

ANALISIS AERODINAMIKA PENGGUNAAN PLAIN FLAP PADA AIRFOIL NACA 2412

Riza Dwi Novianti, Setyo Hariyadi Suranto Putro, Nyaris Pambudiyatno

Department of Aircraft Maintenance Engineering, Politeknik Penerbangan Surabaya, Jemur Andayani I/73
Wonocolo Surabaya, 60236

*)E-mail Korespondensi: setyo_hariyadi@poltekbangsby.ac.id

Abstrak

Penelitian mengenai airfoil adalah suatu peningkatan teknologi dalam bidang aerodinamika. Hasil dari banyak pengujian sudah banyak diterapkan untuk merancang airfoil dengan bermacam bentuk sayap sesuai dengan fungsinya. Pada zaman dulu, pengerjaan dan analisa kapasitas dari sebuah airfoil memerlukan wind tunnel dan memakan waktu serta dana yang besar untuk proses eksperimennya. Metode eksperimen yang dipakai adalah prosedur analisis simulasi pada benda uji airfoil NACA 2412 yang diberi tambahan plain flap dengan variasi pada berbagai sudut serang. Variasi yang digunakan adalah sudut serang 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, dan 20° dengan kecepatan angin 20 m/s. Untuk membuat airfoil, meshing, dan proses perhitungan dilakukan menggunakan software. Dari hasil simulasi pada airfoil NACA 2412 tanpa plain flap dan yang sudah ditambahkan plain flap, menunjukkan bahwa airfoil yang sudah ditambahkan plain flap pada sudut serang 6° dapat meningkatkan nilai dari gaya angkat sebesar 1.543038 dan memiliki nilai gaya hambat sebesar 0.076344, dibandingkan airfoil tanpa plain flap dengan sudut serang 12° yang memiliki nilai gaya angkat sebesar 1.175629 dan nilai gaya hambat 0.077251.

Kata Kunci: airfoil, NACA 2412, sudut serang, gaya angkat, gaya hambat

Abstract (10pt Bold)

Research on airfoils is a technological improvement in the field of aerodynamics. The results of many tests have been widely applied to design airfoils with various wing shapes according to their function. In the past, working and analysing the capacity of an airfoil required a wind tunnel and took a lot of time and money for the experimental process. The experimental method used is a simulation analysis procedure on NACA 2412 airfoil test specimens that are given additional plain flaps with variations at various angles of attack. The variations used are angle of attack 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19°, and 20° with wind speed of 20 m/s. To create airfoils, meshing, and calculation processes are carried out using software. From the simulation results on the NACA 2412 airfoil without plain flaps and those that have been added plain flaps, it shows that the airfoil that has been added plain flaps at an angle of attack of 6° can increase the value of the lift force by 1.543038 and has a drag force value of 0.076344, compared to the airfoil without plain flaps with an angle of attack of 12° which has a lift force value of 1.175629 and a drag force value of 0.077251.

Keywords: airfoil, NACA 2412, angle of attack, lift force, drag force

1. PENDAHULUAN

Approach : Jurnal Teknologi Penerbangan (ISSN: 2548 – 8090 e – ISSN: 2548 – 8104; <https://ejournal.poltekbangsby.ac.id/index.php/approach>) adalah *peer-reviewed journal* yang mempublikasikan artikel-artikel ilmiah dari berbagai disiplin ilmu rekayasa/keteknikan. Artikel-artikel yang dipublikasikan di Approach : Jurnal Teknologi Penerbangan meliputi hasil-hasil penelitian ilmiah asli (prioritas utama), artikel ulasan ilmiah yang bersifat baru (tidak

prioritas), atau komentar atau kritik terhadap tulisan yang ada di Approach : Jurnal Teknologi Penerbangan. Approach : Jurnal Teknologi Penerbangan diterbitkan oleh PPPM Politeknik Penerbangan Surabaya. Approach : Jurnal Teknologi Penerbangan menerima manuskrip atau artikel dalam bidang teknik/rekayasa dari berbagai kalangan akademisi dan peneliti baik nasional maupun internasional.

