

PENGARUH PERANGKAT WINGLET PADA SAYAP PESAWAT NIRAWAK KONFIGURASI TWIN TAILBOOM PUSHER TERHADAP PRESTASI TERBANG JELAJAH

EFFECT OF WINGLET DEVICE ON CRUISE PERFORMANCE OF TWIN TAILBOOM UNMANNED AIRCRAFT

Arifin Rasyadi Soemaryanto, Heru Sandi Ramadhan
Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN
a.rasyadi@gmail.com

Abstrak

Pesawat LSU-05 merupakan salah satu pesawat nirawak konfigurasi *twin-tailboom pusher* yang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN. Pesawat ini memiliki misi pengawasan wilayah di mana pengoperasiannya sebagian besar pada profil terbang jelajah, sehingga prestasi terbang jelajah menjadi prioritas untuk dapat ditingkatkan. Dalam profil terbang tersebut, ada fenomena aerodinamik dalam terbang jelajah yang sangat berpengaruh terhadap prestasi terbang pesawat udara. Saat terbang dengan kecepatan tertentu, ada fenomena tambahan gaya hambat induksi (*induced drag*) akibat adanya *vortex* di ujung sayap. Guna mengurangi terjadinya *vortex* dan gaya hambat maka dilakukan penelitian terhadap *winglet* yang akan digunakan pada pesawat. Karakteristik aerodinamik sayap dengan penambahan *winglet* akan dikaji dengan metode numerik menggunakan *software* ANSYS Fluent. Kasus yang dipelajari adalah dengan menambahkan perangkat *winglet* pada tepi sayap pesawat LSU-05 yang akan dibandingkan terhadap pesawat LSU-05 desain awal yang tanpa perangkat *winglet* dan perhitungan terhadap prestasi terbang pada kondisi terbang jelajah. Perancangan bentuk 3 dimensi perangkat *winglet* dibuat dengan bantuan perangkat lunak CAD. Pengaruh penambahan perangkat *winglet* dapat meningkatkan efisiensi aerodinamik, C_L/C_D sehingga dalam perhitungan prestasi terbang pada kondisi terbang jelajah akan meningkat dalam segi *range* dan *endurance* dibandingkan dengan pesawat LSU-05 tanpa perangkat *winglet*.

Kata kunci: perancangan pesawat nirawak, perangkat *winglet*, efisiensi aerodinamika, prestasi terbang jelajah

Abstract

The LSU-05 is one of the twin-tailboom pusher configuration aircraft developed by the Aeronautics Technology Center LAPAN. The aircraft has a territorial surveillance mission whereby its operation is mostly on the cruise profile. So the cruise performance is a priority to be improved. In the flight profile will occur aerodynamic phenomenon that will affect the aircraft flight performance. When flying at a certain speed the wing is dominated by the vortex that is on the tip of the wing. In order to reduce the occurrence of vortex and drag force then conducted research on the winglet to be used on the plane. And to know the characteristics of aerodynamic winglet required study by numerical method using ANSYS Fluent software. The case studied was to add a winglet on the LSU-05 wing aircraft that would be compared against the LSU-05 initial design plane without winglet and calculations on the performance of flying in flying conditions. The design of the 3-dimensional shape of the winglet is made with the help of CAD software. The influence of winglet addition can increase aerodynamic efficiency, C_L/C_D so that in the calculation of flying achievement in the range of flying conditions will increase in terms of range and endurance compared to LSU-05 aircraft without winglet.

Keywords: unmanned aircraft design, winglet device, aerodynamic efficiency, cruise performance

1. PENDAHULUAN

Pesawat LSU-05 merupakan salah satu pesawat nirawak konfigurasi *twin-tailboom pusher* yang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN. Pesawat ini memiliki misi pengawasan wilayah di mana pengoperasiannya sebagian besar pada profil terbang jelajah, sehingga prestasi terbang jelajah menjadi prioritas untuk dapat ditingkatkan. Ada beberapa parameter yang dapat mempengaruhi

prestasi terbang jelajah. Salah satu parameter yang dapat mempengaruhi terbang jelajah adalah parameter efisiensi aerodinamika (L/D). Pesawat LSU 05 sendiri telah dirancang untuk dapat menempuh jarak terbang atau *range* hingga 200 km dan daya tahan terbang atau *endurance* 3 jam dengan berat maksimal hingga 85 kg[11].

