

## Analisis pengaruh profil sayap pesawat dengan menggunakan vortex lattice method

Mega Fetria Santoso<sup>a,1</sup>, Sezsy Yuniorrta Yusuf<sup>b</sup>, R. Evi Sofia<sup>a</sup>

<sup>a</sup>Program Studi Teknik Penerbangan, Universitas Nurtanio Bandung

<sup>b</sup>Program Studi Motor Pesawat, Universitas Nurtanio Bandung

[megafetriasantoso@gmail.com](mailto:megafetriasantoso@gmail.com)

### ABSTRACT

In designing aircraft, the shape of the wing is one of the design considerations for producing optimal aerodynamic forces with minimal structural loads. This research is focused on analyzing the effect of wing planform on aerodynamic characteristics using the Vortex Lattice Method software VLAERO+. Several types of wing planform are varied, namely rectangular, swept-back, tapered, and swept-back and tapered. Although the analysis using VLAERO+ does not model thickness and ignores viscosity, the simulation results cannot describe  $C_{Lmax}$ , and the  $C_D$  values generated by VLAERO+ are induced drag values only. The difference in wing planform shows the difference in the slope of the  $C_L$ -alpha curve, where the tapered wing planform has the highest  $C_L$  while the  $C_L$  is the lowest in the swept-back wing planform. Future research will analyze how wing load distribution and bending moments occur on aircraft wings.

**Keywords:** Aerodynamics, Wing Planform, Vortex Lattice Method, VLAERO+

**Received** 30 September 2023; **Presented** 5 October 2023; **Publication** 27 May 2024

### PENDAHULUAN

Sayap merupakan salah satu komponen utama pesawat terbang yang berfungsi untuk menghasilkan gaya angkat [1]. Dengan pertimbangan tersebut, pada tahap awal konseptual desain, penentuan konfigurasi sayap menjadi suatu pertimbangan yang sangat penting. Berdasarkan target gaya angkat yang diperlukan dan perbandingan ukuran luasan sayap, tahap selanjutnya merupakan pemilihan *airfoil* dan bentuk *planform* sayap pesawat, seperti *taper ratio*, *sweep angle*, maupun *wing twist* [2].

Variasi *wing planform* dimulai dengan menganalisis karakteristik aerodinamika bentuk sayap *rectangular*, *swept-back*, *tapered*, serta perhitungan aerodinamika pada rezim aliran *subsonic* dan *supersonic* [5]. Data yang dihasilkan dari software VLAERO+ berupa nilai *coefficient drag*, *coefficient lift*, *visual contour*, distribusi beban dan *pressure* [6].

Penelitian ini bertujuan untuk melihat pengaruh bentuk sayap terhadap gaya aerodinamika (gaya angkat dan gaya hambat) yang dihasilkan. Terdapat beberapa jenis bentuk sayap yang disimulasikan menggunakan VLAERO+.

Selain itu akan dibandingkan pengaruh bentuk sayap terhadap *ratio*  $C_L/C_D$  dan *spanwise distribution*. Selanjutnya konfigurasi bentuk sayap tersebut dibandingkan dengan pesawat

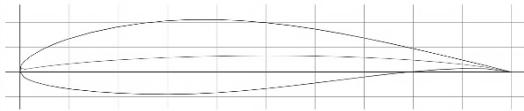
*swept-back & tapered* yang bertujuan untuk mendapatkan bentuk sayap yang optimal.

Dalam melakukan analisis gaya aerodinamika pada sayap, beberapa alat bantu digunakan, salah satunya adalah *Vortex Lattice Method* untuk menganalisis dinamika *fluida* atau *potential flow* 3D yang digunakan dalam awal pengembangan konfigurasi pesawat karena paling sederhana, mudah, dan cepat [3]. Hasil dari penelitian sebelumnya *Vortex Lattice Method* merupakan metode yang paling efisien dalam ketentuan waktu namun hasil yang didapat kurang akurat untuk mendekati hasil yang didapat oleh metode CFD [4].

*Vortex Lattice Method* (VLM) pada penelitian ini akan menggunakan software VLAERO+, sebuah *plannar vortex lattice method* untuk *conceptual* XC-145 Airawata, untuk melihat pengaruh dari *wing planform* terhadap gaya angkat yang dihasilkan sayap.

