



Analisis Karakteristik Aerodinamika Sayap Pesawat F-16 *Fighting Falcon* sebagai Air-Launched Rocket Platform Menggunakan Metode Computational Fluid Dynamics (CFD)

Analysis of the Wing Aerodynamic Characteristics of the F-16 Fighting Falcon Aircraft as an Air-Launched Rocket Platform Using Computational Fluid Dynamics (CFD) Method

Diva Dana Fanggidae^{1*}, Wahyu Kusumahardi²

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

E-mail: divafanggidae07@gmail.com

Abstract— *The development of nanosatellites has driven innovation in rocket launch methods. One idea that emerged was Air Launch. This study aims to analyze the aerodynamic characteristics of the F-16 Fighting Falcon wing with the addition of a Pegasus rocket as a nanosatellite launch platform. Testing was conducted by modeling the wing and rocket using Solidworks software, while analysis of the aerodynamic characteristics will be carried out using Computational Fluid Dynamics (CFD) software, Ansys-Fluent. The analysis of the research results was made based on calculation data from the wing without a rocket and a wing with a rocket with varying angles of attack. The results of the study on both wing models showed that the addition of a rocket to the wing had an effect on lift and drag. The lift value decreased, while the drag value increased. This then affected the lift-to-drag value on the wing.*

Keywords— *Air Launch, F-16 Fighting Falcon, Pegasus Rocket, Aerodynamics, CFD*

Abstrak— *Perkembangan satelit nano mendorong adanya inovasi dalam metode peluncuran roket. Salah satu gagasan yang kemudian timbul, yakni Air Launch. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis karakteristik aerodinamika pada sayap pesawat F-16 Fighting Falcon dengan penambahan roket Pegasus sebagai platform peluncuran satelit nano. Pengujian dilakukan dengan membuat pemodelan sayap dan roket menggunakan software Solidwork, sedangkan analisis terhadap karakteristik aerodinamika akan dilakukan menggunakan software Computational Fluid Dynamics (CFD), yakni Ansys-Fluent. Analisis hasil penelitian dibuat berdasarkan data hasil perhitungan pada sayap tanpa roket dan sayap dengan roket dengan variasi sudut serang. Hasil penelitian terhadap kedua model sayap menunjukkan bahwa penambahan roket pada sayap memiliki pengaruh terhadap lift dan drag. Nilai lift mengalami penurunan, sedangkan nilai drag mengalami peningkatan. Hal tersebut kemudian berpengaruh terhadap nilai lift-to-drag pada sayap.*

Kata Kunci— *Air Launch, F-16 Fighting Falcon, Roket Pegasus, Aerodinamika, CFD*

*Diva Dana Fanggidae
E-mail: divafanggidae07@gmail.com

I. PENDAHULUAN

Satelit nano telah membawa perubahan besar dalam industri antariksa dengan menawarkan biaya yang lebih rendah, ukuran yang praktis, serta proses pengembangan yang lebih sederhana dan murah. Teknologi ini memungkinkan ilmuwan muda dan mahasiswa untuk turut membuat satelit sendiri. Walaupun berukuran kecil, satelit nano tetap memiliki fungsi yang beragam dan daya tahan yang baik, sehingga dapat dimanfaatkan tidak hanya oleh pemerintah dan perusahaan besar, tetapi juga oleh perusahaan kecil dan lembaga penelitian.

Namun demikian, metode peluncuran satelit dari darat dinilai kurang efisien karena membutuhkan bahan bakar serta biaya perawatan roket yang sangat tinggi. Selain itu, roket harus membawa beberapa satelit sekaligus agar peluncuran menjadi lebih ekonomis, yang sering menyebabkan penundaan bagi pemilik satelit. Kondisi ini mendorong perlunya alternatif peluncuran yang lebih murah dan cepat, yaitu *Air Launch*.