Salah satu cara untuk meningkatkan efisiensi aerodinamika (L/D) adalah dengan menambahkan perangkat tambahan berupa sayap kecil pada tepi sayap pesawat. Perangkat tersebut biasa dinamakan *winglet* atau *wingtip*. Ketika pesawat lepas landas, udara yang mengalir pada permukaan atas sayap akan membentuk pusaran udara (*vortex*) pada *wingtip*. Akibat bertemunya udara bertekanan tinggi dari bawah sayap dengan udara bertekanan rendah dari atas sayap maka terjadilah *vortex* di ujung sayap yang akan menghambat gerak laju pesawat akibat adanya gaya hambat bagi pesawat tersebut. Dengan adanya *winglet* pada sayap, *winglet* tersebut dapat mengurangi *vortex* dan gaya hambat (*drag*)[1,15]. *Blended winglet* merupakan salah satu jenis *winglet* yang umum digunakan, biasanya jenis ini banyak digunakan pada pesawat dari pabrikan Boeing. *Blended winglet*[9] dikembangkan oleh Grazter dari Seattle pada tahun 1994. Desain *winglet* ini unik tidak terlalu tajam pada perpotongan sayap / *winglet* dan diikuti oleh kurva yang mulus. Desain *winglet* ini dikembangkan untuk mengatasi gangguan terhadap gaya hambat yang terbentuk pada sambungan sayap dan *winglet*.

Dalam proses pengembangan desain pesawat LSU-05 pada tepi sayap belum dilengkapi dengan perangkat *winglet*. Penampang sayap LSU-05 hanya memiliki *taper ratio* saja. Berdasarkan hal tersebut, penulis ingin mengetahui seberapa besar pengaruh perangkat *winglet* jika ditambahkan pada penampang sayap LSU-05 terhadap prestasi terbang jelajahnya. Oleh karena itu pada studi ini dilakukan perancangan *winglet* dengan tipe *blended* dan dipasang pada tepi penampang sayap LSU-05. Lalu analisa aerodinamika dilakukan untuk mengetahui pengaruh dari penggunaan perangkat *winglet* pada pesawat LSU-05. Perancangan bentuk 3 dimensi *winglet* dibuat dengan bantuan perangkat lunak CAD. Analisa aerodinamika menggunakan metode numerik dengan bantuan perangkat lunak ANSYS Fluent[2].



Gambar 1. Sayap Pesawat Boeing 737 dengan Penampang Blended Winglet

(https://en.wikipedia.org/wiki/Wingtip_device#/media/File:Privatair hb-iiip.b737-700 arp.jpg)

2. METODOLOGI

2.1. Metode Perancangan Winglet

Pada dasarnya *winglet* dapat dikategorikan sebagai sayap pada perancangan pesawat, sayap merupakan bagian utama dalam pesawat sebagai penghasil gaya angkat, tersusun atas *airfoil*[8] di seluruh luasan sayap (Abbott, Ira H., dan Albert E. Von Doenhoff, 1959). *Airfoil* NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) adalah salah satu bentuk *airfoil* dengan bantuan penyelesaian matematis memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu *airfoil*. Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa C_L ,

Pada sayap perubahan karakteristik aerodinamika dapat terjadi berkaitan dengan bentuk planform sayap seperti *aspect ratio* dan *taper ratio* [10]. *Aspect ratio* merupakan perbandingan kuadrat panjang sayap (*wingspan*) terhadap panjang sayap dari *Leading edge* ke *Trailing edge*. Sayap dengan *aspect ratio* lebih tinggi contohnya sayap-sayap yang lebih panjang dan ramping, *wing* dengan model tersebut memiliki gaya hambat lebih rendah untuk gaya angkat tertentu dibandingkan pesawat dengan luas sayap yang sama namun lebih pendek dan lebar.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (1)$$

Hubungan *aspect ratio* terhadap gaya hambat ditunjukkan dalam persamaan matematika sebagai berikut :

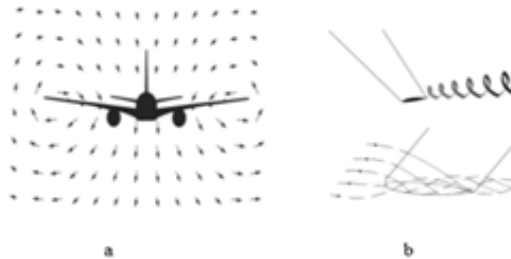
$$C_d = C_{d0} + C_{di} \quad (2)$$

$$C_{di} = \frac{C_l^2}{\pi e AR} \quad (3)$$

Dari persamaan di atas dapat diketahui bahwa gaya hambat *induced* berbanding terbalik dengan *aspect ratio*, sehingga semakin besar *aspect ratio* maka semakin kecil gaya hambat *induced* yang dihasilkan, begitupun sebaliknya [15].

