

PEMILIHAN PROFIL SAYAP PESAWAT LSU-02 NG LD DENGAN MENGUNAKAN METODE PANEL

CHOISE WING PROFILE OF LSU-02 NG LD AIRCRAFT WITH PANEL METHODE

Dana Herdiana, Arifin Rasyadi S.
Peneliti Pusat Teknologi Penerbangan-LAPAN
dana.herdiana@lapan.go.id

Abstrak

Telah dilakukan pemilihan *airfoil* untuk profil sayap pesawat LSU-02 NG LD. Kandidat dari *airfoil* tersebut diantaranya FX63-120, GOE 501, dan GOE 497 serta ada tambahan *airfoil* yang merupakan *airfoil* yang digunakan oleh pesawat pembeding (Penguin C) yaitu MH32. Metode yang digunakan untuk memperoleh hasil perhitungan karakteristik aerodinamik adalah menggunakan metode panel. Perhitungan diperoleh dari hasil perhitungan menggunakan *software* Xfoil. Analisa hasil perhitungan hanya dilihat pada karakteristik aerodinamik seperti gaya angkat dan gaya hambat. Berdasarkan hasil perhitungan maka *airfoil* GOE 501 terpilih menjadi *airfoil* untuk profil sayap karena sudah cukup memenuhi kebutuhan dari gaya angkat dan gaya hambat.
Kata kunci: *airfoil*, sayap, LSU 02 NG LD.

Abstract

Chosied airfoil for profile of wing LSU 02 NG LD aircraft has done. Candidates from the airfoil include FX63-120, GOE 501, and GOE 497 and there is an additional airfoil which is the airfoil used by the comparison plane (Penguin C) that is MH32. The method used to obtain the calculation results of aerodynamic characteristics is to use panel method. Calculations obtained from the calculation using Xfoil software. The analysis of the calculation results is only seen on aerodynamic characteristics such as lift and drag force. Based on the calculation results, the GOE 501 airfoil was chosen to be the airfoil for the wing profile as it has sufficient to meet the needs of lift and drag force.
Keywords: airfoil, wing, LSU 02 NG LD.

1. PENDAHULUAN

Pada proses perancangan pesawat, setelah ditentukan konsep konfigurasi awal rancangan maka tahap selanjutnya adalah perancangan *preliminary*. Dalam tahap perancangan *preliminary* ada beberapa hal yang perlu dibahas, salah satunya adalah perhitungan aerodinamika. Perhitungan ini akan mencakup beberapa konfigurasi yaitu *airfoil*, *wing*, *fuselage*, *tail* dan konfigurasi utuh atau *full configuration*.

Dalam satu perancangan pesawat yang perlu dilakukan adalah menentukan konfigurasi awal dari rancangan pesawat yang akan dibuat. Konfigurasi tersebut terdiri dari *wing*, *fuselage*, *tail*, dan *airfoil*. Konfigurasi yang akan dibahas adalah *airfoil*. *Airfoil* adalah bentuk aerodinamik yang ditujukan untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang besar dengan gaya hambat (*drag*) yang sekecil mungkin. Ketika suatu *airfoil* dilewati oleh aliran fluida, maka karena adanya pengaruh interaksi antara aliran udara dengan permukaan, akan timbul variasi kecepatan dan tekanan di sepanjang permukaan atas dan bawah *airfoil*, serta di bagian depan dan belakang *airfoil*. Dari pertimbangan aerodinamika, profil *airfoil* yang diinginkan adalah yang memiliki rasio gaya angkat terhadap gaya hambat (CL / CD) paling besar. [1]

Studi yang akan dilakukan adalah menganalisa koefisien aerodinamika pada konfigurasi *airfoil* dari beberapa *airfoil* yang menjadi kandidat. Kandidat dari *airfoil* tersebut diantaranya FX63-120, GOE 501, dan GOE 497 serta ada tambahan *airfoil* yang merupakan *airfoil* yang digunakan oleh pesawat pembeding (Penguin C) yaitu MH32. Perhitungan menggunakan *software* Xfoil yang diperoleh dari internet.

