

DESIGN AND ANALYSIS OF CFD GEOMETRY CONFIGURATION CANTED WINGLET TOWARD AERODYNAMIC CHARACTERISTIC ON WING PROFIL OF THE UAV LSU-05

Nurul Anwar¹, Lazuardy Rahendra P², Bangga Dirgantara A³

^{1,2,3} Jurusan Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta
nururlanwar9797@gmail.com@mail.com, lazuardypr@itda.ac.id,
banggadirgantara@itda.ac.id

Abstract

Wing is part of an aircraft or UAV which has a function as a major component of producing lift, therefore if a problem occurs such as a vortex at the end of the wing it will affect its performance capability. This study aims to determine the condition of the air flow, the value of induced drag, and the selection of the design of the wing tip devices on the wing profile of the UAV LSU-05. The method used is numerical or computational methods with CFD-based software to predict the aerodynamic characteristics and phenomenon of airflow around the wing with wing tip devices and without it. The model used in this study is a half-wing LSU-05 with NACA 4415 made with CATIA V5R20 software and the simulation uses ANSYS CFX 17.1. Based on the previous simulation results, it was found that the application of the canted winglet geometry to the wing profile of the UAV LSU-05 affects the coefficient lift (C_L)/coefficient drag (C_D) value and induced drag. Whereas the coefficient lift (C_L)/coefficient drag (C_D) value before using the canted winglet was 18.904 after application, increased to 21.616, this causes the induced drag value change inversely with the coefficient lift (C_L)/coefficient drag (C_D) value where the value before application was 30.4181 N to 29.0566 N.

Keywords: Canted Winglet, CFD, Wing

1. Latar Belakang

Wing adalah bagian pesawat atau UAV yang memiliki fungsi sebagai komponen utama penghasil gaya angkat. *Wing* dapat menghasilkan gaya angkat diperoleh dari perbedaan tekanan antara bagian bawah yang lebih besar sedangkan diatas lebih kecil. Tekanan yang lebih besar akan mengalir pada bagian bawah *wing* menuju *wing tip* dan menggantikan tekanan yang kecil dibagian atasnya, fenomena tersebut menghasilkan *vortex* yang dapat mempengaruhi performa aerodinamika yang disebut sebagai *induced drag*. *Vortex* atau pusaran aliran udara memiliki energi kinetik rotasi dan translasi yang cukup besar. Hal tersebut mengurangi efektifitas *angle of attack* sehingga gaya angkat yang dihasilkan juga akan berkurang. Pada penelitian sebelumnya yang dilakukan oleh A. Romadhon dan D. Herdiana dengan judul “Analisis CFD Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat LSU-05 Dengan Penambahan *Vortex Generator*”. Penelitian tersebut membahas mengenai pengaruh pengaplikasian *vortex generator* pada konfigurasi *wing* UAV LSU-05 terhadap karakteristik aerodinamikanya. Namun, pada bagian *wing tip* UAV LSU-05 masih terjadi fenomena *induced drag* 1].

Berdasarkan uraian di atas untuk mengurangi *induced drag* dan meningkatkan performa aerodinamika *wing* UAV LSU-05. Maka penelitian ini akan membahas mengenai pengaruh geometri *canted winglet* pada profil *wing* UAV LSU-05 dengan tujuan untuk mengetahui fenomena aliran udara pada profil *wing* dan nilai *induced drag*nya dengan pendekatan *computational fluid dynamic*. Gaya aerodinamika adalah gaya yang timbul karena adanya gesekan aliran udara dengan permukaan *wing* yang menimbulkan perbedaan tekanan antara bagian *lower surface* dan *upper surface*. Komponen gaya aerodinamika dibagi menjadi dua

yaitu searah dengan aliran udara disebut dengan gaya hambat (*drag force*) dan tegak lurus terhadap arah aliran udaranya disebut dengan gaya angkat (*lift force*) [2] [3].

