

Daftar Isi

STRENGTH ANALYSIS OF CARGO-X UAV WING STRUCTURE USING SANDWICH COMPOSITE MATERIALS Dwi Hartini, Buyung Junaidin, Habibi	1
MAINTENANCE COST TERJADWAL TINGKAT SEDANG PESAWAT GROB G 120 TP-A di SKADRON TEKNIK 043 ADISUTJIPTO YOGYAKARTA Charis Ira Sujana Ginting, Fajar Khanif Rahamawati, Sri Mulyani	8
RELIABILITY ANALYSIS OF MAIN ROTOR EC 155B1 ON PIN BLADE AND ATTACH BEAMS COMPONENTS USING MARKOV ANALYSIS Irvan Aditiya, Lazuardy Rahendra P, Bangga Dirgantara A	18
PRELIMINARY DESIGN OF UNMANNED AIRLAND (PUNA) Istyan Pryahapsara, Sri Mulyani	25
ANALYSIS OF MAINTENANCE PLANNING C01 CHECK IN AIRBUS A320-214 PK-LUM AT BATAM AERO TECHNIC (BAT) Rika Raudhatul Hazhiyah, Lazuardy Rahendra Pinandhita, Sri Mulyani	32
EXPERIMENTAL STUDY OF COOLING SPRAY METHOD ONTO INCLINED HEATED SURFACES Teguh Wibowo, Dedet Hermawan, Agung Prakoso	40
ANALISIS TENSILE STRENGTH KOMPOSIT SERAT DAUN AGEL BERORIENTASI ARAH 0 DERAJAT DENGAN VARIASI MATRIKS Lazuardy Rahendra P	53
GLIDER MODEL FLYING DYNAMICS SIMULATION EAGE-X ON LONGITUDINAL MATRA Nurchayani Dewi Retnowati, Buyung Junaidin, Engelbertus Rande	59
AERODYNAMIC ANALYSIS OF SPORT UTILITY VEHICLE (SUV) BY COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD) APPROACH Buyung Junaidin	67
ANALISIS KEGAGALAN NOSE WHEEL STEERING SYSTEM PADA PESAWAT BOEING DENGAN MENGGUNAKAN METODE FAILURE MODE AND EFFECT ANALISYS Dwi Anggawaty, Sri Mulyani, Fajar Khanif R	75
CASE ANALYSIS ON FLIGHT CONTROL SYSTEM SIKORSKY S76 C++ FAILURE FROM YAW CONTROL ASPECT Fajar Khanif R, Indro Lukito, M.Imam Baihaqi	84

STRENGTH ANALYSIS OF CARGO-X UAV WING STRUCTURE USING SANDWICH COMPOSITE MATERIALS

Dwi Hartini¹, Buyung Junaidin², Habibi³

Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
mdwihartini@ymail.com¹

Abstract

The Cargo-X UAV aircraft is a UAV aircraft designed to carry medicines, packages and blood bags in areas that require fast and efficient handling. One of the important components of the Cargo-X UAV aircraft is the wing, so the strength of the wing structure must be seriously considered to ensure safety during flight under unexpected conditions. The purpose of this study was to analyze the wing structure of the UAV Cargo-X aircraft made of sandwich composite material to determine the level of safety of the wing structure. The loading of the wing structure uses the load due to the lift. The wing structure modeling uses CATIA software, while the analysis uses PATRAN/NASTRAN software. From the analysis results, the skin and spar wing structures are safe against loading, while the core section is not safe against loading.

Keywords: UAV, Wing, Sandwich Composite, Strength of the Structure

1. Pendahuluan

Pesawat UAV Cargo-X merupakan salah satu pesawat UAV yang dirancang untuk membawa obat-obatan, paket, dan juga kantong darah pada wilayah yang membutuhkan penanganan yang cepat dan efisien[1][2]. Sebelum UAV Cargo-X dapat diproduksi maka diperlukan beberapa proses pengujian terlebih dahulu. Salah satu pengujian tersebut adalah pengujian model struktur sayap menggunakan beberapa *software* yang disediakan oleh beberapa perusahaan, yang terdiri dari analisis numerik dan algoritma untuk memecahkan dan menganalisis masalah yang melibatkan kekuatan struktur. *Software* sangat berguna bagi teknisi maupun peneliti dalam pengujian, karena dengan menggunakan *software* mampu melakukan pengujian yang lebih lengkap mulai dari menganalisis struktur dan lain-lain, jika dibandingkan dengan metode pengujian konvensional atau eksperimen.

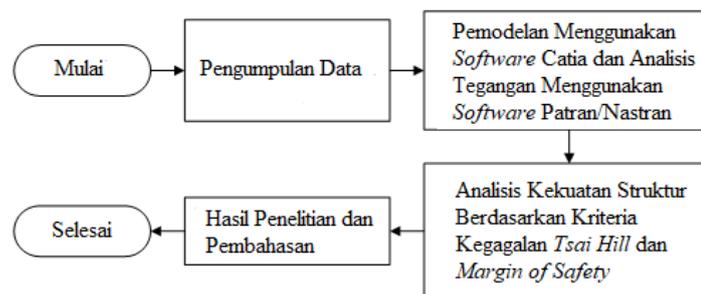
Salah satu komponen pesawat yang penting adalah sayap, dimana sayap berguna sebagai penghasil gaya angkat pesawat. Maka kekuatan sayap harus benar-benar diperhatikan untuk menjamin keamanan pada saat penerbangan dengan segala kondisi yang tidak terduga. Kekuatan tinggi dan bobot ringan adalah dua persyaratan fungsional utama yang harus dipertimbangkan dalam memilih bahan untuk konstruksi sayap pesawat[3]. Pesawat UAV Cargo-X menggunakan material komposit *sandwich* pada bagian sayapnya. Struktur komposit *sandwich* ini semakin banyak digunakan dalam penerbangan, biasanya digunakan untuk aplikasi yang membutuhkan kekuatan dan kekakuan tinggi dengan bobot yang ringan. Di samping itu kegunaan komposit *sandwich* memberikan fungsi perlindungan pada permukaan komponen.

Suatu penelitian menunjukkan bahwa sayap dengan material *hardfoam* mampu menahan beban maksimum sebesar 117,72 N, sedangkan sayap dengan material komposit *sandwich* mampu menahan beban maksimum sebesar 156,96 N^[4]. Struktur *sandwich* menunjukkan kekuatan lentur tinggi yang merupakan kebutuhan utama sayap untuk melawan beban lentur. Struktur dengan *core* kayu balsa menunjukkan sifat kekuatan struktural yang lebih baik daripada *core* berbasis busa poliuretan. Komposit *sandwich* yang dikembangkan menunjukkan sifat mekanik yang memuaskan untuk aplikasi yang diperlukan^[5]. Oleh sebab

itu, komposit *sandwich* menjadi pilihan material yang tepat digunakan pada struktur sayap pesawat UAV Cargo-X sehingga perlu dilakukan analisis kekuatan struktur sayapnya karena memang pada penelitian sebelumnya belum dilakukan[1][2].

2. Metode Penelitian

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah *Finite Element Method* (FEM). Penelitian ini dimulai dengan pemodelan menggunakan *software* CATIA dan analisis struktur menggunakan *software* PATRAN/NASTRAN. Langkah selanjutnya menentukan kekuatan struktur sayap pesawat UAV Cargo-X berdasarkan Kriteria kegagalan *Tsai Hill* dan *Margin of Safety*. Metodologi penelitian yang digunakan untuk penyelesaian masalah pada penelitian ini digambarkan dalam diagram alir penelitian pada gambar 1.



Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

a. Data Struktur Sayap Pesawat UAV Cargo-X

Data geometri sayap pesawat UAV Cargo-X dijelaskan pada tabel 1 dan tabel 2. Material pada sayap pesawat UAV Cargo-X terdiri dari tiga jenis yaitu *E-glass Epoxy*, *Styrofoam* dan *Carbon* (tabel 3).

Tabel 1. Geometri Eksternal Sayap[1].

Wing	Luas Sayap (<i>Wings Area</i>) (S_w)	0.43 m ²
	<i>Wing Span</i> (b_w)	2 m
	<i>Wing root chord</i> (c_{rw})	0.213 m
	<i>Wing tip chord</i> (c_{tw})	0.213 m
	<i>Mean aerodynamic chord wing</i> (\bar{c}_w)	0.213 m
	<i>Twice wing</i> (Y_w)	0.50 m
	<i>Aspect Ratio</i> (AR_w)	9.378
	<i>Taper Ratio</i> (λ_w)	1
	Sudut <i>dihedral</i> (γ_w)	0°
	<i>Airfoil</i>	<i>Clark-Y</i>

Tabel 2. Geometri Internal Sayap[1].

Wing	Panjang <i>span</i>	2000 mm
	Ukuran <i>stringer</i>	6 × 6 mm
	Jarak <i>stringer</i> atas	87 mm
	Jarak <i>stringer</i> bawah	47 mm
	Diameter <i>stringer</i>	4 mm
	Panjang <i>stringer</i>	4m
	<i>Thickness</i>	0.3 mm

Tabel 3. Material Sayap[1].

Komponen	Nama Material	Jenis Material
<i>Skin</i>	<i>E-Glass Epoxy</i>	<i>Orthotropik</i>
<i>Core</i>	<i>Styrofoam</i>	<i>Isotropik</i>
<i>Spar</i>	<i>Carbon fiber</i>	<i>Isotropik</i>

Bagian *skin* memiliki ketebalan sebesar 0.3 mm dengan 2 arah serat yaitu 0° dan 90°. *Material Properties* untuk *E-Glass Epoxy*, *Styrofoam* dan *Carbon Fiber* ditampilkan pada tabel 4 sampai dengan tabel 6.

Tabel 4. *Material Properties E-Glass-Epoxy*[6].

<i>E-Glass Epoxy</i>		
Modulus Tarik 11	8088	MPa
Modulus Tarik 12	8088	MPa
<i>Poisson ratio</i> 12	0.2	-
Modulus geser bidang 12	3370	MPa
Massa jenis	0.015	Kg/m ²
Kekuatan Tarik 11	322.57	MPa
Kekuatan Tarik 22	322.57	MPa
Kekuatan geser bidang	30	MPa
<i>Bounding stress</i>	20	MPa
Kekuatan Tekan 11	116.444	MPa
Kekuatan Tekan 22	116.444	MPa

Tabel 5. *Material Properties Styrofoam*[7].

<i>Styrofoam</i>		
<i>Elastisitas Modulus</i>	20.3	MPa
<i>Poisson ratio</i>	0.3	MPa
<i>Density</i>	3.1	Kg/m ³
<i>Yield strength</i>	0.641	MPa

Tabel 6. *Material Properties Carbon Fiber*[7].

<i>Carbon Fiber</i>		
<i>Elastisitas Modulus</i>	94600	MPa
<i>Poisson ratio</i>	0.293	MPa
<i>Density</i>	1400	Kg/m ³
<i>Yield strength</i>	1230	MPa

b. Pembebanan Sayap Pesawat UAV Cargo-X

Beban yang digunakan pada penelitian ini hanya beban akibat gaya angkat (*lift*). Untuk menghitung beban yang diterima oleh struktur sayap, berat maksimum ketika *take-off* (WTO=54.89 N) dikalikan *load factor*. UAV diasumsikan sebagai kategori normal dan komuter, memiliki *load factor* pada saat *take-off*, $n = 3.8^{[8]}$. Dengan demikian, beban yang harus diterima struktur sayap adalah sebesar 208.582 N. Namun, karena permodelan dan analisis dilakukan pada kondisi setengah sayap, maka besar beban menjadi 104.291 N.

c. Margin Of Safety (MS)

Margin of Safety (MS) merupakan ukuran besarnya kemampuan atau kapasitas yang masih tersedia dalam suatu struktur untuk menerima beban statik secara aman pada kondisi pembebanannya. Dalam bentuk tegangan, persamaan *MS* adalah^[9] :

$$\text{Margin of Safety (MS)} = \frac{\sigma_{allowable}}{\sigma_{applied}} - 1$$

Dimana: σ_{app} (*Applied Stress*) = Tegangan yang terjadi pada struktur

σ_{all} (*Allowable Stress*) = Tegangan yang diijinkan

Struktur dinyatakan aman jika nilai *MS* berharga positif.

d. Kriteria Kegagalan Tsai Hill

Suatu lamina (dalam laminasi) dianggap gagal jika persamaan berikut terpenuhi^[10]:

$$\text{Failure Indices (FI)} = \left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2}{Y} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1$$

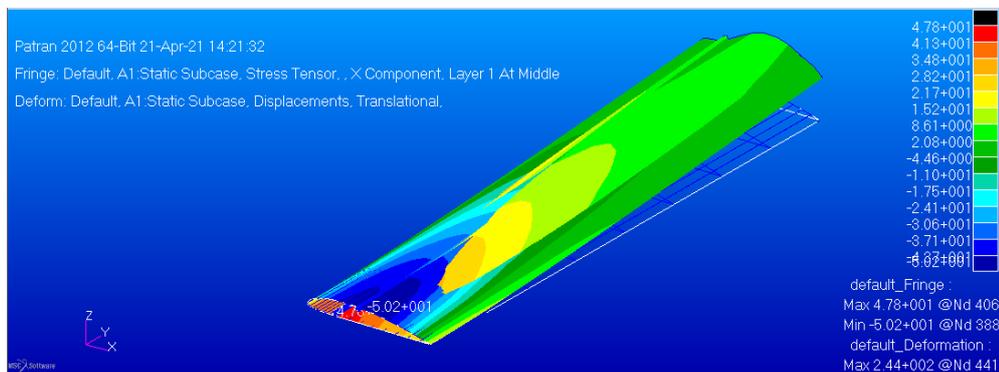
Dimana: σ_1 = tegangan searah serat, σ_2 = tegangan tegak lurus serat, τ_{12} = Tegangan geser, X = Kekuatan material dalam arah serat, Y = Kekuatan material dalam arah tegak lurus serat, S = Kekuatan geser material

3. Hasil dan Analisis

a. Bagian Skin

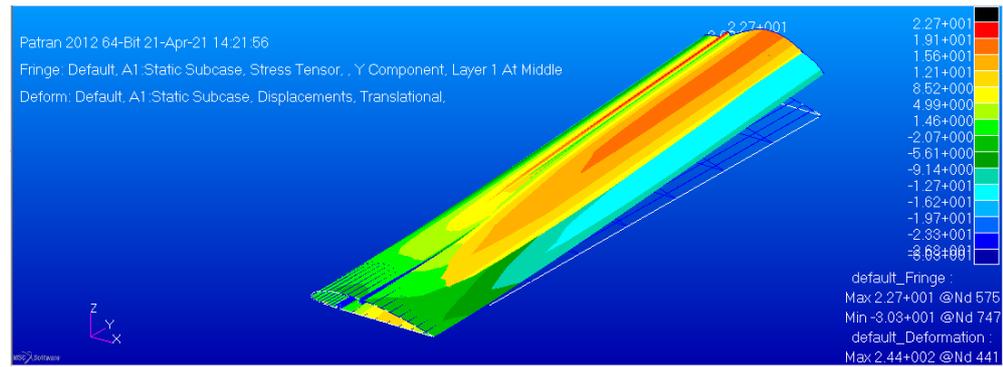
1) Layer 1

Untuk tegangan dalam arah X, nilai tegangan tarik tertinggi sebesar 47.8 MPa pada nodal 406 di *wing root* pada bagian *lower skin*. Sedangkan nilai tegangan tekan sebesar 50.2 MPa pada nodal 388 di *wing root* pada bagian *upper skin* (gambar 2).

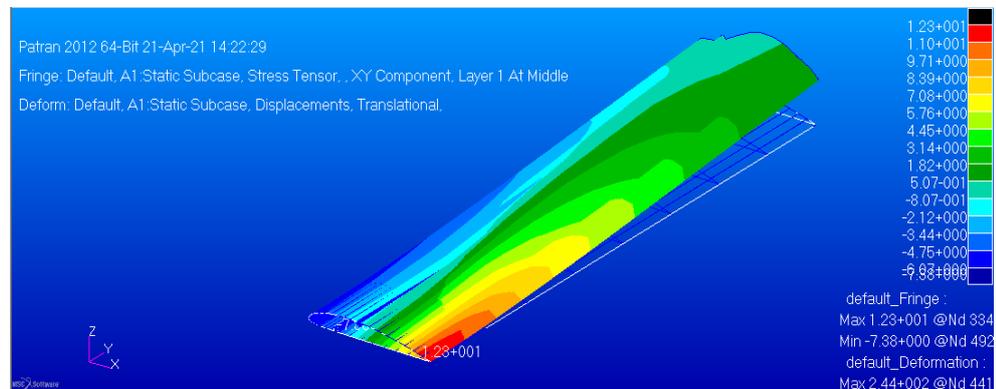


Gambar 2. Nilai Tegangan dalam Arah X pada Layer 1

Untuk tegangan dalam arah Y, nilai tegangan tarik tertinggi sebesar 22.7 MPa pada nodal 575 di *wing tip* pada bagian *upper skin*. Sedangkan nilai tegangan tekan sebesar 30.1 MPa pada nodal 747 di *wing tip* pada bagian *lower skin* (gambar 3).

Gambar 3. Nilai Tegangan dalam Arah Y pada *Layer 1*

Untuk tegangan dalam arah XY, nilai tegangan geser tertinggi sebesar 12.3 MPa pada nodal 334 di *wingroot* pada *skin* bagian *upper* dan *lower* (gambar 4).

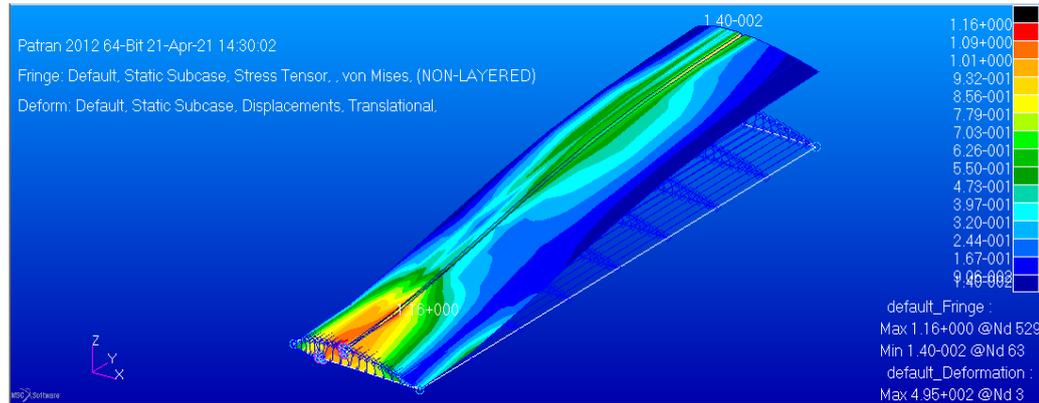
Gambar 4. Nilai Tegangan dalam Arah XY pada *Layer 1*

2) *Layer 2*

Untuk tegangan dalam arah X, nilai tegangan tarik tertinggi sebesar 29.9 MPa pada nodal 747 di *wing tip* pada bagian *lower skin*. Sedangkan nilai tegangan tekan sebesar 23.6 MPa pada nodal 575 di *wing tip* bagian *upper skin*. Untuk tegangan dalam arah Y, nilai tegangan tarik tertinggi sebesar 51.2 MPa pada nodal 406 di *wing root* pada bagian *lower skin*. Sedangkan nilai tegangan tekan sebesar 51.3 MPa pada nodal 388 di *wing root* bagian *upper skin*. Sedangkan nilai tegangan pada komponen XY, nilai tegangan geser tertinggi sebesar 5.91 MPa pada nodal 64 di *wing root* pada *skin* bagian *upper* dan *lower*.

b. *Bagian Core*

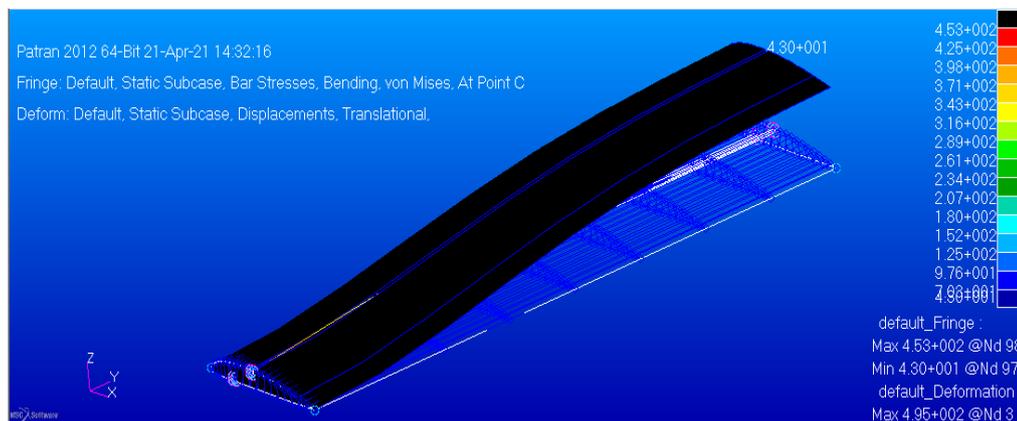
Dari analisis *software* didapat nilai tegangan *Von Mises*, tegangan tarik tertinggi sebesar 1.16 MPa pada nodal 529 dekat *wing root* bagian *upper*, sedangkan tegangan tekan sebesar 0.014 MPa pada nodal 63 di *wing root* bagian *upper core* (gambar 5).



Gambar 5. Tegangan *Von Mises* pada *Core*

c. Bagian Spar

Dari analisis *software* didapat nilai tegangan *Von Mises*, tegangan tarik tertinggi sebesar 453 MPa pada nodal 98 dekat *wing root* bagian *upper*, sedangkan tegangan tekan sebesar 43.0 MPa pada nodal 97 di *wing root* bagian *upper spar* (gambar 6).



Gambar 6. Tegangan *Von Mises* pada *Spar*

d. Analisis Kekuatan Struktur

Untuk bagian *skin, layer 1*, dapat ditentukan nilai *FI* berdasarkan kriteria kegagalan *Tsai Hill* yaitu 0.250. Karena nilai *FI* lebih kecil dari satu, maka dapat dinyatakan *skin* pada *layer 1* aman ketika menerima beban. Sedangkan bagian *skin, layer 2*, diperoleh nilai *FI* sebesar 0.194. Karena nilai *FI* lebih kecil dari satu, maka dapat dinyatakan *skin* pada *layer 2* juga aman ketika menerima beban. Pada bagian *core*, dapat ditentukan nilai *MS* yaitu -0.447. Karena nilai *MS* lebih kecil dari satu, maka dapat dinyatakan bagian *core* tidak aman ketika menerima beban. Pada bagian *spar*, dapat ditentukan nilai *MS* yaitu 1.715. Karena nilai *MS* lebih besar dari satu, maka dapat dinyatakan bagian *spar* aman ketika menerima beban. Tabel 7 memperlihatkan hasil analisis kekuatan struktur sayap pesawat UAV Cargo-X.

Tabel 7. Hasil Analisis Kekuatan Struktur

Bagian Sayap	Tegangan Maksimum (MPa)		Failure Index	Margin Of Safety	Keterangan
Skin layer 1	σ_1	47.8	0.250	-	Aman
	σ_2	22.7			
	τ_{12}	12.3			
Skin layer 2	σ_1	29.9	0.194	-	Aman
	σ_2	51.2			
	τ_{12}	5.9			
Core	1.16		-	- 0.447	Tidak Aman
Spar	453		-	1.715	Aman

4. Kesimpulan

Berdasarkan nilai *Failure Indices (FI)* dan *Margine of Safety (MS)*, untuk bagian *skin* baik *layer 1* maupun *layer 2*, struktur aman terhadap pembebanan karena nilai $FI \leq 0$. Untuk bagian *core* dinyatakan tidak aman terhadap pembebanan karena nilai $MS \leq 0$. Sedangkan untuk bagian *spar*, struktur aman terhadap pembebanan karena nilai $MS \geq 0$.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Wildan. 2018. *Desain Awal dan Manufaktur Pesawat UAV Cargo-X*. Skripsi. STTA.Yogyakarta.
- [2] Atmaja, YS. 2018. *Desain Internal Struktur dan Analisis Statik Struktur Pesawat UAV Cargo-X*. Skripsi. STTA.Yogyakarta.
- [3] Sruthi, K, T. Lakshmana Kishore and M. Komaleswara Rao, (2017), *Design and Structural Analysis of An Aircraft Wing by Using Aluminium Silicon Carbide Composite Materials*, International Journal of Engineering Development and Research Volume 5 Issue 4.
- [4] Anggara. 2019. *Analisis Kekuatan Wing Uav Cargo-X Bermaterial Hardfoam dan Bermaterial Komposit Sandwich terhadap Beban Bending*. Skripsi. STTA.Yogyakarta.
- [5] Lamani, Shivaji, dkk, (2020), *Analysis, Fabrication and Testing of a Sandwich Composite for an UAV Wing*, AIP Conference Proceedings Volume 2311 Issue 1.
- [6] K. Abdurrohman, *Simulasi Uji Tarik Komposit Glass-Epoxy Hasil Vacuum Bagging*, (Pustekbang, Bogor, 2015)
- [7] <http://asm.matweb.com>
- [8] Ministry of Transportation, *Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 23 Amdt 2*, (Ministry of Transportation, Jakarta, 2014).
- [9] Niu, M.C.Y. (1997). *Airframe Stress Analysis and Sizing* (p.795). Hong Kong: Conmilit Press.
- [10] Hadi, Bambang K., *Mekanika Struktur Komposit*. ITB.

MAINTENANCE COST TERJADWAL TINGKAT SEDANG PESAWAT GROB G 120 TP-A di SKADRON TEKNIK 043 ADISUTJIPTO YOGYAKARTA

Charis Ira Sujana Ginting¹, Fajar Khanif Rahamawati², Sri Mulyani³
^{1,2,3}Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
charisginting01@gmail.com¹, fajar.khanif@gmail.com², srimulyani042@gmail.com³

Abstract

The aircraft that used in this research is Grob G 120TP-A. Purpose of this research is support planning costs for scheduled maintenance in the period of 2020 and forecast the maintenance costs on the PI-600 flight hours for the period 2021, so that the aircraft is always in a state of airworthiness in order to support the implementation of operational activities as a training aircraft for the Indonesian Air Force. Maintenance costs on Periodic Inspection 600 flight hours of Grob G 120 TP-A aircraft in 2020 include employee salaries, spare parts, consumable materials, and fuel costs. Forecasting maintenance costs using the trend exponential method which uses maintenance cost data from 2016 to 2020. The results of the 600 flight hours of periodic inspection maintenance costs are Rp.476.527.879,92.and the results of forecasting maintenance costs for the Periodic Inspection 600 Flying Hours of the Grob G 120 TP-A aircraft using the trend least square method for the 2021 fiscal year is Rp. 408.667.919,9.

Kata kunci: Maintenance cost, forecasting, trend least square

1. Pendahuluan

Dalam menjaga wilayah Indonesia kekuatan udara menjadi sangat penting dalam strategi peperangan. Pesawat yang digunakan dalam menjaga pertahanan suatu negara seperti pesawat tempur dan pesawat pengintai yang tentunya berbeda dengan pesawat sipil. Penerbang juga dituntut agar andal dalam medan pertempuran, sehingga dibutuhkan latihan khusus. Dikarenakan kekuatan udara menawarkan ketepatan sasaran, jangkauan yang jauh, kecepatan yang tinggi dalam pelaksanaan operasi perang. [1]. Skadron Teknik 043 merupakan salah satu satuan di bawah Lanud Adisutjipto yang mempunyai tugas pokok untuk menyelenggarakan pembinaan pemeliharaan alat utama sistem senjata beserta komponen-komponennya yang ada di Lanud Adisutjipto. Beberapa pesawat yang menjadi tanggung jawab Skadron Teknik 043 adalah pesawat AS-202 Bravo, KT-IB Woong Bee, Grob 120 TP-A dan Cessna 182T.8. Jenis pesawat yang menjadi bahan penelitian ini adalah pesawat Grob G 120TP-A buatan Jerman. Dukungan pemeliharaan pesawat dapat berjalan dengan baik apabila tersedia logistik yang memadai secara tepat waktu dan tepat guna. Ketersediaan logistik tersebut sangat bergantung pada adanya dukungan dana yang memadai. Guna menjamin ketersediaan, perlu adanya perhitungan kebutuhan biaya dalam pelaksanaan kegiatan pemeliharaan tersebut. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui seberapa besar dukungan perencanaan biaya (*maintenance cost*) pemeliharaan terjadwal tingkat sedang *periodic inspection* 600 jam terbang tahun 2020 dan meramalkan biaya perawatan terjadwal tingkat sedang *periodic inspection* 600 jam terbang pada tahun 2021 pesawat tersebut, sehingga pesawat selalu dalam keadaan laik terbang guna mendukung kelancaran pelaksanaan kegiatan operasional sebagai pesawat latih TNI AU[2][3]

2. Metode Penelitian

a. Maintenance Cost

Maintenance cost adalah semua biaya yang dibutuhkan untuk mengoperasikan dan merawat pesawat dan komponennya selama waktu tertentu. Perawatan atau *maintenance* ditunjukkan untuk menjamin ketersediaan pesawat untuk dioperasikan, sehingga biaya yang harus dikeluarkan akibat perawatan ini dapat dimasukkan sebagai biaya operasional[4][5]. ATA (*Air Transport Association Of American*) dalam *ATA cost method* menjabarkan biaya *maintenance* merupakan jumlah dari biaya untuk: 1) Biaya tenaga kerja untuk *airframe* dan *engine*; 2) biaya material untuk *airframe* dan *engine*; 3) biaya *maintenance cost*, terdiri dari *labor engine* dan *Material airplane, Labor engine dan Material engine*.

b. Peramalan

Peramalan atau *forecasting* merupakan teknik atau cara kuantitatif dalam memperkirakan apa yang akan terjadi pada masa mendatang, dan tentunya membutuhkan data masa lampau sebagai acuan atau data historis[6][7]. Tujuan dari peramalan adalah untuk memberikan informasi kepada perusahaan yang akan memfasilitasi pengambilan keputusan.

c. Metode *Moving Average*

Simple Moving Average (Rata-rata bergerak sederhana). Merupakan metode peramalan yang menggunakan rata-rata dari sejumlah (n) data terkini untuk meramalkan periode mendatang. Dengan menggunakan metode rata-rata bergerak ini, deret berkala dari data asli diubah menjadi deret data rata-rata bergerak yang lebih mulus dan tidak terlalu tergantung pada osilasi sehingga lebih memungkinkan untuk menunjukkan *trend* dasar atau siklus dalam pola data sepanjang waktu. Berikut adalah model dari rata-rata bergerak sederhana antara lain [8] dapat dilihat pada persamaan berikut:

$$\bar{M}=Y_{t+1}=\frac{(Y_1+Y_{1-1}+Y_{1-2}+\dots+Y_{1-n-1})}{n} \quad (1)$$

Keterangan:

M_t =Rata-rata bergerak pada periode t

Y_{t+1} =Nilai ramalan periode berikutnya

Y_t =Jumlah data dalam rata-rata bergerak

d. Metode *Exponential Smoothing*

Single Exponential Smoothing digunakan untuk jarak pendek perkiraan. *Single Exponential Smoothing* tergantung pada tiga bagian data yaitu aktual terkini, perkiraan terbaru, dan konstanta *smoothing*. Nilai yang ditetapkan untuk α (konstanta *smoothing*) adalah kunci untuk perkiraan. Jika deret waktu tampak berevolusi dengan cukup lancar, maka perlu memberikan bobot lebih besar pada nilai aktual terkini. Di sisi lain, jika deret waktu cukup tertentu menentu, lebih sedikit bobot ke nilai aktual terkini yang diinginkan. Model mengasumsikan bahwa data berfluktuasi sekitar rata-rata yang cukup stabil. Berikut ini adalah model dari *Single Exponential Smoothing* [9] adalah sebagai berikut:

$$Y'_{t+1}=\alpha.T_t+(1-\alpha).Y'_t \quad (2)$$

Keterangan:

T_t = Data permintaan pada periode t

α = Faktor/konstanta pemulusan ($0 < \alpha < 1$)

Y'_{t+1} = Peramalan untuk periode t

e. Metode *Trend*

Trend atau dapat disebut juga *trend* sekuler adalah salah satu alat analisis yang menggambarkan perubahan rata-rata suatu variabel dari waktu ke waktu. Perubahan ini berupa gerakan jangka panjang yang memiliki kecenderungan menuju pada satu arah tertentu yaitu arah naik atau turun. Jika kecenderungan berupa perubahan rata-rata yang menuju pada arah naik maka dapat disebut *trend* positif, sebaliknya jika cenderungnya berupa perubahan rata-rata yang menuju arah turun maka dapat disebut *trend* negative[9][10]

1) *Trend* dengan Metode Setengah Rata-Rata (*Semiaverage*)

Trend dengan metode setengah rata-rata adalah metode yang digunakan untuk mendapatkan rata-rata data yang ada dengan membagi data menjadi dua bagian. Metode ini lebih baik dari metode tangan bebas karena sudah mulai melakukan perhitungan dengan formula tertentu sehingga unsur subjektivitas menjadi berkurang.

$$Y=a+bX \quad (3)$$

Dimana:

a = rata-rata kelompok I

$$b = \frac{\text{rata-rata kelompok II}-\text{rata-rata kelompok I}}{n}$$

n = Jumlah data masing-masing kelompok

X= Nilai yang ditentukan berdasarkan tahun dasar

2) *Trend* dengan Metode Kuadrat Terkecil (*Least Square*)

Metode kuadrat terkecil menggunakan persamaan garis lurus. Garis yang paling sesuai untuk menggambarkan data berkala adalah garis yang jumlah kuadrat dari selisih antara data tersebut dan garis *trend* nya terkecil atau minimum. Persamaan yang digunakan sebagai berikut:

$$Y=a+bX \quad (4)$$

Dimana,

Y= nilai *trend*

X= periode waktu

a= konstanta, nilai Y jika X=0

b= koefisien X (slop)

$$\alpha = \frac{\sum Y}{n}; n = \text{jumlah observasi}$$

$$\beta = \frac{\sum XY}{\sum X^2}$$

Periode waktu (X) dapat memiliki nilai yang berbeda untuk jumlah observasi tahun ganjil atau genap. Untuk tahun ganjil (n ganjil) maka nilai X= .., -3, -3, -1, 0, 1, 2, 3... sedangkan untuk tahun genap (n genap) maka nilai X=..., -5, -3, -1, 1, 3, 5...