Desain *airfoil* ini merupakan desain dasar dari profil sayap pesawat LSU 02 yang lama dengan *maximum take off weight* (MTOW) sekitar 18 kg. Profil sayap dari pesawat LSU 02 yang lama ini

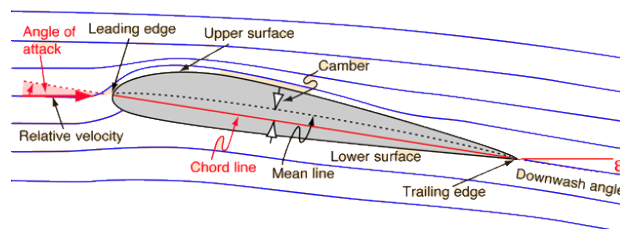
menggunakan jenis *airfoil* E395. Tujuan dari perhitungan koefisien aerodinamika *airfoil* ini adalah untuk mengetahui besaran aerodinamika dari *airfoil* yang nantinya akan dijadikan sebagai profil untuk sayap pesawat LSU-02 NG LD. Selain itu juga untuk mengetahui cukup tidaknya kebutuhan gaya angkat dan hambat dari sayap yang akan dibuat nanti serta dapat memenuhi MTOW yang diinginkan.

2. METODOLOGI

2.1. Airfoil

Airfoil atau aerofoil adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (lift) lebih besar dari gaya hambat (drag). Pada *airfoil* terdapat bagian-bagian seperti berikut: [2]

- Leading edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoil*.
- Trailing edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoil*.
- Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil* *mean chamber line*.
- Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- Chord (c)* adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- Maksimum *chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- Maksimum *thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*. [2]



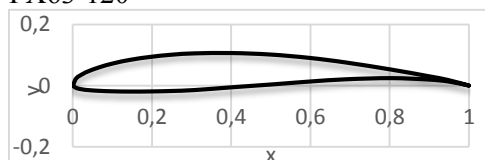
Gambar 1. Bagian-bagian Airfoil. [3] [4]

2.2. Metode Penelitian

Perhitungan dilakukan dengan metode numerik menggunakan *software* XFOil dengan sebagian parameternya diasumsikan pada kondisi *sea level* [5]. *Software* XFOil merupakan *software* yang menggunakan metode panel. Metode panel adalah metode yang menghitung aliran ideal pada suatu panel (*airfoil*) dimana efek viskositas dan kompresibilitas diabaikan. [6] Adapun *airfoil* yang akan menjadi kandidat adalah FX63-120, GOE 501, dan GOE 497 serta ada tambahan *airfoil* yang merupakan *airfoil* yang digunakan oleh pesawat pemandang (Penguin C) yaitu MH32. Berikut adalah gambaran dari *airfoil* yang akan dijadikan kandidat pemilihan:

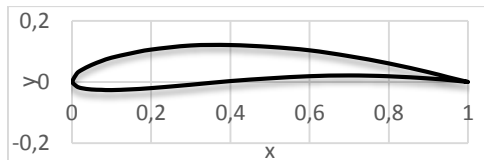
Tabel 1. Tabel kandidat *airfoil*

FX63-120



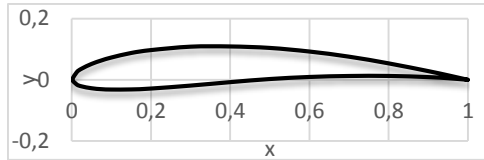
GOE501

FX63-120 merupakan *airfoil* yang dibuat oleh Dr. Wortmann, dimana maksud dari FX adalah inisial dari nama lengkap Dr. Franz Xaver Wortmann. Arti dari 63 adalah tahun desain *airfoil* itu dirancang. Arti dari 120 adalah 10 kali ketebalan maksimum dalam persen. Karakteristiknya sebagai berikut
Max thickness 12% at 30.8% *chord*.
Max camber 5.2% at 50% *chord*
 GOE 501 merupakan *airfoil* yang dirancang oleh Gottingen. Karakteristiknya sebagai berikut



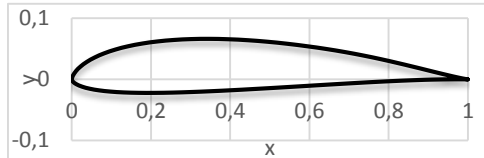
Max thickness 12.8% at 30% chord.
Max camber 6.3% at 50% chord

