atas sayap (*upper surface*) dan bagian bawah sayap (*lower surface*). Pada sayap pesawat aliran udara yang bertekanan tinggi akan

¹Email Address : 180302087@students.sttkd.ac.id

Received 10 Agustus 2021, Available Online 30 Desember 2021

bergerak ke aliran udara yang bertekanan rendah sehingga menimbulkan *vortex* pada bagian ujung sayap. Keberadaan *vortex* membuat udara cenderung bergerak kebawah sehingga mengubah sudut serang sayap dan membuat gaya angkat berkurang, membuat distribusi tekanan pada sayap pesawat menjadi tidak merata, serta menambah gaya hambat. Namun secara umum *fixed wing* atau sayap tetap memiliki kesamaan dalam karakteristik geometri, salah satunya yaitu menggunakan *winglet* untuk mengurangi *vortex* dan memberikan stabilitas arah angin.

Winglet adalah salah satu bagian pada sayap pesawat terbang yang memungkinkan penambahan performa sayap tanpa harus memperlebar *wingspan* (bentangan sayap pesawat). *Winglet* digunakan untuk mengurangi pusaran udara (*vortex*) pada bagian ujung sayap, membuat sayap pesawat lebih aerodinamis, menambah jarak tempuh pesawat terbang, dan menghemat bahan bakar hingga 7% (Hariyadi *et al.* 2017). Lantaran banyak fungsi yang dimiliki oleh *winglet* membuat banyak orang terutama para ilmuwan dan *engineer* merancang desain dan sistem untuk meningkatkan kinerja UAV *fixed wing*, seperti dengan menambahkan *winglet* pada UAV *fixed wing*.

Penelitian terdahulu dilakukan oleh Golcuk dan Kurtulus (2017) dengan menggunakan *elliptical winglet* jenis *airfoil* MH 114 serta menggunakan beberapa variasi *cant angle*, *sweep angle*, *taper ratio*, *twist angle*, dan *toe angle*. Dari penelitian yang telah dilakukan oleh Gulcok dan Kurtulus didapatkan hasil bahwa *winglet* yang menggunakan *cant angle* 58,4, *sweep angle* 30°, *taper ratio* 0,2, dan *toe angle* 3° menghasilkan C_L sekitar 1,76% dan meningkatkan rasio L/D sebesar 5,21% karena terjadi penurunan nilai C_D sebesar 3,51%.

Deshpande *et al.* (2021) melakukan sebuah penelitian terowongan angin menggunakan *winglet simple end plate* pada UAV dengan kecepatan rendah ($Re < 200k$). Penelitian yang dilakukan oleh Deshpande bersama teman-temannya menghasilkan kesimpulan bahwa penambahan *winglet tipe end plate* yang belum sempurna sekalipun dapat meningkatkan aerodinamis UAV sebesar 10% sampai 12%.

Penelitian mengenai *winglet* juga dilakukan oleh F. T. Hidayat *et al.* (2020) dengan objek simulasi berupa Cessna 172 variasi *cant angle winglet* menggunakan perangkat lunak XFLR5. Hasil yang didapatkan dari penelitian ini yaitu sayap yang menggunakan *winglet* pada *cant angle* 30° menghasilkan C_L/C_D sebesar 24,728 pada *angle of attack* 2.5°.

Berdasarkan hasil kajian dari beberapa peneliti terdahulu, muncul gagasan untuk melakukan penelitian *winglet* yang ditambahkan pada UAV *fixed wing* tenaga surya. Penelitian ini menggunakan *software* XFLR5 dalam melakukan analisis kekuatan *wingtips vortex* pada *winglet* terhadap performa aerodinamika sayap yaitu C_L/C_D , C_L , dan C_D dengan menggunakan *canted winglet* variasi *cant angle* dan *sweep angle*.

Landasan Teori

UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*)

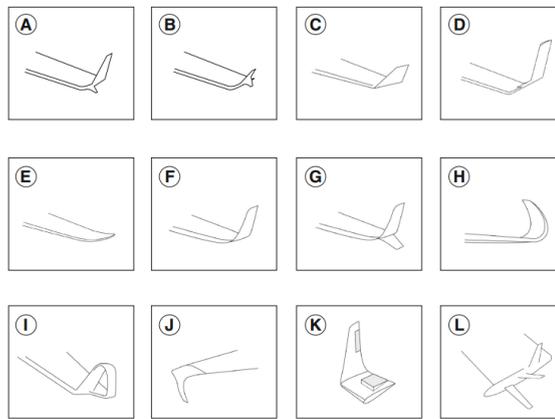
UAV adalah pesawat terbang tanpa awak yang menggunakan gaya aerodinamika untuk menghasilkan gaya angkat dan dapat terbang secara *autonomous* atau dikendalikan dengan radio kontrol. UAV dapat dioperasikan secara manual sesuai dengan keinginan pengguna melalui radio kontrol dengan cara melakukan pengolahan data sensor (R. Hidayat dan Mardiyanto, 2016). Hal ini membuat UAV dapat digunakan dalam berbagai layanan seperti transportasi udara, geografi, militer, fotografi dan videografi, pemetaan (*mapping*), pengawasan konstruksi, pelayanan bencana alam, dan pemadam kebakaran.

Winglet

Winglet adalah salah satu komponen pada sayap pesawat yang dapat menambah performa sayap tanpa harus memperlebar *wingspan* (bentangan sayap pesawat). *Winglet* berupa perpanjangan sayap yang ditekuk ke arah vertikal dan juga dapat berupa sirip tambahan yang dipasang tegak lurus pada ujung sayap. *Winglet* memiliki fungsi untuk mengurangi *vortex* pada bagian ujung sayap yang disebabkan oleh pertemuan aliran udara dari bagian bawah sayap yang bertekanan tinggi dengan aliran udara bagian atas sayap yang bertekanan rendah sehingga menyebabkan terjadinya turbulensi (Hariyadi dan Sagala, 2020).