3) *Trend Exponential*

Trend exponential adalah *trend non linear* yang biasa disebut dengan *trend* logaritma karena nilai persamaan dihitung dengan menjadikan nilai persamaan kedalam bentuk logaritma. Jadi nilai a dan b diganti menjadi log a dan log b untuk dapat dilihat perubahan relatifnya. Berikut persamaan *trend exponential*:

$$Y=a+(1 + b)^X \tag{5}$$

Dimana,

$$a=\text{anti ln } \frac{\sum \text{Log}.b}{n}$$

$$b=\text{anti ln } \left(\frac{\sum X \text{Log } Y}{\sum X^2} \right) - 1$$

4) Metode Kuadratik (*Polynomial Regression*)

Metode kuadratik merupakan nilai variabel tak bebas dengan bentuk naik atau turuns secara linear atau terjadi secara parabola, jika data dibuat *scatter plot* (hubungan variabel dependen dan independen adalah kuadratik) dan merupakan metode regresi non linear [11]. Model matematikanya sebagai berikut:

$$Y' =a+bX+cX^2 \tag{6}$$

Keterangan:

Y' = Nilai yang diramalkan

a,b,c= Konstanta (nilai koefisien)

x = waktu

Pada proses peramalan dengan metode kuadratik, perlu dicari nilai konstanta a,b dan c terlebih dahulu dengan menggunakan rumus sebagai berikut:

$$a= \frac{(\sum Y)(\sum X^4)-(\sum X^2Y)(\sum X^2)}{n(\sum X^4)-(\sum X^2)^2}$$

$$b= \frac{\sum XY}{\sum X^2}$$

$$c= \frac{n(\sum X^2Y)-(\sum X^2)(\sum Y)}{n(\sum X^4)-(\sum X^2)^2}$$

f. Metode *Multiplicative Decomposition (Seasonal)*

Metode *Multiplicative Decomposition (Seasonal)* mendeskripsikan bahwa “Pada metode dekomposisi berusaha menguraikan atau memecah suatu deret berkala ke dalam masing-masing komponen utamanya”. Metode dekomposisi sering digunakan tidak hanya dalam menghasilkan ramalan, tetapi juga dalam menghasilkan informasi mengenai komponen deret berkala dan tampak dari berbagai faktor, seperti trend (*trend*), Siklus (*cycle*), musiman (*Seasonal*), dan keacakan (*irregular*) pada hasil yang diamati.

g. Uji Kesalahan Peramalan

Uji kesalahan peramalan digunakan dengan membandingkan hasil peramalan dengan data aktual. Menurut sofyan, 2013 makin kecil nilai kesalahan maka makin tinggi tingkat ketelitian peramalan, demikian sebaliknya. Besarnya kesalahan peramalan dapat dihitung menggunakan beberapa metode perhitungan yaitu sebagai berikut:

1) MAD (*Mean Absolute Deviation*)

MAD (*Mean Absolute Deviation*) adalah rata-rata kesalahan mutlak selama periode tertentu tanpa memperhatikan hasil peramalan lebih besar atau lebih kecil dari kenyataan. MAD mengukur ketepatan ramalan dengan rata-rata kesalahan dugaan (nilai absolut masing-masing kesalahan) serta MAD memberikan bobot yang sama pada setiap nilai selisih peramalan dan aktual dapat dilihat pada persamaan berikut ini:

$$MAD = \sum \left| \frac{A_t - F_t}{n} \right| \quad (7)$$

Dimana:

A_t = Permintaan Aktual pada periode-t

F_t = Peramalan Permintaan pada periode-t

n = Jumlah Perode Permintaan yang terlibat

2) MFE (*Mean forecast Error*)

Perhitungan pada MFE (*Mean forecast Error*) dengan menjumlahkan semua kesalahan peramalan selama periode dan membagi dengan jumlah periode. MFE sangat efektif untuk mengetahui apakah suatu hasil peramalan selama periode tertentu terlalu tinggi atau rendah, dapat dilihat pada persamaan berikut ini:

$$MFE = \sum \frac{(A_t - F_t)}{n} \quad (8)$$

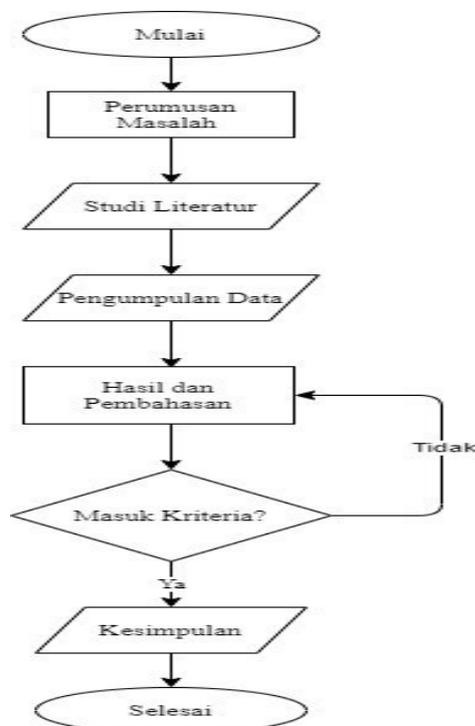
Dimana:

A_t = Permintaan Aktual pada periode-t

F_t = Peramalan Permintaan pada periode-t

n = Jumlah Perode Permintaan yang terlibat

Agar proses penelitian terencana maka dibuat sebuah kerangka alur penelitian atau *flow chart*. Pemecahan masalah merupakan uraian proses yang akan dilakukan dalam penyelesaian skripsi ini dalam bentuk diagram alur. Dimana kita bisa lebih jelas melihat alur dan hubungan dari setiap pembahasan penulisan dalam skripsi ini. Dalam melakukan penelitian tersebut penulis melakukan langkah-langkah penelitian yang tertera dalam alur atau diagram dibawah ini.



Gambar 1. alur penelitian

4. Hasil Dan Pembahasan

a. Maintenance Cost

Data yang diperoleh selanjutnya dilakukan pengolahan dengan mengitung *maintenance cost* 2020 terlebih dahulu selanjutnya meramalkan biaya perawatan PI 600 *flight hours* TA 2021.

1) Jam Kerja dalam 6 Hari (*Mainhours*)

Jam kerja dalam 6 hari adalah batas waktu yang sudah ditentukan berdasarkan hasil pekerjaan yang sudah selesai dikerjakan.

Ket:

Σ Mekanik yang mengerjakan PI-600=12 Orang

1 Hari =7 Jam kerja

Maka, $WH_{6 \text{ hari}}$ adalah

$WH_{6 \text{ hari}} = (\Sigma \text{ hari} - \Sigma \text{ libur}) \times \text{Jam Kerja/Hari}$

$= (6 \text{ Hari} - 0 \text{ Hari}) \times 7 \text{ Jam}$

$= 42 \text{ Jam kerja}$

tabel 4.1 Biaya Tenaga Kerja Personel

No	Personel	JML	WH 6 Hari	Gaji/Jam	Biaya Tenaga Kerja
1	Inspektor	2	42	Rp 26.524,81	Rp 2.228.083,68
2	Kepala Mekanik	1	42	Rp 61.044,35	Rp 2.563.862,76
3	Mekanik <i>Engine</i>	2	42	Rp 4.659,65	Rp 391.410,88
4	Mekanik <i>airframe</i>	2	42	Rp 6.856,19	Rp 575.919,67
5	Mekanik Listrik	1	42	Rp 4.659,65	Rp 195.705,44
6	Mekanik <i>Hydraulic</i>	2	42	Rp 6.856,19	Rp 575.919,67
7	Mekanik <i>Avionic</i>	1	42	Rp 9.209,23	Rp 386.787,62
8	pembekalan	1	42	Rp 7.386,37	Rp 310.227,62
Total		12		Rp 127.196,44	Rp 7.227.917,32

(Sumber data: Data diolah)

2) Honor *Test Pilot* dan Juru Montir Udara (JMU) sebagai berikut:

1) *Test Pilot* : Rp. 700.000,-/1 Jam Terbang

2) *JMU* : Rp. 300.000,-/1 Jam Terbang

Jumlah : Rp. 1.000.000,-/1 Jam terbang

Rata-rata jam terbang setiap *test flight* adalah 1:45 jam sehingga honor yang dibayarkan senilai Rp. $1.000.000 \times 1:45 = \text{Rp. } 1.750.000,-$.

Kegiatan pelaksanaan PI-600 dilaksanakan selama 6 hari kerja dengan penjabaran alur pekerjaan sebagai berikut.

Biaya Tenaga Kerja = (Hari kerja x Jam kerja x Upah perjam x Jumlah orang)+ Honor *test flight*

Biaya Tenaga Kerja = (Σ Biaya tenaga kerja personel)+Rp. 1.750.000

= Rp. 7.227.917,32 + Rp. 1.750.000

= Rp. 8.977.917,32

Dalam pelaksanaan PI-600 akan dilaksanakan 3 kali *ground run* dan 1 kali *test flight*, sehingga kebutuhan bahan bakar/ *avtur* dalam pelaksanaan pemeliharaan PI-600 akan dijabarkan sebagai berikut:

- 1) *Ground run* 3×70 liter×@ Rp. 9.088=Rp. 1.908.480
- 2) *Test Flight* 1×255 liter×@ Rp. 9.088=Rp. 2.044.800

Sehingga dapat disimpulkan kebutuhan *avtur* dalam pelaksanaan kegiatan PI-600 adalah 325 liter atau biaya sebesar Rp. 3.953.280.

Dari penjabaran diatas maka dapat disimpulkan bahwa kebutuhan total pelaksanaan PI-600 adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned}\Sigma \text{Biaya PI-600} &= \text{Suku cadang} + \text{Consumable Material} + \text{Tenaga Kerja} + \text{Bahan Bakar} \\ &= \text{Rp. 61.654.216} + \text{Rp. 4.835.900} + \text{Rp. 8.977.917,32} + \text{Rp. 3.953.280} \\ &= \text{Rp. 79.421.313,32}\end{aligned}$$

Sehingga Biaya pelaksanaan PI-600 adalah sebesar Rp. 79.421.313,32. Pada Tahun Anggaran 2020 dilaksanakan PI-600 sebanyak 6 kali sehingga Rp. 85.676.724 ×6= Rp.476.527.879,92.

b. Pemilihan Metode Peramalan Terbaik

Berdasarkan hasil perhitungan dari masing-masing metode peramalan diketahui nilai kesalahan (*error*) yang diperoleh. Pemilihan metode peramalan dilakukan dengan membandingkan nilai *error*, dimana metode peramalan dengan nilai *error* terkecil dipilih sebagai metode peramalan yang terbaik yang paling sesuai untuk meramalkan biaya perawatan PI-600 pesawat Grob G 120 TP-A. perbandingan nilai *error* biaya perawatan PI 600 pesawat Grob G 120 TP-A dengan peramalan di Bengahpes I dapat dilihat pada tabel 4.2.

Tabel 2. Pemilihan Metode Peramalan Terbaik

No.	Metode Peramalan	MFE	MAD	MSE
1	<i>Exponential</i>	262747588	262747588	9,33E+16
2	<i>Exponential Smoothing a=0,1</i>	144224600	154148300	4,62E+16
3	<i>Exponential Smoothing a=0,2</i>	123892200	147778800	4,30E+16
4	<i>Moving Average</i>	83559476	242654476	6,71E+16
5	Metode Semiaverage	0	140353760	2,27E+16
6	Metode <i>Least Square</i>	0	117189699	1,92E+16
7	Metode Kuadratis	0	117382201	1,92E+16
8	Metode <i>Exponential</i>	-1666753502	1831177481	1,21E+19
9	<i>Multiplicative Decomposition</i>	-1016045,671	118996997,4	1,92E+16

(Sumber: Data diolah)

Tabel 2 menunjukkan bahwa hasil rekapitulasi nilai *error* biaya perawatan PI-600 pesawat Grob G 120 TP-A dengan metode peramalan *trend least square* diperoleh nilai *error* yang paling rendah dibandingkan dengan metode peramalan *time series* lainnya. Metode peramalan *Trend least square* dipilih sebagai metode peramalan terbaik karena memiliki nilai *error* paling rendah yaitu, MAD (*Mean Absolute Deviation*) sebesar 117189699, MSE (*Mean Square Error*) sebesar 19.191.987.027.403.600, dan MAPE (*Mean Absolute Percentage Error*) sebesar 51,27 %.

c. Trend Dengan Metode Kuadrat Terkecil (*Least Square*)

- 1) *Trend Dengan Metode Kuadrat Terkecil (Least Square)*

Tabel 3. Peramalan Menggunakan Metode *Least Square*

Tahun	Y(t)	x	X.Y	X ²
2015	121600000	-5	-608000000	25
2016	151470000	-3	-454410000	9
2017	483920000	-1	-483920000	1
2018	203010000	1	203010000	1
2019	139960000	3	419880000	9
2020	476527880	5	2382639400	25
Total	1576487880	0	1459199400	70

(Sumber data: Data diolah)

Tabel 4. Perhitungan *Error* Metode *Least Square*

Y(t)	x	X.Y	X ²	Y'	Y-Y'	Y-Y'	(Y-Y') ²	Y-Y' /Y*100
1,22E+08	-5	-6,08E+08	25	1,59E+08	-3,69E+07	3,69E+07	1,36E+15	30,36
1,51E+08	-3	-4,54E+08	9	2,00E+08	-4,87E+07	4,87E+07	2,38E+15	32,18
4,84E+08	-1	-4,84E+08	1	2,42E+08	2,42E+08	2,42E+08	5,86E+16	50,01
2,03E+08	1	2,03E+08	1	2,84E+08	-8,06E+07	8,06E+07	6,49E+15	39,69
1,40E+08	3	4,20E+08	9	3,25E+08	-1,85E+08	1,85E+08	3,43E+16	132,4
4,77E+08	5	2,38E+09	25	3,67E+08	1,10E+08	1,10E+08	1,20E+16	22,99
1,58E+09	0	1,46E+09	70	1,58E+09	-1,19E-07	7,03E+08	1,15E+17	307,6

(Sumber data: Data diolah)

$$a = \frac{\sum Y}{n}$$

$$a = \frac{1576487880}{6}$$

$$a = 262747980$$

$$b = \frac{\sum XY}{\sum X^2}$$

$$b = \frac{1459199400}{70}$$

$$b = 208457705.71$$

- 2) Membuat persamaan *trend*

$$Y' = 262747980 + 208457705.71(X)$$

- 3) Nilai *trend* tahun 2021 (X = 6)

$$Y' = 262747980 + 208457705.71(6)$$

$$Y' = 408667919,9$$

Sehingga metode yang digunakan untuk menghitung biaya perawatan PI-600 jam terbang pesawat Grob G 120 TP-A adalah metode *trend least square* yang dimana hasil dari peramalan biaya perawatan PI-600 jam terbang untuk tahun anggaran 2021 adalah sebesar Rp. 408.667.919,9. Adapun rencana pelaksanaan PI-600 jam terbang pada pesawat Grob G 120 TP-A sebanyak 7 kali.

5. Kesimpulan

Berdasarkan pembahasan yang telah dilaksanakan pada bab sebelumnya, maka dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

- a. Jenis dan jumlah pemeliharaan pesawat Grob G 120 TP-A pada tahun anggaran 2020 meliputi pemeliharaan tingkat sedang yang dilaksanakan di Skadron Teknik 043 dengan perincian sebagai berikut:
 - 1) Pemeliharaan Terjadwal
 - a) PI 100 sebanyak 44 kali
 - b) P-300 sebanyak 11
 - c) PI-600 sebanyak 6 kali
 - 2) Pemeliharaan Tidak Terjadwal
 - a) Ganti *Propeller* sebanyak 8 kali
 - b) Ganti EDM sebanyak 1 kali
 - c) Riksus Hub Prop sebanyak 2 kali
 - d) Ganti *Electric Fuel Pump* sebanyak 12 kali
 - e) Ganti *Prop Gear Box* sebanyak 1 kali
 - f) *Washing Compressor* sebanyak 4 kali
 - g) Ganti *Bleed Valve* sebanyak 1 kali
 - h) Ganti *Beta Valve System* sebanyak 1 kali
 - i) Ganti *Nose Tire* sebanyak 5 kali
 - j) Ganti *Main Tire* sebanyak 5 kali
 - k) MSB 565-147 Tentang *Special Of Rudder Cable* sebanyak 7 kali
 - l) Ganti *Engine* sebanyak 6 kali
 - m) Ganti *Main Wheel Assy* sebanyak 1 kali
 - n) Ganti *Starter Generator* sebanyak 4 kali
- b. Kebutuhan biaya pemeliharaan (*Maintenance Cost*) *Periodic Inspection* 600 jam terbang pesawat Grob G 120 TP-A pada Tahun Anggaran 2020 yang dimana dilaksanakan 6 kali perawatan meliputi biaya gaji karyawan, suku cadang, *consumable material*, dan bahan bakar adalah sebesar Rp. Rp.476.527.879,92.
- c. Hasil dari peramalan biaya perawatan *Periodic Inspection* 600 Jam Terbang pesawat Grob G 120 TP-A menggunakan metode *trend least square* untuk tahun Anggaran 2021 adalah sebesar Rp. 408.667.919,9.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Aminjoyo, Taufik Y, 2016. "Perhitungan Biaya Perawatan Tingkat Sedang Pesawat G 120TP-A GROB Tahun Anggaran 2016 ". Skripsi.Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [2] *Grob G 120 TP-A Technical Type Rating*. 2014. Yogyakarta: Skatek 043.
- [3] Gunaryati, Aris., Fauziah., & Andryana, Septi. (2018). Perbandingan Metode-Metode Peramalan Statistika Untuk Data Indeks Harga Pangan. *Jurnal String*, 2(3), 241-248.
- [4] Kristiyanti, A Dinar., Sumarno, Y. (2020). Penerapan Metode Multiplicative Decomposition (*Seasonal*) Untuk Peramalan Persediaan Barang Pada PT. Agrinusa Jaya Santosa. *Jurnal Sistem Komputer dan Kecerdasan Buatan*, 3(2), 45-51.
- [5] Lusiana, Anna., Yuliarty, Popy,. (2020). Penerapan Metode Peramalan (*Forecasting*) Pada Permintaan Atap di PT X . *Jurnal Industri Inovatif*, 11-20.
- [6] Pasaribu, Haisar M. 2002. *Sistem Transportasi Udara*. 2002. Bandung: ITB.
- [7] Prihananto Didik ST. 2008, *Teknik Perawatan Peasawat Terbang*, Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto, Yogyakarta.
- [8] Purnomo, Yudhi H, 2017. "Analisis *Maintenance Cost* Terjadwal Tingkat Sedang Pesawat KT-1B Woong Bee Tahun Anggaran 2016". Skripsi. Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [9] Suwondo Edy. 2000, *Perawatan Pesawat*, Institut Teknologi Bandung, Bandung.

- [10] Yanti, Ni Putu L.P dkk (2016). Analisis Peramalan Penjualan Produk Kecap Pada Perusahaan Kecap Manalagi Denpasar Bali. *Jurnal Rekayasa dan Manajemen Agroindustri*, 4(1), 72-81.
- [11] Yudaruddin, Rizky. (2019). *Forecasting: Untuk Kegiatan Ekonomi dan Bisnis*. Samarinda: RV Pustaka Horizon.

RELIABILITY ANALYSIS OF MAIN ROTOR EC 155B1 ON PIN BLADE AND ATTACH BEAMS COMPONENTS USING MARKOV ANALYSIS

Irvan Aditiya¹, Lazuardy Rahendra P², Bangsa Dirgantara A³

^{1,2,3}Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
aditiyairvan243@gmail.com¹, lazuardyrp@itda.ac.id², banggadirgantara@itda.ac.id³,

Abstract

Reliability is used to estimate the conditions of systems or components in the future based on previous conditions. The objects of this research are EC 155B1 aircrafts owned by Indonesia Air Transport & Infrastructure (IAT), and the method used for analysis is markov analysis. Markov analysis is widely used as an analyzing technique the states of the system that has limited information (memoryless). From this research, ATA chapter 62 Main Rotor that meets the requirements of reliability analysis. The constituent components of main rotor states are Pin Blade, Lower Attach Beam, and Upper Attach Beam. The results of the markov analysis of main rotor system, the states that worked properly are state 1, state 3, and state 4. The probability of the state 1 showed that state has decreased from initial condition, while the state 3 and state 4 have increased from initial condition and subsequently have decreased. The reliability of main rotor system has decreased along with increasing of flight hours with the Mean Time To Failure (MTTF) is 2340.22 flight hours.

Keywords: EC 155B1, Markov Analysis, Probability, Reliability

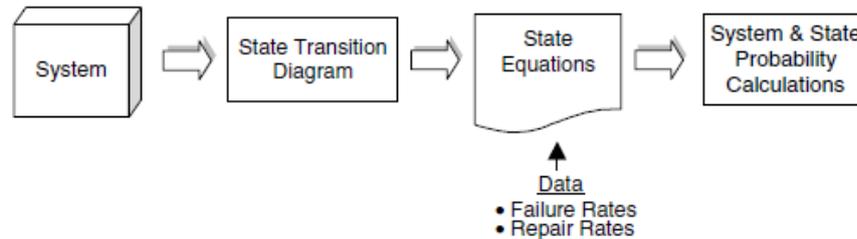
1. Pendahuluan

EC 155B1 merupakan pesawat terbang berjenis *rotary wing* yang dapat digunakan di berbagai medan. Keuntungan dari *rotary wing* dibanding *fix wing* yaitu pada fleksibilitas penggunaannya yang tidak memerlukan *runway* dan hanya membutuhkan *helipad*/tanah yang lapang. Sehingga banyak digunakan untuk keperluan lepas pantai (*offshore*), keperluan medis, dan dapat mendukung kegiatan SAR (*Search And Rescue*). Helikopter juga digunakan untuk keperluan transportasi *charter* yang ditujukan bagi kalangan yang membutuhkan fleksibilitas waktu. Sehingga diperlukan analisa keandalan untuk mengetahui tingkat keandalan dari komponen pesawat agar laik dan siap digunakan kapan pun ketika diperlukan.

Keandalan (*Reliability*) merupakan peluang suatu unit atau sistem berfungsi normal jika digunakan menurut kondisi operasi tertentu dan periode waktu tertentu [1]. Pada model keandalan, keadaan suatu sistem ditunjukkan oleh berbagai kondisi ketika sistem bekerja maupun mengalami kegagalan. Dalam penerapannya, teori keandalan digunakan untuk memperkirakan kondisi sistem atau komponen kedepan berdasarkan kondisi sebelumnya. Dimana kondisi sebelumnya yang dimaksud dapat berupa umur penggunaan komponen maupun kegagalan komponen dengan berbagai keadaan.

Markov analysis secara luas digunakan sebagai teknik untuk menganalisa keandalan suatu sistem yang memiliki keterbatasan informasi di masa lalu (*memoryless*). Metode ini dikembangkan oleh Andrei A Markov pada tahun 1906. Dalam penggunaannya metode ini digunakan berdasarkan waktu dan fenomena secara acak (*random*), serta memperkirakan kejadian-kejadian di waktu mendatang secara sistematis dan dalam variabel-variabel yang dinamis. Dalam *markov analysis* jika keadaan sekarang diberikan selama proses, maka keadaan di masa yang akan datang terpisah dari keadaan di masa lalu [2]. Sehingga metode ini sangat membantu untuk merencanakan program perawatan dimasa yang akan datang terutama pada komponen/sistem yang masih tergolong baru.

Dalam perhitungan *markov analysis* digunakan *State Transition Diagram* (STD) untuk menggambarkan seluruh keadaan sistem baik dalam keadaan beroperasi (*operational*) maupun mengalami kegagalan (*failure*). Penggunaan *state diagram* bersifat fleksibel dan dapat dipakai untuk analisa sebuah komponen maupun seluruh sistem yang bekerja. Karena diagram tersebut menunjukkan gambaran dari sistem *state*, transisi diantara *state*, serta nilai dari *transition rates* yang bekerja. Sehingga dapat digunakan untuk menghitung probabilitas tiap *state* yang bergantung dari aliran keluar-masuknya masing-masing *state*.



Gambar 1. Proses *Markov Analysis* (Ericson, 2005)

Berdasarkan Gambar 1 pembentukan *state equations* memerlukan data berupa *transition rates*, yaitu *failure rates* dan *repair rates*. Jika sistem hanya memiliki *failure rates* maka sistem dikatakan *non-repairable*, adapun sistem dianggap *repairable* jika sistem tersebut memiliki *failure* dan *repair rates*. *Transition rates* menunjukkan banyaknya kegagalan/perbaikan komponen atau sistem persatuan waktu, sehingga persamaannya adalah:

$$\text{Failure rate } (\lambda) = \frac{\text{jumlah kegagalan komponen}}{\text{waktu (hours)}} \quad (1)$$

$$\text{Repair rate } (\mu) = \frac{\text{jumlah perbaikan komponen}}{\text{waktu (hours)}} \quad (2)$$

Reliability merupakan probabilitas bekerjanya alat yang tercukupi pada periode tertentu dari *operating condition* yang diberikan [4]. Probabilitas yang bekerja di dalam sistem memuat fungsi dari *state* pada periode tertentu dan digunakan berdasarkan kondisi tertentu [5]. Persamaan *reliability* didapatkan dengan cara mengintegrasikan persamaan diferensialnya, dengan $f(x)$ sebagai persamaan diferensial yang dianggap bekerja menjadi:

$$R(t) = \int_t^{\infty} f(x)dt \quad (3)$$

Persamaan keandalan dapat ditulis dengan $\sum P_{success}(t)$ sebagai jumlah seluruh persamaan probabilitas *state* yang masih bekerja menjadi:

$$R(t) = \sum P_{success}(t) \quad (4)$$

Mean Time To Failure dideskripsikan sebagai estimasi waktu sebuah sistem menuju kegagalan pada sistem *non-repairable* [6]. Persamaan dari MTTF dapat ditulis sebagai berikut:

$$MTTF = \int_0^{\infty} R(t)dt \quad (5)$$

2. Metode Penelitian

Penelitian ini menggunakan data dari penelitian sebelumnya yang dilakukan oleh Ramadhan (2020), data tersebut merupakan dokumen yang dimiliki PT. Indonesia Air Transport & Infrastructure (IAT) yang terkait dengan kerusakan-kerusakan komponen baik itu *defect monitoring*, *history report*, *Airworthiness Limitation Section (ALS)*, dan *Aircraft Maintenance Manual (AMM) EC 155B1*. Dalam proses penelitian, penulis merinci tahap-tahap pengerjaan skripsi sebagai berikut:

- a. Studi literatur. Tujuan dari studi literatur adalah untuk melengkapi materi yang digunakan dalam perhitungan *markov analysis*, baik dari buku cetak maupun jurnal ilmiah.
- b. Pengumpulan data. Pada tahap ini penulis mengumpulkan data berupa *defect monitoring*, *history report* pergantian komponen pesawat, *Airworthiness Limitation Section (ALS)*, dan *Aircraft Maintenance Manual (AMM) EC 155B1*.
- c. Pemilihan *ATA chapter* menggunakan *defect ranking* untuk menganalisis tingginya tingkat kegagalan dari pesawat EC 155B1 dan dikelompokkan berdasarkan *ATA chapter* tertentu. *Defect ranking* tertinggi digunakan untuk menganalisis tingkat keandalannya dengan mengambil 3 komponen teratas yang paling sering terjadi kerusakan.
- d. Tahap selanjutnya yaitu memeriksa kecukupan data yang di dapat dari hasil *state transition diagram*. Jika data yang di dapat masih kurang, maka dilanjutkan lagi tahap pengumpulan data.
- e. Pembentukan *state transition diagram* dan *state equation*. Pada pembentukan *state transition diagram*, penulis menentukan masing-masing keadaan *state* dan melambangkannya untuk membentuk suatu diagram. Dari hasil tersebut penulis dapat merancang *state transition diagram* berdasarkan hubungan antar kerusakan sebelum terjadi kegagalan secara menyeluruh.
- f. Proses analisis. Pada proses analisis, penulis hanya menggunakan *state equation* dari sistem yang masih bekerja untuk menentukan probabilitas dan *reliability* dari sistem tersebut.
- g. Kesimpulan. Setelah didapatkan hasil perhitungan analisis, penulis menjabarkan keandalan (*reliability*) beserta *Mean Time To Failure*.

3. Hasil dan Analisis

Dalam penelitian ini, penulis menentukan keandalan pada helikopter EC155B1 milik PT. Indonesia Air Transport & Infrastructure, Tbk (IAT) dengan menggunakan data *defect monitoring* bulan September 2017 s.d. Agustus 2019 (24 bulan). Penulis melakukan *defect ranking* secara kuantitatif untuk menentukan *ATA chapter* yang digunakan untuk analisis keandalan berdasarkan banyaknya *defect* yang terekam dan memiliki *hardtime* yang tercatat pada *Airworthiness Limitation Section (ALS)*. Untuk komponen penyusun *state* dari *ATA Chapter* yang terpilih, penulis membatasi 3 komponen yang paling banyak dilakukan pergantian dan memiliki keterkaitan fungsional secara langsung sebagai penyusun *state* untuk *state transition diagram*. Berdasarkan seluruh mekanisme pemilihan *ATA Chapter* dan komponen tersebut, dipilahlah *ATA Chapter* 62 Main Rotor untuk dianalisis tingkat keandalannya dengan komponen penyusun *state*-nya antara lain : *Pin Blade*, *Lower Attach beam*, dan *Upper Attach Beam*.

Transition rates merupakan komponen yang membentuk *state transition diagram* pada *markov analysis* yang bertujuan untuk menghubungkan keadaan-keadaan *state* beserta informasi yang terkait dengan keadaan *state* tersebut. Pada *history report* tidak dituliskan *manhours* yang diperlukan untuk pergantian setiap komponen yang terekam, sehingga penulis

hanya menggunakan *failure rate* (λ) untuk membentuk *state transition diagram*. Berikut adalah transition rates dari masing-masing ketiga komponen antara lain:

a. *Failure rate Pin Blade* (λ_1)

$$\lambda_1 = \frac{30}{57590} = 5.2092e - 04 = 0.00052092$$

b. *Failure rate Lower Attach Beam* (λ_2)

$$\lambda_2 = \frac{20}{67277.5} = 2.9728e - 04 = 0.00029728$$

c. *Failure rate Upper Attach Beam* (λ_3)

$$\lambda_3 = \frac{20}{69674} = 2.8705e - 04 = 0.00028705$$

State transition diagram ditentukan berdasarkan keadaan komponen yang diteliti oleh penulis yang menunjukkan seluruh kemungkinan keadaan (*state*) yang dapat terjadi pada sistem. Penentuan keadaan bekerja atau tidaknya dari *state* yang terbentuk pada sistem Main Rotor EC 155B1 ditentukan dengan memeriksa *history records* dan *Aircraft Maintenance Manual* (AMM). Kondisi *state* yang terbentuk ditampilkan pada Tabel 1 berikut:

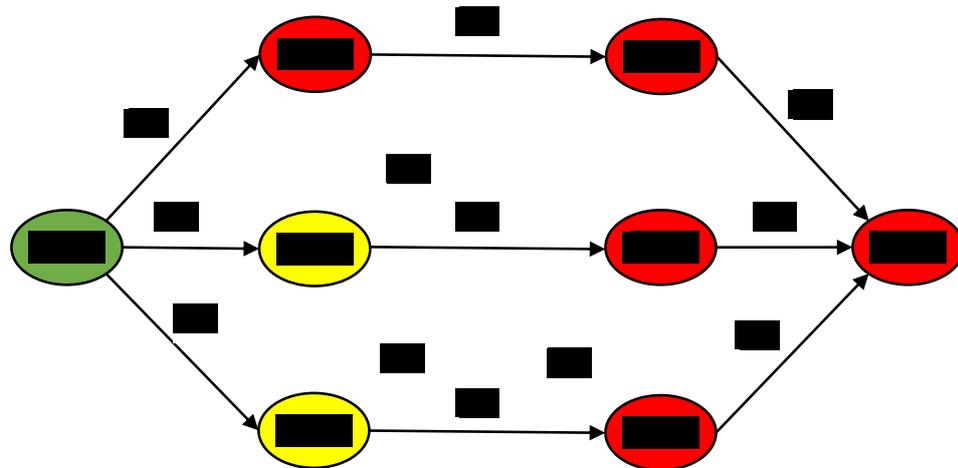
Tabel 1. Kondisi *state* yang terbentuk

<i>State</i>	<i>Components</i>			<i>Condition</i>
	PB	LAB	UAB	
S1	S	S	S	S
S2	F	S	S	F
S3	S	F	S	S
S4	S	S	F	S
S5	F	F	S	F
S6	S	F	F	F
S7	F	S	F	F
S8	F	F	F	F

Keterangan :

- PB = komponen *Pin Blade*
- LAB = komponen *Lower Attach Beam*
- UAB = komponen *Upper Attach Beam*
- S = *success*
- F = *failure*

Dari Tabel 1 dapat dirubah menjadi *state transition diagram* sebagai berikut:



Gambar 2. *State Transition Diagram*

Keterangan :

- $\lambda_1 = \text{failure rate Pin Blade}$ ■ = Berfungsi penuh
- $\lambda_2 = \text{failure rate Lower Attach Beam}$ ■ = Berfungsi terdegradasi
- $\lambda_3 = \text{failure rate Upper Attach Beam}$ ■ = Gagal

Dari Gambar 2 menunjukkan bahwa *state* yang dapat bekerja dan digunakan untuk analisis tingkat keandalannya antara lain: *state* 1, *state* 3, dan *state* 4. Berdasarkan aliran keluar-masuk dari masing-masing *state* yang bekerja didapatkan persamaan diferensialnya:

$$\frac{dP_1(t)}{dt} = -(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3)P_1(t)$$

$$\frac{dP_3(t)}{dt} = \lambda_2P_1(t) - \lambda_3P_3(t)$$

$$\frac{dP_4(t)}{dt} = \lambda_3P_1(t) - \lambda_1P_4(t)$$

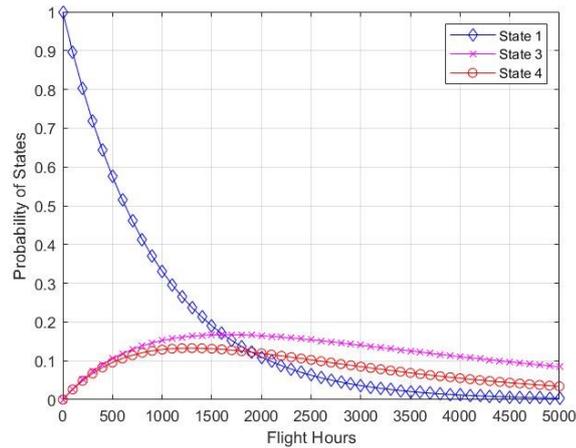
Dari persamaan diferensial tersebut dirubah menjadi persamaan probabilitas dengan memasukan *failure rate* dan *intial condition* $P_1(0) = [1 \ 0 \ 0]^T$. Integrasi dari *state equation* dapat diselesaikan dengan menggunakan permodelan *eigenvalue* dan *eigenvector* [8], sehingga persamaan probabilitasnya menjadi:

$$P_1(t) = e^{-0.0011053t}$$

$$P_3(t) = 0.3633e^{-0.00028705t} - 0.3633e^{-0.0011053t}$$

$$P_4(t) = 0.4912e^{-0.00052092t} - 0.4912e^{-0.0011053t}$$

Dengan memasukan *flight hours* dari 0 s.d. 5000 *hours* probabilitas dari masing-masing *state* ditunjukkan pada Gambar 3.