GOE 497



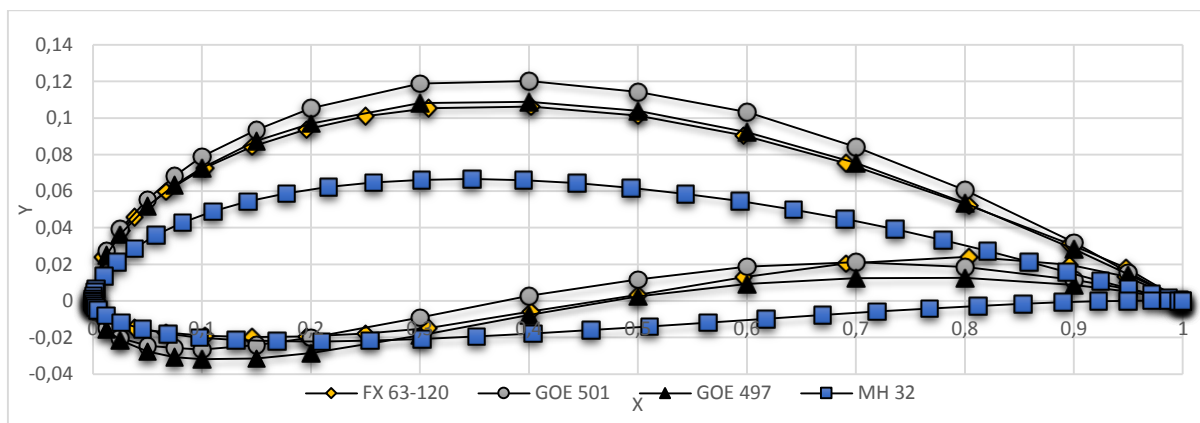
GOE 501 merupakan *airfoil* yang dirancang oleh Gottingen. Karakteristiknya sebagai berikut
Max thickness 12.7% at 30% chord.
Max camber 5.3% at 50% chord [7]

MH32



MH 32 merupakan *airfoil* yang dirancang oleh Martin Hepperle, dimana MH adalah inisial dari nama lengkap Dr. Martin Hepperle. Karakteristiknya sebagai berikut
Max thickness 8.7% at 30.2% chord.
Max camber 2.3% at 45.7% chord

Perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah *airfoil* akan menimbulkan gaya resultan yang arahnya tegak lurus arah datangnya aliran fluida, gaya ini disebut sebagai gaya angkat (*lift*). Perbedaan tekanan antara bagian depan dan bagian belakang *airfoil* akan menimbulkan gaya resultan yang arahnya searah dengan arah datangnya aliran fluida, gaya ini disebut sebagai gaya hambat (*drag*). [8]



Gambar 2. Perbedaan bentuk profil *airfoil*.

Prestasi *airfoil* secara umum dipengaruhi oleh dua hal, yaitu Geometri *airfoil* itu sendiri dan kondisi operasional yaitu bilangan Reynolds dan bilangan Mach. [9] [10]

2.3. Persamaan Gaya

Koefisien angkat C_L , dihitung secara langsung dengan mengintegrasikan tekanan permukaan [11] :

$$C_L = L/q = \int C_p \cdot dx \quad (1)$$

dimana

$$\bar{x} = x \cdot \cos(\alpha) + y \cdot \sin(\alpha) \quad (2)$$

$$\bar{y} = y \cdot \cos(\alpha) - x \cdot \sin(\alpha) \quad (3)$$

dengan α adalah *angle of attack* atau sudut serang.

Integral dilakukan dalam arah berlawanan arah jarum jam sekitar kontur *airfoil*. Koefisien tekanan C_p adalah dihitung menggunakan koreksi kompresibilitas Karman-Tsien [3].