Penambahan *winglet* juga dapat meningkatkan performa aerodinamika dari *wing* yaitu dengan peningkatan C_L/C_D , distribusi tekanan mengalami peningkatan dan lebih merata pada bagian *upper* dan *lower surface*, serta hemat bahan bakar hingga 7% (Hariyadi *et al.*, 2017).

Guerrero *et al.* (2020) mengatakan bahwa terdapat beberapa jenis *winglets* dan *wingtip devices* pada sebuah pesawat terbang yaitu a) *Whitcomb winglet*, b) *Tip fence*, c) *Canted winglet*, d) *Vortex diffuser*, e) *Raked winglet*, f) *Blended winglet*, g) *Blended split winglet*, h) *Sharklet*, i) *Spiroid winglet*, j) *Downward canted winglet*, k) *Active winglets*, dan *Tip sails*.

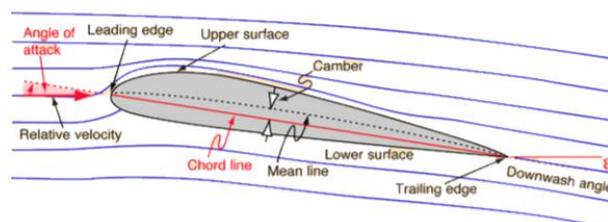


Gambar 1. Berbagai jenis *winglet* dan *wingtip devices*
(Sumber: Guerrero *et al.* Tahun 2020)

Airfoil MH32

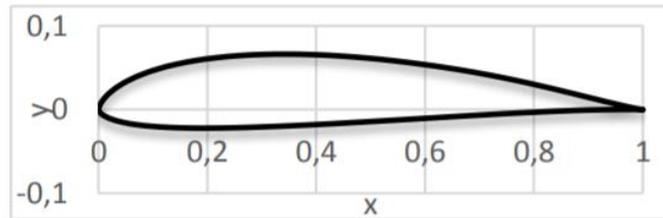
Herdiana dan Rasyadi (2018) mengatakan bahwa *airfoil* adalah sebuah bentuk geometri aerodinamik yang ketika diletakkan di suatu aliran fluida akan menghasilkan gaya *lift* (angkat) yang lebih besar dari gaya *drag* (hambat).

Airfoil terdiri dari beberapa bagian yaitu *leading edge*, *trailing edge*, *chamber line*, *chord line*, *chord*, maksimum *chamber*, dan maksimum *thickness*.



Gambar 2. Bagian-bagian *airfoil*
(Sumber: Herdiana dan Rasyadi Tahun 2018)

Airfoil memiliki banyak jenis, salah satunya adalah MH32. Pada penelitian ini akan digunakan airfoil MH32 dengan spesifikasi *maximum thickness* 8.7% pada 30.2% *chord* dan *maximum chamber* 2.3% pada 45.7% *chord*.



Gambar 3. Airfoil MH32
(Sumber: Herdiana dan Rasyadi Tahun 2018)

Wingtip Vortex

Udara cenderung mengalir dari daerah yang bertekanan tinggi ke daerah yang bertekanan rendah. Ketika sebuah pesawat terbang diudara maka pada bagian *wing* yaitu *lower surface* atau bagian bawah sayap menghasilkan udara yang bertekanan tinggi dan pada *upper surface* atau bagian atas sayap menghasilkan udara yang bertekanan rendah. Perbedaan tekanan ini mengakibatkan terjadinya *leak* atau kebocoran melalui *tip* sehingga membentuk aliran udara melingkar seperti tornado kecil yang disebut *vortex*.

Lift Coefficient dan Drag Coefficient

Lift adalah gaya ke atas pada sayap pesawat yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*. Perbedaan tekanan antara bagian bawah sayap yang lebih besar dan bagian atas sayap yang lebih kecil membuat terjadinya gaya angkat pada *airfoil*. Sedangkan *drag* adalah gaya kebelakang atau gaya hambat yang disebabkan oleh gesekan antara permukaan pesawat seperti *fuselage*, *wing*, *empennage*, dan komponen lain yang ada di pesawat dengan udara.

Cengel dan Cimbala (2017) mengatakan bahwa rumus *coefficient lift* dan *coefficient drag* adalah sebagai berikut:

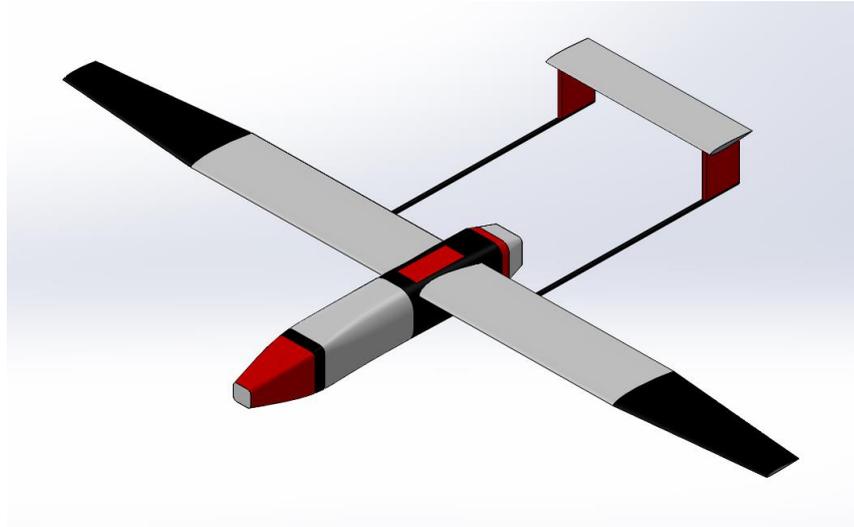
$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (1)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (2)$$