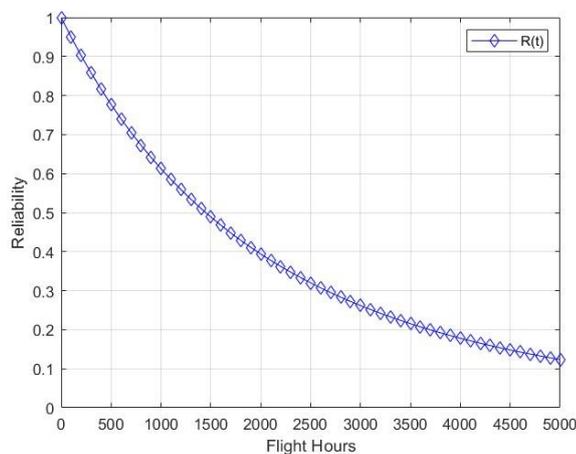


Gambar 3. Grafik probabilitas *state* yang bekerja

Persamaan reliability dari markov analysis didapatkan dengan menjumlahkan persamaan probabilitas dari *state* yang bekerja, sehingga persamaannya menjadi:

$$\begin{aligned}
 R(t) &= P_1(t) + P_3(t) + P_4(t) \\
 R(t) &= e^{-0.0011053t} + 0.3633e^{-0.00028705t} - 0.3633e^{-0.0011053t} + \\
 &\quad 0.4912e^{-0.00052092t} - 0.4912e^{-0.0011053t} \\
 R(t) &= 0.1455e^{-0.0011053t} + 0.3633e^{-0.00028705t} + 0.4912e^{-0.00052092t}
 \end{aligned}$$

Untuk menunjukkan tingkat keandalan *Main Rotor* EC 155B1 maka dimasukan *flight hours* pesawat dari 0 s.d. 5000 *hours* dan hasilnya ditampilkan pada grafik berikut:



Gambar 4. Grafik keandalan Main Rotor

Adapun nilai MTTF yang menunjukkan rata-rata waktu komponen mengalami kerusakan dan digunakan untuk memperkirakan waktu perawatan pada komponen yang dianalisis sehingga operator pesawat udara dapat mempersiapkan keperluan apa saja untuk proses perawatan kedepan. Dengan 3 komponen penyusun dari *state main rotor*, maka nilai MTTF yang ditunjukkan hanya berpengaruh pada 3 komponen tersebut. Sehingga nilai MTTF yang dihasilkan dari *Main Rotor* dengan komponen *Pin Blade* dan *Attach Beams* yaitu:

$$\begin{aligned}
MTTF &= \int_0^{\infty} (0.1455e^{-0.0011053t} + 0.3633e^{-0.00028705t} + 0.4912e^{-0.00052092t}) dt \\
MTTF &= \lim_{b \rightarrow \infty} \int_0^b 0.1455e^{-0.0011053t} dt + \lim_{b \rightarrow \infty} \int_0^b 0.3633e^{-0.00028705t} dt + \\
&\quad \lim_{b \rightarrow \infty} \int_0^b 0.4912e^{-0.00052092t} dt \\
MTTF &= \lim_{b \rightarrow \infty} \left. \frac{0.1455}{0.0011053} e^{-0.0011053t} \right|_0^b + \lim_{b \rightarrow \infty} \left. \frac{0.3633}{0.00028705} e^{-0.00028705t} \right|_0^b + \\
&\quad \lim_{b \rightarrow \infty} \left. \frac{0.4912}{0.00052092} e^{-0.00052092t} \right|_0^b \\
MTTF &= \lim_{b \rightarrow \infty} [131.6385e^{-0.0011053 \times b} + 131.6385e^{-0.0011053 \times 0}] + \\
&\quad \lim_{b \rightarrow \infty} [1265.6332e^{-0.00028705 \times b} + 1265.6332e^{-0.00028705 \times 0}] + \\
&\quad \lim_{b \rightarrow \infty} [942.9471e^{-0.00052092 \times b} + 942.9471e^{-0.00052092 \times 0}] \\
MTTF &= 131.6385 + 1265.6332 + 942.9471 \\
MTTF &= 2340.22 \text{ fh}
\end{aligned}$$

4. Kesimpulan

Pemilihan ATA *Chapter* yang digunakan untuk analisis keandalan EC 155B1 yaitu berdasarkan *defect ranking* tertinggi yang memiliki *hardtime* pada dokumen ALS serta terdapat proses perawatan/pergantian komponen. Berdasarkan hasil analisis tersebut dipilihlah ATA *Chapter 62 Main Rotor* untuk dianalisis tingkat keandalannya, dengan komponen penyusun *state*-nya antara lain *Pin Blade*, *Lower Attach Beam*, dan *Upper Attach Beam*. Dari Gambar 3 probabilitas performa *main rotor* dari *state 1* (sistem bekerja optimal) terus mengalami penurunan, sedangkan *state 3* dan *state 4* yang terdapat *defect* pada masing-masing *attach beams* probabilitasnya naik dan selanjutnya mengalami penurunan seiring bertambahnya *flight hours*. Kenaikan probabilitas dari *state* selain yang bekerja secara optimal merupakan hal yang wajar, karena dari *initial condition* seluruh sistem dianggap bekerja optimal ketika dianalisis dan *state* yang memiliki *defect* dianggap belum muncul. Tingkat keandalan (*reliability*) dari *Main Rotor* EC 155B1 menunjukkan bahwa tingkat keandalannya terus mengalami penurunan seiring bertambahnya *flight hours*, dengan *Mean Time To Failure* (MTTF) berada pada 2340.22 *flight hours*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Utama, F.Y. 2012. Simulation and Modelling Aircraft Components Reliability of Boeing 737-300/-400 Type. Institut Teknologi Sepuluh November. Surabaya. Indonesia.
- [2] Balagurusamy, E. 1984. Reliability Engineering. Tata Macgraw Hill. New Delhi. India
- [3] Ericson, C.A. 2005. Hazard Analysis Technique for System Safety. John Wiley & Sons, Inc. New Jersey. USA.
- [4] Srinath, L.S. 2013. Reliability Engineering. East West Press. New Delhi. India.
- [5] Kalaiarasi, S. Anita, A.M. Geethanjali, R. 2017. Analysis of System Using Markov Technique. Global Journal of Pure and Applied Mathematics. India.
- [6] Saritha, G. Devi, M Tirumala. Maheswari, T S U. 2020. Reliability and Availability for Non-Repairable & Repairable Systems using Markov Modelling. Kakatiya University. Warangal. India
- [7] Ramadhan, Adil Labib. 2020. Analisis Keandalan Komponen Pesawat EC 155B1 Menggunakan Metode Weibull. Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto. Yogyakarta. Indonesia
- [8] Rouvroye, J.L. 2001. Enhanced Markov Analysis as A Method to Assess Safety in the Process Industry. Eindhoven: Technische Universiteit Eindhoven.

PRELIMINARY DESIGN OF UNMANNED AIRLAND (PUNA)

Istyawan Pryahapsara¹, Sri Mulyani²

¹² Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
istyawanpriyahapsara@gmail.com¹, srimulyani042@gamil.com²

Abstract

The development of the number of vehicles exceeding the capacity of highways in urban areas causes frequent traffic jams and increases the risk of accidents. This often happens during year-end holidays and Eid holidays. So it is very necessary to monitor traffic density during the annual holiday period to reduce the number of fatalities due to traffic accidents. Monitoring traffic density using helicopters is expensive because of the high fuel consumption and maintenance. So we need a new alternative, namely using Unmanned Aircraft (PUNA) because it is easy to operate and cheap to maintain. So it is very necessary to design PUNA for traffic density monitoring missions. Aircraft for this purpose are classified as small because the payload, namely the camera, only weighs 2 kg. Study obtained the following results: fuselas/body length 1.94 m, wingspan 1.46 m, airfoil NACA 2412. engine OS MAX-40FX, engine located in the nose, take-off Gross Weight 6.11 kg, material weight 321.09 grams, use an Oblique Camera type camera, the camera weight is 2 kg, and the camera position is 3 ft from the nose.

Keywords: accidents, Body and Wingspan

1. Pendahuluan

Jumlah kendaraan bermotor semakin tahun bertambah terus. Sedangkan pertambahan panjang jalan raya di perkotaan tidak terlalu signifikan. Hal ini menyebabkan sering terjadi kemacetan terutama pada jam-jam sibuk seperti pada pagi dan sore hari. Pada saat libur nasional seperti libur akhir tahun dan libur lebaran akan semakin banyak terjadi kemacetan di kota-kota besar atau di jalur-jalur wisata. Kondisi ini sangat rawan terjadi kecelakaan. Pemantauan kepadatan lalu lintas, biasanya menggunakan pesawat udara jenis helicopter [1]. Hal ini berbiaya mahal karena konsumsi bahan bakar yang dipakai sangat banyak dan perawatan helicopter sangat mahal. Dengan menggunakan pesawat udara tanpa awak akan lebih murah dan mudah dalam operasional karena kebutuhan bahan bakar sedikit. Operasional sangat mudah karena pesawat udara tanpa awak dapat terbang mengikuti way point yang telah ditentukan sebelum terbang. Perawatan pesawat udara tanpa awak juga lebih murah dibandingkan helicopter. Pada saat pembuatan Pesawat Udara tanpa awak, struktur adalah bagian penting yang harus dipersiapkan dengan matang[2][3]. Pesawat udara modern banyak menggunakan material komposit. Komposit yang akan dipergunakan untuk pesawat udara tanpa awak sangat perlu diuji kemampuannya dalam menahan beban-beban kerjanya. Pada tahap awal perancangan sebuah pesawat terbang tanpa awak dengan membaginya menjadi dua tahap. Tahap pertama hanya menentukan konsep awal dan tahap selanjutnya yakni melibatkan penentuan berat *take-off*, *power motor*, pemilihan baterai, penentuan ukuran pesawat serta menganalisis performanya[4].

Kedua tahap tersebut menghasilkan penempatan sayap yang berada pada *high wing* dengan bentuk *taper* yang menggunakan NACA 2412, tipe konvensional sebagai konfigurasi ekornya, dan penempatan motor dibelakang badan pesawat (*pusher*). Pesawat rancangan ini memiliki berat maksimal *take-off* sebesar 3,8163 lb, panjang *fuselage* 5,161 ft, bentang sayap utama 5,45 ft, rentang sayap *canard* 1,331 ft, panjang *horizontal tail* 1,388 ft, dan tinggi

vertical tail 0.639 ft. pesawat ini mampu terbang sejauh 170177 ft dengan menggunakan baterai berbahan Li-Po dengan kapasitas 4000 mAh yang mampu bertahan selama 0,7039 jam[5][6].

2. Metode Penelitian

Dalam proses penyusunan penelitian terdapat tahapan atau metode pengumpulan data yang penulis lakukan dalam penyusunan tugas akhir ini sebagai berikut

a. Metode Studi Literatur

Metode Studi literatur adalah metode yang dilakukan penulis untuk pengambilan data dari berbagai sumber media cetak maupun media elektronik yang berkaitan dengan teori atau materi yang dibutuhkan oleh penulis sebagai sarana untuk menunjang dalam penyelesaian tugas akhir.

b. Metode Observasi

Metode Observasi adalah suatu metode sistematis yang digunakan untuk mengumpulkan data yang dibutuhkan dengan cara melakukan kegiatan secara langsung seperti wawancara kepada narasumber yang berkompeten dibidang yang sesuai dengan tugas akhir.

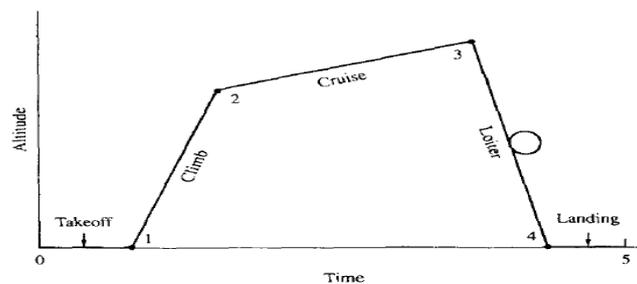
c. Software yang Digunakan

Dalam mempermudah penulis untuk melakukan analisis dan perhitungan, maka penulis menggunakan beberapa software yaitu:

- CATIA V5: digunakan untuk membantu dalam melakukan pemodelan dari PUNA kargo.
- MS Excel: digunakan untuk membantu dalam mengelompokkan data-data geometri dan membantu dalam melakukan perhitungan-perhitungan.
- MS word: digunakan untuk membantu dalam penulisan laporan

3. Hasil dan Analisis

Penentuan take-off gross weight dan berat bahan bakar Fase terbang yang dipakai adalah



Asumsi-asumsi $\frac{W_e}{W_0} = 0,62$

Fraksi bahan bakar pada saat take-off, $\frac{W_1}{W_0} = 0,97$

Fraksi bahan bakar pada saat climb, $\frac{W_2}{W_1} = 0,985$

Efisiensi aerodinamika, $\frac{L}{D} = 14$

$$c = 2,02 \times 10^{-8} \frac{lb}{(ft \cdot lb/s)} (s)$$

Efisiensi propulsi, $\eta_{pr} = 0,85$

Fraksi bahan bakar pada saat descent, $\frac{W_4}{W_3} = 1$

Fraksi bahan bakar pada saat landing, $\frac{W_5}{W_4} = 0,995$

Jarak jelajah/Range (R) adalah,

$$R = \frac{\eta_{pr} L}{c D} \ln \frac{W_2}{W_3}$$

$$\ln \frac{W_2}{W_3} = \frac{cR}{\eta_{pr} L/D}$$

$$\ln \frac{W_2}{W_3} = \frac{2,02 \times 10^{-8} \times 164042}{0,85 \times 14} = 2,78 \times 10^{-4}$$

$$\frac{W_2}{W_3} = \exp(2,78 \times 10^{-4}) = 1,000278$$

Fraksi bahan bakar pada saat cruising, $\frac{W_3}{W_2} = 0,99$

Fraksi bahan bakar pada semua fase terbang, $\frac{W_5}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4}$

$$\frac{W_5}{W_0} = 0,97 \times 0,985 \times 0,999 \times 1 \times 0,995 = 0,95$$

$$\frac{W_5}{W_0} = 0,95$$

Fraksi bahan bakar, $\frac{W_f}{W_0} = 1,06 \left(1 - \frac{W_5}{W_0}\right)$

$$\frac{W_f}{W_0} = 1,06(1 - 0,95) = 0,0526$$

Take-off gross weight, $W_0 = \frac{W_{payload}}{1 - W_f/W_0 - W_e/W_0}$

$$W_0 = \frac{4,4}{1 - 0,0526 - 0,62}$$

$$W_0 = 13 \text{ lb} = 6,11 \text{ kg}$$

Berat bahan bakar, $W_f = \frac{W_f}{W_0} \times W_0$

$$W_f = 0,0526 \times 13 = 0,71 \text{ lb} = 321,09 \text{ gram}$$

Penentuan Wing Loading (W/S)

Asumsi-asumsi $(C_L)_{max} = 1,7$

Density pada SL, $\rho_\infty = 0,002377 \text{ slug/ft}^3$

Kecepatan stall, $V_{stall} = \sqrt{\frac{2 W}{\rho_\infty S (C_L)_{max}}}$

Wing loading, $\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho_\infty (C_L)_{max} V_{stall}^2$

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \times 0,002377 \times 1,7 \times 45,567^2 = 4,195 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$$

Penentuan Daya Mesin

Perhitungan daya mesin didasarkan pada tiga fase terbang yang membutuhkan energi mesin yang besar yaitu take-off, climb, dan akselerasi maksimal

Perhitungan daya mesin pada saat take-off

Radius rotasi, $R = \frac{6,96(V_{stall})^2}{g}$

$$R = \frac{6,96 \times 45,56^2}{32,174} = 449,17 \text{ ft}$$

$$\text{Sudut lintas terbang, } \theta_{OB} = \cos^{-1} \left(1 - \frac{h_{OB}}{R} \right)$$

$$\theta_{OB} = \cos^{-1} \left(1 - \frac{1}{449,17} \right) = 3,82^\circ = 0,0668 \text{ rad}$$

$$\text{Jarak airborne, } s_a = R \sin \theta_{OB}$$

$$s_a = 449,17 \sin 3,82^\circ = 29,97 \text{ ft}$$

$$\text{Jarak take-off ground run, } s_g = \frac{1,21(W/S)}{g\rho_\infty(C_L)_{\max}(T/W)}$$

$$s_g = \frac{1,21 \times 4,195}{32,174 \times 0,002377 \times 1,7(T/W)} = \frac{39,044}{T/W}$$

$$T/W = \frac{39,044}{s_g} = \frac{39,044}{82-29,97} = 0,75$$

$$V_\infty = 0,7V_{LO} = 0,7(1,1V_{stall})$$

$$V_\infty = 0,7(1,1 \times 45,57) = 35,087 \text{ ft/s}$$

$$\text{Power required, } P_R = TV_\infty = \frac{T}{W} W_0 V_\infty$$

$$\text{Daya mesin pada saat take-off, } P_R = 0,75 \times 13 \times 35,087 = 354,41 \text{ ft. lb/s}$$

$$P = \frac{P_A}{\eta_{pr}}$$

$$P = \frac{354,41}{0,85} = 416,96 \text{ ft. } \frac{\text{lb}}{\text{s}} = 0,7581 \text{ hp}$$

Perhitungan daya mesin pada saat climb

$$\text{Efisiensi aerodinamika, } \left(\frac{L}{D} \right)_{\max} = \sqrt{\frac{1}{4C_{D,0}K}}$$

$$\text{Koefisien induced drag, } K = \frac{1}{4C_{D,0} \left(\frac{L}{D} \right)_{\max}^2}$$

$$K = \frac{1}{4 \times 0,0172 \times 14^2} = 0,0742$$

$$\text{Aspect ratio, } AR = \frac{1}{\pi e_0 K}$$

$$AR = \frac{1}{\pi \times 0,6 \times 0,0742} = 7,151$$

$$\frac{\eta_{pr} P}{W} = \left(R/C \right)_{\max} + \left(\frac{2}{\rho_\infty} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D} \right)_{\max}}$$

$$\frac{\eta_{pr} P}{W} = 9,84 + \left(\frac{2}{0,002377} \sqrt{\frac{0,0742}{3 \times 0,0172}} 4,195 \right)^{1/2} \frac{1,155}{14} = 15,209$$

$$\text{Daya mesin pada saat climb, } P = \frac{15,209W}{\eta_{pr}}$$

$$P = \frac{15,209 \times 13}{0,85} = 240,95 \text{ ft. } \frac{\text{lb}}{\text{s}} = 0,4381 \text{ hp}$$

Perhitungan daya mesin pada saat akselerasi maksimal

$$T = D = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C_{D,0} + \frac{2KS}{\rho_\infty V_\infty^2} \left(\frac{W}{S} \right)^2$$

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \frac{C_{D,0}}{W/S} + \frac{2K}{\rho_\infty V_\infty^2} \frac{W}{S}$$

$$\frac{W_2}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1}$$

$$\frac{W_2}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} = 0,9555$$

Berat pesawat pada saat mulai cruising, $W_2 = 12,866 \text{ lb}$

$$\frac{W_{MC}}{W_2} = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{W_3}{W_2} \right)$$

$$\frac{W_{MC}}{W_2} = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{W_3}{W_2} \right) = 0,9999$$

Berat pesawat pada saat melakukan akselerasi maksimal, $W_{MC} = \frac{W_{MC}}{W_2} W_2$

$$W_{MC} = 12,864 \text{ lb}$$

$$\frac{T}{W_{MC}} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{C_{D,0}}{W_{MC}/S} + \frac{2K}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2} \frac{W_{MC}}{S}$$

$$\frac{T}{W_{MC}} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{C_{D,0}}{W_{MC}/S} + \frac{2K}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2} \frac{W_{MC}}{S} = 0,177$$

Daya mesin pada saat akselerasi maksimal, $P = \frac{1}{\eta_{pr}} \frac{T}{W_{MC}} W_{MC} V_{max}$

$$P = \frac{1}{0,85} 0,177 \times 12,866 \times 182 = 488,21 \text{ ft.} \frac{\text{lb}}{\text{s}} = 0,8877 \text{ hp}$$

Jadi daya yang terbesar dari tiga fase terbang di atas adalah pada saat akselerasi maksimal sebesar $P = 0,8877 \text{ hp}$. Hasil ini dipergunakan untuk menentukan spesifikasi mesin

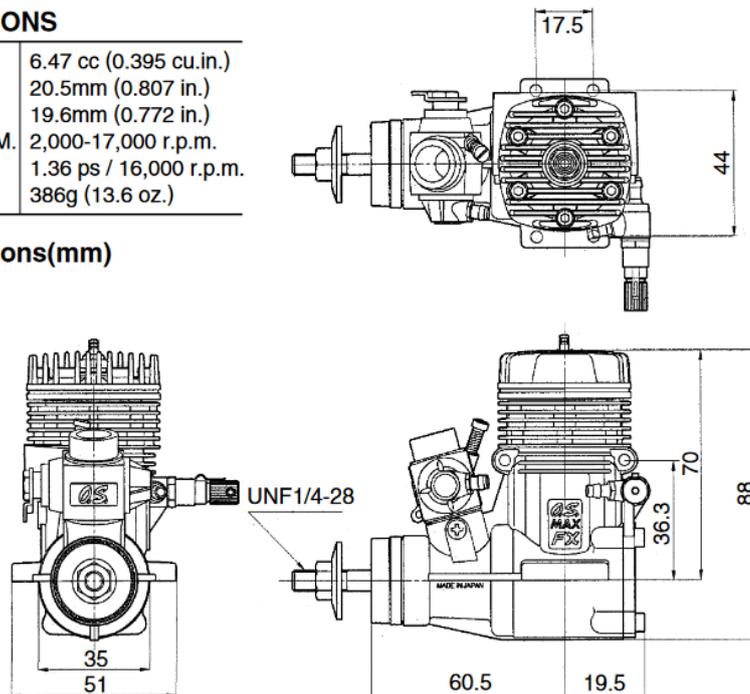
Power Loading, $\frac{W}{P} = \frac{13}{0,8877} = 15,17 \text{ lb/hp}$

Mesin yang dipilih adalah

**MAX-40FX
SPECIFICATIONS**

■ Displacement	6.47 cc (0.395 cu.in.)
■ Bore	20.5mm (0.807 in.)
■ Stroke	19.6mm (0.772 in.)
■ Practical R.P.M.	2,000-17,000 r.p.m.
■ Power output	1.36 ps / 16,000 r.p.m.
■ Weight	386g (13.6 oz.)

Dimensions(mm)



Dimensi Pesawat Udara

Luas Sayap, $S = \frac{W_0}{W/S}$

$$S = \frac{13}{4,195} = 3,21 \text{ ft}^2$$

Wingspan, $b = \sqrt{S \cdot AR}$

$$b = \sqrt{3,21 \times 7,151} = 4,79 \text{ ft} = 1,46 \text{ m}$$

Setengah wingspan, $b/2 = 2,4 \text{ ft} = 0,73 \text{ m}$

$$\text{Chort root, } c_r = \frac{2S}{(\lambda+1)b}$$

$$c_r = \frac{2 \times 3,21}{(0,75+1)4,79} = 0,77 \text{ ft} = 0,23 \text{ m}$$

$$\text{Chord tip, } c_t = \lambda c_r$$

$$c_t = 0,75 \times 0,77 = 0,57 \text{ ft} = 0,17 \text{ m}$$

$$\text{Jarak y mac, } \bar{y} = \frac{b}{6} \left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \right)$$

$$\bar{y} = \frac{4,79}{6} \left(\frac{1+2 \times 0,75}{1+0,75} \right) = 1,14 \text{ ft} = 0,35 \text{ m}$$

$$\text{mac (mean aerodynamic chord) } \bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right)$$

$$\bar{c} = \frac{2}{3} 0,77 \left(\frac{1+0,75+0,75^2}{1+0,75} \right) = 0,67 \text{ ft} = 0,2 \text{ m}$$

Tabel 1. Fuselage length vs W^0

Length = aW_0^c	a	C
Sailplane—unpowered	0.86	0.48
Sailplane—powered	0.71	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68	0.23
Homebuilt—composite	3.50	0.23
General aviation—single engine	4.37	0.23
General aviation—twin engine	0.86	0.42
Agricultural aircraft	4.04	0.23
Twin turboprop	0.37	0.51
Flying boat	1.05	0.40
Jet trainer	0.79	0.41
Jet fighter	0.93	0.39
Military cargo/bomber	0.23	0.50
Jet transport	0.67	0.43

$$a=3,5$$

$$C=0,23$$

Panjang fuselas/body, $L = a(W_0)^C$

$$L = 3,5(13)^{0,23} = 6,36 \text{ ft} = 1,94 \text{ m}$$

Engine diletakkan di nose

Wing di cg yaitu 2,5 ft dari nose

Kamera diletakkan 3 ft dari nose

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} S_{HT}}{\bar{c} S}$$

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} S_{VT}}{b S}$$

Asumsi

$$V_{HT} = 0,7$$

$$V_{VT} = 0,04$$

Jarak Horizontal Stabilizer ke cg, $l_{HT} = 3,8 \text{ ft}$

Jarak Vertical Stabilizer ke cg, $l_{VT} = 4 \text{ ft}$

Luas Horizontal Stabilizer, $S_{HT} = \frac{V_{HT} \bar{c} S}{l_{HT}}$

$$S_{HT} = \frac{0,7 \times 0,67 \times 3,21}{3,8} = 0,4 \text{ ft}^2$$

$$\begin{aligned} \text{Luas Vertical Stabilizer, } S_{VT} &= \frac{V_{VT} b S}{l_{VT}} \\ S_{VT} &= \frac{0,04 \times 4,79 \times 3,21}{4} = 0,154 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

4. Kesimpulan

Prestasi Terbang PUNA adalah sebagai berikut.

Range (R)	: 50 km = 164,042 ft
Jarak Landing	: 20 m = 65,6 ft
Jarak take-off	: 25 m = 82 ft
RoC (Rate of Climb)	: 3 m/s = 9,84 ft/s
Kecepatan Maksimum	: 200 km/j = 182 ft/s
Kecepatan Stall	: 50 km/j = 45,57 ft/s
Ketinggian Jelajah	: 1 km = 3280,84 ft

Spesifikasi kamera adalah sebagai berikut:

Jenis kamera adalah Oblique Camera

Payload : Kamera sekitar 2 kg = 4,4 lb

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Daniel P. Raymer. (1989). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*,. California: President, Conceptual Research Corporation Sylmar.
- [2] John D. Anderson, J. (1999). *Aircraft Performance and Design*. Tata McGraw Hill.
- [3] Putra, A. N. (2018). *Desain Awal dan Analisis Aerodinamika Pesawat UAV V-SKY 14*. Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [4] Wildan (2018). *Desain dan Analisis Aerodinamika Pesawat UAV Cargo X*. Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [5] Syamsuar, S. (2015). Studi Kasus Prestasi Terbang Takeoff-Landing. *Jurnal Perhubungan Udara* , 49-58.
- [6] Mohammad H.Sadraey (2013). *Aircraft Design A Systems Engineering Approach*,.USA, New Hampshire, Daniel Webster Collage.

ANALYSIS OF MAINTENANCE PLANNING C01 CHECK IN AIRBUS A320-214 PK-LUM AT BATAM AERO TECHNIC (BAT)

Rika Raudhatul Hazhiyah¹, Lazuardy Rahendra Pinandhita², Sri Mulyani³

¹²³ Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
rika.rh05@gmail.com¹, lazuardy_smg@yahoo.co.id², srimulyani042@gmail.com

Abstract

Maintenance is all activities undertaken to maintain the aircraft, its aircraft components and equipment in an air condition including inspection, repair, servicing, overhaul and part change. To be able to perform maintenance properly, every aircraft is required to have a maintenance program. . Batam Aero Technic (BAT) handles MRO work on Airbus A320-214 aircraft with registration number PK-LUM. By analyzing the results of the aircraft maintenance planning to find out the comparison of the results of the planning with the implementation of maintenance. This can maximize the implementation of future maintenance so as not to interfere with aircraft flight operations at Batam Aero Technic (BAT). Before carrying out the treatment process, you should do the planning in advance to ensure that the treatment process runs in accordance with the planning made. To find out the treatment process is running in accordance with its planning or not, it will be analyzed using a fishbone diagram. Fishbone diagrams are generally used in the stage of identifying problems and determining the cause of the problem. This treatment planning analysis process includes analysis of C01 check care implementation, evaluation of the implementation of C01 check treatment program, treatment delay solution, and C01 check care planning. Then from the results of the analysis the author obtained the cause of delays that occur in the field that is difficult to control such as the problem of delays in the availability of materials / spare parts where ordering and delivery time is needed. Therefore the authors propose to multiply the estimated manhours by 2.5 as an alternative to the anticipation of delayed completion of treatment. This is done to minimize the occurrence of delays in manhours on the ground.

Keywords: planning, maintenance, Airbus A320-214, delay, analysis.

1. Pendahuluan

Pesawat udara sebagai salah satu sarana transportasi yang semakin menjadi primadona masyarakat seiring dengan banyaknya perusahaan penerbangan serta persaingan harga yang sangat kompetitif. Sebagaimana yang telah kita ketahui sebuah pesawat terbang tidak lepas dari proses *maintenance* (perawatan). Perawatan pesawat udara merupakan salah satu unsur penting dalam penerbangan. Perawatan adalah semua kegiatan yang dilakukan untuk mempertahankan pesawat udara, komponen-komponen pesawat udara dan perlengkapannya dalam keadaan laik udara termasuk inspeksi, reparasi, servis, *overhaul* dan pergantian *part*. Untuk dapat melakukan perawatan dengan benar, maka setiap pesawat udara diharuskan memiliki program perawatan[1][2].

Dari jumlah tugas perawatan atau inspeksi yang dilaksanakan, perawatan dapat dibagi dalam *minor maintenance* seperti *transit check*, *before departure check*, *daily check*, *weekly check* dan *heavy maintenance* seperti *A-Check*, *B-Check*, *C-Check* dan *D-Check*. Sebelum dilaksanakannya program perawatan, perusahaan yang menangani pekerjaan perawatan tersebut memiliki perencanaan yang sudah dibuat sesuai dengan MPD (*maintenance planning data*) yang dikeluarkan oleh pabrik pesawat agar perawatan yang dilaksanakan dapat terealisasi dengan baik sehingga pekerjaan dapat terselesaikan tepat waktu. Ketidaksesuaian antara perencanaan yang telah dibuat dengan perawatan yang

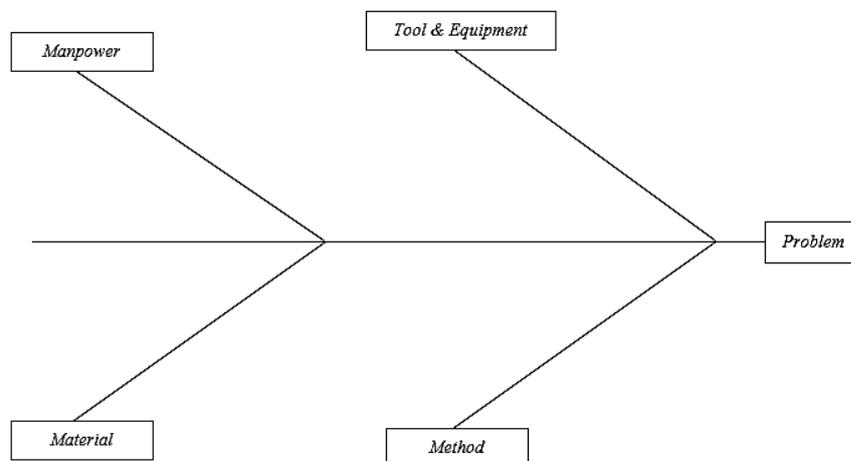
dilaksanakan dilapangan merupakan hal yang harus diperhatikan oleh pihak perusahaan penyedia perawatan pesawat terbang agar tidak terjadi lagi masalah yang sama pada perawatan selanjutnya. Oleh karena itu perusahaan juga harus melakukan evaluasi terkait ketidak sesuaian pada program perawatan tersebut[3][4]

Batam Aero Technic (BAT) merupakan anak perusahaan MRO dari Lion Air Group. Perusahaan menyediakan pekerjaan perawatan berat pesawat, termasuk pemeriksaan C dan D, di pusat perawatannya di Bandara Hang Nadim Batam. Batam Aero Technic (BAT) menangani pekerjaan MRO pada pesawat dari Lion Group dan afiliasi Lion Group di luar negeri, serta mengerjakan pesawat dari pelanggan pihak ketiga. Salah satu pesawat yang melakukan perawatan di Batam Aero Technic (BAT) yaitu pesawat Airbus A320-214 dengan nomor registrasi PK-LUM. (*Centre For Aviation*). Dapat diketahui beberapa penyebab ketidaksesuaian pada proses perawatan dipengaruhi oleh beberapa faktor diantaranya kurangnya ketersediaan material, keterlambatan pengiriman dan lain lain. Oleh karena itu, penulis menyusun tugas akhir mengenai evaluasi dan *planning* proses *Maintenance* dari program perawatan pada pesawat Airbus A320-214 PK-LUM[5][6]

2. Metode Penelitian

Proses penelitian yang dilakukan adalah sebagai berikut:

- Melakukan pengambilan data dari Batam Aero Technic (BAT) yang berupa maintenance report C01 *Check* dimana pada data tersebut berisi mengenai proses perawatan C01 *Check* dan pekerjaan lainnya.
- Mencari faktor penyebab dari permasalahan yang terjadi dengan menggunakan diagram *fishbone*[7][8] atau yang biasa disebut sebagai diagram sebab akibat sebagaimana pada gambar 1.



Gambar 1 Diagram Fishbobe (diagram sebab akibat)

- Selanjutnya dilakukan analisa perencanaan perawatan dengan merujuk pada maintenance report C01 check Pesawat Airbus A320-214 PK-LUM [9].
- Mencari solusi dari permasalahan yang terjadi pada proses perawatan C01 *check*.
- Menetapkan hasil dari analisa perencanaan yang terjadi pada perawatan C01 *check*.

Data yang digunakan adalah data *maintenance report C01 check* pada pesawat Airbus A320-214 PK-LUM di Batam Aero Technic (BAT) yang diambil pada bulan Maret 2020. Data tersebut berisi mengenai proses perawatan C01 *Check* dan pekerjaan lainnya. Berikut ini beberapa jenis pekerjaan yang terdapat pada data *maintenance report C01 check*:

Tabel 1 *Work Scope*

No	<i>Task Description</i>	Jumlah <i>Job Card</i>
1	<i>Task Card C01 Check</i>	193
2	<i>Additional Work Order/Task</i>	10
3	<i>Part Request</i>	37
4	<i>Deffect (MDRR)</i>	42
5	DMI	0
6	NSDRIL	8
Jumlah		290

Sumber: *Maintenance Report* BAT 2020

Dari tabel 1 didapatkan informasi bahwa jumlah *task card* dari jenis perawatan *C01 Check* berjumlah 193 *job card*, *additional work order/task* 10 *job card*, *part request* 37 *job card*, *deffect (MDRR)* 42 *job card*, *DMI* 0 *job card*, dan *NSDRIL* 8 *job card*. Berdasarkan data tersebut, maka akan dilakukan analisa pada perencanaan perawatan *C01 check* yang dimana terdapat perbedaan *manhours* pada perencanaan yang telah dibuat dengan perawatan yang dilaksanakan dilapangan.

Dari data yang diperoleh, selanjutnya dilakukan pengolahan data berdasarkan faktor penyebab yang didapat menggunakan diagram *fishbone* dengan tahap-tahap berikut ini:

- a. Melakukan analisa pelaksanaan perawatan *C01 check*
Tujuan dilakukannya analisa pelaksanaan perawatan *C01 check* untuk mengetahui faktor penyebab dari permasalahan yang terjadi pada perawatan *C01 check*.
- b. Melakukan evaluasi pelaksanaan program perawatan *C01 check*
Dalam hal ini evaluasi dilakukan berdasarkan beberapa faktor yang menyebabkan terjadinya keterlambatan dan perbedaan *manhours* pada perawatan *C01 check* diantaranya *tool & equipment*, *manpower* (tenaga kerja atau team), *materials* dan *methods*.
- c. Mencari solusi
Berdasarkan analisa dan evaluasi yang dilakukan pada proses perawatan *C01 check*, maka selanjutnya dilakukan pencarian solusi untuk mencegah terjadinya keterlambatan dan perbedaan pada perawatan selanjutnya.
- d. Membuat perencanaan *C01 check*
Hal ini didasarkan pada pertimbangan menghindari selisih *manhours* pada kenyataannya dan untuk memperkecil terjadinya keterlambatan *manhours* dilapangan.
- e. Hasil
Tahap terakhir adalah menjelaskan hasil dari analisa yang sudah dilakukan.

3. Hasil dan Analisis

C01 Check merupakan interval C-Check yang pertama dan juga termasuk jenis pengerjaan *letter check* yang dikerjakan berdasarkan *flight hours*, pengerjaan *C01 Check* dikerjakan ketika pesawat memenuhi 7500 *flight hours* atau 5000 *flight cycle* atau 24 bulan tergantung mana yang lebih dahulu tercapai. Perawatan pesawat Airbus A320-214 PK-LUM ini dilaksanakan dalam waktu 6 hari kerja. Pekerjaan yang dilaksanakan pada interval *C-check* ini berupa *Operational Check*, *Repair*, *Inspection*, *Lubrication*, *Cleaning*, *Remove* dan *Install*.

