



Analisis Perbandingan Karakteristik Aerodinamika *Split-Tip Winglet* dan *Sharklet* pada Sayap NACA 653-218 Menggunakan *Digital Subsonic Wind Tunnel*

Comparative Analysis of Aerodynamic Characteristics of Split-Tip Winglet and Sharklet on NACA 653-218 Wing Using Digital Subsonic Wind Tunnel

Widyo Nur Rahman^{1*}, Linggar Widayatmo²

^{1,2} Program Studi Teknik Aeronautika Pertahanan, Akademi Angkatan Udara
E-mail: wdynrrhmn@gmail.com

Abstract— *This study aims to analyze and compare the lift force, drag force, and lift and drag coefficients of a NACA 653-218 airfoil wing equipped with different wingtip configurations: split-tip winglet, sharklet, and no winglet. The experiment was conducted using a Digital Subsonic Wind Tunnel with airflow velocities of 5 m/s, 15 m/s, and 25 m/s, and Angle Of Attack variations from 0° up to stall, with 2° intervals. The test specimen was designed based on the NACA 653-218 wing with an interchangeable tip to accommodate each winglet configuration. The results show that the addition of a sharklet produced the highest lift compared to the other configurations. At a velocity of 25 m/s and an Angle Of Attack of 20°, the wing without a winglet generated a lift of 1.25 N, with a split-tip winglet 1.36 N, and with a sharklet 1.39 N. These findings indicate that adding a sharklet to the NACA 653-218 wing improves aerodynamic efficiency by providing higher lift performance compared to both the split-tip winglet and the baseline wing.*

Keywords— *Airfoil, Winglet, Split-Tip, Sharklet, Wind Tunnel*

Abstrak— *Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis perbandingan gaya angkat, gaya hambat, serta koefisien lift dan drag pada sayap dengan airfoil NACA 653-218 yang dilengkapi dengan konfigurasi split-tip winglet, sharklet, dan tanpa winglet. Pengujian dilakukan menggunakan Digital Subsonic Wind Tunnel dengan variasi kecepatan aliran udara sebesar 5 m/s, 15 m/s, dan 25 m/s, serta sudut serang (AoA) antara 0° hingga terjadi stall dengan interval 2°. Spesimen dibuat berdasarkan desain sayap NACA 653-218 dengan ujung sayap yang dapat diganti sesuai variasi konfigurasi winglet. Berdasarkan hasil pengujian, diketahui bahwa penggunaan sharklet menghasilkan gaya angkat tertinggi dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Pada kecepatan udara 25 m/s dan sudut serang 20°, model tanpa winglet menghasilkan gaya angkat sebesar 1,25 N, model dengan split-tip winglet sebesar 1,36 N, dan model dengan sharklet sebesar 1,39 N. Hasil tersebut menunjukkan bahwa penambahan sharklet pada sayap NACA 653-218 mampu meningkatkan efisiensi aerodinamika dengan*

*Widyo Nur Rahman
E-mail: wdynrrhmn@gmail.com

peningkatan gaya angkat yang lebih besar dibandingkan konfigurasi tanpa winglet maupun split-tip winglet.

Kata Kunci— *Airfoil, Winglet, Split-Tip, Sharklet, Wind Tunnel*

I. PENDAHULUAN

Pada era modern ini manusia memiliki kebutuhan yang beragam. Berpindah dari satu tempat ke tempat lain dalam jangka waktu yang cepat merupakan salah satu kebutuhan. Maka dari itu manusia membutuhkan alat transportasi berteknologi canggih dan mutakhir untuk dapat melakukan kebutuhan tersebut. Dari sekian banyak jenis alat transportasi yang dapat menangani hal tersebut adalah transportasi udara yaitu pesawat terbang. Sejak pertama kali ditemukan, pesawat telah mengalami perkembangan pesat dalam desain, teknologi, dan fungsinya. Dari pesawat ringan hingga pesawat komersial yang mampu mengangkut ratusan penumpang, serta pesawat militer dan kargo, setiap jenis memiliki karakteristik dan tujuan yang berbeda. Prinsip kerja pesawat terbang didasarkan pada hukum aerodinamika yang melibatkan empat gaya utama, yaitu gaya angkat (*lift*), gaya berat (*weight*), gaya dorong (*thrust*), dan gaya hambat (*drag*). Keempat gaya ini harus diseimbangkan agar pesawat dapat terbang dengan stabil dan terkendali. Selain itu, faktor-faktor seperti desain sayap, mesin, dan sistem kendali juga berperan dalam menentukan kinerja pesawat di udara. Dengan memahami konsep-konsep ini, diharapkan dapat memberikan wawasan lebih luas mengenai dunia penerbangan dan teknologi yang digunakan dalam industri aviasi.

