

PENGARUH SUDUT TEKUK (CANT) WINGLET MENGGUNAKAN AIRFOIL NACA 2215 PADA AERODINAMIKA SAYAP PESAWAT

Ibrahim Hanif¹, Gaguk Jatisukamto², Asdin Amroe An Nafi¹

¹Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember

²Staf Pengajar Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember Jl. Kalimantan 37 Jember 68121

Email: ibrhanif.hnf@gmail.com

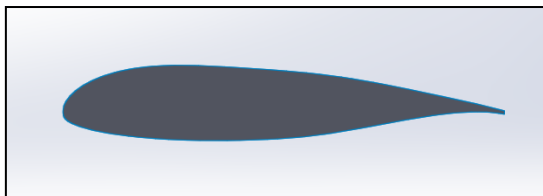
ABSTRACT

Performa pesawat terbang ditentukan oleh nilai *coefficient lift* (C_L) dan *coefficient drag* (C_D). Nilai C_L dan C_D dipengaruhi oleh bentuk geometri sayap pesawat terbang. Aliran udara yang melewati sayap pesawat menyebabkan pusaran pada ujung sayap (*wingtip vortices*). *Wingtip vortices* menambah *induced drag* sayap pesawat, sehingga menyebabkan performa aerodinamika pesawat terbang berkurang. *Induced drag* merupakan gaya hambat yang dihasilkan dari pusaran aliran udara akibat perbedaan tekanan pada permukaan sayap pesawat terbang. Penelitian sebelumnya diperoleh data bahwa penggunaan *winglet* pada sayap dengan sudut tekuk 45° dapat meningkatkan rasio C_L/C_D sebesar 20,73% jika dibandingkan tanpa *winglet*. Sudut tekuk (*cant*) *winglet* mempengaruhi aliran fluida dan rasio C_L/C_D . Tujuan penelitian untuk menganalisis sudut tekuk *winglet* terhadap performa aerodinamika sayap pesawat. Variasi sudut tekuk *winglet* yang digunakan yaitu 0° , 30° , 60° , dan $91,4^\circ$. Analisis sudut tekuk pada *winglet* dilakukan dengan software VLAERO+. Sudut tekuk (*cant*) *winglet* disimulasikan dengan sudut serang pesawat diantaranya -15° , -10° , -5° , 0° , 5° , 10° , 15° dan 20° . Hasil penelitian diperoleh data untuk sudut tekuk $91,4^\circ$ menghasilkan C_L/C_D sebesar 97,452, sedangkan sayap tanpa *winglet* hanya memiliki nilai C_L/C_D sebesar 80,701 pada sudut serang 0° . *Winglet* dengan sudut tekuk 0° mengurangi $C_{D_{max}}$ pada sudut serang 20° sebesar 7,03%. Kesimpulan penelitian menginformasikan bahwa penambahan *winglet* dapat memperbaiki performa aerodinamika sayap pesawat.

Keywords: *winglet*, VLAERO+, sudut tekuk (*cant*), *coefficient lift*, *coefficient drag*.

PENDAHULUAN

Airfoil merupakan geometri dasar sayap pesawat terbang yang menghasilkan efek aerodinamika ketika terdapat aliran udara yang melewatinya. Profil *airfoil* menyebabkan perbedaan aliran udara pada permukaan atas dan bawah [1]. Kecepatan aliran udara berbanding terbalik dengan tekanannya. Aliran udara permukaan atas memiliki kecepatan lebih tinggi daripada permukaan bawah. Tekanan permukaan bawah *airfoil* lebih tinggi dibandingkan permukaan atas, sehingga menghasilkan gaya angkat [2].



Gambar 1 Airfoil Sayap Pesawat Terbang

Aliran udara pada *airfoil* sayap pesawat terbang menyebabkan pusaran (*vortex*) disetiap ujung sayap (*wingtip*). Pusaran udara menambah gaya hambat dan mengurangi gaya angkat (*lift*)

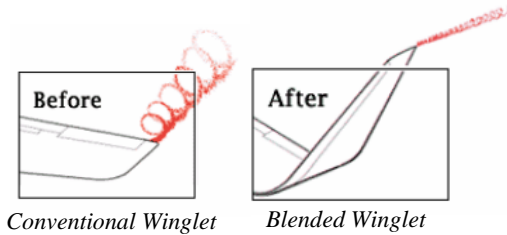
yang dihasilkan. Performa aerodinamika pesawat akan berkurang ketika nilai gaya hambat tinggi [3].