Eksperimen pada bentuk airfoil terus dikembangkan untuk memperoleh performansi gaya aerodinamis yang

maksimal. Karena adanya gaya angkat yang besar, sehingga pesawat terbang bisa mengangkat beban yang besar dan bisa take off pada runway pendek. Adanya variasi tekanan area atas dan tekanan area bawah dari airfoil menyebabkan terjadinya gaya lift. Tekanan di area permukaan atas airfoil menjadi lebih rendah disebabkan karena kecepatan aliran udara yang lebih tinggi tetapi di bagian bawah kecepatan aliran udaranya lebih lambat.

Dibutuhkan gaya lift tambahan pada sayap pesawat saat take off di runway, selain itu peningkatan gaya lift pada pesawat juga mengharuskan gaya lift yang lebih tinggi. Penyelesaiannya yaitu dengan cara menambahkan High Lift Device (HLD), yaitu perangkat yang digunakan untuk menambahkan gaya lift. Salah satu cara untuk meningkatkan gaya lift pada suatu airfoil adalah dengan menaikkan plain flap yang ditambahkan dibelakang airfoil. Analisis numerik ini bermaksud untuk mengidentifikasi dampak instalasi plain flap terhadap karakter pembagian tekanan pada airfoil.

Nugraha (Nugraha, 2011) melakukan penelitian mengenai analisis numerik dampak pada airfoil NACA 0012 setelah adanya plain flap akan pendistribusian tekanan. Pada analisis ini dilakukan dengan modifikasi sudut dan sudut defleksi terhadap flap. Pada analisis ini menggunakan panjang chord plain flap 25 % dari panjang chord airfoil. Modifikasi yang digunakan pada sudut serang ialah 0° , 6° , 12° dan variasi sudut defleksi pada plain flap 5° , 10° , dan 15° . Pada eksperimen ini kecepatan aliran udara yang dipakai sebesar 50m/s. Metode dari analisis numerik ini memakai software CFD Fluent untuk memperoleh alur grafik dan bentuk dari koefisien tekanan. Dari penelitian tersebut didapatkan nilai kurva dari grafik variasi sudut serang yang digunakan terjadi peningkatan koefisien tekanan, sebaliknya

kurva flap 5 low terjadi penurunan yang berakibat munculnya luasan pada area kurva tertutup flap 5 yang menandakan sudah munculnya lift pada sudut serang 00 . Pada kurva flap 10 up mengindikasikan bahwa jumlah koefisien tekanan semakin bertambah dibanding kurva flap 5 up, sementara kurva flap 10 low menurun yang mana mengakibatkan luasan area kurva tertutup flap 10 jadi lebih luas, hal ini menunjukkan lift yang didapat lebih besar. Pada kurva flap 15 membuktikan jika luasan kurva yang tertutup paling besar, ini menandakan lift yang didapatkan pada sudut defleksi flap 15 adalah yang terbesar. Pada kurva flap 15 untuk sudut serang 0° mempunyai nilai koefisien tekanan paling tinggi = - 1,83865 dan nilai koefisien paling rendah = 0,989194 sehingga perbedaannya adalah 2,827844.

Hidayat (Hidayat & Nofendri, 2018) melakukan penelitian dibidang studi aerodinamika tentang airfoil NACA 0013 wing pesawat terbang dengan memilih sudut serang yang akurat untuk take off. Pada simulasi ini menggunakan metode implementasi yaitu CFD memanfaatkan Software ANSYS Fluent versi 14.5. Dengan menggunakan variabel sudut serang yaitu 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , 18° , 21° , dan 24° . Dari hasil simulasi Gaya Lift bertambah naik mengarah pada linier sudut serang 0° sampai sudut serang 18° hal ini membuktikan jika tekanan udara di area bawah dari airfoil lebih tinggi dibandingkan tekanan udara di permukaan dari airfoil bagian atas yang membuat airfoil naik dan membuktikan bahwa masih normal meskipun sudut serang semakin besar mengisyaratkan area ujung belakang airfoil bertambah besar dikarenakan gaya vortex.

