

ISSN 2528 - 2778
Vol. 3 No.2 2018

JURNAL TEKNOLOGI KEDIRGANTARAAN

Aeronautic Technology Brings Prosperity of Indonesia



ISSN 2528 - 2778

Vol. 3 No.2 2018

JURNAL TEKNOLOGI KEDIRGANTARAAN

Aeronautic Technology Brings Prosperity of Indonesia



KATA PENGANTAR

Dengan mengucapkan puji syukur kepada Tuhan Yang Maha Esa, akhirnya Jurnal Teknologi Kedirgantaraan Volume 3 Nomor 2 Juli 2018, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan (FTK) Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma telah terbit. Terbitnya edisi kedua di tahun 2018 ini selain menjadi bukti apresiasi terhadap pengembangan diri civitas akademika yaitu dosen dan mahasiswa serta peminat bidang Teknik Penerbangan.

Jurnal ini memuat artikel-artikel hasil penelitian dan kajian analitis kritis bidang teknik penerbangan yang belum pernah dipublikasikan pada media lain. Adapun lingkup bahasan meliputi: *maintenance*, propulsi, avionik, struktur, material dan topik-topik yang berkaitan. Tujuan utama dari Jurnal Teknologi Kedirgantaraan adalah mempublikasikan hasil penelitian yang dilakukan dan memotivasi produktivitas karya ilmiah dalam bidang Teknik Penerbangan.

Jurnal Teknologi Kedirgantaraan ini terbit secara berkala dua volume dalam satu tahun. Kami selaku pengelola juga selalu melakukan pembenahan dan perbaikan agar Teknologi Kedirgantaraan ini dapat diakui secara nasional maupun internasional. Pada Volume 3 Nomor 2 Juli Tahun 2018 ini, Jurnal Teknologi Kedirgantaraan ini menghadirkan sejumlah tulisan yang berisi isu-isu yang menarik dan strategis. Jurnal edisi kali ini memuat 5 (lima) artikel. Judul artikel yang termuat dalam edisi kali ini adalah: *Analisis Feasibility Pengembangan Capability MRO Pemeliharaan Engine di Indonesia*, *Analisis Numerik Pengaruh Geometri Burung Berbentuk Capsule Terhadap Tekanan Impak*

Pada Kasus Bird Strike, Perancangan Duct Fan dan Analisa Aliran Pada Hovercraft Dast-13 Dengan Metode CFD (Computational Fluid Dynamics), Analisis Numerik Efek Diskontinuitas Tumbukan Kecepatan Rendah, Penggunaan Reliability Mapping Pada Evaluasi Schedule Maintenance dan Unschedule Maintenance.

Beberapa artikel dalam edisi kali ini diharapkan mampu memberikan sumbangsih bagi perkembangan ilmu bidang Teknik Penerbangan khususnya di Indonesia. Redaksi mengucapkan banyak terimakasih kepada para kontributor pada Jurnal Teknologi Kedirgantaraan edisi kali ini yang sebagian telah menunggu lama untuk artikelnya diterbitkan. Sekali lagi, semoga jurnal ini bermanfaat bagi munculnya ide-ide segar dalam pembahasan isu-isu strategis. Redaksi juga mengharapkan masukan dan kiriman naskah-naskah karya ilmiah dalam bidang Teknik Penerbangan.

Jakarta, Juli 2018

Dewan Redaksi

SUSUNAN DEWAN REDAKSI
JURNAL TEKNOLOGI KEDIRGANTARAAN (JTK)

PENANGGUNG JAWAB

Ir. Freddy F., MM.

DEWAN REDAKSI

KETUA

Dr. Edy K. Alimin, B.Sc., M.Sc.

ANGGOTA

Sahril Afandi Sitompul, S.T., M.T.

Bismil Rabeta, S.T., M.T.

Aprilia Sakti K., S.Si., M.Si.

Endah Yuniarti, S.Si., M.Sc.

Tri Susilo, S.T., M.T.

Alamat Redaksi :

Fakultas Teknologi Kedirgantaraan
R. 215 Kampus A
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Jl. Halim Perdanakusuma
Jakarta - 13610
Telp. 021 8093475 ext 16
Fax. 021 8009246
e-mail : ftkunsurya@gmail.com

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
KATA PENGANTAR	ii
SUSUNAN DEWAN REDAKSI	iv
DAFTAR ISI	v
 Analisis Feasibility Pengembangan Capability MRO Pemeliharaan Engine di Indonesia Freddy Franciscus	 1-6
 Analisis Numerik Pengaruh Geometri Burung Berbentuk Capsule Terhadap Tekanan Impak Pada Kasus Bird Strike Endah Yuniarti, Simon Sindu H., Sahril Afandi S	 7-12
 Perancangan Duct Fan dan Analisa Aliran Pada Hovercraft Dast-13 Dengan Metode CFD Tri Susilo, Aprilia Sakti K., Kartiko Wasis	 13-19
 Analisis Numerik Efek Diskontinuitas Tumbukan Kecepatan Rendah Bismil Rabeta, Sahril Afandi Sitompul	 20-25
 Penggunaan Reliability Mapping Pada Evaluasi Schedule Maintenance dan Unschedule Maintenance Mufti Arifin, Aprilia Sakti K., Afid Nurul	 26-33

ANALISIS *FEASIBILITY* PENGEMBANGAN *CAPABILITY* MRO PEMELIHARAAN ENGINE DI INDONESIA

Freddy Franciscus*

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

*Corresponding Author: freddyf60@rocketmail.com

Abstrak – Bisnis pemeliharaan pesawat terbang di Indonesia masih sangat menarik sejalan dengan pertumbuhan jumlah pesawat terbang yang dimiliki maskapai domestik. Sekitar 65% porsi biaya pemeliharaan pesawat terbang milik maskapai domestik belum terserap MRO Indonesia. Sebagian besar porsi yang belum terserap tersebut adalah kluster pemeliharaan *engine* dan komponen pesawat terbang, dimana hanya terserap sekitar 10% (USD 100 Juta) dari 75% (USD 750 Juta Th 2017) biaya pemeliharaan *engine* (35%) dan komponen (45%) pesawat terbang yang dikeluarkan oleh maskapai Indonesia. Dari serapan 10% biaya pemeliharaan *engine* dan komponen tersebut porsi serapan biaya pemeliharaan *engine* saja hanya 5% (USD 50 Juta) dari 35% (USD 350 Juta) biaya pemeliharaan *engine*. Masih ada sekitar 30% (USD 300 Juta) yang merupakan peluang MRO Indonesia untuk mengembangkan *capability* pemeliharaan *engine* milik maskapai Indonesia. Dari beberapa tipe jet engine yang ada di maskapai Indonesia, CFM56-7B yang mempunyai populasi terbanyak yaitu 450 *engine*. Dari analisa *feasibility* terhadap pengembangan *capability* MRO engine untuk pemeliharaan CFM56-7B diperoleh hitungan ROI dan Pay Back Period/PBP program pengembangan *capability engine* tersebut masing-masing adalah 24,57% dan 4.4 tahun dan nilai tersebut menunjukkan bahwa proyek pengembangan MRO engine CFM56-7B tersebut *feasible*.

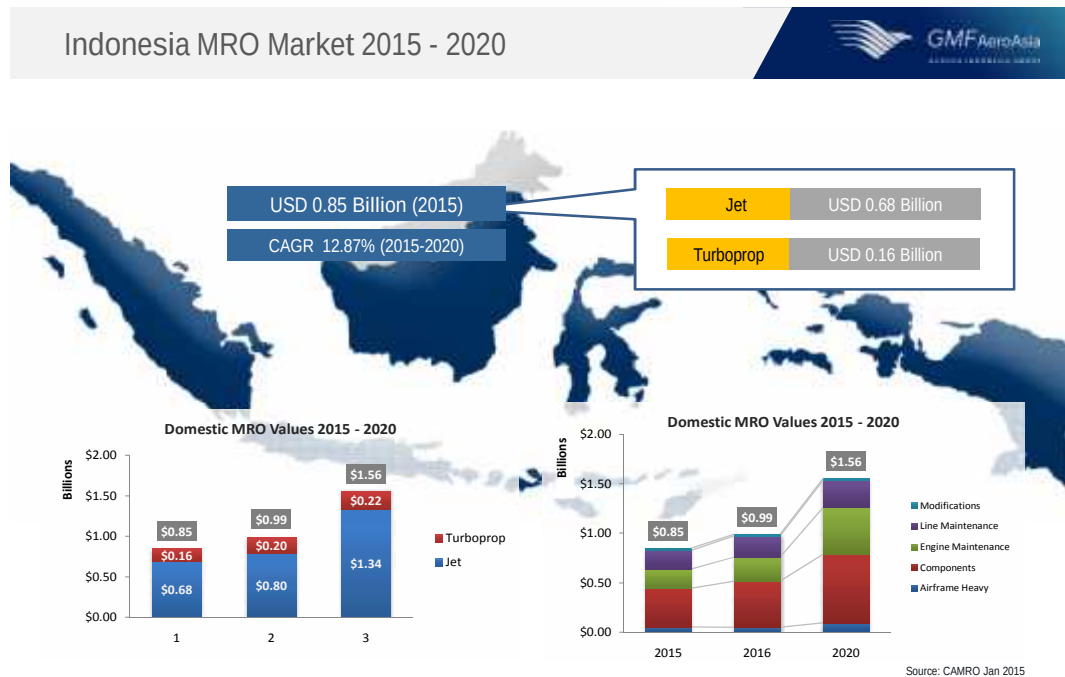
Kata kunci : Feasibility, MRO, engine, ROI, PBP

Abstract – The aircraft maintenance business in Indonesia is still very attractive along with increasing number of aircraft on Indonesia airlines. As much as 65% of the aircraft maintenance costs of domestic airlines that have not been absorbed by MRO Indonesia. Most of the unabsorbed portions are aircraft engine and component maintenance clusters which only absorb about 10% (USD 100 Million) of 75% (USD 750 Million Th 2017) engine maintenance costs (35%) and aircraft components (45%), issued by Indonesian airlines. From the 10% uptake of engine maintenance costs and components, the portion of engine maintenance maintenance uptake is only 5% (USD 50 Million) of 35% (USD 350 Million) engine maintenance costs. There is still around 30% (USD 300 Million) which is an opportunity for MRO Indonesia to develop the engine maintenance capability of Indonesian airlines. Based on several types of jet engines in Indonesian airlines, CFM56-7B engine which has the largest population of 450 engines. From the feasibility analysis on the development of the capability of the MRO engine for maintenance of the CFM56-7B, the ROI and Pay Back Period / PBP calculations for the capability engine development program are 24.57% and 4.4 years respectively. The ROI and PBP show that the CFM56-7B MRO engine development project is feasible.