Metode penelitian

Penelitian ini dilakukan dengan menggunakan *software* simulasi XFLR5 pada *Unmanned Aerial Vehicle Fixed Wing* berdasarkan energi alternatif. Terdapat tiga proses dalam melakukan simulasi menggunakan XFLR5 yaitu *pre-processing*, *processing*, dan *post-processing*. Pada tahap *pre-processing* dilakukan pembuatan geometri dengan cara menentukan dan memasukkan *airfoil* yang digunakan yaitu MH32, kemudian melakukan analisis parameter pada *airfoil* tersebut, setelah itu masukkan data-data *wing* dan *winglet* yang akan dianalisis pada Tabel 1 dan Tabel 2. Selanjutnya dilakukan tahap *processing* yaitu membuat *boundary condition* untuk membatasi eksperimen yang akan dilakukan, terdiri dari menentukan kecepatan dan aliran serta nilai *alpha* dan *range* yang akan digunakan. Kemudian pilih menu *analyze* untuk melakukan analisis data. Setelah itu tahap terakhir yang dilakukan yaitu *post-*

processing, berisi informasi hasil perhitungan dari pengolahan data yang telah dilakukan. Hasil analisis ditunjukkan dalam bentuk grafik dan menampilkan nilai dari karakteristik objek seperti C_L , C_D , dan C_L/C_D .



Gambar 4. Model UAV *fixed wing* tenaga surya

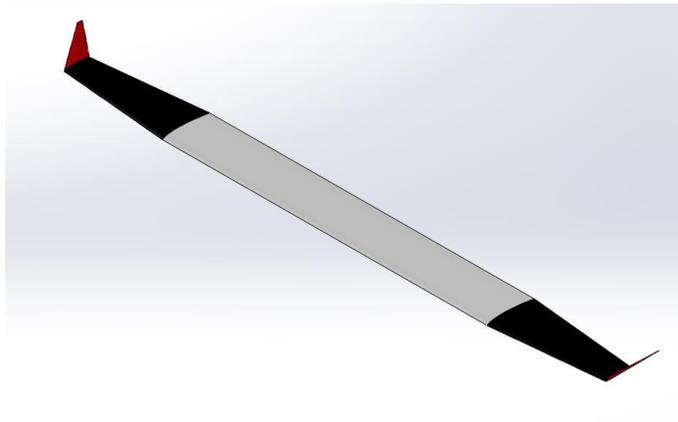
Geometri sayap yang digunakan dalam penelitian ini diambil dari jurnal milik Ruiz *et al.* (2019). Dalam penelitian ini *winglet* menggunakan *taper ratio* dan *toe angle* serta variasi *cant angle* dan *sweep angle*. Pada jurnal milik Guerrero *et al.* (2020) disarankan menggunakan *canted winglet* dengan *cant angle* 45° dan saya sebagai penulis memvariasikan *cant angle* tersebut dengan *range* 15° , sedangkan variasi *sweep angle* yang digunakan sama dengan variasi *sweep angle* pada jurnal. Kemudian *taper ratio* dan *toe angle* yang digunakan dalam penelitian ini didapatkan dari hasil terbaik pada jurnal milik Golcuk dan Kurtulus (2017).

Tabel 1. Spesifikasi sayap

No	Deskripsi	Dimensi
1	Tipe <i>airfoil</i>	MH32
2	<i>Chord root</i>	260 mm
3	<i>Chord tip</i>	140 mm
4	<i>Span</i>	3000 mm

Tabel 2. Spesifikasi *winglet*

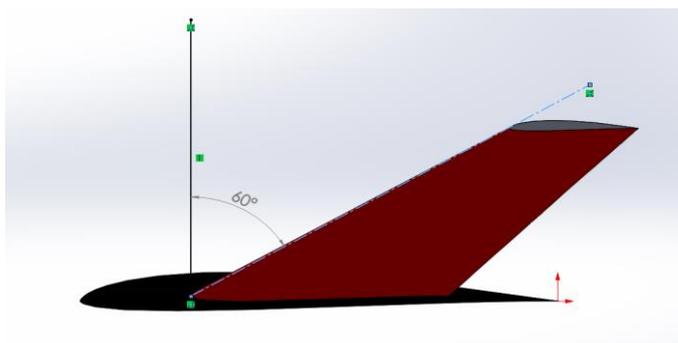
No	Deskripsi	Dimensi
1	Tipe <i>airfoil winglet</i>	MH32
2	Tinggi	140 mm
3	<i>Taper ratio</i>	0,2
4	<i>Toe angle</i>	3°
5	<i>Cant angle</i>	$15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ$
6	<i>Sweep angle</i>	$30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$