Hartanto (2015), melakukan penelitian dengan analisa airfoil NACA 2410 yang telah ditambah dengan flap dan slat memanfaatkan software ansys 14.5. Hasil eksperimen menyatakan bahwa kenaikan sudut serang akan diikuti dengan bertambahnya koefisien

lift dan koefisien drag. Pada sudut serang 20° dengan tambahan flap defleksi 30° serta slat pada jarak x 4% chord, dan sudut slat -2° nilai koefisien lift maksimal

Hasil dari beragam penelitian sudah banyak dipakai untuk mendesain dalam beragam bentuk sayap. Eksperimen airfoil menggunakan variasi sudut serang dapat digunakan untuk sayap pesawat terbang aeromodelling, dengan kecepatan angin yang rendah tetapi pesawat masih bisa terbang. Pada penelitian ini, sayap dengan airfoil NACA 2414 diberikan variasi dengan flap untuk mendapatkan performa aerodinamika yang terbaik.

2. METODE

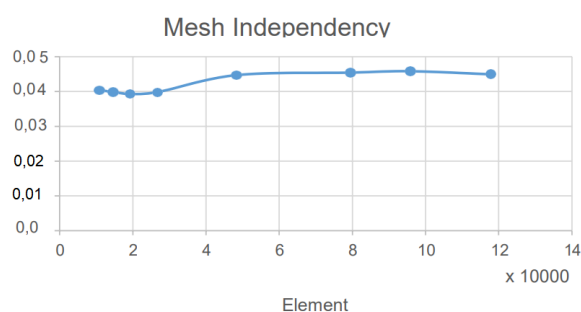
Bagian metode berisi tentang rancangan penelitian, subjek penelitian, instrumen, prosedur pengumpulan data, dan analisis data yang dipaparkan dalam bentuk paragraf. Paragraf harus teratur. Semua paragraf harus ditulis menggunakan *alignment justified*, yaitu sama-sama rata kiri dan dan rata kanan. Objek eksperimen pada penelitian ini adalah benda uji berupa airfoil NACA 2412 dengan tambahan plain flap, dengan pengkondisian benda uji sebagai berikut:



Gambar 1. Airfoil NACA 2412

Pengolahan data pada eksperimen penelitian ini secara komputasi memakai metode CFD (Computational Fluid Dynamics), yang berbentuk eksperimen aliran udara pada objek berupa airfoil. Data yang diambil adalah untuk menentukan variasi sudut serang NACA 2412 terhadap nilai koefisien lift (C_L) dan koefisien drag (C_D).

Meshing pada CFD ialah tahap modifikasi daerah fluida yang berlanjut menjadi daerah komputasi sehingga perbedaan fluida dapat diselesaikan permasalahannya memakai proses numerik, dalam eksperimen ini proses Computational Fluid Dynamic (CFD). Grid Independency adalah tahap yang memastikan jumlah grid yang paling baik supaya pemodelan numerik bisa mencapai hasil analisa. Pada penelitian ini, Grid independency dibutuhkan untuk ketepatan data baik pada tahap post processing ataupun tahap pre-processing.



Gambar 2. Grid Independence

Mesh Independency Test					
Jenis Meshing	Elements	FX	Drag (N)	Cd	Error (%)
Meshing A	10826	0.60313	0.60313	0.04035	1.09
Meshing B	14577	0.59659	0.59659	0.03991	1.59
Meshing C	19181	0.58723	0.58723	0.03928	1.29
Meshing D	26710	0.59490	0.59490	0.03980	11.01
Meshing E	48220	0.66851	0.66851	0.04472	1.62
Meshing F	79431	0.67954	0.67954	0.04546	0.00
Meshing G	95811	0.68532	0.68532	0.04584	0.85
Meshing H	117782	0.67228	0.67228	0.04497	1.90

Seluruh dokumen harus menggunakan jenis huruf *Times New Roman*. Jenis font lain dapat digunakan jika diperlukan untuk tujuan khusus. Contoh bentuk dan ukuran font dapat dilihat pada Tabel 1. Grafik dan tabel harus terletak di tengah (*centered*). Setiap tabel atau gambar harus diposisikan di bagian atas atau di bagian bawah halaman. Pemuatan tabel atau gambar harus disebutkan di dalam kalimat. teks dalam tabel menggunakan *single spaced* atau spasi 1.