Lift atau gaya angkat dihasilkan oleh sayap karena bentuk *airfoil* pada *wing* pesawat. Bentuk melengkung di bagian atas permukaan dan hampir datar di bagian bawah permukaan. Keadaan tersebut mengakibatkan udara yang mengalir di bagian atas permukaan sayap lebih cepat dibandingkan permukaan bawah. Dari perbedaan tersebut kecepatan yang mengakibatkan perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah *wing*, sehingga menghasilkan gaya angkat pada *wing* [4]. *Lift* atau gaya angkat dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times S \times C_L$$

Dimana:

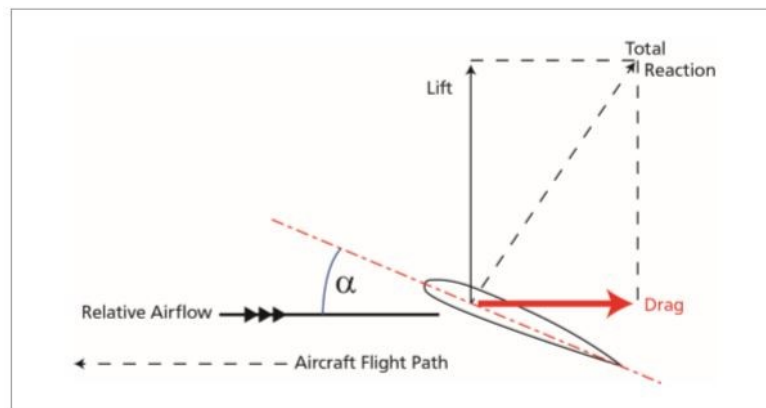
ρ : Kerapatan Udara (kg/m^3)

v : kecepatan (m/s)

S : luas surface (m^2)

C_L : coefisien *lift*

Drag atau gaya hambat adalah gaya yang menahan laju sebuah benda bergerak atau diam dan arahnya berlawanan dengan vektor kecepatan dari arah gerak pesawat.



Gambar 1. Vektor *Drag*

Gaya ini terbagi menjadi dua bagian utama, *parasite drag* dan *induced drag* masing – masing menyumbang sebesar 80%. *Induced drag* dihasilkan sebagai akibat produksi *lift* sedangkan *parasite drag* adalah *drag* dari *fuselage*, *landing gear*, *struts*, dan permukaan lainnya yang terkena aliran udara [5]. Adapun rumus untuk mencari nilai *drag* sebagai berikut:

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times S \times C_D$$

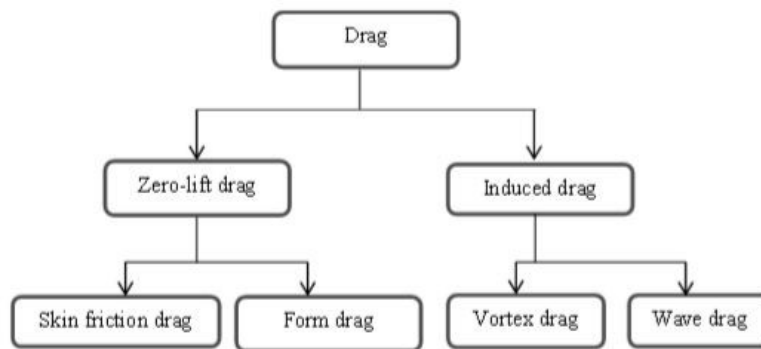
Dimana:

ρ : kerapatan udara (Kg/m^3)

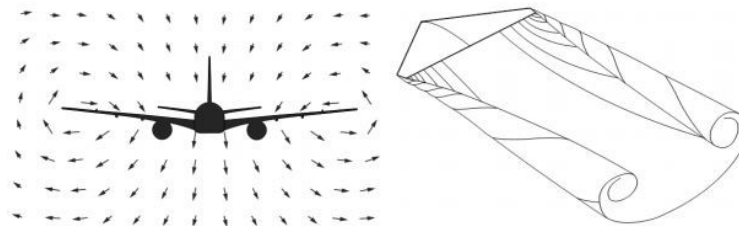
v : kecepatan (m/s)

S : luas surface (m^2)

C_D : coefisien *drag*

Gambar 2. Berbagai Bentuk *Drag*

Induced Drag adalah gaya yang dihasilkan dari gaya angkat pada *wing*. Aliran udara di atas permukaan *wing* cenderung mengalir ke arah *fuselage* dikarenakan memiliki lebih sedikit tekanan udara dibandingkan area sekitarnya. Aliran udara di bawah *wing* cenderung mengalir menjauhi *fuselage* dikarenakan memiliki tekanan udara lebih besar dibandingkan area sekitarnya. Dua aliran bertemu pada *trailing edge wing* menciptakan turbulensi dan *drag*. Tekanan udara tinggi dari bagian bawah *wing* cenderung mengalir disekitar *wing tip* menggantikan udara bertekanan rendah di atas *wing*. Vortisitas pada *wing tip* menyebabkan *drag*[6] [7].

