



Analisis Aerodinamika 3d *Printing* Model Sayap Pesawat Tempur F-16 *Fighting Falcon* Sebagai *Air Carrier* Dengan Metode Eksperimen

3D Printing Aerodynamic Analysis of the F-16 Fighting Falcon Fighter Aircraft Wing Model as an Air Carrier Using an Experimental Method

Rizky Aditya Hutabarat^{1*}, Wahyu Kusumahardi²

^{1,2} Program Studi Teknik Aeronautika Pertahanan, Akademi Angkatan Udara

E-mail: adityahutabarat0103@gmail.com

Abstract— *This study analyzes the aerodynamic performance of an F-16 Fighting Falcon wing model before and after attaching a Pegasus XL rocket carrying a nanosatellite through subsonic wind tunnel testing. The 3D-printed PLA model, based on the NACA 64A204 airfoil, was tested at various airspeeds and angles of attack to explore a cost-efficient nanosatellite air-launch method. Results showed that adding the rocket increased the lift coefficient at low to medium angles but also raised drag and caused earlier stall, shifting optimal aerodynamic efficiency from 10° (without rocket) to 6° (with rocket). The rocket-mounted wing is better suited for take-off or climb, while the unmodified wing provides greater stability at high speeds, offering a reference for developing efficient and adaptive air-launch systems using fighter aircraft.*

Keywords— *F-16 Fighting Falcon, Pegasus XL, 3D Printing, Subsonic Wind Tunnel, Aerodynamics, Nanosatellite.*

Abstrak— *Penelitian ini menganalisis kinerja aerodinamika model sayap pesawat F-16 Fighting Falcon sebelum dan sesudah penambahan roket Pegasus XL pembawa nanosatelit melalui pengujian di terowongan angin subsonik. Model berbahan PLA hasil cetak 3D dengan airfoil NACA 64A204 diuji pada berbagai kecepatan udara dan sudut serang untuk mengeksplorasi metode peluncuran nanosatelit berbasis udara yang efisien dan hemat biaya. Hasil menunjukkan bahwa penambahan roket meningkatkan koefisien angkat pada sudut serang rendah hingga menengah, namun juga meningkatkan hambatan dan menyebabkan stall terjadi lebih awal, dengan pergeseran efisiensi aerodinamika optimal dari 10° (tanpa roket) menjadi 6° (dengan roket). Konfigurasi sayap dengan roket lebih cocok untuk fase lepas landas atau menanjak, sedangkan sayap tanpa roket memberikan stabilitas lebih baik pada kecepatan tinggi, sehingga hasil penelitian ini dapat menjadi acuan awal dalam pengembangan sistem peluncuran nanosatelit berbasis pesawat tempur yang efisien dan adaptif.*

Kata Kunci— *F-16 Fighting Falcon, Pegasus XL, 3D Printing, Subsonic Wind Tunnel, Aerodinamika, Nanosatellite.*

*Rizky Aditya Hutabarat

E-mail: adityahutabarat0103@gmail.com

I. PENDAHULUAN

Peluncuran satelit umumnya dilakukan menggunakan roket dari darat, namun metode ini memerlukan infrastruktur kompleks, waktu lama, dan biaya besar. Satelit, khususnya dalam operasi militer, berperan penting dalam penyediaan informasi dan dukungan strategis. Seiring perkembangan teknologi, muncul nanosatelit berukuran kecil (1–10 kg) yang mengorbit di LEO dan menawarkan solusi efisien untuk berbagai kebutuhan, termasuk pendidikan, ekonomi, dan pertahanan.

Untuk menekan biaya peluncuran, dikembangkan metode *air-launch* menggunakan pesawat pembawa seperti “Stargazer” (Lockheed L-1011 Tristar) yang membawa roket Pegasus XL bermuatan nanosatelit. Roket dilepaskan pada ketinggian sekitar 11.900 meter sebelum mesinnya menyala dan membawa muatan menuju orbit LEO. Sistem ini lebih efisien dibanding peluncuran konvensional karena mengurangi kebutuhan infrastruktur darat dan waktu persiapan misi.