Winglet adalah bagian pesawat yang terletak pada ujung sayap. *Winglet* digunakan untuk mengurangi pusaran udara pada ujung sayap. *Winglet* berfungsi untuk meningkatkan efisiensi bahan bakar, menambah jarak tempuh pesawat terbang, dan menurunkan nilai *induced drag* [4].

Tujuan penelitian untuk menganalisis sudut tekuk *winglet* terhadap performa aerodinamika sayap pesawat. Sudut tekuk disimulasikan dengan metode *vortex lattice* untuk mendapatkan nilai *coefficient drag* (C_D) dan *coefficient lift* (C_L). Pengaruh sudut tekuk *winglet* dapat mempengaruhi efisiensi aerodinamika pesawat.

DASAR TEORI

Sayap pesawat terbang mendapatkan gaya angkat (*lift*) disebabkan perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah sayap. Tekanan yang lebih tinggi di bawah sayap mengalir menuju ujung sayap dan berusaha untuk menggantikan tekanan yang rendah pada bagian atas sayap. Proses tersebut menghasilkan pusaran (*vortex*). Pusaran tersebut menghasilkan turbulensi udara dan gaya hambat (*drag*) [5].



Gambar 2 Pusaran pada Ujung Sayap (Neal et.al, 2014)

Persamaan total gaya hambat (*total drag*) pada sayap dapat dirumuskan dari jumlah *parasite drag* dan *induced drag*. Rumus *coefficient drag* (C_D) dapat dihitung sebagai berikut [6]:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (1)$$

C_{D_0} merupakan *coefficient drag* tanpa gaya angkat (*zero lift*) yang juga disebut *parasite drag*. *Induced drag* dapat didefinisikan sebagai berikut [6]:

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (2)$$

C_L = *coefficient lift* sayap; A = aspek rasio sayap; e = faktor efisiensi Oswald [6].

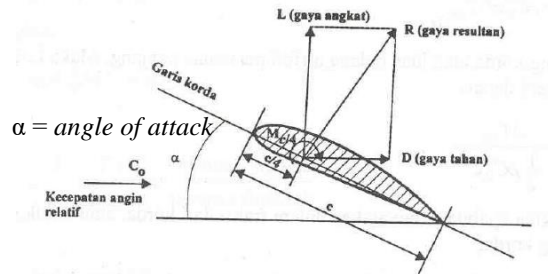
Desain geometri *winglet* dapat mengoptimasi *camber*, sudut puntiran (*twist*) sayap dan mengurangi *induced drag* secara maksimal [7]. Penambahan *winglet* merupakan solusi untuk mengurangi gaya hambat tanpa menambah panjang (*span*) sayap [8]. Bentuk *winglet* dan sudut tekuk (*cant*) ditentukan menggunakan studi parameter *vortex lattice* pada program komputer. Metode *vortex lattice* menghitung sudut puntir (*twist*) sayap dan *camber* *winglet* yang menghasilkan *induced drag* paling kecil pada beberapa kondisi *lift* [9].



Gambar 3 Bentuk Blended Winglet Pesawat Terbang (Salahudin M. et.al, 2013)

Sudut serang adalah sudut antara garis korda sayap pesawat dengan arah aliran udara yang melewati sayap. Sudut serang pada pesawat berfungsi untuk menambah gaya angkat saat pesawat ingin menambah ketinggian terbang. Gaya angkat pada sayap memiliki nilai maksimum

