

# **ANALISIS PEMILIHAN AIRFOIL PESAWAT TERBANG TANPA AWAK LSU-05 NG DENGAN MENGGUNAKAN *ANALYTICAL HIERARCHY PROCESS* (AIRFOIL SELECTION ANALYSIS OF LSU-05 NG UNMANNED AERIAL VEHICLE USING ANALYTICAL HIERARCHY PROCESS)**

**Kurnia Hidayat<sup>1</sup>, Ardian Rizaldi, Angga Septiyana, M. Luthfi Ramadlansyah, Redha Akbar Ramadhan,  
Prasetyo Ardi Probo Suseno, Eries Bagita Jayanti, Novita Atmasari, Taufiq Satrio Nurtiasto**

**Pusat Teknologi Penerbangan – LAPAN**

**<sup>1</sup>email: kurnia.hidayat@lapan.go.id**

**Diterima : 15 Juli 2019; Direvisi : 02 Agustus 2019; Disetujui : 28 Oktober 2019**

## **ABSTRAK**

Pada perancangan pesawat terbang tanpa awak, pemilihan *airfoil* sangat penting untuk meningkatkan performa pesawat. *Airfoil* dipilih berdasarkan karakteristik geometri dan performa aerodinamikanya. Namun, penelitian-penelitian sebelumnya lebih fokus kepada analisis performa pesawat terbang tanpa melakukan analisis karakteristik geometri *airfoil* dan terbatas pada beberapa *airfoil* saja. Penelitian ini membahas tentang pemilihan *airfoil* dengan banyak kriteria berdasarkan karakteristik masing-masing *airfoil*. Pada tahap awal, ditentukan beberapa kriteria untuk penyaringan data. Beberapa kriteria ini diambil dari persyaratan dan tujuan perancangan pesawat. Pada penelitian ini pesawat yang digunakan sebagai studi kasus adalah pesawat tanpa awak LSU-05 NG. Setelah kriteria filter ditentukan, sebanyak 1504 *airfoil* disaring menjadi 5 *airfoil* terpilih berdasarkan kriteria filter. Tahap selanjutnya adalah melakukan analisis multikriteria dengan menggunakan metode Analytical Hierarchy Process (AHP) untuk *airfoil* terpilih. *Airfoil* tersebut dianalisis berdasarkan 7 kriteria utama, yaitu Camber, Thickness, Manufacturability, Max CL, CL0, Max CL angle, dan Max L/D. Berdasarkan analisis tersebut, FX 76-MP-160 terpilih sebagai *airfoil* terbaik untuk pesawat terbang tanpa awak yang dirancang.

Kata kunci: *airfoil, pesawat, AHP, perancangan*

## **ABSTRACT**

In unmanned aerial vehicle design, airfoil selection is the fundamental process to increase aircraft performance. Airfoil is selected based on its geometry and aerodynamic characteristics. However, previous studies focused more on analyzing aircraft performance without analyzing *airfoil* geometry characteristics and that were limited to just a few airfoils. This work presents airfoil selection with multicriteria based on airfoil characteristics. In the first step, several criteria are determined for data filtering. Some of these criteria are taken from Design Requirements and Objectives of aircraft. In this study the aircraft used as the case study was the LSU-05 NG unmanned aircraft. After the criteria filter are determined, 1504 airfoils were filtered into 5 selected *airfoils* based on filter criteria. The next step is to conduct multicriteria analysis using the Analytical Hierarchy Process (AHP) for selected airfoil. These airfoils were analyzed based on 7 main criterias, i.e. Camber, Thickness, Manufacturability, Max CL, CL0, Max CL angle, and Max L/D. As a result, FX 76-MP-160 was selected as the best *airfoil* for the designed unmanned aerial vehicle.

Keywords: *airfoil, aircraft, AHP, design*

## 1 PENDAHULUAN

LAPAN Surveillance UAV 05 Next Generation (LSU-05 NG) adalah sebuah pesawat tanpa awak yang mampu menampung muatan yang besar (maksimum 30 kg) yang mempunyai misi untuk kegiatan penelitian, observasi, patrol, pengawasan dan SAR. Misi utama dari pesawat ini adalah untuk mendukung kegiatan foto udara dengan mengangkut muatan berupa alat optik. Kedepannya pesawat ini akan digunakan juga sebagai *platform* saintifik untuk menguji sistem komunikasi berbasis satelit yang dikembangkan oleh Pustekbang LAPAN serta dapat juga digunakan untuk pengawasan perbatasan. Sesuai dengan misi tersebut dibutuhkan prestasi terbang yang harus dimiliki oleh LSU-05 NG.

LSU-05 NG dengan berat *payload* 2 kg ditargetkan mampu terbang *non-stop* minimal 400 km dengan *endurance* 5 jam. Kecepatan terbang jelajah maksimum LSU-05 NG didesain tidak kurang dari 40 m/s dengan kecepatan terbang jelajah operasional adalah 30 m/s. Untuk kecepatan *stall* tidak lebih dari 18 m/s pada kondisi *flap down*. Kecepatan *stall* ini terbilang rendah dan di sisi lain nilai *Maximum Take Off Weight* (MTOW) cukup besar (Rizaldi *et al.*, 2019). Maka dari itu, untuk menempuh jarak 400 km dengan efisien dibutuhkan *L/D* yang tinggi. Selain itu, dibutuhkan  $C_L$  sekitar 0,58 untuk terbang jelajah dengan kecepatan 30 m/s.

Untuk memenuhi tujuan perancangan tersebut, diperlukan gaya angkat yang mencukupi ( $C_L = 0,58$ ) dan gaya hambat seminimal mungkin. Salah satu komponen pesawat udara yang menghasilkan gaya angkat (*lift force*) terbesar adalah bagian sayap. Bentuk geometri sayap dengan luas permukaan bagian atas yang lebih besar dari bagian bawah memungkinkan terjadinya perbedaan kecepatan udara sehingga

menimbulkan perbedaan tekanan yang akan menghasilkan gaya angkat (*lift force*) (Anderson Jr, 2001). Performa sayap ini dipengaruhi oleh *airfoil* yang digunakan pada penampang sayap tersebut. Oleh karena itu, pemilihan *airfoil* adalah proses penting dalam tahap awal perencanaan pesawat udara. *Airfoil* yang dipilih harus menjamin pesawat terbang mampu terbang sesuai dengan persyaratan dan tujuan desain. Pemilihan *airfoil* sangat tergantung jenis pesawat dan profil misinya (pemetaan wilayah, pemantauan, foto udara, dan lain-lain) (Kudayattutharayil & Pande, 2018).