Sayap (*wing*) merupakan salah satu bagian utama pada pesawat terbang yang menghasilkan gaya angkat (*lift*) paling besar pada pesawat. Disamping itu juga wing digunakan sebagai tempat untuk menyimpan bahan bakar. Udara akan mengalir pada airfoil, pertama akan dipecah lebih dahulu oleh leading edge yang membuat udara mengalir pada upper surface dan lower surface dimana aliran udara harus sampai trailing edge pada waktu yang sama, sehingga menyebabkan kecepatan aliran udara pada upper surface akan lebih cepat daripada lower surface. Sayap pesawat menerapkan Hukum Bernoulli dimana kecepatan berbanding terbalik dengan tekanan. Maka dari itu tekanan pada lower surface akan lebih besar sehingga terjadilah gaya angkat (*lift*). Pada bagian atas sayap pesawat akan ada perpindahan udara dari bagian bawah. Perpindahan udara ini akan mengakibatkan pusaran udara yang disebut vortex. Vortex merupakan peristiwa pusaran udara pada ujung (*tip*) sayap pesawat yang akan menghasilkan gaya hambat (*induced drag*), memberikan dampak pada penggunaan bahan bakar menjadi lebih boros dikarenakan engine harus mengeluarkan gaya dorong (*thrust*) lebih besar untuk mengimbangi gaya *drag* yang terjadi.

Pada bagian ujung (*tip*) sayap pesawat terdapat sayap kecil yang terpasang secara vertikal disebut dengan *winglet*. *Winglet* berfungsi untuk meningkatkan efisiensi pada sayap sehingga dapat mengurangi *induced drag* dan meningkatkan rasio perbandingan antara koefisien *lift* terhadap koefisien *drag* [1]. *Winglet* memiliki banyak jenis salah satunya yaitu *split-tip winglet* dan *sharklet*. Untuk itu perlu dilakukan penelitian agar dapat mengetahui karakteristik aerodinamika yang terdapat pada kedua jenis *winglet* tersebut. Dengan menggunakan airfoil NACA 653-218 sebagai media bagi *winglet* dan penelitian akan dilakukan pada digital subsonic wind tunnel yang terdapat di Laboratorium Aerodinamika Departemen Aeronautika, Akademi Angkatan Udara.

II. LANDASAN TEORI

A. Aerodinamika.

Merupakan cabang dari ilmu dinamika fluida yang berkaitan dengan kajian pergerakan udara, khususnya ketika ada benda padat berinteraksi dengan udara tersebut [2]. Ilmu ini memiliki keterkaitan erat dengan penerbangan. Beberapa faktor yang mempengaruhi aerodinamika meliputi suhu udara, tekanan udara, kecepatan aliran udara, serta kerapatan atau densitas udara. Gaya yang terjadi pada aerodinamika memiliki hubungan erat pada pesawat untuk dapat terbang.

B. Sayap.

Sayap (pesawat) adalah airfoil yang disambungkan di masing-masing sisi badan pesawat dan merupakan permukaan yang mengangkat pesawat di udara [3]. Cara kerja sayap pesawat dimulai ketika pesawat melaju, menyebabkan udara mengalir di atas dan di bawah sayap. Bentuk sayap yang melengkung membuat udara di atas bergerak lebih cepat daripada udara di bawah, sehingga menciptakan perbedaan tekanan. Tekanan udara yang lebih rendah di atas dan lebih tinggi di bawah menghasilkan gaya angkat yang mendorong pesawat ke atas.

C. Gaya Pesawat Terbang.

Pesawat terbang dirancang sedemikian rupa agar menghasilkan gaya angkat yang besar sekaligus meminimalkan hambatan udara. Saat terbang, pesawat mengalami berbagai hambatan, di antaranya hambatan akibat berat pesawat, hambatan saat menabrak awan, serta hambatan udara. Empat gaya utama yang berperan saat pesawat terbang, adalah gaya pendorong (*thrust*), gaya gesek (*drag*), gaya pengangkat (*lift*), dan gaya gravitasi (*weight*) [4].



Gambar 1. Gaya-gaya yang bekerja pada pesawat terbang.

Berikut adalah penjelasan mengenai gaya-gaya yang bekerja pada pesawat terbang berdasarkan gambar di atas:

1) Gaya Angkat (*Lift*). Merupakan gaya yang mengangkat pesawat ke atas, dihasilkan oleh sayap melalui perbedaan tekanan udara. Gaya ini mengikuti prinsip Hukum Bernoulli, di mana udara yang bergerak lebih cepat di atas sayap menciptakan tekanan lebih rendah dibandingkan udara di bawahnya. Rumus gaya *lift* menurut [5] seperti yang terdapat dibawah ini :

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

Dengan:

L	=	Gaya angkat (Newton)
ρ	=	Massa jenis udara (kg/m ³)
S	=	Luas permukaan (m ²)
v	=	Kecepatan aliran udara relatif terhadap pesawat (m/s)

C_L = Coeficient *Lift*

Koefisien *Lift* merupakan besaran tanpa satuan yang menunjukkan seberapa efektif suatu objek, seperti sayap pesawat, menghasilkan gaya angkat (*Lift*, L) atau menunjukkan seberapa baik sayap pesawat menghasilkan gaya angkat saat terkena aliran udara. Koefisien *lift* dapat diketahui dengan rumus sebagai berikut:

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

Dengan:

C_L = Koefisien *Lift*
 V = Kecepatan fluida (m/s)
 S = Luas permukaan benda (m²)
 L = Gaya angkat (N)
 ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

2) Gaya Hambat (*Drag*). Merupakan gaya resistensi udara yang menghambat pergerakan pesawat ke depan. Gaya ini dipengaruhi oleh bentuk aerodinamis pesawat dan dapat dikurangi dengan desain yang lebih efisien, seperti penggunaan sayap yang ramping dan permukaan yang halus. Rumus gaya hambat adalah sebagai berikut :

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

Dengan:

D = Gaya hambat (Newton)
 ρ = Massa jenis udara (kg/m³)
 S = Luas permukaan (m²)
 v = Kecepatan aliran udara relatif terhadap pesawat (m/s)
 C_D = Coeficient *Drag*

Koefisien *drag* merupakan besaran tanpa satuan yang menunjukkan seberapa besar hambatan udara yang dialami suatu objek dibandingkan dengan tekanan dinamis udara dan luas permukaannya. Atau menunjukkan seberapa besar hambatan udara yang dialami pesawat saat terbang. Koefisien *drag* dapat diketahui dengan rumus sebagai berikut:

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

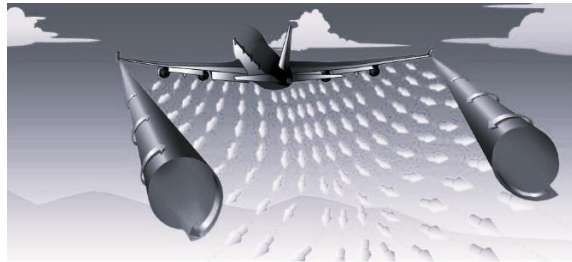
Dengan:

C_D = Koefisien *Drag*
 V = Kecepatan fluida (m/s)
 S = Luas permukaan benda (m²)
 D = Gaya hambat (N)
 ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

D. Vortex (Pusaran Udara).

Vortex adalah massa fluida yang partikel-partikelnya bergerak berputar dengan garis arus (*streamline*) membentuk lingkaran konsentris [6]. Dapat diartikan juga sebagai gerak fluida yang diakibatkan oleh parameter kecepatan dan tekanan. *Vortex* pada sayap pesawat biasanya terjadi di ujung sayap. Saat pesawat terbang, udara di bagian atas sayap memiliki tekanan lebih rendah dibandingkan di bawah sayap. Udara dari bawah sayap mencoba bergerak ke atas, melewati ujung

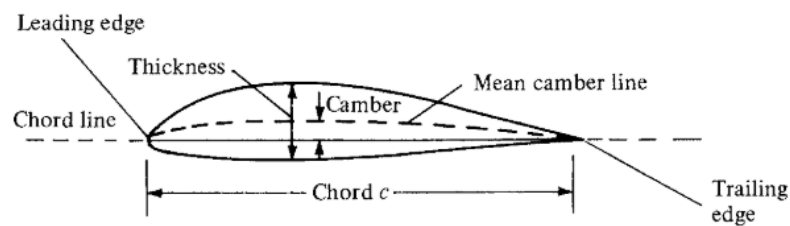
sayap, menciptakan aliran udara berputar. Sehingga pusaran ini terus berputar di belakang sayap pesawat.



Gambar 2. Vortex pada wingtip.

E. Airfoil.

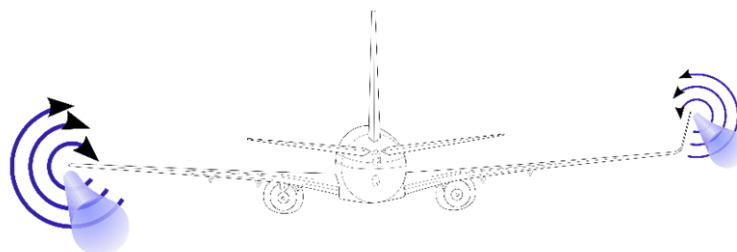
Airfoil atau aerofoil adalah bentuk aerodinamika yang menghasilkan gaya angkat sebesar mungkin dan gaya hambat sekecil mungkin. Secara teknis, airfoil merupakan potongan melintang sayap yang diperoleh dari perpotongan tegak lurus antara sayap dan badan pesawat. [7]. Dengan kata lain, airfoil merepresentasikan sayap dalam bentuk dua dimensi.



Gambar 3. Terminologi Airfoil.

F. Winglet.

Winglet merupakan sebuah perangkat aerodinamika yang dipasang pada ujung sayap pesawat terbang untuk meningkatkan kemampuan pesawat mengurangi gaya hambat (*drag*) yang terjadi selama pesawat mengudara [8]. Fungsi ini membantu meningkatkan efisiensi aerodinamika. Fungsi ini membantu meningkatkan efisiensi aerodinamika. Ilustrasi mengenai konsep ini dapat dilihat pada gambar 2.17. di bawah.