Taper ratio merupakan perbandingan panjang *chord* pada bagian *tip* dan panjang *chord* pada ujung sayap. *Taper ratio* berpengaruh pada gaya hambat *induced*. Berdasarkan teori *lifting line* [7] untuk sayap tanpa *swept* dan tanpa *twist*, *planform* sayap berbentuk eliptik memberikan gaya hambat minimum. *Wing* menghasilkan variasi gaya angkat sepanjang *span* eliptik.

$$\lambda = \frac{C_{tip}}{C_{root}} \quad (4)$$



Gambar 2. (a) Pola aliran dari kecepatan dan (b) *Wingtip vortex*

(D. McLean, 2005)

Gaya angkat atau *lift* dapat dihasilkan oleh sayap karena bentuk *airfoil*. Bentuk ini melengkung di bagian atas permukaan dan hampir datar di bagian bawah permukaan. Keadaan tidak lazim ini mengakibatkan udara mengalir lebih cepat di atasnya daripada di bagian bawah permukaannya. Perbedaan kecepatan ini berakibat perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah sayap yang menghasilkan gaya pada sayap.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_l \quad (5)$$

Gaya hambat merupakan gaya yang berlawanan dari gerak maju pesawat.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_d \quad (6)$$

dengan

- | | |
|-------------------------------------|---------------------------------|
| C_l : koefisien gaya angkat sayap | V : kecepatan terbang pesawat |
| C_d : koefisien gaya hambat sayap | S : luas sayap |
| ρ : massa jenis udara | |

Gaya hambat induksi atau *induced drag* [15] merupakan fenomena yang timbul sebagai akibat dari produksi gaya angkat. Sudut serang yang lebih tinggi dapat menghasilkan gaya angkat yang lebih besar tetapi juga dapat mengakibatkan meningkatnya *induced drag*. *Induced drag* adalah bagian dari total gaya aerodinamika yang berorientasi berlawanan arah gerakan *airfoil*. *Induced drag* menghasilkan energi kinetik yang akan menyebabkan gerakan ke bawah tegak lurus terhadap aliran udara. *Induced drag* faktor δ dinyatakan sebagai fungsi *taper ratio* dan dinyatakan dalam rumus $e = (1 + \delta)^{-1}$. Oleh karena itu, *aspect ratio* pada wing yang taper memiliki *induced drag* yang lebih kecil dari pada sayap *rectangular*, tetapi pada sayap *delta* memiliki *induced drag* yang lebih besar dari pada sayap *taper*. Secara umum pada grafik *induced drag* berbanding kecepatan, *drag* yang dihasilkan akan turun dengan naiknya kecepatan. Dengan kata lain *induced drag* berbanding terbalik dengan kecepatan [15].

Dalam teori dikatakan udara akan mengalir dari tekanan yang tinggi ke tekanan yang rendah dan perbedaan tekanan antara bagian atas sayap dengan bagian bawah sayap akan menghasilkan gerakan

udara dari bawah sayap menuju ke bagian atas sayap melalui tepi sayap (*wingtip*) yang menyebabkan pusaran udara yang disebut *vortex*. Gambar 2 menunjukkan salah satu ciri khas medan aliran pada sayap diinduksi yang penting dalam pembahasan *induced drag*, dan yang berperan dalam teori kuantitatif, adalah *trailing vortex wake*[14]. Biasanya *vortex wake* dihasilkan dari pola aliran karena perbedaan dalam kecepatan di permukaan atas dan bawah pesawat.

Gaya hambat parasit atau *parasite drag* merupakan gaya hambat yang terjadi karena adanya gesekan antara permukaan pesawat, akan tetapi *parasite drag* tidak terkait langsung dengan keberadaan gaya angkat. Hubungan antara *parasite drag* dengan kecepatan terbang pesawat adalah *parasite drag* berbanding lurus dengan kecepatan, yaitu akan bertambah besar dengan bertambahnya kecepatan. Berbeda dengan *induce drag* yang berbanding terbalik dengan kecepatan.

