

## Analisis Airfoil Double-Slot Flap LS(01)-0417 MOD Dengan Airfoil Tanpa Flap Nasa SC(2) 0610

Gaguk Jatisukamto<sup>1)\*</sup>, Mirna Sari<sup>2)</sup>

<sup>1,2)</sup>Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember, Jl. Kalimantan 37, Jember, 68121

naskah masuk 10/07/2018; diterima 10/10/2018; terbit 29/10/2018  
doi: 10.24843/JEM.2018.v11.i02.p03

### Abstrak

Kestabilan pesawat terbang ditentukan oleh desain airfoil sayap dan ekor. Perbedaan kecepatan aliran udara antara permukaan atas dan bawah airfoil menghasilkan perbedaan tekanan sehingga akan memberikan gaya angkat (lift) pada sayap. Perbedaan tekanan udara pada permukaan sayap dinyatakan dengan pressure coefficient ( $C_p$ ), yaitu perbedaan tekanan statik lokal dengan tekanan statik aliran bebas. Koefisien lift ( $C_L$ ) adalah rasio antara gaya angkat (lift) dengan tekanan dinamis. Peningkatan angka  $C_L$  sebesar 20,4% pada riset sebelumnya diperoleh berdasarkan simulasi penambahan flap. Tujuan penelitian ini adalah membandingkan hasil simulasi airfoil double slot flap LS(01)-0417 MOD dengan airfoil NASA SC(2) 0610 yang tanpa flap dan mencari korelasi antara sudut serang ( $\alpha$ ) dengan koefisien lift ( $C_L$ ). Metodologi penelitian dilakukan dengan simulasi Computational Fluid Dynamic (CFD). Hasil penelitian dapat disimpulkan bahwa koefisien lift  $C_L$  untuk airfoil double slot flap LS(01)-0417 MOD menghasilkan  $C_L = 1,498$  sedangkan dengan sudut serang  $\alpha = 16^\circ$  sedangkan airfoil NASA SC(2) 0610 tanpa flap memiliki nilai  $C_L = 1,095$  dengan sudut serang  $13^\circ$ .

**Kata kunci:** airfoil, LS(01)-0417 MOD, NASA SC(2) 0610,  $C_L$

### Abstract

The stability of the aircraft is ordered by the airfoil design of the wings and the tail. The difference in flow velocity between the surface and the bottom of the airfoil will produce styles that will present lift on the wings. The difference in airflow velocity between the top and bottom surfaces of the airfoil produces a pressure difference so it will provide lift (lift) on the wing. The lift coefficient ( $C_L$ ) is the ratio between lift with dynamic pressure. The difference of air pressure on the wing surface is expressed by pressure coefficient ( $C_p$ ), the difference of local static pressure with free flow static pressure. The lift coefficient ( $C_L$ ) is the ratio of lift to dynamic pressure. An increase in  $C_L$  value of 20.4% in previous research was obtained based on the simulation of flap addition. The purpose of this research is comparison between airfoil double slot flap LS (01)-0417 MOD with airfoil NASA SC (2) 0610 without flap and search between angle of attack ( $\alpha$ ) with coefficient of lift ( $C_L$ ). Method research is done by Computational Fluid Dynamic (CFD). The result of this research can be concluded that lift coefficient  $C_L$  for double slot airfoil flap LS (01)-0417 MOD yield  $C_L = 1,498$  while with angle of attack  $\alpha = 16^\circ$  while airfoil NASA SC (2) 0610 without flap have value  $C_L = 1,095$  with angle of attack  $13^\circ$ .

**Keywords:** airfoil, LS(01)-0417 MOD, NASA SC(2) 0610,  $C_L$

### 1. Pendahuluan

Indonesia sebagai negara kepulauan terbesar di dunia memerlukan moda transportasi udara jenis perintis sebagai penghubung antar pulau. Klasifikasi penerbangan perintis adalah penerbangan dengan kapasitas kurang dari 50 penumpang. Penerbangan perintis berperan strategis turut menjaga integrasi kedaulatan NKRI. Jumlah pesawat pendukung masih belum mencukupi, karena luasnya wilayah negara. PT Dirgantara Indonesia sebagai pabrik pesawat sipil dan militer telah mampu bersaing dengan fabrik pesawat dari negara-negara maju [1-2].