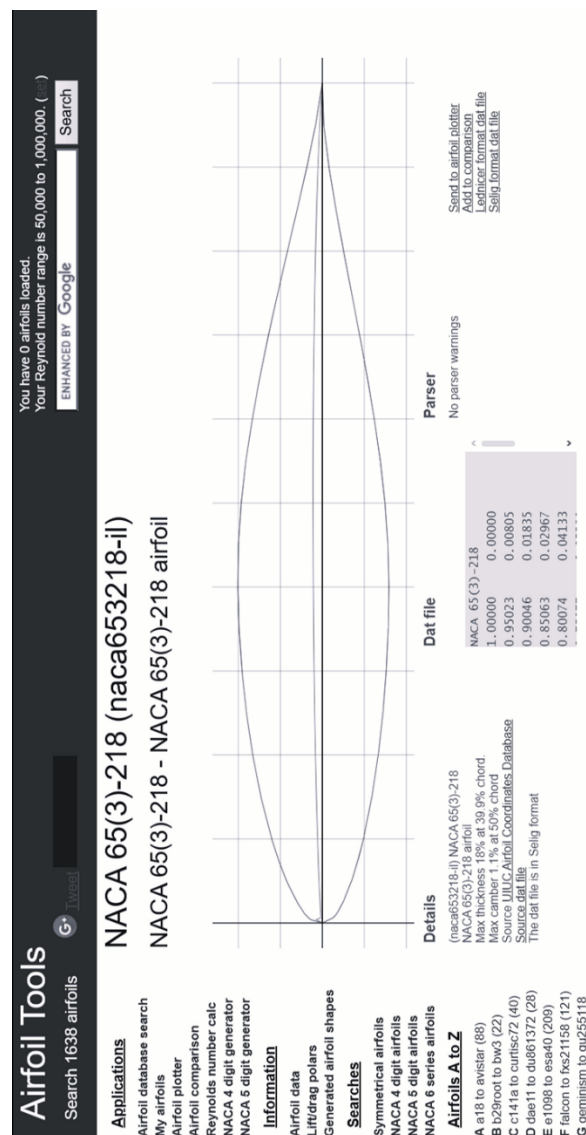


Gambar 4. Sayap yang menggunakan dan tanpa winglet

III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

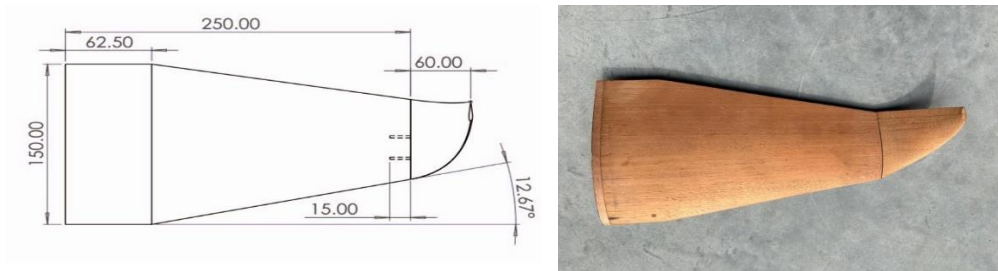
Bab ini akan membahas metode yang digunakan dalam penelitian untuk menganalisis karakteristik aerodinamika pada sayap NACA 653-218 dengan menggunakan *sharklet* dan *split-tip winglet*. Metodologi penelitian mencakup tahapan-tahapan yang dilakukan dalam proses pengujian, termasuk peralatan dan bahan, rancangan eksperimen, dan prosedur penelitian. Penjelasan singkat mengenai tahapan penelitian yang dilaksanakan adalah sebagai berikut :

1. Menggunakan kordinat pada *airfoiltools.com* untuk memperoleh bentuk *airfoil* yang sesuai.

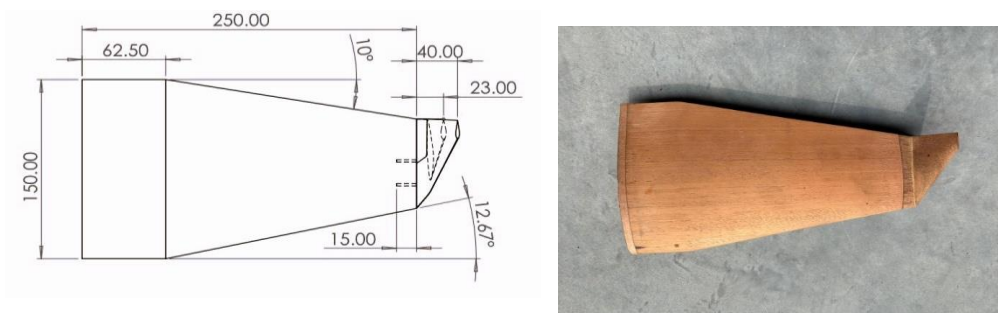


Gambar 5. Kordinat NACA 653-218

4. Menyesuaikan desain agar mendukung sistem modular dengan wingtip yang dapat diganti-ganti (*sharklet*, *split-tip winglet*, dan tanpa winglet).