Gambar 3 *Induced drag*

Adapun langkah – langkah untuk mencari nilai *induced drag* antara lain:

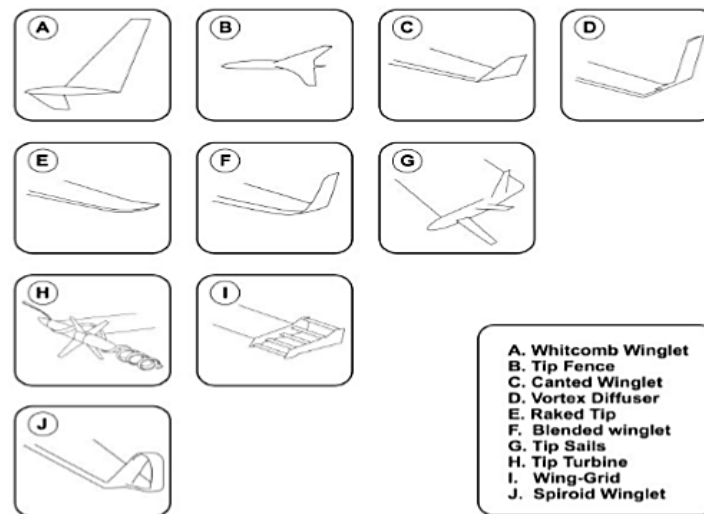
$$\begin{aligned}
 D_i &= q \cdot S \cdot C_{Di} \\
 C_{Di} &= \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \\
 AR &= \frac{b^2}{A} \\
 AR_{effective} &= 1,2 \times AR \\
 q &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \\
 e &= 1,78 \{1 - (0,045 \times \text{aspek ratio}^{0,56})\} - 0,69
 \end{aligned}$$

Dimana:

D_i : *induced drag* (N)
 C_L : Koefisien *Lift*
 C_{Di} : Koefisien *Induced Drag*
 AR : Aspek Ratio

$AR_{\text{effective}}$: Aspek Ratio *wing tip*
 q : *dynamic pressure* ($\text{Kg/m}^2\text{s}$)
 b : *Wing Span* (m)
 A : luas sayap (m^2)
 e : Faktor Efisiensi Oswald

Wing tip devices menjadi struktur kecil memainkan peran penting dalam mengurangi *induced drag* di pesawat. Banyak jenis *wing tip devices* yang telah dirancang dan signifikan mengurangi *induced drag*. Salah satu tujuan utama karya tesis ini adalah untuk mempelajari tentang desain *wing tip devices* dan kontribusi dalam mengurangi *induced drag* [8] [9]. Adapun jenis *wing tip devices* yaitu *blended wing tip devices*, *spiroid wing tip devices*, dan lain-lain..



Gambar 4 Tipe *Wing tip devices* dan *Wing Tip Device* (M. Barrios dan P. Herman, hal; 10)

Computational Fluid Dynamic (CFD) adalah cabang ilmu mekanika fluida yang menggunakan algoritma dan metode numerik untuk memecahkan dan menganalisis masalah aliran udara fluida, yang meliputi transfer massa, perpindahan panas, perpindahan fasa, reaksi kimia dan lain-lain. CFD dapat melakukan simulasi perilaku aliran udara didalam suatu domain dengan beberapa kondisi batas tertentu dan memberikan solusi aliran yang diinginkan dengan bantuan komputer. Langkah-langkah utama dalam pemodelan CFD terbagi menjadi tiga tahapan yaitu:

- Pre-Processing* Pada langkah pertama ini biasanya pendeskripsian geometri dilakukan. Lalu, domain fluida yang digunakan juga harus ditentukan. Setelahnya, domain fluida dibagi menjadi segmen-segmen kecil atau yang biasanya dikenal sebagai langkah *mesh generation*.
- Solver* Setelah masalah teridentifikasi, properti fluida, model fisik dan kondisi batas harus ditentukan untuk selanjutnya diproses oleh komputer. Pada proses *solver* ini, komputer Menggunakan *governing equation* sesuai dengan masalah aliran yang dianalisis.