Telah banyak dilakukan kegiatan penelitian terkait perancangan pesawat udara terkhusus dalam pemilihan *airfoil* untuk sayap. Kontogiannis dan Ekaterinaris telah melakukan pemilihan *airfoil* untuk UAV dengan menggunakan perangkat lunak XFOIL. Terdapat dua batasan yang digunakan dalam penelitian ini, yaitu kecepatan *stall* berkisar 12 m/s dan panjang landasan untuk *takeoff* tidak lebih dari 60 m. Dari dua batasan ini diperoleh nilai  $C_L$  saat *takeoff/landing* yang harus dipenuhi untuk *airfoil* adalah sekitar 1,3. *Airfoil* yang terpilih dalam penelitian ini adalah E420 (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013).

Dalam penelitian lainnya, Bravo-Mosquera *et al.* juga menggunakan dua batasan dalam pemilihan *airfoil*, yaitu kecepatan *stall* berkisar di 15 m/s dan panjang landasan untuk *takeoff* tidak lebih dari 70 meter. Dalam penelitian ini digunakan perangkat lunak XFLR5 untuk mencari *airfoil* yang tepat. *Airfoil* yang terpilih adalah Eppler 423 (Bravo-Mosquera *et al.*, 2017).

Panagiotou *et al.* juga mengadakan penelitian untuk merancang pesawat *Medium Altitude Long Endurance* (MALE) UAV dengan membandingkan 4 jenis desain berbeda.

Keempat desain ini memiliki *airfoil* yang berbeda, konfigurasi *empennage* yang berbeda, dan bentuk sayap yang berbeda. Pemilihan *airfoil* yang digunakan berdasarkan pada nilai koefisien gaya hambat minimum saat sudut serang  $0^\circ$ , yaitu *airfoil* NASA NLF(1)-1015 (Panagiotou *et al.*, 2016). Herdiana *et al.* juga mengadakan penelitian tentang pemilihan *airfoil* untuk pesawat UAV yang serupa dengan LSU-05 NG. Penelitian menggunakan metode simulasi numerik menggunakan perangkat lunak XFOIL dengan membandingkan 4 *airfoil* yaitu Eppler 210, Eppler 214, NACA 6412 dan NACA 4415. Kriteria pemilihan berdasarkan pada nilai maksimum sudut *stall*, nilai gaya hambat minimum saat sudut serang  $0^\circ$ , dan nilai efisiensi ( $L/D$  maksimum). Dalam penelitian ini, *airfoil* NACA 4415 terpilih sebagai konfigurasi yang akan digunakan (Herdiana *et al.*, 2013).

Pada penelitian yang lain, Herdiana & Soemaryanto melakukan analisis pemilihan *airfoil* untuk pesawat LSU-02 NG LD dengan melibatkan 4 *airfoil*, yaitu FX63-120, GOE 501, GOE 497, dan MH32. *Airfoil* terbaik didapatkan dengan melakukan analisis dengan metode panel pada perangkat lunak XFOIL dan didapatkan *airfoil* GOE-501 sebagai pilihan *airfoil* untuk LSU-02 NG LD (Herdiana & Soemaryanto, 2018).

Dari beberapa penelitian di atas, pemilihan *airfoil* hanya dilakukan dengan melibatkan beberapa *airfoil* yang dipilih berdasarkan informasi dari pesawat pembanding. Selain itu, analisis pemilihan hanya terbatas pada beberapa kategori seperti kebutuhan  $C_L$ , nilai gaya hambat minimum saat sudut serang  $0^\circ$ , sudut *stall* maksimum, dan efisiensi aerodinamika ( $L/D$ ) maksimum. Pemilihan *airfoil* juga berdasarkan pada beberapa *airfoil* yang telah sering digunakan pada pesawat UAV lainnya.

Padahal analisis pemilihan *airfoil* memiliki banyak kriteria yang harus dipertimbangkan. Oleh karena itu, analisis pemilihan *airfoil* ini menggunakan metode *Analytical Hierarchy Process* (AHP) supaya mendapatkan *airfoil* terbaik untuk pesawat LSU-05 NG.

AHP adalah suatu teori umum tentang pengukuran yang digunakan untuk menemukan skala rasio, baik dari perbandingan berpasangan yang diskrit maupun kontinyu. AHP menguraikan masalah multi faktor atau multi kriteria yang kompleks menjadi suatu hirarki (Darmanto *et al.*, 2014). Hirarki didefinisikan sebagai suatu representasi dari sebuah permasalahan yang kompleks dalam suatu struktur multi level dimana level pertama adalah tujuan, yang diikuti level faktor, kriteria, sub kriteria, dan seterusnya ke bawah hingga level terakhir dari alternatif. Dengan hirarki, suatu masalah yang kompleks dapat diuraikan ke dalam kelompok-kelompoknya yang kemudian diatur menjadi suatu bentuk hirarki sehingga permasalahan akan tampak lebih terstruktur dan sistematis.

Metode AHP telah banyak digunakan dalam banyak analisis pemilihan dalam dunia penerbangan. Dožić & Kalić melakukan analisis pemilihan armada pesawat terbang pada kasus *airline* dengan menggunakan AHP (Dožić & Kalić, 2014). Penelitian tersebut dilanjutkan dengan mengembangkan *Fuzzy AHP* (FAHP) dengan mempertimbangkan kondisi pasar penerbangan pada rute tersebut (Dožić *et al.*, 2018). Yurdusevîmlî & Özger melakukan pemilihan pesawat latihan untuk sekolah pilot dengan mempertimbangkan spesifikasi teknis dari pesawat dengan menggunakan AHP dan *Technique Order Preference by Similarity* (TOPSIS) (Yurdusevîmlî &

Özger, 2017). Penelitian-penelitian di atas membahas tentang aspek bisnis dari pesawat terbang, bukan dari sisi teknis perancangan pesawat terbang. Belum ada penelitian yang secara khusus membahas pemilihan *airfoil* pada perancangan pesawat terbang dengan menggunakan metode AHP.

Oleh karena itu, untuk mendapatkan *airfoil* yang tepat, diperlukan kajian yang melibatkan lebih banyak *airfoil* yang tersedia (bukan hanya dari *airfoil* yang sering digunakan) dan juga memenuhi semua persyaratan dan tujuan perancangan yang ditetapkan seperti kebutuhan  $C_L$  untuk *take off*,  $L/D$ , sudut *stall*, maksimum *thickness*, sudut *trailing edge*, *camber*, dan kebutuhan  $C_{L0}$ .

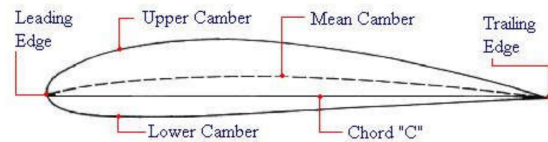
Keterbatasan kemampuan manufaktur juga akan menjadi kriteria dalam pemilihan *airfoil*. Penelitian ini bertujuan untuk mengkaji sekaligus semua kriteria tersebut sehingga *design requirements and objectives* (DRO) dari pesawat LSU-05 NG akan terpenuhi dengan menggunakan metode AHP. Dari hasil kajian ini didapatkan *airfoil* terbaik yang akan digunakan sebagai penampang sayap pesawat LSU-05 NG.