Pesawat perintis harus memiliki kemampuan *landing* dan *take off* dengan landasan pacu pendek, bahkan landasan tidak beraspal. Kestabilan pesawat terbang dipengaruhi oleh desain *airfoil* sayap dan ekor. *Airfoil* adalah bentuk geometri dua dimensi dari penampang sayap [3]. Perbedaan kecepatan aliran udara antara bagian atas dengan bawah pada *airfoil* akan menyebabkan gaya angkat (*lift*) pada pesawat terbang. Gaya-gaya yang bekerja pada pesawat pada umumnya terdiri dari: *lift* (gaya angkat), *thrust* (gaya

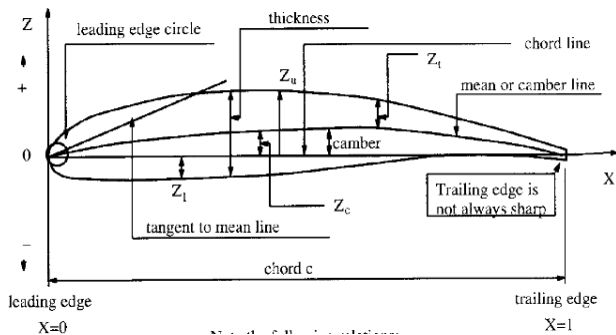
dorong), *weight* (gaya berat) dan *drag* (gaya hambat). Sayap pesawat dapat kehilangan gaya angkat (*stall*). *Stall angle* adalah sudut antara *chord line* pada airfoil terhadap aliran udara, yaitu sudut yang menyebabkan kehilangan gaya angkat secara tiba-tiba pada sayap. Semakin besar *stall angle* akan semakin membuat pesawat terbang mudah melakukan *take off* pada kecepatan rendah dengan landasan pacu pendek. Hasil uji *wind tunnel* untuk profil NACA 0012 menunjukkan bahwa *stall* terjadi untuk sudut serang ( $\alpha$ ) =  $16^\circ$  [4]. Airfoil LS(01)-0417 MOD menghasilkan koefisien lift ( $C_L$ ) = 2,07 setelah ditambahkan single slotted flap dengan gap 7 mm dan overlap 85 mm [5].

Penambahan gaya angkat telah dilakukan dengan menambahkan *vane* melalui simulasi aliran udara pada *airfoil slotted flap* dengan menggunakan metode *vorteks*. Penambahan *flap* pada *airfoil* dapat menambah koefisien *lift* sebesar 20,4% jika dibandingkan tanpa *flap*. Penambahan *flap* dapat meningkatkan nilai koefisien *lift* [6-7]. Penambahan *vane* dan *flap* efektif menambah gaya angkat pesawat, akan tetapi sistem ini memerlukan mekanisme yang

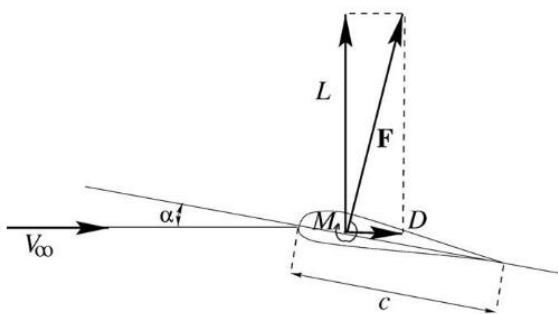
relatif rumit, dan memerlukan pengawasan yang teliti. Penelitian ini bertujuan untuk membandingkan karakteristik airfoil LS(01)-0417 MOD dengan SC(2) 0610 yang sesuai untuk diterapkan pada pesawat perintis.