Post-processing hasil dari proses solver dapat dianalisis pada proses ini. Hasil-hasil tersebut dapat ditampilkan dengan metode seperti plot kontur aliran, plot vektor, *streamline*, hingga representasi grafis dari aliran. Selain itu data-data kuantitatif seperti gaya angkat, gaya hambat, dan momen aerodinamika juga dapat dihitung.

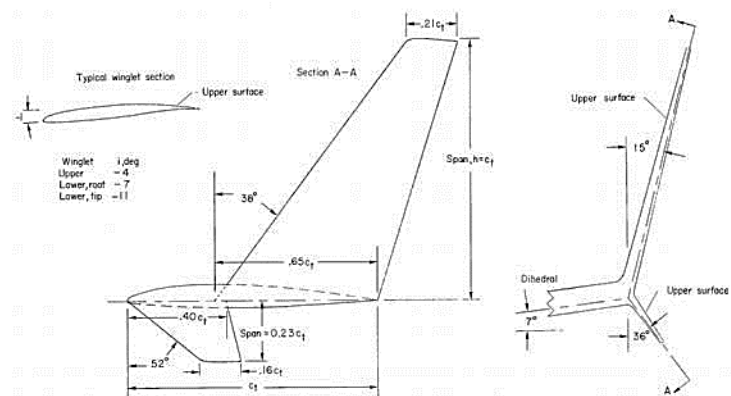
2. Metode Penelitian

Metode penelitian yang digunakan adalah metode numerik *computational fluid dynamic* dengan *software* ANSYS CFX. Adapun propertis udara yang digunakannya sebagai berikut

Tabel 1. *Properties* Udara

Keterangan	Nilai	Satuan
Kecepatan Cruise	27,7778	m/s
Ketinggian	914,4	m
Masa Jenis	1,121	kg/m ³
Tekanan	90812	N/m ²
Model Turbulensi	K-Epsilon	

Pada proses pembuatan geometri *wingtip devices* UAV kali ini menggunakan *software Computational Aided Designe* (CAD) CATIA V5R20. Geometri *wingtip* yang digunakan sebagai objek penelitian kali ini ada dua bentuk yaitu *blended winglet* dan *whitcomb winglet*. Didalam penentuan dimensi objek penelitian ini merujuk penelitian yang dilakukan oleh P. Panagiotou dkk, 2014.

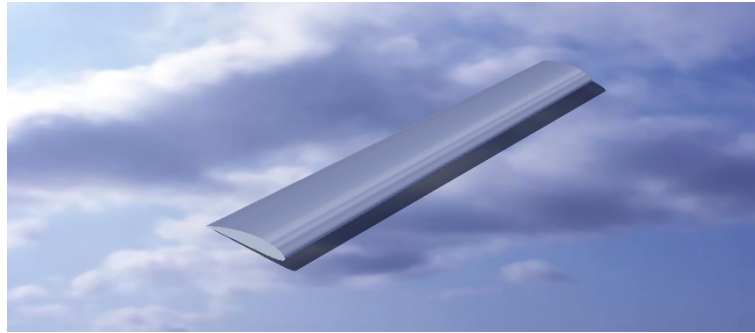


Gambar 5. Dimensi *Whitcomb Winglet*

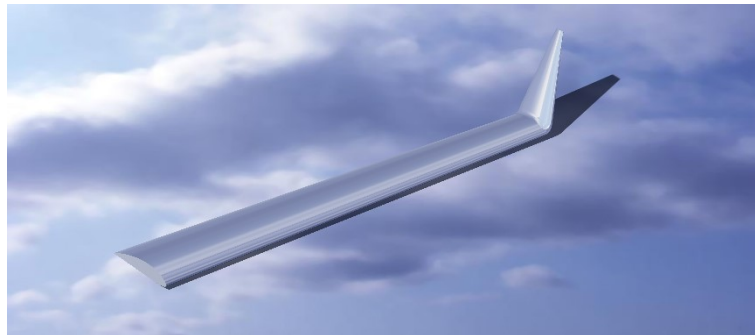
Penelitian ini hanya akan melakukan perbandingan antara *wing* tanpa *canted winglet* dan dengan *canted winglet*. pada prosesnya *wing* digambar cukup setengah dari *wingspan*, dikarenakan untuk mempercepat dan memudahkan proses penelitian. Berikut adalah spesifikasi geometri *wing* LSU-05.