## 2 METODOLOGI

### a. Airfoil

*Airfoil* adalah bentuk penampang dari sayap pesawat udara. Kumpulan *airfoil* ini membentuk satu sayap pesawat. Oleh karena itu, sayap sering disebut dengan bentuk 3D dari *airfoil*. Bentuk geometri dari *airfoil* ini akan menghasilkan gaya dan momen jika ditempatkan pada suatu aliran fluida (Lubis, 2012).

Terdapat beberapa istilah yang berkaitan dengan *airfoil* (Garg & Soni, 2016), dan diilustrasikan seperti pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Bagian-bagian *airfoil*

### b. Pemilihan Airfoil

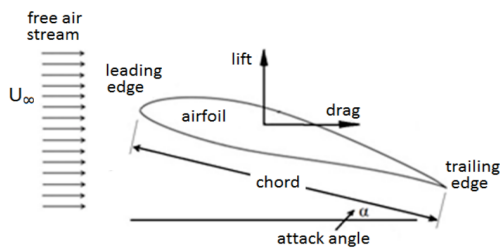
*Airfoil* adalah bagian terpenting dari pesawat terbang (Raymer, 2018). *Airfoil* dapat mempengaruhi performa pesawat terbang, seperti kecepatan terbang, seperti kecepatan jelajah (*cruise*), jarak lepas landas dan pendaratan, kecepatan *stall*, dan efisiensi aerodinamika pada berbagai fase terbang. Berikut ini beberapa hal yang harus diperhatikan dalam memilih *airfoil* (Raymer, 2018).

- a. Koefisien gaya angkat. Ini merupakan hal awal yang harus dipertimbangkan. Koefisien gaya angkat yang menjadi acuan adalah koefisien gaya angkat ketika efisiensi aerodinamika ( $L/D$ ) maksimum. Dalam hal ini perlu diperhatikan juga sudut serang ketika  $L/D$  maksimum.
- b. Karakteristik *stall*. Karakteristik *stall* berperan penting dalam pemilihan *airfoil*. Pada saat *stall* pesawat akan mengalami penurunan gaya angkat.
- c. *Thickness ratio*. Kriteria ini dapat mempengaruhi besarnya gaya hambat, gaya angkat maksimum, berat struktur, dan karakteristik *stall*. Pada kecepatan subsonik gaya hambat bertambah seiring dengan bertambahnya *thickness* karena semakin tingginya separasi. Sementara itu, gaya angkat maksimum dan karakteristik *stall* sebenarnya lebih dipengaruhi oleh bentuk *nose airfoil*. Untuk sayap dengan *aspect ratio* (perbandingan antara kuadrat bentang sayap dengan luas sayap) tinggi dan *sweep angle* yang relatif kecil *airfoil* yang

tebal akan menghasilkan gaya angkat maksimum yang lebih tinggi dan sudut *stall* yang tinggi. *Thickness ratio* secara statistik berpengaruh terhadap berat struktur sayap. Berat struktur sayap berbanding terbalik dengan akar kuadrat *thickness ratio*.

**c. Gaya Aerodinamika**

Pesawat terbang pada umumnya dirancang untuk menghasilkan gaya hambat yang sekecil mungkin. Gaya hambat ini dapat berupa gaya hambat yang dihasilkan karena adanya aliran udara. Suatu benda yang ditempatkan pada suatu aliran fluida atau pun suatu benda yang bergerak melewati fluida akan menghasilkan gaya. Jika fluida tersebut adalah udara, gaya tersebut dinamakan gaya aerodinamika (Mulyadi, 2009). Gaya aerodinamika yang tegak lurus dengan aliran udara disebut dengan gaya angkat (*lift force*), sedangkan gaya aerodinamika yang searah dengan aliran disebut dengan gaya hambat (*drag force*).



Gambar 2-2: Gaya aerodinamika yang bekerja pada *airfoil* dengan sudut serang tertentu (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Gaya aerodinamika yang bekerja pada suatu *airfoil* pada aliran udara ditunjukkan pada Gambar 2-2. Sudut serang atau *angle of attack* adalah sudut yang dibentuk oleh geometri *chord line* dari *airfoil* terhadap arah aliran udara (Lubis, 2012).

Geometri *airfoil* mempengaruhi besarnya gaya angkat dan hambat dari

pesawat. Yang diharapkan dari *airfoil* ini adalah gaya angkat yang tinggi dengan gaya hambat yang serendah mungkin. Performa dari *airfoil* ini didefinisikan sebagai rasio antara gaya angkat dan gaya hambat (*L/D*) atau disebut dengan efisiensi aerodinamika. Gaya aerodinamika ini biasanya dinyatakan dalam koefisien tak berdimensi (Garg & Soni, 2016), yaitu:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \tag{2-1}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \tag{2-2}$$

Dimana

- $L$  = gaya angkat (*lift*) –  $N$
- $D$  = gaya hambat (*drag*) –  $N$
- $C_L$  = koefisien gaya angkat
- $C_D$  = koefisien gaya hambat
- $\rho$  = kerapatan udara –  $kg/m^3$
- $S$  = luas area acuan (biasanya sayap pesawat) –  $m^2$
- $v$  = kecepatan udara (*free stream*) –  $m/s$

**d. Multi-Criteria Decision Making**

Pemilihan *airfoil* dalam penelitian ini menggunakan metode *Multi-criteria Decision Making* (MCDM). MCDM adalah metode pengambilan keputusan untuk menetapkan pilihan terbaik berdasarkan beberapa kriteria. Kriteria yang digunakan biasanya berupa ukuran, aturan, atau standar dalam mengambil keputusan [10]. Terdapat beberapa alternatif metode pengambilan keputusan dengan MCDM, yaitu AHP, PROMOTHEE, ELECTRE, SMART, dan TOPSIS. Salah satu metode yang paling sering digunakan adalah Metode AHP (Kusumadewi, 2006).

Secara umum konsep MCDM adalah membuat tabel keputusan yang terdiri dari sejumlah alternatif  $A$  dengan sejumlah kriteria  $C$ . Tabel keputusan ini

ditunjukkan pada Tabel 1 (Sabaei *et al.*, 2015). Pada Tabel 1 pada masing-masing A dan C terdapat nilai a yang merupakan nilai skor alternatif A untuk kriteria C. Tabel keputusan ini dapat ditambahkan pembobotan pada setiap kriteria untuk pengambilan keputusan yang lebih akurat baik untuk kriteria yang bersifat kuantitatif maupun kriteria kualitatif. Namun, seringkali pembobotan ini tergantung dari subyektifitas pengambil keputusan dan dapat menjadi berbeda ketika berganti pengambil keputusan. Masalah ini dapat diatasi dengan mengubah kriteria kualitatif menjadi kuantitatif dengan menggunakan skala nilai yang diperkenalkan oleh Saaty (Saaty, 1977).