Air Launch merupakan metode peluncuran dari udara yang gagasannya telah muncul sejak tahun 1950-an. Berbagai percobaan dilakukan oleh beberapa negara, namun keberhasilan baru dicapai pada tahun 1990 melalui roket Pegasus yang diluncurkan dari pesawat L-1011 *Stargazer*. Pada tahun 2010, NASA dan DARPA juga menekankan pentingnya sistem peluncuran yang dapat digunakan oleh berbagai jenis pesawat tanpa modifikasi besar.

Sejalan dengan perkembangan tersebut, penulis hendak melakukan penelitian mengenai potensi pesawat F-16 *Fighting Falcon* yang dimiliki TNI Angkatan Udara sebagai platform peluncuran roket dari udara. Penelitian ini berfokus pada analisis karakteristik aerodinamika sayap F-16 setelah pemasangan roket, dengan tujuan memberikan dasar pertimbangan dalam pengembangan teknologi *Air Launch* untuk mengorbitkan satelit nano.

II. LANDASAN TEORI

A. Satelit Nano

Satelit nano merupakan satelit berukuran kecil yang pada umumnya dirancang berbentuk kubus. Sistem yang dimiliki satelit nano sama dengan satelit lainnya, namun satelit nano memerlukan perangkat *deploy* yang berbeda, dimana perangkat *deploy* inilah yang berfungsi sebagai rumah bagi satelit nano saat berada dalam roket untuk diorbitkan. Ukurannya yang kecil membuat satelit nano ditempatkan pada posisi orbit rendah bumi (*Low Earth Orbit*) sehingga pengembangannya memberikan peluang baru seperti penguasaan angkasa yang telah padat di *Geostationary Orbit* (GSO). Dengan meningkatnya pemanfaatan teknologi pengamatan bumi, banyak negara mulai mengintegrasikan kemampuan ruang angkasa untuk melaksanakan program pembangunan nasional.

B. Air Launch

Air Launch merupakan salah satu metode yang dapat digunakan untuk mengorbitkan satelit nano. *Air Launch* adalah sebuah sistem peluncuran bergerak dari udara. Metode ini dinilai lebih ekonomis karena dapat memanfaatkan kecepatan awal yang tinggi, meningkatkan efisiensi daya dorong, dan rasio ekspansi nosel yang tinggi. *Air Launch* memanfaatkan konsep pesawat konvensional yang dapat membawa sejumlah rudal pada lokasi dan ketinggian tertentu untuk dilancarkan.

C. Roket

Roket merupakan kendaraan peluncur yang dirancang untuk membawa muatan dari permukaan bumi ke luar angkasa. Muatan yang dibawa dapat berupa satelit, probe antariksa,

maupun wahan antariksa yang membawa manusia, hewan, serta kargo. Adanya muatan yang dapat dibawa oleh roket memungkinkan manusia untuk dapat mengumpulkan berbagai eksperimen yang dapat memajukan kehidupan kita.

D. F-16 Fighting Falcon

Tentara Nasional Angkatan Udara (TNI AU) memiliki unit pesawat F-16 *Fighting Falcon*. Pesawat ini diproduksi oleh *Lockheed Martin* dengan varian F-16 A/B, F-16 C/D, dan F-16 E/F. Nomor blok tersebut menandakan pembaruan pada setiap variannya. TNI AU sendiri hanya memiliki dua diantaranya, yakni F-16 A/B sejumlah 10 unit dan F-16 C/D sejumlah 23 unit.

TABEL I
SPESIFIKASI F-16 *FIGHTING FALCON*

Specification of F-16C Fighting Falcon	
Type:	<i>Multi-role tactical fighter</i>
Dimensions:	<i>Length: 15.03m((49ft 4 in); Wingspan: 9.45m(32ft 8 in); Height: 5.09m(16ft 8.5 in)</i>
Weight:	<i>12,292 kg (27,099lb) maximum take-off</i>
Powerplant:	<i>1 x 131.48 kN General Electric F-110-GE-129 afterburning turbofan</i>
Maximum speed:	<i>More than 2125 km/h (1321 mph) at 12,190m(40,000ft)</i>
Range:	<i>1485 km (923 miles) radius of action, with 2 x 907 kg bombs and 2 x AIM-9 Sidewinder AAMs</i>
Service ceiling:	<i>More than 15,240m (50,000ft)</i>
Crew:	<i>1 or 2</i>
Armament:	<i>1 x 20mm(0,79in) rotary cannon and up to 7072 kg (15,591 lb) of disposable stores carried on one under-fuselage, six underwing and two wingtip hardpoints</i>