Koefisien drag C_d diperoleh dengan menerapkan rumus Squire-Young [3] pada titik terakhir di belakang, tidak di tepi *trailing*.

$$C_d = D/q = \frac{H+5}{2} = 2 \cdot \theta_i = 2 \cdot \theta(u/V) \quad (4)$$

dimana

θ = momentum thickness

u = edge velocity at end of wake

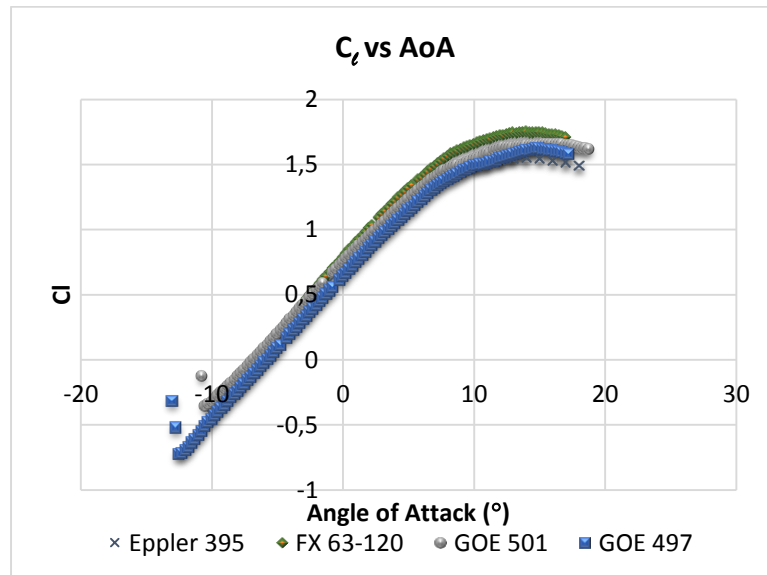
H = shape parameter

V = freestream velocity

θ_i = momentum thickness at "downstream infinity"

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Perhitungan koefisien aerodinamika diperoleh dari hasil perhitungan menggunakan *software* Xfoil dengan parameter bilangan Reynolds sebesar 5.0×10^5 . Perhitungan tersebut ditampilkan dalam bentuk grafik. Data - data untuk menghasilkan grafik akan diolah sesuai kebutuhan data yang diperlukan. Berikut grafik – grafik hasil dari pengolahan,

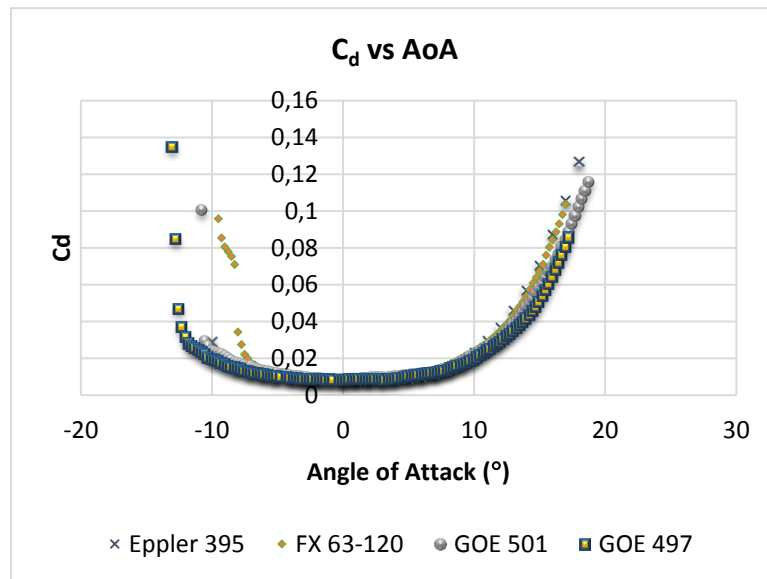


Gambar 3. Kurva C_l versus *Angle of Attack* untuk semua kandidat *airfoil*.

Dari Gambar 3 terlihat perbandingan ke tiga kandidat jenis *airfoil* yang akan dianalisa. Grafik tersebut menggambarkan perubahan koefisien gaya angkat terhadap sudut serang. Untuk koefisien gaya angkat jenis FX 63-120, nilai C_l maksimum terjadi pada sudut serang 14° tetapi untuk jenis *airfoil* yang lain seperti GOE 501 di 16° dan GOE 497 di 15° . Dari ke tiga jenis *airfoil* tersebut, *airfoil* GOE 501 di C_l maksimum pada posisi sudut serang lebih besar dibanding dengan kandidat *airfoil* yang lain. *Airfoil* GOE 501 juga sudah mencukupi untuk nilai koefisien yang dibutuhkan oleh sayap pesawat LSU-02 NG LD. Berikut merupakan perbandingan C_{lmax} dari masing-masing *airfoil*:

Tabel 2. Perbandingan C_{lmax} terhadap sudut serang

	C_{lmax}	AoA ($^\circ$)
FX 63-120	1.7522	14
GOE 501	1.6608	16
GOE 497	1.6221	15

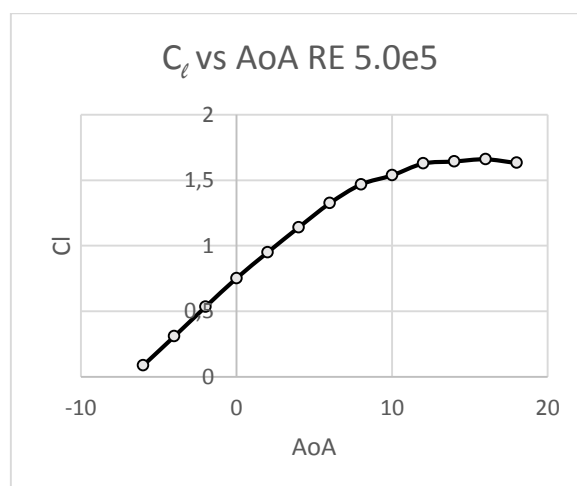


Gambar 4. Kurva C_d versus *Angle of Attack* untuk semua kandidat *airfoil*.

Perubahan koefisien gaya hambat pada ke tiga jenis *airfoil* tersebut tidak terlalu jauh nilainya (Gambar 4) untuk C_{d0} dan C_{dmin} hampir sama. Tetapi dengan bertambahnya sudut serang khususnya pada sudut serang di atas 8° terjadi perbedaan yang cukup besar. *Airfoil* GOE 497 memiliki nilai koefisien gaya hambat yang kecil dibanding dengan jenis *airfoil* yang lain di atas sudut serang 8° . Dari perbandingan *airfoil* tersebut, *airfoil* GOE 501 sudah mencukupi kebutuhan koefisien gaya hambat untuk profil sayap pesawat LSU-02 NG LD meskipun ada yang lebih kecil lagi. Berikut perbandingan nilai C_d pada sudut serang 8° .

Tabel 3. Perbandingan C_{d0} dan C_d pada $\alpha = 8^\circ$

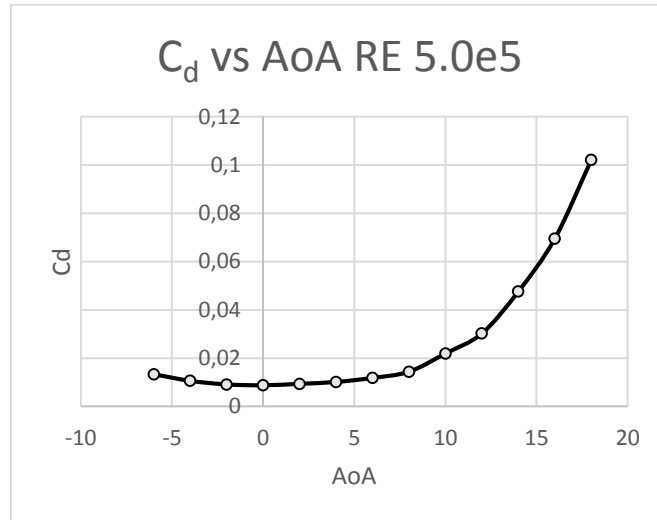
C_d pada $\alpha = 8^\circ$	
FX 63-120	0.01647
GOE 501	0.01438
GOE 497	0.01381



Gambar 5. Kurva koefisien gaya angkat (C_l) versus *Angle of Attack*.