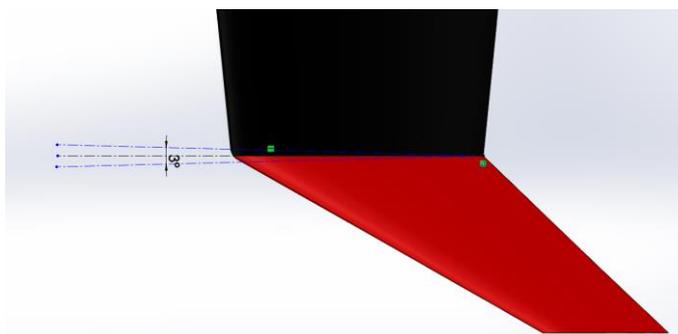
Gambar 5. Model *wing* dan *winglet*



Gambar 6. *Cant angle*



Gambar 7. *Sweep angle*

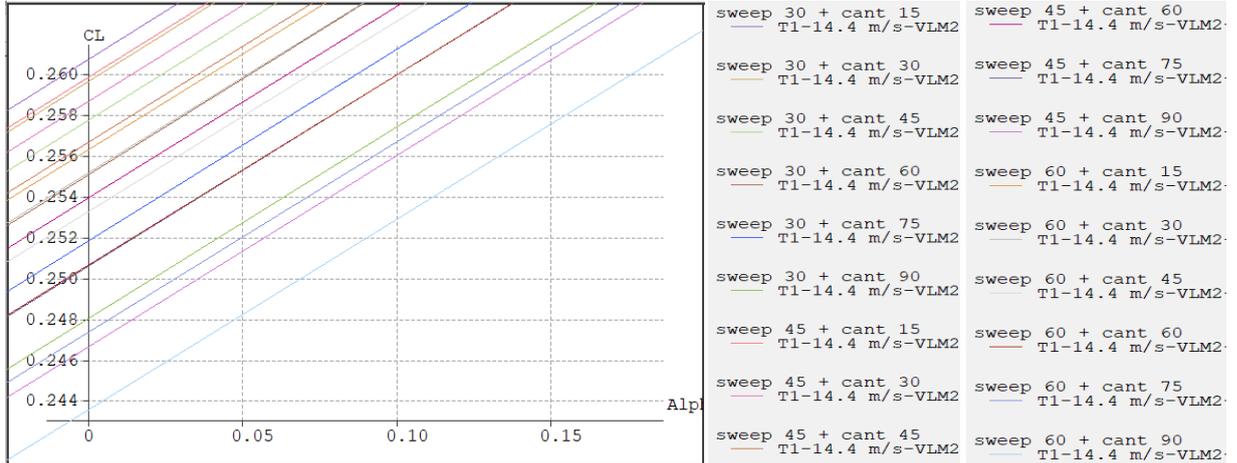


Gambar 8. *Toe angle*

Hasil dan Pembahasan

Analisis Coefficient Lift

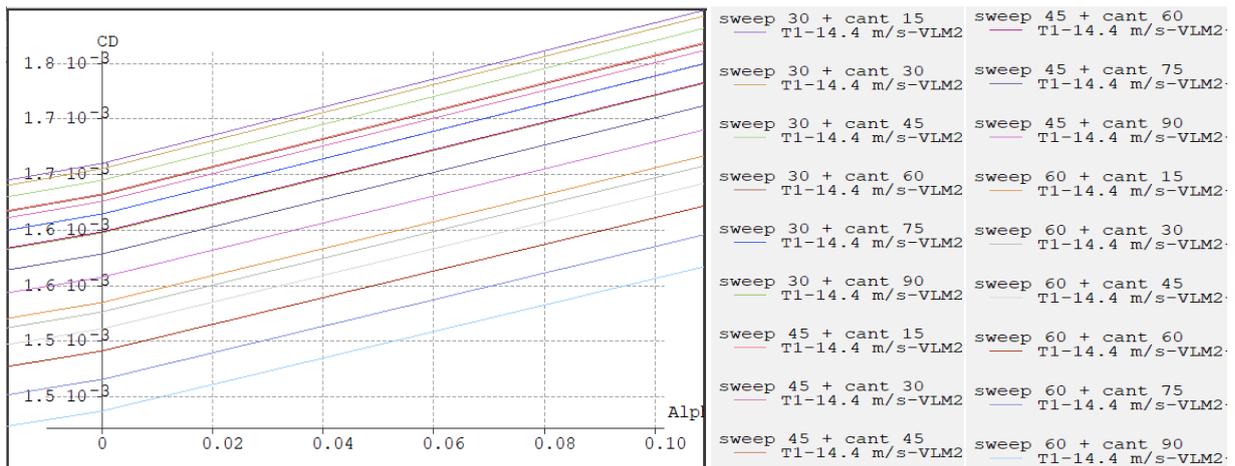
Analisis yang telah dilakukan pada software XFLR5 dengan menggunakan *toe angle* 3° dan *taper ratio* 0,2 menunjukkan bahwa *sweep angle* 30° dan *cant angle* 15° menghasilkan *coefficient lift* tertinggi sebesar 0,2605. Sedangkan *coefficient lift* terendah dihasilkan oleh *sweep angle* 60° dan *cant angle* 90° dengan nilai 0,2435. Dari Gambar 9 didapatkan hasil bahwa nilai *coefficient lift* tidak sama dengan 0 pada saat *cruising*.



Gambar 9. Coefficient Lift

Analisis Coefficient Drag

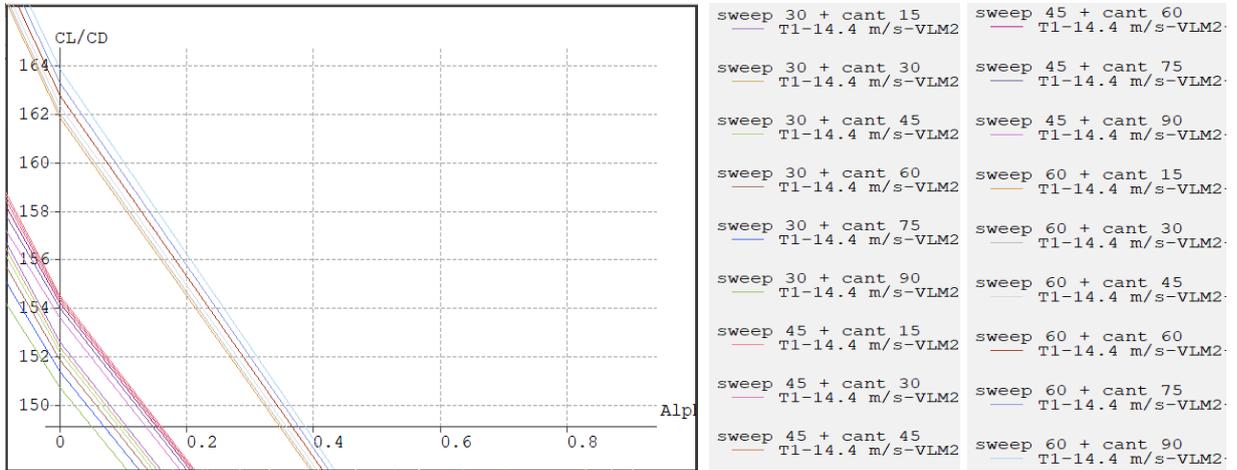
Analisis yang telah dilakukan dengan menggunakan *toe angle* 3° dan *taper ratio* 0,2 menunjukkan bahwa *sweep angle* 30° dan *cant angle* 15° menghasilkan *coefficient drag* tertinggi sebesar 0,00176. Sedangkan *coefficient drag* terendah dihasilkan oleh *sweep angle* 60° dan *cant angle* 90° dengan nilai 0,00153. Namun perbandingan *coefficient drag* yang dihasilkan pada semua variasi *sweep angle* dan *cant angle* tidak terlalu signifikan, karena nilai-nilai *drag* nya berada diantara 0,001 dan 0,002. Dari Gambar 10 didapatkan hasil bahwa nilai *coefficient drag* tidak sama dengan 0 pada saat *cruising*.