Tabel 2. Geometri *Wing*

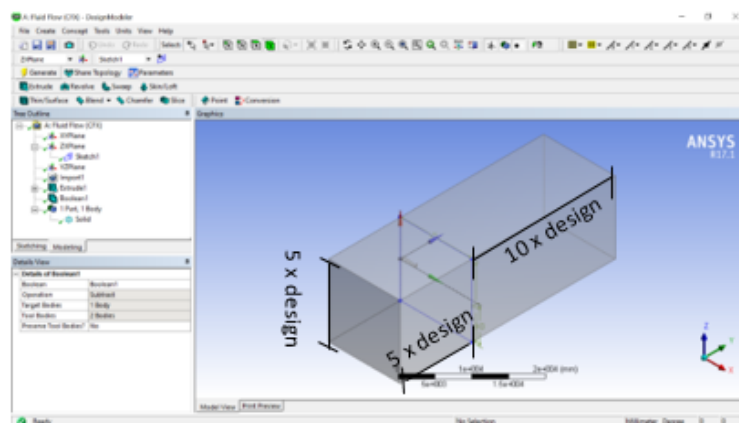
Keterangan	Nilai	Satuan
Wing Span	5,5	m
Luas Sayap	3,246	m
Chord Root	0,714	m
Chord Tip	0,44	m
Taper Ratio	0,616	
Aspect Ratio	9,32	
Twist Angle	0	deg
Swept Angle	0	deg
Angle Of Incident	3	deg
Airfoil	Naca 4415	

Gambar 6. Geometri *Wing* Tanpa *Canted Winglet*Tabel 3. Geometri *canted winglet*

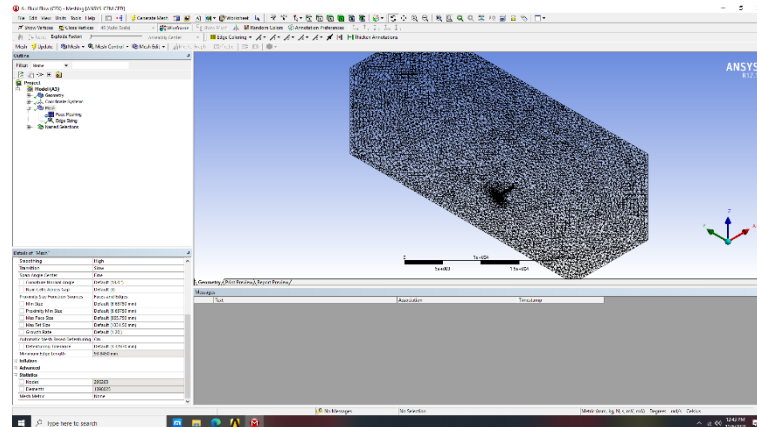
KETERANGAN	NILAI	SATUAN
<i>Span H</i>	440	mm
C_t <i>Canted Winglet</i>	92,4	mm
<i>Cant Angle</i>	50	Deg

Gambar 7. Geometri *Wing* Dengan *Canted Winglet*

Setelah kedua geometri dibuat lalu disimpan dengan format STP, dilanjutkan ke proses studi konvergensi. Namun, sebelum melakukan studi konvergensi terlebih dahulu membuat *control volume* yang berfungsi untuk membatasi atau mengunci batas ruang lingkup pengujian suatu benda dengan ukuran panjang kedepan 5 x *design*, panjang kebelakang 10 x *design*, tingginya 5 x *design*.

Gambar 8. *Control Volume*

Studi konvergensi *meshing* adalah proses pengkajian diskritisasi suatu benda dalam hal ini *wing* tanpa dan dengan *canted winglet* yang hasil dari simulasinya mengarah kepada satu titik pertemuan. Didalam melakukan pemodelan diskritisasi suatu objek semakin halus atau kecil elemennya maka hasil yang akan didapatkan akurat.