Berdasarkan data yang didapat pada perawatan tersebut dan mengacu pada *planning* estimasi yang telah dibuat oleh unit PPC Batam Aero Technic (BAT) yaitu ditemukannya beberapa pekerjaan yang memiliki jumlah *manhours* yang tidak sesuai dengan estimasi atau

perencanaan awal. Berikut ini beberapa data pekerjaan dan jumlah *manhours* yang memiliki perbedaan signifikan pada *manhours* saat proses perawatan pada masing-masing jenis pekerjaan:

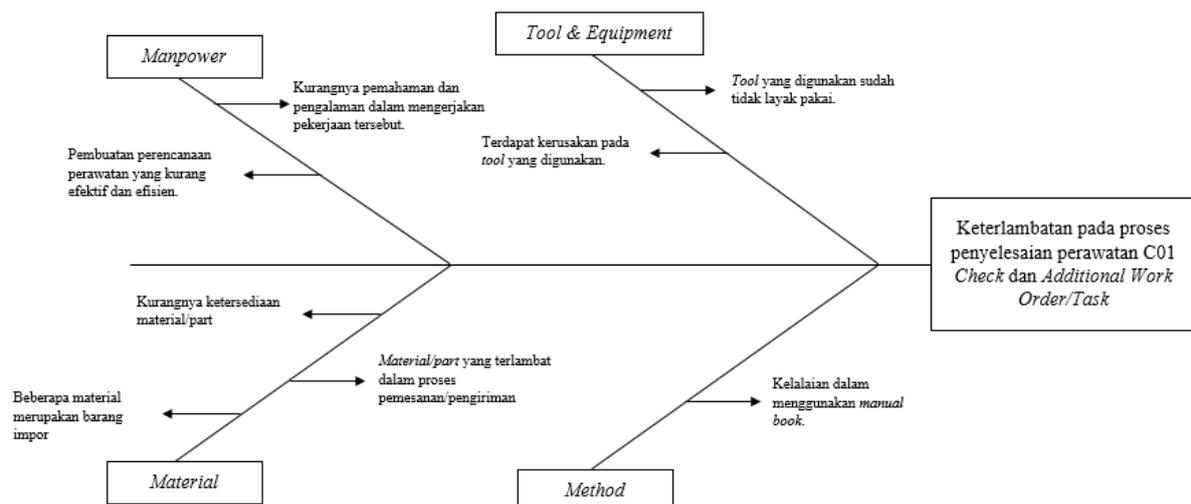
Tabel 2. Data *Manhours* C01 Check

C01 Check				
No	No Task Card	Description	Est. Manhours	Actual Manhours
10	A32-215222-01-1-01	Detailed Inspection Of Interior And Exterior Of Plenum Chamber (10hm5) For Signs Of Delamination (Lh)	2,68	22,00
11	A32-215222-01-1-02	Detailed Inspection Of Interior And Exterior Of Plenum Chamber (11hm5) For Signs Of Delamination (Rh)	2,68	18,78
12	A32-216242-01-1	Detailed Inspection Of Trim Air Check Valves Flappers For Condition And Operation	0,80	18,00
24	A32-262100-05-1	Operational Check Of Fire Control Push Button Switch Sub Functions Related To Engine Shutdown And Isolation	1,57	40,35
54	A32-281600-01-1-01	Operational Check Of Pylon Check Valve To Ensure Valve Not Failed Open (L/H)	0,25	15,12
55	A32-281600-01-1-02	Operational Check Of Pylon Check Valve To Ensure Valve Not Failed Open (R/H)	0,25	10,20
59	A32-282400-01-1	Operational Check Of Lp Shut Off Valves And Their Controls To Ensure No Flow When Selected Closed With Booster Pump On	0,50	12,20
104	A32-521000-04-1-02	Detailed Inspection Of Passenger/Crew Door For Integrity And Good Adjustment Of Mechanisms (Including Girt Bar)	0,53	16,00
119	A32-522100-01-1-01	Passenger Compartment Emergency Exit Operational Check Of Unlocking And Opening From Inside In Armed Mode. Note: Task Is Not Applicable For Deactivated Emergency Exits	2,00	11,40
140	A32-545000-06-1-01	Detailed Inspection Of The Caf 4 Sealant In Pylon Cantilever Zone A (L/H)	0,75	15,00
Additional Work Order/Task				
No	Wo Number	Description	Est. Manhours	Actual Manhours
1	835420	- Please Deliver Aircraft To Hangar For Schedule Maintenance - Please Do Inspection Part Number (P/N), Serial Number (S/N) And Expired Date Of Adult And Infant Life Vest On The Aircraft - Refer To Gen-Ea-25-017	62,62	266,64

		<ul style="list-style-type: none"> - Please Do Inspection For Inventory Emergency Equipment On The Aircraft - Refer To Gen-Ea-25-018 - Preflight Check - Refer To A32-059999-01-1 - Daily Check - Refer To A32-059999-02-1 - Clean (Waterless Wash) The External Surface Of The Airplane - Refer To Gen-Ea-12-032 - Aircraft Interior Cleaning For A320 - Refer To A320-Ea-25-247 - Please Redeliver Aircraft For Return To Service 		
Deffect (MDRR)				
No	Deffect (MDRR) No.	Skill	Description	Actual Manhours
1	(MDRR 004530)	PAINTING	(MDRR 004530) AT FAIRING SUPPORT NO. 2, 3, 4 L/H WING FOUND PPO	7,00
3	(MDRR 004532)	A/C SYSTEM	(MDRR 004532) FOUND BROKEN SEAL SLAT NO. 2 AT L/H WING	1,70
~	~	~	~	~
42	(MDRR 004578)	A/C SYSTEM	(MDRR 004578) VENT AVIONIC SYS FAULT (MSG INLET BY PASS V 16 HQ)	0,65

Sumber: *Maintenance Report* BAT 2020

Untuk penelusuran akar penyebab keterlambatan pada *manhours* tersebut dapat dilakukan dengan menggunakan diagram *fishbone* melalui 4 faktor yaitu *man power, material, tool & equipment*, dan *method*.



Gambar 2. akar penyebab dengan diagram *fishbone*

Berdasarkan dengan analisis yang telah dilakukan dalam menemukan akar penyebab keterlambatan atau ketidaksesuaian *manhours* pada proses perawatan ini, maka penulis akan memberikan solusi untuk proses perawatan selanjutnya agar terlaksana dengan baik dan sesuai dengan perencanaan yang telah dibuat sebelumnya. Adapun solusi tersebut sebagai berikut:

- a. Pembuatan perencanaan perawatan dilakukan dengan tepat dan pembagian kelompok pekerjaan sesuai dengan interval waktu sehingga terhindar dari kendala ataupun keterlambatan. *Manhours* yang dibuat harus sesuai dan tepat dengan kondisi dilapangan.
- b. Penggunaan *tool & equipment* yang sesuai dengan *standard* atau kondisi *material/part* yang ada dan perawatan pada *tool* dilakukan sebaik mungkin sehingga tidak terjadi lagi hal yang sama yaitu kerusakan pada *tool* dan pelaksanaan perawatan dapat dilakukan tepat waktu.
- c. Pemilihan pekerja/karyawan harus sesuai *skill* dan pemahaman dengan pekerjaan yang akan dikerjakan sehingga pekerjaan dapat dilakukan dengan efisien dan efektif.
- d. Waktu pemesanan *material/part* diperhitungkan dengan tepat sehingga pada saat pelaksanaan perawatan, *material/part* yang dipesan sudah sampai dihanggar tepat waktu dan tidak menghambat proses perawatan tersebut.
- e. Ketersediaan *material/part* yang akan digunakan dan dibutuhkan selama proses perawatan harus lebih diperhatikan lagi agar tidak mengganggu proses perawatan dan proses perawatan dapat berjalan sesuai dengan waktu yang sudah direncanakan.
- f. Pemeriksaan komponen yang mengalami kerusakan atau komponen yang harus diganti dilakukan dengan baik sehingga tidak ada pekerjaan yang tertinggal yang menyebabkan keterlambatan atau membutuhkan waktu tambahan diluar estimasi yang telah dibuat pada waktu perawatan.
- g. Pelaksanaan perawatan dilakukan dengan metode/prosedur yang sesuai dengan *manual book* walaupun pekerjaan tersebut sudah biasa dilakukan sehingga pekerjaan tersebut dapat dilakukan dengan baik tanpa adanya keraguan dan langkah yang terlewat saat pekerjaan selesai dilakukan dan disiplin waktu maupun metode. Dan koordinasi antara pekerja dengan unit *planning* dapat dilakukan dengan baik.

Berdasarkan data yang didapat, penulis memperoleh penyebab keterlambatan yang terjadi dilapangan yang sulit untuk dikendalikan seperti masalah keterlambatan tersedianya *material/spare part* dimana diperlukan waktu pemesanan dan pengiriman. Oleh karena itu penulis mengusulkan untuk mengalikan *estimasi manhours* dengan 2,5 sebagai alternatif untukantisipasi terjadinya keterlambatan penyelesaian pada perawatan. Nilai 2,5 ini merupakan dari hasil jumlah estimasi *manhours* di MP/jumlah aktual dari Batam Aero Technic (BAT) sesuai hasil wawancara dengan narasumber di unit PPC. Hal ini didasarkan pada pertimbangan menghindari selisih *manhours* pada kenyataannya dan untuk memperkecil terjadinya keterlambatan *manhours* dilapangan. (Sumber: Tila (Wawancara). PPC. 24 Mei 2021. BAT).

Berikut contoh nilai manhours planning yang penulis buat yang mengacu pada maintenance report dan dilakukan perkalian dengan faktor pengali, maka nilai *manhours planning* didapatkan dengan proses sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \text{Manhours Planning} &= \text{Estimasi Manhours} \times 2,5 \\ &= 1,95 \times 2,5 \\ &= 3,9 \text{ Manhours.} \end{aligned}$$

Setelah melakukan perhitungan dengan mengalikan *estimasi manhours* dengan 2,5 maka diperoleh nilai *manhours planning* 3,9 *manhours*.

Berdasarkan analisa yang penulis lakukan yang mengacu pada *maintenance report* dan juga wawancara dengan unit PPC serta dilakukan penelusuran akar penyebab dengan menggunakan diagram *fishbone*, maka diketahui bahwa penyebab keterlambatan pada proses penyelesaian perawatan C01 check terdapat pada kualitas pekerja dalam memahami pekerjaan dilapangan, ketersediaan *material/part*, proses pemesanan dan pengiriman *material/part* yang dipesan diluar negeri, dan penggunaan *tool* yang sudah tidak layak pakai (rusak) dan faktor penyebab lainnya. Dari hasil perhitungan perencanaan yang penulis buat antara estimasi *manhours* pada perencanaan sebelumnya dan dilakukan perkalian pada setiap *jobcard* dengan nilai faktor pengali 2,5 dimana nilai tersebut merupakan dari hasil jumlah estimasi *manhours* di MP/jumlah aktual dari Batam Aero Technic (BAT) dengan perbandingan perencanaan yang telah dibuat oleh unit PPC dengan yang telah dibuat oleh penulis, dapat diketahui bahwa terdapat perbedaan signifikan pada jumlah *manhours*.

4. Kesimpulan

- Berdasarkan analisa yang telah dilakukan pada tugas akhir ini, dapat disimpulkan bahwa:
- a. Evaluasi pelaksanaan *schedule maintenance C01 Check* pada pesawat PKLUM ini terjadi keterlambatan pada proses perawatan C01 *Check* pada pesawat Airbus A320-214 dengan nomor registrasi PK-LUM ini yaitu:
 - 1) Dipengaruhi oleh *tool & equipment* yang digunakan selama proses perawatan terdapat kerusakan sehingga sangat berpengaruh pada proses penyelesaian perawatan.
 - 2) Penyebab selanjutnya yaitu kurangnya pengalaman pada pekerja untuk melakukan pekerjaan yang sebelumnya belum pernah atau kurang memahami pada pekerjaan yang akan dikerjakan sehingga membutuhkan waktu tambahan untuk dapat memahami pekerjaan tersebut dan dapat mempengaruhi pada manhours.
 - 3) Dan penyebab yang terakhir salah satunya dipengaruhi oleh beberapa material terutama pada material konsumsi yang mengalami keterlambatan pada waktu pemesanan dan waktu pengiriman hingga membutuhkan waktu tambahan untuk material tersebut tiba dihanggar dan segera dilakukannya proses perawatan.
 - b. Berdasarkan data yang didapat, penulis memperoleh penyebab keterlambatan yang terjadi dilapangan yang sulit untuk dikendalikan seperti masalah keterlambatan tersedianya material/spare part dimana diperlukan waktu pemesanan dan pengiriman. Oleh karena itu penulis mengusulkan untuk mengalikan estimasi manhours dengan 2,5 sebagai alternatif untukantisipasi terjadinya keterlambatan penyelesaian pada perawatan. Nilai 2,5 ini merupakan dari hasil jumlah estimasi manhours di MP/jumlah aktual dari Batam aero Technic (BAT) sesuai hasil wawancara dengan narasumber di unit PPC. Hal ini didasarkan pada pertimbangan menghindari selisih manhours pada kenyataannya dan untuk memperkecil terjadinya keterlambatan manhours dilapangan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Pratiwi, Retno. 2018. Analisis Perencanaan *Schedule Maintenance* Pesawat KT-1B Woong Bee Di Skadron Teknik 043. Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [2] Wirawan, I Made Pandu. 2018. Analisis *Planning* Dan Evaluasi Pelaksanaan Program Perawatan C01 Check, Additional Task Pesawat ATR 72-600 PK-GAK di PT GMF AeroAsia Tbk. Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [3] Laksmono, Andi Tri. 2005. Analisis Proses Perawatan Pesawat Dengan Menggunakan Konsep Diagram *Fishbone* Dan Metode *Critical Path Method*. Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [4] Kinnison, Harry A. 2013. *Aviation Maintenance Management*. Mc Graw Hill
- [5] Ardhia, Warta. 2012. Jurnal Penelitian Perhubungan Udara Vol. 38 No. 4. Peneliti Pusat Penelitian dan Pengembangan Udara.
- [6] Diagram Fishbone. (2020, Juni 20). Diambil kembali dari Referensi Manajemen Kualitas: <https://sites.google.com/site/kelolakualitas/Diagram-Fishbone>
- [7] Pengertian *cause effect diagram fishbone*. (2016, Juni 27). Diambil kembali dari Ilmu Manajemen Industri: <https://ilmumanajemenindustri.com/pengertian-cause-effect-diagram-fishbonediagram-cara-membuat-ce/>
- [8] Perawatan Pesawat. (2008, Juli 18). Diambil kembali dari aeroBlog: <https://aeroblog.wordpress.com/2008/07/18/perawatan-pesawat/>
- [9] Rita Ummi Hanik, Budi Santosa, Nani Kurniati (t.thn.). Perencanaan Manhours C-Check Maintenance Pada Unit Base Maintenance PT. GMF Aeroasia. academia.

EXPERIMENTAL STUDY OF COOLING SPRAY METHOD ONTO INCLINED HEATED SURFACES

Teguh Wibowo¹, Dedet Hermawan², Agung Prakoso³

^{1,2} Teknik Mesin, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta

³ Aeronautic, Adisutjipto Aerospace Institute of Technology
teguhwibowo76@gmail.com¹

Abstract

Single droplet impingement onto inclined heated surface is studied experimentally. Droplet in the form of aquades is dropped from a fixed height 70 mm to the metal surface with 45° impact angle. This experiment uses 3 types of metals; Stainless Steel AISI 304, Aluminum Alloy 2024, and Copper. All material surfaces are mirror polished and assumed to have the same surface treatment condition. Surface temperatures are 110 °C, 150 °C and 210 °C to determine droplet behavior characteristics. The droplet has 3.0 mm diameter and 28.5 Weber Number (low impact category). In order to analyze droplet behavior in slow motion high velocity camera 4000 fps (frames per second) is used with image resolution 1024 x 768. Data obtained then processed using MATLAB image processing technique to analyze sequence of images visually and quantitatively to determine several parameters; spreading ratio, dimensionless height and contact time. The results showed droplets have different behavior characteristics even at the same surface temperature. Droplet contact time on the copper surface is shorter than aluminum and stainless steel. This is because droplets experienced bouncing due to film boiling regime takes place earlier. Maximum spreading ratio of stainless-steel surfaces is higher than copper because changes of boiling regime on stainless steel surfaces are slower and droplet is still experiencing spreading on the surface.

Keywords : spray cooling, droplet, image processing, spreading ratio, dimensionless height.

1. Pendahuluan

Fenomena pembasahan permukaan padat panas oleh fluida dengan temperatur permukaan yang lebih tinggi dari temperatur jenuh fluida merupakan salah satu penerapan perpindahan kalor dalam proses industri. Beberapa proses industri yang diketahui memanfaatkan fenomena ini antara lain; pendinginan permukaan logam (spray cooling), pelapisan permukaan (spray coating), injeksi bahan bakar ke ruang bakar (direct injection), pemadaman api dengan sistem water sprinkler dan pendinginan reaktor nuklir.

Ketika tetesan fluida jatuh menumbuk permukaan padat perilaku setelah tumbukan dapat dikategorikan dalam 3 perilaku utama; menyebar (spreading), memantul (bouncing) dan menyiprat (splashing). Perilaku spreading dapat dijumpai pada tetesan air yang jatuh mengenai permukaan padat atau pada permukaan basah, misalnya fluida viskos seperti madu. Perilaku bouncing dijumpai pada air yang menumbuk permukaan hidrofobik seperti permukaan daun atau bulu burung. Perilaku splashing dapat dijumpai pada air hujan yang mengenai permukaan kaca mobil. Energi tumbukan yang lebih besar dari daya tarik tegangan permukaan kaca mengakibatkan tetesan pecah menjadi banyak tetesan kecil [1].

Menurut Liu [2] perpindahan kalor dari permukaan panas ke tetesan fluida dipengaruhi oleh beberapa faktor yaitu; diameter tetesan, kecepatan jatuh, sudut tumbukan, suhu fluida, suhu permukaan, kekasaran permukaan, sudut kontak, gaya gravitasi, sifat antarmuka fluida dengan permukaan (pembasahan) dan sifat termofisik material.

Pengaruh konduktivitas termal terhadap perilaku tetesan sebelumnya diteliti oleh Wibowo dkk. [3]. Pada penelitian tersebut dipelajari pengaruh konduktivitas termal terhadap 3 jenis material (Stainless Steel AISI 304, Aluminium Alloy 2024, dan Tembaga) terhadap

dinamika tetesan berurutan (multiple droplets) yang menumbuk permukaan panas pada bidang horizontal.

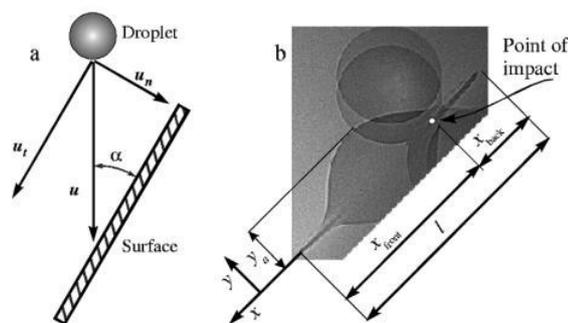
Menurut Chandra dan Avedisian [4] perilaku tetesan fluida dengan permukaan padat panas dipengaruhi oleh energi tumbukan dan suhu permukaan. Jika energi tumbukan tinggi, yang dinyatakan oleh Angka Weber yang tinggi, tetesan mengalami perubahan bentuk dan pecah menjadi tetesan kecil sedangkan jika energi tumbukan rendah tetesan akan menempel di permukaan.

Tumbukan Droplet Pada Permukaan Padat Miring, ketika tetesan fluida jatuh menumbuk permukaan padat horizontal, perilaku tumbukan yang terjadi bergantung kepada kecepatan jatuhnya. Pada kecepatan jatuh yang rendah, tetesan yang awalnya berbentuk bola mengalami perubahan bentuk menjadi bentuk cakram sedangkan pada kecepatan jatuh yang tinggi, tetesan akan menyiprat dan membentuk tetesan yang lebih kecil (sekunder).

Deendarlianto dkk. [5] telah melakukan penelitian mengenai dinamika interface droplet pada permukaan stainless steel-grade 304 (SUS 304) yang dipanaskan. Variasi sudut kemiringan yang digunakan adalah 15° , 30° dan 45° dengan diameter rata-rata droplet adalah $500\ \mu\text{m}$ dan $700\ \mu\text{m}$. Dari hasil pengujian diperoleh data visualisasi bahwa terdapat dua jenis ukuran droplet yang teridentifikasi. Pada temperatur rendah, droplet yang dilepaskan teridentifikasi karena proses evaporation yang terjadi. Namun pada temperatur tinggi yang terjadi adalah proses bouncing.

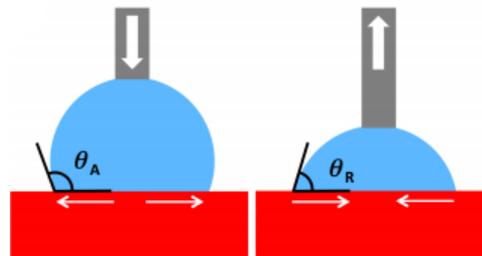
Pada permukaan miring, perbedaan kecepatan penyebaran lamela ke arah depan dan ke arah belakang akan meningkat seiring turunnya sudut tumbukan. Ketika penyebaran lamella arah belakang mencapai nilai maksimum, kecepatan radialnya mendekati nol. Saat itu terjadi, bagian ujung belakang permukaan kaca (yang mempunyai kebasahan tinggi) akan tetap sementara bagian ujung belakang permukaan lilin (yang mempunyai kebasahan rendah) akan meluncur ke depan. Untuk tumbukan yang tegak lurus (normal), penyebaran ini akan sama (simetris).

Geometri tumbukan pada permukaan miring ditunjukkan oleh Gambar 1a. Kecepatan jatuh tetesan (u) tersusun dari vektor kecepatan normal (u_n) dan vektor kecepatan tangensial (u_t), yang nilainya ditentukan oleh sudut tumbukan (α). Ketika tetesan menumbuk permukaan padat miring maka bentuk tetesan akan terdistorsi dan menyebar secara asimetris dari titik tumbukan, sebagaimana ditunjukkan oleh Gambar 1b. Pemanjangan (*elongation*) dan asimetri bentuk belakang ke depan (x_{front} atau x_{back}) akan meningkat seiring waktu. Bagian ujung depan tetesan akan menyebar ke depan sedangkan bagian ujung belakang akan menyebar ke belakang atau ikut meluncur ke depan. Nilai x_{front} dan x_{back} didefinisikan mempunyai nilai positif sesuai sistem koordinat pada gambar yang mengacu titik tumbukan.



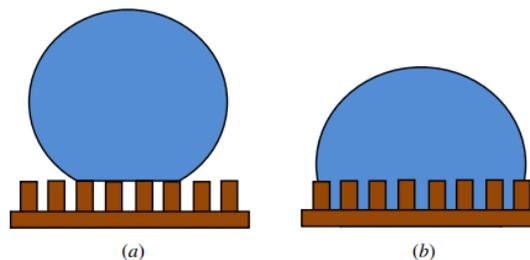
Gambar 1. a) Vektor Kecepatan Jatuh Pada Permukaan Miring; b) Tumbukan Pada Permukaan Miring [6]

Dalam kondisi aktual perubahan sudut yang terjadi dapat diukur. Sudut kontak terbesar yang dihasilkan disebut sebagai sudut kontak *advancing* (θ_{adv}) sedangkan sudut kontak terkecil yang dihasilkan disebut sebagai sudut kontak *receding* (θ_{rec}). Beda antara sudut kontak yang condong (θ_{adv}) dan sudut kontak surut (θ_{rec}), diformulasikan sebagai Sudut Kontak Histerisis, $H = \theta_{adv} - \theta_{rec}$. Untuk memperoleh sudut kontak dinamis dapat dilakukan secara sederhana dengan meniup (*inflating*) atau menghisap (*deflating*) sebuah tetesan diam (*sessile drop*).



Gambar 2. Sudut Kontak Dinamis [7]

Besar sudut kontak di permukaan selain ditentukan oleh energi permukaan juga dipengaruhi oleh tekstur permukaan. Terdapat 2 model yang digunakan sebagai pendekatan keterbasahan pada tekstur permukaan yaitu *non-wetting* (Cassie-Baxter) atau *wetting* (Wenzel), sebagaimana ditunjukkan oleh gambar berikut.



Gambar 3. Morfologi Tetesan Saat Kontak Dengan Permukaan; a) Cassie-Baxter; b) Wenzel [8]

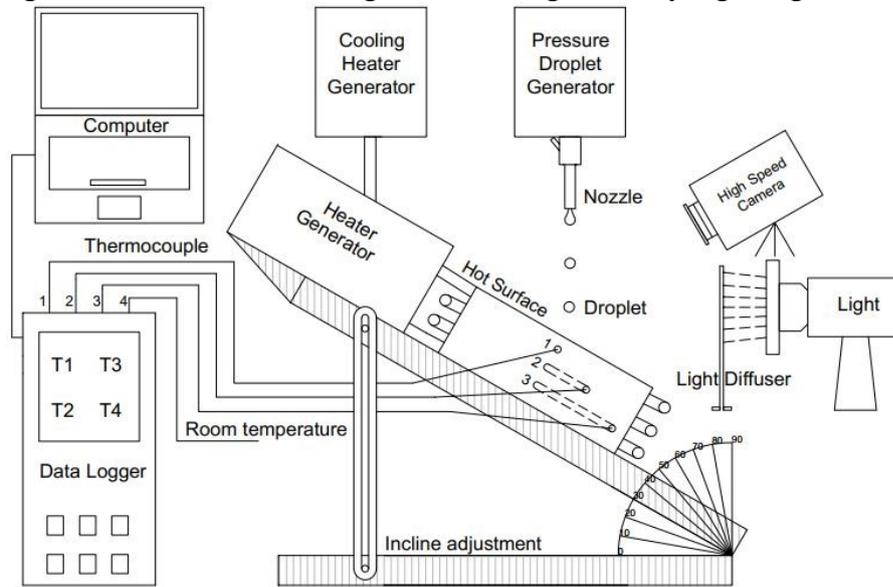
Kajian eksperimental pengaruh dinamika tumbukan single droplet pada permukaan panas yang datar telah banyak dilakukan di Indonesia. Bilangan Weber, jenis material yang digunakan, serta frekuensi droplet sangat berpengaruh terhadap pola tumbukan droplet. Oleh karena itu, perlu dilakukan kajian eksperimental lanjutan untuk melihat pengaruh dinamika tumbukan multiple droplets khususnya pada permukaan miring 45° aluminium, tembaga dan stainless steel yang panas.

2. Metode Penelitian

Proses penelitian yang dilakukan adalah sebagai berikut:

- a. Pertama, semua alat dan bahan disiapkan. Rangkaian alat uji sesuai dengan skema penelitian pada Gambar 4. Permukaan aluminium diatur dengan kemiringan tertentu yaitu 45° . Selanjutnya, reservoir diisi dengan menggunakan fluida cair. Fluida yang digunakan adalah aquades. Spesimen yang akan diuji kemudian dipasang pada dudukan heater sampai posisinya sejajar dengan nozzle. Lalu, ketinggian jatuhnya droplet diukur dari permukaan spesimen dengan bilangan Weber medium. Kemudian, Thermocouple dipasang di beberapa titik: 2 pada spesimen, 1 di dudukan heater dan 1 untuk temperatur ruangan. Software Lutron berfungsi sebagai display dari temperatur yang dihasilkan dari kompor induksi, sekaligus pengatur dari naik turunnya temperatur yang diinginkan. Selanjutnya, kamera Phantom yang berfungsi sebagai high speed camera dengan

kecepatan 4000 fps dipasang dan disambungkan ke komputer. Software PCC digunakan untuk mengontrol kamera Phantom agar sesuai dengan hasil yang diinginkan.



Gambar 4. Peralatan uji

- b. Adapun frekuensi tetesan yang digunakan pada penelitian ini yaitu berkisar antara 3-5 tetes/detik. Waktu relay membuka atau menutup diatur dengan menggunakan kontrol Arduino agar jumlah tetesan droplet bisa diatur. Selanjutnya, eksperimen dilakukan untuk menentukan jumlah tetesan yang diinginkan dengan cara melihat tetesan droplet dengan posisi slow motion pada komputer. Lalu, kompor induksi dinyalakan untuk memanaskan material stainless steel agar sesuai dengan temperatur yang akan kita uji yaitu 110°C - 210 °C.
- c. Hasil dari video diolah menjadi kumpulan Gambar kemudian diolah kembali menggunakan software image processing untuk mengetahui nilai *spreading factor* (d/d_0), *apex height* (h/d_0). Lalu, langkah-langkah di atas diulangi untuk mengganti parameter pengujian yang lainnya.

3. Hasil dan Analisis

Penelitian ini menggunakan 3 jenis logam uji yaitu; *Stainless Steel* AISI 304, *Aluminium Alloy* 2024 dan Tembaga. yang dipilih berdasarkan kenaikan angka konduktivitas termalnya. Semua material berbentuk cakram (*disc*) dengan diameter 50 mm dan tebal 12 mm. Untuk memberikan energi permukaan yang sama pada semua logam uji maka pada masing-masing material digosok halus (*mirror polished*).

Tabel 1. Propertis Termal Logam Uji (Wibowo dkk., 2018)

Material Properties	Stainless Steel AISI 304	Aluminum Alloy 2024	Pure Copper
Conductivity, K (W/m.K)	14,9	177	401
Density, ρ (kg/cm ³)	7900	2770	8933
Specific heat, C_p (J/kg.K)	477	875	385

Tetesan fluida yang digunakan adalah air murni (*aquades*). Air murni merupakan salah satu fluida Newtonian. Fluida Newtonian adalah fluida yang mempunyai kurva tegangan dan regangan yang linier. Viskositasnya tidak berubah ketika mendapat gaya luar. Viskositas hanya

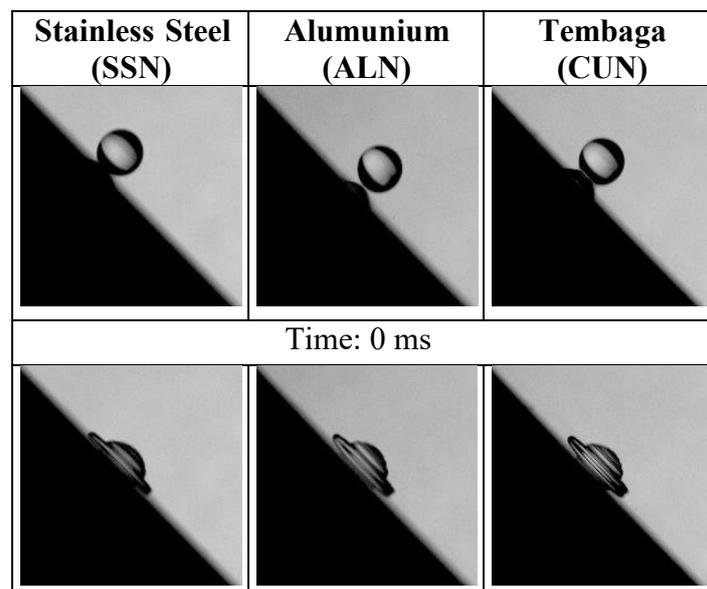
berubah jika tekanan dan temperatur fluida berubah. Pada penelitian ini tetesan fluida dan logam uji berada dalam temperatur ruangan dan diasumsikan tidak berpengaruh terhadap propertis fluida tetesan.

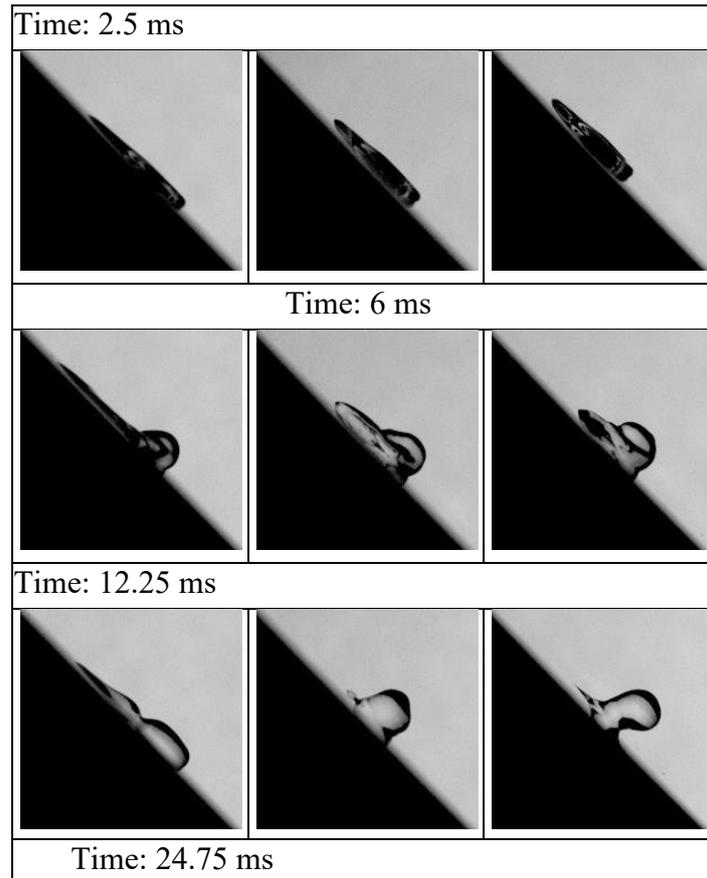
Fenomena diamati selama waktu kontak yaitu ketika tetesan masih menyentuh permukaan logam uji sebelum akhirnya mengalami bouncing. Rentang temperatur pengamatan adalah $100^{\circ}\text{C} - 210^{\circ}\text{C}$ dengan fokus pembahasan perilaku ketika terjadi perubahan rejim pendidihan pada temperatur $100^{\circ}\text{C} - 210^{\circ}\text{C}$. Untuk menyelidiki perilaku tetesan dalam gerakan lambat digunakan kamera kecepatan tinggi yang merekam 4000 fps (frame per second) dengan resolusi gambar 1024 x 768.

a. Analisa Perilaku Tumbukan Pada Temperatur Permukaan 100°C

Pengamatan terhadap permukaan logam uji dilakukan dalam 2 kondisi rentang temperatur permukaan; $100^{\circ}\text{C} < T_w < T_{Leid}$ dan $T_w \geq T_{Leid}$, dengan T_w adalah temperatur permukaan dan T_{Leid} adalah Temperatur Leidenfrost. Menurut Chandra dan Avedisian (1991), pada kondisi pertama nilai β naik hingga mencapai nilai maksimum kemudian turun ketika cairan mulai mengalami *recoil* atau mengalami evaporasi. Pada kondisi kedua, nilai β naik hingga mencapai beberapa kali nilai maksimum karena tetesan mengalami *recoil/rebound/evaporation* dari permukaan. Menurut kategori berdasarkan Angka Weber Normal (We_n 30) data hasil penelitian dikatakan mempunyai energi awal tipe menengah (*moderate impact*). Pada tetesan yang menumbuk permukaan padat dengan energi awal tipe menengah, tegangan permukaan bertindak seperti pegas, menyerap energi kinetik saat tumbukan kemudian menghasilkan gaya pengembalian yang mengakibatkan tetesan berperilaku *recoil* hingga akhirnya mengalami *bouncing*.

Pengamatan dimulai pada temperatur permukaan (T_w) 100°C yang merupakan temperatur jenuh air pada tekanan 1 atm namun masih berada di bawah Temperatur Leidenfrost ($100^{\circ}\text{C} < T_w < T_{Leid}$). Visualisasi perilaku menunjukkan selama waktu kontak tetesan mengalami perubahan bentuk sebelum akhirnya mencapai keseimbangan diameter pembasahan. Perubahan bentuk ini dimulai dari; tetesan menyentuh permukaan, menyebar (*spreading*) asimetris dari titik tumbukan hingga mencapai penyebaran maksimum dan mengalami recoil. Setelah mengalami recoil tetesan kemudian mengalami *spreading* kembali karena pengaruh gravitasi dan sebelum akhirnya pembentukan lamella di permukaan mengalami perlambatan dan mencapai diameter penyebaran konstan.