Gambar 10. Coefficient Drag

Analisis C_L/C_D

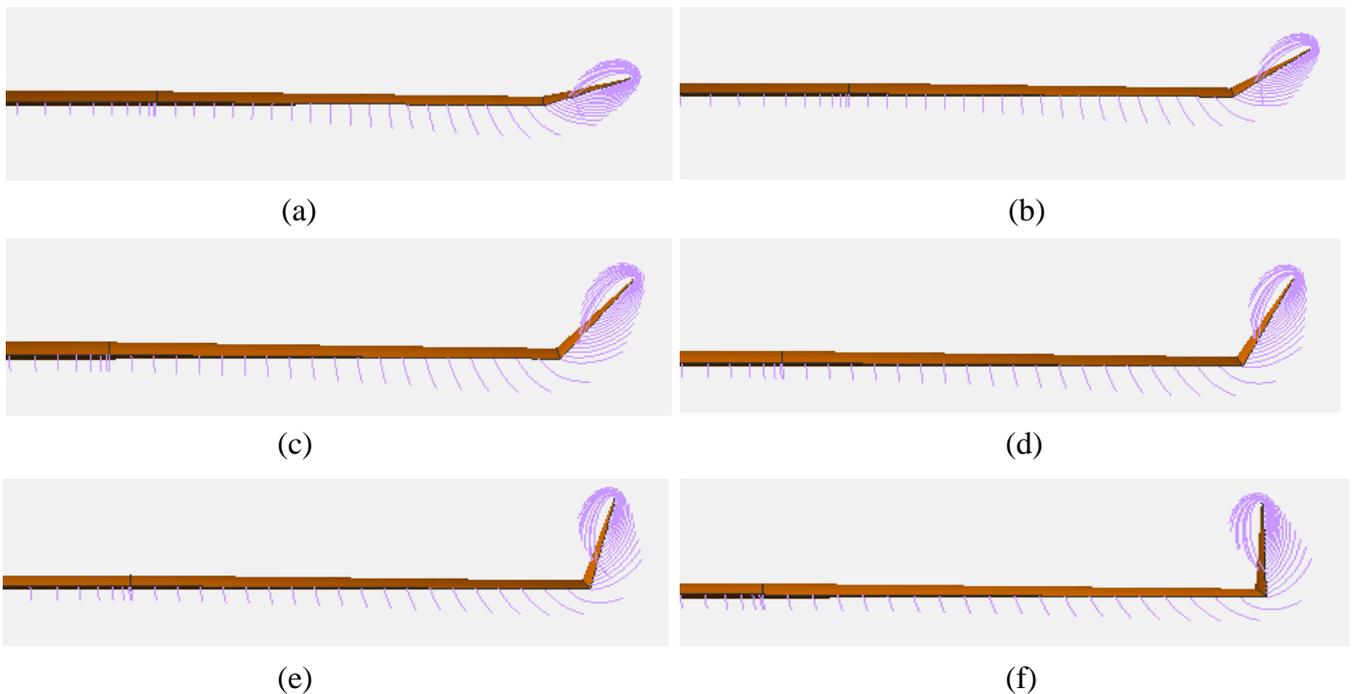
Analisis yang telah dilakukan dengan menggunakan *toe angle* 3° dan *taper ratio* 0,2 menunjukkan bahwa *sweep angle* 60° dan *cant angle* 90° menghasilkan C_L/C_D sebesar 163,855. Sedangkan C_L/C_D terendah dihasilkan oleh *sweep angle* 30° dan *cant angle* 90° dengan nilai 150,675. C_L/C_D dianalisis pada saat kondisi *cruising* 0° .