E. Karakteristik Aerodinamika

Aerodinamika adalah salah satu bentuk ilmu terapan yang memiliki banyak aplikasi praktis dalam bidang teknik, salah satunya yakni pada bidang kedirgantaraan. Terdapat empat variabel yang memengaruhi karakteristik aerodinamika, yakni tekanan, kerapatan, temperatur, dan kecepatan aliran. Suatu benda yang terbenam dalam udara yang bergerak akan mengalami suatu gaya. Pada pesawat terbang terdapat empat jenis gaya yang bekerja, yakni gaya angkat (*lift*), gaya dorong (*thrust*), gaya hambat (*drag*), dan gaya berat (*weight*). Pada penelitian yang akan dilakukan, penulis hanya akan terfokus pada bagian sayap yang merupakan gabungan dari airfoil yang bentuknya memanfaatkan konsep aerodinamika tersebut. Karakteristik aerodinamika yang menjadi fokus penulis, yaitu sebagai berikut.

1. Koefisien Lift (CL)

Airfoil didesain sedemikian rupa sehingga mampu menghasilkan gaya angkat ketika berada di udara yang bergerak disekitarnya. Koefisien Lift dapat dihitung menggunakan rumus berikut:

$$C_L = \frac{2L}{\rho v^2 A} \quad (1)$$

Keterangan:

L = Gaya angkat (N)

ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

v = Kecepatan aliran udara (m/s)

A = Luas penampang sayap aerfoil (m²)

2. Koefisien Drag (CD)

Koefisien Drag adalah bilangan yang menunjukkan besar kecilnya hambatan fluida yang diterima oleh suatu benda. Koefisien Drag dapat dihitung menggunakan rumus berikut:

$$C_D = \frac{2D}{\rho v^2 A} \quad (2)$$

Keterangan:

D = Gaya hambat (N)

ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

v = Kecepatan aliran udara (m/s)

A = Luas penampang sayap aerfoil (m²)

3. Lift to Drag Ratio

Hasil perbandingan gaya angkat yang dihasilkan oleh bentuk aerodinamis sayap pesawat terhadap gaya hambat yang disebabkan oleh pergerakan melalui udara. Rasio ini mendefinisikan efisiensi aerodinamis dalam kondisi penerbangan tertentu.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (3)$$

Keterangan:

L = Gaya angkat (N)

D = Gaya hambat (N)

C_L = Koefisien gaya angkat

C_D = Koefisien gaya hambat

F. Computational Fluid Dynamics (CFD)

Munculnya komputer digital modern berkecepatan tinggi telah merevolusi penyelesaian masalah aerodinamis dan telah memunculkan disiplin ilmu yang baru, yakni CFD. Menurut Anderson, *computational fluid dynamics* adalah sebuah seni mengganti integral atau turunan parsial dalam persamaan dengan bentuk aljabar terdiskritisasi, yang selanjutnya dipecahkan untuk memperoleh angka bagi nilai medan aliran pada titik-titik diskrit dalam waktu dan/atau ruang. Untuk dapat menyelesaikan simulasi aliran fluida secara numerik menggunakan CFD, terdapat

tiga tahapan utama yang harus dilakukan. Tahap pertama disebut *pre-processing*, yaitu tahap persiapan sebelum menjalankan simulasi. Berikutnya yakni *solving*, tahap pemrosesan dari simulasi yang dijalankan. Dan yang terakhir yakni *post-processing*, merupakan tahap dimana hasil dari simulasi yang telah dijalankan siap untuk dianalisis.