2.2. Metode Analisa Prestasi Terbang

Prestasi terbang adalah indikator kuantitatif yang mewakili bagaimana sebuah pesawat beroperasi dalam kondisi penerbangan tertentu. Parameter utama yang berhubungan dengan analisa prestasi terbang diantaranya adalah berat pesawat, kecepatan dan ketinggian terbang pesawat, efisiensi aerodinamika, efisiensi sistem propulsi, dll.[6]. Pada dasarnya prestasi terbang suatu pesawat dipengaruhi oleh gaya-gaya yang bekerja pada pesawat. Diantaranya:

1. *Lift* (L) adalah gaya yang tegak lurus dengan arah terbang
2. *Drag* (D) adalah gaya yang ke arah belakang sejajar dengan arah kecepatan.
3. *Weight* (W) adalah gaya yang vertikal ke arah titik tengah dari bumi, gaya berat berada pada sudut θ dengan mengacu ke arah gaya angkat.
4. *Thrust* (T) adalah gaya yang ke arah depan sesuai dengan arah gaya dorong mesin

Terbang jelajah (*cruising flight*) atau terbang datar (*level flight*) adalah terbang dengan lintas terbang berupa garis lurus di mana sayap sejajar dengan bidang horisontal lokal dan sudut lintas terbang nol ($\gamma = 0$). Sama halnya dengan analisis prestasi terbang yang lain, analisis terbang jelajah juga menganggap bahwa pesawat terbang stasioner. Pada kondisi terbang stasioner, persamaan kesetimbangan gaya pada pesawat diacukan pada tata acuan koordinat stabilitas. Pada kondisi tersebut gaya angkat yang timbul disamakan dengan berat pesawat dan kondisi daya yang tersedia sama dengan daya yang diperlukan, sehingga secara ideal tidak ada kelebihan daya (*excess power*).

Ada dua parameter yang akan dihitung yaitu jangkauan terbang (*range*) dan ketahanan terbang (*endurance*). Untuk menghitung parameter tersebut diasumsikan bahwa terbang jelajah dilakukan pada sudut serang α yang konstan, *engine* di atur pada power tertentu dan konstan serta efisiensi propeller juga dianggap konstan. Perubahan yang terjadi ada pada perubahan berat pesawat karena berkurangnya bahan bakar. Dengan anggapan tersebut maka faktor sistem propulsi $\frac{\eta_p}{c_p}$ dan faktor efisiensi aerodinamika $\frac{C_L}{C_D}$ bernilai konstan, sehingga diperoleh jangkauan terbang dari persamaan *Breguet*[10] (Breguet Formula) sebagai berikut :

$$R = \frac{\eta_p}{c_p} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_i}{W_f} \quad (7)$$

Sementara itu dalam menghitung parameter ketahanan terbang jelajah digunakan persamaan-persamaan sebagai berikut :

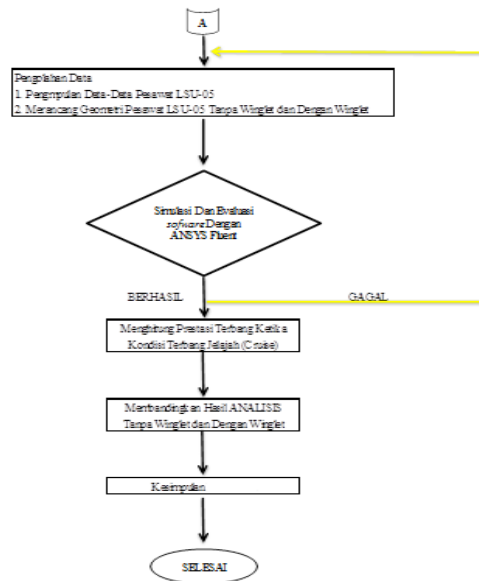
$$E = 2 \frac{\eta_p}{c_p} \frac{C_L/C_D}{v_1} \left[\sqrt{\frac{W_i}{W_f}} - 1 \right] \quad (8)$$

dengan

- | | |
|---------------------------------------|--|
| C_L : koefisien gaya angkat pesawat | c_p : konsumsi bahan bakar |
| C_D : koefisien gaya hambat pesawat | $W_{i,f}$: berat pesawat awal dan akhir |
| η_p : efisiensi propeller | |