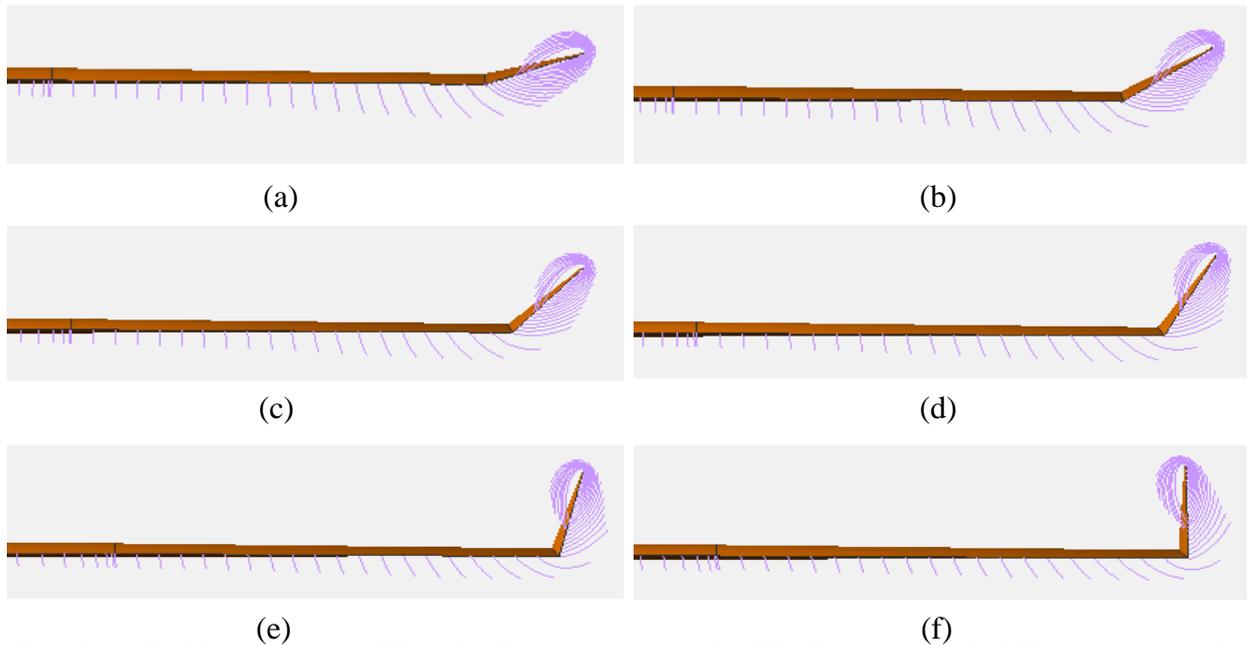
Gambar 11. C_L/C_D

Analisis Vortex

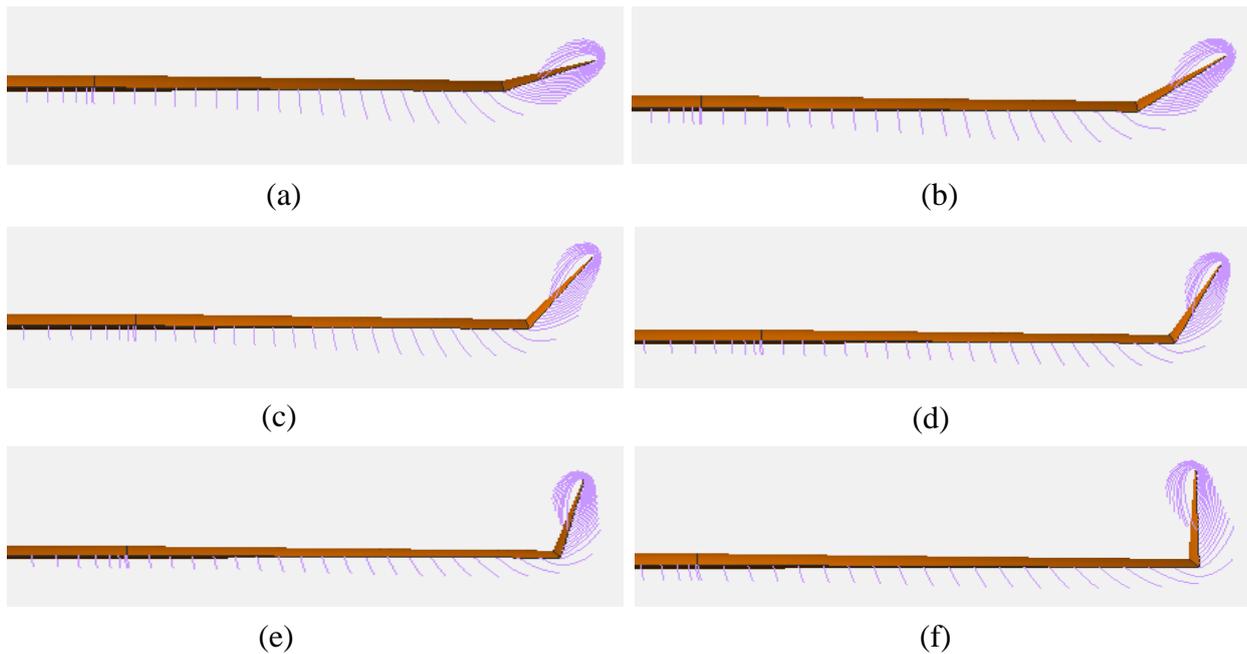
Hasil analisis yang telah dilakukan pada *software* XFLR5 dengan menggunakan variasi *sweep angle* dan *cant angle* menghasilkan *vortex* sebagai berikut.



Gambar 12. Vortex sweep 30° terhadap (a) *cant angle* 15° , (b) *cant angle* 30° , (c) *cant angle* 45° , (d) *cant angle* 60° , (e) *cant angle* 75° , (f) *cant angle* 90°



Gambar 13. Vortex sweep 45° terhadap (a) cant angle 15°, (b) cant angle 30°, (c) cant angle 45°, (d) cant angle 60°, (e) cant angle 75°, (f) cant angle 90°