**Airfoil**

*Airfoil* adalah bentuk geometri penampang sayap yang ditempatkan pada sudut serang tertentu untuk memperoleh gaya angkat (*lift*) saat pada suatu aliran fluida. Spesifikasi airfoil berdasarkan ketentuan NACA diikuti empat digit di belakangnya. Salah satu jenis airfoil dengan bentuk geometri relatif besar adalah airfoil tipe NASA SC(2) 0610. Seperti ditunjukkan dalam Gambar 1 [8]. Gaya angkat pesawat terjadi pada sudut serang ( $\alpha$ ) tertentu, seperti ditunjukkan dalam Gambar 2 [9].



Gambar 1. Geometri airfoil



Gambar 2. Sudut serang airfoil ( $\alpha$ )

Sudut serang ( $\alpha$ ) adalah sudut antara *chord line* dengan arah garis kecepatan udara relatif terhadap sayap.

**Distribusi Tekanan**

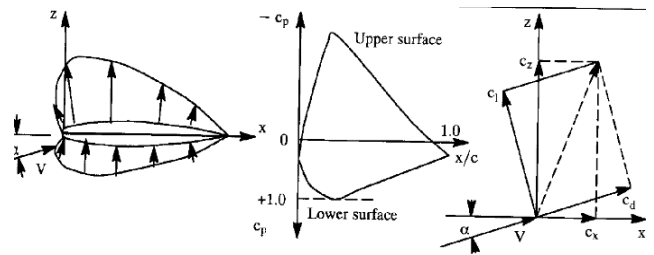
Perbedaan kecepatan aliran udara terjadi pada saat udara melewati penampang atas dan bawah airfoil. Prinsip Bernoulli menyatakan bahwa perbedaan kecepatan tersebut menyebabkan perbedaan tekanan. Perhitungan tekanan pada airfoil ditentukan oleh koefisien tekanan (*coefficient of pressure*,  $C_p$ ). Koefisien tekanan adalah selisih antara pengukuran tekanan lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis, seperti ditunjukkan dalam Persamaan 1 [8].

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V^2} = 1 - \left( \frac{V}{V_\infty} \right)^2 \quad (1)$$

dengan:

- $C_p$  = *Coeffisien of pressure*
- $P$  = tekanan lokal
- $P_\infty$  = tekanan fluida
- $\rho$  = densitas
- $v$  = kecepatan aliran fluida.

Harga  $C_p$  negatif diplot di atas sumbu horizontal. Luas area dalam kurva tertutup menyatakan nilai koefisien lift. Nilai  $x$  merupakan jarak dari *leading edge* terhadap *chord* ( $c$ ). Distribusi tekanan pada airfoil seperti ditampilkan pada Gambar 3 [8].



Gambar 3. Korelasi antara distribusi koefisien tekanan  $C_p$  dengan  $x/c$ .

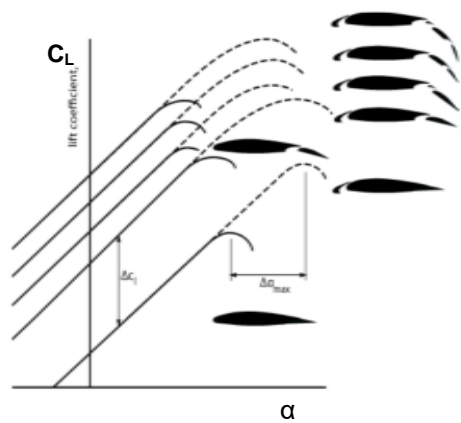
**Flap**

Flap adalah bagian dari pesawat terbang yang berfungsi untuk meningkatkan daya angkat pesawat terbang pada saat kecepatan rendah agar pesawat terbang tidak kehilangan gaya angkat (*stall*) dan menambah hambatan (*drag*). Prinsip kerja *flap* adalah penambahan luas permukaan atau menambah lengkungan sayap untuk meningkatkan *lift coefficient* ( $C_l$ ) pada pesawat terbang tersebut. Penambahan *flap* pada sayap akan meningkatkan gaya angkat pada kecepatan yang sama, seperti ditunjukkan dalam Gambar 4. Penambahan *flap* dan *slot* pada *wings* akan menambah gaya angkat (*lift*) karena koefisien *lift* ( $C_l$ ) lebih besar dibandingkan *wings* tanpa *flap* dan *slot*. Flaps dipasang pada sayap bagian depan (*leading edge*) atau sayap bagian belakang (*trailing edge*). Flaps berfungsi untuk menambah koefisien *lift* dan *stall angle* saat *take-off* [9]. Koefisien *lift* dinyatakan dengan rumus [7]

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

dengan:

- $C_L$  = koefisien lift
- $\rho$  = densitas
- $v$  = kecepatan aliran
- $S$  = luas penampang
- $L$  = *lift pressure*.