2.3. Alur Penelitian

Berikut adalah alur penelitian yang disajikan dalam bentuk diagram sebagai berikut:



Gambar 3. Diagram alir penelitian

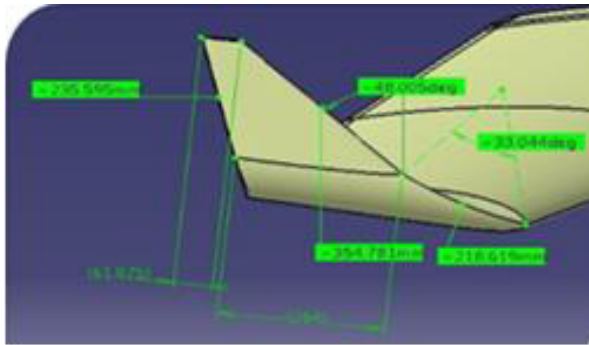
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Hasil Perancangan Perangkat *Winglet* Pada Sayap Pesawat Tanpa Awak LSU-05

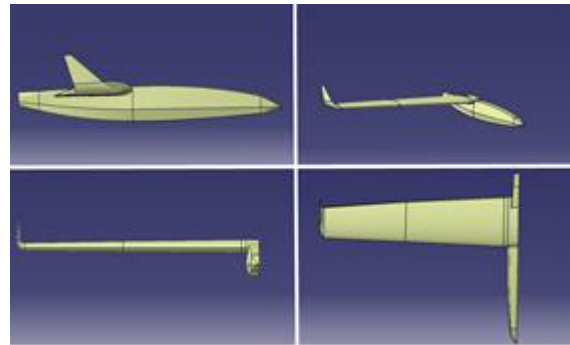
Guna melakukan perancangan *winglet*, diperlukan data data umum dari pesawat LSU-05 terutama pada bagian sayap[11]. Data data yang terkait dengan pesawat LSU-05 disajikan pada Tabel 1 berikut. Pada penelitian ini *winglet* jenis *blended* digunakan dalam perancangan *winglet*, dikarenakan dalam perancangan sayap pesawat LSU-05 dengan penampang *winglet* tidak terlalu rumit dibandingkan dengan jenis *winglet* lainnya. Gambar 4 dan 5 menampilkan hasil dari perancangan penampang *winglet* pada sayap pesawat LSU-05. Tabel 2 merupakan data dari geometri hasil perancangan *winglet* untuk pesawat LSU-05.

Tabel 1. Data Umum Pesawat LSU-05[11]

Geometri	
Jenis Airfoil	NACA 4415
Panjang <i>Span</i> Sayap	5,5 m
Luas Area Sayap	3,24 m ²
Aspek Rasio	9,34
Panjang Keseluruhan	4,1 m
Rasio Taper	0,616 m
Panjang Chord Root	0,714 m
Panjang Tip Chord	0,440 m
Sudut Incident	3 derajat
Berat	
Berat Kosong (Empty)	31,37 kg
Berat Bahan Bakar (Fuel)	13,77 kg
Berat <i>Payload</i>	29,94 kg
Berat Take-Off (MTOW)	75,08 kg
Sistem Propulsi	
Daya Engine	16,5 hp
Ukuran Propeller	30 x 12
Rentang RPM	1000 – 6500
Maksimum RPM	8500
Konsumsi Bahan Bakar	33 oz/min pada 6000 RPM



Gambar 4. Gambar CAD winglet pada pesawat LSU-05



Gambar 5. Tiga pandangan pesawat LSU-05 dengan winglet

Tabel 2. Data geometri winglet LSU-05

Geometri Winglet	
Panjang <i>Span</i>	0,453 m
Luas Area	0,151 m ²
Aspek Rasio	1,36
Sudut Swept	48 derajat
Rasio Taper	0,235 m
Panjang Chord Root	0,264 m
Panjang Tip Chord	0,062 m

3.2. Hasil Analisa Aerodinamika Dengan Metode Simulasi CFD

Analisa aerodinamika digunakan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika berupa koefisien gaya dari konfigurasi sayap pesawat LSU-05 dengan dan tanpa perangkat *winglet*. Analisa aerodinamika menggunakan metode simulasi *computational fluid dynamic* (CFD) dengan bantuan *software* ANSYS Fluent. Hasil berupa koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) pesawat. Serta untuk visualisasi-nya menggunakan kontur kecepatan dan tekanan. Simulasi CFD dilakukan pada variasi kecepatan 26 m/s, 27 m/s, 28 m/s, 29 m/s, 30 m/s dan sudut serang atau *angle of attack* 0°, 2°, 4°, 6°.