Keywords : Feasibility, MRO, engine, ROI, PBP

I. PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang



Gambar 1.1. Indonesia MRO Market 2015-2020^[1]

Dari Gambar 1.1 Indonesia MRO Market 2015 – 2020^[1] dan dari tulisan ilmiah di Jurnal Fakultas Teknologi Kedirgantaraan No. 1 Vol 3, Januari 2018, pada halaman 2 poin 1.1 Latar Belakang pada alinea terakhir dimana dijelaskan bahwa ‘Klaster pemeliharaan engine dan komponen pesawat terbang adalah klaster yang masih minim penyerapan pendapatan nya oleh MRO di Indonesia yaitu hanya menyerap sekitar 10% (USD 100 Juta) dari 75% (USD 750 Juta Th 2017) biaya pemeliharaan engine dan komponen pesawat terbang yang dikeluarkan oleh maskapai Indonesia^[2]. Dimana terlihat dari grafik di atas bahwa dari porsi 10% biaya pemeliharaan yang dapat diserap dari total

75% biaya pemeliharaan engine dan komponen tersebut, pemeliharaan engine hanya menyerap 5% (USD 50 Juta) dari 35% (USD 350 Juta) biaya pemeliharaan engine yang dikeluarkan oleh maskapai penerbangan Indonesia’. Karena minimnya daya serap MRO engine di Indonesia terhadap kebutuhan pemeliharaan engine milik maskapai Indonesia, maka untuk mengoptimalkan daya serap MRO engine di Indonesia perlu dilakukan kajian untuk meneliti dan menganalisa tentang tipe engine yang mana yang feasible untuk dibangun capability dan fasilitas MRO nya dalam usaha memperbesar daya serap biaya pemeliharaan engine pesawat terbang maskapai Indonesia.

1.2 Permasalahan

Total biaya untuk belanja pemeliharaan pesawat terbang milik maskapai Indonesia Tahun 2017 sekitar USD 1 Miliar. Sekitar 35% dari total biaya tersebut yaitu USD 350 Juta adalah biaya untuk belanja pemeliharaan engine pesawat terbang. Sementara itu hanya sekitar 5% dari total biaya pemeliharaan tersebut yang bisa diserap oleh MRO engine Indonesia yaitu hanya sekitar USD 50 Juta. Masih ada sekitar USD 300 Juta yang belum terserap oleh MRO engine dalam negeri dan hal tersebut menjadi peluang dan sekaligus tantangan menarik buat MRO engine di Indonesia untuk mengambil porsi yang lebih besar dalam bisnis pemeliharaan engine pesawat terbang.

II. PEMBAHASAN

2.1 Pesawat Dan Jet Engine Yang Dipakai Maskapai Berjadwal Indonesia

Berdasarkan data-data 'Indonesia Aviation outlook 2017 by INACA' untuk jenis pesawat dan jet engine serta populasinya yang dimiliki maskapai di Indonesia, dapat di *summary* seperti pada Tabel 2.1.

Tabel 2.1 Beberapa Jenis Pesawat Jet Dan Type Enginenya Yang Dimiliki Maskapai Indonesia^[3]

No	PESAWAT	JUMLAH PESAWAT	TYPE ENGINE	JUMLAH ENGINE	KET
1	B 777-300	4	RR-900	8	SPARE 1
				8	
2	A 330-200	8	RR-800	16	
3	A 330-300	11	RR-800	22	
				38	SPARE 2
4	B 737-800	139	CFM56-7B	278	
5	B 737-900	75	CFM56-7B	150	
6	B 737-MAX8	9	CFM56-7B	18	
(*)				446	SPARE 4
7	A 320-200	115	CFM56-5B	110	
				110	SPARE 1
			IAE V2500	120	
				120	SPARE 1

(*) Engine CFM 56-7B adalah engine yang mempunyai populasi terbanyak di Indonesia yaitu total sekitar 450 engine

Dari Tabel 2.1 terlihat bahwa engine pesawat B737 800/900/MAX yaitu CFM56-7B adalah engine yang mempunyai populasi terbanyak di Indonesia yaitu sekitar 450 Engine.

2.2 Analisa Feasibility Pengembangan Capability MRO Engine

Tabel 2.2 Proyeksi Pendapatan 5Th

No	Pendapatan	Tahun ke-1	Tahun ke-2	Tahun ke-3	Tahun ke-4	Tahun ke-5
1	Jasa Perawatan Engine CFM56-7B (Growth 10%/Year)	\$180,000,000.00	\$198,000,000.00	\$217,800,000.00	\$239,580,000.00	\$263,538,000.00
(*)	Asumsi Jumlah engine yang melakukan perawatan 10 EA/Bln dan Biaya perawatan USD 1.5 Juta/Engine					
Investasi :						
1	Peralatan	Jumlah	USD (X1000)			
	Engine Test Cell & Perlengkapannya	1	\$150,000,000			
2	Tanah dan Bangunan dll	1	\$1,000,000			
	Total Investasi		\$151,000,000			

Tabel 2.3 Cash Flow Jasa Pemeliharaan Engine CFM 56-7B

	Tahun ke-1	Tahun ke-2	Tahun ke-3	Tahun ke-4	Tahun ke-5
Cash In					
Pendapatan Jasa Pemeliharaan	\$180,000,000.00	\$198,000,000.00	\$217,800,000.00	\$239,580,000.00	\$263,538,000.00
Sindikasi Bank	\$150,000,000.00				
Sub Total	\$180,000,000.00	\$198,000,000.00	\$217,800,000.00	\$239,580,000.00	\$263,538,000.00
Cash Out					
Installment test cell (*)	\$30,900,000.00	\$30,900,000.00	\$30,900,000.00	\$30,900,000.00	\$30,900,000.00
Sewa Kendaraan (50 mobil, @350USD/Mo)	\$210,000.00	\$210,000.00	\$210,000.00	\$210,000.00	\$210,000.00
Maintenance test cell (15%)	\$27,000,000.00	\$29,700,000.00	\$32,670,000.00	\$35,937,000.00	\$39,530,700.00
Operation (listrik, air, fuel dll 10%)	\$18,000,000.00	\$19,800,000.00	\$21,780,000.00	\$23,958,000.00	\$26,353,800.00
Salary (10 %)	\$18,000,000.00	\$19,800,000.00	\$21,780,000.00	\$23,958,000.00	\$26,353,800.00
Bangun Gedung dan Fasilitas Maint	\$1,000,000.00				
Installment Bank		\$30,000,000.00	\$30,000,000.00	\$30,000,000.00	\$30,000,000.00
Biaya lain2 (3%)	\$5,400,000.00	\$5,940,000.00	\$6,534,000.00	\$7,187,400.00	\$7,906,140.00
Sub Total	\$100,510,000.00	\$136,350,000.00	\$143,874,000.00	\$152,150,400.00	\$161,254,440.00
EBITDA (Earning Before Int, tax & dep)	\$79,490,000.00	\$61,650,000.00	\$73,926,000.00	\$87,429,600.00	\$102,283,560.00
Depresiasi (Straight)	\$30,200,000.00	\$30,200,000.00	\$30,200,000.00	\$30,200,000.00	\$30,200,000.00
Interest Bank Loan (3%)	\$4,500,000.00	\$4,500,000.00	\$4,500,000.00	\$4,500,000.00	\$4,500,000.00
Gross Profit	\$44,790,000.00	\$26,950,000.00	\$39,226,000.00	\$52,729,600.00	\$67,583,560.00
Tax 15%	\$11,923,500.00	\$9,247,500.00	\$11,088,900.00	\$13,114,440.00	\$15,342,534.00
Net Profit/EAITDA	\$32,866,500.00	\$17,702,500.00	\$28,137,100.00	\$39,615,160.00	\$52,241,026.00
(*) Bunga Bank 3%/Year					
ROI	24.57%	Th			
PBP	4.40				

Dari Tabel 2.1 terlihat bahwa tipe jet engine yang ada di maskapai Indonesia dan populasinya adalah 450 engine pesawat B737-800/900/MAX (CFM56-7B), 120 engine pesawat A320 (IAE-V2500), 110 engine pesawat A320 (CFM56-5B), 38 engine pesawat A330-200/300 (RR-800) dan 8 engine pesawat B777-300 (RR-900). Dimana engine CFM56-7B yang mempunyai populasi terbanyak yaitu 450 engine. Sedangkan dari Tabel 2.2 dan 2.3 diperoleh perhitungan feasibility pengembangan MRO pemeliharaan engine CFM56-7B yaitu bahwa dengan ROI 24,57% dan PBP 4,4 Tahun maka proyek pengembangan MRO engine tersebut sangat *feasible* walaupun dengan beberapa catatan yang harus diperhatikan.