Peneliti memilih pesawat tempur F-16 Fighting Falcon TNI AU sebagai objek studi karena performa tinggi, kemampuan manuver baik, dan pengalaman operasional luas. Dengan kecepatan hingga Mach 2+ dan ketinggian terbang lebih dari 15.000 meter, F-16 berpotensi digunakan sebagai platform peluncur roket nanosatelit. Penelitian ini bertujuan menganalisis pengaruh penambahan roket pada sayap F-16 terhadap karakteristik aerodinamika melalui pengujian di *Subsonic Wind Tunnel*.

II. LANDASAN TEORI

A. Aerodinamika

Aerodinamika berhubungan langsung dengan aliran udara serta objek benda yang dilaluinya. Berikut ini gaya – gaya yang terdapat pada aerodinamika;

1. Gaya Angkat (*Lift*)

Lift adalah gaya angkat yang diterima oleh sayap pesawat akibat perbedaan tekanan udara di bagian atas dan bawah sayap. Berikut persamaan gaya angkat :

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho v^2 S \dots\dots\dots(1)$$

2. Gaya Hambat (*Drag*).

Drag yang dihasilkan oleh sayap pesawat atau benda di pesawat terbang yang menghasilkan *Lift*, yang besarnya merupakan komponen dari *Aerodynamic Force (Total Reaction)* yang sejajar dengan *Flight Path*. Berikut persamaan gaya hambat :

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho v^2 S \dots\dots\dots(2)$$

3. Gaya Dorong (*Thrust*).
Gaya dorong adalah gaya yang dihasilkan oleh mesin pesawat, yang mendorong udara ke belakang untuk membantu pesawat bergerak maju di udara menggunakan sistem propulsi. *Thrust* terjadi karena tenaga yang dihasilkan dari pembakaran bahan bakar dalam mesin.
4. Gaya Berat (*Weight*).
Gaya berat adalah gaya yang berasal dari berat pesawat, yang dipengaruhi oleh gaya gravitasi.

B. Airfoil.

Airfoil adalah penampang dari sebuah sayap. *Airfoil* merupakan bentuk 2 dimensi dari *wing*. Bagian – bagian airfoil sebagai berikut :

1. **Chord Line.** Adalah garis lurus yang menghubungkan Leading Edge dan Trailing Edge.
2. **Chord.** Jarak antara Leading Edge dengan Trailing Edge.
3. **Mean Chamber Line.** Adalah garis lengkung yang ditarik diantara Lower dan Upper Surface (permukaan bawah dan atas).
4. **Max Thickness.** Jarak yang terbesar antara Upper Surface dan Lower Surface.
5. **Max Chamber.** Jarak yang terbesar antara Mean Chamber Line dengan Chord Line.
6. **Leading Edge.** Titik terdepan dari Aeroprofil.
7. **Trailing Edge.** Titik yang paling belakang dari Aeroprofil.
8. **Radius Leading Edge.** Jari – jari lingkaran yang melalui Leading Edge.
9. **Upper Surface.** Garis lengkung disebelah atas aeroprofil (permukaan atas airfoil).
10. **Lower Surface.** Garis lengkung disebelah bawah aeroprofil (permukaan bawah airfoil).
11. **Angle of Attack.** Sudut antara Relative Wind dengan Chord Line.
12. **Lift.** Komponen Aerodynamic Force yang tegak lurus dengan Relative Wind.
13. **Drag.** Komponen Aerodynamic Force yang sejajar dengan Relative Wind.

C. Aspect Ratio.

Rasio aspek pada sayap pesawat adalah perbandingan antara *span* dengan *chord* sayap, hal itu dapat diartikan bahwa semakin panjang sayap dengan lebar yang sama maka rasio aspek sayap tersebut semakin besar. Semakin besar aspek rasio pada sayap pesawat terbang, maka koefisien *lift* pada pesawat terbang akan semakin besar dan koefisien *drag*-nya akan semakin kecil.