Tabel 2-1: TABEL KEPUTUSAN MCDM

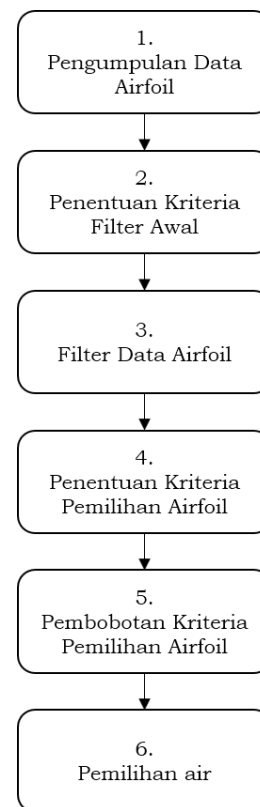
	A <sub>1</sub>	...	...	A <sub>n</sub>
C <sub>1</sub>	a <sub>11</sub>	a <sub>12</sub>	...	a <sub>1n</sub>
•	...	...	...	...
•	...	...	...	...
•	...	...	...	...
C <sub>m</sub>	a <sub>m1</sub>	...	...	a <sub>mn</sub>

**e. Tahapan AHP**

Secara umum penelitian ini dilakukan dalam 6 langkah alur penelitian. Alur penelitian ini ditunjukkan pada Gambar 2-3. Langkah pertama adalah pengumpulan data *airfoil*. Data *airfoil* diambil dari situs *airfoildb.com* yang diakses per tanggal 1 April 2019. Data yang terkumpul ini kemudian diproses menjadi *spreadsheet* database *airfoil* yang berisi karakteristik geometri dan performa masing-masing *airfoil*.

Langkah kedua adalah penentuan kriteria awal untuk menyaring data. Setelah data terkumpul, perlu dilakukan pengelompokan *airfoil* berdasarkan kriteria filter awal. Kriteria awal ini disusun dengan mempertimbangkan *design requirements and objectives* (DRO)

pesawat LSU-05 NG. Semua kriteria dalam langkah ini dipilih dari karakteristik *airfoil* yang tersedia dalam database. Selanjutnya, masing-masing kriteria ini diberi nilai maksimum atau minimum sesuai dengan definisi kriteria tersebut, misal minimal koefisien gaya angkat yang dibutuhkan pesawat untuk *take-off* sebesar 1,5. Jadi, untuk kriteria koefisien gaya angkat maksimum harus memiliki nilai lebih dari 1,5.

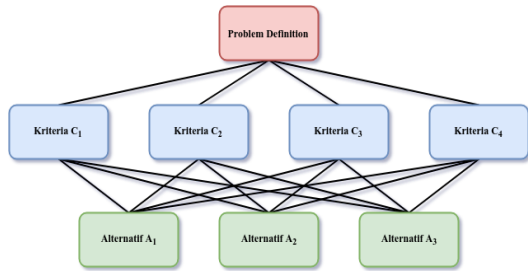


Gambar 2-3: Diagram alur penelitian

Untuk melakukan analisis MCDM dengan menggunakan AHP perlu disusun diagram hirarki yang terdiri atas definisi masalah, alternatif-alternatif solusi, dan kriteria penilaian (Akmaludin, 2015). Diagram ini dapat dilihat pada Gambar 2-4. Pada Gambar 2-4 definisi masalah diturunkan menjadi beberapa kriteria. Setelah itu, alternatif-alternatif yang mungkin dianalisis menurut kriteria yang ditentukan.

Langkah ketiga adalah penyaringan data sesuai kriteria awal filter. Langkah ini akan menghasilkan daftar *airfoil* yang

menjadi alternatif-alternatif dalam analisis MCDM. Unsur kedua dalam MCDM adalah penentuan kriteria pemilihan. Proses ini dilakukan pada langkah keempat. Kriteria pemilihan *airfoil* dipilih berdasarkan kriteria geometri dan kriteria performa *airfoil*. Beberapa kriteria filter awal dapat dimasukkan kembali ke dalam kriteria pemilihan *airfoil*.



Gambar 2-4: Diagram hierarki AHP

Langkah kelima adalah melakukan pembobotan terhadap kriteria-kriteria pemilihan yang telah ditentukan. Pembobotan dilakukan dengan melakukan AHP. Langkah-langkah AHP adalah sebagai berikut (Batarius, 2013; Sianturi, 2011).

1. Menentukan matriks kriteria berpasangan dan memberi nilai berdasarkan skala Saaty (skala kepentingan) pada Tabel 2-2.
2. Menghitung nilai normalisasi setiap elemen matriks kriteria berpasangan dengan membagi setiap elemen  $a_{ij}$  dengan nilai jumlah elemen pada matriks kolom  $j$ .
3. Menghitung vektor eigen yang dinormalkan dengan cara menghitung rata-rata nilai elemen matriks yang dinormalkan untuk setiap baris matriks.
4. Menghitung nilai eigen  $\lambda$  yaitu hasil penjumlahan dari perkalian setiap vektor eigen dengan jumlah elemen kolom dari matriks

berpasangan. Kemudian, ditentukan nilai terbesarnya ( $\lambda_{max}$ )

5. Menghitung indeks konsistensi,  $CI$ , dengan rumus

$$CI = \frac{\lambda_{max} - n}{n - 1} \quad (2-3)$$

dengan

$CI$  = indeks konsistensi

$\lambda_{max}$  = nilai eigen terbesar

$n$  = jumlah kriteria

Jika nilai  $CI$  sama dengan nol, matriks dapat dikatakan konsisten.

6. Menghitung rasio konsistensi

Batas ketidakkonsistenan dapat diukur dengan menggunakan rasio konsistensi ( $CR$ ), yaitu rasio antara indeks konsistensi ( $CI$ ) dan nilai pembangkit acak ( $RI$ ). Nilai  $RI$  untuk berbagai  $n$  jumlah kriteria dapat dilihat pada Tabel 2-3. Konsistensi penilaian masih dapat diterima, jika nilai  $CR$  kurang dari atau sama dengan 0,1.

Langkah terakhir adalah proses pemilihan airfoil terbaik. Pemilihan airfoil terbaik diawali dengan menentukan nilai kandidat airfoil pada masing-masing kriteria. Ada 2 jenis kriteria dalam permasalahan ini, yaitu kriteria dengan data kuantitatif dan kualitatif. Kriteria dengan data kuantitatif akan langsung dinormalisasi, sedangkan kriteria dengan data kualitatif akan ditentukan nilainya dengan matriks berpasangan. Masing-masing nilai normalisasi yang didapat dikalikan dengan bobot yang telah ditentukan pada langkah sebelumnya. Setelah itu, semua nilai dijumlah menjadi skor total untuk masing-masing kandidat airfoil. Airfoil dengan skor tertinggi adalah airfoil yang dipilih untuk pesawat LSU-05 NG.