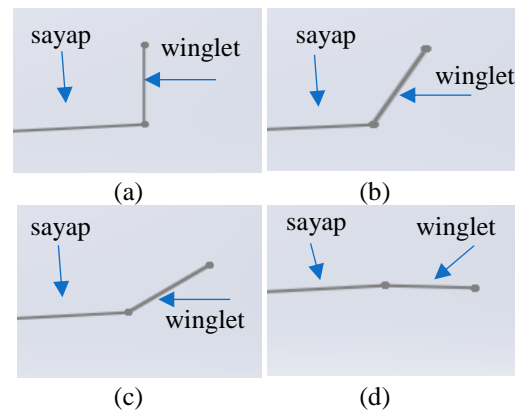
pada sudut serang tertentu yang dinamakan *critical point*, biasanya pada sudut serang 20o-25o tergantung jenis *airfoil* pesawat. *Critical point* merupakan kondisi aliran udara yang tidak dapat melewati *airfoil* dengan sempurna dikarenakan sudut korda sayap terlalu tinggi [10].



Gambar 4 Sudut Serang Airfoil Sayap Pesawat Terbang (Nurchayadi T. dan Sudarja, 2008)

METODOLOGI PENELITIAN

Metodologi penelitian ini meliputi desain dan simulasi menggunakan *software* VLAERO+ 2.2.10. Variasi yang digunakan dalam simulasi yaitu sudut tekuk (*cant*) *winglet* 0°, 30°, 60°, 91,4°. Sudut tekuk tersebut akan dibandingkan dengan sudut serang -15°, -10°, -5°, 0°, 5°, 10°, 15°, 20° untuk memperoleh data C_L dan C_D . Data tersebut digunakan untuk mendapatkan hasil *drag polar*.



Gambar 5 Tampilan Depan Sudut Tekuk Winglet: (a) 0°, (b) 30°, (c) 60°, dan (d) 91,4°

Parameter penelitian ini diantaranya:

- Kecepatan Pesawat 0,2 Mach
- Reynold Number 8×10^6
- Spesifikasi geometri sayap
 1. Area = 41,5 m²
 2. Span = 19,5 m
 3. Aspek rasio = 9,16
 4. Taper rasio = 0,56
 5. Swept = 4,7°
 6. Dihedral = 3,2°

- 7. MAC = 2,2
- Airfoil Sayap LS(1) 0417MOD
- Spesifikasi geometri *winglet*
 1. Taper rasio = 0,34
 2. Sweep = 37°
 3. Span = 1,2 m
- Airfoil *winglet* NACA 2215

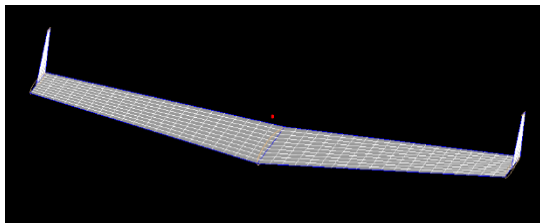
Prosedur Simulasi:

1. Menggambar geometri sayap pada *software* VLAERO+.
2. Menggambar geometri *winglet* pada *software* VLAERO+.
3. Memasukkan data *reynold number* dan kecepatan pesawat terbang.
4. Melakukan simulasi sudut tekuk (*cant*) *winglet* terhadap sudut serang.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Desain Sayap dan *Winglet* menggunakan *Software* VLAERO+

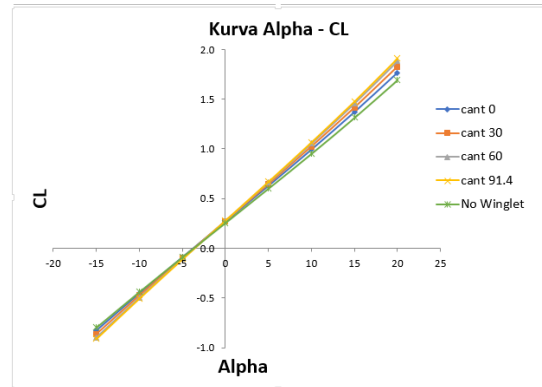
Desain geometri sayap menggunakan *winglet* dengan variasi sudut tekuk digambar pada *software* VLAERO+. *Software* ini menggunakan metode *vortex lattice*. Metode ini membagi geometri menjadi beberapa panel, kemudian menghitung dampak aliran fluida yang terjadi pada setiap panel.