2.3 Langkah-Langkah Yang Harus Diperhatikan Dalam Pengembangan Capability Mro Engine

Langkah-langkah penting yang harus dilakukan agar pengembangan MRO Engine dapat terlaksana dan sukses adalah:

1. Pertama, harus ada kerjasama konsorsium minimal antara dua maskapai besar di Indonesia yang banyak memakai engine CFM56-7B
2. Dari hitungan feasibility pembangunan fasilitas MRO Engine CFM56-7B

pada pesawat B737-800/900/MAX untuk mendirikan MRO Engine yang mempunyai capability lengkap

2. Lokasi MRO harus strategis sekitar airport dan berfungsi sebagai bonded area yang terintegrasi 'one stop solution'
3. Harus ada kerjasama yang baik antar kementerian terkait yaitu Kementerian Perhubungan, Kementerian Perindustrian, Kementerian Keuangan dan Kemeneg BUMN agar semua proses supply chain berjalan lancar
4. Bekerjasama dengan pabrikan Engine CFM56-7B yaitu General Electric untuk mendirikan MRO engine tersebut untuk mendapatkan approval dari pabrikan dan sekaligus sertifikat dari FAA

III. KESIMPULAN DAN SARAN

3.1 Kesimpulan

1. Engine CFM56-7B adalah engine yang mempunyai populasi jumlah terbesar di Maskapai Indonesia yang di pakai oleh pesawat B737-800/900/MAX yaitu sejumlah sekitar 450 Engine. Jumlah tersebut sangat menggiurkan bagi MRO engine yang mempunyai capability pemeliharaan CFM56-7B terlihat bahwa ROI nya 24,57% dan PBP nya 4,4 Tahun dan hal tersebut

menggambarkan bahwa pembangunan fasilitas MRO Engine CFM56-7B sangat feasible

3. Beberapa hal harus diperhatikan agar pengembangan fasilitas MRO engine CFM56-7B tersebut dapat berjalan lancar antara lain : harus ada kerjasama konsorsium antara dua atau lebih maskapai besar di Indonesia yang banyak memakai pesawat B737-800/900/MAX, harus ada koordinasi dan sinkronisasi dengan kementerian-kementerian terkait dan juga dengan pabrikan CFM56-7B General Electric untuk membantu kelancaran dan perizinan membangun fasilitas MRO engine di bonded area sekitar airport internasional.

3.2 Saran

Perlu adanya kajian ilmiah lanjutan untuk menghitung dan menganalisa feasibility type engine yang lain yang populasinya juga banyak. Selain itu juga perlu dilakukan kajian feasibility MRO komponen yang masih minim tingkat resapan terhadap

pemeliharaan komponen pesawat terbang yang dimiliki maskapai Indonesia.

DAFTAR PUSTAKA

1. GMF Aeroasia, *Opportunity of Cooperation*, Seminar AMROI 12-13 Mei 2015
2. Franciscus, F., 2018, Review Strategi Pengembangan MRO di Indonesia, *Jurnal Teknologi Kedirgantaraan*, ISSN 2528-2778, Vol. 3 No. 1 Januari 2018, halm 1-5
3. Indonesia National Air Carriers Association/INACA, 'Indonesia Aviation Outlook 2017'
4. Rusada Aviation MRO Technologies, *How the MRO industry is investing in the next generation*, Farnborough International Airshow, Aviation Industry June 26th 2016
5. Chausse, J., 2007, *Building and Maintaining Engine Value*, GE-Aviation
6. Derbex, A., 2017, CFM56 After Market Assessment: Strong Prospects Ahead, <http://www.aviationweek.com>, diakses pada 24 Mei 2018
7. Viera, D. R., Loures, P. L., 2016, Maintenance, Repair and Overhaul (MRO) Fundamentals and Strategies : An Aeronautical Industry Overview, *International Journal of Computer Applications*, 0975-8887, Vol. 135 No. 12 Februari 2016.
8. County, R. B., 2016, *Aircraft Repair Station Feasibility Study*, Issued by : Better City, The Town of Rangely

ANALISIS NUMERIK PENGARUH GEOMETRI BURUNG BERBENTUK *CAPSULE* TERHADAP TEKANAN IMPAK PADA KASUS *BIRD STRIKE*

Endah Yuniarti*, Simon Shindu H, Sahril Afandi Sitompul

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia
*Corresponding Author: endah.yuniarti13@gmail.com

Abstrak – Penelitian ini mempelajari pengaruh geometri burung terhadap tekanan impak pada kasus tabrak burung, yaitu tekanan hugoniot dan stagnasi. Geometri burung berbentuk *capsule* atau silinder dengan kedua ujung setengah bola. Geometri disimulasikan dengan rasio L/D yang berbeda yaitu 1,4; 1,6; 1,8 dan 2. Model material elastis, plastis, hidrodinamik digunakan pada simulasi. Simulasi model burung dilakukan dengan metode *lagrangian* pada variasi kecepatan 100 m/s, 200 m/s dan 300 m/s. Hasil simulasi menunjukkan dengan variasi rasio L/D diperoleh nilai tekanan *Hugoniot* jauh lebih tinggi sekitar 10-19 kali lipat tekanan stagnasi pada L/D = 1,4, 8-18 kali pada L/D = 1,6, 9-17 kali pada L/D = 1,8 dan 4-16 kali pada L/D = 2. Nilai tekanan *Hugoniot* menunjukkan nilai yang lebih rendah pada rasio L/D 1,6 dibanding rasio lainnya pada kecepatan 200 m/s dan 300 m/s dan tekanan stagnasi lebih tinggi pada rasio L/D 2 pada kecepatan impak 200 m/s dan 300 m/s.

Kata kunci: Tabrak burung, Geometri Burung, Tekanan Impak, Metode Elemen Hingga.

Abstract – This research studies influence of bird geometry on impact pressures during bird strike, namely Hugoniot and Stagnation pressure. Bird geometry is capsule or cylinder with hemisphere end. The geometry is simulated with different L/D ratio, 1.4, 1.6, 1.8 and 2. Elastic-plastic hydrodynamic material model is used in simulation. Bird model simulation are using lagrangian method and initial velocities are 100 m/s, 200 m/s dan 300 m/s. The results show variation of L/D ratio provide Hugoniot pressure 10-19 times higher than stagnation pressure in L/D = 1.4, 8-18 times in L/D = 1.6, 9-17 times in L/D = 1.8 and 4-16 times in L/D = 2. Hugoniot pressures show lower in ratio L/D = 1.6 compared to other for velocities 200 m/s and 300 m/s and stagnation pressure higher in ratio L/D = 2 for velocities 200 m/s and 300 m/s.

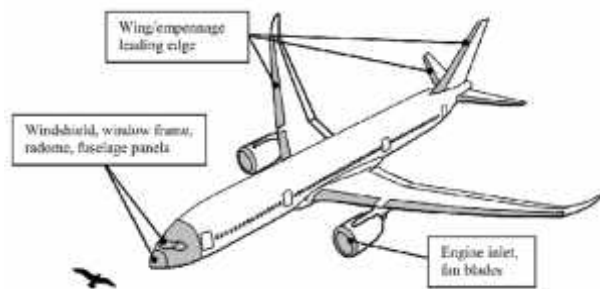
Keywords: Bird Strike, Bird Geometry, Impact Pressure, Finite Element Method.

I. PENDAHULUAN

Kasus tabrak burung (*Bird strike*) biasa juga dikenal *BASH* (*Bird Aircraft Strike Hazard*) didefinisikan sebagai tabrakan antara hewan terbang (pada umumnya burung) dengan kendaraan buatan manusia, khususnya pesawat terbang. Tabrak burung merupakan ancaman yang signifikan terhadap keselamatan penerbangan dan menjadi salah satu penyebab beberapa kecelakaan dengan korban jiwa manusia.

Berdasarkan data yang tersedia, industri penerbangan komersial telah mengalami kerugian besar akibat kejadian tabrak burung. Data dari International Bird Strike Committee, 55 kejadian fatal telah terjadi antara tahun 1912 dan 2009, terdapat 108 buah pesawat rusak dan 277 penumpang meninggal. Selama penerbangan militer, korban jiwa dan kerusakan pesawat menunjukkan setidaknya 283 pesawat rusak, menyebabkan 141 kematian antara tahun 1959 dan 1999 [1].

Terkait kerusakan atau kegagalan struktur akibat fenomena tabrak burung rentan terjadi pada struktur permukaan luar pesawat udara. Komponen struktur tersebut berupa *windshield*, *radome*, *fuselage skin/panels*, *fan blade* maupun *inlet engine* [2], seperti ditunjukkan pada Gambar 1.1.



Gambar 1.1 Ilustrasi komponen struktur pesawat yang rentan terhadap tabrak burung [2].

Pemodelan model burung sangat diperlukan guna memprediksi gaya dan tekanan yang ditimbulkan saat impact. Pengujian secara eksperimen akan membutuhkan biaya dan waktu yang lama serta penggunaan burung yang terbatas. Sebelum proses sertifikasi uji tabrak burung, pengujian dilakukan dengan

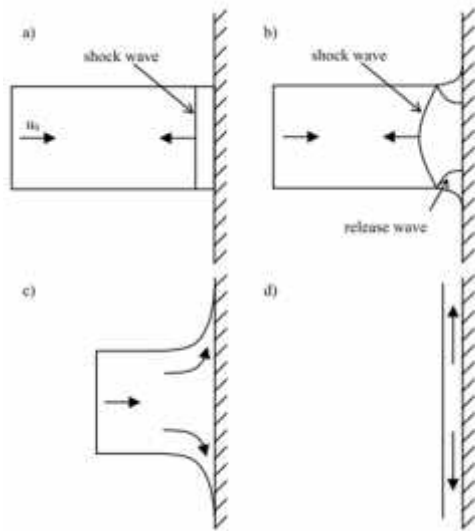
material yang menyerupai perilaku burung, berupa material *gelatine*. Penentuan dimensi dapat dilakukan dengan metode numerik guna memperoleh akurasi impact sebelum pengujian material tersebut.