D. Lift to Drag Ratio.

Merupakan perbandingan antara gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap dan gaya hambat yang timbul ketika pesawat terbang pada kecepatan tertentu, perbandingan ini digunakan sebagai faktor untuk mengukur efisiensi dari sebuah *airfoil*. Pesawat terbang dengan harga L/D ratio yang lebih besar akan lebih efisien dari pada yang harga L/D ratio lebih kecil

E. Distribusi Tekanan.

Suatu aliran udara bergerak melewati *airfoil*, maka akan terdapat perbedaan kecepatan lokal di sekeliling *airfoil*, hal ini menyebabkan perbedaan tekanan statis di sekeliling *airfoil*. Sehingga dapat disimpulkan penambahan maupun pengurangan tekanan udara di dekat *Leading Edge* dari sebuah *airfoil* amatlah besar pengaruhnya terhadap distribusi tekanan disekitarnya. Kecepatan aliran udara yang tinggi akan menyebabkan tekanan menjadi lebih rendah, sedangkan kecepatan yang rendah akan membuat tekanan menjadi lebih tinggi.

F. Teori NACA.

Sistem penomoran NACA (*National Advisory Committee For Aeronautics*) menggunakan angka – angka yang biasanya digunakan dengan kombinasi angka dan huruf. Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa C_L , dan kemudian akan terkait dengan lift. Berikut adalah arti penomoran NACA 64A204 pada pesawat F-16 sebagai berikut:

1. **6** → Menunjukkan seri *airfoil* (seri-6).
Seri-6 dikembangkan untuk *laminar flow airfoil*, tujuannya mengurangi *drag* dengan memperpanjang daerah aliran *laminar* di sepanjang *chord*.
2. **4** → Menunjukkan angka *design lift coefficient range*.
Artinya *airfoil* ini dirancang agar *drag* minim pada $0,4 \times C_L = 0,4$ (C_L = koefisien angkat).
Jadi, *drag bucket* (daerah *drag* rendah) optimal terjadi di sekitar $C_L = 0,4$.
3. **A** → Modifikasi.
Huruf A artinya *airfoil* ini adalah versi modifikasi dari 64 series standar untuk memperbaiki performa tertentu (misalnya lebih halus transisi atau *stall characteristics*).
4. **2** → Menunjukkan desain *lift coefficient* ($C_L = 0,2$) untuk kondisi *cruising*.
Jadi profil ini dibuat agar efisien (minimum *drag*) pada $C_L \approx 0,2$.
5. **04** → Menunjukkan ketebalan maksimum *airfoil* 4% dari *chord*.
Misalnya kalau *chord* = 1 m → ketebalan maksimum *airfoil* hanya 0,04 m (40 mm). Ini termasuk *airfoil* tipis, cocok untuk kecepatan tinggi (supersonik/transonik).

G. *Wind Tunnel.*

Wind Tunnel atau terowongan angin adalah alat yang dipakai untuk mensimulasikan aliran udara tentang bagaimana aliran udara yang mengalir di sekitar objek agar dapat dianalisis tanpa perlu diujikan di lapangan terbuka. Pada pengujian ini digunakan *Digital Subsonic Wind Tunnel AF100*

H. *Hukum Kontinuitas.*

Menjelaskan bahwa massa fluida yang mengalir melalui suatu sistem tertutup adalah konstan.