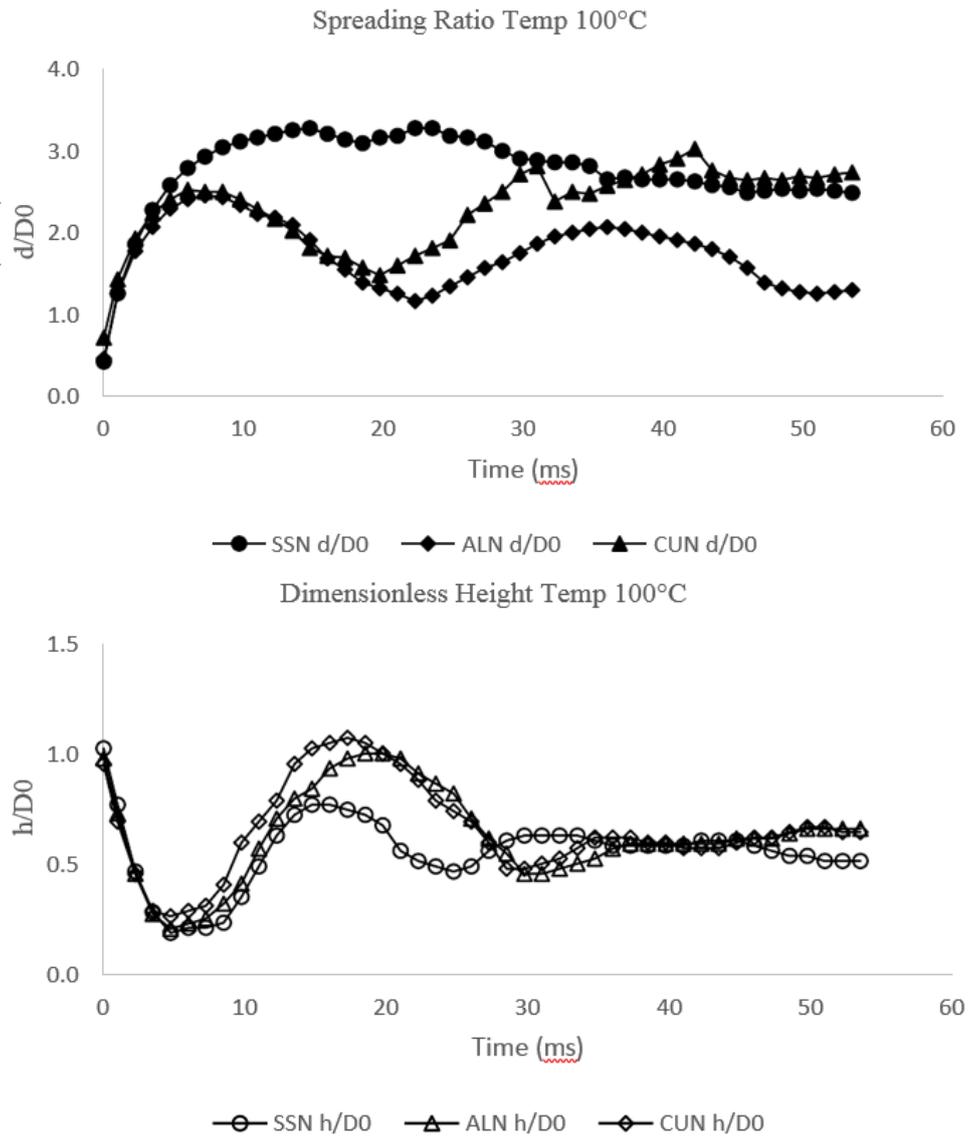


Gambar 5. Visualisasi Perilaku Tetesan ($\alpha = 45^\circ$) Temperatur Permukaan 100°C

Perilaku *dimensionless height* tetesan dijelaskan oleh Mitrakusuma [9] dalam penelitiannya mengenai perilaku tetesan saat menumbuk permukaan padat mengatakan, selain menyebar di permukaan, tinggi puncak tetesan dari permukaan (h) juga akan berubah dan mengalami osilasi. Hal ini diakibatkan oleh kesetimbangan antara gaya kohesi dan adhesi fluida dan permukaan. Perilaku ini dipengaruhi oleh Angka Weber.

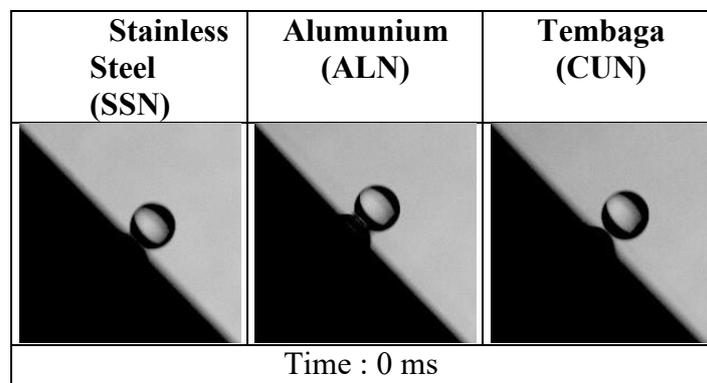
Diketahui Angka Weber merupakan fungsi dari diameter awal tetesan dan fungsi kecepatan jatuh sedangkan kecepatan jatuh sendiri merupakan fungsi dari ketinggian jatuhnya. Ketika tetesan dijatuhkan dan menumbuk permukaan padat, energi kinetik yang terkandung dalam tetesan akan diubah menjadi perubahan ketinggian tetesan di permukaan. Selama kontak dengan permukaan terjadi interaksi antara gaya kohesi, gaya adhesi dan gaya tegangan permukaan hingga akhirnya gaya-gaya tersebut mencapai keseimbangan. Selama osilasi, permukaan tembaga memiliki apex yang paling tinggi (1,05). Berdasarkan data diameter awal tembaga mempunyai diameter yang lebih besar daripada aluminium sehingga Angka Webernya juga lebih besar.

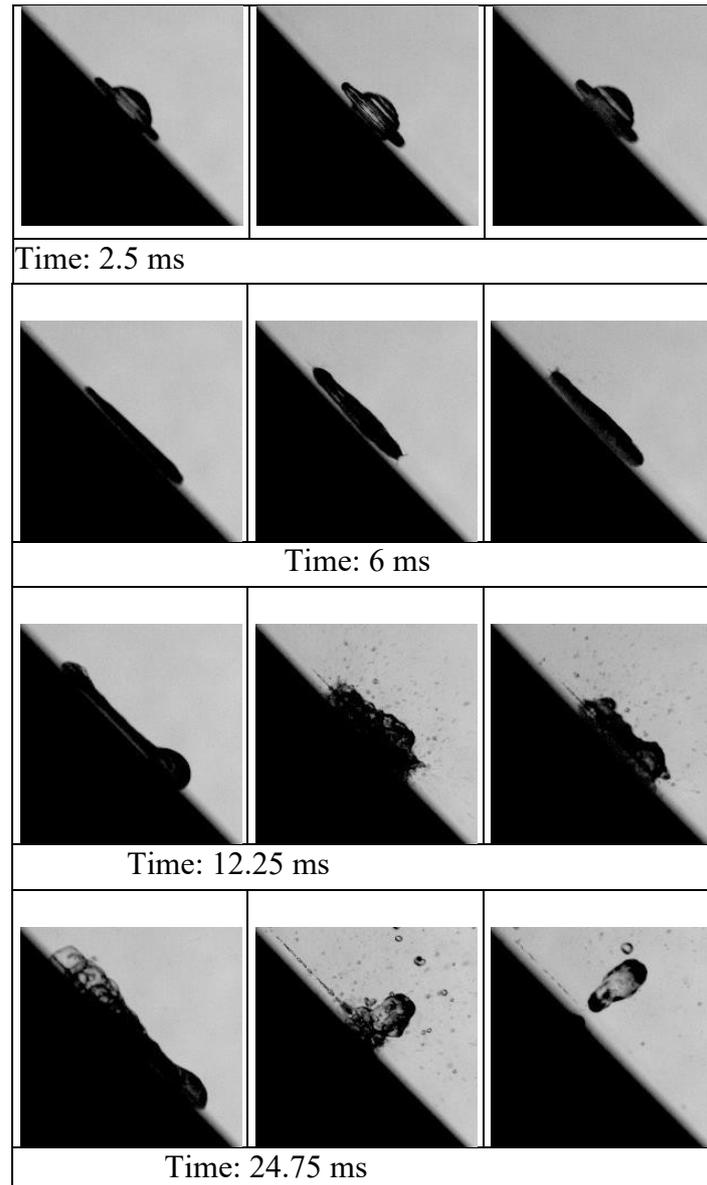
Berdasarkan hasil perhitungan secara kuantitatif yang ditampilkan dalam bentuk grafik dijumpai tetesan mengalami osilasi spreading ratio dan dimensionless height. Tetesan yang menumbuk permukaan stainless steel mempunyai spreading ratio paling tinggi (3,28) jika dibandingkan tembaga (3,02) dan aluminium (2,5). Pada stainless steel setelah mencapai spreading ratio maximum, tetesan mengalami penurunan spreading ratio hingga mencapai keseimbangan. Pada permukaan aluminium dan tembaga, tetesan mengalami fluktuasi *spreading ratio maximum* karena pengaruh gravitasi.



Gambar 6. Spreading factor dan dimensionless height pada temperatur 100°C

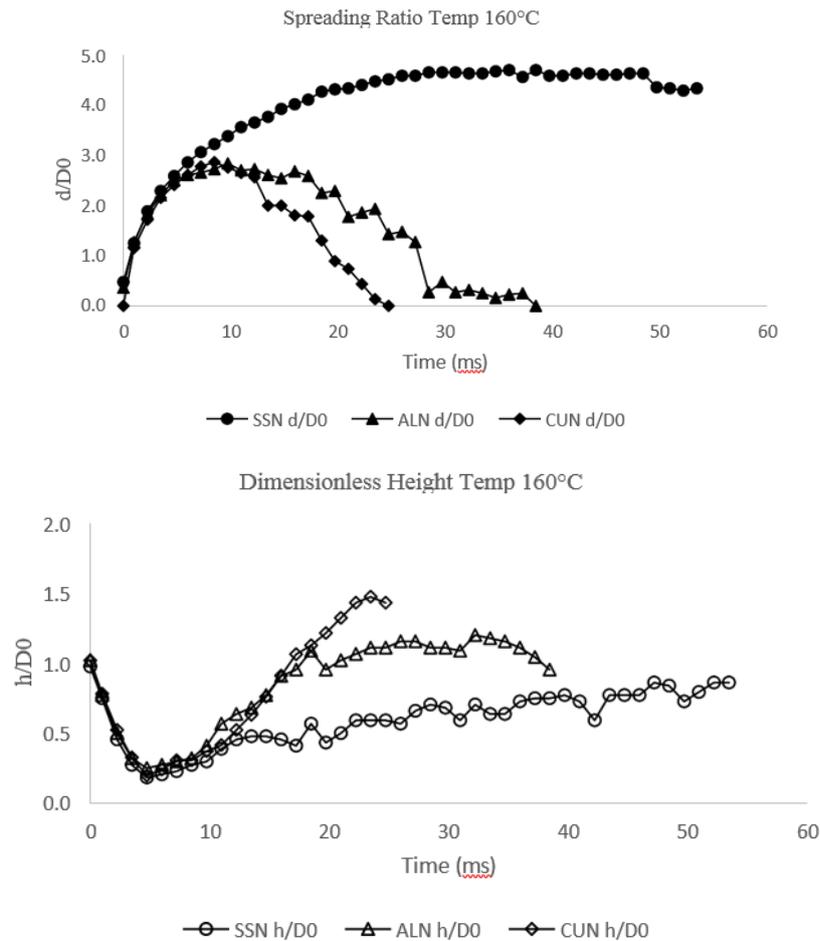
b. Analisa Perilaku Tumbukan Pada Temperatur Permukaan 160°C





Gambar 7. Visualisasi perilaku petesan ($\alpha = 45^\circ$) temperatur permukaan 160°C

Pengamatan pada temperatur permukaan 160°C menunjukkan semua rejim pendidihan (natural convection, nucleate boiling, transition boiling, film boiling) terjadi pada permukaan alumunium dan tembaga sedangkan pada permukaan stainless steel rejim pendidihan yang terjadi natural convection dan nucleate boiling. Pada stainless steel selama mengalami perubahan rejim pendidihan tetesan masih menyebar di permukaan sedangkan pada alumunium dan tembaga setelah mengalami film boiling tetesan mengalami bouncing. Pada permukaan alumunium dan tembaga dijumpai sebagian besar tetesan mengalami evaporasi. Perilaku bouncing terjadi lebih awal pada permukaan tembaga disusul oleh alumunium.



Gambar 8. *Spreading factor* dan *dimensionless height* temperatur 160°C

Berdasarkan grafik dijumpai tetesan yang menumbuk permukaan stainless steel mencapai spreading ratio paling tinggi (4,7) jika dibandingkan tembaga (2,8) dan aluminium (2,76). Pada permukaan stainless steel selama perubahan fase pendidihan tetesan mengalami kenaikan spreading ratio hingga mencapai nilai maksimum. Pada permukaan aluminium dan tembaga tetesan mengalami perubahan rejim pendidihan yang mengakibatkan penurunan spreading ratio yang signifikan. Hal ini disebabkan telah terjadi kehilangan massa tetesan karena mengalami evaporasi sehingga diameter pembasahan pada permukaan berkurang. Selain massanya berkurang pada tetesan juga terjadi bouncing. Pada pengamatan terhadap dimensionless height permukaan tembaga sebelum mengalami bouncing tetesan mencapai nilai dimensionless height maksimum (1,48).

Pengamatan terhadap sudut kontak receding menunjukkan permukaan aluminium dan tembaga selama perubahan fase pendidihan terjadi fluktuasi sudut kontak yang menunjukkan penurunan pembasahan permukaan. Sebelum mengalami bouncing terjadi kenaikan sudut kontak yang signifikan. Pembasahan pada permukaan stainless steel adalah yang paling baik karena selama perubahan fase pendidihan, tetesan masih menyebar di permukaan. Pengamatan terhadap sudut kontak advancing menunjukkan pada permukaan stainless steel tetesan mengalami fluktuasi sudut kontak selama perubahan fase pendidihan. Pada permukaan aluminium dan tembaga tetesan terjadi kenaikan sudut kontak yang drastis sebelum mengalami bouncing.

Kecepatan luncur pada posisi *rear* menunjukkan fluktuasi yang signifikan pada permukaan aluminium dan tembaga karena sebagian besar massa tetesan mengalami evaporasi sehingga titik kontakanya bergeser. Perubahan kecepatan luncur pada permukaan *stainless steel*

sangat kecil sehingga dikatakan tidak bergerak. Pengamatan terhadap kecepatan luncur pada posisi *front* menunjukkan pada semua logam uji mengalami fluktuasi naik-turun yang kontras karena mengalami *recoil* dan *bouncing*. Kecepatan luncur negatif diartikan titik kontak bergeser menjauhi arah jatuh tetesan.

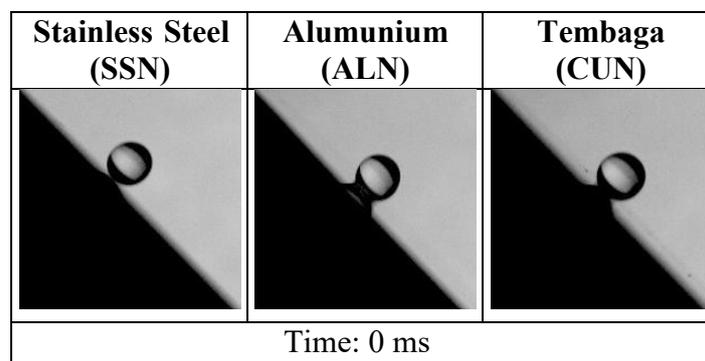
c. Analisa Perilaku Tumbukan Pada Temperatur Permukaan 210°C

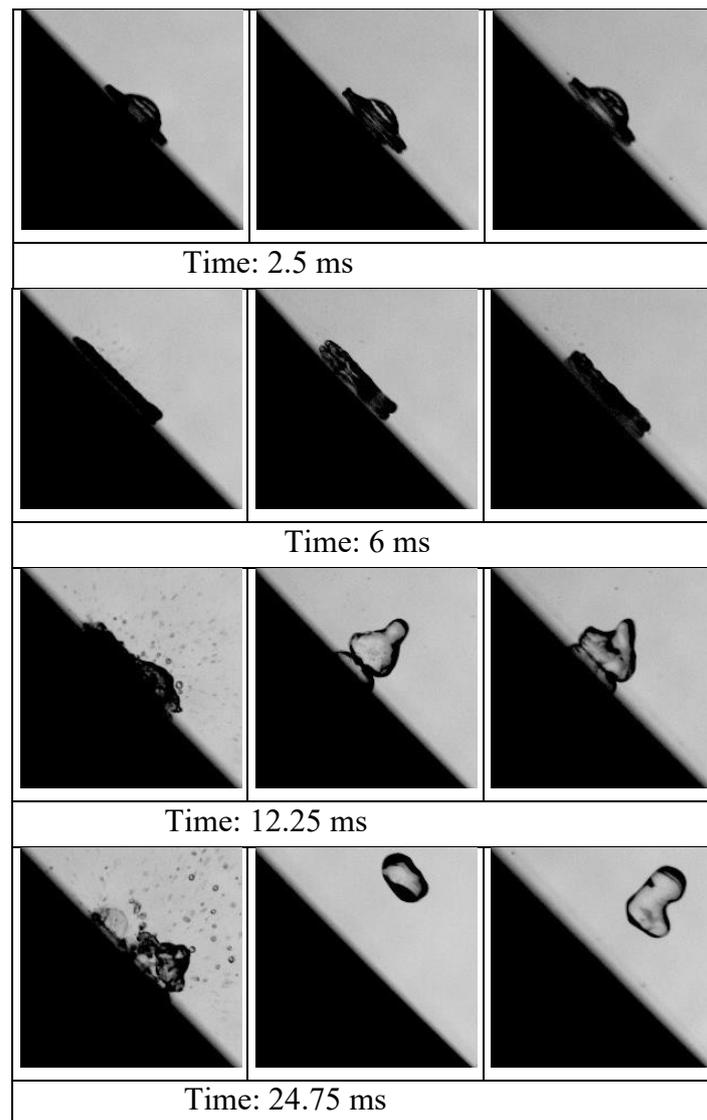
Pengamatan pada temperatur permukaan 210°C menunjukkan bahwa pada semua logam uji terjadi rejim pendidihan natural convection, nucleate boiling, transition boiling dan film boiling. Pada semua permukaan ditemukan tetesan mengalami *bouncing*. Berdasarkan perilakunya tampak bahwa temperatur permukaan sudah berada di atas Temperatur Leidenfrost ($T_w \geq T_{Leid}$, dengan T_w adalah temperatur permukaan dan T_{Leid} adalah Temperatur Leidenfrost). Perilaku utama yang dikenali pada temperatur tersebut adalah nilai β naik hingga mencapai beberapa kali nilai maksimum karena tetesan mengalami rebound dari permukaan.

Berdasarkan gambar dijumpai tetesan yang menumbuk permukaan stainless steel mencapai spreading ratio paling tinggi (2,88) jika dibandingkan tembaga (2,23) dan alumunium (2,17). Pada permukaan stainless steel setelah mencapai nilai spreading ratio maksimum tetesan mengalami penurunan spreading ratio hingga akhirnya mengalami *bouncing*. Pada permukaan alumunium dan tembaga juga dijumpai tren yang sama yaitu setelah mencapai nilai spreading ratio maksimum tetesan penurunan spreading ratio hingga akhirnya mengalami *bouncing*. Pengamatan terhadap dimensionless height menunjukkan pada permukaan alumunium sebelum mengalami *bouncing* tetesan mencapai nilai dimensionless height maksimum (1,87).

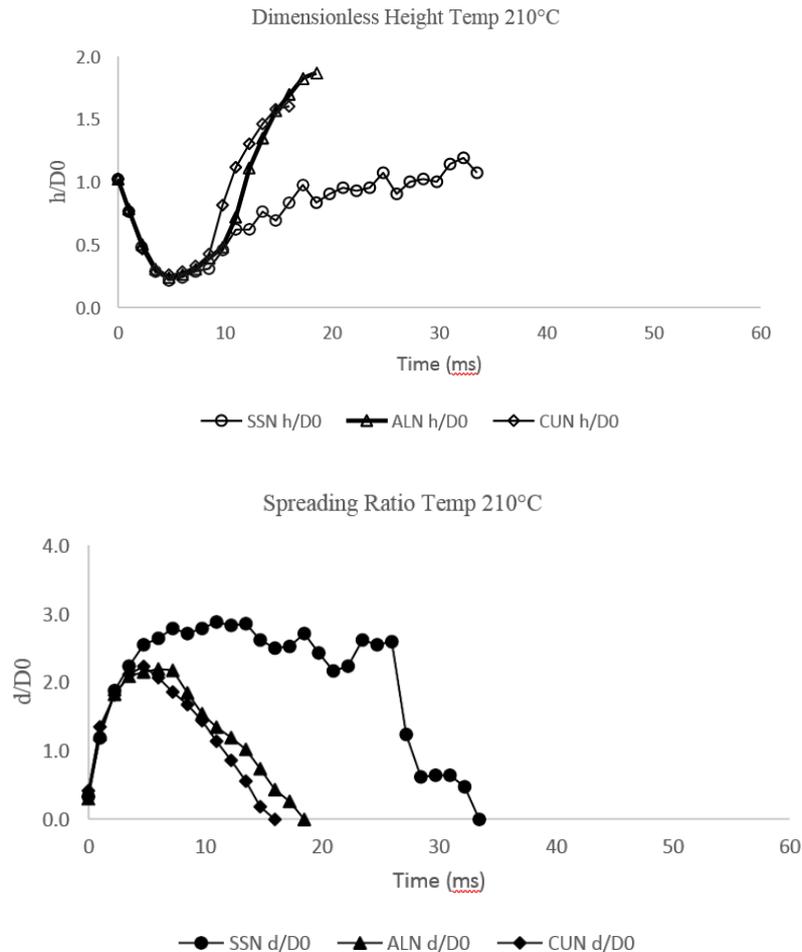
Pengamatan terhadap perilaku tetesan berdasarkan sudut kontak receding menunjukkan perilaku hidrofobik pada semua permukaan. Sebelum *bouncing* tetesan mengalami kenaikan sudut kontak yang drastis. Pengamatan terhadap sudut kontak advancing menunjukkan perilaku tetesan pada semua permukaan tetesan terjadi kenaikan sudut kontak yang drastis (hidrofobik) sebelum *bouncing*.

Pengamatan terhadap kecepatan luncur pada posisi rear menunjukkan fluktuasi yang signifikan pada permukaan stainless steel karena sebagian besar tetesan mengalami evaporasi. Selain fluktuasi tersebut kecepatan luncur pada permukaan stainless steel sangat kecil mendekati nol. Pengamatan terhadap kecepatan luncur pada posisi front menunjukkan pada permukaan alumunium dan tembaga tetesan mengalami fluktuasi kecepatan luncur sebelum *bouncing*.





Gambar 9. Visualisasi perilaku tetesan ($\alpha = 45^\circ$) pada temperatur 210°C



Gambar 10. *Spreading Factor* dan *Dimensionless Height* temperatur 210°C

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil pengolahan dan analisa data, maka dapat disimpulkan Penelitian mengenai variasi material terhadap perilaku tetesan pada permukaan padat miring dengan sudut tumbukan 45° dengan temperatur 100°C - 210°C dapat disimpulkan:

- Faktor penyebaran maksimum droplet pada permukaan logam uji tembaga dan alumunium terjadi pada temperatur 130°C. Pada material *stainless steel* faktor penyebaran maksimum terjadi pada temperatur 150°C..
- Pada permukaan *stainless steel* tetesan fluida terlibat kontak dengan permukaan paling lama jika dibandingkan alumunium dan tembaga. Waktu kontak tetesan fluida pada permukaan tembaga adalah yang paling singkat dari semua logam uji.
- Pada permukaan *stainless steel*, regim pendidihan *nucleate boiling* mulai muncul pada temperatur 130°C yang ditandai munculnya gelembung kecil di dalam tetesan sedangkan regim pendidihan *film boiling* baru muncul pada temperatur permukaan 210°C.
- Pada permukaan alumunium regim pendidihan *nucleate boiling* mulai muncul pada temperatur 120°C sedangkan *film boiling* muncul lebih awal pada temperatur permukaan 160°C. Pada permukaan tembaga regim pendidihan *nucleate boiling* mulai muncul pada temperatur 120°C sedangkan *film boiling* muncul paling awal jika dibandingkan logam uji lainnya yaitu temperatur permukaan 150°C.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Durickovic, Bojan and Varland, Kathleen, 2005, *Between Bouncing and Splashing: Water Drops on a Solid Surface*, Technical Report, University of Arizona
- [2] Liu, H., 1999, *Science and Engineering of Droplets*, Noyes Publications, Park Ridge, New Jersey, U.S.A.
- [3] Wibowo, T., Widyatama, A., Kamal, S., Deendarlianto, Indarto, 2018, *The Effects of The Material Conductivity on The Dynamics Behavior of The Multiple Droplets Impacting onto Hot Surface*, AIP Conference Proceedings
- [4] Chandra, S., Avedisian, C.T., 1991, *On the Collision of a Droplet with a Solid Surface*, *Proc. Math. Phys. Sci*, Vol.432, pp.13-41.
- [5] Deendarlianto, Takata, Y., Kohno, M., Hidaka, S., Wakui, T., Majid, A.I., Kuntoro, H.Y., Indarto, Widyapharaga, A., 2016, *The Effects of The Surface Roughness on The Dynamic Behavior of The Successive Micrometric Droplets Impacting onto Inclined Hot Surfaces*, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol.101, pp.1217–1226.
- [6] Sikalo, S. Tropea, C., Ganic, E.N., 2005, *Impact of Droplets onto Inclined Surfaces*, *Journal of Colloid and Interface Science*, Vol.286, pp.661–669.
- [7] Varagnolo, Silvia, 2016, *Study and Control of Drop Motion on Inclined Surface*, Dissertation, University Degli Studi Di Padova
- [8] Dash, S., Kumari, N., Garimella, S.V., 2011, *Characterization of Ultrahydrophobic Hierarchical Surfaces Fabricated Using Single-Step Fabrication Methodology*, *J. Micromech. Microeng.* 21 (2011) 105012 (12pp).
- [9] Mitrakusuma, W.H., et al., 2017, *The dynamics of the water droplet impacting onto hot solid surfaces at medium Weber numbers*, *Heat Mass Transfer* 53, 3085–3097

ANALISIS TENSILE STRENGTH KOMPOSIT SERAT DAUN AGEL BERORIENTASI ARAH 0 DERAJAT DENGAN VARIASI MATRIKS

Lazuardy Rahendra P

Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
lazuardy@itda.ac.id

Abstract

Composite is a material that is made by combining two types of materials that have different properties. Composites material made of natural fiber continue to be researched and developed to become an alternative material for metal substitutes. Natural fibers have advantages such as environmentally friendly, low density, recyclable, biodegradable, non-toxic, low cost, and good non-abrasive and heat retaining properties. The test carried out is a tensile test that is adjusted to the ASTM D3039 test standard using a Universal Testing Machine (UTM) tool to obtain stress and strain values. The results of the tensile strength of the agel leaf fiber composite material with an epoxy matrix with fiber direction 00 is 9.588294 MPa and with a polyester matrix in same direction 00 is equal to 7,236818 MPa.

Keywords : composite material, agel leaf, epoxy, polyester, tensile strength, universal testing machine

1. Pendahuluan

Komposit merupakan salah satu material di dalam dunia teknik yang dibuat dengan penggabungan dua macam bahan yang mempunyai sifat berbeda menjadi satu material baru dengan sifat yang berbeda pula. Komposit dari bahan serat alam terus diteliti dan dikembangkan guna menjadi bahan alternatif pengganti logam [1][2]. Hal ini disebabkan sifat dari serat komposit yang umumnya kuat dan mempunyai berat yang lebih ringan dibandingkan dengan logam. Susunan komposit serat terdiri dari serat dan matriks sebagai bahan pengikatnya. Selain itu, serat alam memiliki kelebihan seperti ramah lingkungan, massa jenis rendah, dapat didaur ulang, dapat diurai oleh alam, tidak beracun, biaya rendah, serta sifat non-abrasif dan penahan panas yang baik. Walaupun serat alam memiliki banyak kelebihan, namun pada dasarnya serat alam memiliki kekurangan seperti ukurannya yang bervariasi atau tidak sama satu dengan lainnya, dan tingkat kelembaban yang tinggi. Indonesia merupakan negara kepulauan yang terdiri dari berbagai macam jenis tumbuh-tumbuhan yang tersebar diseluruh daratan di Indonesia. Salah satu contoh tumbuhan yang ada di Indonesia adalah pohon gebang yang banyak ditemui di daerah Kulon Progo, Daerah Istimewa Yogyakarta (DIY). Pohon gebang ini banyak dimanfaatkan oleh masyarakat Kulon Progo untuk dijadikan kerajinan tangan yang mana memanfaatkan serat daun dari pohon gebang yang dikenal dengan istilah serat daun agel. Serat daun agel ini memiliki sifat yang kuat menahan beban. Serat-serat dari alam ini banyak diteliti untuk dikembangkan menjadi bahan campuran komposit[3][4]

2. Metode Penelitian

a. Metode Manufaktur Spesimen Komposit

Metode *hand lay up* adalah metode yang paling sederhana dan merupakan proses dengan metode terbuka dari proses fabrikasi komposit dengan cara menuangkan resin ke dalam cetakan yang sudah terdapat serat didalam cetakan, kemudian memberi tekanan sekaligus meratakannya menggunakan rol atau kuas dan dilakukan berulang-ulang hingga ketebalan yang diinginkan[5][6].

b. Variasi Matriks

Pada penelitian ini memiliki variasi resin yakni resin epoxy dan resin polyester. Resin epoxy merupakan jenis resin termoset. Resin epoxy mempunyai kegunaan yang dalam industri kimia teknik, listrik, mekanik, dan sipil sebagai bahan perekat, cat pelapis, dan benda-benda cetakan. Resin epoxy mempunyai ketahanan kimia yang baik, tahan terhadap suhu tinggi, sedikit mengalami penyusutan, kekuatan mekanis yang baik. Adhesive ini memiliki kelemahan tidak tahan terhadap larutan asam. Resin epoxy berbentuk cair dengan 2 campuran, satu *epoxy hardener tipe general purpose* (polyaminoamida), kedua epoxy resin tipe general purpose (bisphenola epichlorohidrin) dengan perbandingan 1:2. Produk resin epoxy merupakan kondensat dari isfenol dan epichlorohidrin. Resin epoxy dengan pengeras dan menjadi unggul dalam kekuatan mekanis dan ketahanan kimia. Sifatnya bervariasi bergantung pada jenis, kondisi dan pencampuran dengan pengerasnya. Sifat lain adalah mempunyai kekuatan tinggi.

Matriks termoset yang kedua yaitu polyester BQTN 157. Dalam kebanyakan hal ini disebut polyester saja. Karena berupa resin cair dengan viskositas yang relatif rendah, mengeras pada suhu kamar dengan menggunakan katalis tanpa menghasilkan gas sewaktu pengesetan seperti banyak resin lainnya. Sifat resin ini adalah kaku dan getas. Mengenai sifat thermal karena banyak mengandung monomer stiren, maka suhu deformasi thermal lebih rendah daripada resin lainnya termoset lainnya. Resin ini mempunyai karakteristik yang khas yaitu dapat di buat kaku dan fleksibel, transparan, dapat diwarnai, tahan air, tahan bahan kimia dan cuaca.

c. Persiapan Serat Alam

NaOH merupakan larutan basa yang tergolong mudah larut dalam air dan termasuk basa kuat yang dapat terionisasi dengan sempurna. Larutan basa memiliki rasa pahit, dan jika mengenai tangan terasa licin seperti sabun. Pada komposit yang diperkuat dengan serat tanpa perlakuan, maka ikatan antara serat dan matrik menjadi tidak sempurna karena terhalang oleh lapisan yang menyerupai lilin di permukaan serat. Perlakuan NaOH bertujuan untuk melarutkan lapisan yang menyerupai lilin di permukaan serat, seperti *lignin*, *hemiselulosa*, dan kotoran lainnya. Dengan hilangnya lapisan lilin ini maka ikatan antara serat dan matriks menjadi lebih kuat, sehingga kekuatan mekanik komposit menjadi lebih tinggi khususnya kekuatan tarik.

d. Metode Uji Tarik

Pengujian tarik yaitu pengujian yang bertujuan untuk mendapatkan gambaran tentang sifat-sifat dan keadaan dari suatu bahan atau untuk mendapatkan nilai kekuatan dari suatu penggabungan. Pengujian tarik dilakukan dengan penambahan beban secara perlahan-lahan, kemudian akan terjadi pertambahan panjang yang sebanding dengan gaya yang bekerja. Kesebandingan ini terus berlanjut sampai bahan sampai titik *propotionality limit*. Setelah itu pertambahan panjang yang terjadi sebagai akibat penambahan beban tidak lagi berbanding lurus, pertambahan beban yang sama akan menghasilkan penambahan panjang yang lebih besar dan suatu saat terjadi penambahan panjang tanpa ada penambahan beban, batang uji bertambah panjang dengan sendirinya. Hal ini dikatakan batang uji mengalami *yield* (luluh). Keadaan ini hanya berlangsung sesaat dan setelah itu akan naik lagi. Kenaikan beban ini akan berlangsung sampai mencapai maksimum, untuk batang yang ulet, beban mesin tarik akan turun lagi sampai akhirnya putus. Pada saat beban mencapai maksimum, batang uji mengalami pengecilan penampang setempat (*local necking*) dan penambahan panjang terjadi hanya di sekitar necking tersebut. Pada batang getas tidak terjadi *necking* dan batang akan putus pada saat beban maksimum. Pengujian tarik pada umumnya harus dilakukan berdasarkan standar uji yang sudah ditetapkan salah satunya adalah ASTM (*American Society for Testing and Materials*).

Untuk pengujian tarik pada penelitian digunakan ASTM D-3039. Kekuatan tarik maksimum secara matematis diformulasikan dengan rumus sebagai berikut :

$$F^{tu} = P^{max} / A$$

$$\sigma_i = P_i / A \quad (1)$$

Untuk mendapatkan nilai statistik dalam setiap pengujian yaitu perhitungan rata-rata (*average*), standar deviasi (*standard deviation*) dan koefisien variasi (*coefficient of variation*) yang ditentukan oleh rumus sebagai berikut :

$$\bar{x} = (\sum_{i=1}^n x_i^2) / n$$

$$s_{n-1} = \sqrt{(\sum_{i=1}^n x_i^2) - (n - 1)}$$

$$CV = 100 \times s_{n-1} / \bar{x} \quad (2)$$

Metode yang digunakan dalam pembuatan komposit merupakan metode *hand lay up*. Penggunaan metode *hand lay up* dikarenakan metode tersebut merupakan metode yang paling sederhana dan mudah dilakukan karena alat yang digunakan dapat ditemukan di pasaran.

3. Hasil dan Analisis

a. Hasil Pengujian Tarik

Pengujian tarik ini dilakukan dengan menggunakan alat *Universal Testing Machine* (UTM) merk *Gotech* dengan kapasitas *load cell* 5. Pengujian dengan variasi matriks yaitu epoxy dan polyester dengan menggunakan metode manufaktur *hand lay up* berarah serat 0°. Pengujian untuk setiap variasi matriks dilakukan sebanyak 3 kali. Data yang didapat dari pengujian tarik spesimen komposit serat alam ini berupa panjang spesimen sesudah pengujian, lebar spesimen sesudah pengujian, tebal spesimen sesudah pengujian, luas penampang spesimen, beban maksimum, tegangan, regangan, modulus elastisitas, standard deviasi dan koefisien variasi.