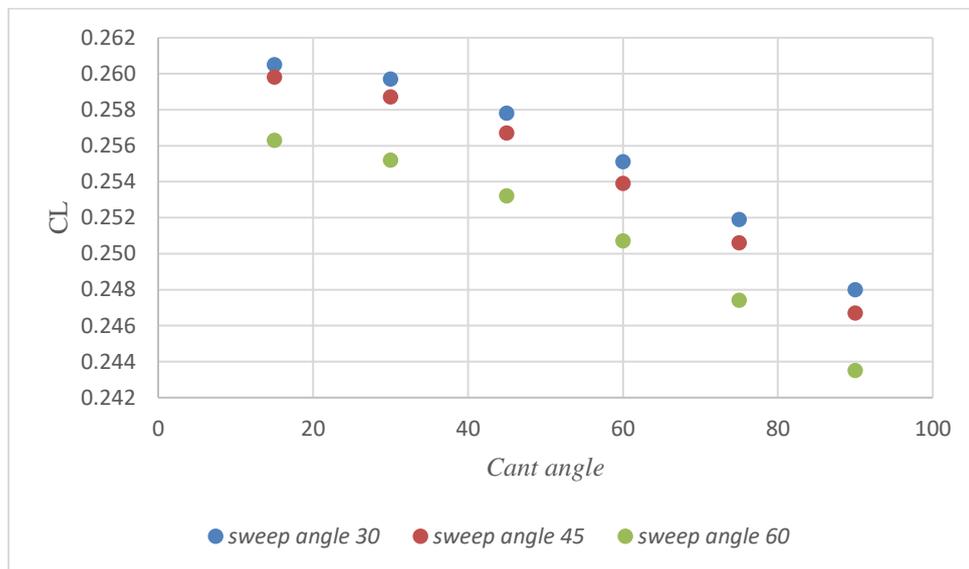
Gambar 14. Vortex sweep 60° terhadap (a) cant angle 15°, (b) cant angle 30°, (c) cant angle 45°, (d) cant angle 60°, (e) cant angle 75°, (f) cant angle 90°

Dari Gambar 13 sampai Gambar 14 dihasilkan *vortex* yang hampir sama pada setiap variasi *sweep angle* dan *cant angle*. Ini menandakan bahwa hasil *vortex* pada *winglet* dengan variasi *sweep angle* dan *cant angle* tidak jauh berbeda, *vortex* tidak bisa tertangkap dengan baik menggunakan analisis XFLR5 sehingga disarankan menggunakan metode CFD. Namun *sweep angle* 60° dan *cant angle* 45° pada Gambar 24 menghasilkan *vortex* yang sedikit lebih baik dibandingkan dengan variasi lainnya.

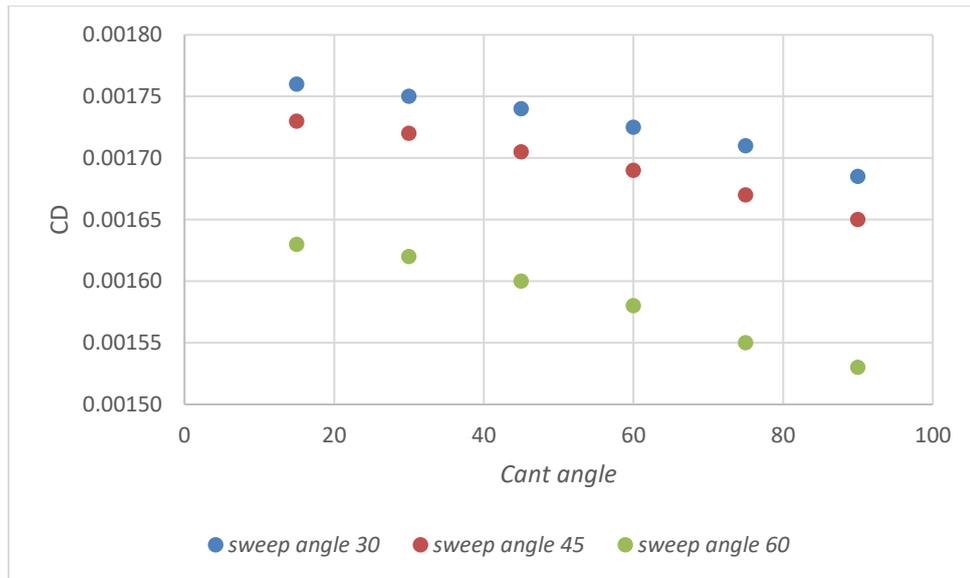
Tabel 3. Hasil Analisis XFLR5

No	Toe angle	Taper ratio	Sweep angle	Cant angle	C_L	C_D	C_L/C_D
1				15°	0,2605	0,00176	152,554
2				30°	0,2597	0,00175	152,354
3	3°	0,2	30°	45°	0,2578	0,00174	152,113
4				60°	0,2551	0,001725	151,799
5				75°	0,2519	0,00171	151,355
6				90°	0,2480	0,001685	150,675
7				15°	0,2598	0,00173	154,496
8				30°	0,2587	0,00172	154,403
9	3°	0,2	45°	45°	0,2567	0,001705	154,304
10				60°	0,2539	0,00169	154,171
11				75°	0,2506	0,00167	153,954
12				90°	0,2467	0,00165	153,552
13				15°	0,2563	0,00163	161,816
14				30°	0,2552	0,00162	161,997
15	3°	0,2	60°	45°	0,2532	0,00160	162,307
16				60°	0,2507	0,00158	162,739
17				75°	0,2474	0,00155	163,273
18				90°	0,2435	0,00153	163,855