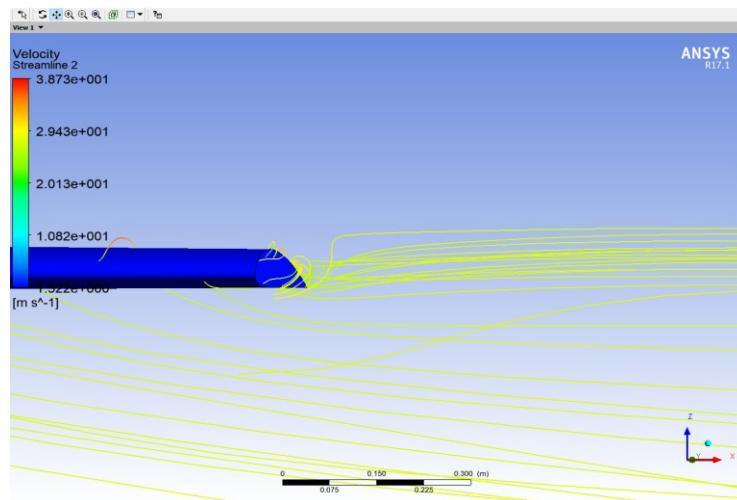
Gambar 9. *Meshing* Atau Diskritisasi

Namun, karena jaringannya dibuat halus atau kecil maka otomatis waktu komputasi meningkat dan *spec* komputer yang digunakan harus semakin besar. Berdasarkan informasi di atas untuk mengetahui jumlah elemen yang baik selaras dengan akurasi dan *spec* komputer seefisien mungkin salah satu caranya adalah dengan melakukan konvergensi *meshing*. Adapun hasil yang didapatkan didalam studi konvergensi *meshing*, berikut tabel konvergensinya.

Tabel 3. Studi Konvergensi *Mesh*

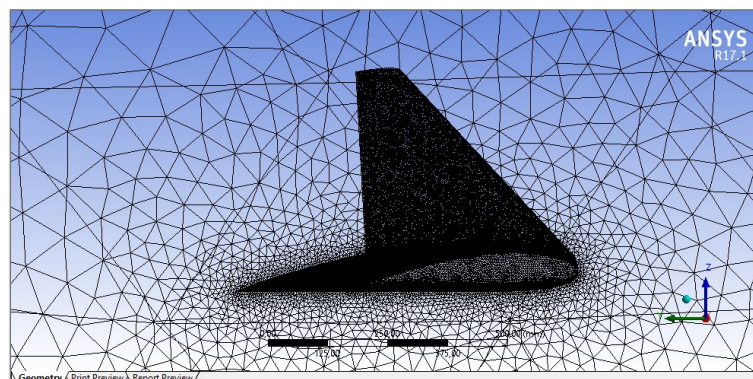
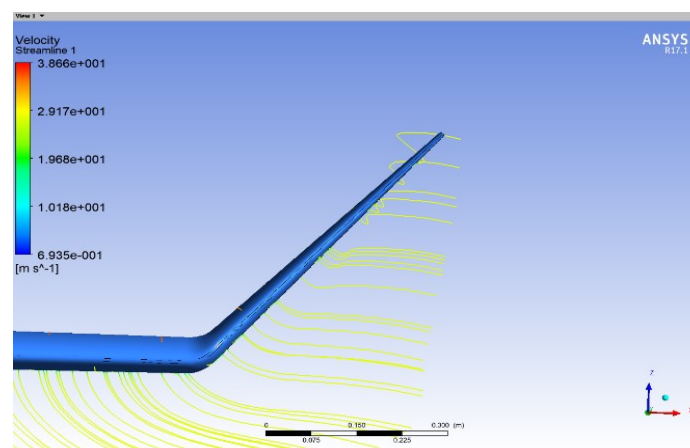
No	Objek	NOE	C _L	C _D
1	<i>Wing tanpa canted winglet</i>	373.100	0,7082280	0,0441731
2		1.035.953	0,7664690	0,0405027
3		1.049.337	0,8032013	0,0424889
4		1.610.572	0,8071102	0,0413925
5		5.977.221	0,8130446	0,0391347