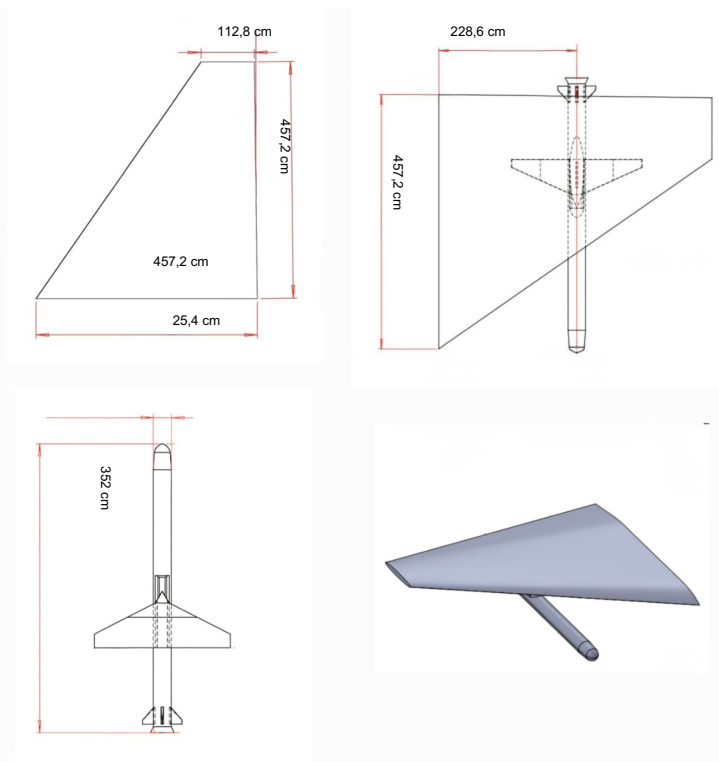
I. *Persamaan Bernoulli.*

Menyatakan hubungan antara tekanan, kecepatan dan energi potensial dalam aliran fluida ideal (tanpa gesekan).

III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

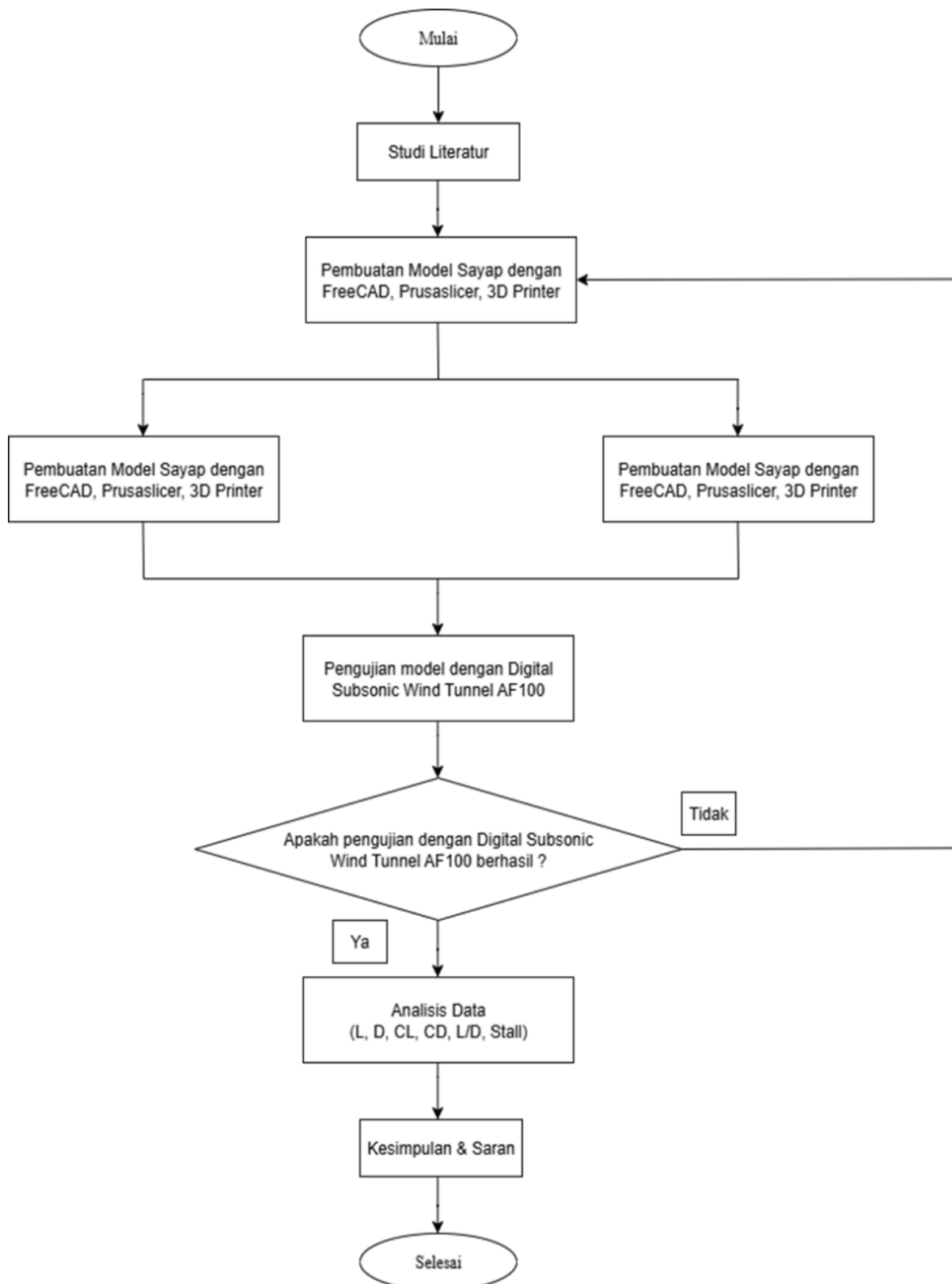
Bab ini berisikan diagram alir (*flowchart*) yang meliputi proses penelitian, uraian data secara rinci mengenai penelitian, variabel penelitian, alat atau instrumen untuk mengumpulkan data, prosedur pengambilan pengumpulan data dan cara analisis data dari hasil pengujian. Hasil pengujian berupa model sayap saja dan sayap yang ditambahkan roket yang akan diujikan pada *Digital Subsonic Wind Tunnel AF100* untuk dilihat karakteristik aerodinamikanya. Penjelasan singkat mengenai tahapan penelitian yang dilaksanakan adalah sebagai berikut :