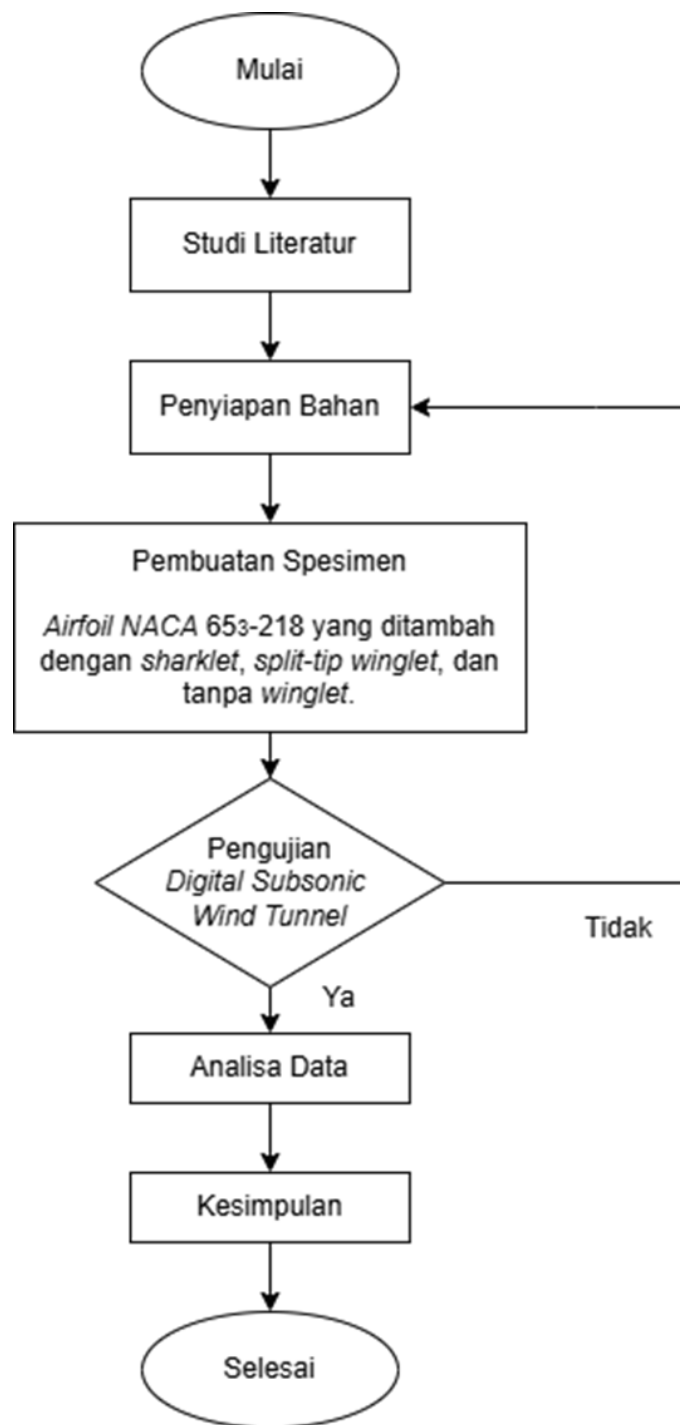
Gambar 6. Spesimen *airfoil* menggunakan *sharklet*



Gambar 7. Spesimen *airfoil* menggunakan *split-tip winglet*

5. Mengatur dan mengkalibrasi *Digital Subsonic Wind Tunnel* sebelum pengujian.
6. Memastikan posisi dan sudut serang (*Angle Of Attack*) sesuai dengan skenario pengujian. Sudut serang yang digunakan yaitu dimulai dari 0° sampai dengan terjadinya *stall* dengan interval 2° .
7. Mengatur kecepatan aliran udara dari *Digital Subsonic Wind Tunnel* dengan variasi kecepatan mulai dari 5 m/s, 15 m/s, dan 25 m/s.
8. Memulai simulasi dari masing-masing spesimen yang sudah dibuat.
9. Mencatat hasil pengujian dalam bentuk tabel dan grafik.
10. Membuat Kesimpulan.

Diagram alir penyusun penelitian ini digambarkan pada gambar dibawah ini.



IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

A. Pengujian

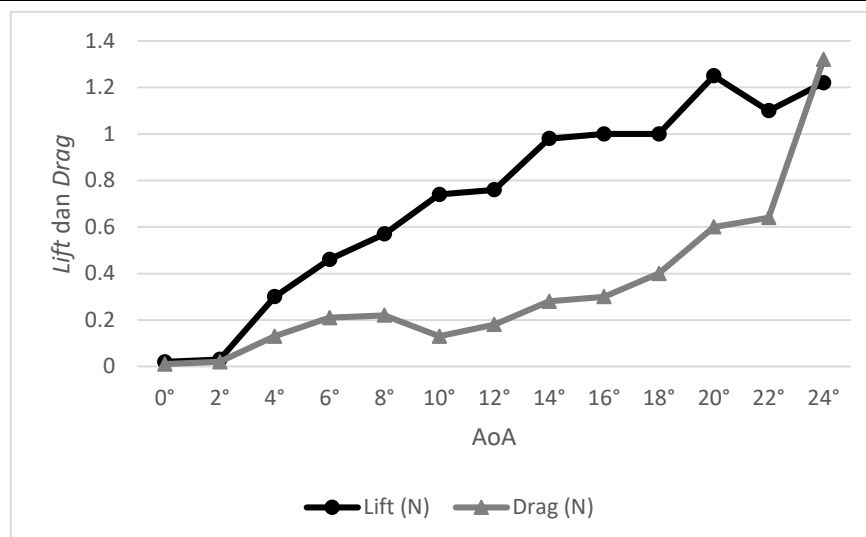
Pengujian pada Digital Subsonic Wind Tunnel dilakukan untuk menganalisis performa aerodinamis sayap NACA 653-218 dalam tiga konfigurasi, yaitu tanpa *winglet*, menggunakan *sharklet*, dan *split-tip winglet*. Pada setiap konfigurasi tersebut, karakteristik aerodinamika yang akan diteliti meliputi gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*), koefisien angkat (*lift coefficient*), serta koefisien hambat (*drag coefficient*).

B. Pembahasan

Berdasarkan tahapan pengujian yang telah dilaksanakan, diperoleh hasil percobaan berupa nilai gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*), koefisien gaya angkat (*coefficient lift*), serta koefisien gaya hambat (*coefficient drag*). Adapun data hasil pengujian tersebut adalah sebagai berikut:

Tabel 1. Hasil Pengujian airfoil NACA 653-218 yang tidak ditambahkan dengan *winglet* pada kecepatan (V) = 25 m/s

NO	α	Lift (N)	Drag (N)	C_L	C_D	L/D Ratio
1	0°	0.02	0.01	0.04	0.02	2.00
2	2°	0.03	0.02	0.06	0.04	1.50
3	4°	0.3	0.13	0.65	0.28	2.31
4	6°	0.46	0.21	0.99	0.45	2.19
5	8°	0.57	0.22	1.23	0.47	2.59
6	10°	0.74	0.13	1.60	0.28	5.69
7	12°	0.76	0.18	1.64	0.13	4.75
8	14°	0.98	0.28	2.12	0.60	3.50
9	16°	1.00	0.30	2.16	0.65	3.33
10	18°	1.00	0.40	2.16	0.86	2.50
11	20°	1.25	0.60	2.71	1.30	2.08
12	22°	1.10	0.64	2.38	1.38	1.72
13	24°	1.22	1.32	2.64	2.86	0.92

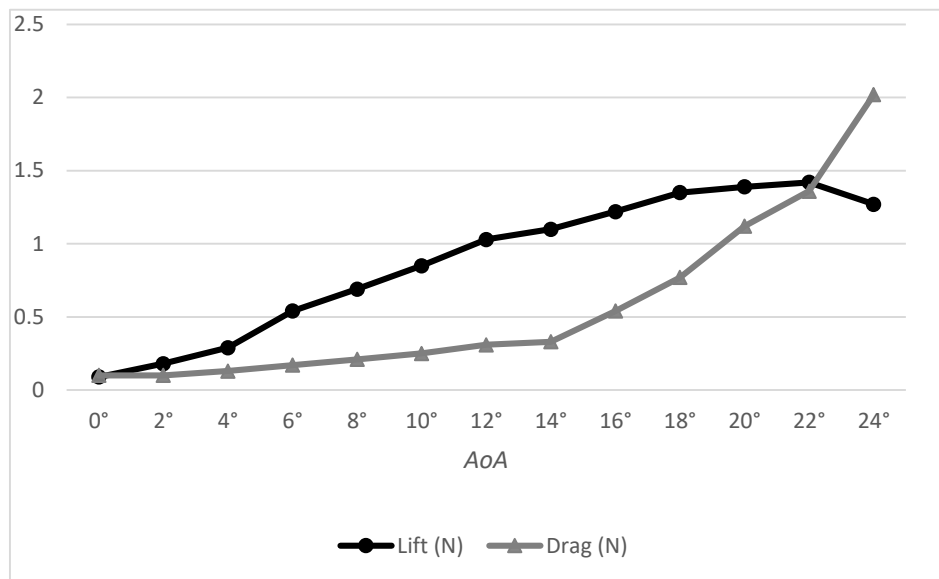


Gambar 8. Grafik *lift* dan *drag* spesimen tanpa *winglet* dengan kecepatan 25 m/s.