- Gambar 6 menunjukkan hasil komputasi Aerodinamik LSU-05 dan LSU-05 berupa persentase koefisien C_L dengan variasi sudut serang.
- Gambar 7 menunjukkan hasil komputasi Aerodinamik LSU-05 dan LSU-05 berupa koefisien C_D dengan variasi sudut serang.
- Gambar 8 menunjukkan hasil komputasi Aerodinamik LSU-05 dan LSU-05 berupa rasio C_L / C_D dengan variasi sudut serang.
- Gambar 9 menunjukkan perbandingan hasil komputasi Aerodinamik LSU-05 dan LSU-05 berupa persentase perbedaan rasio C_L / C_D dengan variasi kecepatan *cruise* pada tiap sudut serang.

Perbandingan antara sayap pesawat LSU-05 dengan penambahan perangkat *winglet* dan sayap tanpa perangkat *winglet*, pada kondisi terbang jelajah dengan kecepatan 26 m/s dan sudut serang 0 derajat, mengalami peningkatan terhadap koefisien gaya angkat, C_L sebesar 2.45% dan penurunan koefisien gaya hambat C_D sebesar 3.1%.

3.3. Hasil Perhitungan Prestasi Terbang dengan Metode Analitik

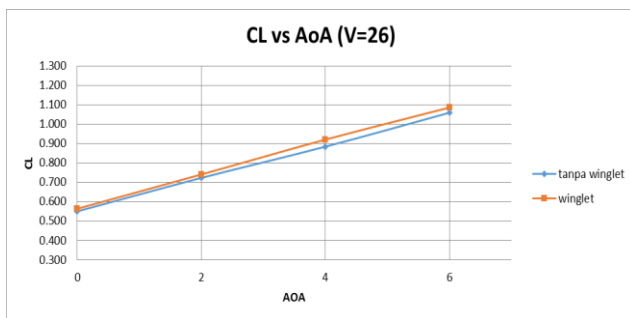
Dalam melakukan analisis prestasi terbang jelajah pesawat LSU-05 ada dua parameter yang akan dihitung yaitu jangkauan terbang (*range*) dan ketahanan terbang (*endurance*). Untuk menghitung parameter tersebut diasumsikan bahwa terbang jelajah dilakukan pada sudut serang α yang konstan, *engine* diatur pada *power* tertentu dan konstan serta efisiensi propeler juga dianggap konstan. Tabel 3 menunjukkan data-data masukan untuk perhitungan prestasi terbang jelajah pesawat LSU-05.

Perbandingan prestasi *range* pada pesawat LSU-05 dengan ketinggian konstan ditunjukkan oleh Gambar 10. Dari grafik tersebut dapat dinyatakan perbandingan antara pesawat LSU-05 yang menggunakan dan tanpa perangkat *winglet*, di mana pesawat LSU-05 yang menggunakan perangkat *winglet* mengalami peningkatan terbang jelajah pada parameter prestasi *range*, mengalami peningkatan sebesar 10.8 km atau 3 % pada ketinggian 1000 kaki dengan kondisi kecepatan konstan 26 m/s.

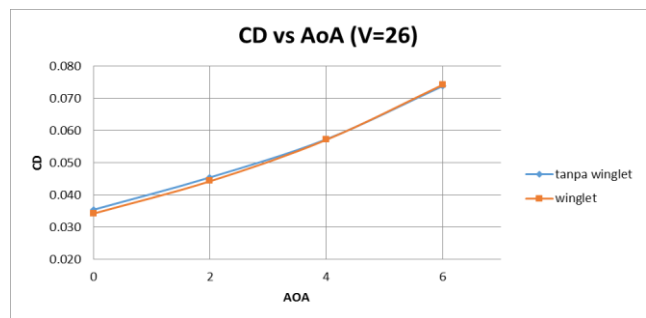
Perbandingan hasil prestasi *endurance* pada pesawat LSU-05 dengan ketinggian konstan ditunjukkan oleh Gambar 11. Dari grafik tersebut dapat dinyatakan perbandingan antara pesawat LSU-05 yang menggunakan dan tanpa perangkat *winglet*, di mana pesawat LSU-05 yang menggunakan perangkat *winglet* mengalami peningkatan terbang jelajah pada parameter prestasi *endurance* dengan peningkatan sebesar 2.9% atau 6 menit – 7 menit pada ketinggian 1000 kaki dengan kondisi kecepatan konstan 26 m/s.