Tabel 2-2: NILAI SKALA KEPENTINGAN (Saaty, 1977)

Tingkat Kepentingan	Definisi	Perbandingan Kriteria A dan B
1	Sama	Kriteria A dan B sama pentingnya
3	Moderat	Kriteria A sedikit lebih penting daripada kriteria B
5	Kuat	Kriteria A lebih penting daripada kriteria B
7	Sangat kuat	Kriteria A sangat lebih penting daripada kriteria B
9	Ekstrim	Kriteria A mutlak lebih penting daripada kriteria B
2, 4, 6, 8	Jika berada di antara nilai di atas	
Resiprokal	Jika kriteria A mempunyai salah satu nilai di atas saat dibandingkan dengan kriteria B, kriteria B mempunyai nilai berkebalikan saat dibandingkan dengan kriteria A	

Tabel 2-3: NILAI PEMBANGKIT ACAK RI UNTUK SETIAP UKURAN MATRIKS  $n$

n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
RI	0	0	0,58	0,9	1,12	1,24	1,32	1,41	1,45	1,49	1,51	1,58

### 3 HASIL DAN PEMBAHASAN

#### a. Pengumpulan Data Airfoil

Total jumlah *airfoil* yang terkumpul adalah sebanyak 1504 *airfoil* dengan berbagai bentuk dan ukuran. Karakteristik yang terdapat dalam database tersebut meliputi karakteristik geometri dan karakteristik performa. Karakteristik geometri terdiri dari *maximum thickness* dan *maximum camber*. Karakteristik performa terdiri dari koefisien gaya angkat maksimum, sudut saat koefisien gaya angkat maksimum (sudut *stall*),  $L/D$  maksimum, sudut saat  $L/D$  maksimum, koefisien gaya angkat saat  $L/D$  maksimum, dan koefisien gaya angkat saat sudut serang 0 derajat. Karakteristik performa yang

didata adalah karakteristik *airfoil* saat nilai  $Re = 100.000$ .

#### b. Penentuan Kriteria Filter Awal

Terdapat 5 kriteria untuk menyaring 1504 kandidat *airfoil* menjadi solusi alternatif yang akan diperbandingkan dalam tabel keputusan. Pemilihan kriteria awal ini mempertimbangkan berat struktur dan performa pesawat yang diinginkan. Keenam kriteria tersebut, antara lain *maximum thickness*, *maximum camber*, koefisien gaya angkat maksimum ( $C_{Lmax}$ ), sudut *stall*, dan koefisien gaya angkat saat sudut serang 0 derajat. Kriteria filter awal dan nilainya dapat dilihat pada Tabel 3-1.



- a. *Maximum Thickness*  
Pesawat diharapkan memiliki berat yang seringan mungkin. Oleh karena itu, ketebalan maksimum *airfoil* dibatasi pada angka 16,5% untuk menjaga massa pesawat agar tidak terlalu berat dan gaya hambat yang dihasilkan tidak terlalu besar.
- b. *Maximum Camber*  
Untuk memudahkan proses manufaktur, nilai *maximum camber airfoil* dibuat sekecil mungkin untuk mengurangi kemungkinan terpilihnya *airfoil* yang terlalu melengkung. *Airfoil* yang terlalu melengkung akan menyulitkan proses manufaktur dan desain struktur sayap. Dalam kasus ini dipilih *airfoil* yang memiliki *maximum camber* kurang dari 12%.
- c. Koefisien Gaya Angkat Maksimum ( $C_{Lmax}$ )  
Selanjutnya dari perhitungan ditetapkan bahwa *airfoil* harus memenuhi kebutuhan  $C_{Lmax}$ . Perhitungan  $C_{Lmax}$  menggunakan formula berikut ini.

$$C_{Lmax} = 2 \frac{W/S}{\rho_{sealevel} \times v_{stall}^2} \quad (3-1)$$

Dengan  $W$  adalah berat pesawat saat lepas landas, yaitu sebesar 85 kg dikalikan dengan gravitasi bumi pada *sea level*. Namun, dalam permasalahan ini berat pesawat yang diinput adalah 100 kg sebagai faktor koreksi terhadap ketidaksesuaian bilangan Reynold pada database dan transformasi dari 2D ke 3D.  $S$  adalah luas sayap total, yaitu seluas 3.22 m<sup>2</sup>. Sementara itu,  $\rho_{sealevel}$  adalah kerapatan udara pada ketinggian permukaan laut

sama dengan 1,225 kg/m<sup>3</sup>, dan  $v_{stall}$  adalah kecepatan *stall* pesawat terbang yang bernilai 15 m/s. Dengan memasukkan semua nilai ke dalam persamaan, didapatkan kebutuhan  $C_{Lmax}$  adalah sebesar 2,211.

- d. Sudut *Stall* ( $\alpha_{stall}$ )  
Sudut *stall* adalah sudut serang saat pesawat terbang kehilangan gaya angkat. Sudut *stall* pesawat diharapkan bernilai lebih besar dari 12 derajat.
- e. Koefisien Gaya Angkat Saat Sudut Serang 0 Derajat ( $C_{L0}$ )  
Dalam merancang pesawat terbang, koefisien gaya angkat pilihan perlu ditentukan terlebih dahulu dari perhitungan dengan asumsi pesawat terbang *steady level flight*. Pada kondisi terbang *level*, gaya angkat pesawat harus mampu mengimbangi gaya berat pesawat terbang. Dengan asumsi bahwa koefisien gaya angkat pesawat sama dengan koefisien gaya angkat yang dihasilkan *airfoil*, didapatkan persamaan berikut ini.

$$C_{L0} = 2 \frac{W/S}{\rho_{cruise} \times v_{cruise}^2} \quad (3-2)$$

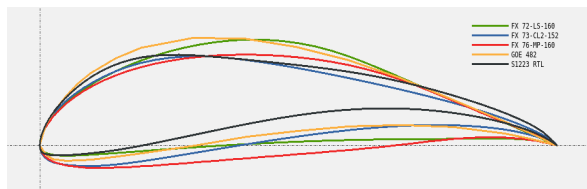
Dengan  $W$  dan  $S$  yang bernilai sama dengan konfigurasi *take-off* dalam perhitungan  $C_{Lmax}$ . Nilai  $\rho_{cruise}$  adalah sebesar 1,186 kg/m<sup>3</sup> pada ketinggian 304,8 m yang merupakan tinggi operasional pesawat terbang. Kecepatan terbang jelajah  $v_{cruise}$  sama dengan 30 m/s. Dengan memasukkan semua nilai variabel tersebut, didapatkan nilai  $C_{L0}$  sebesar 0,571. Nilai ini menjadi batas minimal  $C_{L0}$  yang dimiliki *airfoil*.