Gambar 6 Tampilan Geometri Sayap dan *Winglet*

Hasil Simulasi Sayap dengan Sudut Tekuk (*cant*) *Winglet*

Data yang diperoleh dari simulasi sayap pesawat terbang menggunakan Sudut Tekuk (*cant*) *Winglet* dengan variasi sudut serang -15°, -10°, -5°, 0°, 5°, 10°, 15° berupa *coefficient lift* (C_L), *coefficient drag* (C_D), *coefficient moment* (C_M), dan rasio C_L/C_D . Grafik perbandingan variasi sudut tekuk *winglet* dibuat berdasarkan C_L terhadap sudut serang, C_D terhadap sudut serang, rasio C_L/C_D , dan C_L/C_D terhadap sudut serang. Grafik tersebut diperlukan untuk mempermudah penentuan nilai tertinggi yang dihasilkan pada simulasi.

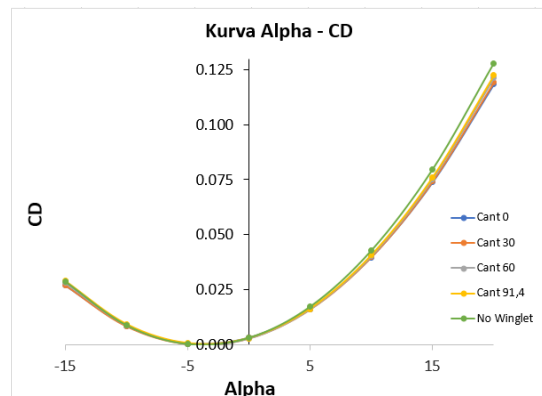


Gambar 7 Korelasi Alpha - C_L dari Perbandingan Variasi Sudut Tekuk *Winglet* dan Tanpa *Winglet*

Grafik alpha - C_L memperlihatkan *winglet* dengan *cant* 91,4° menghasilkan nilai C_L tertinggi pada sudut serang 20° sebesar 1,91. Nilai C_L yang tinggi disebabkan bentuk *winglet* memanjang searah dengan sayap, sehingga menambah bentang luas sayap. Kondisi sudut serang 20° membuat aliran udara lebih banyak mengalir pada permukaan bawah sayap, sehingga gaya yang dihasilkan lebih besar. Sayap tanpa *winglet* pada sudut serang 20° memiliki C_L terkecil jika dibandingkan sayap dengan *winglet* yaitu 1,693. Nilai C_L yang kecil disebabkan area sayap yang terkena udara lebih kecil dari pada sayap dengan menggunakan *winglet*.

Sudut serang di bawah 0° membuat aliran udara lebih sedikit yang mengalir melalui permukaan bawah sayap. Kondisi ini membuat gaya angkat semakin kecil. *Winglet* dengan *cant* 91,4° memiliki nilai C_L terkecil pada sudut serang -15° yaitu -0,91. Nilai C_L yang kecil disebabkan tekanan pada permukaan atas sayap meningkat dan juga area sayap yang lebih besar.

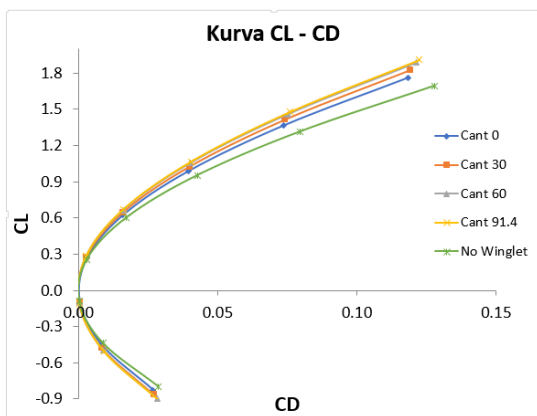
Grafik alpha - C_L belum menunjukkan kurva yang menurun untuk menandakan *stall*. *Stall* adalah kondisi *airfoil* yang tidak dapat dialiri udara dengan baik. *Stall* disebabkan oleh sudut serang sayap yang terlalu tinggi.