### METODE PENELITIAN

Tahapan simulasi menggunakan software VLAERO+ dimulai dari menganalisis *airfoil* yang digunakan, kemudian analisis 3D *finite wing* variasi bentuk *rectangular*, *swept-back*, *tapered*, serta *swept-back & tapered* yang menggunakan *airfoil* NACA 63(2)-615 dan diakhiri dengan simulasi pesawat *conceptual* XC-145 Airawata secara keseluruhan.



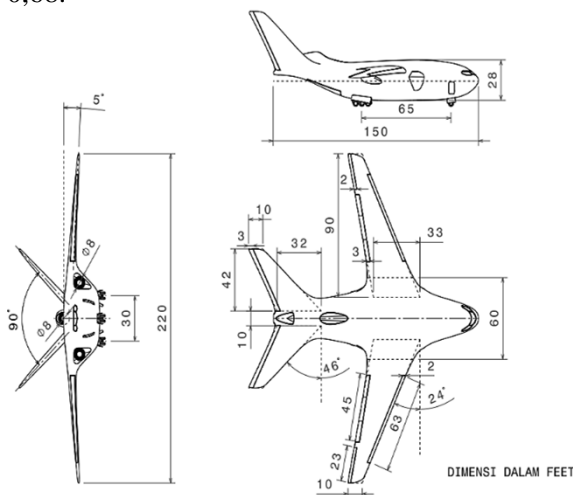
Gambar 1. Airfoil NACA 63(2)-615 [7]

Analisis dilakukan pada *angle of attack* dari  $-3^\circ$  sampai  $24^\circ$  dengan interval  $3^\circ$ . Data geometri variasi *wing planform* yang digunakan pada *software* VLAERO+ sebagai berikut :

Tabel 1. Geometry wing planform

Tipe wing planform	b (span) ft	c (chord) ft		S (area) ft <sup>2</sup>	AR
		root	tip		
Rectangular	160	21,24	21,24	3398,4	7,53
Swept back	160	21,24	21,24	3398,4	7,53
Tapered	160	32,68	9,8	3398,4	7,53
Swept & Taper	160	32,68	9,8	3398,4	7,53
XC-145 Airawata	160	32,68	9,8	3398,4	7,53

Geometri tersebut disamakan dengan spesifikasi *wing* yang digunakan pada desain awal *wing* pesawat XC-145 Airawata dengan mempertahankan nilai *area*, *aspect ratio*, dan panjang *span* untuk melihat efek *planform wing* yang berbeda mempengaruhi karakteristik aerodinamika. Kecepatan yang digunakan disesuaikan dengan kecepatan pesawat saat *cruise* yaitu 759,514 ft/s, sehingga *Mach number* yang digunakan adalah 0,68.



Gambar 2. Sketsa pesawat *conceptual* XC-145 Airawata [8]

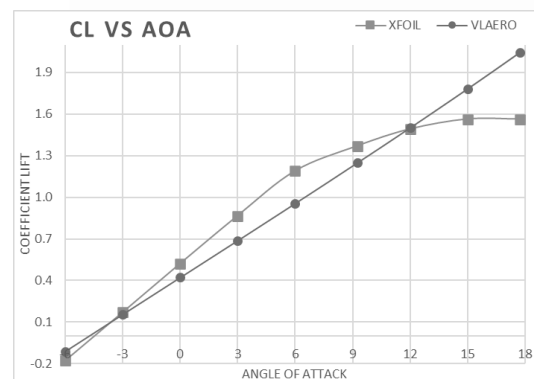
## HASIL DAN PEMBAHASAN

Geometri pesawat pada *software* VLAERO+ berbentuk *classical flat surface* dimana semua *geometry* dipresentasikan *zero thickness* atau tidak memiliki ketebalan yang sejajar dengan sumbu *longitudinal* [6] sehingga pembuatan *model geometry* langsung dibuat pada *software*

VLAERO+ tersebut. Hasil simulasi dari *software* VLAERO+ berupa nilai *coefficient lift* dan *coefficient drag* terhadap *angle of attack*.