Hasil pengujian aerodinamika sayap NACA 653-218 tanpa *winglet* dengan kecepatan aliran udara 5 m/s menghasilkan C_L max sebesar 0.30 pada *Angle Of Attack* 16°. pada kecepatan aliran udara 15 m/s menghasilkan C_L max sebesar 0.99 pada *Angle Of Attack* 20°. dan pada kecepatan aliran udara 25 m/s menghasilkan C_L max sebesar 2.71 pada *Angle Of Attack* 20°. Sedangkan sudut *stall* hasil pengujian sayap NACA 653-218 tanpa *winglet* didapatkan bahwa dengan kecepatan aliran udara 5 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 18°, pada kecepatan aliran udara 15 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 22°. dan pada kecepatan aliran udara sebesar 25 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 22°. Hasil tersebut menyatakan bahwa kecepatan aliran udara dapat mempengaruhi terjadinya *stall*.

Tabel 2. Hasil Pengujian airfoil NACA 653-218 yang ditambahkan dengan *sharklet* pada kecepatan (V) = 25 m/s

NO	α	Lift (N)	Drag (N)	C_L	C_D	L/D Ratio
1	0°	0.09	0.10	0.18	0.20	0.90
2	2°	0.18	0.10	0.36	0.20	1.80
3	4°	0.29	0.13	0.58	0.26	2.23
4	6°	0.54	0.17	1.08	0.34	3.18
5	8°	0.69	0.21	1.38	0.42	3.29
6	10°	0.85	0.25	1.70	0.50	3.40
7	12°	1.03	0.31	2.06	0.62	3.32
8	14°	1.10	0.33	2.20	0.66	3.33
9	16°	1.22	0.54	2.44	1.08	2.26
10	18°	1.35	0.77	2.70	1.54	1.75
11	20°	1.39	1.12	2.79	2.24	1.24
12	22°	1.42	1.36	2.85	2.72	1.04
13	24°	1.27	2.02	2.55	4.05	0.63

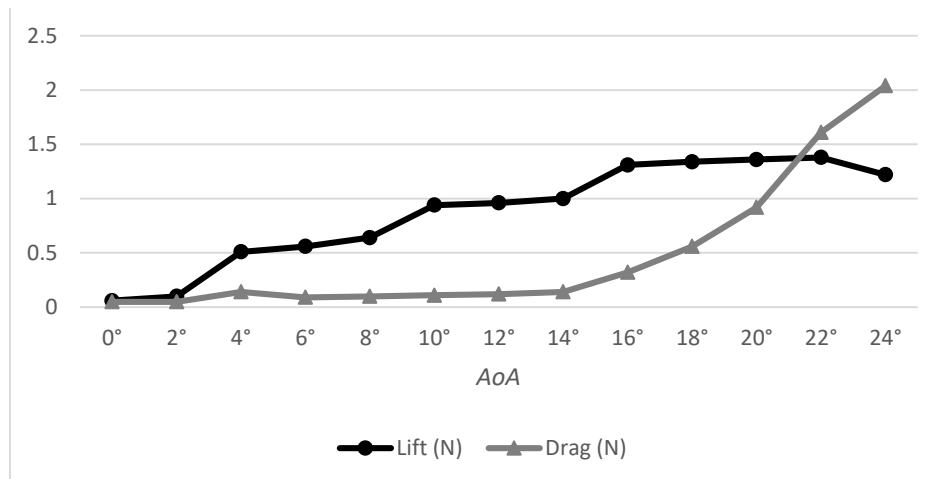


Gambar 9. Grafik *lift* dan *drag* spesimen menggunakan *sharklet* dengan kecepatan 25 m/s.

Hasil pengujian aerodinamika sayap NACA 653-218 yang ditambahkan *sharklet* dengan kecepatan aliran udara 5 m/s menghasilkan C_L max sebesar 0.36 pada *Angle Of Attack* 16°. pada kecepatan aliran udara 15 m/s menghasilkan C_L max sebesar 1.14 pada *Angle Of Attack* 20°. dan pada kecepatan aliran udara 25 m/s menghasilkan C_L max sebesar 2.85 pada *Angle Of Attack* 22°. Sedangkan sudut *stall* hasil pengujian sayap NACA 653-218 yang ditambahkan dengan *sharklet* didapatkan bahwa dengan kecepatan aliran udara 5 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 18°. pada kecepatan aliran udara 15 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 22°. dan pada kecepatan aliran udara sebesar 25 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 24°. Hasil tersebut menyatakan bahwa kecepatan aliran udara dapat mempengaruhi terjadinya *stall*.