Gambar 4. Perbandingan Koefisien lift sayap tanpa flap dan dengan flap

**2. Metode Penelitian**

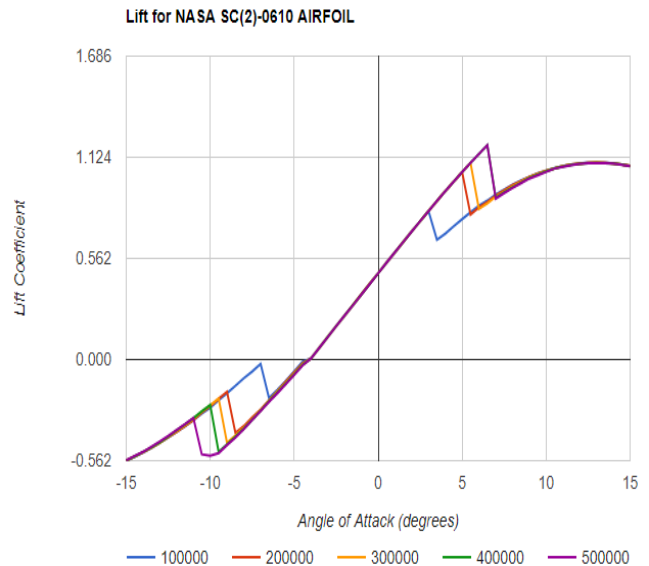
Penelitian ini menggunakan metode simulasi *computational fluid dynamics* (CFD). Simulasi menggunakan *software* Ansys 15.0. Parameter penelitian yaitu sudut serang 0°, 4°, 8°, 12°, 14°, dan 16°. Validasi hasil simulasi dibandingkan dengan *wind tunnel test*. Simulasi dilakukan dalam tiga proses yaitu: *pre-processing*, *solver* dan *post-processing*. Tahap *pre-processing* digunakan untuk menghasilkan *meshing* pada *software* Ansys Workbench, sedangkan *solver* dan *post processing* digunakan untuk penentuan metode dan input parameter yang diperlukan pada *software* Fluent.

**3. Hasil dan Pembahasan**

Kontur tekanan statis hasil analisis simulasi airfoil SC(2) 0610 ditampilkan dalam Gambar 4: (a, b, c, d, e, dan f). sehingga hampir tidak terjadi perbedaan kecepatan aliran fluida yang menyebabkan gaya angkat (*lift*) pada sayap.

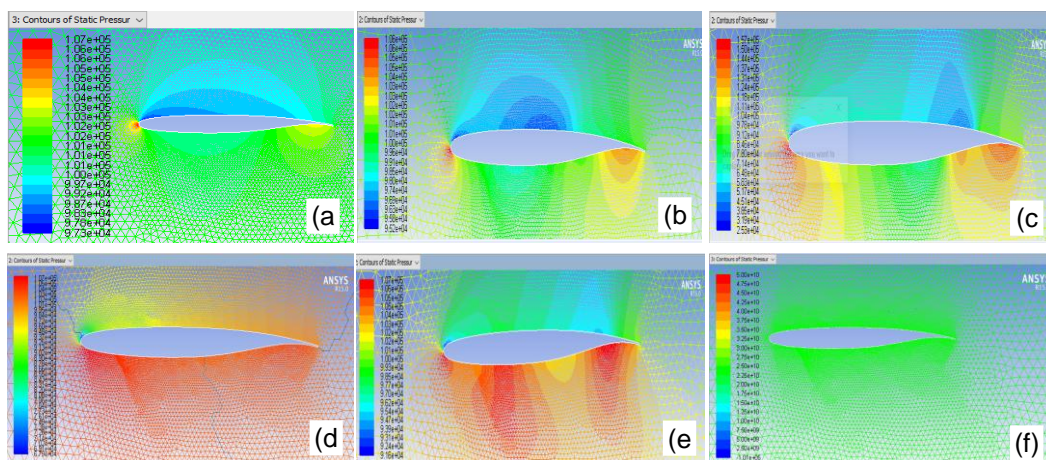
Distribusi tekanan statis Penampang airfoil menyebabkan perbedaan tekanan pada permukaan