### 1. Airfoil

Sebelum menganalisis variasi *wing planform* ataupun pesawat XC-145 Airawata secara keseluruhan, terlebih dahulu menganalisis *airfoil* yang digunakan pada pesawat menggunakan *software* VLAERO+ yaitu *airfoil* NACA 63(2)-615 [9] dan NACA 0012 [10] kemudian hasil yang didapat dibandingkan dengan data dari XFOIL yang terdapat pada *airfoiltools.com* untuk memvalidasi hasil analisis dari *software* VLAERO+. Analisis dilakukan pada AoA dari  $-6^\circ$  sampai  $18^\circ$  dengan interval  $3^\circ$ . XFOIL menggunakan  $R_e$  1.000.000. Pemodelan geometri pada *software* VLAERO+ berupa *finite wing*, tidak bisa jika hanya menganalisis bentuk *airfoil*, sehingga perlu menambahkan *span* (b).



Gambar 3. Grafik perbandingan *coefficient lift* terhadap *angle of attack* *airfoil* NACA 63(2)-615

Untuk mencari nilai *slope coefficient lift* dari *airfoil* jika dimodelkan menjadi *finite wing* dapat menggunakan persamaan :

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi} AR (1 + \tau)} \quad (1)$$

Keterangan :

$a$  = Lift slope finite wing

$a_0$  = Lift slope airfoil

$\pi$  = Pi (3,14159)

AR = Aspect ratio

$\tau$  = Fourier coefficients An

$\Lambda$  = Sweep angle

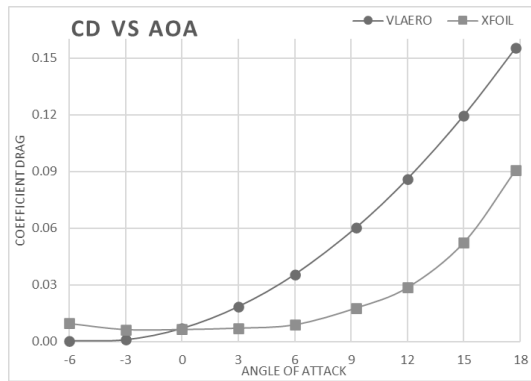
Tabel 2. Slope  $C_L$  NACA 63(2)-615

Slope $C_L$ $-3^\circ$ ke $3^\circ$		
Grafik	Airfoil	Finite Wing
XFOIL	0,1160	0,0885
VLAERO	-	0,0887

Terlihat bahwa nilai *slope* yang didapat pada grafik VLAERO+ jika dibandingkan dengan

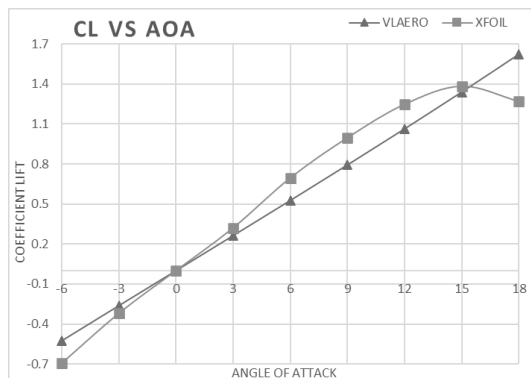
perhitungan nilai *slope* pada *finite wing* berdasarkan dari nilai *slope airfoil* NACA 63(2)-615 nilainya sangat mendekati.

Nilai *coefficient drag* pada VLAERO+ lebih besar daripada XFOIL, karena simulasi pada VLAERO+ berbentuk 3D *finite wing* yang memiliki *span* yang menambah nilai *induced drag*, sedangkan pada XFOIL hanya *airfoil* saja seperti pada Gambar 4 berikut ini.



Gambar 4. Grafik perbandingan *coefficient drag* terhadap *angle of attack airfoil* NACA 63(2)-615

Berikut adalah analisis *airfoil* NACA 0012 yang digunakan untuk *tail* pesawat *conceptual* XC-145 Airawata.