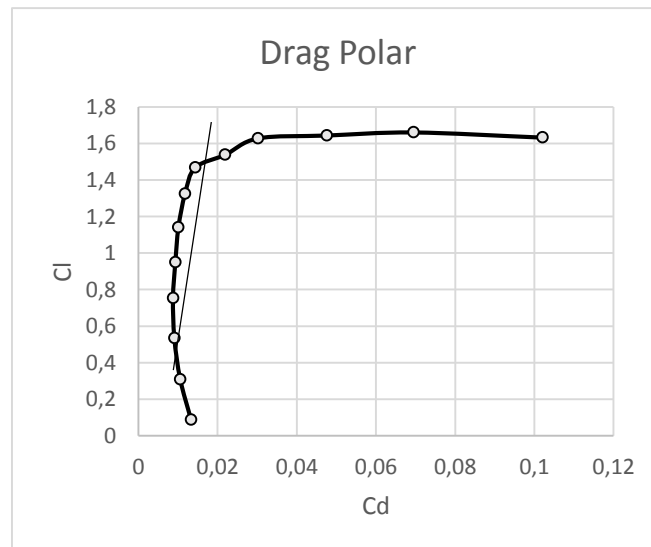
Dari Gambar 5 terlihat kurva koefisien gaya angkat dengan perubahan sudut serang (*angle of attack*) mulai dari sudut -6° sampai 18° dengan interval dua untuk profil sayap yang terpilih. Dengan mengasumsikan parameter bilangan Reynolds sebesar 5.0×10^5 maka nilai C_{l0} sebesar 0.753, nilai $C_{l\alpha}$

sebesar 0.059, dan C_{lmax} sebesar 1.6608 pada sudut serang 16° . C_{d0} merupakan koefisien gaya angkat pada sudut serang 0° . Jika diaplikasikan pada kondisi terbang, C_{d0} ini adalah kondisi saat pesawat melakukan terbang jelajah (*cruise*). C_{da} merupakan nilai gradien garis linear grafik koefisien gaya angkat dengan variasi sudut serang, biasanya diambil nilai C_l pada lima titik sudut serang yang linear. C_{lmax} merupakan koefisien gaya angkat pada kondisi maksimum dimana dengan penambahan sudut serang nilai C_l akan mengalami penurunan atau biasa disebut *stall*. C_{lmax} ini akan mengetahui besaran dari kecepatan *stall* dan digunakan pada perhitungan untuk kondisi pesawat saat *take off*.



Gambar 6. Kurva koefisien gaya hambat (C_d) versus Angle of Attack.

Gambar 6 menunjukkan kurva koefisien gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynolds 5.0×10^5 . Dari gambar tersebut diperoleh nilai C_{dmin} sebesar 0.0087, untuk *airfoil* GOE 501 nilai C_{dmin} sama dengan nilai C_{d0} karena posisinya sama di sudut serang 0° . C_{dmin} merupakan nilai koefisien gaya hambat yang paling kecil. C_{d0} merupakan nilai koefisien gaya hambat pada sudut serang 0° .



Gambar 7. Kurva drag polar.

Dari gambar 7 menunjukkan kurva *drag polar* yang memperlihatkan perbandingan antara C_l dengan C_d . Kurva tersebut dapat menunjukkan batasan dari nilai-nilai C_l maupun C_d pada profil terbang baik itu *take off*, *cruise* maupun *landing*. Garis singgung pada gambar 4 menunjukkan perbandingan C_l/C_d maksimum sebesar 112.544 pada sudut serang 4° .

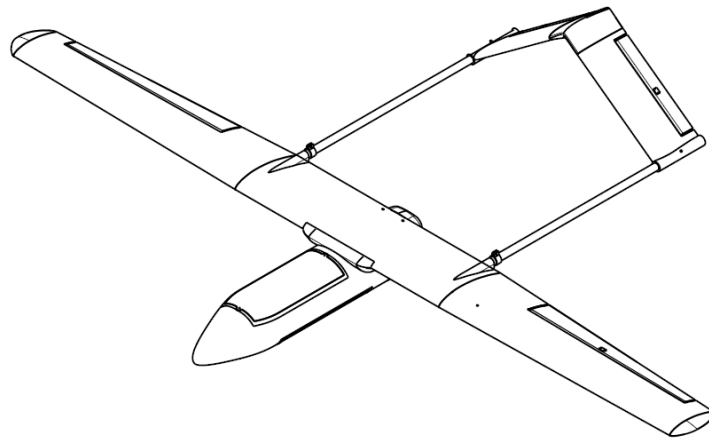
Sedangkan untuk melihat kelebihan dan kekurangan disusunlah tabel dengan parameter-parameter perbandingan yang sesuai kebutuhan.