sayap bagian atas dan bawah, sehingga menyebabkan perbedaan tekanan, hal ini sesuai dengan Hukum Bernoulli. Tekanan statik airfoil dengan sudut serang 0° mengalami stagnasi hanya pada ujung *leading edge*, terjadi pada sudut serang 12°, dimana untuk sudut serang 14° distribusi tekanan statik di bawah permukaan sayap mulai tidak homogen. Gambar 5d menunjukkan bahwa airfoil kehilangan tekanan statiknya yaitu pada saat sudut serang  $\alpha = 16^\circ$ .

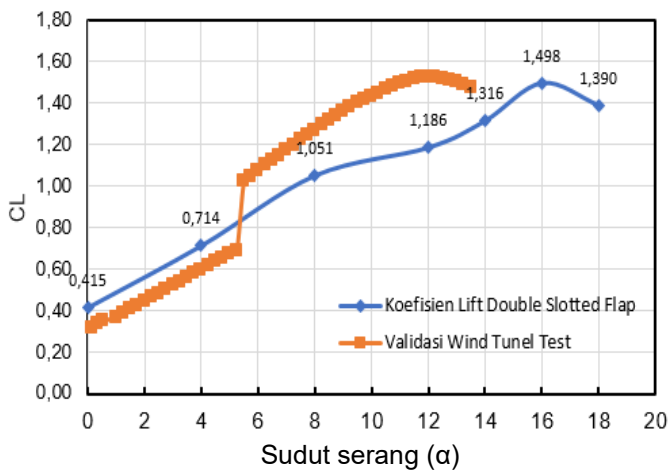


Gambar 6. Korelasi antara sudut serang ( $\alpha$ ) dengan koefisien lift ( $C_L$ ) airfoil SC(02) 0610.

Gambar 5d tidak menunjukkan perbedaan kecepatan relatif pada permukaan atas dan bawah airfoil. Korelasi antara sudut serang ( $\alpha$ ) dengan koefisien lift ( $C_L$ ) airfoil SC(02) 0610 tanpa flap ditampilkan dalam Gambar 6. Koefisien lift maksimum  $C_L = 1,095$ , maksimum untuk sudut serang 13° [9].



Gambar 5. Kontur tekanan statik airfoil SC(02) 0610: a). Tanpa flap dengan sudut serang 0°; b). Tanpa flap dengan sudut serang 4°; c). Tanpa flap dengan sudut serang 8°; d). Tanpa flap dengan sudut serang 12°; e). Tanpa flap dengan sudut serang 14°; f). Tanpa flap dengan sudut serang 16°.



Gambar 6. Hubungan antara sudut serang  $\alpha$  dengan koefisien lift LS(01)-0417 MOD

Hasil analisis CFD menunjukkan bahwa airfoil LS(01)-0417 MOD menghasilkan koefisien lift  $C_L$  maksimum 1,498 pada sudut serang maksimum  $16^\circ$ . Airfoil tanpa flap NASA SC(02) 0610 hanya menghasilkan koefisien lift  $C_L = 1,095$  dengan sudut serang  $\alpha = 13^\circ$ . Berdasarkan perbandingan kedua tipe airfoil tersebut maka untuk meningkatkan performa airfoil tipe NASA SC(02) 0610 perlu ditambahkan single slot flap atau double slot flap untuk memberikan luasan permukaan dan kelengkungan pada airfoil menjadi lebih besar sehingga dapat memberikan koefisien lift yang lebih besar jika dibandingkan airfoil LS(01)-0417 MOD [10-12]

#### 4. Simpulan

Berdasarkan perbandingan kedua tipe airfoil tersebut, maka performa airfoil tipe LS(01)-0417 MOD double slot flap memberikan koefisien lift  $C_L$  lebih besar jika dibandingkan airfoil NASA SC(02) 0610 tanpa flap. Penambahan single slot flap atau double slot flap dapat ditambahkan pada airfoil NASA SC(02) 0610 sehingga dapat diaplikasikan sebagai sayap pesawat perintis yang memerlukan landasan pacu pendek.