G. Solidworks

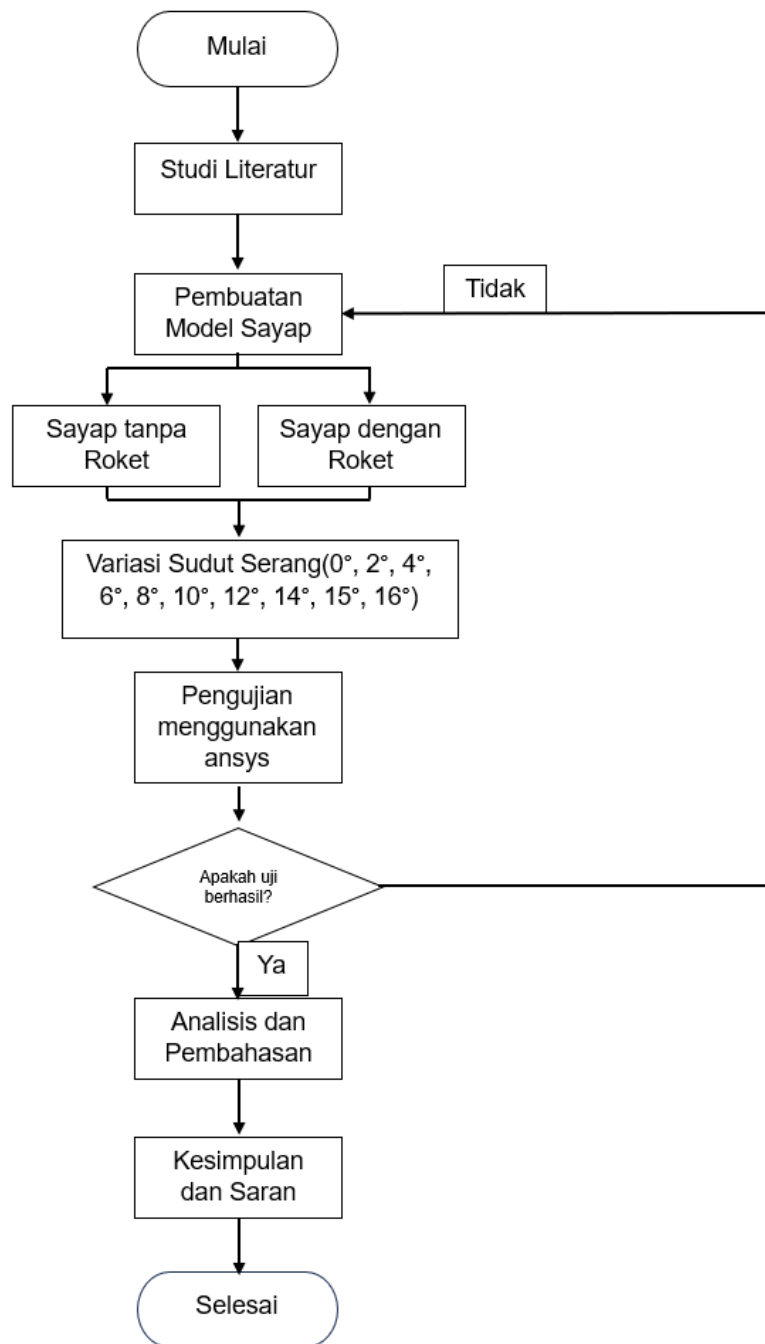
Solidworks merupakan perangkat lunak desain 3D parametrik yang memungkinkan *users* untuk membuat objek tiga dimensi dari desain yang kompleks. Perangkat lunak ini dikembangkan dan diproduksi oleh *Dassault Systemes* dari Prancis dan tersedia untuk penggunaan pribadi maupun institusional.