II. LANDASAN TEORI

Impact antara burung dan komponen struktur menunjukkan burung mengalami deformasi yang berlebihan atau besar dan cenderung mengikuti bentuk permukaan target. Hal ini terjadi ketika tegangan yang ditimbulkan pada saat impact jauh melebihi *yield stress* dari burung tersebut. Perilaku ini dikenal sebagai material '*soft body*', terkait dengan kekuatan/kekakuan material burung yang sangat rendah dibanding dengan komponen struktur yang menjadi target impact. Perilaku material burung yang menyerupai fluida ketika tumbukan dapat dihitung secara analitik menggunakan teori hidrodinamika. Keterbatasan metode analitik karena geometri dan material yang kompleks, dapat dilakukan dengan menggunakan metode numerik yaitu dengan metode elemen hingga.

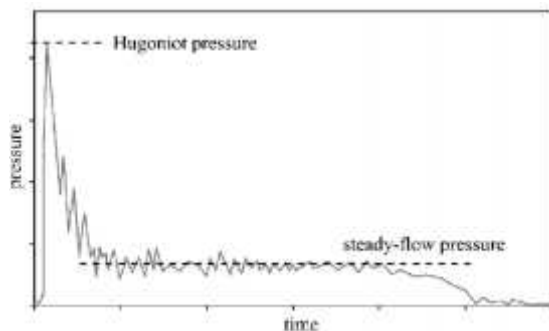
2.1 Teori Hidrodinamika

Penelitian awal tentang tabrak burung pada bidang datar telah dilakukan oleh Wilbeck dan Barber [3-6]. Perilaku tumbukan terdiri dari empat tahap: a) initial shock saat kontak tumbukan awal, b) shock tumbukan menurun, c) aliran deformasi steady dan d) penurunan tekanan, seperti ditunjukkan pada Gambar 2.1.



Gambar 1.1 Ilustrasi gelombang *shock* dan *release* pada tumbukan *soft body* dengan *rigid wall* [2].

Grafik tekanan tiap saat pada kasus tumbukan antara *soft body* dan permukaan *rigid* ditunjukkan oleh Gambar 2.2.



Gambar 2.2 Kurva tekanan terhadap waktu pada tumbukan *soft body* dengan permukaan *rigid* [2].

Tekanan puncak awal pada saat kontak kasus tumbukan tegak lurus bidang disebut dengan *Hugoniot Pressure* (P_H).

$$P_H = \rho_0 u_0 u_s \quad (1)$$

dengan ρ_0 kerapatan awal impaktor.

Tekanan stagnasi (P_s) dapat diformulasikan dengan persamaan Bernoulli:

$$P_s = \frac{1}{2} \rho_0 u_0^2 \quad (2)$$

Total durasi saat tumbukan, t_D , diperoleh dengan pendekatan waktu yang

dibutuhkan impaktor mengalir sepanjang dimensi L impaktor tersebut:

$$t_D = \frac{L}{u_0} \quad (3)$$

2.2 Metode Elemen Hingga kasus Tabrak Burung

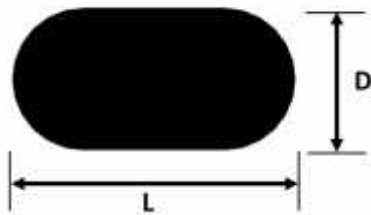
Pengujian secara eksperimen membutuhkan biaya tinggi dan tidak cukup informasi yang diberikan terkait respon struktur pada saat pembebanan. Metode numerik merupakan salah satu upaya untuk mengatasi permasalahan tersebut. Melalui metode numerik penelitian dapat memperoleh kajian data yang berguna seperti distribusi tegangan, perpindahan, serta visualisasi 3D deformasi struktur yang diamati. Perubahan model material dan geometri pada penelitian tidak membutuhkan tambahan biaya dan pengujian yang diperlukan dapat dilakukan lebih cepat, hemat dan akurat.

Metode numerik yang umum digunakan berbasis metode elemen hingga. Pendekatan simulasi untuk tabrak burung yang dilakukan menggunakan *Lagrangian Modeling Method*, *Eulerian Modeling Method*, *Arbitrary Lagrangian-Eulerian Method (ALE)* dan *Smooth Particle Hydrodynamics (SPH)* [2]. Pada penelitian ini metode numerik dengan pemodelan *lagrangian* dipelajari lebih lanjut.

III. PEMODELAN DAN SIMULASI NUMERIK

3.1 Geometri dan Meshing

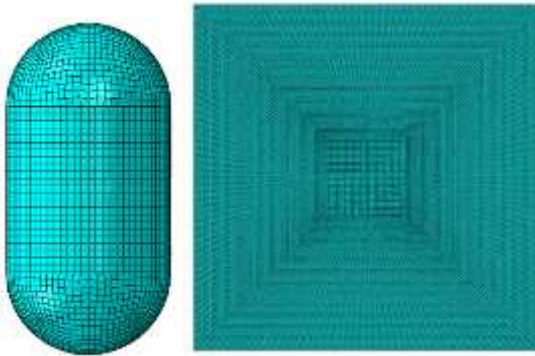
Pada simulasi tabrak burung digunakan pemodelan burung dengan definisi rasio dimensi panjang dan diameter seperti pada Gambar 3.1 dan nilai dimensi ditunjukkan pada Tabel 3.1. Pelat memiliki ukuran 1 m x 1 m dipilih dan deformasi burung masih terjadi pada pelat hingga simulasi berakhir.



Gambar 3.1 Definisi geometri model burung.

Tabel 3.1 Variasi Dimensi

Ratio (L/D)	Diameter, D (m)	Panjang, L (m)
1.4	0.185	0.132
1.6	0.200	0.125
1.8	0.214	0.119
2	0.228	0.114



Gambar 3.2 Meshing model burung dan pelat.

Meshing pada model burung menggunakan jenis elemen *linear hexahedral C3D8R* dan model pelat dengan jenis elemen *Shell Quad S4R*, seperti ditunjukkan pada Gambar 3.2. Ukuran meshing yang digunakan rata-rata 5 mm. pengaturan *distortion control* dan *enhanced hourglass control* digunakan pada simulasi ini [3].

3.2 Data Material

Properti material burung yang digunakan ditunjukkan pada Tabel 3.2. Pada tekanan tinggi, material burung didefinisikan menggunakan properti Equation of State (EOS) yang diinput seperti pada Tabel 3.3. Pelat didefinisikan sebagai material baja.

Tabel 3.2 Data Material [3]

Mass (kg)	Density (kg/m ³)	Shear Modulus (GPa)	Yield Stress (MPa)	Hydrostatic Cut-off Stress (MPa)
1,8	938	0,01	0,1	2,75

Tabel 3.3 EOS [3]

f1 (MPa)	f2	ϵ_{vol}
0	0	0
15.82	0	-0.0073
32.56	0	-0.0139
51.17	0	-0.0209
68.85	0	-0.0280
87.45	0	-0.0347
106.06	0	-0.0415
127.46	0	-0.0487
147.93	0	-0.0551
168.40	0	-0.0616
191.66	0	-0.0681
213.98	0	-0.0746
238.17	0	-0.0812
263.29	0	-0.0878
289.34	0	-0.0945
315.39	0	-0.1003
342.37	0	-0.1071
370.29	0	-0.1134
399.13	0	-0.1194
429.83	0	-0.1258
460.53	0	-0.1318
493.09	0	-0.1383
526.59	0	-0.1444
561.01	0	-0.1500
595.43	0	-0.1562

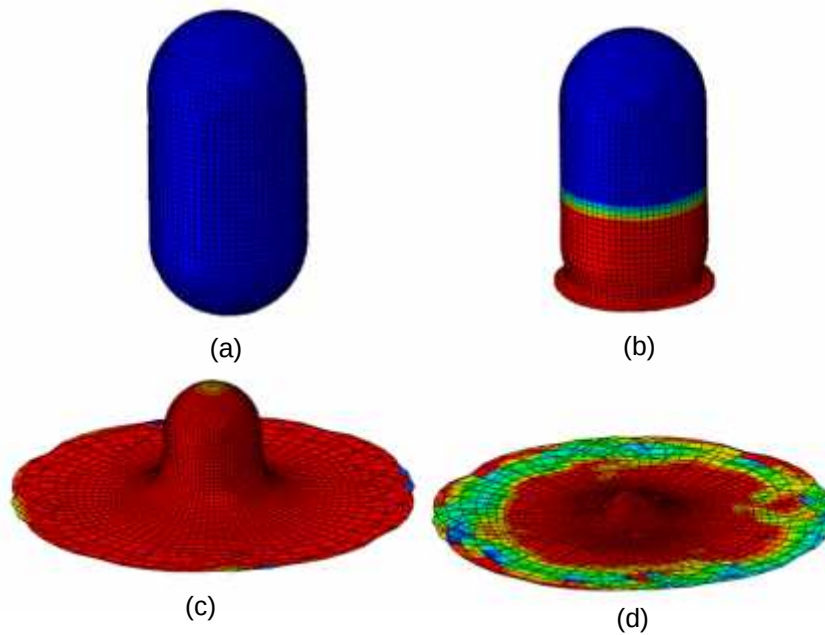
3.3 Kondisi Pembebanan dan Kondisi Batas

Beban impak diberikan dengan variasi kecepatan awal tumbukan pada burung sebesar 100 m/s, 200 m/s dan 300 m/s. Kondisi batas/tumpuan ditentukan pada bagian sisi-sisi ujung pelat dengan kondisi ditahan (*fixed*).