Tabel 1. Jenis Patahan Spesimen Uji Tarik

SPESIMEN	JENIS PATAHAN
Spesimen 1 Epoxy	LAT
Spesimen 2 Epoxy	LAT
Spesimen 3 Epoxy	AGM
Spesimen 1 Polyester	LAT
Spesimen 2 Polyester	LAT
Spesimen 3 Polyester	LAT



Gambar 3.1 Patahan Spesimen Komposit Serat Agel Matriks Epoxy 0°

Tabel 2. Hasil Uji Tarik Spesimen Komposit Serat Agel Matriks Epoxy 0°

Epoxy 0°								
Spesimen	Load (kgf)	Force (N)	Area (mm ²)	Tegangan Ultimate (MPa)	Modulus Elastisitas (kgf/mm ²)	L1 (mm)	L2 (mm)	Regangan
1	61,082	599,214	65	9,218	23,736	0,2	0,204	0,02
2	60,967	598,086	65	9,201	35,995	0,2	0,204	0,02
3	68,544	672,417	65	10,344	32,445	0,2	0,204	0,02
Rata-rata	63,531	623,239	65	9,588	30,725	0,2	0,204	0,02

Tabel 3. Hasil Perhitungan Uji Tarik Spesimen Komposit Serat Agel Matriks Epoxy 0°

VARIABEL	SPESIMEN			RATA-RATA	STDEV	COVAR
	1	2	3			
$\sigma_{ultimate}$ (Mpa)	9,218	9,201	10,34	9,586	0,652	0,068
E (kgf/mm ²)	23,736	35,995	32,445	30,725	6,307	0,205
$\epsilon_{ultimate}$	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02	0,002



Gambar 3.2 Patahan Spesimen Komposit Serat Agel Matriks Polyester 0°

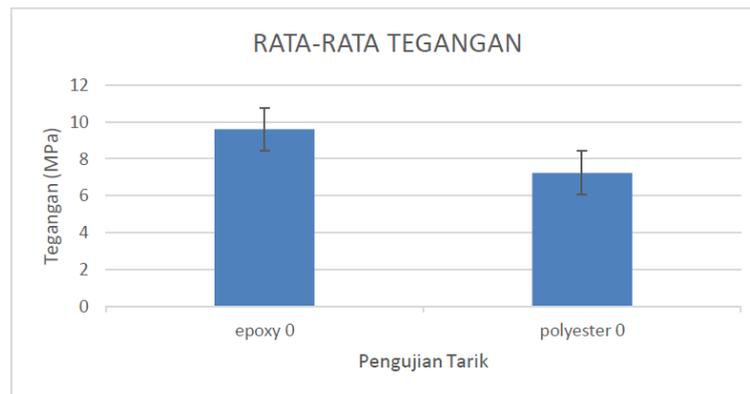
Tabel 3.4 Hasil Uji Tarik Spesimen Komposit Serat Agel Matriks Polyester 0⁰

Polyester 0 ⁰								
Spesimen	Load (kgf)	Force (N)	Area (mm ²)	Tegangan Ultimate (MPa)	Modulus Elastisitas (kgf/mm ²)	L1 (mm)	L2 (mm)	Regangan
1	46,092	452,162	65	6,956	28,735	0,2	0,204	0,02
2	49,732	487,870	65	7,505	27,808	0,2	0,204	0,02
3	48,027	471,144	65	7,248	26,396	0,2	0,204	0,02
Rata-rata	47,950	470,392	65	7,236	27,646	0,2	0,204	0,02

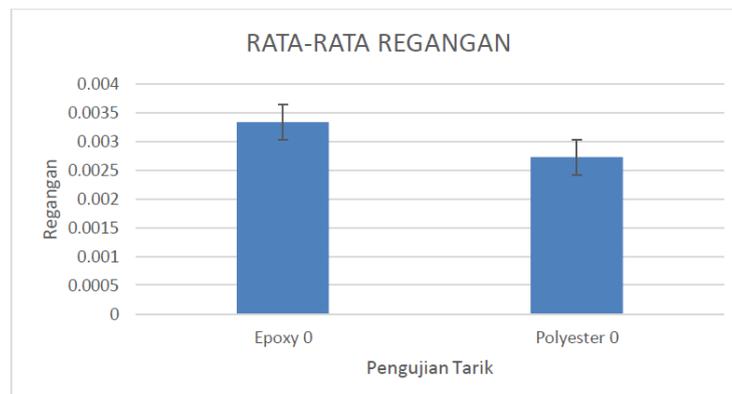
Tabel 3.5 Hasil Perhitungan Uji Tarik Spesimen Komposit Serat Agel Matriks Polyester 0⁰

VARIABEL	SPESIMEN			RATA-RATA	STDEV	COVAR
	1	2	3			
$\sigma_{ultimate}$ (Mpa)	6,956	7,505	7,248	7,236	0,274	0,037
E (kgf/mm ²)	28,735	27,808	26,396	27,646	1,177	0,042
$\epsilon_{ultimate}$	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02	0,002

b. Analisis



Gambar 4.1 Perbandingan Nilai Rata-Rata Tegangan Variasi Matriks



Gambar 4.2 Perbandingan Nilai Rata-Rata Regangan Variasi Matriks

Berdasarkan hasil pengujian yang ditunjukkan pada gambar 4.1, dapat diketahui bahwa melalui proses manufaktur yang sama, material komposit serat agel dengan jenis matriks epoxy memiliki nilai kekuatan tarik yang lebih tinggi yakni sebesar 10,344 MPa dibandingkan dengan

matriks polyester yang hanya memperoleh nilai kekuatan tarik sebesar 7,505 MPa. Sedangkan pada gambar 4.2 dapat dilihat bahwa nilai rata-rata regangan komposit serat agel dengan matriks epoxy memperoleh nilai yang lebih tinggi dibandingkan dengan matriks polyester.

4. Kesimpulan

Pada penelitian ini didapatkan sebuah kesimpulan bahwasanya *jenis matriks* berpengaruh dalam perolehan nilai kekuatan tarik material komposit serat agel, yang dilihat baik dari besar tegangan maupun regangan. Material komposit serat agel dengan jenis matriks epoxy memiliki nilai kekuatan tarik yang lebih tinggi yakni sebesar 10,344 MPa dibandingkan dengan matriks polyester yang hanya memperoleh nilai kekuatan tarik sebesar 7,505 Mpa. Untuk nilai rata-rata regangan komposit serat agel dengan matriks epoxy memperoleh nilai yang lebih tinggi dibandingkan dengan matriks polyester

DAFTAR PUSTAKA

- [1] ASTM D3039. Standart Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Material
- [2] Kurniawati, 2015 Penjelasan Serat Agel <https://studylibid.com/doc/3119904/1-bab-1-pendahuluan-a.-latar-belakang-serat-agel--corrypa>
- [3] Pengertian Komposit, <https://artikel-teknologi.com/pengertian-material-komposit/> diakses pada 20 April 2020
- [4] Gambar HandLay Up, <http://www.material.unsw.edu.au/tutorials/onlinetutorials/2-continou-fibr-composite> diakses pada 20 April 2020
- [5] Gambar kode kegagalan uji tarik, <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S235249281931579X> diakses pada 20 April 2020
- [6] Gibson F, Ronald. 1994. Principles of Composite Materials Mechanics. New York:McGraw-Hill Inc

GLIDER MODEL FLYING DYNAMICS SIMULATION EAGLE-X ON LONGITUDINAL MATRA

Nurchayani Dewi Retnowati¹, Buyung Junaidin², Engelbertus Rande³

^{1,3})Program Studi Informatika – Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto Yogyakarta

²)Program Studi Teknik Dirgantara - Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto Yogyakarta
nurchayanidr@itda.ac.id, buyung112011@gmail.com, barkeromen@gmail.com

Abstract

The Glider Eagle-X aircraft is an unmanned aircraft which is expected to fly with a height of 7 meters above the ground in Yogyakarta (120 m above sea level) with a flying speed of 10 m/s. In order for the Eagle-X glider to fly stably, it is necessary to analyze the flight stability of the Eagle-X glider model. Therefore, in this study, the analysis phase of static stability and dynamic response of disturbances in the longitudinal dimension was carried out. This can be useful for students so that they can better understand the analysis of static stability and dynamic response of disturbances in the longitudinal dimension. The results of the analysis show that the flight dynamics is a value of $CM-\alpha < 0$ indicating the plane is statically longitudinal and the initial response of the graph is getting smaller which indicates the plane's motion is dynamically stable. The output of the stability analysis of the flying dynamics of the Eagle-X glider model is in the form of a graph. The simulation of the flying dynamics of the Eagle-X glider in the expected longitudinal dimension is shown by the aircraft movement following the graph from the results of the stability analysis which is used as the path of the Eagle-X glider model.

Keywords: simulation, Eagle-X Glider, longitudinal matra

1. Latar Belakang Masalah

Pesawat glider merupakan pesawat tanpa awak atau Unmanned Aerial Vehicle dan membutuhkan suatu analisis pergerakan terbang pesawat ke atas dan ke bawah dalam mencapai ketinggian tertentu [1], dan juga membutuhkan analisis kestabilan terbang. Pesawat jenis glider dapat diprogram untuk memonitor daerah atau area terjadinya bencana alam, atau dapat juga untuk tugas dan fungsi tertentu [2]. Salah satu jenis pesawat glider adalah pesawat Eagle-X.

Perancangan awal dan analisis aerodinamika sudah dilakukan pada penelitian sebelumnya berjudul Perancangan *Scale* Awal Pesawat Tanpa Awak *Eagle-X* Mirip Burung, agar glider *Eagle-X* dapat terbang dengan stabil perlu dilakukan analisis kestabilan terbang model glider Eagle-X tersebut [3].

Kestabilan dapat menunjukkan suatu kemampuan glider yang dapat menangani berbagai kondisi terbang berbeda dan mampu kembali pada kondisi kestabilan setelah mendapat gangguan. Kestabilan dapat dibagi menjadi dua yaitu stabilitas statik (*static stability*) dan stabilitas dinamik (*dynamic stability*) [4].

Berdasarkan hal tersebut maka dilakukan analisis dan simulasi dinamika terbang dari model glider *Eagle-X*. Analisis dinamika terbang akan menggunakan bantuan *software xflr5*. Sedangkan simulasi dinamika terbangnya akan menggunakan bantuan *software unity 3D* sekaligus menjadi tempat pembuatan *user interface* untuk simulasi dinamika terbang pesawat glider *Eagle-X* pada matra longitudinal. Hasil dari simulasi tersebut berguna bagi para mahasiswa untuk lebih memahami cara kerja pesawat glider Eagle-X dan juga analisis kestabilan terbangnya.

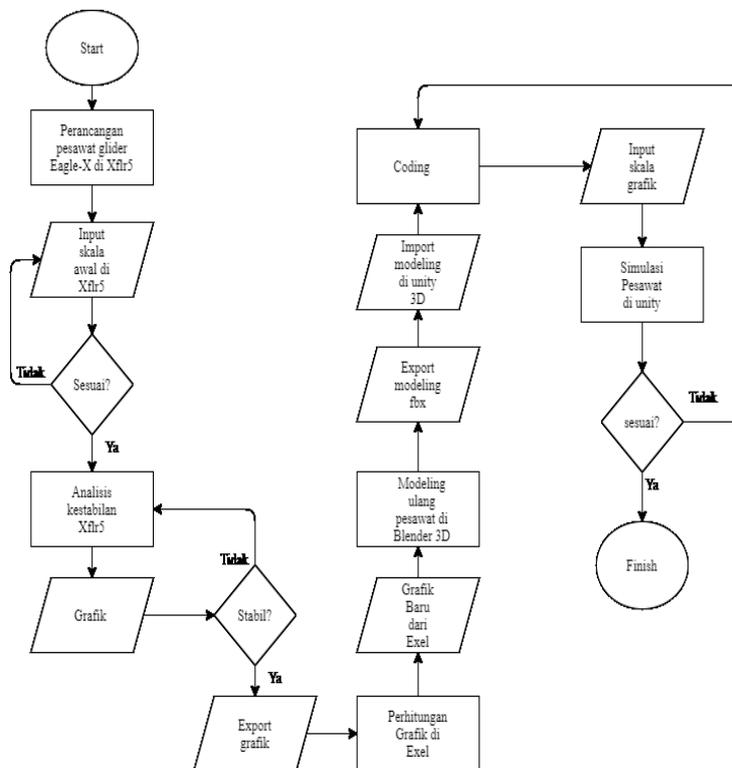
2. Metodologi Penelitian

a. Flowchart

Flowchart merupakan suatu bagan atau chart yang menjelaskan aliran prosedur maupun program secara logika [5]. Proses pembuatan simulasi dinamika terbang pesawat glider *Eagle-X* yang dimulai dari perancangan permodelan pesawat glider *Eagle-X* itu sendiri sesuai dengan skala yang ditentukan untuk memenuhi kestabilan terbang pesawat yang diinginkan. Permodelan skala awal pesawat glider ini menggunakan *software Xflr5*.

Setelah melakukan perancangan dan sudah sesuai dengan model yang diinginkan maka langkah selanjutnya dilakukan analisis kestabilan terbang pesawat glider. Hasil dari analisis tersebut berupa sebuah grafik. Apabila dari grafik itu menyatakan bahwa pesawatnya dapat terbang dengan stabil maka langkah selanjutnya melakukan modeling ulang pesawat yang sudah dirancang pada *software Xflr5* pada *software Blender 3D*, dan jika hasil dari grafik menunjukkan pesawatnya tidak stabil maka harus kembali ke proses perancangan awal untuk mengatur ulang bentuk pesawatnya dimulai dari badan, sayap sampai ekor pesawat.

Dalam mengatur skala awal perancangan pesawat untuk dianalisis harus diperhatikan aspek-aspek pendukung lainnya seperti baterai, *engine servo wings* serta *center of gravity* pesawat, karena itu juga memengaruhi kestabilan pesawat pada saat terbang. Langkah selanjutnya meng-*export* grafik untuk mendapatkan data grafik yang akan digabungkan dalam perhitungan agar mendapatkan data grafik baru yang sebenarnya. Setelah mendapatkan bentuk grafik baru kemudian dilakukan modeling pesawat pada *software Blender 3D*, dan langkah selanjutnya meng-*export* modeling pesawat itu menjadi *file fbx* untuk dijadikan *asset* utama dalam simulasi pesawat glider *Eagle-X*. Setelah di-*export* kemudian mengimport modeling pesawat glider ke dalam *software unity 3D* untuk disimulasikan. Simulasi pesawat ini berdasarkan pada grafik hasil analisis yang dilakukan pada *Xflr5*, karena grafiknya akan menjadi jalur lintas pesawat glider *Eagle-X*. Flowchart pembuatan dapat dilihat pada Gambar 1.



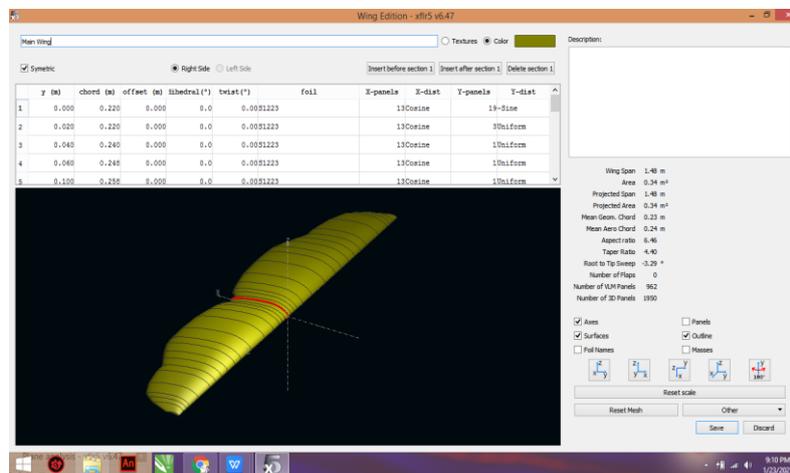
Gambar 1. Flowchart Pembuatan

b. Perancangan dan Pemodelan Glider

Perancangan glider ini merupakan tahap awal dalam proses pembuatan simulasi prestasi terbang pesawat glider *Eagle-X*. Perancangan glider ini dibuat menggunakan *software Xflr5* berdasarkan data-data dan parameter diinputkan dalam *software Xflr5* yang digunakan untuk permodelan pesawat glider, dimulai dari data *wing*, *tail* dan *fuselage*. Setelah selesai diinputkan maka dari parameter tersebut didapatkan bentuk pesawat *Eagle-X* yang kemudian siap untuk dianalisis kestabilan terbangnya.

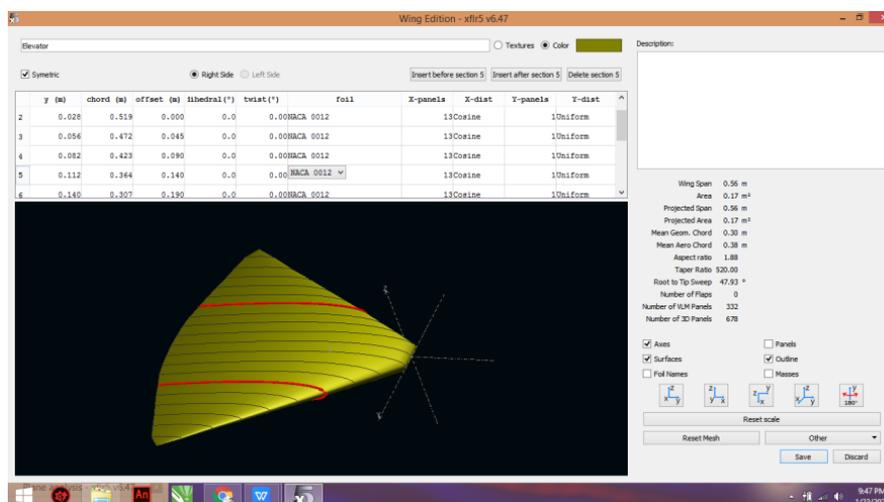
Spesifikasi pesawat glider *Eagle-X* berupa data-data geometri yang diperoleh dari penelitian sebelumnya [3] pesawat *Eagle-X* yang memiliki panjang *fuselage* 0.65 m, panjang *wing* 1,48 m, dan *tail* 0,56 m. *Airfoil* yang digunakan pada pesawat eagle-X yaitu S1223 untuk *wing* dan Naca 0012 untuk *tail*.

Modeling pesawat glider *Eagle-X* pada simulasi ini dilakukan dengan 2 tahap yaitu tahap awal dilakukan pada *software Xflr5* dan tahap kedua dilakukan pada *software Blender 3D*. Proses ini merupakan tahap awal dalam membuat desain pesawat glider *Eagle-X* yaitu merancang dengan menggunakan skala yang sudah ditentukan sebelumnya dimulai dari sayap, ekor dan badan pesawat.



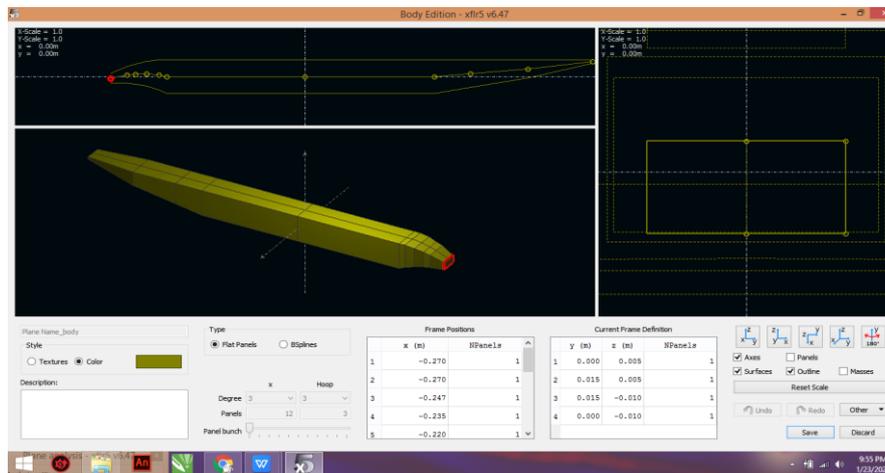
Gambar 2. Desain Sayap

Gambar 2 merupakan hasil desain dan perancangan sayap pesawat glider *Eagle-X* dengan memasukkan *Airfoil* dan skala yang sudah ditentukan pada penelitian sebelumnya.



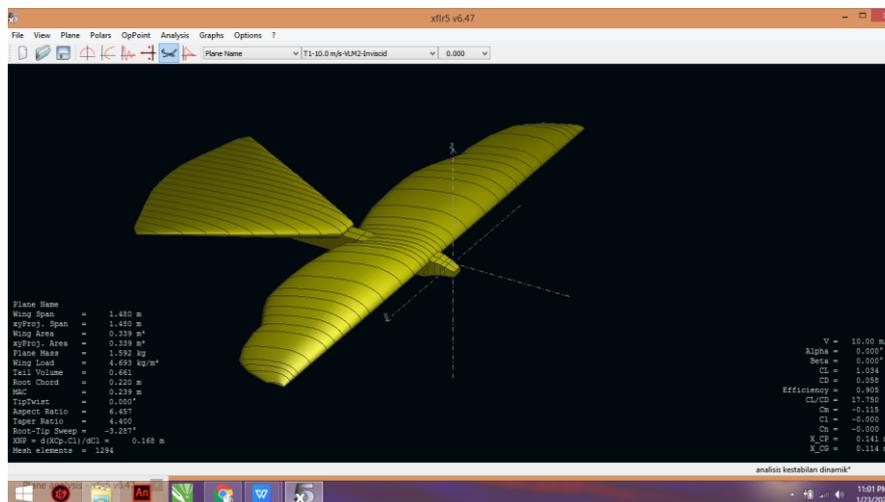
Gambar 3. Desain Ekor

Gambar 3 merupakan hasil desain dan perancangan ekor pesawat glider *Eagle-X* dengan menggunakan proses yang sama pada desain sayap pesawat yaitu memasukan *Airfoil* untuk ekor dan skala yang sudah ditentukan pada penelitian sebelumnya.



Gambar 4. Desain *Fuselage*

Gambar 4 merupakan hasil desain dan perancangan badan pesawat glider *Eagle-X*. Proses ini cukup sulit untuk dilakukan karena harus mendesain dan mengatur skala dari 3 sumbu yaitu x, y, dan z. Setelah mendesain semua komponen utama pesawat maka hasil yang didapatkan seperti gambar 5 ini.

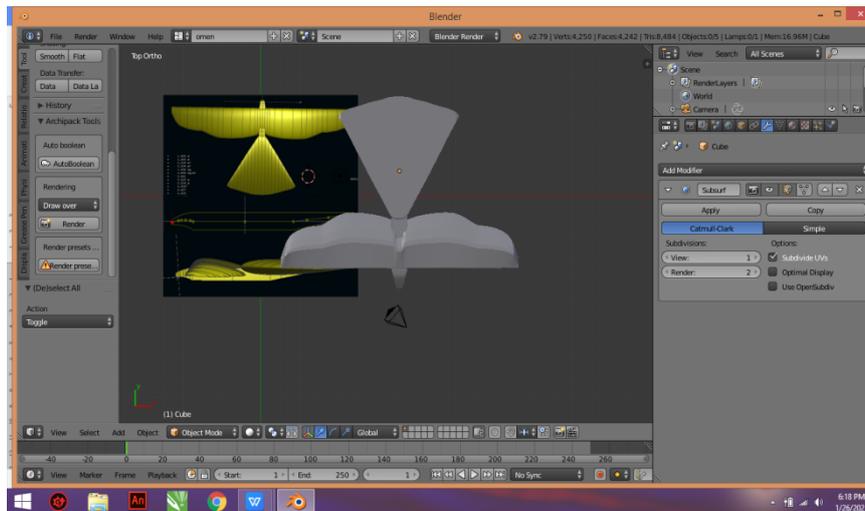


Gambar 5. Hasil Perancangan *Xflr5*

Gambar 5 merupakan hasil akhir dari perancangan dan desain pesawat glider *Eagle-X* pada *software Xflr5*. Modeling pesawat ini tidak bisa langsung dimasukkan ke dalam *unity* karena bentuk *file*-nya tidak mendukung untuk langsung dimasukkan pada *unity* untuk disimulasikan, oleh karena harus dilakukan desain ulang modeling pesawat glider *Eagle-X* ini pada *software Blender* agar hasil modelingnya bisa dijadikan *Asset* untuk disimulasikan dalam *software unity 3D*.

Proses modeling ini adalah modeling ulang mengikuti hasil perancangan dan desain yang dilakukan pada *software Xflr5* karena *software* ini merupakan sebuah aplikasi yang dibuat khusus untuk perancangan dan analisis pesawat saja, jadi dibutuhkan *software* untuk

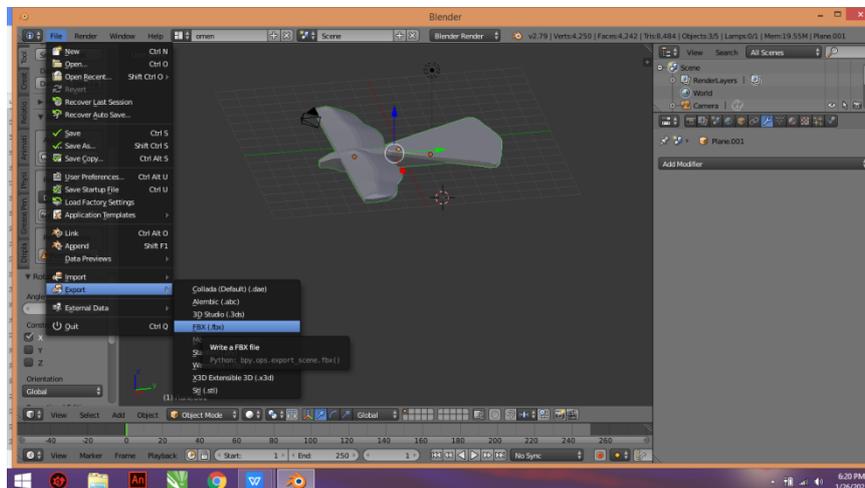
mendesain ulang pesawat tersebut agar bisa disimulasikan yaitu dengan menggunakan *Blender 3D*.



Gambar 6. Gabungan *Fuselage*, *Wing*, dan *Tail*.

c.

Gambar 6 merupakan hasil gabungan antara *fuselage*, *wing*, dan *tail* tetapi masih dalam keadaan terpisah belum menjadi satu *object*. Untuk menjadikan ketiganya menjadi satu *object* maka harus memblok seluruh *object* dengan cara tekan *Shift* dan pilih setiap *object* kemudian tekan *Ctrl+G* pada *keyboard* yang berfungsi untuk menjadikan tiga *object* tersebut menjadi satu *object*.



Gambar 7. *Export Fbx*.

Setelah ketiga *object* tadi digabungkan menjadi satu pesawat yang utuh maka langkah selanjutnya mengekspor modeling tersebut menjadi *file.fbx* agar bisa diinputkan kedalam *unity 3D* untuk disimulasikan dengan cara klik menu *file*, pilih *Export* kemudian pilih *fbx* maka otomatis hasil modeling akan jadi *file .fbx* yang siap dijadikan *asset* dalam *unity 3D*.

c. Perhitungan Grafik dan Perancangan Simulasi

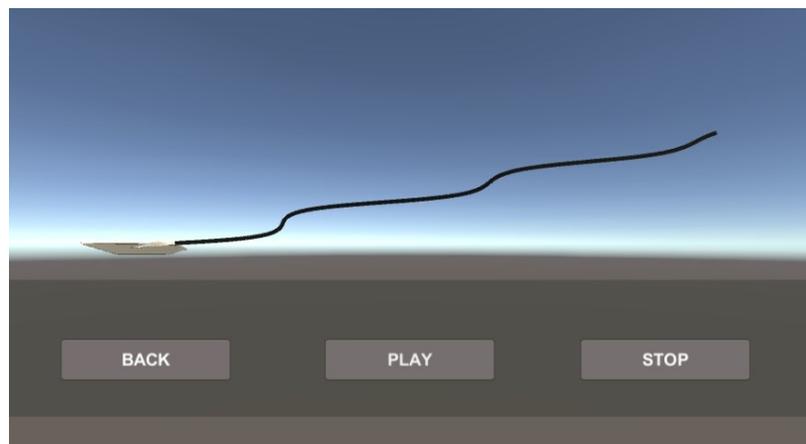
Perhitungan grafik merupakan proses menghitung hasil *export* grafik yang diperoleh dari analisis pada *software Xflr5* dan diimport kedalam *Excel* untuk mempermudah proses perhitungan. Dari data yang sudah dimasukkan ke dalam *Excel* sehingga mendapatkan grafik

kestabilan yang sebenarnya. Kemudian dilakukan perancangan simulasi yang merupakan tahap pembuatan simulasi pesawat glider berupa tampilan visualisasi terbang pesawat yang mengikuti bentuk grafik sebagai lintasan atau jalur terbang pesawat yang stabil dari hasil analisis.

3. Hasil dan Analisis

a. Implementasi

Tampilan simulasi dari pesawat glider *Eagle-X* seperti pada gambar 8. *User* harus menekan tombol *play* untuk menjalankan dan melihat simulasinya. Pada halaman simulasi terdapat tiga *button* yaitu *play*, *stop* dan *back*, selain itu terdapat juga *object* pesawat hasil modeling dan inputan grafik berdasarkan hasil perhitungan analisis sebelumnya yang dijadikan jalur lintasan terbang pesawat glider *Eagle-X*.



Gambar 8. Tampilan Simulasi.



Gambar 9. Fungsi *Button*

Button play pada tampilan Gambar 9, berfungsi untuk memulai gerakan simulasi pesawat, *button stop* berfungsi untuk menghentikan gerakan pesawat dan *button back* berfungsi untuk kembali ke halaman awal.

b. Pengujian dan Pembahasan

Dalam tahap ini pengujian dilakukan dengan menggunakan *Black box* (Tabel 1) yaitu pengujian apakah simulasi dinamika terbang pesawat glider *Eagle-X* dapat berjalan sesuai dengan fungsi-fungsi yang diharapkan.

Tabel 1. Pengujian *Black Box*

Bagian	Nama Pengujian	Bentuk Pengujian	Hasil Yang Diharapkan	Hasil
Halaman <i>Home</i>	<i>Sound</i>	<i>On</i>	Suara muncul ketika aplikasi dijalankan	<i>valid</i>
	Tombol <i>start</i>	Klik <i>start</i>	Masuk halaman simulasi	<i>valid</i>
	Tombol <i>about</i>	Klik <i>about</i>	Masuk halaman <i>about</i>	<i>valid</i>
	Tombol <i>exit</i>	Klik <i>exit</i>	Keluar dari aplikasi	<i>valid</i>
Halaman <i>about</i>	Tombol <i>back</i>	Klik <i>back</i>	Kembali ke halaman awal	<i>valid</i>
Halaman simulasi	<i>Sound</i>	<i>On / off</i>	Suara pesawat muncul ketika simulasi dijalankan	<i>valid</i>
	Tombol <i>play</i>	Klik <i>play</i>	Simulasi dijalankan	<i>valid</i>
	Tombol <i>stop</i>	Klik <i>stop</i>	Simulasi berhenti	<i>valid</i>
	Tombol <i>back</i>	Klik <i>back</i>	Kembali ke halaman awal	<i>valid</i>

Pengujian *platform desktop* (Tabel 2) dibuat dengan tujuan untuk mengetahui apakah simulasi ini dapat dijalankan diberbagai *platform desktop* yang berbeda dengan spesifikasi yang berbeda.

Tabel 2. Pengujian *Platform Desktop*.

<i>Hardware</i>		<i>Software</i>	Hasil	
Merek Laptop	<i>Prosesor</i>	RAM	Sistem operasi	Berhasil/Gagal
Asus	Intel celeron, cpu N3050 1,60 GHz	2 GB	<i>Windows 8.1 pro</i>	Gagal
Asus	Processor Intel(R) Core(TM) i5-8250U CPU @ 1.60GHz 1.80GHz	4 GB	<i>Windows 10</i>	Berhasil

Hasil kedua pengujian menunjukkan bahwa simulasi ini dapat berjalan sesuai dengan fungsinya, yaitu menunjukkan hasil analisis dari kestabilan terbang pesawat Glider Eagle-X dan juga bisa dijalankan pada *platform desktop* yang memiliki RAM 4 GB dan *operating system* Windows 10.

4. Kesimpulan

Perancangan Simulasi dinamika terbang glider Eagle-X pada matra longitudinal ditunjukkan dengan gerakan pesawat mengikuti grafik dari hasil analisis kestabilan yang dijadikan sebagai jalur lintas model glider Eagle-X. Hasil dari analisisnya diperoleh dinamika terbang berupa nilai $CM-\alpha < 0$ yang menunjukkan pesawat stabil statik longitudinal.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Ardila, A. P. B., Tarmukan, T., & Nurcahyo, S. (2020). SISTEM KONTROL UNTUK MENCAPAI ALTITUDE POINT PADA UAV (UNMANNED AERIAL VEHICLE) GLIDER. *Jurnal Elektronika Otomasi Industri*, 3(3), 70-75.
- [2] Prakoso, T., Setiawan, B., & Safitri, H. K. (2020). SISTEM KESTABILAN SUDUT PITCH PADA UAV (UNMANNED AERIAL VEHICLE) GLIDER. *Jurnal Elektronika Otomasi Industri*, 3(2), 76-84.
- [3] Junaidin, B., Hartini, D., & Herlambang, S. (2020). CONCEPTUAL DESIGN OF BIRD-LIKE UNMANNED AERIAL VEHICLE FOR PEST BIRD CONTROL. *Angkasa: Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi*, 12(1), 19-24.
- [4] Firmansyah, H. N., Junaidin, B., & Mauliadi, M. F. (2016). Perancangan Awal Scale Model Glider Stta-25-02_sailplane. *Angkasa: Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi*, 8(2), 87-98.
- [5] Syamsiah, S. (2019). Perancangan Flowchart dan Pseudocode Pembelajaran Mengenal Angka dengan Animasi untuk Anak PAUD Rambutan. *STRING (Satuan Tulisan Riset Dan Inovasi Teknologi)*, 4(1), 86-93.

AERODYNAMIC ANALYSIS OF SPORT UTILITY VEHICLE (SUV) BY COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD) APPROACH

Buyung Junaidin

Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
buyung112011@gmail.com

Abstract

The main purpose of aerodynamics analysis of a vehicle is optimizing it's form to increase aerodynamics efficiency. More streamline of aerodynamic design of a vehicle not just effecting to lower fuel consumption which is cause by lower drag due to wind at highspeed, but also increasing stability dan control of the vehicle itself. The vehicles are existed with many variations of form so they have difference aerodynamic characteristics. For a personal vehicle like cars, have many variants such as sedan, sport utility vehicle (SUV), multipurposes utility vehicle (MPV), ect. It becomes a motivation to do research about aerodynamic analysis of a SUV car which is a car variant with huge utilize in Indonesia. In this research, aerodynamic characteristics of SUV car are evaluated by computational simulation with computational fluid dynamics (CFD) approach. CFD simulation yields aerodynamic characteristics data and flow behaviors around car model. Simulation results show that critical drag coefficient (C_{Dcrit}) of SUV car is 0.36 with lift coefficient is 0.25. the C_{Dcrit} of the car is lower than typical value for a modern car. So that, optimalization of SUV car form which analyzed is needed. Contours of pressure at car surfaces show that high pressure area are located at front of grill and windshield, and low-pressure area are located at nose and leading-trailing roof due to the form nose and leading-trailing roof are streamlines. At back surface of the car, low pressure area are formed by flow separation which creates wake.

Keyword: Aerodynamics, CFD, Car, SUV.

1. Pengantar

Aerodinamika dari bentuk mobil adalah hal yang sangat penting dan termasuk fenomena yang kompleks [1]. Tujuan utama dari analisis aerodinamika dari sebuah kendaraan adalah untuk mengoptimalkan bentuk kendaraan untuk meningkatkan efisiensi aerodinamika kendaraan dengan cara mengatur bentuk eksterior kendaraan menjadi bentuk yang lebih *streamline*.

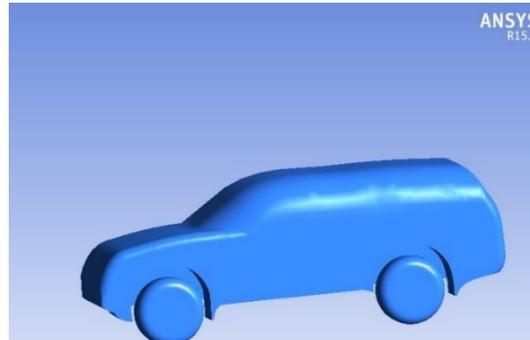
Desain aerodinamika dari kendaraan yang lebih *streamline* tidak hanya berpengaruh pada menurunnya konsumsi bahan bakar akibat adanya penurunan gaya hambat yang disebabkan aliran udara ketika kendaraan bergerak dengan kecepatan tinggi, tetapi juga meningkatkan kestabilan dan kontrol dari kendaraan itu sendiri.

Beberapa penelitian telah dilakukan untuk menganalisis aerodinamika kendaraan seperti mobil [2], truk [3], bus [4] dan kereta api super cepat [5]. Penelitian-penelitian tersebut dilakukan baik dalam bentuk eksperimen maupun simulasi numerik. Penelitian tentang aerodinamika kendaraan masih terus dilakukan untuk meningkatkan efisiensi aerodinamika kendaraan. Kendaraan memiliki variasi bentuk yang beragam sedangkan bentuk yang berbeda memiliki karakteristik aerodinamika yang berbeda pula. Untuk kendaraan pribadi seperti mobil saja memiliki variasi yang beraneka ragam, mulai dari bentuk sedan, sport utility vehicle (SUV), multipurpose utility vehicle (MPV) dan lain-lain. Hal ini menjadi motivasi untuk melakukan penelitian tentang karakteristik aerodinamika terhadap salah satu variasi kendaraan pribadi yang saat ini banyak digunakan di Indonesia yaitu mobil sport utility vehicle (SUV).

Dalam penelitian ini, karakteristik aerodinamika kendaraan dipelajari melalui simulasi komputasi dengan pendekatan computational fluid dynamic (CFD). Simulasi CFD menghasilkan data karakteristik aerodinamika dan perilaku aliran di sekitar model mobil.

2. Metodologi Penelitian

Analisis aerodinamika mobil SUV diawali dengan memodelkan mobil menggunakan bantuan software CAD. Model CAD mobil dibuat dengan mengikuti bentuk mobil SUV modern (Mitsubishi Pajero Sport). Model CAD mobil sesuai gambar 1.