Tabel 3. Hasil Pengujian airfoil NACA 653-218 yang ditambahkan dengan *split-tip winglet* pada kecepatan (V) = 25 m/s

NO	α	Lift (N)	Drag (N)	C_L	C_D	L/D Ratio
1	0°	0.06	0.05	0.12	0.10	1.20
2	2°	0.10	0.05	0.20	0.10	2.00
3	4°	0.51	0.14	1.02	0.28	3.64
4	6°	0.56	0.09	1.12	0.18	6.22
5	8°	0.64	0.10	1.28	0.20	6.40
6	10°	0.94	0.11	1.89	0.22	8.55
7	12°	0.96	0.12	1.93	0.24	8.00
8	14°	1.00	0.14	2.01	0.28	7.14
9	16°	1.31	0.32	2.63	0.64	4.09
10	18°	1.34	0.56	2.69	1.12	2.39
11	20°	1.36	0.92	2.73	1.85	1.48
12	22°	1.38	1.61	2.77	3.24	0.86
13	24°	1.22	2.04	2.45	4.11	0.60



Gambar 10. Grafik *lift* dan *drag* spesimen menggunakan *split-tip winglet* dengan kecepatan 25 m/s.

Hasil pengujian aerodinamika sayap NACA 653-218 yang ditambahkan *withcomb winglet* dengan kecepatan aliran udara 5 m/s menghasilkan CL_{max} sebesar 0.28 pada *Angle Of Attack* 18°. pada kecepatan aliran udara 15 m/s menghasilkan CL_{max} sebesar 1.10 pada *Angle Of Attack* 20°. dan pada kecepatan aliran udara 25 m/s menghasilkan CL_{max} sebesar 2.77 pada *Angle Of Attack* 22°. Sedangkan sudut *stall* hasil pengujian sayap NACA 653-218 yang ditambahkan dengan *split-tip winglet* didapatkan bahwa dengan kecepatan aliran udara 5 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 20°. pada kecepatan aliran udara 15 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 22°. dan pada kecepatan aliran udara sebesar 25 m/s menghasilkan sudut *stall* sebesar 24°. Hasil tersebut menyatakan bahwa kecepatan aliran udara dapat mempengaruhi terjadinya *stall*.

V. KESIMPULAN

Dari hasil pengujian pada ketiga model sayap NACA 653-218 secara umum nilai gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap NACA 653-218 yang ditambahkan *sharklet* memiliki nilai gaya angkat lebih besar dibanding yang lainnya. Contohnya dengan kecepatan 25 m/s dan AoA 20° didapatkan bahwa pada model sayap NACA 653-218 tanpa *winglet* menghasilkan gaya angkat sebesar 1.25 N. pada model sayap NACA 653-218 yang ditambahkan dengan *sharklet* menghasilkan gaya angkat sebesar 1.39 N. dan pada model sayap NACA 653-218 yang ditambahkan dengan *split-tip winglet* menghasilkan gaya angkat sebesar 1.36 N. Hasil tersebut menyatakan bahwa sayap NACA 653-218 yang ditambahkan dengan *sharklet* memiliki performa yang lebih baik dibandingkan dengan sayap NACA 653-218 yang lainnya. Perbandingan pada berbagai kecepatan aliran menunjukkan bahwa semakin tinggi kecepatan, maka nilai *lift* meningkat secara signifikan pada semua konfigurasi, namun peningkatan *drag* juga ikut terjadi. Meskipun demikian, konfigurasi dengan *winglet* terutama *sharklet* yang memiliki rasio *lift to drag* (L/D) yang lebih baik dibandingkan tanpa *winglet*, sehingga lebih efisien secara aerodinamika.

REFERENSI

- [1] F. T. Hidayat, B. Rabeta, and F. Fransiscus, “Analisis Pengaruh Winglet Pada Sayap Pesawat Cessna 172 Menggunakan Perangkat Lunak XFLR5,” *J. Teknol. Kedirgant.*, vol. 5, no. 1, pp. 50–56, 2020, doi: 10.35894/jtk.v5i1.423.
- [2] S. Jumini, “GAYA AERODINAMIK DALAM PENERBANGAN PERSPEKTIF Q.S. AN-NAHL: 79,” 2013.
- [3] G. Setyoaji, I. Haryanto, and A. Widodo, “Analisa Statis Struktur Wing Box Pesawat Udara Dengan Equivalent Plate Model,” *J. Tek. Mesin Undip*, vol. 4, no. 1, pp. 63–70, 2016.
- [4] M. Razzaaq and R. S. , Lailatul Husna Lubis, “<http://ojs.unimal.ac.id/index.php/relativitas/index>,” vol. 7, no. 2, pp. 102–111, 2024.
- [5] B. W. McCormick, “Aerodynamics Aeronautics And Flight Mech,” 1995.
- [6] F. Sumantri and M. Fitri, “Perancangan Alat Uji Vortex Bebas Dan Vortex Paksa,” *Zo. Mesin*, vol. 8, no. 2, pp. 1–9, 2021.
- [7] J. John D. Anderson, *Fundamental of Aerodynamic*. 2016.
- [8] M. R. Sormin and R. Permatasari, “Analisis Spiroid Winglet Pada Pesawat Subsonic Dengan Variasi Sudut Serang Terhadap Konsumsi Bahan Bakar Menggunakan Metode Computational Fluid Dynamic,” *J. Penelit. Dan Karya Ilm. Lemb. Penelit. Univ. Trisakti*, vol. 5, no. 1, pp. 1–7, 2020, doi: 10.25105/pdk.v5i1.6414.