III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

Bagian ini berisikan diagram alir yang meliputi proses penelitian, variabel penelitian, alat dan bahan yang digunakan dalam pengujian, prosedur pengambilan data dan analisis data dengan memanfaatkan *software Ansys-Fluent*. Tahapan penelitian yang dilaksanakan adalah sebagai berikut:

1. Tahapan pertama yang dilakukan oleh penulis yakni melaksanakan studi literatur. Studi literatur dilakukan dengan memanfaatkan buku, jurnal, dan tulisan yang berkaitan dengan bahan penelitian yang akan dilakukan oleh penulis.
2. Selanjutnya penulis membuat model sayap yang terdiri dari dua jenis, sayap tanpa roket dan sayap dengan, dengan menggunakan *software solidworks*. Model sayap tersebut kemudian di *convert* ke *software Ansys-Fluent* untuk dilaksanakan analisis terhadap karakteristik aerodinamika pada sayap.
3. Sebelum pelaksanaan analisis menggunakan *Ansys-Fluent*, penulis terlebih dahulu memasukkan parameter yang diperlukan dalam pengujian. Dalam penelitian yang dilakukan, penulis melakukan variasi terhadap sudut serang dari setiap model sayap, yakni pada sudut 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° , 14° , 15° , dan 16° .
4. Model roket yang telah dibuat kemudian diujikan. Hasil analisis menggunakan *ansys* berupa komponen gaya yang bekerja pada sayap. Komponen tersebut yang kemudian penulis masukkan kedalam rumus untuk memperoleh nilai *Lift* dan *Drag*.
5. Setelah memperoleh nilai *lift* dan *drag*, maka penulis kemudian mencari nilai *lift to drag ratio*. Semua hasil perhitungan yang didapatkan kemudian dibandingkan untuk memperoleh nilai yang paling efisien.

Diagram alir penelitian yang dilakukan oleh penulis ditunjukkan oleh gambar di bawah ini:



IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

A. Hasil Pengujian

Berdasarkan pengujian yang telah dilakukan menggunakan *Ansys-Fluent*, diperoleh komponen gaya yang kemudian digunakan untuk memperoleh nilai *lift* dan *drag* dari kedua model sayap. Hasil perhitungan yang didapatkan kemudian disajikan dalam tabel berikut:

TABEL II

TABEL 2
HASIL PERHITUNGAN ANALISIS SAYAP DENGAN ROKET

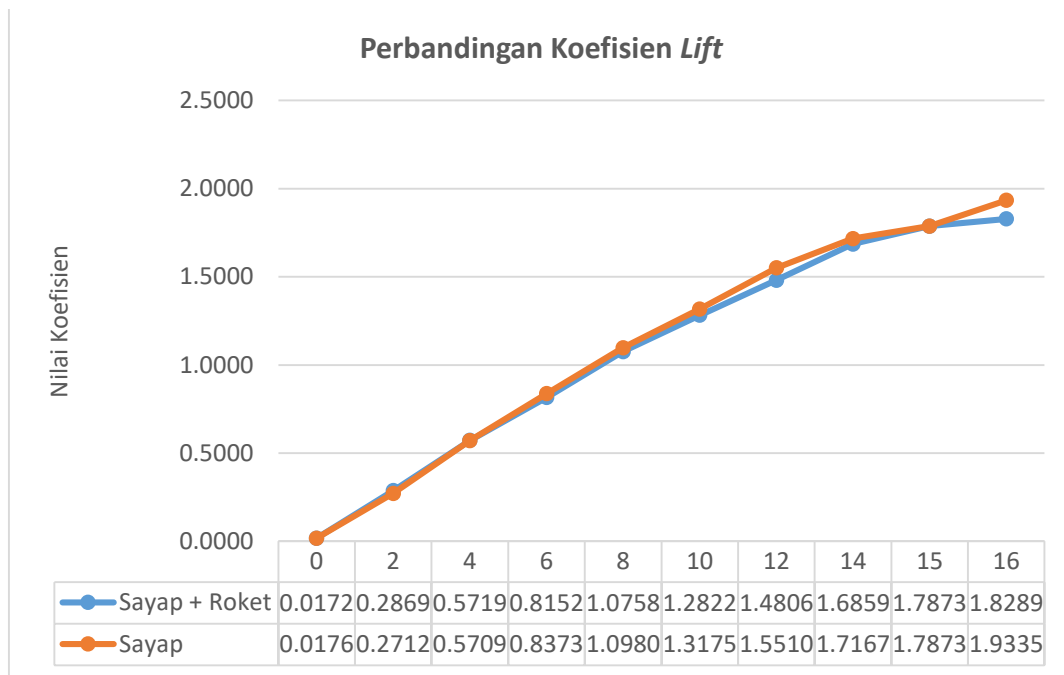
V(m/s)	AoA(°)	F _x (N)	F _y (N)	L(N)	D(N)	C _l	C _d	Lift to Drag Ratio
248	0	9447,46	2906,46	2906,4600	9447,4600	0,0172	0,0558	0,3076
248	2	10110,8	48613,5	48231,0241	11801,2275	0,2869	0,0597	4,8081
248	4	13256,8	96902	95741,2040	19984,0489	0,5719	0,0782	7,3096
248	6	18299,3	138136	135466,4788	32638,1983	0,8152	0,1080	7,5487
248	8	26300	182286	176851,7526	51413,3581	1,0758	0,1552	6,9310
248	10	36078,7	217266	207700,2408	73258,4284	1,2822	0,2129	6,0220
248	12	48946,9	250886	235226,9062	100039,4253	1,4806	0,2889	5,1257
248	14	67187,1	285659	260919,6763	134298,5228	1,6859	0,3965	4,2517
248	15	77394,2	302840	272489,8843	153137,8162	1,7873	0,4568	3,9130
248	16	86894,4	309895	273938,8506	168946,8967	1,8289	0,5128	3,5663

TABEL III
HASIL PERHITUNGAN ANALISIS SAYAP TANPA ROKET

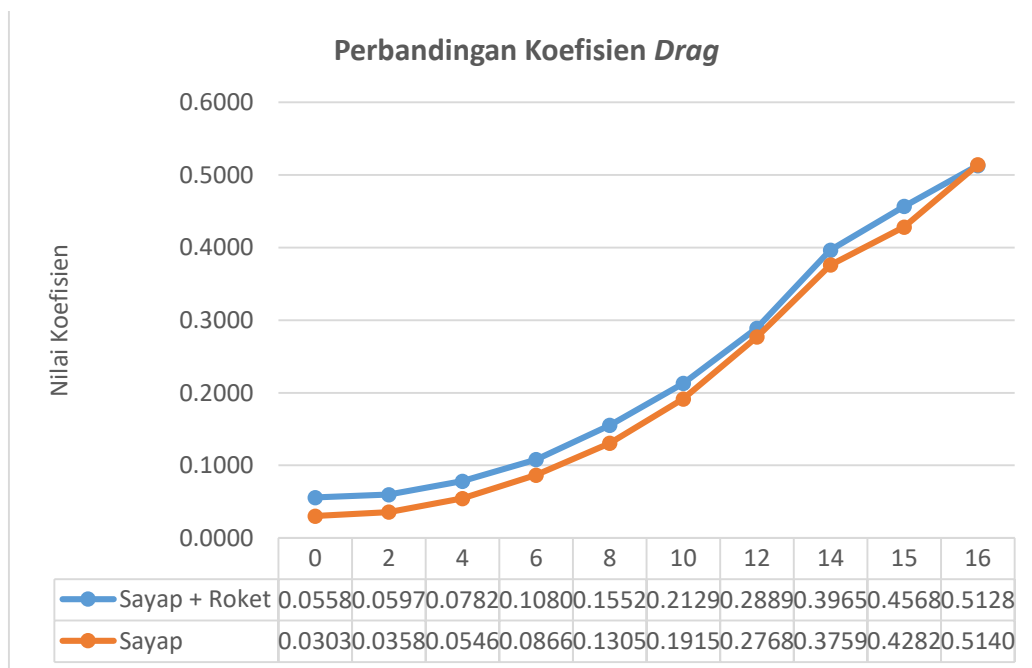
V(m/s)	AoA(°)	F _x (N)	F _y (N)	L(N)	D(N)	C _l	C _d	Lift to Drag Ratio
248	0	5141,2	2989,5	2989,5400	5141,2000	0,0176	0,0303	0,5815
248	2	6064,2	45948	45708,7706	7664,1219	0,2712	0,0358	7,5769
248	4	9248,6	96731	95850,1222	15973,6275	0,5709	0,0546	10,4590
248	6	14679	141870	139558,4584	29427,9405	0,8373	0,0866	9,6649
248	8	22115	186043	181154,5874	47792,2566	1,0980	0,1305	8,4124
248	10	32449	223240	214213,8425	70720,8520	1,3175	0,1915	6,8798
248	12	46902	262804	247309,5864	100517,2984	1,5510	0,2768	5,6032
248	14	63695	290883	266833,3166	132173,9530	1,7167	0,3759	4,5668
248	15	72556	302840	273742,1026	148464,4739	1,7873	0,4282	4,1739
248	16	87094	327612	290914,5620	174022,0393	1,9335	0,5140	3,7616