Tabel 3-1: KRITERIA AWAL FILTER DATA AIRFOIL

No	Kriteria Filter	Nilai
1	Maximum Thickness	<16,5%
2	Maximum Camber	<9%
3	$C_{Lmax}$	>2,211
4	$\alpha_{stall}$	>12°
5	$C_{Lo}$	>0,571

**c. Filter Data Airfoil**

Proses penyaringan (filter) data dilakukan pada 1504 airfoil yang telah terkumpul dengan mempertimbangkan kriteria awal filter data pada Tabel 3-1. Proses ini menghasilkan 5 kandidat airfoil sebagai alternatif solusi, yaitu S1223 RTL, GOE 482, FX 76-MP-160, FX 73-CL2-152, dan FX 72-LS-160. Bentuk geometri kandidat airfoil dapat dilihat pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1: Lima Airfoil yang Memenuhi Kebutuhan Kriteria

**d. Penentuan Kriteria Pemilihan Airfoil**

Kriteria pemilihan airfoil sebagian ditentukan dari kriteria filter data, yaitu sebanyak 5 kriteria. Kriteria tersebut adalah Max Camber, Max Thickness,  $C_{lmax}$ , Stall Angle, dan  $C_{Lo}$ . Kriteria lainnya yang ditambahkan adalah efisiensi aerodinamika maksimum ( $max L/D$ ) dan Manufacturability. Dari sisi kriteria Manufacturability, bentuk penampang sayap yang runcing dan atau terlalu melengkung lebih sulit untuk diproduksi dengan akurasi tinggi. Oleh

karena itu, pemilihan airfoil untuk pesawat LSU-05 NG ini lebih mengutamakan airfoil dengan bentuk yang sederhana sehingga mudah untuk diproduksi. Jadi, terdapat total 7 kriteria yang digunakan untuk analisis pemilihan airfoil dengan menggunakan metode AHP. Lima kandidat airfoil dan 7 kriteria ini diinputkan ke dalam Tabel 2-1 sehingga didapatkan tabel keputusan yang ditunjukkan pada Tabel 3-2.

**e. Pembobotan Kriteria Pemilihan Airfoil**

Pembobotan untuk ketujuh kriteria dilakukan dengan menggunakan metode AHP. Langkah yang dilakukan adalah membandingkan skala kepentingan di antara dua kriteria dengan menggunakan skala pada Tabel 2-2. Tabel 3-3 berikut adalah matriks kriteria berpasangan untuk pemilihan airfoil. Nilai skala kepentingan paling ekstrem ditunjukkan pada perbandingan antara kriteria Manufacturability dan Max Camber. Sementara itu, untuk kriteria Max Camber dan Max Thickness memiliki nilai skala yang rendah karena skala kepentingannya saling mendekati. Selanjutnya nilai skala pada matriks berpasangan ini dinormalisasi, dihitung rata-rata per barisnya, dan ditentukan nilai eigen-nya. Perhitungan nilai eigen dilakukan dengan menjumlahkan dari perkalian setiap vektor eigen dengan jumlah elemen kolom dari matriks berpasangan (Batarius, 2013; Sianturi, 2011). Nilai eigen terbesar adalah 7,768 dan jumlah kriteria yang dianalisis adalah 7 kriteria sehingga berdasarkan persamaan (2-3) didapatkan nilai CI sebesar 0,128. Nilai RI untuk 7 kriteria berdasarkan Tabel 2-3 adalah sebesar 1,32 sehingga didapatkan nilai CR sebesar 0,097. Jadi, komposisi perbandingan antar kriteria dapat diterima dan digunakan sebagai bobot dalam tabel keputusan.

**f. Pemilihan Airfoil Terbaik**

Sebagaimana yang disampaikan sebelumnya bahwa terdapat 7 kriteria pemilihan *airfoil*. Dari 7 kriteria tersebut,

6 kriteria bersifat kuantitatif sedangkan satu kriteria bersifat kualitatif. Kriteria kualitatif tersebut adalah *Manufacturability*.

Tabel 3-2: TABEL KEPUTUSAN MCDM PENILAIAN AIRFOIL

<b>Airfoil Selection</b>	<b>Max Camber</b>	<b>Max Thickness</b>	<b>Manufacturability</b>	<b><math>C_{Lmax}</math></b>	<b><math>C_{L0}</math></b>	<b>Stall Angle</b>	<b>Max L/D</b>
S1223 RTL	$a_{11}$	$a_{12}$	$a_{13}$	$a_{14}$	$a_{15}$	$a_{16}$	$a_{17}$
GOE 482 AIRFOIL	$a_{21}$	$a_{22}$	$a_{23}$	$a_{24}$	$a_{25}$	$a_{26}$	$a_{27}$
FX 76-MP-160	$a_{31}$	$a_{32}$	$a_{33}$	$a_{34}$	$a_{35}$	$a_{36}$	$a_{37}$
FX 73-CL2-152	$a_{41}$	$a_{42}$	$a_{43}$	$a_{44}$	$a_{45}$	$a_{46}$	$a_{47}$
FX 72-LS-160	$a_{51}$	$a_{52}$	$a_{53}$	$a_{54}$	$a_{55}$	$a_{56}$	$a_{57}$

Tabel 3-3: MATRIKS PERBANDINGAN PASANGAN KRITERIA PEMILIHAN AIRFOIL

<b>Matriks Perbandingan Pasangan</b>	<b>Max Camber</b>	<b>Max Thickness</b>	<b>Manufacturability</b>	<b><math>C_{Lmax}</math></b>	<b><math>C_{L0}</math></b>	<b>Stall Angle</b>	<b>Max L/D</b>
<b>Max Camber</b>	1.00	2.00	0.14	0.17	0.14	0.20	0.13
<b>Max Thickness</b>	0.50	1.00	0.11	0.20	0.17	0.33	0.14
<b>Manufacturability</b>	7.00	9.00	1.00	4.00	3.00	5.00	2.00
<b><math>C_{Lmax}</math></b>	6.00	5.00	0.25	1.00	0.50	2.00	0.33
<b><math>C_{L0}</math></b>	7.00	6.00	0.33	2.00	1.00	3.00	0.33
<b>Stall Angle</b>	5.00	3.00	0.20	0.50	0.33	1.00	0.20
<b>Max L/D</b>	8.00	7.00	0.50	3.00	3.00	5.00	1.00
<b>TOTAL</b>	34.50	33.00	2.54	10.87	8.14	16.53	4.13