Berdasarkan di atas dapat dikatakan bahwa simulasi tersebut sudah konvergen dikarenakan semakin tinggi *number of element* hasilnya sudah mengarah ke satu titik pertemuan dan sudah sesuai dengan *literature* yang sudah disebutkan di atas. Dalam hal ini dengan jumlah elemen sebelumnya yaitu 1.610.572 dinaikan ke 5.977.221 nilai C_L yang didapatkan tidak jauh berbeda dari 0,8071102 ke 0,8130446. Data hasil studi konvergensi yang digunakan pada proses simulasi *canted winglet* adalah *number of element* (NOE) 1.049.337.

Gambar 10. *Streamline Wing tanpa Canted Winglet*

3. Hasil Dan Analisis

Pada simulasi *canted winglet* langkah – langkahnya sama seperti yang dilakukan sebelum – sebelumnya namun, yang membedakannya hanya parameter *meshing* sesuai dengan hasil studi konvergensi. Parameter *meshing* yang digunakan adalah untuk *proximity size function sources* sebesar 5 mm, *face sizing* sebesar 5 mm, *size function (proximity and curvature)*, *relevance center (fine)*, *smoothing (high)*. Berikut hasil dari simulasi *canted winglet* dengan *cant angle* 50 deg.

Gambar 11. *Meshing Canted winglet*Gambar 12. *streamline Canted Winglet*

Berdasarkan hasil simulasi objek *canted winglet* didapatkan nilai *lift force* dan *drag forcenya* sebesar 1003,86 N dan 46,4403 N. Dari hasil tersebut digabungkan dengan hasil simulasi *wing* tanpa *canted winglet* untuk mengetahui seberapa besar pengaruhnya terhadap nilai *induced dragnya* berikut datanya.

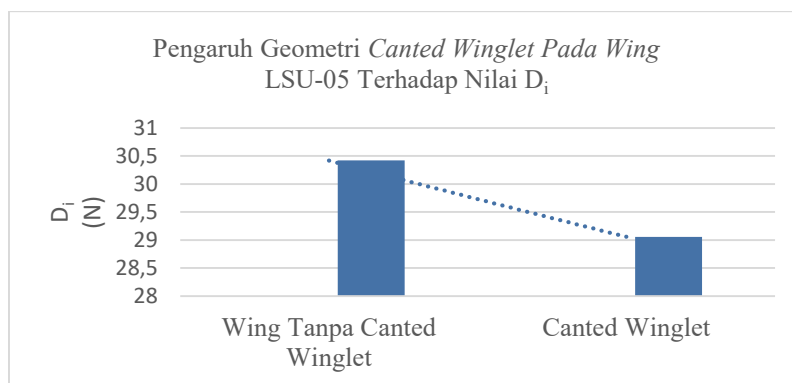
Tabel 4. Nilai *Lift Force* Dan *Drag Force* *Wing* Tanpa *canted winglet* Dan *Canted winglet*

No	Nama Objek	<i>Lift Force</i>	<i>Drag Force</i>	Satuan
1	<i>Wing</i> Tanpa <i>canted winglet</i>	955,275	50,5335	N
2	<i>Canted winglet</i>	1003,86	46,4403	N

Untuk mendapatkan nilai *induced drag* terlebih dahulu mencari nilai C_L , $AR_{\text{effective}}$, e , $e_{\text{canted Winglet}}$, q , C_{Di} , dan C_{Di} (*Canted Winglet*) berikut datanya:

Tabel 5. Nilai C_L , C_L/C_D , AR , e , q , C_{Di} , Dan D_i

No	Objek	C_L	C_L/C_D	AR	e	q ($\frac{kg}{ms^2}$)	C_{Di}	D_i (N)
1	<i>Wing</i> Tanpa <i>Canted Winglet</i>	0,80 3	18,90 4	9,32	0,8619	432,485 3	0,025 6	30,418 1
2	<i>Canted Winglet</i>	0,84 4	21,61 6	11,18 4	0,8304	432,485 3	0,024 4	29,056 6

Gambar 6. Diagram Pengaruh Geometri *Canted Winglet* Pada *Wing* LSU-05 Terhadap Nilai D_i