Tabel 3. Data masukan analisa prestasi terbang pesawat LSU-05 dengan penambahan *winglet*

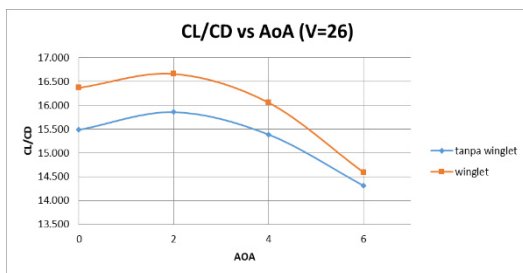
Sudut Serang Pesawat saat <i>Cruise</i>	0 derajat
Luas Area Sayap	3,24 m ²
Luas Area <i>Blended Winglet</i>	0.0075 m ²
W1 (tanpa <i>winglet</i>)	735,75 N
W2 (tanpa <i>winglet</i>)	637,65 N
W1 (dengan <i>winglet</i>)	753,53 N
W2 (dengan <i>winglet</i>)	655,42 N
Kebutuhan Daya (Preq)	1222 (N.m)/hr
Konsumsi <i>Fuel</i>	27,47 N/hr
Kecepatan <i>Cruise</i>	26, 27, 28, 29, 30 m/s
Konsumsi <i>Fuel</i> Spesifik (SFC)	0,05
Diameter Propeller	0,762 m
Luas Area Propeller	0,456 m ²



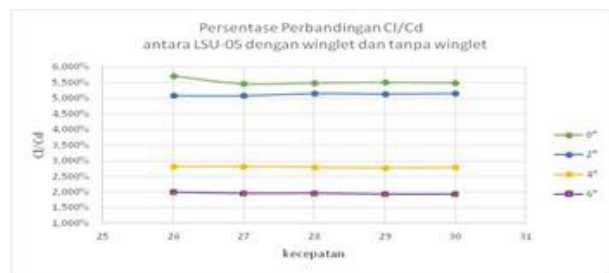
Gambar 6. Grafik koefisien CL terhadap sudut serang pesawat



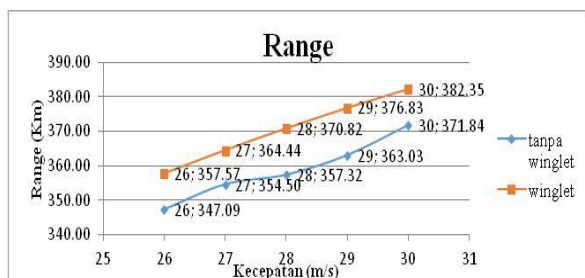
Gambar 7. Grafik koefisien CD terhadap sudut serang pesawat



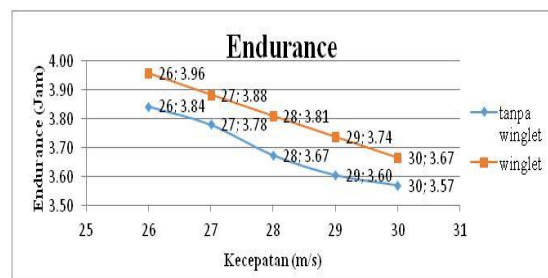
Gambar 8. Grafik rasio L/D terhadap sudut serang pesawat