Gambar 8 Korelasi Alpha - C_D dari Perbandingan Variasi Sudut Tekuk *Winglet* dan Tanpa *Winglet*

Grafik Alpha - C_D menunjukkan nilai terkecil 0,119 ketika sudut serang 20° yaitu winglet dengan *cant* 0° . Sudut tekuk *winglet* ini dapat mengurangi besar pusaran yang terjadi pada ujung sayap. Nilai C_D didapatkan dari penjumlahan *parasite drag* dan *induced drag*. *Induced drag* dihasilkan dari perbandingan C_L dengan area sayap pesawat. C_D yang rendah dipengaruhi oleh C_L yang tidak terlalu tinggi. Bentuk *winglet* 0° yang tegak vertikal mempengaruhi nilai C_D yang rendah karena *winglet* tersebut sedikit menghasilkan gaya angkat.

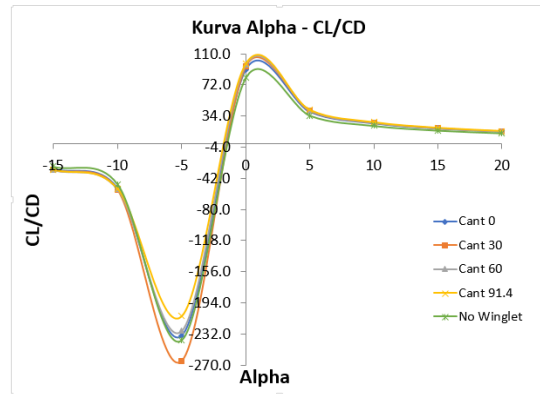
Sayap pesawat tanpa *winglet* memiliki nilai C_D tertinggi 0,128 dikarenakan *induced drag* yang berasal dari pusaran ujung sayap. Pusaran yang terjadi lebih besar karena ujung sayap memiliki bentuk lebih panjang daripada ujung *winglet*. Ujung sayap yang panjang mempengaruhi diameter pusaran udara.



Gambar 9 Korelasi $C_L - C_D$ dari Perbandingan Variasi Sudut Tekuk *Winglet* dan Tanpa *Winglet*

Grafik $C_L - C_D$ menunjukkan *winglet* dengan sudut tekuk $91,4^\circ$ memiliki perbandingan C_L terhadap C_D yang tertinggi pada saat sudut serang 0° yaitu 97,452. Kelemahan dari sudut tekuk $91,4^\circ$ yaitu memiliki nilai C_D yang tinggi meskipun masih di bawah nilai C_D sayap tanpa *winglet*. *Cant* 0° memiliki C_D terendah dibandingkan *cant* 30° , 60° , dan $91,4^\circ$. Pesawat terbang yang membutuhkan nilai C_D rendah dapat menggunakan *winglet* dengan *cant* 0° . Kelebihan dari sudut tekuk 0° mengurangi C_D sebesar 0,009 dan menambah C_L sebesar 0,071 dari C_D dan C_L sayap tanpa *winglet* pada sudut serang 20° .

Besar sudut tekuk mempengaruhi C_D dan C_L sayap pesawat. Sudut yang semakin besar menambah C_L sayap, tetapi juga menambah C_D . Pesawat dengan jarak tempuh pendek dapat menggunakan *winglet* dengan *cant* 0° , karena efek utamanya adalah pengurangan nilai C_D . Pesawat yang memiliki jarak tempuh jauh dapat menggunakan sudut *winglet* yang lebih besar, karena dapat meningkatkan nilai rasio C_L/C_D .