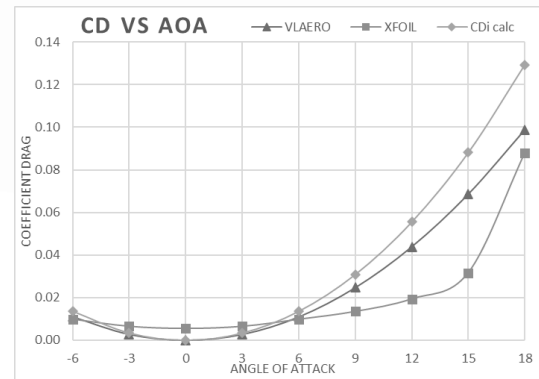


Gambar 5. Grafik perbandingan *coefficient lift* terhadap *angle of attack airfoil* NACA 0012

Tabel 3. *Slope*  $C_L$  NACA 63(2)-615

Slope $C_L$ -3° ke 6°		
Grafik	Airfoil	Finite Wing
XFOIL	0,1127	0,0866
VLAERO	-	0,0877

Terlihat bahwa nilai *slope* yang didapat pada grafik VLAERO+ jika dibandingkan dengan perhitungan nilai *slope* pada *finite wing* berdasarkan dari nilai *slope airfoil* nilainya cukup mendekati.



Gambar 6. Grafik perbandingan *coefficient drag* terhadap *angle of attack airfoil* NACA 0012

Nilai  $C_D$  pada VLAERO+ hanya  $C_{Di}$ , hal ini terlihat seperti pada Gambar 6 pada AoA 0° dimana pada VLAERO+ nilai  $C_D$  yang ditunjukkan adalah 0. NACA 0012 merupakan *symmetrical airfoil* [11], sehingga  $C_L$  yang dihasilkan pada AoA 0° adalah 0. *Finite wing* akan menghasilkan *total aerodynamic drag* yang merupakan jumlah dari komponen *induced drag* dan juga *parasite drag* yaitu *form drag* dan *skin friction drag* [12]. Sehingga tidak mungkin jika nilai  $C_D$  total dari *finite wing* bernilai 0.

Untuk menghitung nilai  $C_{Di}$  menggunakan persamaan :

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (2)$$

Keterangan :

$C_{Di}$  = Koefisien *induced drag*

$C_L$  = Koefisien *lift*

$\pi$  = pi (3,14159)

AR = *Aspect ratio*

e = *Oswald efficiency factor*

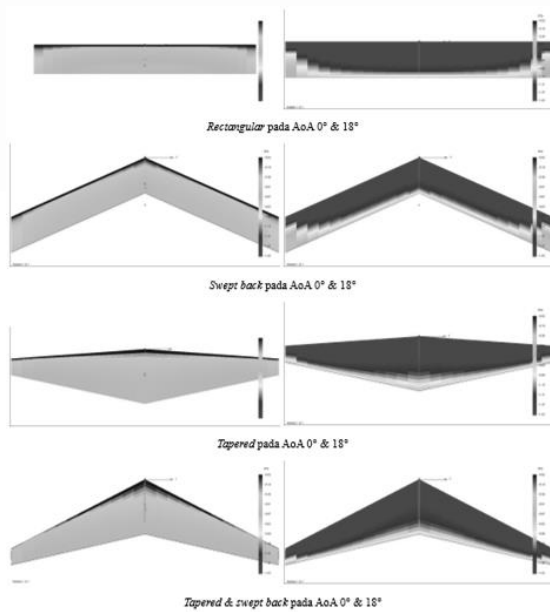
$$C_{Di} = \frac{0^2}{3,14159 \times 8 \times 0,8106} = 0$$

## 2. Wing

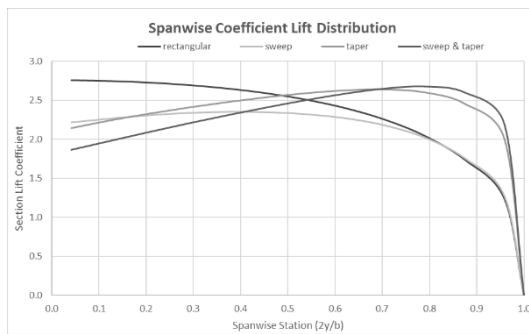
Setelah melakukan validasi pada *airfoil*, kemudian menganalisis variasi *wing planform* yang digunakan.

Setiap bentuk *wing* mempengaruhi *spanwise lift distribution* dan *stall progression*. *Distribution section coefficient lift* menunjukkan kecenderungan bagaimana terjadi *stall* dan *coefficient induced drag*.