Gambar 9. Grafik perbandingan persentase rasio L/D terhadap kecepatan *cruise*



Gambar 10. Grafik perbandingan prestasi *range* pesawat LSU-05



Gambar 11. Grafik perbandingan prestasi *endurance* pesawat LSU-05

4. KESIMPULAN

Dari hasil analisis prestasi terbang jelajah dalam parameter prestasi *range* dan *endurance* tidak terlalu tampak perbedaannya atau tidak signifikan. Sehingga untuk menentukan pilihan apakah pada rancangan sayap pesawat LSU-05 selanjutnya akan menggunakan perangkat *winglet* atau tidak menggunakan *winglet* tergantung pada kebutuhan misi dari pesawat tersebut.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada Kepala Pusat Teknologi Penerbangan, Bapak Gunawan S Prabowo; Kepala Bidang Program Fasilitas, Bapak Agus Aribowo; serta pembina peneliti, Dr. Mabe Siahaan atas dukungannya terhadap penelitian ini.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] G. Narayan dan N. John, "Effect of *winglets* induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings," *Aerospace Science and Technology*, vol. 58, pp. 328-340, November 2016,.
- [2] "Aerodynamic design of a MALE UAV," *Aerospace Science and Technology*, vol. 50, pp. 127-138, March 2016.
- [3] P. Panagiotou, P. Kaparos dan K. Yakinthos, "*Winglet* design and optimization for a MALE UAV using CFD," *Aerospace Science and Technology*, vol. Volume 39, pp. 190-205, December 2014.
- [4] A. Elham dan M. J. van Tooren, "*Winglet* multi-objective shape optimization," *Aerospace Science and Technology*, vol. 37, pp. 93-109, August 2014.
- [5] A. Hossain, A. Rahman, J. Hossen, Iqbal dan M. Zahirul, "Prediction of aerodynamic characteristics of an aircraft model with and without *winglet* using fuzzy logic technique," *Aerospace Science and Technology*, vol. 15, no. 8, pp. 595-605, December 2011.
- [6] A. Büscher, R. Radespiel dan T. Streit, "Modelling and design of wing tip devices at various flight conditions using a databased aerodynamic prediction tool," *Aerospace Science and Technology*, vol. 10, no. 8, pp. 668-678, December 2006.
- [7] S. Kauertz dan G. Neuwerth, "Excitation of instabilities in the wake of an airfoil by means of active *winglets*," *Aerospace Science and Technology*, vol. 10, no. 7, pp. 551-562, October 2006.
- [8] I. H. V. D. Abbott, *Theory Of Wing Sections*, New York: Dover Publications, 1959.
- [9] L. Gratzler, "Blended *winglet*". USA Paten US5348253 A, 20 September 1994.
- [10] S. Rajendran, *Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach*, Linkoping: Department of Management and Engineering (IEI), 2012.
- [11] A. Pramutadi, "Perancangan Pesawat Tanpa Awak LSU-05," Laporan Kemajuan Kegiatan Program Kepusatan Pustekbang LAPAN, Bogor, 2013.
- [12] A. G. S. P. d. Bintoro, *Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang*, Jakarta: Indonesian Book Project, 2013.

- [13] P. Bourdin, "Influence of Wing-tip Dihedral and Planform on Induced Drag," dalam *SAE Technical Paper 2001-01-2978*, 2001.
- [14] D. McLean, "Wingtip Devices: What they Do and How They Do it," dalam *Boeing Performance and Flight Operations Engineering Conference*, 2005.
- [15] R. Eppler, "Induced drag and winglets," *Aerospace Science and Technology*, vol. 1, no. 1, pp. 3-15, January 1997.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 1

DATA UMUM

Nama Lengkap : Arifin Rasyadi Soemaryanto
Tempat & Tgl. Lahir : Bandung, 29 Agustus 1988
Jenis Kelamin : Laki-Laki
Instansi Pekerjaan : Pusat Teknologi Penerbangan
NIP. / NIM. : 19880829 201402 1 005



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMA Alfa Centauri Tahun: 2003
STRATA 1 (S.1) : Aeronotika & Astronotika ITB Tahun: 2006

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jl Raya Lapan Sukamulya no 1, Rumpin, Kab Bogor
Email : a.rasyadi@gmail.com

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 2

DATA UMUM

Nama Lengkap : Heru Sandi Ramadhan
Tempat & Tgl. Lahir : Bogor, 17 Maret 1993
Jenis Kelamin : Laki-Laki
Instansi Pekerjaan : Pusat Teknologi Penerbangan
Jabatan dalam Pekerjaan : PPNPN (Teknisi Litkayasa)



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMK Penerbangan Dirgantara Tahun: 2008
STRATA 1 (S.1) : Teknik Penerbangan, Universitas Nurtanio Bandung Tahun: 2011

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jl Raya Lapan Sukamulya no 1, Rumpin, Kab Bogor
Email : herusandi17@gmail.com