Gambar 10 Korelasi Alpha - C_L/C_D dari Perbandingan Variasi Sudut Tekuk *Winglet* dan Tanpa *Winglet*

Grafik alpha - C_L/C_D menunjukkan sudut serang terbaik saat pesawat terbang dengan kondisi stabil. Rasio C_L/C_D tertinggi didapatkan *winglet* dengan *cant* $91,4^\circ$ pada sudut serang 1° . Performa terbang pesawat terbaik ditunjukkan pada saat sudut serang 1° . Sudut serang yang semakin besar pada grafik di atas memperlihatkan rasio C_L/C_D yang semakin kecil. Sudut serang yang semakin besar mengakibatkan aliran udara tidak mengalir sempurna pada permukaan *airfoil* sayap dan menyebabkan *stall*. *Stall* adalah kondisi pesawat terbang yang kehilangan gaya angkat diakibatkan kondisi sayap melampaui *critical point*. *Critical point* pada sayap berkisar $15^\circ-20^\circ$.

KESIMPULAN

Winglet pada sayap menambah performa aerodinamika pesawat terbang. *Winglet* dengan *cant* 0° dapat mengurangi C_D sebesar 7,03% pada sudut serang 20° . Kelemahan dari *winglet* dengan *cant* 0° yaitu peningkatan C_L yang tidak terlalu besar. C_L tertinggi didapatkan oleh *winglet* dengan *cant* $91,4^\circ$. Rasio C_L/C_D terbesar didapat pada *winglet* dengan *cant* $91,4^\circ$. Kelemahan dari *winglet* dengan *cant* $91,4^\circ$ yaitu nilai C_D yang meningkat seiring bertambahnya sudut serang sayap. Kondisi ini menyebabkan rasio C_L/C_D menurun ketika sudut serang semakin tinggi. Sudut serang paling baik yang dapat digunakan untuk terbang jelajah yaitu 1° . Kondisi ini memiliki rasio C_L/C_D tertinggi untuk semua variasi *cant winglet*.

SARAN

Saran untuk penelitian selanjutnya yaitu melakukan variasi bentuk dan variasi *airfoil* pada *winglet*. Penelitian ini menggunakan metode *vortex lattice* pada perhitungan fase awal perancangan pesawat (*preliminary*) dan diharapkan penelitian berikutnya menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD) agar hasil yang diperoleh lebih akurat. Variasi sudut serang perlu ditambahkan agar mendapatkan nilai C_L

maksimum dan mengetahui batas *critical point* sudut serang sebelum *stall*

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Narayan, G. & John, B., 2016. *Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings*. Aerospace Science and Technology, 16(1270), pp. 1-26.
- [2] Nurcahyadi, T. & Sudarja, 2008. *Pengaruh Lokasi Ketebalan Maksimum Airfoil Simetris Terhadap Koefisien Angkat Aerodinamisnya*. Jurnal Ilmiah Semesta Teknik, 11(1), pp. 110-124.
- [3] Pragati, P. & Baskar, S., 2015. *Aerodynamic Analysis of Blended Winglet for Low Speed Aircraft*. London, WCE, pp. 1-5.
- [4] Ishimitsu, K. K., 1976. *Aerodynamic Design and Analysis of Winglets*. Texas, Boeing Commercial Airplane .
- [5] Gavrilovic, N. N., Rasuo, B. P., Dulikravich, D. S. & Parezanovic, V. B., 2015. *Commercial Aircraft Performance Improvements using Winglets*. FME Transactions, Volume 43, pp. 1-8.
- [6] Neal, L., Harrison, N. & Mujezinovic, D., 2004. *Wingtip Devices*. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University.
- [7] Myilsamy, D., Thirumalai, Y. & Premkumar, P. S., 2015. *Performance Investigation of an Aircraft Wing at Various Cant Angles of Winglets using CFD Simulation*. Altair, Kumaraguru College of Technology.
- [8] Hadi, S., 2008. *Pengaruh Twisted Multiple Winglet terhadap Gaya Airfoil NACA 0012 pada Angka Reynolds Rendah*. Jurnal Mekanika, 6(2), pp. 1-8.
- [9] May, D. H. & Vatisas, G. H., 2006. *Tip Vortex Dependence with Angle of Attack*. Journal of Aircraft, 43(5), pp. 1582-1585.
- [10] Kuo, C. M. & Boller, C., 2009. *Adaptive Winglet Design, Analysis, and Optimisation of the Cant Angle for Enhanced MAV Performance*. Saarbrücken, University of Saarland, Materials Science & Technology Dept..