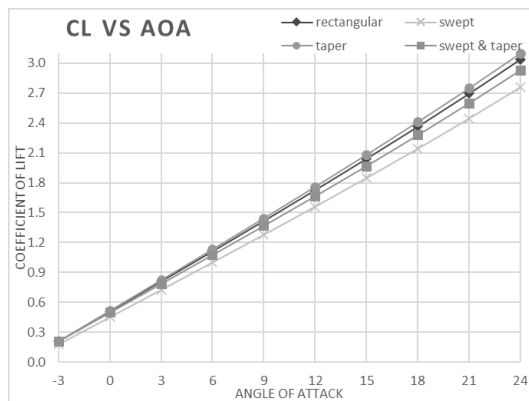
Gambar 10 tersebut merupakan *lift distribution* yang terjadi pada variasi *wing planform*, grafik tersebut menunjukkan *force distribution* dan *section lift distribution* terhadap *total aerodynamic lift* yang dihasilkan oleh sayap.



Gambar 7. Result pressure distribution VLAERO+ variasi wing planform pada angle of attack 0° & 18°



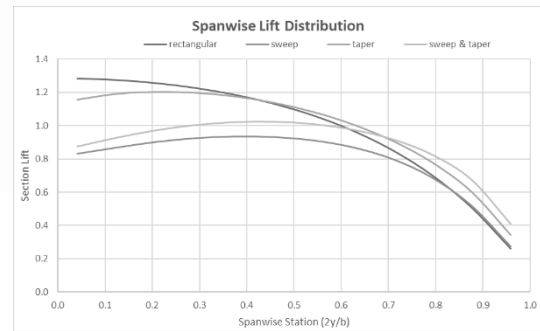
Gambar 8. Grafik perbandingan *spanwise coefficient lift distribution* variasi wing planform pada AoA 18°



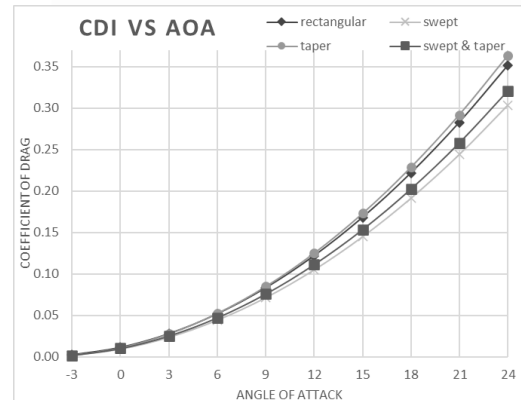
Gambar 9. Grafik perbandingan *coefficient lift* terhadap angle of attack variasi wing planform

Tabel 4. Slope  $C_L$  variasi wing planform  
Slope  $C_L$  6° ke -3°

Rectangular wing	0,10023
Swept back wing	0,09118
Tapered wing	0,10270
Swept back & Tapered wing	0,09624

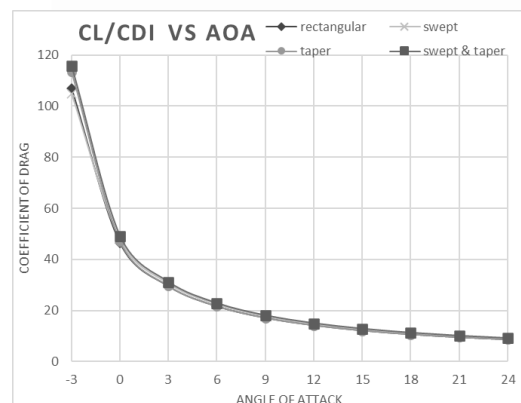


Gambar 10. Grafik perbandingan *spanwise lift distribution* variasi wing planform pada AoA 18°



Gambar 11. Grafik perbandingan *coefficient drag* terhadap angle of attack variasi wing planform

Nilai  $C_L$  dan  $C_D$  tertinggi pada wing tipe tapered planform, rectangular, swept-back & taper, dan paling kecil pada swept-back, karena result nilai  $C_D$  software VLAERO+ ini hanya induced drag sehingga sangat tergantung pada nilai  $C_L$ . Namun jenis wing yang akan digunakan pada pesawat conceptual XC-145 Airawata adalah swept-back & tapered karena nilai ratio  $C_L/C_D$  tertinggi ada pada jenis wing ini, seperti terlihat pada Gambar 12 berikut :