#### Ucapan Terima Kasih

Ucapan terima kasih kami sampaikan kepada segenap jajaran PT Dirgantara Indonesia Bandung yang telah banyak mendukung kelancaran dalam penelitian ini.

#### Daftar Pustaka

- [1] Peraturan Presiden Republik Indonesia No. 16 Tahun 2017, *Tentang Kebijakan Kelautan Indonesia*.
- [2] Yuda Benharry Tangkilisan, 2011, *Kebijakan Penerbangan Perintis di Indonesia: Latar Belakang, Tantangan, dan Kontribusi, Paradigma, Jurnal Kajian Budaya*, Naskah

Hasil Penelitian Hibah Strategis Nasional DRPM UI 2010 untuk Penerbitan Paradigma FIB UI.

- [3] Garg, P. Sony, N. 2016, *Aerodynamic Investigation of Flow Field Over NACA 4415 Airfoil*, International Journal of Advanced Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 3, Issue 2.
- [4] Prabhakar, A. Ayush Ohri, A. *CFD Analysis on MAV NACA 2412 Wing in High Lift Take-Off*, Aeronautics & Aerospace Engineering, Department of Mechanical and Manufacturing Engineering, Manipal Institute of Technology, Karnataka, India. [<http://dx.doi.org/10.4172/2168-9792.1000125>]
- [5] Sari, M. 2018, *Optimasi Coefficient Lift (Cl) Single Slotted Flap dan Double Slotted Flap Pada Pesawat N219 Menggunakan Simulasi Computational Fluid Dynamics*, Skripsi, FT-UNEJ.
- [6] Gunadi, R. 2010. *Simulasi Aliran Lewat Airfoil dengan Slotted Flap menggunakan Metode Vorteks*. Jurnal Politeknologi.9(3): 35-44
- [7] Gede, S. I. dkk.. 2014. Pengaruh Fixed Leading Edge Slot terhadap Karakteristik Airfoil Simetris dengan variasi Sudut Serang. *Jurnal Ilmiah Teknik Desain Mekanika*.3(6): 61-69
- [8] Roskam, J. Lan, C, T, E. 1997, *Airplane Aerodynamics Performance*, DARcorporation, Lawrance, Kasnsas, USA
- [9] Kevadiya, M. 2013, *CFD Analysis of Pressure Coefficient for NACA 4412*
- [10] Li, D, 2013, *Multi-Objective Design Optimization For High-Lift Aircraft Configurations Supported by Surrogate Modeling*, Cranfield University.
- [11] Patel, K, S. Patel, S, B. Patel, U, B. Ahuja, A, P. 2014, *CFD Analysis of an Aerofoil*, International Journal of Engineering Research, Vol.3, Issue 3, pp: 154-158.
- [12] Saiz, R, L. 2016, *Final Approach and Landing Trajectory Generation for Civil Airplane in Total Loss of Thrust*, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Università di Pisa



**Gagak Jatisukamto**, menyelesaikan pendidikan S1 Teknik Mesin dari Universitas Brawijaya pada tahun 1995. Pendidikan magister Teknik Mesin diselesaikan di Universitas Gadjah Mada pada tahun 2002, dengan area riset tentang kelelahan pada material.

Pada tahun 2015 menyelesaikan pendidikan doctoral di Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta. Saat ini ia bekerja sebagai dosen di Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember. Bidang penelitian utama yang digeluti adalah bidang analisis disain dan material failure.



Mirna Sari adalah mahasiswa S1 Teknik Mesin Universitas Jember, dan telah menyelesaikan jenjang S1 pada tahun 2018. Bidang penelitian yang ditekuni banyak dilakukan di bidang aerodinamika dan telah mendapat dukungan di PT DI Indonesia