Gambar 1. Model CAD Mobil SUV

Setelah melakukan pemodelan, tahap berikutnya adalah analisis numerik. Model yang telah dibuat kemudian diimport ke software CFD untuk proses simulasi. Setup simulasi dalam proses CFD sesuai gambar 2.



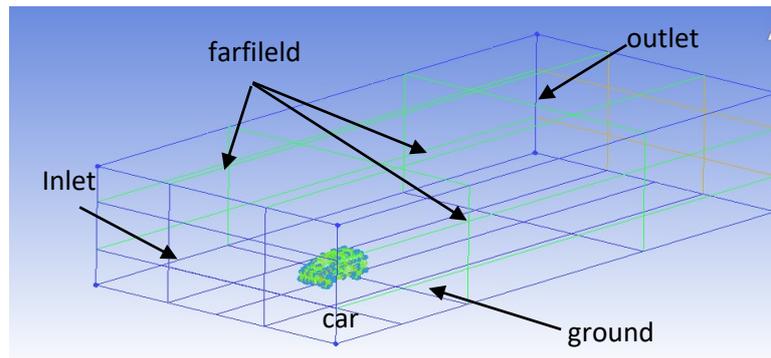
Gambar 2. Setup Simulasi

Di dalam software CFD geometri model mobil disederhanakan dengan menghilangkan bagian – bagian minor seperti spion dan tonjolan - tonjolan pada bagian depan kap mesin mobil untuk memudahkan proses *meshing* dan memperpendek waktu komputasi. Dalam tahap ini variable - variabel yang ditinjau seperti kecepatan mobil, kecepatan angin dimodelkan di dalam software CFD.

Garis besar proses-proses yang dilakukan dalam metode CFD adalah *preprocessing*, *computing*, dan *postprocessing*. Dalam tahap *preprocessing* dilakukan *mesh development*. *Mesh development* adalah proses pembuatan grid-grid dari model yang akan dianalisis. Dalam sebuah mesh terdapat informasi berupa kecepatan, tekanan, gaya, temperatur, dan lain-lain yang diiterasi nilainya sampai mencapai kriteria konvergen yang ditentukan. Ukuran mesh akan menentukan keakuratan dari hasil perhitungan numerik yang dilakukan. Semakin kecil ukuran mesh jumlahnya akan semakin banyak sehingga hasilnya akan semakin mendekati akurat namun proses perhitungan akan menjadi semakin lama, oleh karena itu diperlukan strategi dalam penentuan mesh agar hasil yang diperoleh cukup akurat dan waktu yang dibutuhkan dalam penyelesaian suatu kasus tidak terlalu lama.

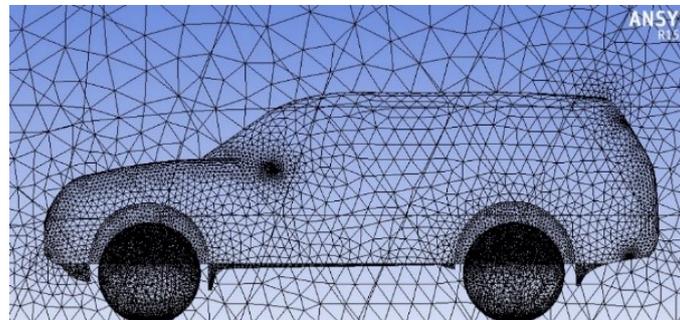
Sebelum dilakukan proses *meshing*, dibuat bagian-bagian untuk memodelkan kondisi batas di sekitar model mobil. Bagian-bagian tersebut adalah *car*, *inlet*, *farfield*, *ground*, dan *outlet*

sesuai gambar 3. Aliran udara yang akan dianalisis adalah aliran yang ada di dalam kondisi batas tersebut.



Gambar 3. Kondisi Batas

Setelah kondisi batas dibuat, dilakukan *meshing* sesuai gambar 4.



Gambar 4. Hasil *Meshing*

Sebelum dapat dilakukan proses perhitungan secara komputasi oleh software CFD, diperlukan pendefinisian kondisi batas, metode komputasi, dan permodelan fluida. Pada kondisi batas inlet diinput nilai kecepatan aliran udara yang telah ditentukan menurut skala Beaufort. Pada kondisi batas farfield dan outlet digunakan kondisi batas tekanan dengan asumsi relative pressure 0 atm. Pada kondisi batas ground dan car digunakan kondisi batas “no slip”.

Fluida yang dianalisis dimodelkan sebagai udara pada temperatur 25°C dengan tekanan 1 atm. Model turbulen yang digunakan adalah shear stress transport (SST). Metode ini dipilih karena dalam metode ini pengaruh shear pada permukaan mobil ikut diperhitungkan sehingga hasil yang diperoleh lebih akurat. Setelah kondisi batas didefinisikan kemudian proses komputasi/iterasi numerik dapat dilakukan.

Setelah proses komputasi selesai, selanjutnya adalah *postprocessing*. Dalam tahap ini hasil dari perhitungan yang dilakukan ditampilkan dalam berbagai macam informasi dan data. Peta distribusi variabel tekanan, kecepatan, *wall shear*, temperatur, *streamlines*, dan besar gaya pada berbagai sumbu acuan.

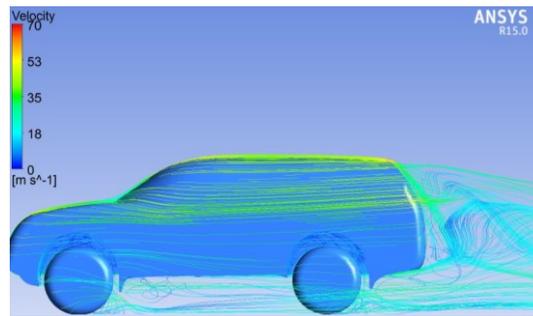
3. Hasil dan Analisis

Hasil simulasi aliran udara yang melewati model mobil SUV dengan pendekatan CFD dibagi dua yaitu: perilaku aliran dan karakteristik aerodinamika SUV akibat aliran udara.

a. Perilaku Aliran Udara

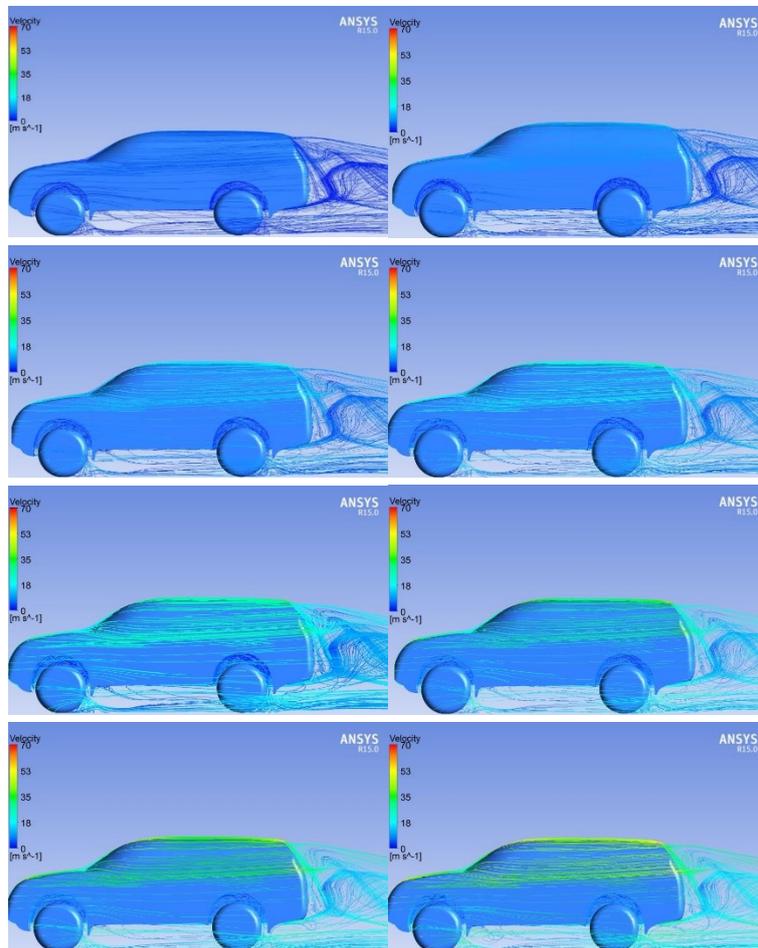
Aliran udara di sekitar kendaraan mengikuti bentuk permukaan model mobil SUV. Separasi aliran terjadi di belakang model. Terbentuk wake di bagian belakang aliran udara yang

telah lepas, hal ini dapat dilihat pada kontur warna yang memiliki kecepatan yang rendah pada gambar 5.



Gambar 5. Streamline Sekitar Model Mobil SUV

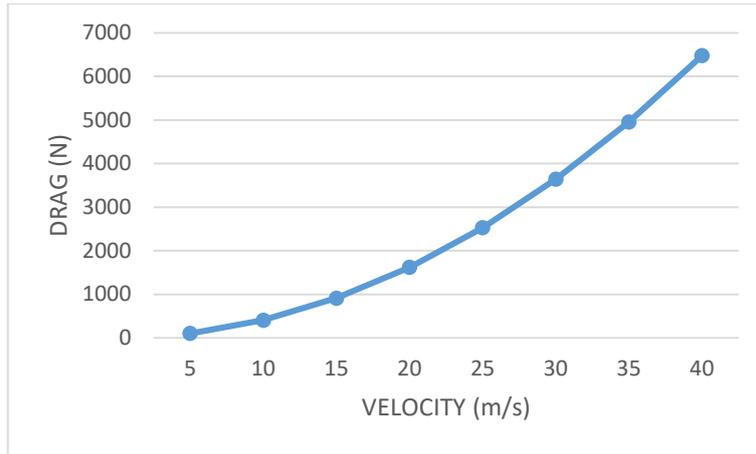
Peningkatan kecepatan aliran udara menyebabkan aliran udara semakin banyak yang lepas di belakang model. Seiring dengan bertambahnya kecepatan maka separasi aliran (*wake*) yang dihasilkan semakin kuat seperti yang ditunjukkan pada gambar 6.



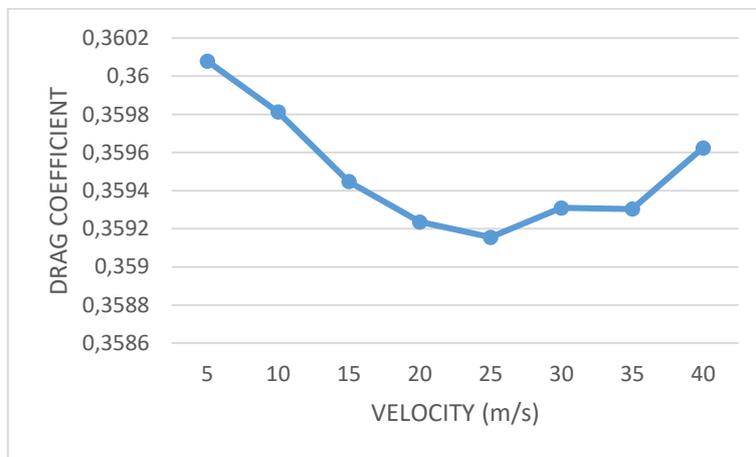
Gambar 6. Streamline Sekitar Model Mobil SUV untuk Berbagai Kecepatan

b. Karakteristik Aerodinamika

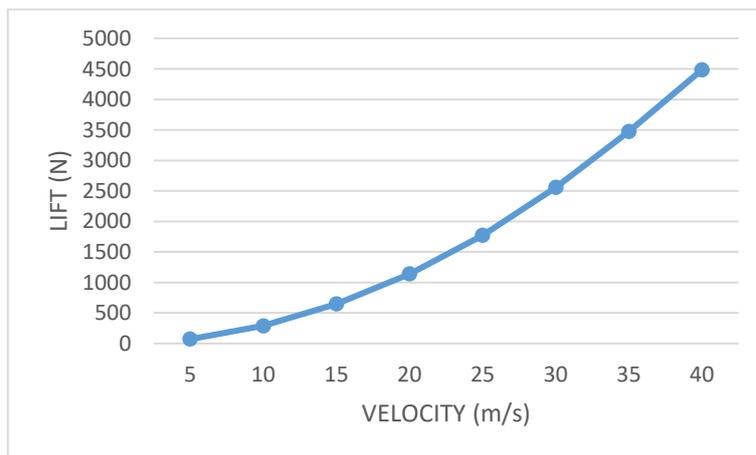
Dari hasil simulasi yang telah dilakukan, diperoleh gaya-gaya dan koefisien aerodinamika sesuai gambar 7 s/d gambar 10.



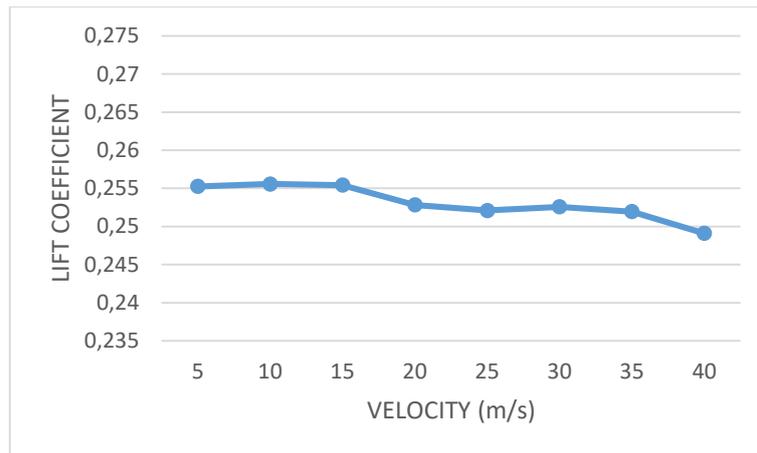
Gambar 7. Gaya Hambat



Gambar 8. Koefisien Hambat

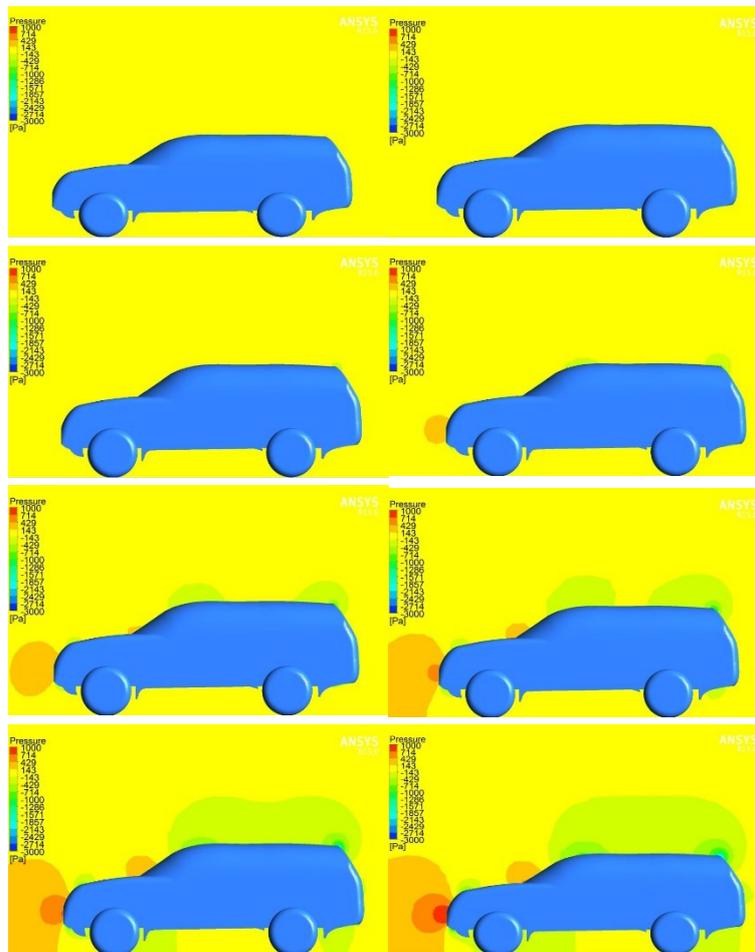


Gambar 9. Gaya Angkat



Gambar 10. Koefisien Angkat Mobil SUV

Gaya hambat yang bekerja pada mobil merupakan gaya akibat hambatan angin yang bekerja pada sumbu longitudinal benda. Gaya ini menghambat gerak laju mobil. Pada gambar 7 dapat dilihat bahwa gaya hambat semakin besar seiring dengan peningkatan kecepatan aliran udara, sebaliknya pada gambar 8 koefisien gaya hambat semakin kecil seiring dengan meningkatnya kecepatan aliran udara. Penurunan koefisien gaya hambat ini dikarenakan perhitungan koefisien gaya hambat berdasarkan efek viskositas aliran dimana ketika kecepatan aliran bertambah, efek viskositas berkurang sehingga menyebabkan koefisien gaya hambat meningkat, namun gaya hambat tetap bertambah dikarenakan adanya gaya hambat dari efek munculnya *wake*, atau dikenal dengan *induced drag*.

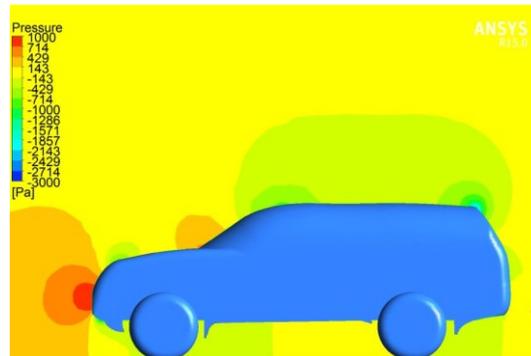


Gambar 11. Kontur Tekanan Berbagai Kecepatan

Peningkatan gaya hambat dapat dijelaskan melalui kontur tekanan pada permukaan mobil bagian depan dan belakang pada gambar 11. Pada gambar tersebut dapat dilihat bahwa tekanan pada bagian depan lebih besar daripada tekanan pada bagian belakang. Seiring meningkatnya kecepatan aliran udara maka perbedaan tekanan depan dan belakang juga meningkat hal ini mengakibatkan hambatan atau gaya hambat meningkat. Pada permukaan belakang mobil terdapat daerah bertekanan rendah, pada daerah ini menandakan daerah terjadinya *wake*.

Gaya angkat timbul akibat perbedaan tekanan pada permukaan bawah dan permukaan atas mobil. Pada gambar 9 dapat dilihat bahwa gaya angkat semakin meningkat seiring dengan peningkatan kecepatan aliran udara, sebaliknya pada gambar 10 koefisien gaya angkat cenderung tetap seiring dengan meningkatnya kecepatan aliran udara sesuai dengan teori bahwa koefisien angkat hanya dipengaruhi oleh luas penampang, bentuk dan sudut serang aliran udara yang mana dalam simulasi ini parameter-parameter tersebut bernilai tetap.

Peningkatan kecepatan aliran udara menyebabkan permukaan atas mobil mengalami penurunan tekanan. Penurunan tekanan ini terjadi karena separasi aliran pada bagian atas mobil. Pada gambar 11 dapat dilihat bahwa permukaan yang memiliki tekanan rendah pada permukaan atas mobil semakin meluas sehingga tekanan pada permukaan atas lebih rendah daripada tekanan pada permukaan bawah yang menyebabkan gaya angkat semakin bertambah seiring dengan meningkatnya kecepatan aliran udara.



Gambar 12. Kontur Tekanan Permukaan Mobil SUV

Kontur tekanan pada gambar 12 menunjukkan daerah tekanan tinggi terdapat pada bagian depan *grill* dan *windshield* sedangkan daerah tekanan rendah terdapat pada *nose*, dan *leading-trailing roof* hal ini dikarenakan bentuknya yang *streamline*. Pada daerah-daerah ini perlu dilakukan optimasi, misalnya dengan cara mengatur bentuk atau sudut *nose* dan *windshield* menjadi lebih *streamline* serta menambahkan *roof spoiler* untuk meminimalisir separasi aliran, sehingga diperoleh efisiensi aerodinamika kendaraan yang optimal

4. Kesimpulan

Hasil simulasi diperoleh nilai koefisien gaya hambat (C_D) kritis dari mobil SUV adalah 0.36 dan koefisien gaya angkat (C_L) kritisnya adalah 0.25. Jika dibandingkan dengan standar nilai C_D [6] untuk mobil modern yaitu 0.3 masih terlalu besar, sehingga perlu dilakukan optimasi pada bentuk eksterior mobil SUV yang dianalisis. Kontur tekanan pada permukaan mobil SUV menunjukkan daerah tekanan tinggi terdapat pada bagian depan *grill* dan *windshield* serta daerah tekanan rendah terdapat pada *nose*, dan *leading-trailing roof*, hal ini dikarenakan bentuk *nose* dan *roof* yang *streamline*. Pada permukaan belakang mobil SUV muncul daerah bertekanan rendah karena separasi aliran sehingga menghasilkan *wake*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] H. Braess Herman & U. Seiffert, Handbook of Automotive Engineering, SAE International, Warrendale, SA, 2005.
- [2] Manan Desai, S.A.Channiwala, H.J. Nagarsheth, Experimental and Computational Aerodynamic Investigation of a Car, Wseas Transactions on Fluid Mechanics, vol.3, pp 359-368, Oct. 2008.
- [3] Subrata Roy, Pradeep Srinivasan, External Flow Analysis of a Truck for the Hambat Reduction, Kattering University, 2000.
- [4] A. Muthuvel, M. K. Murthi, Sachin N. P, Vinay M. Koshy, S. Sakthi, E. Selvakumar, Aerodynamic Exterior Body Design of Bus, International Journal of Scientific & Engineering Research, Volume 4, Issue 7, July 2013.
- [5] A. M. Biadgo, A. Simonovic, J. Svorcan, S. Stupar, Aerodynamic Characteristics of High Speed Train under Turbulent Cross Winds: a Numerical Investigation using Unsteady-RANS Method, FME Transaction, vol.42, pp 10-18, 2014.
- [6] J. Katz, Race Car Aerodynamics: Designing for Speed, Bentley Publishers, Cambridge, USA, 1995.

ANALISIS KEGAGALAN NOSE WHEEL STEERING SYSTEM PADA PESAWAT BOEING DENGAN MENGGUNAKAN METODE FAILURE MODE AND EFFECT ANALISYS

Dwi Anggawaty¹, Sri Mulyani², Fajar Khanif R³

¹²³Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
dwianggawaty@gmail.com, srimulyani042@gmail.com, fajar.khanif@gmail.com

Abstract

Aircraft use nose wheel steering system when landing, take off and landing. In the research discusses the problem of nose wheel steering system B737 – 800 to minimize problems in nose wheel steering system. The stage of this research are to study the work system of nose wheel steering. Then look for the cause of the problem using the FMEA analysis method. This research is based on data from AFML (aircraft Flight and Manual Log) of the B737 – 800 Aircraft from January 2020 to Junu 2021 at Lion Airline. The results showed that the problem of nose wheel steering system in the failure mode analysis process using FMEA method data in the highest RPN (Risk priority Number) value is 175 with the case steering collar dan torQ link need lubrication and case Tire pressure that caused by the lack of lubrication on the component and different pressure in tire. Then it is necessary to do inspection before flight.

Keywords : FMEA, Nose Wheel Steering, failure

1. Pendahuluan

Secara umum pesawat terbang terdiri dari 5 grup atau bagian utama yaitu *fuselage*, sayap, *empenage*, *landing gear* dan *power plant*. *Landing gear* merupakan bagian penting dari sebuah pesawat terbang yang berfungsi untuk menopang pesawat ketika berada di darat. *Landing gear* menopang pesawat ketika *landing* (mendarat), *take off* (lepas landas), *parking*, *taxiing* (bergerak didarat).

Salah satu sistem penunjang *landing gear* yaitu *nose wheel steering*, sistem ini biasanya dikendalikan oleh *hidraulik actuator* yang dikontrol oleh *rudder pedal* ketika pesawat berada di *ground* (darat) saat *high speed* dan hanya mampu berbelok 7° ke kiri atau ke kanan dari *center*. atau oleh *steering mechanism* yang terpisah.

Steering input yang berasal dari *steering wheel* atau *rudder pedals* menuju ke *metering valve* sepanjang *cable loop*. *Steering metering valve* menyuplai tekanan ke arah kanan atau kiri pada *steering actuators*.

Nose Wheel steering system ketika dikontrol melalui *Nose wheels* dapat berbelok maksimum 78° ke arah kanan atau kiri dan Ketika *Nose wheel* dioperasikan oleh *rudder pedal* dapat bergerak maksimum 7° ke arah kanan atau kiri.

Komponen dari *Nose Wheels Steering System* pada *Flight compartment* terdiri dari *Alternate Nose Wheel Steering Switch*, *2 Steering Wheel*, *Control Cables*, *Rudder Pedal*, sedangkan pada *Nose Landing Gear* terdiri dari *Control Cable*, *Rudder Pedal Steering Mechanism*, *Rudder Pedal Steering Rotary Actuator*, *Summing Mechanism*, *Steering Metering Valve Module*, *2 Steering Actuator*, *Nose Wheel Steering Collar*, *Towing Shutoff Valve*.

Nose wheel steering system akan membuat pesawat lebih leluasa dalam melakukan pergerakan selama didarat. karena begitu pentingnya sistem ini pada pesawat, maka diharapkan tidak ada kegagalan yang terjadi pada sistem ini. Maka dari itu dalam jurnal ini dilakukan analisis kegagalan dari *landing gear steering sistem* untuk mengetahui apa yang menyebabkan kegagalan terjadi dan bagaimana mengatasi kegagalan dari sistem ini.

2. Metode Penelitian.

Proses penelitian yang dilakukan dengan pengambilan data dari dokumen AFML (*Aircraft Flight and Maintenance Log*) yaitu data kerusakan yang terjadi pada nose wheel steering system. Dari data tersebut diolah dengan menggunakan metode *failure mode and effect analysis* (FMEA), dalam penilaian FMEA terdapat indikator *severity, occurrence, dan detection* dimana masing – masing indikator memiliki rentang nilai 1 – 10 . metode FMEA dapat dilihat pada gambar 1.

Gambar 1. FMEA worksheet
 Sumber: SAE J – 1739, 1995

- a. Setelah dilakukan penilaian, maka analisa dengan merujuk pada AFML (*Aircraft Flight and Maintenance Log*) pesawat Boeing 737-800
- b. Menetapkan hasil dari analisa yang dilakukan dari penyebab kegagalan pada *nose wheel steering system*.

Data yang digunakan yaitu data kerusakan pada *nose wheel steering system* pada pesawat boeing 737-800 berdasarkan data AFML periode januari 2020 – juni 2021. Berdasarkan data kerusakan terdapat 3 penyebab utama kerusakan pada *nose wheel steering system* , yaitu *nose wheel tendency steer to the left/right, nose wheel gear vibrate, rudder pedal do not steer straight*. Data yang diperoleh adalah sebagaimana pada tabel 1.

Tabel 1. Masalah yang terjadi pada pesawat boeing 737 - 800

No.	Masalah yang terjadi pada pesawat Boeing 737 - 800	Jumlah
1.	<i>Nose Wheel tendency steer to the left/right</i>	8
2.	<i>Nose Wheel Gear Vibrate</i>	1
3.	<i>Rudder pedal Do not steer straight</i>	1

Sumber : AFML (*Aircraft Flight and Manual Log*) bulan Januari 2020 – 2021

Data yang diperoleh selanjutnya dilakukan pengolahan data dengan menggunakan metode FMEA dengan tahap – tahap sebagai berikut:

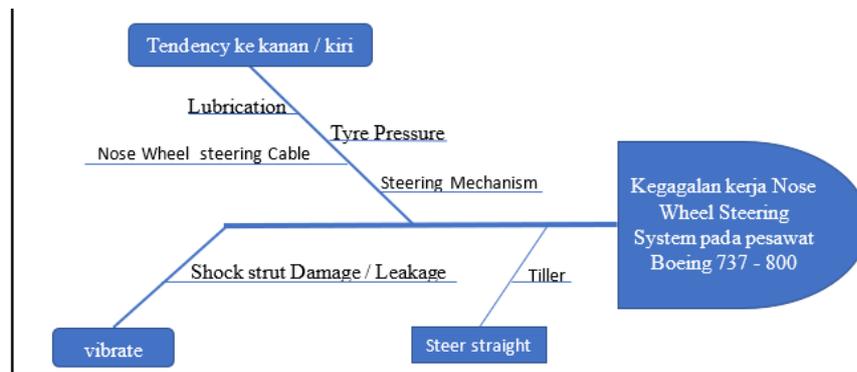
- a. Mengidentifikasi Tujuan FMEA
 Tujuan FMEA diungkapkan dalam bentuk kegagalan komponen yang akan dianalisis.

- b. Mengidentifikasi penyebab kegagalan
Penyebab kegagalan dari komponen diperoleh dari data AFML periode januari 2020 – juni 2021.
- c. Risk Assesment
Kegagalan dari komponen di berikan rangking 1 – 10 dengan indikator severity, occurance, dan detection, sehingga dapat diketahui tingkat kerusakan dari komponen.
- d. Menghitung RPN
RPN dapat dihitung setelah setelah kegagalan dinilai kedalam indikatro *severity*, *occurance* dan *detection*.
- e. Assesing Risk
Penilaian seberapa besar pengaruh dari kegagalan *Nose Wheel Steering System* terhadap kinerja dari system

3. Hasil dan Analisis

- a. Penyebab kegagalan pada nose wheel steering system

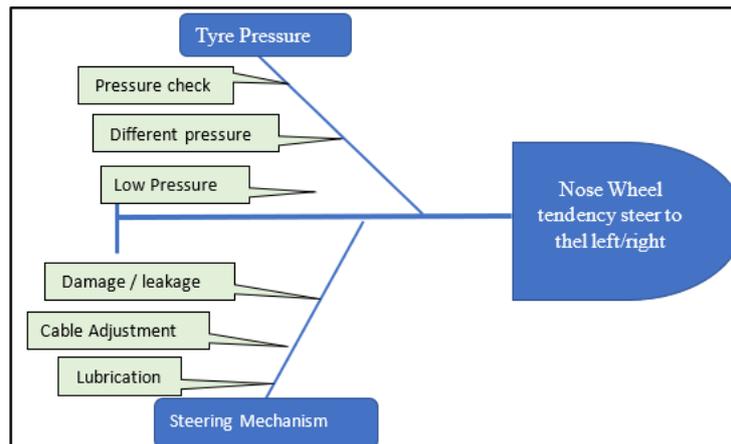
Data yang telah diperoleh selanjutnya dilakukan pengolahan dengan membuat fishbone kegagalan nose wheel steering system, fishbone digunakan untuk mengetahui penyebab kegagalan yang paling banyak terjadi pada nose wheel steering system.



Gambar 1. fishbone penyebab kegagalan yang terjadi pada Nose Wheel steering System

Dari gambar 2. di atas yaitu fishbone penyebab kegagalan *Nose Wheel Steering System*, dapat diketahui bahwa ada 3 masalah yang terjadi pada kegagalan *Nose Wheel Steering System* pada tahun 2020/2021 yaitu *Tendency*, *vibrate*, *steer straight*. Pada setiap masalah tersebut memiliki penyebab yang berbeda – beda. Pada *Tendency* memiliki beberapa penyebab seperti *lubrication*, *Nose Wheel Steering Cable*, *Steering Mechanism* dan *Tyre Pressure*. Pada *vibrate* disebabkan oleh *damage / leakage* pada *shock strut*. Pada *steer straight* dapat disebabkan oleh adanya gangguan atau ketidak normalan pada *tiller*.

Dari masalah yang terjadi dilapangan pada tahun 2020/2021 dapat dikerucutkan pada masalah yang paling sering terjadi yaitu *Nose Wheel tendency steer to the left/right* sebanyak 8 kasus. Untuk penjelasan lebih rinci dapat di lihat pada fishbone dibawah ini



Gambar 2. fishbone Nose wheel tendency to the left/right

Berdasarkan fishbone *Nose wheel tendency to the left/right* menunjukkan bahwa terdapat 2 penyebab masalah pada *nose wheel steer to the left/right* yaitu *tire pressure* dan *steering mechanism*. Dari 2 penyebab masalah ini memiliki factor penyebabnya masing – masing, seperti pada *tire pressure* dapat di sebabkan oleh *different pressure*, *pressure check*, ataupun *low pressure*. Sedangkan pada *steering mechanism* dapat di pengaruhi oleh *damage/leakage*, *cable adjustment*, dan *lubrication*.

b. Menghitung nilai RPN

Pada kasus 1 yaitu pada kasus *Steering collar dan torQ link need lubrication*

$$S = 5, O = 7, D = 5$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$5 \times 7 \times 5 = 175$$

Pada kasus 2 yaitu pada kasus *Nose wheel steering cable tidak pada posisinya*

$$S = 5, O = 6, D = 4$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$5 \times 6 \times 4 = 120$$

Pada kasus 3 yaitu pada kasus Dapat terjadi jika ada *damage Shock strut* pada *nose landing gear* atau terjadi kebocoran pada *shock strut*

$$S = 5, O = 6, D = 2$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$5 \times 6 \times 2 = 60$$

Pada kasus 4 yaitu pada kasus Dapat di sebabkan karena kurangnya tekanan pada *tyre*

$$S = 2, O = 7, D = 5$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$2 \times 7 \times 5 = 70$$

Pada kasus 5 yaitu pada kasus Dapat di sebabkan oleh *damage* pada *summing mechanism*, *cable control*, *system*, *steering actuator* atau kurangnya *lubrikasi* pada *nose wheel*

$$S = 2, O = 6, D = 4$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$2 \times 6 \times 4 = 48$$

Pada kasus 6 yaitu pada kasus Dapat disebabkan oleh *Steering tiller* tidak normal

$$S = 5, O = 5, D = 5$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$5 \times 5 \times 5 = 125$$

Pada kasus 7 yaitu pada kasus *tire low pressure*

$$S = 5, O = 7, D = 5$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$5 \times 7 \times 5 = 175$$

Pada kasus 8 yaitu pada kasus dapat disebabkan oleh *low pressure* pada *tire*

$$S = 2, O = 7, D = 5$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$2 \times 7 \times 5 = 70$$

Pada kasus 9 yaitu pada kasus Disebabkan oleh *Nose Wheel low pressure*

$$S = 4, O = 6, D = 4$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$4 \times 6 \times 4 = 96$$

Pada kasus 10 yaitu pada kasus dapat disebabkan adanya *damage* pada *Nose Landing Gear* atau pada *steering mechanism*

$$S = 5, O = 5, D = 4$$

$$S \times O \times D = RPN$$

$$5 \times 5 \times 4 = 100$$

c. Tabel FMEA

Tabel FMEA di bawah ini berisikan kegagalan yang terjadi pada nose wheel steering system beserta action atau Tindakan perbaikan yang dilakukan. Dari tabel 2 di yaitu tabel FMEA kegagalan *Nose Wheel Steering System* diperoleh nilai RPN tertinggi ada 2 yaitu 175 yaitu pada kasus *Steering collar dan torQ link need lubrication* dan pada kasus *Tire pressure*. Sedangkan nilai RPN terendah yaitu 48 pada kasus *Nose wheel friction*. Penyelesaian atau tindakan yang diambil dapat dilihat pada Tabel 4.1. table FMEA kegagalan pada *nose wheel steering system*.