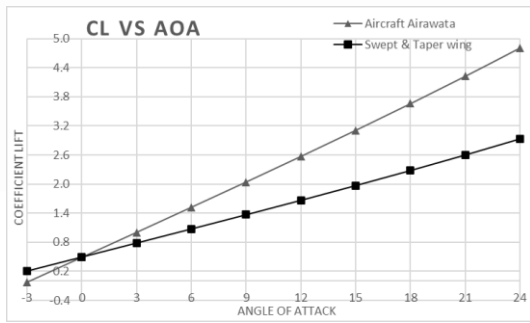


Gambar 12. Grafik ratio  $C_L/C_D$  terhadap angle of attack variasi wing planform

### 3. Aircraft

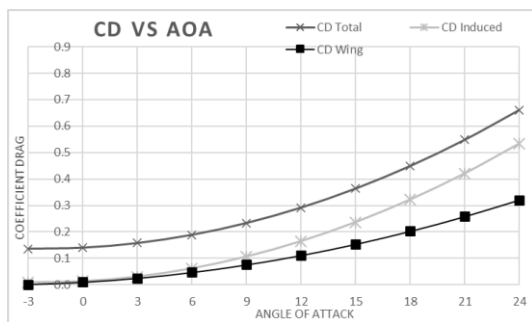
Hasil analisis karakteristik aerodinamika pesawat XC-145 Airawata menggunakan software VLAERO+ terlihat pada Gambar 12 dan Gambar 13 berikut.





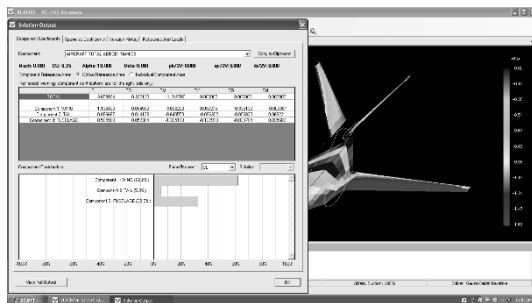
Gambar 13. Grafik *coefficient lift* terhadap *angle of attack* pesawat XC-145 Airawata

Pada grafik tersebut nilai *coefficient lift* pada AoA 0° mencapai 0,491, dan *slope*  $C_L$  bernilai 0,1719. Viskositas pada *software* VLAERO+ diabaikan, sehingga tidak dapat mengetahui nilai  $C_{Lmax}$  dan grafik terus naik.



Gambar 14. Grafik *coefficient drag* terhadap *angle of attack* pesawat XC-145 Airawata

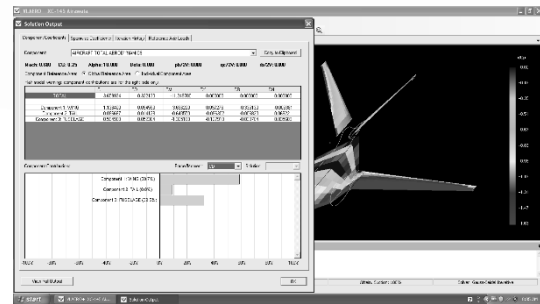
Hasil analisis pada  $C_D$ -alpha curve dari *software* VLAERO+ hanya berupa *induced drag*. Peneliti sebelumnya telah menghitung nilai *parasite drag* dari masing-masing *section* yaitu sebesar 0,1271 [8]. Sehingga untuk mengetahui nilai  $C_D$  total, jumlahkan nilai *parasite drag* dengan nilai *induced drag* [12] hasil analisis yang didapat dari *software* VLAERO+.



Gambar 15. *Solution output* dan persentase komponen menghasilkan  $C_L$  pada *angle of attack* 18°

Gambar 14 menunjukkan karakteristik aerodinamika pada *angle of attack* 18° dan persentase kontribusi komponen dalam menghasilkan *coefficient lift*. Terlihat bahwa *fuselage* berkontribusi 32,5% yang

menunjukkan bahwa *Blended Wing Body* menambah gaya angkat [13].