1. Pada tahap awal adalah melaksanakan studi literatur untuk mencari materi yang berhubungan dengan tugas akhir dengan judul dan materi yang telah ditentukan sebagai dasar kegiatan penelitian.
2. Selanjutnya adalah pembuatan model sayap saja dan model sayap yang ditambahkan dengan roket menggunakan bantuan software FreeCAD untuk mendesain, kemudian software Prusaslicer untuk mengatur pencetakan dan dicetak dengan *3D Printer Creality Ender 2 Pro*. Model yang dimaksud tersaji dalam Gambar 1.bBerikut.



Gambar 1. Desain Model

3. Model yang telah berhasil dibuat kemudian akan diujikan pada Digital Subsonic Wind Tunnel AF100. Dari hasil pengujian nantinya akan didapat data yang akan dianalisa serta ditarik kesimpulan dari hasil pengujian yang telah dilakukan.
4. Hasil pengujian didapat hasil sebagai berikut :
 - a) Model sayap yang ditambahkan roket. Lebih unggul pada AoA rendah hingga menengah karena mampu menghasilkan *lift* lebih besar dalam waktu singkat dengan efisiensi yang cukup tinggi, sehingga cocok digunakan pada fase lepas landas (*take-off*).
 - b) Model sayap tanpa roket. Lebih unggul pada AoA besar karena menghasilkan efisiensi lebih stabil dan tahan terhadap *stall* pada kecepatan tinggi, sehingga lebih sesuai untuk fase jelajah (*cruise*).
5. Diagram Alir penyusun penelitian ini digambarkan pada Gambar 2. di bawah ini :