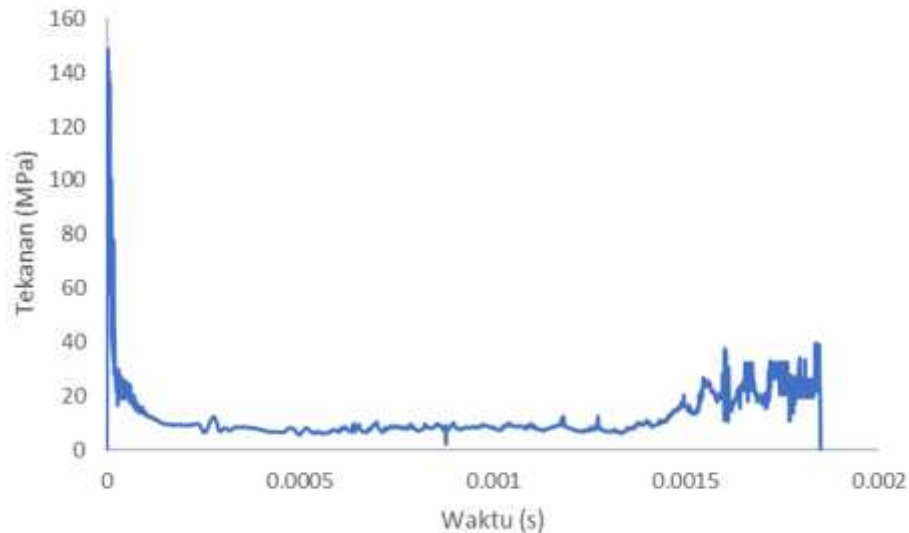
IV. HASIL SIMULASI DAN ANALISIS

Hasil deformasi dengan model material yang digunakan dapat dilihat pada Gambar 4.1. Nilai tekanan yang diperoleh dengan cara mengambil data gaya kontak antara burung dan pelat tiap saat dan dibagi dengan area kontak tiap saat. Sementara, nilai tekanan stagnasi diperoleh dengan cara mengintegrasikan nilai tekanan pada selang $\frac{1}{3}t_D$ hingga $\frac{2}{3}t_D$ kemudian dibagi dengan $\frac{1}{3}t_D$. Keluaran simulasi tabrak burung berupa grafik tekanan tiap saat ditunjukkan pada Gambar 4.2 dan mewakili hasil lain yang memiliki pola grafik tekanan yang sama yaitu tekanan *Hugoniot* di awal impak dan tekanan stagnasi. Hasil tekanan *Hugoniot* dan tekanan stagnasi dirangkum pada Tabel 4.1 dan 4.2.

Nilai tekanan *Hugoniot* jauh lebih tinggi sekitar 10-19 kali lipat tekanan stagnasi pada $L/D = 1,4$, 8-18 kali pada $L/D = 1,6$, 9-17 kali pada $L/D = 1,8$ dan 4-16 kali pada $L/D = 2$. Nilai tersebut menunjukkan tekanan dapat menjelaskan kegagalan lokal yang terjadi pada kasus tabrak burung. Hasil simulasi tekanan *Hugoniot* menunjukkan nilai yang lebih rendah pada rasio L/D 1,6 dibanding rasio lainnya pada kecepatan 200 m/s dan 300 m/s dan tekanan stagnasi lebih tinggi pada rasio L/D 2 pada kecepatan impact 200 m/s dan 300 m/s.



Gambar 4.1 Pola deformasi burung rasio $L/D = 2$ pada kecepatan 200 m/s tiap waktu berikut:
(a) $t = 0$ s, (b) $t = 6e-05$ s, (c) $t = 2,8e-04$ s, (d) $t = 5,6e-04$ s.



Gambar 4.2 Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,4$ pada kecepatan 100 m/s.

Tabel 4.1 Hasil Tekanan Hugoniot

L/D	Tekanan Hugoniot (MPa)		
	100 m/s	200 m/s	300 m/s
1.4	147	317	531
1.6	159	212	402
1.8	149	355	517
2	125	341	516
Rata-rata	145	306	491

Tabel 4.2 Hasil Tekanan Stagnasi

L/D	Tekanan Stagnasi (MPa)		
	100 m/s	200 m/s	300 m/s
1.4	7.95	24.85	51.16
1.6	8.60	28.71	48.86
1.8	8.55	40.39	52.38
2	7.93	82.08	59.80
Rata-rata	8.26	44.01	53.05

V. KESIMPULAN

Hasil simulasi numerik dengan variasi rasio L/D diperoleh nilai tekanan *Hugoniot* jauh lebih tinggi sekitar 10-19 kali lipat tekanan stagnasi pada $L/D = 1,4$, 8-18 kali pada $L/D = 1,6$, 9-17 kali pada $L/D = 1,8$ dan 4-16 kali pada $L/D = 2$. Nilai tekanan *Hugoniot* menunjukkan nilai yang lebih rendah pada rasio L/D 1,6 dibanding rasio lainnya pada kecepatan 200 m/s dan 300 m/s dan tekanan stagnasi lebih tinggi

pada rasio L/D 2 pada kecepatan impact 200 m/s dan 300 m/s.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Allan, J. R. (2000) *The costs of bird strikes and bird strike prevention. In Human conflicts with wildlife: Economic considerations* (pp. 147-153). Lincoln, NE: USDA National Wildlife Research Center Symposia.
- [2] Sebastian Heimbs (2011) *Bird Strike Analysis in Aircraft Engineering: An Overview*. Advances in Mechanical Engineering Research, Vol 3. Nova Science Publishers, Inc.
- [3] SIMULIA, *A strategy for bird strike simulations using Abaqus/Explicit*. Dassault Sytemes,
- [4] J.P. Barber, H.R. Taylor, J.S. Wilbeck, *Bird impact force and pressures on rigid and compliant target*. Technical Report AFFDL-TR-77-60, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.
- [5] J.S. Wilbeck, *Impact behavior of low strength projectiles*. Technical Report AFML-TR-77-134, Wright-Patterson Air Force Base, 1978.
- [6] J.S. Wilbeck, J.P. Barber, *Impact bird loading*, The Shock and Vibration Bulletin 48, 2 (1978) 115-122.

Perancangan *Duct Fan* dan Analisa Aliran Pada Hovercraft Dast-13 Dengan Metode *Computational Fluida Dynamics*

Tri Susilo,ST,MT, Aprilia Sakti K, SSI,Msi, Kartiko Wasis

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia
*
Corresponding Author : trisusilo@lionair.co.id

Abstrak – *Duct fan* hovercraft berperan sebagai selubung penutup dari *propeller* dimana dengan adanya *duct fan* pusaran udara jadi lebih efisien dan *duct fan* sendiri dapat meningkatkan *thrust* maksimum dimana menjaga udara agar tetap di dalam dan keluar dengan *thrust* yang masimum, untuk memaksimalkan keadaan tersebut *duct fan* juga harus dibuat atau dirancang sedemikian rupa untuk mendapatkan hasil yang maksimal. Oleh sebab itu penulis membuat perancangan *duct fan* dalam dua bentuk pemodelan dimana pemodelan pertama berbentuk *duct fan accelerating* dan pemodelan kedua *duct fan decelerating*. Material yang digunakan pada pemodelan adalah carbon fiber. Pemodelan *duct fan* hovercraft dast-13 menggunakan *software solidworks*. Dengan menggunakan *flow simulation*, dari hasil *simulation flow* didapat nilai maksimal pada *velocity* (x), total *pressure* dan *thrust* maksimum pada *duct fan decelerating*. Dengan hasil dapat di tersebut dapat di tentukan *duct* yang akan dipilih adalah *duct fan decelerating* dengan hasil maksimum pada hasil *simulation flow*.

Kata Kunci : *Duct fan accelerating*, *Duct fan decelerating*, *Thrust*, *simulasi flow*, *solidworks*.

Abstract – The hovercraft fan duct acts as cover cloak from the propeller where the duct fan air velocity becomes more efficient and the duct fan itself can increase the maximum thrust which keeps the air in and out with a maximum thrust, to maximize the state of the duct fan must also be created or designed in such a way to get maximum results. The authors model is a duct fan accelerating and modeling of both duct fan decelerating. The material used in modeling is carbon fiber. Modeling duct fan hovercraft dast-13 using solidworks software. By using flow simulation, from the simulation flow result obtaine the maximum value on velocity (x), total pressure and maximum thrust on duct fan decelerating. With the result can be in the specified duct to be selected is duct fan decelerating with maximum results on the simulation flow results.

Keywords: *Duct fan accelerating*, *Dcut fan decelerating*, *Thrust*, *Simulation flow*, *solidworks*.