Gambar 16. *Solution output* dan persentase komponen menghasilkan  $C_D$  pada *angle of attack* 18°

Gambar 15 menunjukkan persentase kontribusi komponen dalam menghasilkan *coefficient drag*, tampak bahwa nilai  $C_L$  yang besar juga akan membuat nilai  $C_{Di}$  meningkat, bagian *tail* berkontribusi 8,8%, *fuselage* berkontribusi 32,5% dan *wing* berkontribusi sebesar 58,7%.

## KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian Analisis Pengaruh Profil Sayap Pesawat dengan Menggunakan *Vortex Lattice Method*, maka didapatkan kesimpulan sebagai berikut :

1. Pengaruh *wing planform* terhadap karakteristik aerodinamika pada *software* VLAERO+ terlihat pada nilai  $C_L$  dan  $C_D$  pada masing-masing *planform wing* yang berbeda meskipun kecepatan, *Mach number*, *Aspect Ratio*, panjang *span* dan *wing area* yang sama. Hal tersebut terjadi karena setiap bentuk *wing* mempengaruhi *spanwise lift distribution* dan *stall progression*. Nilai *coefficient lift* dan *coefficient drag* paling besar pada *wing* tipe *tapered planform*, kemudian *rectangular*, *swept back & tapered*, dan paling kecil pada *swept back*. Namun untuk nilai *ratio*  $C_L/C_D$  tertinggi ada pada *swept-back & tapered* yang kemudian digunakan pada pesawat XC-145 Airawata.
2. Karakteristik aerodinamika pesawat *conceptual* XC-145 Airawata menggunakan *Vortex Lattice Method software* VLAERO+ ditunjukkan pada grafik *coefficient lift* tidak ada penurunan nilai, grafik terus naik sehingga tidak dapat mengetahui nilai  $C_{Lmax}$ , nilai *slope coefficient lift* sebesar 0,1719. Nilai  $C_L$  tidak hanya dihasilkan oleh bagian *wing* saja, *fuselage* dan *tail* juga berkontribusi dalam menghasilkan nilai  $C_L$  yang persentase nilainya berubah terhadap variasi

*angle of attack* yang digunakan. Nilai  $C_D$  yang dihasilkan dari *software* VLAERO+ hanya nilai *induced drag* saja, sehingga perlu menambahkan dengan nilai *parasite drag* untuk dapat mengetahui nilai  $C_D$  total.

## UCAPAN TERIMA KASIH

Panitia dan pihak yang terlibat Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM XXI) oleh Program Studi Teknik Mesin, Universitas Pasundan.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th ed. New York: McGraw-Hill Education, 2011.
- [2] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods*, 1st ed. Waltham: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [3] D. Mark, *Flight Vehicle Aerodynamics*. Cambridge: The MIT Press, 2014.
- [4] A. Septiyana, A. Rizaldi, K. Hidayat, and Y. G. Wijaya, "Comparative Study of Wing Lift Distribution Analysis Using Numerical Method," *J. Teknol. Dirgant.*, vol. 18, no. 2, p. 129, 2020.
- [5] L. Šimek, "VLAERO+," *www.aeroattack.com*.  
<https://www.aeroattack.com/vl-aero> (accessed Dec. 05, 2022).
- [6] Analytical Methods Inc., "VLAero User Manual"
- [7] bigfoil, "Karakteristik Airfoil." <https://www.bigfoil.com/> (accessed Jan. 20, 2023).
- [8] M. Y. Subekti, "Desain Konseptual Pesawat Angkut Berat Militer XC-145," Universitas Nurtanio Bandung, 2020.
- [9] Airfoil Tools, "NACA 63(2)-615 Airfoils." <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca632615-il> (accessed Jan. 20, 2023).
- [10] Airfoil Tools, "NACA 0012 Airfoils." <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il> (accessed Jan. 20, 2023).
- [11] A. Accelerator, "Naca Airfoil." <https://academic-accelerator.com/encyclopedia/naca-airfoil> (accessed Jul. 26, 2023).
- [12] L. Barrie, "Aerodynamic Lift and Drag and The Theory of Flight," *mpoweruk.com*.  
[https://www.mpoweruk.com/flight\\_theory.htm](https://www.mpoweruk.com/flight_theory.htm) (accessed Jan. 08, 2023).
- [13] V. K. Shrivastav and S. Pandey, "Blended Wing Body Aircraft," *Gyancity J. Eng. Technol.*, vol. 4, no. 1, pp. 8–18, Jan. 2018.