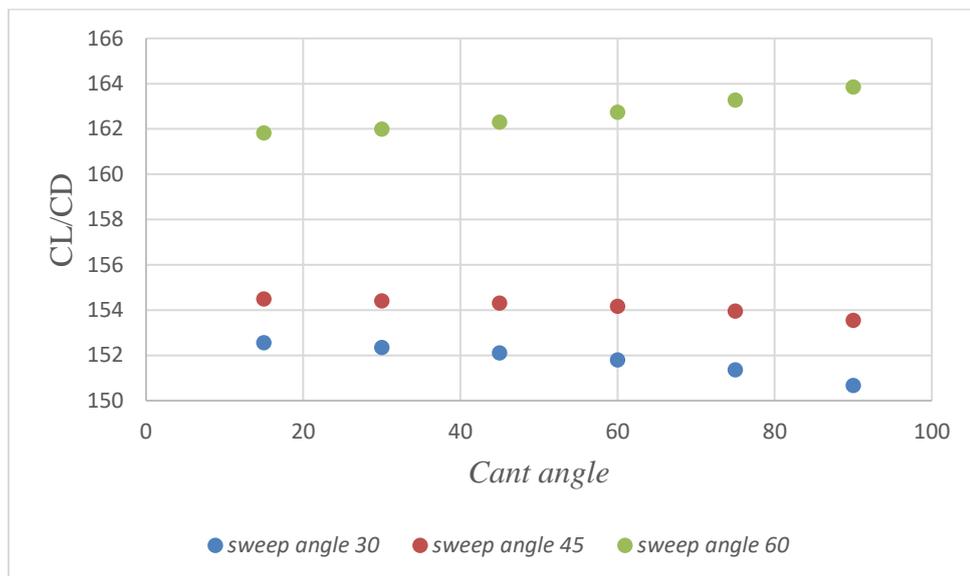
Hasil analisis pada Tabel 3 menunjukkan bahwa *winglet* yang menggunakan *cant angle* 90°, *sweep angle* 60°, *toe angle* 3°, dan *taper ratio* 0,2 menghasilkan rasio C_L/C_D terbaik yaitu 163,85. *Coefficient lift* tertinggi dihasilkan oleh *winglet* dengan *cant angle* 15° dan *sweep angle* 30° sebesar 0,2605. Dan *coefficient drag* terendah dihasilkan oleh *winglet* dengan *cant angle* 90° dan *sweep angle* 60° yaitu 0,00153. Dari hasil simulasi didapatkan juga nilai AOA *stall* pada sudut serang 10° dan AOA *take off* pada sudut serang 0°.



Gambar 15. Pengaruh variasi *cant angle* terhadap C_L



Gambar 16. Pengaruh variasi *cant angle* terhadap C_D



Gambar 17. Pengaruh variasi *cant angle* terhadap C_L/C_D

Kesimpulan

Setelah melakukan analisis pada software XFLR5 dapat disimpulkan bahwa *winglet* yang menggunakan *cant angle* 90° , *sweep angle* 60° , *toe angle* 3° , dan *taper ratio* 0,2 menghasilkan rasio C_L/C_D terbaik yaitu 163,855, namun menghasilkan C_L yang paling rendah yaitu 0,2435. *Coefficient lift* tertinggi dihasilkan oleh *winglet* dengan *cant angle* 15° dan *sweep angle* 30° sebesar 0,2605, namun menghasilkan C_D terbesar yaitu 0,00176. Sedangkan *coefficient drag* terendah dihasilkan oleh *winglet* dengan *cant angle* 90° dan *sweep angle* 60° yaitu 0,00153, namun menghasilkan C_L yang paling rendah yaitu 0,2435.

Berdasarkan uraian tersebut disarankan untuk menggunakan *winglet* dengan *cant angle* 15° dan *sweep angle* 60° karena menghasilkan C_L/C_D , *coefficient lift*, dan *coefficient drag* yang optimal, dengan nilai C_L/C_D sebesar 161,816, *coefficient lift* 0,2563, dan *coefficient drag* sekitar 0,00163.

Daftar Pustaka

- Azmi, A. A., Wahyudi, W., & Nugroho, A. W. (2019). Simulasi Penerapan End Plate Wing Tip Devices pada Pesawat Model Unmanned Aerial Vehicle Jenis Fixed Wing Glider. *JMPM (Jurnal Material Dan Proses Manufaktur)*, 3(2).
- Cengel, Y. A., & Cimbala, J. M. (2017). *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications* (fourth). New York: McGraw-Hill Education.
- Dagur, R., Singh, V., Grover, S., Sethi, N., & Arora, D. B. B. (2018). Design of Flying Wing UAV and Effect of Winglets on its Performance. *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, 8(3).
- Deshpande, P., Vikraman, A., Anand, S., Antony, R., Dodamani, R., C., S. S., & Kumar, R. A. (2021). Experimental Investigation of Effect of Winglets on the Aerodynamic Performance of a Mini UAV. *Journal of Aerospace Engineering*, 34(1).
- Golcuk, A. I., & Kurtulus, D. F. (2017). Winglet design and analysis for low-altitude solar-powered UAV. *Sustainable Aviation*, 3(1).
- Guerrero, J. E., Sanguineti, M., & Wittkowski, K. (2020). Variable cant angle winglets for improvement of aircraft flight performance. *Meccanica*, 55.
- Hariyadi, S., & Sagala, M. (2020). Studi Eksperimen Tuft Flow Visualization Pada Forward Wingtip Fence Cant Fence 75° Terhadap Kinerja Aerodinamika Wing Airfoil E562. *Teknologi Penerbangan*, 4(1).
- Hariyadi, S., Suryono, W., Junipitoyo, B., & Supriadi. (2017). Analisis Aerodinamika Pada Wingtip Fence Cessna 172 di Laboratorium Teknik Pesawat Udara ATKP Surabaya. *Jurnal Teknologi Penerbangan*, 01(02).
- Herdiana, D., & Rasyadi, A. S. (2018). Pemilihan Profil Sayap Pesawat LSU-02 NGLD dengan menggunakan Metode Panel. In *Iptek Penerbangan dan Antariksa : Progres Litbangyasa Roket, Satelit dan Penerbangan*.
- Hidayat, F. T., Rabeta, B., & Fransiscus, F. (2020). Analisis Pengaruh Winglet Pada Sayap Pesawat Cessna 172 Menggunakan Perangkat Lunak XFLR5. *Jurnal Teknologi Kedirgantaraan*, 5(1).
- Hidayat, R., & Mardiyanto, R. (2016). Pengembangan Sistem Navigasi Otomatis Pada UAV (Unmanned Aerial Vehicle) dengan GPS(Global Positioning System) Waypoint. *Jurnal Teknik ITS*, 5(2).
- Ruiz, E. A. G., Botello, L. O., Osorio, R. L., Robledo, Z. P., Brooks, A. L., & Salazar, G. O. (2019). Conceptual Design of an Unmanned Fixed-Wing Aerial Vehicle Based on Alternative Energy. *International Journal of Aerospace Engineering*.