I. PENDAHULUAN

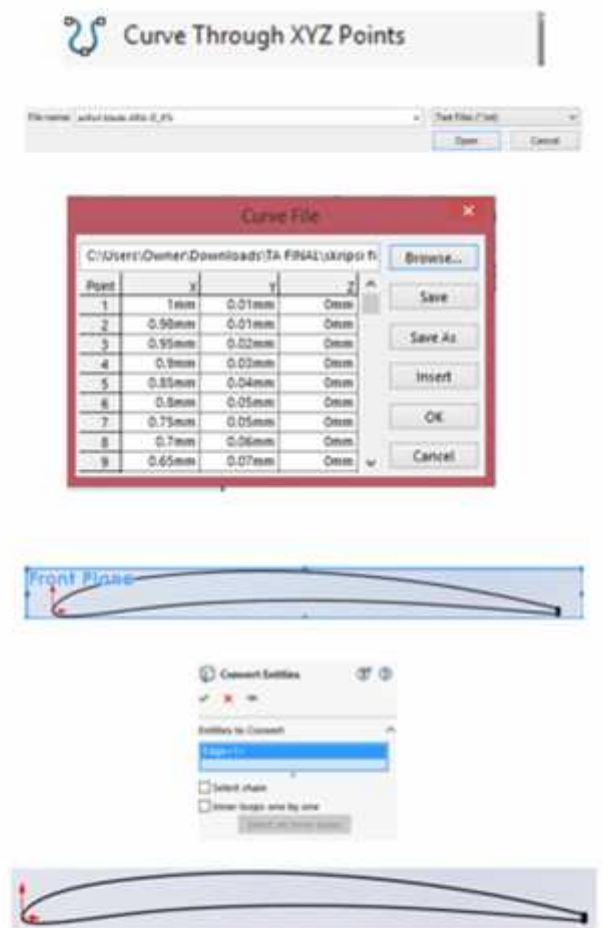
Indonesia sebagai Negara berkembang dan juga Negara kepulauan, masih mempunyai kendala dalam sarana transportasi. Hal ini karena Indonesia mempunyai wilayah yang sangat luas dimana ada wilayah yang tidak dapat terjangkau dengan sarana transportasi konvensional. Menurut beberapa penelitian, sarana transportasi sungai merupakan sarana yang umum digunakan untuk mencapai daerah-daerah yang terpencil tersebut. Akan tetapi tidak semua jenis sungai yang ada di Indonesia dapat digunakan sebagai sarana transportasi yang aman, karena lebih sulit dan berbahaya bila dibandingkan sarana transportasi melalui darat. Dengan kondisi-kondisi diatas, perlu dipikirkan suatu kendaraan *alternative* yang dapat digunakan untuk mengatasi kendala-kendala diatas. *Air cushion Vehicle* merupakan salah satu jawaban sarana transportasi yang dapat diandalkan kemampuannya. Hovercraft yang merupakan salah satu jenis kendaraan berbatalan udara dapat digunakan untuk medan yang sulit tersebut. Karena keistimewaannya yang beroperasi secara melayang dengan ketinggian tertentu di atas bidang kerjanya, maka hovercraft merupakan salah satu *alternative* sarana transportasi untuk daerah-daerah yang sulit dijangkau, seperti beberapa daerah pedalaman Indonesia. Berdasarkan pemikiran-pemikiran diatas, maka tim hovercraft dast-13 ingin membuat perancangan hovercraft ringan untuk sarana transportasi sungai dan pedalaman dengan kapasitas 3 orang bernama hovercraft dast-13. Jenis hovercraft ini adalah hovercraft ringan kelas jelejah yang pada umumnya dan menggunakan sistem integrated untuk sistem angkat dan dorongnya. Dalam menunjang system angkat dan dorong hovercraft dast-13 penulis ingin membuat perancangan *duct fan* dan analisa aliran pada *duct fan* yang akan digunakan dalam hovercraft dast-13. Dimana penulis akan membuat pemodelan *duct fan* dan membahas analisa aliran pada *duct fan* dengan metode CFD, dalam pemodelan bentuk *duct fan* dibuat dengan bantuan software

solidwork 2105. *Solidworks* juga digunakan untuk mendukung perhitungan analisis, karena merupakan *software* yang berbasis *computational fluid dynamics* (CFD). CFD merupakan metode penghitungan dengan sebuah kontrol dimensi, luas dan volum dengan memanfaatkan bantuan komputasi komputer untuk melakukan perhitungan pada tiap-tiap elemen pembagiannya.

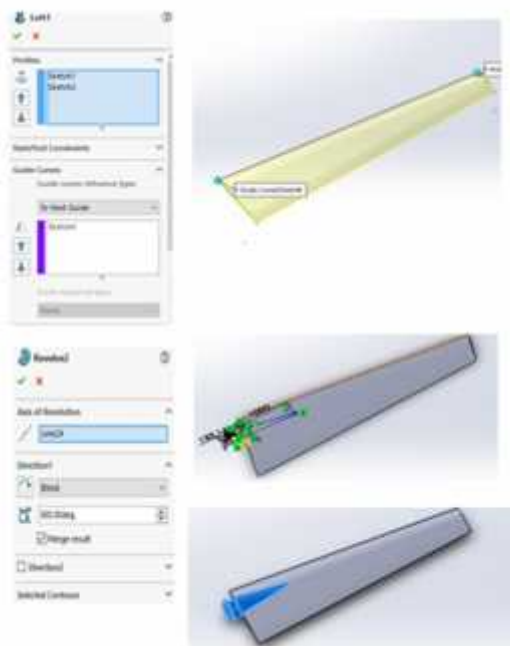
II. METODE PENELITIAN

Objek dari penelitian ini adalah *duct fan* yang mengacu pada geometry dari perancangan yang akan dibuat pada hovercraft dast-13. Pemodelan *duct* dan *fan* nya menggunakan airfoil simetris, untuk blade menggunakan airfoil ARA-D_6% dan untuk *duct* menggunakan airfoil NACA 633418-il.

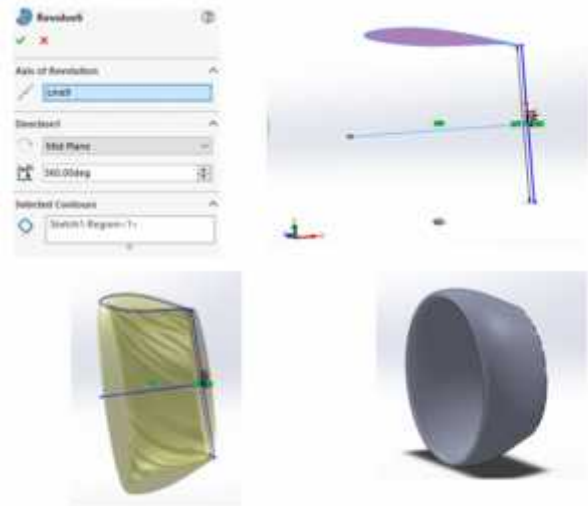
2.1 Pemodelan



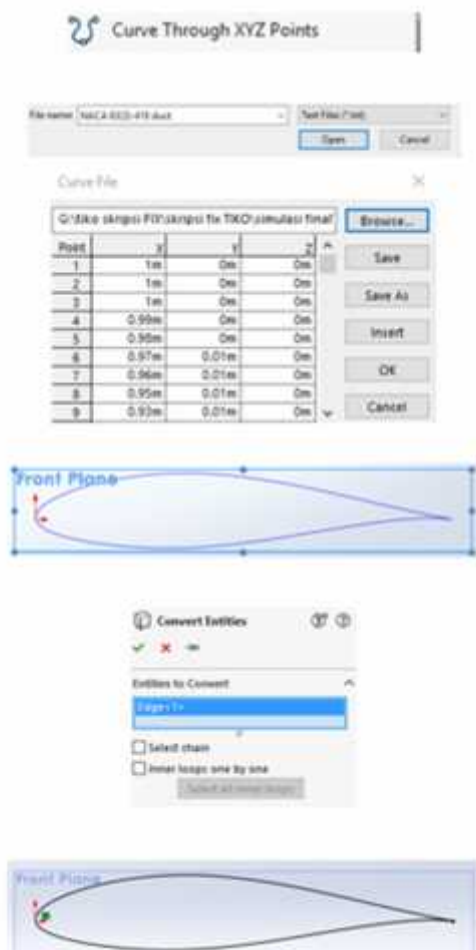
Gambar 2.1 Sketsa Airfoil Blade Naca ARA-D_6%



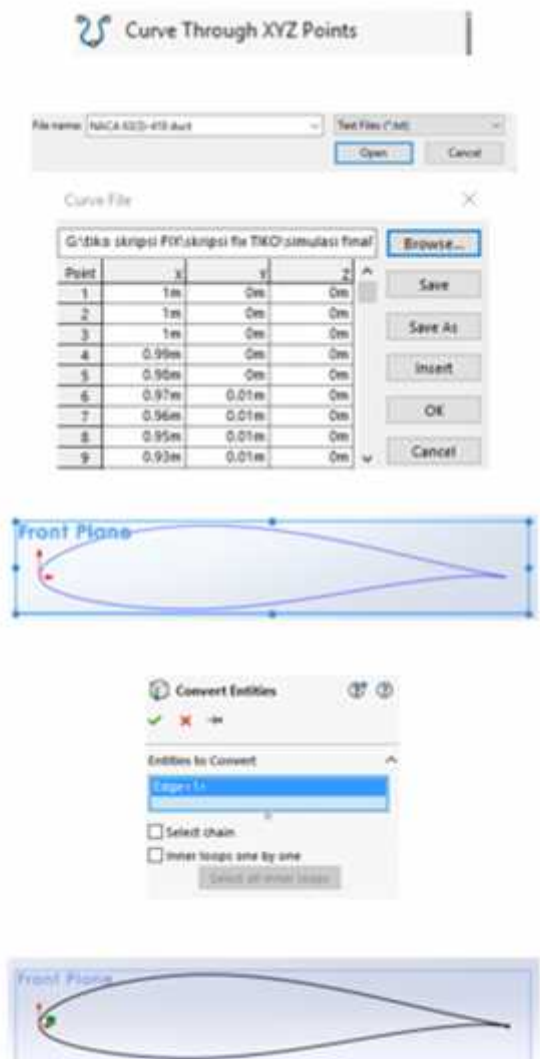
Gambar 2.2 *Lofted airfoil*



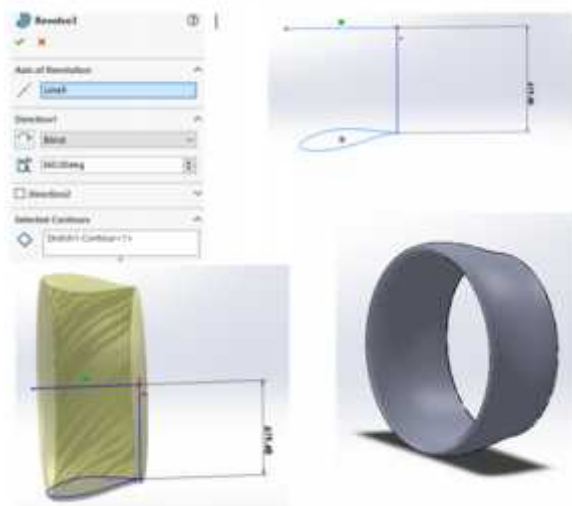
Gambar 2.4 Revolve airfoil duct



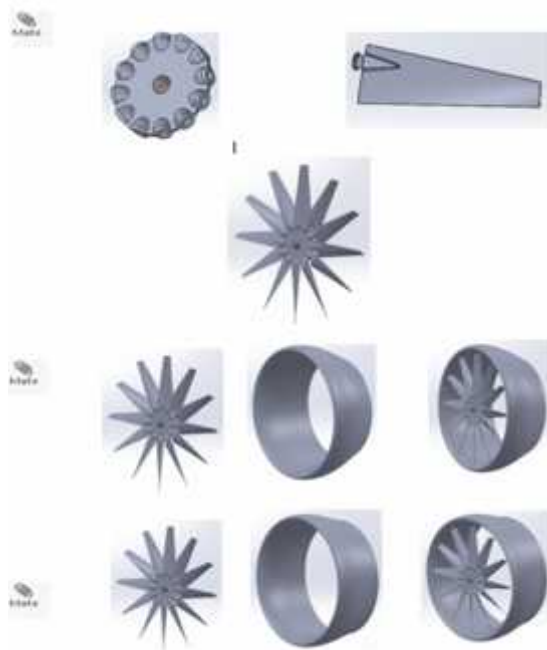
Gambar 2.3 Sketsa airfoil duct decelerating Naca 63318-iL