Grafik diperbolehkan berwarna. Gunakan pewarnaan padat yang kontras baik untuk tampilan di layar komputer, maupun untuk hasil cetak yang baik, seperti tampak

pada Gambar 1. Gambar 2 menunjukkan contoh dari sebuah gambar dengan resolusi yang memadai. Periksa bahwa resolusi gambar cukup untuk mengungkapkan rincian penting pada gambar.

Tabel 1. Contoh bentuk standar dan ukuran huruf tabel

Number of Meshing	Number of Nodes	Inflation Layer	C_D	y^+
Meshing A	469.682	40	0,8588	2,1
Meshing B	768.081	40	0,8833	1,4
Meshing C	569.313	40	0,90198	0,8
Meshing D	353.120	40	0,9207	2,1

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

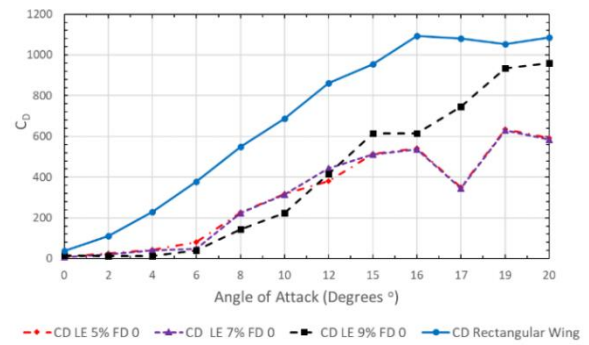
Bagian hasil dan pembahasan berisi temuan penelitian yang didapatkan dari data penelitian dan berkaitan dengan hipotesis serta diskusi hasil penelitian dan perbandingan dengan teori dan atau penelitian sejenis.

3.1. Pengaturan Gambar

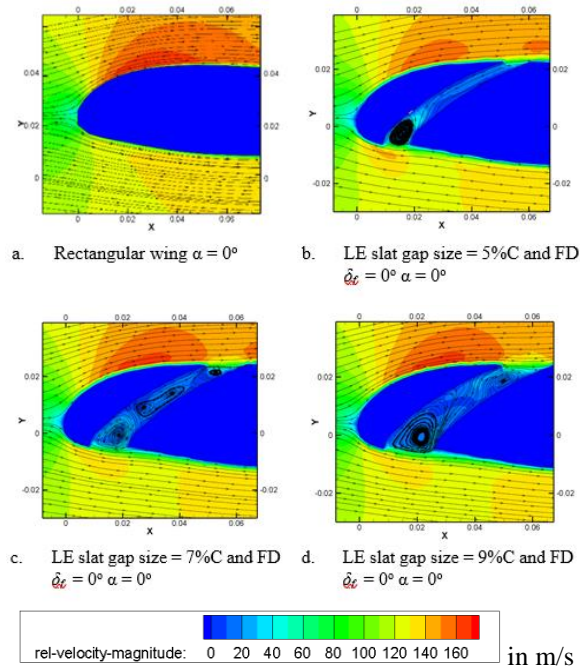
Harap periksa semua gambar dalam jurnal anda, baik di layar, maupun hasil versi cetak. Ketika memeriksa gambar versi cetak, pastikan bahwa:

- Warna mempunyai kontras yang cukup,
- Gambar cukup jelas,
- Semua label pada gambar dapat dibaca.

Gambar diberi nomor dengan menggunakan angka Arab. Keterangan gambar harus dalam font biasa ukuran 10 pt. Keterangan gambar dalam satu baris (misalnya Gambar 2) diletakkan di kiri (*left*), sedangkan keterangan multi-baris harus dirata kiri. Keterangan gambar dengan nomor gambar harus ditempatkan setelah gambar terkait.



Gambar 1. Contoh grafik garis menggunakan warna yang kontras dan jenis huruf yang berbeda. Sisi axis memiliki satuan dan keterangan yang jelas.