Tabel 4. Kelebihan dan kekurangan masing-masing *airfoil* dilihat dari parameter tertentu

	C_{d0}	C_{l0}			
<i>E395</i>	0.0083	0.7191			
<i>FX 63-120</i>	0.0081	0.7882			
<i>GOE 501</i>	0.0087	0.753			
<i>GOE 497</i>	0.0085	0.6414			

	FX63-120	GOE 501	GOE 497	MH 32
Gaya hambat	Gaya hambat lebih kecil dari <i>airfoil</i> E395 pada sudut serang kecil	Hampir sama dengan E395	Hampir sama dengan E395	Gaya hambat lebih kecil dari <i>airfoil</i> E395 pada sudut serang kecil
Gaya angkat	Gaya angkat lebih besar dibanding <i>airfoil</i> E395 (dilihat C_{l0})	Hampir sama dengan E395 (dilihat C_{l0})	Gaya angkat lebih kecil dibanding <i>airfoil</i> E395 (dilihat C_{l0})	Gaya angkat lebih kecil dibanding <i>airfoil</i> E395 (dilihat C_{l0})
Kemudahan manufaktur	Dengan kondisi sekarang cukup sulit untuk membuat <i>airfoil</i> yang <i>trailing edge</i> tipis	Masih bisa dibuat	Masih bisa dibuat	Dengan kondisi sekarang sulit untuk membuat <i>airfoil</i> yang cukup tipis

Dengan didapatkannya profil sayap pesawat LSU 02 NG LD, jika diaplikasikan dalam sayap pesawat dapat dilihat seperti gambar 8.



Gambar 8. Gambar LSU 02 NG LD [12]

4. KESIMPULAN

Dari hasil perbandingan dapat dilihat *airfoil* mana yang akan dipilih dengan mempertimbangkan parameter-parameter yang disesuaikan dengan kebutuhan maka *airfoil* yang terpilih adalah GOE 501. Selain itu *airfoil* ini sudah cukup memenuhi kebutuhan dari gaya angkat dan gaya hambat untuk profil sayap pesawat LSU 02 NG LD dilihat dari nilai C_{l0} dan C_{d0} .

UCAPAN TERIMA KASIH

Dengan terselesaikannya tulisan ini, penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Drs. Gunawan Setyo Prabowo dan Agus Aribowo, M.Eng atas fasilitas dan dukungan dalam melakukan kegiatan penelitian serta tim yang terlibat dalam penelitian ini.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi makalah ini merupakan tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] T. S. U. M. N. L. Ismoyo Haryanto, "Pengembangan Perancangan Airfoil Sudu Turbin Angin Kecepatan Rendah Berbasis Komputasi Cerdas," *ROTASI*, vol. Volume 11 Nomor 4, pp. 32 - 39, 2009.
- [2] M. F. Hidayat, "Analisa Aerodinamika Airfoil NACA 0012 dengan Ansys Fluent," *Jurnal Kajian Teknologi*, Vol. %1 dari %2Vol. 10, No 2, pp. 83 - 92, 2014.
- [3] C. N. Eastlake, "An Aerodynamicist's View of Lift, Bernoulli, and Newton," *The Physics Teacher* 40, Daytona Beach, 2002.
- [4] [Online]. Available: <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/Fluids/airfoil.html>. [Diakses 17 05 2018].
- [5] S. T. P. A. M. P. Dana Herdiana, "Selection of Airfoil for LSU-05 Aircraft Wing with Numerical Aerodynamic Analysis," dalam *SIPTEKGAN XVII*, Tangerang, 2013.
- [6] "<http://www.engapplets.vt.edu/fluids/vpm/vpminfo.html>," [Online]. [Diakses 18 07 2018].
- [7] "<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe501-il>," [Online].
- [8] J. John D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, New York: 5rd Edition McGraw-Hill, 2010.
- [9] A. E. v. D. Ira H. Abbott, *Theory of Wing Sections*, New York: Dover Publications, Inc., 1958.
- [10] A. J. F. Sulisty Atmadi, "Rancangan dan Analisis Aerodinamika Sudu Turbin Angin Kapasitas 300 KW," *Jurnal Teknologi Dirgantara*, vol. Vol. 6 No. 2, pp. 118 - 124, 2008.
- [11] M. Drela, "XFOIL 6.9 User Primer," MIT Aero & Astro, Harold Youngren, Aerocraft, Inc., 2001.
- [12] R. Ardiansyah, "Laporan Triwulan 3," LAPAN, Bogor, 2017.