Tabel 2. Tabel FMEA kegagalan nose wheel steering system

S U B S Y S T E M	SECTION	S U B S E C T I O N	Potential Failure Mode (potensi kegagalan)	Potential Effect of Failure	S E V E R E T Y	Potential Cause of Failure	O C C U R A N C E	Current Control Prevention	Current Control Detection	D E T E C T I O N	R E P A R T I O N	ACTION
N.W steering	actuator	Steering collar	Steering collar dan torQ link need lubrication	Pesawat Tendang mengarah ke kanan Ketika taxi	5	Pergerakan steering collar dan torq link terhambat	7	Dengan melakukan pelumasan pada steering collar dan torq link	Visual Check	5	175	Dilakukan pelumasan pada steering collar dan torq link

N.W steering	N.W steering	Control cable	posisi nose wheel steering cable	Nose wheel steering tendency mengarah kekiri Ketika taxiing	5	Posisi nose wheel steering cable tidak pada posisinya	6	General check and adjustment of nose wheel steering cable R16 P/N	Visual check	4	1 2 0	Melakukan pengecekan dan penyetelan pada cable nose wheel steering dan mengubah posisi tengah Check tension cable found as LBS 32 °C ops test steering menghasilkan baik
N.W steering	Nose wheel	Gear retraction	Gear retraction vibrate	Nose wheel vibrate pada gear retraction	5	Dapat terjadi jika ada damage Shock strut pada nose landing gear atau terjadi kebocoran pada shock strut	6	Pengecekan dimensi shock strut pada nose landing gear dan shock strut leakage	Report pilot	2	6 0	Berdasarkan FIM 32-51 TASK 801 hasil pengecekan dimensi shock strut pada nose landing gear normal dan no leakage pada shock strut
Nose Wheel steering System	Nose landing gear	Tyre	Tyre Pressure	Selama bergerak di darat pesawat tendency kekanan	2	Dapat di sebabkan karena kurangnya tekanan pada tyre	7	Dengan pengecekan pada tyre dan tyre wheel	Report pilot	5	7 0	Berdasarkan FIM 32-51 TASK 804 pengecekan tyre pressure hasilnya bagus dan pengecekan pada tyre wheel ditemukan normal
N.W steering	Steering system	Rudder pedal	Nose wheel friction	Rudder pedal steering memiliki tendensi bergerak ke kiri	2	Dapat di sebabkan oleh damage pada summing mechanism, cable control, system, steering actuator atau kurangnya lubrikasi pada nose wheel	6	Dengan melakukan inspeksi pada summing mechanism, cable control, system, steering actuator	Report pilot	4	4 8	Berdasarkan FIM 32 – 51 task 810 inspeksi pada summing mechanism, cable control, system, steering actuator tidak di temukan kerusakan(normal) kemudian melakukan lubrikasi pada nose wheel
N.W steering	Steering system	Rudder pedal	Tiller check	Rudder pedal steering tidak dapat dikemudikan lurus	5	Dapat disebabkan oleh Steering tiller tidak normal	5	Melakukan pengecekan pada steering tiller dengan mengemudikan nose wheel ke kanan dan ke kiri	Report pilot	5	1 2 5	Berdasarkan FIM 32 – 51 task 810 steer straight normally
N.W steering	Nose Landing Gear	Nose wheel	Tyre pressure	Selama taxi nose wheel tendency mengarah ke kiri lebih dari 7°	5	Tyre low pressure	7	Dengan melakukan inspeksi pada tyre dengan referensi FIM 32-42 Task 820 tyre inspection	Report pilot	5	1 7 5	Penggantian nose wheel Assy berdasarkan AMM task 32-45-21-000-801 dan task 32-45-21-400-801 Dan melakukan rotational and torque check result normal
N.W steering	Nose Landing Gear	Nose wheel	Tyre pressure check	Ketika taxi pesawat tendency ke kiri	2	Dapat disebabkan oleh low pressure pada tyre	7	Dengan melakukan tyre pressure pada kedua nose wheel dan visual check pada torque link dan nose gear steering cylinder	Report Pilot	5	7 0	Berdasarkan FIM 32-51 804 check tyre pressure both nose wheel memiliki pressure sama 200 psi
N.W steering	Nose Landing Gear	Nose wheel	Tyre pressure	Rudder steering memiliki tendency belok ke kanan	4	Disebabkan oleh Nose Wheel low pressure	6	Dilakukan penggantian nose wheel	Report Pilot	4	9 6	Berdasarkan FIM 32-51 task 810. Replace nose wheel #2 low pressure Referensi AMM task 32-45-21-000/400-801
N.W steering	Nose wheel Steering system	Steering system	Steering mechanism	Selama taxi Nose Wheel tendensi ke kiri lebih dari 7°	5	Dapat disebabkan adanya damage pada Nose Landing Gear atau pada steering mechanism	5	Melakukan inspeksi pada Nose Landing Gear atau pada steering mechanism	Report Pilot	4	1 0 0	Referensi AMM 32-21-00-200-801 Tidak ditemukan damage pada Nose Landing Gear atau pada steering mechanism

Sumber: Data AFML (Aircraft Flight and Maintenance Log) (Januari - desember) 2020/ 2021 (januari – juni)

Pada lubrikasi dapat di lihat pada AMM 12 – 21 – 21 *Nose Landing Gear – servicing*. Dalam AMM tersebut di jelaskan bagian – bagian yang memerlukan *lubrikasi pada nose wheel steering system* yaitu *nose landing gear Upper End components lubrication* dan *Nose landing gear Lower End Components lubrication*.

Nose Landing Gear Upper End components Lubrication

- a. Menggunakan sarung tangan *neoprene* atau *nitrille* dan pelindung mata
- b. Menggunakan *grease gun* untuk *melubrikasi nose landing gear* dengan *grease*
- c. *Nose Landing gear Upper End components lubrication*

Tabel 4. *Nose Landing gear Upper End components lubrication*

No	Nomenclature	Lubricant	Method of Application	Number of Locations
1	Actuator Support	BMS 3-33	Zerk	1
2	Retract Actuator	BMS 3-33	Zerk	3
3	Upper Drag Strut	BMS 3-33	Zerk	6
4	Lower Drag Strut	BMS 3-33	Zerk	2
5	Outer Cylinder	BMS 3-33	Zerk	2
6	Trunnion Bushing	BMS 3-33	Zerk	2

Sumber : *Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual*

Nose Landing Gear Lower End Components Lubrication.

- a. Menggunakan sarung tangan *neoprene* atau *nitrille* dan pelindung mata
- b. Menggunakan *grease gun* untuk *melubrikasi nose landing gear* dengan *grease*
Nose Landing gear Lower End components lubrication

Tabel 5. *Nose Landing gear Lower End components lubrication*

No.	Nomenclature	Lubricant	Method of Application	Number of Locations
1	Upper Torsion Link	BMS 3-33	Zerk	3
2	Steering Collar	BMS 3-33	Zerk	10
3	Tow Fitting Assembly	BMS 3-33	Zerk	2
4	Lower Torsion Link	BMS 3-33	Zerk	4
5	Inner Cylinder	BMS 3-33	Zerk	1
SJA ALL; Airplanes with 275A1106-5 Steering Actuator OD END				
6	Steering Actuator	BMS 3-33	Zerk	4
SJA ALL				

Sumber : *Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual*

d. Tire Pressure

Referensi perbaikan untuk kasus *Tire Pressure* yaitu berpedoman pada *Aircraft Manual Maintenance* (AMM). Pada *tire pressure referensi* perbaikan dapat dilihat pada AMM Task 12-15-51

Untuk memastikan keamanan personel dan tidak adanya *damage* pada *equipment*, maka sebelum melakukan pengecekan pada *tire pressure* pastikan telah memasang *downlock pins* pada *landing gear* dan *tail skid*. Tanpa *Downlock pins*, *landing gear* akan mengalami *retrack* dan *tail skid* dapat mengalami *extend*.

Landing gear tire pressure check dengan menggunakan *standardized* pada *nose* dan *main gear tie pressure*

- a. Memastikan *tire* sudah dalam keadaan dingin sebelum menghitung tekanan pada *tire*
- b. Pada *nose landing gear* membuka tutup lubang angin (*cap*)
- c. Memastikan bacaan dari alat pengukur (*gage*) sudah terkalibrasi. Pastikan bahwa alat pengukur memiliki nilai yang telah disetujui. Jika alat ukur tidak akurat dapat menyebabkan kesalahan pada saat pengisian tekanan, hal ini dapat menyebabkan kerusakan pada *tire*.
- d. Gunakan pengukur tekanan 0 – 300 psig (0-2069 kpa), STD – 1132 untuk mengukur tekanan.
- e. Jika pada *tire* terpasang kombinasi antara *tire pressure fill valve* dan *tie pressure transmitter* terpasang pada *tire / wheel*, gunakan *hand held device* yaitu *tire pressure sensor reader*, SPL-12301 untuk menghitung tekanan
- f. Lakukan pengecekan tekanan pada *tire*
 - a. Biarkan *tire* dingin minimum untuk 2 jam setelah terbang
 - b. Lakukan pengecekan tekanan pada *tire* dengan menggunakan alat ukur yang akurat
- c. Melakukan pencocokan hasil dari pengukuran tekanan dengan standar tekanan *tire* yang seharusnya.
- g. Jika *tire* memerlukan pengisian, maka sambungkan *tire inflator*, SPL-1527 pada katub gas, pompa *tire* dengan gas nitrogen sesuai dengan kebutuhan. Dalam melakukan pengisian tekanan pada *tire* gunakan sumber tekanan yang telah diatur sehingga tidak melukai orang dan merusak alat.
- h. Mengisi *main* dan *nose gear tire* pada 205 ± 5 psig (1413 ± 34 kPa untuk pesawat 737-600/ -700/ -800/ -900 tetapi tidak untuk 737-900ER.

Tabel 6. *main and nose gear standardized tire pressure*

<i>Measured Tire Pressure Main and Nose Gear Tire (Tire cold)</i>	<i>Maintenance action</i>
<i>Greater than 210 psig</i>	<i>Adjust to correct pressure</i>
<i>Between 200 psig and 210 psig</i>	<i>No action required</i>
<i>Measured Tire Pressure Main and Nose Gear Tire (Tire cold)</i>	<i>Maintenance action</i>
<i>Between 195 psig and 199 psig</i>	<i>Inflate the tire to the correct pressure</i>
<i>Between 185 psig and 194 psig</i>	<i>Inflate the tire to the correct pressure. It is recommended to check pressure again in 24 hours. If the tire pressure is found low again, replace the tire</i>
<i>Between 165 psig and 184 psig</i>	<i>Replace wheel and tire assembly</i>
<i>Below 165 psig</i>	<i>Replace wheel and tire assembly. If the wheel and tire assembly has turned with the airplane weight on it after the pressure decrease, replace the wheel and tire assembly installed on the opposite side of the axle.</i>

Sumber : Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual

4. Kesimpulan

Berdasarkan Analisis FMEA (*failure Mode and Effect Annalysis*) pada kegagalan *nose wheel steering system* pesawat boeing 737 – 800 pada januari 2020 – juni 2021, maka dapat disimpulkan sebagai berikut :

- a. Kegagalan / kerusakan yang terjadi pada *Nose Wheel Steering System* dapat disebabkan oleh *lubrication, tyre pressure, nose wheel steering cable* dan juga terdapat *leakage* atau *damage* pada *shock strut*.
- b. Penyebab kegagalan diatas dapat di atasi dengan melakukan perawatan pada *nose wheel steering system*, dan pada kasus yang memiliki nilai RPN tertinggi yaitu 175 yaitu pada kasus *Steering collar dan torQ link need lubrication* dan pada kasus *Tire pressure* dapat dilakukan *visual inspection* pada *Steering collar dan torQ link* dan *tire* sebelum pesawat melakukan penerbangan sehingga tidak ada gangguan Ketika pesawat digunakan. Sedangkan nilai RPN terendah yaitu 48 pada kasus *Nose wheel friction* dapat dilakukan dengan melakukan pengecekan pada *summing mechanism, cable control, system, steering actuator* untuk melihat apakah ada kerusakan dari komponen tersebut

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Boeing,2020,*Aircraft Maintenance Manual 737 NG Chapter 12*, Boeing
- [2] Boeing,2020,*Aircraft Maintenance Manual 737 NG Chapter 32*, Boeing
- [3] Boeing,2020,*Fault Isolation Manual 737 NG Chapter 32*, Boeing
- [4] SAEJ-1739,Failure Mode and Effect Analysis,AIAG,&ASQC,USA
- [5] Minda Mora,2012,Literatur Review On Aircraft Maintenance Program,
- [6] Cara menentukan nilai RPN FMEA <http://www.fmea-fmea.com-rpn.html> (diakses pada 10 februari 2021)

CASE ANALYSIS ON FLIGHT CONTROL SYSTEM SIKORSKY S76 C++ FAILURE FROM YAW CONTROL ASPECT

Fajar Khanif R¹, Indro Lukito², M.Imam Baihaqi³

¹²³ Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta

fajar.khanif@gmail.com

Abstract

Flight Control is a system that functions as a helicopter control center. Failure that occurs in flight control would certainly result inconvenience of the pilot in operating the helicopter, even the movement of the helicopter can out of control causing incident or accident. The continuity of the helicopter operation is affected by the maintenance system applied. One of mode moving system helicopter is yaw control, that could control the nose helicopter to move right and left. Fault Tree Diagram could described analytical technique, whereby an undesired state of the system is specified (usually a state that is critical from a safety or reliability standpoint). The system then analyzed in the context of its environment and operation to find the solution. Based on the analysis results of failures that occurred in the Sikorsky S76 C ++ helicopter flight control from yaw control aspect in the period of January 2015 to May 2018 with an average use of helicopter's 2092.05 flight hours, there were 46 failures which caused by yaw control. Based on diagram, there were 4 basic events which caused unschedule maintenance on Sikorsky S76 C ++ helicopter flight control system because of yaw fail control, so that a replacement or repair was needed for the components that affected to the system failure.

Keywords : Flight Control System, Yaw Control, Fault Tree Diagram.

1. Pendahuluan

Pesawat terbang merupakan armada yang digunakan dalam moda transportasi udara. Berdasarkan jenisnya, pesawat terbang dibagi menjadi dua, yaitu pesawat terbang bersayap tetap (*fixed wing*) dan helikopter (*rotary wing*). Dibandingkan pesawat bersayap tetap, helikopter memiliki keterbatasan dalam hal ketinggian serta kecepatan dan jarak jelajahnya. Namun helikopter memiliki keuntungan tersendiri karena helikopter dapat terbang ditempat, pergerakannya lebih fleksibel, *take off* dan *landing* secara vertikal, serta memiliki kemampuan menjelajah medan yang sulit.

Indonesia merupakan negara kepulauan dimana berdasarkan data yang dirilis oleh Kementerian Kelautan dan Perikanan Indonesia pada 18 Agustus 2017 memiliki 16.056 pulau. Hal ini tentunya menjadikan helikopter sebagai pemegang peranan penting agar dapat menjangkau seluruh wilayah Indonesia. Dalam pengoperasiaanya, helikopter sangat bergantung pada sistem perawatan yang dilakukan. Setiap komponen yang terlibat dalam aktivitas helikopter akan mengalami penurunan kemampuan sehingga pada akhirnya akan mengalami kerusakan seiring frekuensi pengoperasian helikopter dan keandalan dari komponen tersebut.

Berdasarkan CASR Part 43, “perawatan pesawat terbang merupakan semua pekerjaan yang dilakukan untuk mempertahankan pesawat udara, komponen-komponen pesawat udara, dan perlengkapannya dalam kondisi laik udara, termasuk *inspection, servicing, overhaul*, dan penggantian *parts*” [1]. Terdapat dua jenis perawatan, yaitu *scheduled maintenance* dan *unscheduled maintenance* [3]. Tujuan dari *scheduled maintenance* adalah untuk meningkatkan kemampuan unit atau *part-part* tertentu dan mengurangi jumlah kerusakan, sedangkan *unscheduled maintenance* mencakup semua tindakan perawatan yang tidak terjadwal yang

dilakukan karena adanya kegagalan suatu sistem atau produk yang kemudian diperbaiki untuk mengembalikan ke kondisi semula [3].

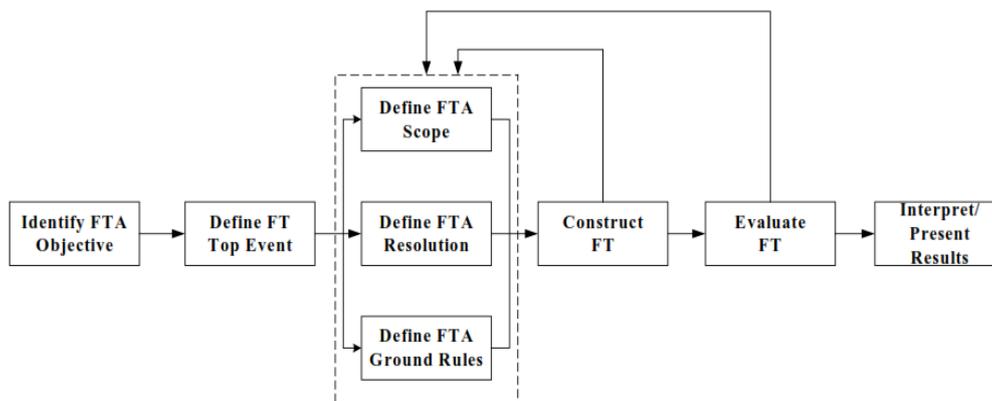
Perawatan pada helikopter memiliki beberapa perbedaan dengan pesawat dengan sayap tetap, hal ini dikarenakan pada helikopter komponen – komponen yang terpasang lebih banyak memiliki keterbatasan usia pemakaian. Selain itu dalam sikap terbangnya, helikopter sangat memerlukan kestabilan karena getaran yang timbul dari perputaran *engine* sangatlah besar. Sehingga fungsi dari *flight control* sebagai salah satu sistem yang mengontrol kestabilan sangatlah penting. Bahkan dalam perancangan pesawat terbang, analisis kestabilan menjadi salah satu topik analisa utama untuk mengetahui kemampuan pesawat dalam menjalankan misinya dan sikap pesawat saat mengalami gangguan [7].

Flight Control merupakan suatu sistem yang berfungsi sebagai pusat kendali helikopter. Seluruh aktivitas pergerakan pada helikopter dikontrol melalui sistem *flight control* tersebut melalui tiga jenis input kontrol, yaitu *collective stick*, *cyclic stick*, dan *control pedals*. *Output* dari kontrol yang diberikan pada helikopter berupa pergerakan *main rotor blade* dan *tail rotor blade*. Kegagalan yang terjadi pada *flight control* tentunya akan berakibat pada ketidaknyamanan pilot dalam mengoperasikan helikopter, bahkan pergerakan helikopter dapat lepas kendali sehingga menyebabkan *incident* maupun *accident*. Besarnya vibrasi yang dihasilkan oleh putaran *engine* pada helikopter menyebabkan usia komponen pada helikopter terbilang singkat, salah satunya komponen *flight control* tersebut. Oleh karena itu, pada jurnal akan dilakukan analisa penyebab kegagalan *flight control* dari aspek *yaw control*.

2. Metode Penelitian

Proses penelitian yang dilakukan adalah sebagai berikut:

- Melakukan pengambilan data dari dokumen AFML (*Aircraft Flight and Maintenance Log*) yang berupa data kerusakan pada *flight control system*.
- Melakukan pengolahan data dengan *fault tree diagram analysis*, tahapan-tahapan yang dilakukan dalam penyusunan *Fault Tree Analysis* sebagaimana pada gambar 1 [2].
-

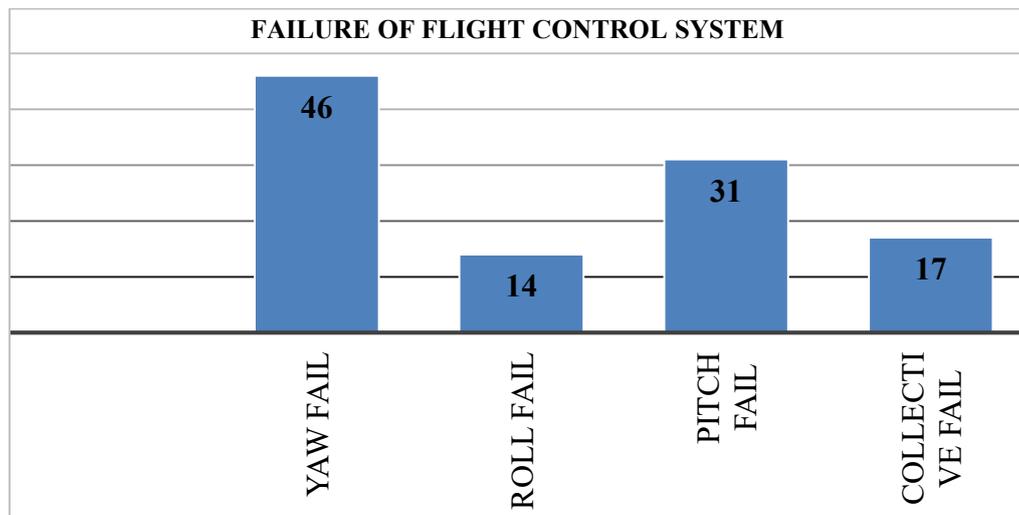


Gambar 1. Skema Fault Tree Analysis

- Selanjutnya setelah *fault tree diagram* terbentuk, dilakukan analisa dengan merujuk pada *Aircraft Maintenance Manual* dan AFML Helikopter Sikorsky S76 C++.
- Menetapkan hasil dari analisa dari penyebab kerusakan yang terjadi pada *flight control system* dari aspek *yaw control*.

Data yang digunakan adalah data kerusakan *flight control system* helikopter Sikorsky S76 C++ berdasarkan AFML dari periode 2015 sampai dengan 2018. Berdasarkan data

tersebut terdapat 4 penyebab utama kerusakan pada *flight control system*, yaitu *yaw fail*, *roll fail*, *pitch fail*, dan *collective fail*. Data yang diperoleh adalah sebagaimana pada gambar 2.



Gambar 2. Data Mode Kerusakan pada *Flight Control System*

Berdasarkan data yang diperoleh, mode yang akan dilakukan analisa adalah pada aspek *yaw control*, karena memiliki tingkat kerusakan yang paling sering terjadi. *Yaw control* merupakan control pergerakan helikopter untuk bergerak ke kanan dan ke kiri.

Data yang sudah diperoleh selanjutnya dilakukan pengolahan data dengan menggunakan *fault tree analysis* dengan tahap – tahap berikut :

- a. Mengidentifikasi Tujuan *Fault Tree Diagram*
Tujuan *Fault Tree Diagram* diungkapkan dalam bentuk kegagalan sistem yang akan dianalisis.
- b. Mendefinisikan *Top Event*
Top Event Fault Tree adalah peristiwa puncak yang menyebabkan kegagalan pada suatu sistem. *Top Event* mendefinisikan mode kegagalan sistem yang akan dianalisis. Dalam hal ini, *Top Event* kemudian didefinisikan dalam suatu cabang-cabang pohon kegagalan.
- c. Mendefinisikan Ruang Lingkup *Fault Tree Diagram*
Ruang lingkup *Fault Tree Diagram* menunjukkan yang mana dari kegagalan dan kontributor akan dimasukkan dan yang tidak akan dimasukkan sehingga ruang lingkup mencakup kondisi batas untuk dilakukan analisis.
- d. Mendefinisikan Resolusi *Fault Tree Diagram*
Resolusi adalah level detail yang menyebabkan kegagalan *Top Event* akan dikembangkan.
- e. Mendefinisikan Aturan Dasar *Fault Tree Diagram*
Aturan-aturan dasar ini termasuk prosedurnya dan nomenklatur dimana peristiwa dan gerbang diberi nama dalam *Fault Tree*. Skema penamaan yang digunakan sangat penting dalam menciptakan *Fault Tree* yang dapat dimengerti.
- f. Konstruksi *Fault Tree Diagram*
Bagian selanjutnya menjelaskan secara rinci komponen yang terlibat dalam membangun pohon kesalahan dari skema sistem dan deskripsi. Simbol yang digunakan pada *Fault Tree* untuk mewakili hubungan antar peristiwa juga dijelaskan.
- g. Melakukan Evaluasi *Fault Tree*

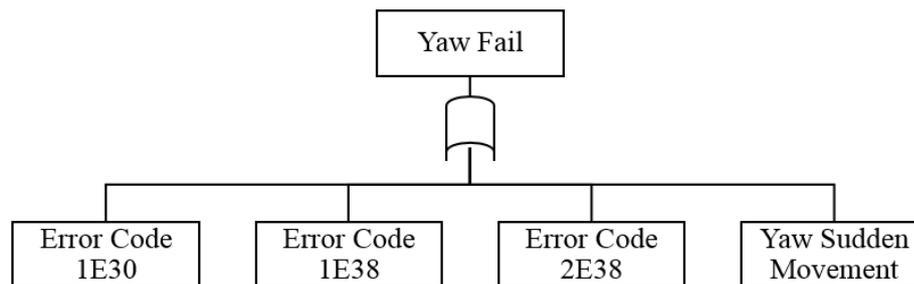
Dalam hal ini evaluasi *Fault Tree* mencakup evaluasi kualitatif. Evaluasi kualitatif memberikan informasi *Top Event* kemudian mencari akar permasalahan untuk pencegahan terjadinya *Top Event*.

h. Hasil

Tahap terakhir adalah menjelaskan hasil dari analisa yang sudah dilakukan.

3. Hasil dan Analisis

Data yang telah diperoleh selanjutnya dilakukan pengolahan dengan dengan membuat *fault tree diagram* pada gambar 3.



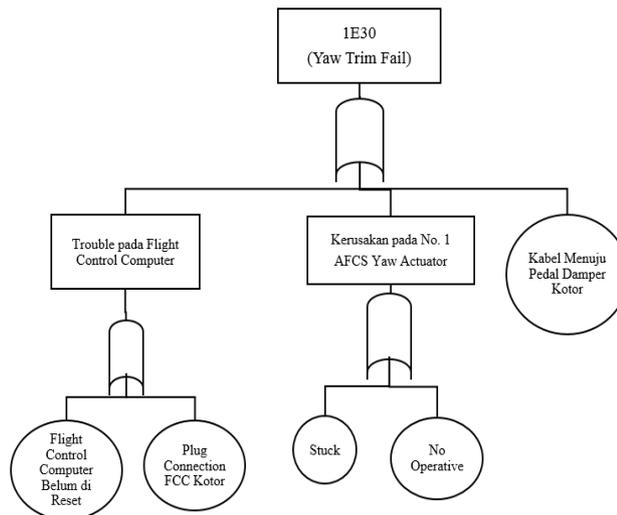
Gambar 3. *Fault tree yaw fail*

Yaw fail merupakan kondisi dimana *flight control system* pada helikopter Sikorsky S76 C++ mengalami kegagalan dalam melakukan pergerakan *yawing*. Sistem pergerakan helikopter pada mode *yaw* memiliki lengan pergerakan yang besar, sehingga gaya reaksi torsi yang dibutuhkan kecil [5]. Adapun pada kegagalan yang terjadi pada mode terjadi karena adanya *error code indicator* yang memberikan informasi kegagalan berupa *error code message* maupun kejadian yang dialami oleh pilot dalam melakukan penerbangan [4]. Berikut merupakan diagram *fault tree* mengenai kegagalan helikopter dalam melakukan pergerakan *yawing*.

Pada diagram gambar 3, terdapat empat (4) *intermediate event* yang menyebabkan kerusakan pada *yaw control*, diantaranya *error code 1E30*, *error code 1E38*, *error code 2E38*, dan *yaw sudden movement*. Kemudian dilakukan *break down* pada masing-masing *intermediate event* yang mempengaruhi *Yaw Fail*, diantaranya:

a. 1E30 (*Yaw Trim Fail*)

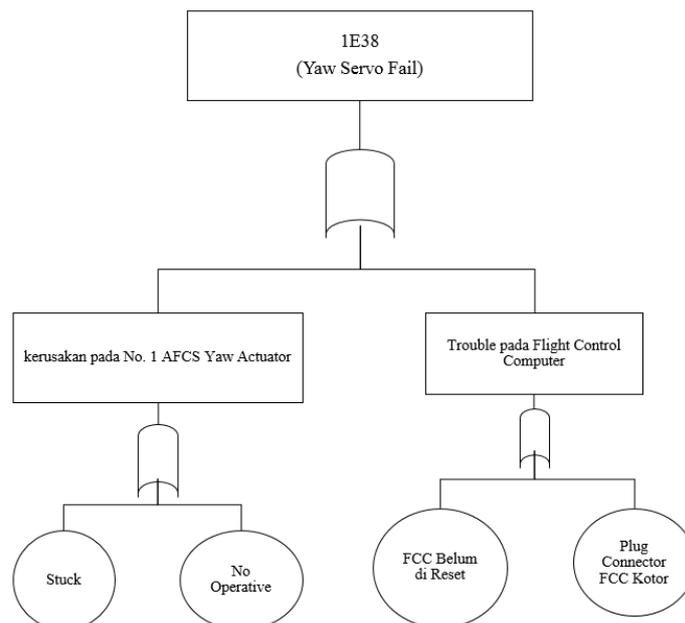
Terdapat beberapa komponen yang mengalami *trouble* maupun kerusakan yang menyebabkan *error code 1E30* sebagaimana pada gambar 4. *Trouble* pada *flight control computer* yang disebabkan *flight control computer* belum di *reset* dan *plug connection FCC* kotor, kerusakan pada No. 1 AFCS *Yaw Actuator* yang disebabkan karena *stuck* dan *no operative*, serta kabel menuju *pedal damper* kotor.



Gambar 4. Fault tree Error Code 1E30 (Yaw Trim Fail)

b. 1E38 (Yaw Servo Fail)

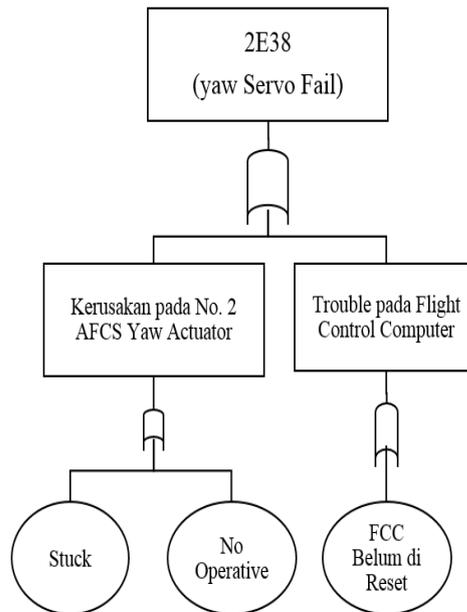
Message code error 1E38 merupakan kegagalan yang disebabkan *servo actuator* gagal melakukan pergerakan *directional* (Yaw) menuju sistem 1 AFCS. Hal ini disebabkan terjadinya kerusakan pada No. 1 AFCS Yaw Actuator yang mengalami *stuck* maupun *no operative* serta *trouble* yang terjadi pada *flight control computer* yang disebabkan *flight control computer* belum di *reset* serta *plug connection flight control computer* kotor sebagaimana digambarkan pada gambar 5.



Gambar 1. Fault tree Error Code 1E38 (Yaw Servo Fail)

c. 2E38 (Yaw Servo Fail)

Sama halnya dengan *message code error* 1E38, *message code error* 2E38 merupakan kegagalan yang terjadi pada *servo actuator* melakukan pergerakan *directional* (yaw), namun pada *message code error* 2E38 *servo actuator* mengalami kegagalan dalam melakukan pergerakan menuju sistem 2 AFCS. Gambar 6 merupakan diagram *fault tree* yang menunjukkan penyebab *message code error* 2E38.

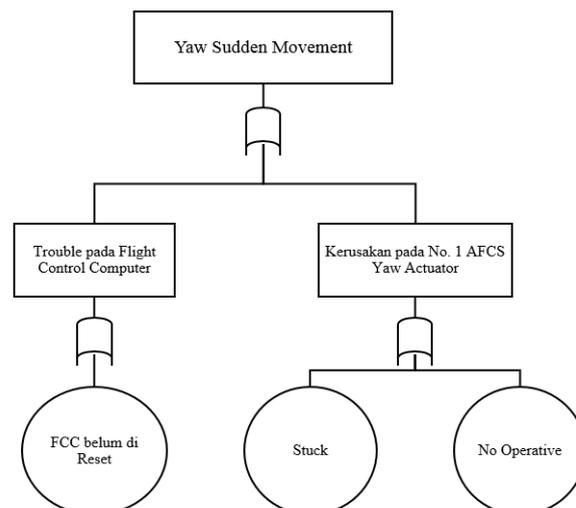


Gambar 2. *Fault tree Error Code 2E38 (Yaw Servo Fail)*

Berdasarkan analisis data AFML (*Aircraft Flight Maintenance Log Book*), *message code error 2E38* disebabkan oleh kerusakan yang terjadi pada No. 2 AFCS *Yaw Actuator* berupa *stuck* serta *no operative*. Selain itu *message code error 2E38* juga disebabkan karena *trouble* pada *flight control computer* yang disebabkan *flight control computer* belum di *reset*.

d. *Yaw Sudden Movement*

Yaw sudden movement merupakan kondisi dimana helikopter mengalami perubahan arah secara tiba-tiba tanpa adanya kontrol yang dilakukan oleh pilot. Kondisi ini disebabkan karena *trouble* yang terjadi pada *flight control computer* dimana *flight control computer* belum di *reset* serta kerusakan pada No. 1 AFCS *Yaw Actuator* karena *stuck* maupun *no operative*. Gambar 7 merupakan diagram *fault tree* yang menunjukkan penyebab *yaw fail* karena *yaw sudden movement*.



Gambar 3. *Fault tree Yaw Sudden Movement*

Kondisi di lapangan seringkali dipengaruhi oleh banyak faktor, seperti kondisi pemakaian serta penanganan, baik dalam perawatan ataupun penyimpanan di gudang [6]. Pada mode *yaw control* terdapat 4 penyebab dasar kerusakan yaitu belum melakukan mode *reset*

pada *Flight Control Computer*, terjadi *stuck*, tidak dapat dioperasikan, dan *plug connector Flight Control Computer* dalam kondisi kotor. Penyebab – penyebab tersebut dapat mempengaruhi kinerja dari AFCS No.1 *Yaw Actuator* dan *Flight Control Computer*, yang selanjutnya akan berdampak pada kemudi *yaw* yang mengalami masalah bahkan kegagalan. Kegagalan dalam mode *yaw control* dapat mempengaruhi kestabilan dari helikopter, sehingga dengan diketahui penyebab – penyebab dasarnya maka dapat dilakukan pencegahan sebelum terjadinya kegagalan seperti rutin melakukan pembersihan pada *plug connector Flight Control Computer*, dan rutin melakukan inspeksi pada AFCS No.1 *Yaw Actuator* dan *Flight Control Computer*.

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil pengolahan dan analisa data, maka dapat disimpulkan sebagai berikut:

- a. Penyebab terjadinya *Error Code 1E30 (Yaw Trim Fail)* adalah *Trouble* pada *Flight Control Computer*, *Trouble* pada No. 1 AFCS *Yaw Actuator*, dan Kabel menuju *Pedal Damper Kotor*.
- b. Penyebab terjadinya *Error Code 1E38 (Yaw Servo Fail)* adalah *Trouble* pada *Flight Control Computer* dan *Trouble* pada No. 1 AFCS *Yaw Actuator*.
- c. Penyebab terjadinya *Error Code 2E38 (Yaw Servo Fail)* adalah *Trouble* pada No. 2 AFCS *Yaw Actuator* dan *Trouble* pada *Flight Control Computer*.
- d. Penyebab terjadinya *Yaw Sudden Movement* adalah *Trouble* pada *Flight Control Computer* dan *Trouble* pada No. 1 AFCS *Yaw Actuator*.
- e. Setiap mode kegagalan berdasarkan *basic event* yang terjadi, maka pelaksanaan *scheduled maintenance* maupun *unscheduled maintenance* perlu dilakukan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] DGCA,2000, *Civil Aviation Safety Regulation Part 43. (Rev.01), Maintenance, Preventive Maintenance, Rebuilding, and Alteration*, Jakarta: DGCA.
- [2] *Fault Tree Handbook With Aerospace Applications*, Nasa Office of Safety and Mission Assurance, Washington DC. 2002
- [3] Kinnison A, Harry dan Siddiqui, T., 2004, *Aviation Maintenance Manajemen 2nd Edition*, The Mc Graw-Hill, New York.
- [4] *Maintenance Manual (MM) Sikorsky S-76*, PT. Pelita Air Service, Tangerang Selatan. 2013
- [5] (1990), "Helicopter Yaw Control: Review of Royal Aeronautical Society Conference", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 62 No. 5, pp. 23-25. <https://doi.org/10.1108/eb036942>
- [6] Rahmawati, F. K. (2019). Inventory Planning Management Of Low Pressure Filter Web (LPFW) On KT1-BEE Aircraft Based On Reliability Component In SKATEK 043. *Angkasa: Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi*, 11(2), 131-139.
- [7] Septiyana, A. (2020). STABILITY AND CONTROLABILITY ANALYSIS ON LINEARIZED DYNAMIC SYSTEM EQUATION OF MOTION OF LSU 05-NG USING KALMAN RANK CONDITION METHOD. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 18(2), 81-92.