Gambar 2.5 sketsa airfoil duct accelerating naca 633418-iL



Gambar 2.6 Revolve airfoil duct



Gambar 2.7 Assembly hub, blade dan duct

2.2 Prosedur Simulasi

Prosedur simulasi analisis flow pada *duct fan* ini menggunakan software *solidworks* dengan membuat model solid dengan dua bentuk *duct fan accelerating* dan *duct fan decelerating*, melakukan *flow simulation* dengan menginput *pressure*, *temperature*, *velocity (x)*, putaran *blade*. Proses selanjutnya *meshing*, dimana struktur objek yang akan dianalisa didiskritisasikan sehingga struktur utama menjadi elemen-elemen yang memiliki ukuran yang lebih kecil, berjumlah tertentu dan berhingga. Selanjutnya menentukan goals apa yang akan ditampilkan, dimana

dalam simulasi *flow simulation* penelitian ini ingin mencari nilai *velocity (X)*, *pressure*, kecepatan diakhiran *duct* dan *thrust* yang dihasilkan oleh putaran propeller yang diselubungi *duct*. Setelah semua inputan yang dimasukkan sesuai dengan apa yang akan kita cari maka selanjutnya adalah proses *running*, dimana proses *running* ini kita dapat mengetahui hasil dari inputan yang akan kita cari. Setelah selesai *running flow simulation* maka kita dapat mengetahui *duct fan* mana yang akan digunakan dari hasil simulasi dengan nilai-nilai yang mendekati hasil yang digunakan.

Tabel 2.1 Properties material 7075-T6

Karakteristik	Nilai
ρ (Density)	1.5 - 1.6(Mg/m ³)
E(Young Modulus)	69 - 150(GPa)
σ_{ys} (Yield Stress)	550 - 1050(MPa)
σ_{ts} (Tensile Strength)	550 - 1050(MPa)
KIC (Fracture Toughness)	6.1 - 88(MPa√m)

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Flow Simulation

Solidworks flow simulation menggunakan CFD untuk melakukan simulasi analisa fluida dan perpindahan panas yang efisien dan cepat. Pada tugas akhir ini hanya melakukan analisa fluida tanpa perpindahan panas. *Flow simulation* memudahkan menghitung gaya dan dampak dari fluida. Langkah pertama yang harus dilakukan yaitu, memasukkan data awal yang diantaranya:

Input Data

Initial Mesh Settings

Automatic initial mesh: On

Result resolution level: 5

Advanced narrow channel refinement: Off

Refinement in solid region: Off

Computational Domain

Default

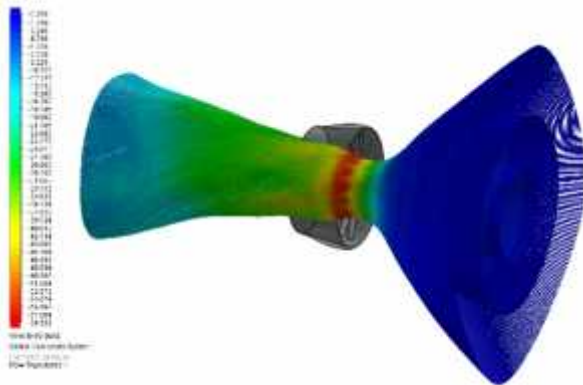
Ambient Conditions

Thermodynamic parameters

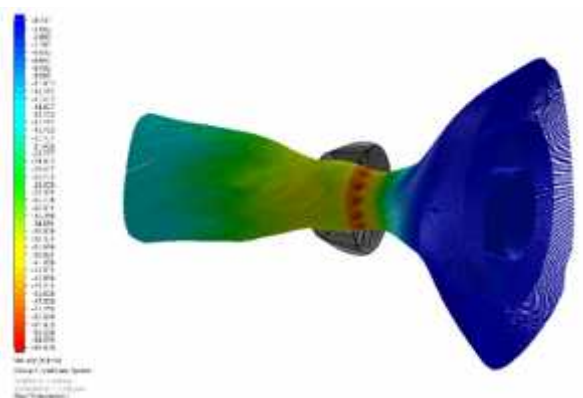
Static Pressure: 101325 Pa
 Temperature: 228.15 °K
 Velocity in X direction: 0 m/s
 Putaran Blade: 2085 RPM
 Material Settings
 Fluids
 Air
 Boundary Conditions
 Type: Real wall
 Goals
 Global Goals

3.1.1 Flow Trajectories

Gambar-gambar berikut merupakan hasil *flow simulation* dengan dua bentuk *duct fan accelerating* dan *duct fan decelerating*. Menggunakan menu *flow trajectories* yang menggambarkan aliran didalam *duct fan* dan aliran di akhiran *duct fan*.



Gambar 3.1. *Flow Trajectories Velocity (X)* dengan bentuk *duct fan accelerating*



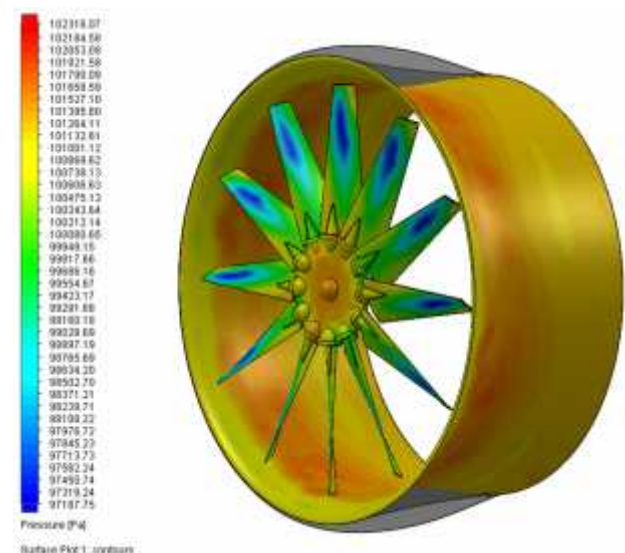
Gambar 3.2 *Flow Trajectories Velocity (X)* dengan bentuk *duct fan decelerating*

Pada gambar *flow trajectories velocity (x)*, terlihat aliran udara yang terjadi pada *duct fan* mengalami percepatan yang di batasi pada *boundary*

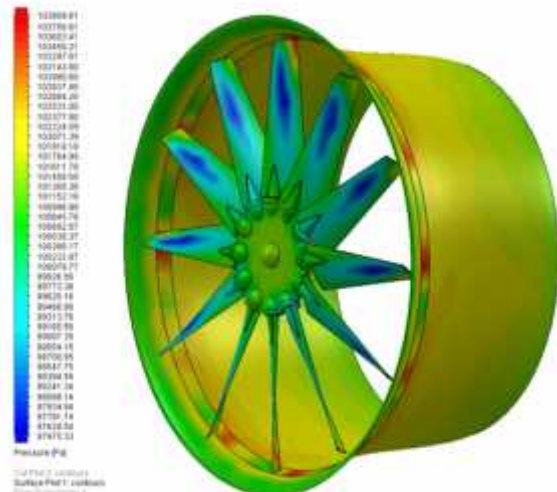
condition. Perubahan kecepatan terbesar ditunjukan pada gradasi warna paling merah, terkecil adalah warna paling biru. Sedangkan area kecepatan sedang adalah area dengan warna kuning-hijau. Degradasi warna menunjukan perubahan kecepatan aliran yang mulanya biru, kemudia dihisap oleh propeller yang mengakibatkan naiknya kecepatan aliran udara ditandai dengan perubahan warna menjadi kuning, kecepatan aliran mencapai puncaknya setelah melewati propeller ditandai dengan warna merah, setelah itu udara mengalami penurunan kecepatan yg stabil akibat perubahan bentuk dari *duct fan* tetapi masih dalam kecepatan yg lumayan tinggi ditandai dengan warna kuning, dari hasil kedua *flow simulation* dapat di tentukan *duct fan* yang akan di gunakan berdasarkan nilai nilai yg dihasilkan dan perubahan degradasi, *duct fan* yang cocok digunakan adalah *duct fan decelerating*.

3.1.2 Surface Plots

Gambar-gambar berikut merupakan hasil *flow simulation* dengan dua bentuk *duct fan accelerating* dan *duct fan decelerating*. Menggunakan menu *surface plots*, yang menggambarkan bentuk kontur yang diterima duct akibat aliran yang dihisap oleh propeller.



Gambar 3.3 *Surface Plots Pressure* pada *duct fan accelerating*



Gambar 3.4 Surface Plots Pressure pada duct fan decelerating

Pada gambar *surface plots pressure* pada *duct fan accelerating* dan *duct fan decelerating*, terlihat degradasi warna pada permukaan model yang diterima akibat putaran propeller yang menghisap udara dan udara masuk mengalir sekeliling duct. Pada duct bagian depan menampilkan permukaan berwarna hijau, pressure mengalami kenaikan pada bagian setelah putaran propeller dengan warna orange sebagai warna tertinggi yang diakibatkan dari hisapan udara oleh propeller, lalu pressure menurun akibat dari kontur betuk duct di akhiran duct, Hasil dari surface plot dapat diketahui duct yang mengalami pressure tertinggi diterima oleh duct accelerating.