Gambar 2. Diagram Alir

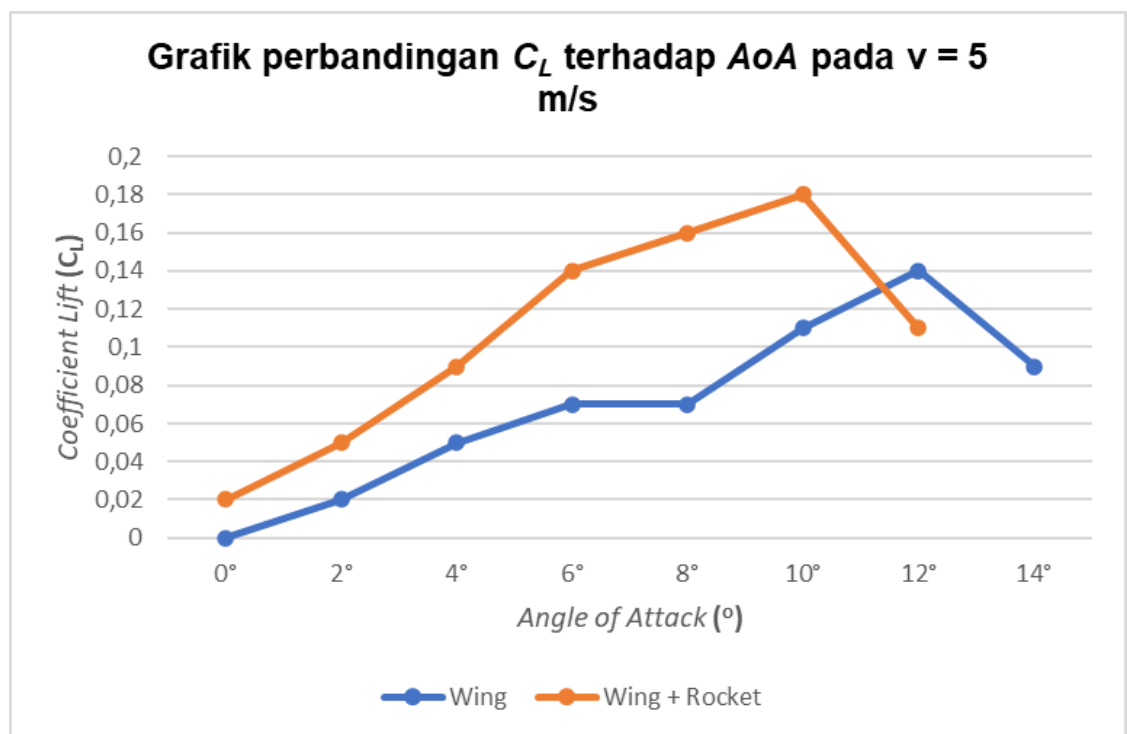
IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

A. Pengujian

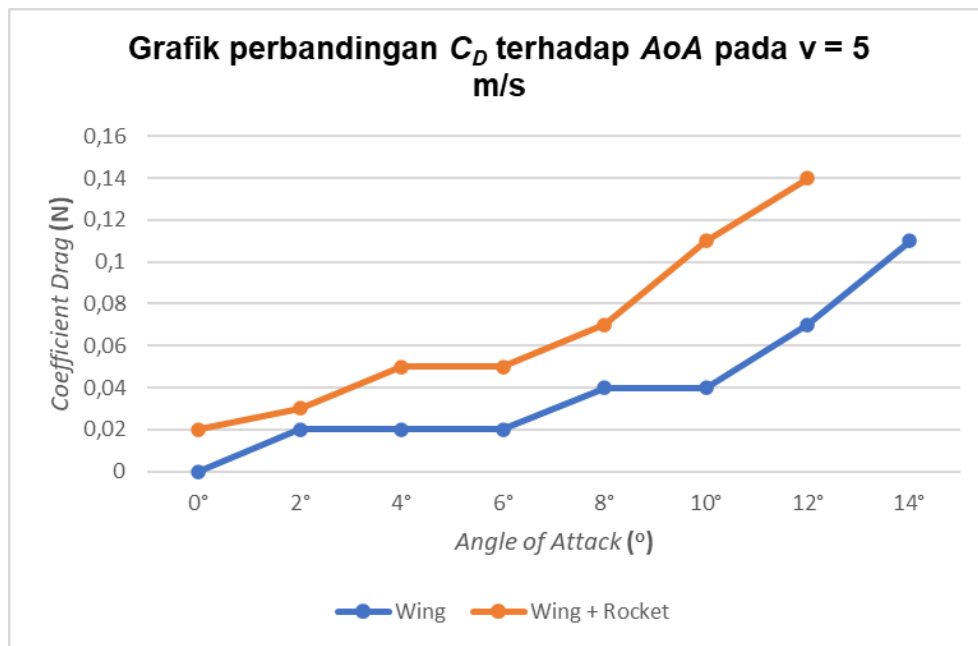
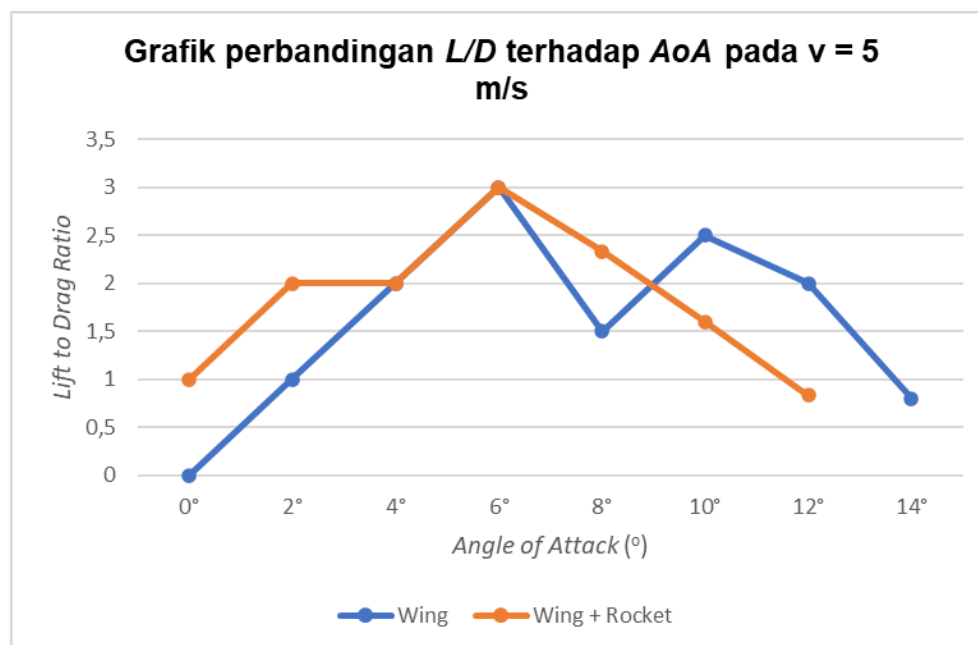
Berikut ini merupakan hasil perbandingan pengujian model sayap tanpa roket dan model sayap yang ditambahkan dengan roket untuk melihat karakteristik yang dimiliki masing – masing model setelah dilaksanakan pengujian pada Digital Subsonic Wind Tunnel AF100.