Untuk memperjelas perbandingan terhadap hasil perhitungan dari kedua model sayap, disajikan grafik perbandingan sebagai berikut:

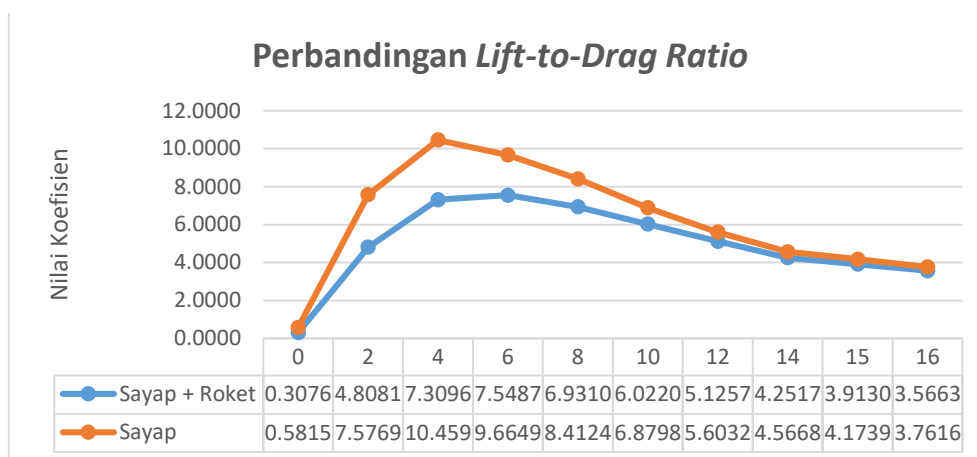
Analisis Karakteristik Aerodinamika Sayap Pesawat F-16 Fighting Falcon sebagai Air-Launched Rocket Platform Menggunakan Metode Computational Fluid Dynamics (CFD) (Diva Dana Fanggidae)



Gambar 1. Grafik Perbandingan Koefisien Lift



Gambar 2. Grafik Perbandingan Koefisien Drag

Gambar 3. Grafik Perbandingan *Lift to Drag Ratio*

B. Pembahasan

Berdasarkan hasil perhitungan dan penelitian yang telah disajikan baik dalam bentuk tabel maupun grafik, dapat kita lakukan analisis terhadap karakteristik aerodinamika pada sayap. Analisis dapat kita lakukan dengan melihat perbandingan hasil perhitungan koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang kemudian digunakan untuk mencari *lift-to-drag ratio*. Melalui hasil perhitungan koefisien *lift*, dapat disimpulkan bahwa besarnya *angle of attack* akan mempengaruhi besarnya *lift*. Sedangkan melalui hasil perhitungan koefisien *drag*, dapat dilihat bahwa beban yang terdapat pada sayap, dalam hal ini roket, akan mempengaruhi nilai koefisien *drag* tersebut. Dengan adanya penambahan beban, maka nilai koefisien *drag* pun menjadi lebih besar dengan kondisi kecepatan dan sudut serang yang sama. Perubahan yang terjadi pada nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag* kemudian mengakibatkan menurunnya nilai *lift to drag ratio* pada sayap dengan roket.