Berdasarkan hasil simulasi sebelumnya didapatkan bahwa pengaplikasian bentuk geometri *canted winglet* pada profil *wing* UAV LSU-05 mempengaruhi nilai C_L/C_D dan *induced drag*. Bahwa nilai C_L/C_D sebelum menggunakan *canted winglet* sebesar 18,904 setelah diaplikasikan meningkat menjadi 21,616 sedangkan untuk nilai *induced dragnya* berbanding terbalik dengan C_L/C_D semula 30,4181 N turun menjadi 29,0566 N. Hasil tersebut sesuai dengan fungsi dari *wingtip devices* dalam hal ini *canted winglet* yaitu dapat mengurangi fenomena *induced drag* dan meningkatkan performa aerodinamika suatu pesawat atau UAV. Penyebab terjadinya peningkatan *lift* dikarenakan adanya pengaruh dari luas permukaan *wing*. Semakin luas permukaannya maka distribusi tekanan yang terjadi di bawah *wing* meningkat atau dapat dikatakan peningkatan nilai *lift* berbanding lurus dengan luasan *wing*. Hal tersebut dapat dilihat pada hasil dan pembahasan dari aliran udara di sekitar *wing* tanpa *canted winglet* terjadi vortek pada ujung sayap sedangkan di *canted winglet* fenomena *vortex* yang terjadi sangat minim dan dapat dikatakan bahwa apabila geometri *canted winglet* diaplikasikan dapat meningkatkan performa aerodinamika UAV LSU-05.

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil dan pembahasan penelitian ini menggunakan metode numerik berbasis *computational fluid dynamic* yakni *software* ANSYS CFX maka didapatkan sebuah kesimpulan bahwasanya apa yang diharapkan sesuai dengan tujuan dari penelitian ini bahwa *canted winglet* berpengaruh dalam mengurangi *induced drag* dan meningkatkan performa aerodinamika pada profil *wing* UAV LSU-05. Dikarenakan penelitian ini bersifat membuktikan fungsi dari *canted winglet* dalam mengurangi *induced drag* dan meningkatkan performa aerodinamika, untuk pengembangan simulasi selanjutnya dapat dilakukan dengan memvariasikan *cant angle*, *angle of attack*, dan bentuk geometri *wingtip devices* yang lainnya

Daftar Pustaka

- [1] A. Romadhon, B. and D. Herdiana, "Analisis CFD Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat LSU-05 Dengan Penambahan Vortex Generator", Jurnal Teknologi Dirgantara. Vol. 15 No. :45 -58, 2017.
- [2] P. Panagiotou, P. Kaparos, K. Yakinthos, "Winglet Design and Optimization for a Male UAV Using CFD", Aerospace Science and Technology, technology 39: 190 – 205, 2014.
- [3] D. P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach", 1992.
- [4] CAE Oxford Aviation Academy, "Principles of Flight ATPL Ground Training", 2014.
- [5] McCormick dkk, "Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics", 1979.
- [6] A. I. Gölcük dkk, "Winglet Design and Analysis for Low-Altitude Solar Powered UAV", Int. J. Sustainable Aviation, Vol. 3, No. 1, 2017.
- [7] K. A. Al Sidairi dan G. R. Rameshkumar, "Desain of Winglet device for aircraft", International Journal of Multidisciplinary Sciences and Engineering, Vol. 7, No. 1, 2016.
- [8] Da Lyu, Baowei Song, Guang Pan, Zhiming Yuan, and Jian Li, "Winglet effect on hydrodynamic performance and trajectory of a blended-wing-body underwater glider", Ocean Engineering 188 (2019) 106303.
- [9] I. Hanif, G. Jatisukanto, A. A. An Nafi, "Pengaruh Sudut Tekuk (Cant) Winglet Menggunakan Airfoil Naca 2215 Pada Aerodinamika Sayap Pesawat", Jurnal ROTOR, Edisi Khusus No. 3, Desember 2017.
- [10] M. Barrios dan P. Herman, "Reducing Drag by Modifying the Winglet Design", The Philippine Physics Society Physics Fair, Cebu. ResearchGate. 2017.
- [11] S. Rajendran, "Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach", 2012.