B. Pembahasan

Data-data hasil dari pengujian dengan Digital Subsonic Wind Tunnel AF100 tersebut dibandingkan satu sama lain, sehingga didapatkan grafik pada Gambar 3., Gambar 4., dan Gambar 5. sebagai berikut.



Gambar 3. Grafik C_L terhadap AoA pada kecepatan 5 m/s

Gambar 4. Grafik C_D terhadap AoA pada kecepatan 5 m/sGambar 5. Grafik L/D Ratio terhadap AoA pada kecepatan 5 m/s

Apabila dilakukan perbandingan antara konfigurasi sayap tanpa roket dan sayap dengan roket pada kecepatan 5 m/s, terlihat bahwa nilai koefisien *lift* (C_L) pada konfigurasi *Wing* yang ditambahkan *Rocket* lebih tinggi dibandingkan *Wing* saja, dengan puncak C_L masing-masing sebesar 0,18 dan 0,14. Namun demikian, nilai koefisien *drag* (C_D) pada *Wing* yang ditambahkan *Rocket* juga lebih besar, sehingga meningkatkan hambatan aerodinamika. Dari sisi efisiensi, rasio L/D optimum pada konfigurasi *Wing* yang ditambahkan *Rocket* tercapai pada sudut serang 6°, sedangkan pada *Wing* tanpa roket optimum pada sudut serang 10°. Berdasarkan hasil ini dapat

disimpulkan bahwa konfigurasi Wing + Rocket lebih unggul pada sudut serang kecil hingga menengah, sehingga lebih sesuai untuk fase lepas landas (*take-off*). Sebaliknya, konfigurasi Wing tanpa roket lebih stabil pada sudut serang besar dan kecepatan tinggi, sehingga lebih cocok untuk fase jelajah (*cruise*).

V. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengujian aerodinamika pada model sayap airfoil NACA 64A204, diperoleh beberapa kesimpulan sebagai berikut. Penambahan roket pada sayap F-16 Fighting Falcon menyebabkan perubahan signifikan pada karakteristik aerodinamika, yaitu peningkatan nilai *lift* dan *drag*, terjadinya *stall* pada sudut serang yang lebih rendah, serta perbedaan nilai maksimum *Lift-to-Drag Ratio (L/D)* antara kedua model. Pada model dengan roket, peningkatan *lift* dan *drag* terjadi lebih cepat akibat bertambahnya luas permukaan, sementara *stall* terjadi lebih awal ($\alpha = 10^\circ\text{--}12^\circ$) dibandingkan sayap tanpa roket ($\alpha = 12^\circ\text{--}14^\circ$). Efisiensi aerodinamika maksimum untuk sayap tanpa roket dicapai pada sudut serang menengah ($8^\circ\text{--}10^\circ$), sedangkan pada sayap dengan roket pada sudut rendah ($2^\circ\text{--}6^\circ$) dan menurun tajam setelahnya. Secara umum, sayap dengan roket lebih unggul pada sudut serang rendah hingga menengah dan sesuai untuk fase *take-off*, sedangkan sayap tanpa roket lebih efisien dan stabil pada sudut besar dan kecepatan tinggi, sehingga lebih cocok untuk fase *cruise*.

REFERENSI

- [1] *About FreeCAD/id* (2025). Available at: https://wiki.freecad.org/About_FreeCAD/id.
- [2] Anderson, John D. (2011) *Fundamentals of Aerodynamics*. 5th edn. Edited by J. D. Anderson. New York: McGraw Hill Education. Available at: file:///C:/Users/MyBook PRO K7V/Documents/TUGAS AKHIR/Fundamentals of Aerodynamics 5ED.pdf.
- [3] Edward Fahmi and Permana, Y. (2016) 'Perancangan Dan Realisasi Sistem Gerak Aktif Satelit – Nano Berbasis Saluran Mikrostrip', *Ict*, 6(11), pp. 29–37.
- [4] 'Gambar Airfoil' (no date). Available at: <https://www.aeroengineering.co.id/2016/02/pemilihan-airfoil-pesawat-aeromodelling/>.
- [5] *General Dynamic F-16 Fighting Falcon* (no date). Available at: https://id.wikipedia.org/wiki/General_Dynamics_F-16_Fighting_Falcon.
- [6] Grumman, N. (1385) 'Pegasus User Guide', 17, p. 302.
- [6] Logreira, D. (2019) *Pegasus XL 3D Model, NASA*. Available at: <https://science.nasa.gov/resource/pegasus-xl-3d-model/>.
- [7] Mulyadi, M. (2010) 'Analisis Aerodinamika Pada Sayap Pesawat Terbang Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics (Cfd)', *Universitas Gunadarma*, pp. 1–13.
- [8] Series, I. (2014) 'TO ID1F-16C-2-00GV-00-1 DESCRIPTION', (June).
- [9] Ummah, M.S. (2019) 'Panduan Roket Pegasus', *Sustainability (Switzerland)*, 11(1), p. 15. Available at: http://scioteca.caf.com/bitstream/handle/123456789/1091/RED2017-Eng-8ene.pdf?sequence=12&isAllowed=y%0Ahttp://dx.doi.org/10.1016/j.regsciurbeco.2008.06.005%0Ahttps://www.researchgate.net/publication/305320484_SISTEM_PEMBETUNGAN_TERPUSAT_STRATEGI_MELESTA_RI.
- [10] Wall, M. (2015) *DARPA to Begin Testing Satellite-Launching Fighter Jet This Year*. Available at: <https://www.space.com/28504-darpa-satellite-launching-jet-alasa-xs-1.html%0A%0A>.
- [11] Wibowo, H.B. (2022) '2. Teknologi Kunci Wahana Peluncur Nano Satelit', *TNI Angkatan Udara*, 1(3), pp. 13–20. Available at: <https://doi.org/10.62828/jpb.v1i3.3>.
- [12] Widayatmo, L. (2024) *Aerodinamika I*. Edited by B. Firmanto. Yogyakarta: Akademi Angkatan Udara.