Tabel 3-4: NILAI NORMALISASI DAN NILAI EIGEN KRITERIA PEMILIHAN AIRFOIL

<b>Matriks Perbandingan Pasangan</b>	<b>Max Camber</b>	<b>Thick-ness</b>	<b>Manu-factu-rability</b>	<b>C<sub>Lmax</sub></b>	<b>C<sub>L0</sub></b>	<b>Stall Angle</b>	<b>Max L/D</b>	<b>Bobot</b>	<b>λ</b>
<b>Camber</b>	0.029	0.061	0.056	0.015	0.018	0.012	0.030	3.16%	6.978
<b>Thickness</b>	0.014	0.030	0.044	0.018	0.020	0.020	0.035	2.60%	7.283
<b>Manufactura-bility</b>	0.203	0.273	0.394	0.368	0.368	0.302	0.484	34.18%	7.592
<b>Max CL</b>	0.174	0.152	0.099	0.092	0.061	0.121	0.081	11.13%	7.430
<b>Lift at Zero AoA</b>	0.203	0.182	0.131	0.184	0.123	0.181	0.081	15.50%	7.578
<b>Max CL Angle</b>	0.145	0.091	0.079	0.046	0.041	0.060	0.048	7.29%	7.362
<b>Max L/D</b>	0.232	0.212	0.197	0.276	0.368	0.302	0.242	26.14%	7.768

Tabel 3-5: MATRIKS BERPASANGAN AIRFOIL BERDASARKAN KRITERIA MANUFACTURABILITY

<b>Manufacturability</b>	<b>S1223 RTL</b>	<b>GOE 482 Airfoil</b>	<b>FX 76-MP-160</b>	<b>FX 73-CL2-152</b>	<b>FX 72-LS-160</b>
S1223 RTL	1.000	0.500	0.111	0.333	0.111
GOE 482 Airfoil	2.000	1.000	0.111	1.000	0.125
FX 76-MP-160	9.000	9.000	1.000	9.000	2.000
FX 73-CL2-152	3.000	1.000	0.111	1.000	0.125
FX 72-LS-160	9.000	8.000	0.500	8.000	1.000

Tabel 3-6: NILAI NORMALISASI DAN NILAI EIGEN KRITERIA MANUFACTURABILITY

<b>Manufacturability</b>	<b>S1223 RTL</b>	<b>GOE 482 Airfoil</b>	<b>FX 76-MP-160</b>	<b>FX 73-CL2-152</b>	<b>FX 72-LS-160</b>	<b>Rataan</b>	<b>λ</b>
S1223 RTL	0.042	0.026	0.061	0.017	0.033	3.56%	5.033
GOE 482 Airfoil	0.083	0.051	0.061	0.052	0.037	5.68%	5.135
FX 76-MP-160	0.375	0.462	0.545	0.466	0.595	48.85%	5.353
FX 73-CL2-152	0.125	0.051	0.061	0.052	0.037	6.52%	5.025
FX 72-LS-160	0.375	0.410	0.273	0.414	0.298	35.39%	5.355

Oleh karena itu, perlu dilakukan proses kuantifikasi dari data kualitatif. Pemberian nilai dilakukan dengan metode yang sama dengan pembobotan data dengan AHP seperti yang digunakan pada tahap pembobotan kriteria. Tabel 3-5 adalah matriks *airfoil* berpasangan dari kelima *airfoil* terhadap kriteria *Manufacturability*.

Setelah itu, data pada Tabel 3-5 dihitung nilai normalisasi setiap elemen matriks. Cara perhitungan nilai normalisasi ini telah disampaikan pada bagian sebelumnya. Setelah itu, proses dilanjutkan dengan menghitung rata-rata nilai elemen tiap *airfoil* secara mendatar. Nilai rata-rata ini akan menjadi skor nilai untuk *airfoil* tersebut. Lalu, setiap *airfoil* dihitung nilai *eigen*-nya ( $\lambda$ ). Nilai  $\lambda$  ini digunakan untuk mengecek konsistensi dari setiap nilai yang diberikan pada matriks berpasangan (Tabel 3-5). Nilai normalisasi dan nilai *eigen* dari masing-masing *airfoil* dapat dilihat pada Tabel 3-6.

Nilai *eigen* terbesar pada Tabel 3-6 ( $\lambda_{max}$ ) adalah 5,355. Nilai  $\lambda_{max}$  dan jumlah kriteria  $n$  dimasukkan ke dalam persamaan (2-3) sehingga mendapatkan nilai indeks konsistensi *CI* sebesar 0,089. Untuk menghitung nilai rasio konsistensi *CR*, diperlukan nilai indeks konsistensi *CI* dan nilai pembangkit acak *RI*. Nilai

pembangkit acak *RI* ini dapat dilihat pada Tabel 2-3. Untuk 5 pasang pilihan, didapatkan nilai *RI* sebesar 1,12 sehingga nilai *CR* adalah sebesar 0,079. Jadi, konsistensi matriks perbandingan untuk kriteria *Manufacturability* dapat diterima sehingga nilai rata-rata dapat digunakan sebagai nilai kuantitatif pada tabel keputusan.

Selanjutnya pada 6 kriteria kuantitatif, dilakukan normalisasi menggunakan nilai maksimum dan minimum dari semua 1504 *airfoil*. Terdapat dua jenis perhitungan. Pada kriteria *Max Camber* dan *Max Thickness*, semakin kecil nilainya, semakin tinggi skor yang diberikan. Oleh karena itu, persamaan (3-3) digunakan untuk proses normalisasi, sedangkan untuk empat kriteria lainnya, semakin besar nilainya, semakin tinggi skor yang diberikan sehingga digunakan persamaan (3-4) untuk normalisasi. Rekap nilai tiap *airfoil* beserta nilai dari 6 kriteria kuantitatif dapat dilihat pada Tabel 3-7 berikut.

$$\bar{X} = \frac{MAX(data) - x}{MAX(data) - MIN(data)} \tag{3-3}$$

$$\bar{X} = \frac{x - MIN(data)}{MAX(data) - MIN(data)} \tag{3-4}$$

Tabel 3-7: REKAP DATA AIRFOIL UNTUK KRITERIA KUANTITATIF

Criteria	Max Camber	Max Thickness	C <sub>Lmax</sub>	C <sub>Lo</sub>	Stall Angle	Max L/D
S1223 RTL	8.50%	13.50%	2.264	1.520	14.5	140.722
GOE 482 AIRFOIL	8.80%	16.40%	2.297	1.019	15.0	60.008
FX 76-MP-160	6.10%	16.10%	2.212	0.860	15.0	57.943
FX 73-CL2-152	6.60%	15.20%	2.250	1.290	15.0	80.686
FX 72-LS-160	8.20%	16.00%	2.246	0.747	15.0	54.493