V. KESIMPULAN

Melalui pengujian yang telah dilakukan dapat disimpulkan bahwa penambahan roket pada sayap menyebabkan adanya perubahan pada nilai koefisien *drag* dan koefisien *lift* sayap. Perubahan tersebut kemudian memengaruhi nilai *lift to drag ratio* yang kemudian memengaruhi efisiensi aerodinamis pada sayap. Selain itu, variasi sudut serang yang diberikan pada kedua model sayap juga memengaruhi nilai koefisien *drag* dan koefisien *lift*, dimana semakin besar sudut serang yang diberikan maka nilai koefisien semakin bertambah. Berdasarkan pengujian yang telah dilakukan, dapat dilihat bahwa sayap tanpa roket memiliki efisiensi aerodinamika yang lebih baik daripada sayap dengan roket. Dan nilai *lift to drag ratio* mencapai nilai tertinggi pada sudut serang 4° pada sayap tanpa roket sebesar 10,4590.

REFERENSI

- [1] Adolph, R. (2016). *The World's Greatest Military Aircraft*.
- [2] Anderson, J. J. D. (2011). Fundamental of Aerodynamics. In *Journal of Chemical Information and Modeling* (Vol. 53, Issue 9).
- [3] Corporation, O. S. (2010). Pegasus User ' s Guide. *Sciences-New York, April*.
- [4] Eddegdag, N. (2023). *F-16 NACA 64A-204 and F-16 Schematics*. ResearchGate. F-16 NACA 64A-204 and F-16 Schematics
- [5] Holder, B., & Vadnais, S. (2001). *Air Launch! May*.

Analisis Karakteristik Aerodinamika Sayap Pesawat F-16 Fighting Falcon sebagai Air-Launched Rocket Platform Menggunakan Metode Computational Fluid Dynamics (CFD) (Diva Dana Fanggidae)

-
- [6] Ilmu Terbang. (2008). *Aerodinamika Penerbangan*. Ilmu Terbang. <https://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/teori-penerbangan-mainmenu-68/151-bab-3a-aerodinamika-penerbangan?showall=&start=3>
 - [7] Lappalainen, P. (2020). Computer Aided Manufacturing with SolidWorks CAM and Mastercam. *Theseus*. <https://www.theseus.fi/handle/10024/347325>
 - [8] Launch, P. A. (1990). *PEGASUS* ® *PEGASUS* ®. 0–1.
 - [9] MUHAMMAD IQBAL FAISAL. (2017). *OPTIMASI GAP-OVERLAP PADA AIRFOIL LS(1)-0417 MOD DENGAN DOUBLE SLOTTED FLAP DENGAN PROGRAM MSES*. PERPUSTAKAAN DIGITAL ITB. <https://digilib.itb.ac.id/assets/files/disk1/364/jbptitbpp-gdl-muhammadiq-18165-3-2009ta-2.pdf>
 - [10] Mulyadi, M. (2010). Analisis Aerodinamika Pada Sayap Pesawat Terbang Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics (Cfd). *Universitas Gunadarma*, 1–13.
 - [11] Palinggi, S., & Lande, A. (2021). *E-PROSIDING SEMINAR NASIONAL HASIL PENELITIAN Overview Teknologi Ruang Udara Masa Depan dalam Teori, Regulasi dan Terapannya di Indonesia*. 24–2021.
 - [12] Yunus Emre, A. (2012). *Conceptual Design Optimization of A Nano-Satellite Launcher*. May, 1–11.