Gambar 2. Contoh Gambar dengan Resolusi Cukup disertai ukuran, legend, dan satuan

3.2. Persamaan Matematika

Persamaan secara berurutan diikuti dengan penomoran angka dalam tanda kurung dengan margin rata kanan, seperti dalam (1). Gunakan *equation editor* untuk membuat persamaan. Beri spasi *tab* dan tulis nomor persamaan dalam tanda kurung. Untuk membuat persamaan Anda lebih rapat, gunakan tanda garis miring (/), fungsi pangkat, atau pangkat yang tepat. Gunakan tanda kurung untuk menghindari kerancuan dalam pemberian angka pecahan. Jelaskan persamaan saat berada dalam bagian dari kalimat seperti berikut:

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

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

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A R} \quad (3)$$

(Panagiotou & Yakinthos, 2019)

Pastikan bahwa simbol-simbol di dalam persamaan telah didefinisikan sebelum persamaan atau langsung mengikuti setelah persamaan muncul. Simbol diketik dengan huruf miring (*T* mengacu pada suhu, tetapi *T* merupakan satuan Tesla). Mengacu pada “(1)”, bukan “Pers. (1)” atau “persamaan (1)”, kecuali pada awal kalimat: “Persamaan (1) merupakan ...”.

Bagian pembahasan penelitian berisi diskusi hasil penelitian dan perbandingan dengan teori dan atau penelitian sejenis. Bagian ini berkaitan erat dengan bagian metodologi dimana sebaiknya pembahasan urut sebagaimana di bagian tersebut. Untuk memberikan solusi permasalahan pada bagian pendahuluan dengan lebih tajam sebaiknya dibandingkan dengan penelitian sejenis dengan menyertakan referensi yang diperlukan.

Judul pada bagian referensi tidak boleh bernomor. Semua *item*/butir referensi berukuran font 10 pt. Perujukan dan pengutipan menggunakan *style* APA 7th *edition*. Penulisan Daftar Pustaka sebaiknya menggunakan aplikasi manajemen referensi seperti Mendeley, End Note, Zotero, atau lainnya.

4. KESIMPULAN

Bagian simpulan jawaban atas hipotesis, tujuan penelitian dan temuan penelitian serta saran terkait ide lebih lanjut dari penelitian. Simpulan disajikan dalam bentuk paragraf.

5. UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih disampaikan kepada Politeknik Penerbangan Surabaya yang telah mendanai keberlangsungan jurnal ini.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson Jr, J. D. (1995). Computational Fluid Dynamics The Basics with Applications. In *McGrawhill Inc.* McGraw-Hill, Inc.
<https://doi.org/10.1017/CBO9780511780066>
- Gudmundsson, S. (2013). *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods*. Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier.
- Hariyadi Suranto Putro, S., Junipitoyo, B., Pambudiyatno, N., Sutardi, & Aries Widodo, W. (2023). Aerodynamic Characteristics of Fluid Flow on Multiple-Element Wing Airfoil NACA 43018 with Leading-Edge Slat and Plain Flap. *Journal of Engineering Science and Technology*, 1(1), 36–50.
- Hariyadi Suranto Putro, S., Sutardi, Widodo, W. A., & Sonhaji, I. (2021). Numerical Study of Secondary Flow Characteristics on the Use of the Winglets. *Journal of Physics: Conference Series*, 1726(1), 1–10.
<https://doi.org/10.1088/1742-6596/1726/1/012012>
- Hidayat, M. F., & Nofendri, Y. (2018). Pemilihan Sudut Serang Terbaik Sayap Pesawat Airfoil Naca 0013 Saat Take Off Menggunakan Ansys Fluent. *Jurnal Konversi Energi Dan Manufaktur*, 5(2), 58–66.
<https://doi.org/10.21009/jkem.5.2.1>
- Nugraha, H. S. (2011). *Simulasi Numerik Pengaruh Plain Flap Pada Airfoil NACA 0012 Terhadap Distribusi Tekanan*. Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Sebelas Maret Surakarta.
- Panagiotou, P., & Yakinthos, K. (2019). Aerodynamic Efficiency and Performance Enhancement of Fixed-wing UAVs. *Aerospace Science and*