Tabel 3-8: REKAP DATA AIRFOIL SETELAH NORMALISASI

Criteria	Camber	Thickness	Manu- factura- bility	$C_{Lmax}$	$C_{Lo}$	Stall Angle	Max L/D
S1223 RTL	0.414	0.636	0.036	0.784	0.949	0.963	0.233
GOE 482 AIRFOIL	0.393	0.544	0.057	0.797	0.720	1.000	0.097
FX 76-MP- 160	0.579	0.554	0.489	0.764	0.647	1.000	0.094
FX 73-CL2- 152	0.545	0.582	0.065	0.779	0.844	1.000	0.132
FX 72-LS- 160	0.434	0.557	0.354	0.777	0.596	1.000	0.088

Tabel 3-9: PEMILIHAN AIRFOIL DENGAN RATAAN TERBAIK

Airfoil	Rataan Berbobot
S1223 RTL	0.407
GOE 482 AIRFOIL	0.345
FX 76-MP-160	0.482
FX 73-CL2-152	0.380
FX 72-LS-160	0.424

Dengan menggunakan perhitungan rataan berbobot antara nilai masing-masing kriteria pada Tabel 3-8 dengan bobot pada Tabel 3-4, didapatkan skor nilai total untuk masing-masing *airfoil*. Skor nilai akhir analisis *airfoil* ini ditunjukkan pada Tabel 3-9. Tabel 3-9 menunjukkan bahwa *airfoil* yang paling tepat sebagai profil penampang sayap untuk pesawat LSU-05 NG adalah *airfoil* FX 76-MP-160.

#### 4 KESIMPULAN

Pada penelitian ini telah dilakukan pemilihan *airfoil* untuk pesawat LSU-05 NG dengan menggunakan metode AHP. Dari 1504 database *airfoil* yang telah dikumpulkan, dianalisis, dan disaring, diperoleh 5 buah *airfoil* yang memenuhi kriteria filter awal data, yaitu S1223 RTL, GOE 482, FX 76-

MP-160, FX-73-CL2-152, dan FX 72 -LS-160. Setelah dilakukan analisis AHP dengan mempertimbangkan kriteria *Max Camber*, *Max Thickness*, *Manufacturability*,  $C_{Lmax}$ ,  $C_{Lo}$ , *Stall Angle*, dan *Max L/DI*, maka dapat diambil kesimpulan bahwa *airfoil* FX 76-MP-160 merupakan *airfoil* terbaik untuk menjadi profil penampang sayap pesawat LSU-05 NG.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada Bapak Drs. Gunawan Setyo Prabowo, M.T. selaku Kepala Pusat Teknologi Penerbangan, Bapak Ir. Agus Aribowo, M.Eng selaku Kepala Bidang Program dan Fasilitas dan Bapak Ir. Atik Bintoro, M.T. yang mendukung

terselenggaranya kegiatan penelitian ini serta Bapak Farohaji Kurniawan yang memberikan bimbingan kepada kami dalam penulisan karya tulis ini.

#### DAFTAR RUJUKAN

- Akmaludin 2015. Teknik Penyeleksian Keputusan Menggunakan Analytic Hierarchical Process Pada Proyek Portofolio. Jurnal Pilar Nusa Mandiri.
- Anderson Jr, J. 2001. Fundamentals of Aerodynamics. Fundamentals of aerodynamics. New York: McGraw-Hill, Inc.
- Batarius, P. 2013. Analisis Metode AHP dalam Penentuan Prestasi Gabungan Kelompok Tani. Seminar Nasional Teknologi Informasi dan Komunikasi.
- Bravo-Mosquera, P.D., Botero-Bolivar, L., Acevedo-Giraldo, D. & Cerón-Muñoz, H.D. 2017. Aerodynamic design analysis of a UAV for superficial research of volcanic environments. Aerospace Science and Technology.
- Darmanto, E., Latifah, N. & Susanti, N. 2014. Penerapan Metode AHP (Analytic Hierarchy Process) untuk Menentukan Kualitas Gula Tumbu. Jurnal SIMETRIS, 5(1).
- Dožić, S. & Kalić, M. 2014. An AHP approach to aircraft selection process. Transportation Research Procedia.
- Dožić, S., Lutovac, T. & Kalić, M. 2018. Fuzzy AHP approach to passenger aircraft type selection. Journal of Air Transport Management.
- Garg, P. & Soni, N. 2016. Aerodynamic Investigation of Flow Parameter over NACA 4415 *Airfoil* by Computational Fluid Dynamics. International Journal of Recent Scientific Research, 7(5): 10737-10741.
- Herdiana, D., Pinindriya, S.T. & Pramutadi, A.M. 2013. Selection of *Airfoil* for LSU-05 Aircraft Wing with Numerical Aerodynamic Analysis. Proceedings International Seminar of Aerospace Science and Technology 17th SIPTEKGAN-2013, 01: 1-6.
- Herdiana, D. & Soemaryanto, A.R. 2018. Pemilihan Profil Sayap Pesawat LSU-02 NG LD dengan Menggunakan Metode Panel. Seminar Nasional Iptek Penerbangan dan Antariksa XXII-2018.
- Kontogiannis, S.G. & Ekaterinaris, J.A. 2013. Design, performance evaluation and optimization of a UAV. Aerospace Science and Technology.
- Kudayattutharayil, M.M. & Pande, S.D. 2018. *Airfoil* Selection for a Solar UAV Wing Design sing Characteristic Mapping. International Journal for Research in Applied Science & Engineering Technology (IJRASET), 6(XI).
- Kusumadewi, S.H. 2006. Fuzzy Multi-Attribute Decision Making (Fuzzy MADM). Graha Ilmu Yogyakarta.
- Lubis, M.M. 2012. Analisis Aerodinamika *Airfoil* NACA 2412 pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum. Jurnal e-Dinamis, II(2).
- Mulyadi, M. 2009. Analisis Aerodinamika pada Sayap Pesawat Terbang dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics (CFD).
- Panagiotou, P., Kaparos, P., Salpingidou, C. & Yakinthos, K. 2016. Aerodynamic design of a MALE UAV. Aerospace Science and Technology, 50: 127-138.
- Raymer, D. 2018. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition.
- Rizaldi, A., Suseno, P.A.P. & Wijaya, Y.G. 2019. Design Requirements and Objectives of LSU-05 NG. Bogor.

- Saaty, T.L. 1977. A Scaling Method for Priorities in Hierarchical Structures. *Journal of Mathematical Psychology*.
- Sabaei, D., Erkoyuncu, J. & Roy, R. 2015. A Review of Multi-criteria Decision Making Methods for Enhanced Maintenance Delivery. *Procedia CIRP*.
- Sianturi, G. 2011. Seleksi Material Menggunakan Metode Analytical Hierarchy Process dan Pugh. *Industrial Research Workshop and National Seminar*
- Yurdusevîmlî, E. & Özger, A. 2017. Choosing the Best Training Aircraft for a Flight Training Organization by Multi Criteria Decision Making Methods. *The Online Journal of Science and Technology*, 7(4).