3.1.3 Goal Plot

Hasil perhitungan flow simulation didapat dengan menggunakan global goal pada menu goal plot.

Tabel 3.1.Goal Plots duct fan accelerating

Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Max Velocity (X) - Kecepatan arah X	[m/s]	42.5302339	42.98653054	42.05800823	50.0744303
SG Max Velocity - Kecepatan di akhiran Duct fan	[m/s]	52.5887087	52.0184675	52.58559402	52.88629301
SG Max Total Pressure di permukaan Duct Dalam	[Pa]	102228.47	102242.2828	102217.5370	102284.7711
Thrust Duct fan - SG Max Velocity	[N]	1764.38651	1765.381371	1763.587454	1767.032883

Tabel 3.2 Goal Plots duct fan decelerating

Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Max Velocity (X) - Kecepatan arah X	[m/s]	51.88704552	51.81057538	51.45010104	52.15057637
SG Max Velocity - Kecepatan di akhiran Duct fan	[m/s]	58.91253894	58.97383947	58.88328122	57.0962595
SG Max Total Pressure di permukaan Duct Dalam	[Pa]	103246.8138	103244.1469	103223.9191	103277.9627
Thrust Duct fan - SG Max Velocity	[N]	1908.42843	1911.485076	1907.978453	1915.592286

IV. KESIMPULAN

Dari hasil analisa yang terlihat pada BAB III, diambil beberapa kesimpulan yang dapat dijadikan hal pokok dari penelitian ini, antara lain:

1. Nilai maksimal dari *velocity (x)* dan total *pressure* terjadi pada *duct fan decelerating* dan nilai minimal terjadi pada *duct fan accelerating*.
2. Thrust maksimal terjadi pada *duct fan decelerating* dan nilai minimal terjadi pada *duct fan accelerating*
3. Dari hasil uji coba simulasi tersebut menunjukkan bahwa dapat dilihat hasil nilai maksimal dalam *flow, duct fan decelerating* cocok digunakan untuk hovercraft dast-13 yang akan tim saya buat karena mendekati nilai-nilai yang dibutuhkan.

DAFTAR PUSTAKA

1. Cole, Michael. 1981. *Journey to The Fourth World*. England: A Lions Book.
2. J.R Amyot, 1989, *Hovercraft Technology, Economics and Application*. North Holland: J.R. Amyot.
3. Wright, Piolenc, 2015. *Ducted Fan Design, Volume 1: Volume 1 – Propulsion Physics and Design of Fan and long-Chord Ducts*. England : Amazon book.
4. Bruce R. Munson, Donald F. Young, Theodore H. Okiishi. 2002. *Fundamentals of Fluid Mechanics*. Chicester: John Wiley & Sons.
5. Harlock, J.H., *Actuator Disk Theory, Discontinuitas- Thermo Fluida Dynamic*, New York: McGraw-Hill Book Co., 1976.

6. Anderson, Jhon D, Jr. 1995. Computational Fluida Dynamic (2nded). New York: McGraw Hill.
7. _____, 2017, How hovercraft works, www.highlandhovercraft.co.uk, 7 juli 2017.
8. _____, 2017, Hovercraft hull kit, [ttps://gumtree.com](https://gumtree.com), 7juli 2017
9. _____, 2002, LDH-12F Engines, www.hovermn.com 7 juli 2017
10. Mallicik.P.K., Fiber Reinforced composites: Material, Manufacturing, and Design, Dearbon Michigan: Departement of Mechanical Engineering., 2007.
11. Serda Yilmaz., 2013, Effects of Duct Shape on a Ducted Propeller Performance, Istanbul Technical University, AIAA Journal, Vol 0803, hal 1-9.

ANALISIS NUMERIK EFEK DISKONTINUITAS TUMBUKAN KECEPATAN RENDAH

Bismil Rabeta*, Sahril Afandi Sitompul

Program Studi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

*Corresponding Author : bismilrabeta@universitassuryadarma.ac.id

Abstrak - Aplikasi tabung berdinding tipis telah banyak digunakan pada pembuatan rancangan teknologi otomotif sebagai penyerap energi ketika terjadi tabrakan. Komponen tersebut salah satunya adalah *crushing box* pada mobil. *Crushing box* ini berfungsi menyerap energi tumbukan akibat tabrakan melalui proses deformasi (*progressive buckling*). *Crushing box* digunakan sebagai penyerap energi dan secara umum strukturnya berupa tabung berdinding tipis. Pada desain *crushing box*, tabung dapat diberi diskontinuitas berupa lubang sirkular sehingga diharapkan proses deformasi dapat dimulai di sekitar lubang tersebut untuk memberikan perlambatan yang berada pada tingkat aman terhadap tubuh penumpang ketika terjadi tabrakan. Pada Tugas Akhir ini, akan dilakukan analisis tumbukan kuasi-statik dilakukan dengan cara numerik. Simulasi numerik menggunakan perangkat lunak metode elemen hingga, *Abaqus Explicit 3D*. Pengujian dilakukan dengan memvariasikan rasio lubang pada tabung *crushing box* menjadi rasio D/b 0.0, 0.2, 0.3, dan 0.5. Hasil *output* berupa deformasi tegangan dan regangan sebagai acuan dalam membandingkan efek diskontinuitas lubang berbentuk lingkaran dan elips terhadap harga *peak force*.

Kata kunci: *Crushing box*, *peak force*, tumbukan kuasi-statik, *progressive buckling*, deformasi.

Abstract - Applications of thin-walled hollow structure has been widely used in design configuration of automotive technology as energy absorbers when the collision occurred. One of the automotive engineering developments is *crushing box*. *Crushing box* works by absorbing the impact energy of collision through deformation process (*progressive buckling*). In design of *crushing box*, the hollow tube can be given a circular hole discontinuity (imperfection) so that the process can change around the hole to provide a deceleration that occurs at a safe level to the passenger body. In this research, a quasi-static axial crushing analysis will be conducted by numerical method. Numerical simulation were performed by finite element method software, *Abaqus Explicit 3D*. The experiment is done by varying the circular hole of the *crushing box* into a D / b ratio of 0.0, 0.2, 0.3, and 0.5. The output results shown the stress and strain deformations as reference in the discontinuities of circular and elliptical forms to peak force value.

Keywords : *Crushing box*, *peak force*, quasi-static axial crushing, *progressive buckling*, deformation.

I. PENDAHULUAN

Tingginya peningkatan jumlah kendaraan bermotor terjadi setiap tahun sehingga memicu kepadatan lalu lintas dan tingkat kecelakaan. Oleh sebab itu, jumlah korban jiwa meningkat tiap tahunnya. Berdasarkan hasil prediksi TFEC (*Traffic Fatalities and Economic Growth*), pada tahun 2000 hingga 2020, Asia Selatan diperkirakan tercatat sebagai pemilik angka kematian tertinggi akibat kecelakaan, dengan peningkatan sebesar 144% terutama di negara-negara yang memiliki pendapatan tinggi (WHO 2004).

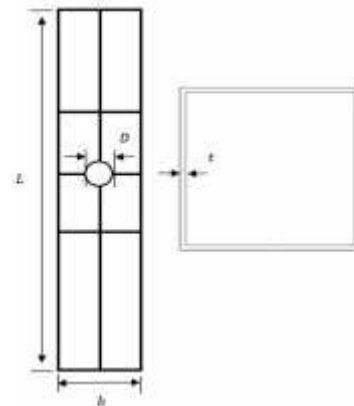
Variasi tingkat kecelekaan tertinggi pada negara yang memiliki pendapatan perkapita tinggi adalah kecelakaan kendaraan roda empat atau mobil. Untuk melindungi penumpang yang berada di dalam mobil, saat ini banyak fitur keselamatan baru seperti *airbags*, *bumper*, *crush box*, *seat belts*, dan *ABS brakes*. *Bumper* dan *crash box* berguna untuk melindungi kabin penumpang dari tabrakan arah depan struktur mobil.

Bumper merupakan salah satu kunci utama pada suatu struktur mobil, dimana *bumper* memiliki peran penting untuk mengurangi dampak tabrakan mobil. Sistem ini bekerja melalui menyerap energi akibat tabrakan dengan cara berdeformasi. Pada umumnya, terdapat dua mekanisme sistem *bumper* kendaraan, yaitu *frontal bar* dan *crushing box*.

Crushing box adalah struktur yang didesain untuk menyerap energi tumbukan menjadi deformasi plastis berupa *wrinkling* dan *buckling* terutama pada kasus tumbukan longitudinal. Oleh karena itu, diharapkan seluruh energi tumbukan dapat diserap menjadi kerusakan plastis pada struktur *crushing box*.

II. METODE PENELITIAN

Penelitian ini dimulai dengan melakukan studi literatur untuk memahami permasalahan yang akan dihadapi. Dari studi literatur akan didapatkan data-data masukan untuk penelitian. Setelah data-data penelitian didapatkan selanjutnya melakukan simulasi pemodelan struktur *crush box* pada *software* numeric berbasis metode elemen hingga. Simulasi dilakukan dengan membuat model tabung persegi dengan ukuran panjang 0.18 m, lebar 0.038 m, ketebalan 0.00115 m. Tabung persegi diberi dua lubang dengan bentuk dan rasio yang berbeda dan ditempatkan di titik tengah tabung pada dinding yang berlawanan.



Gambar 2.1 Geometri struktur *crush box*

Tabel 2.1 Geometri simulasi tabung persegi untuk set 1 dan 2

Lebar, b (m)	Ketebalan, t (m)	D/b	Jumlah Lubang	Kecapatan Tubrukan (m/s)	Massa Tubrukan (kg)
Set 1 (Simulasi numerical tabung crush box dengan lubang lingkaran)					
0.038	0.00115	0	2	4.3684	45.5
		0.2		4.3812	
		0.3		4.3602	
		0.5		4.4024	
Set 2 (Simulasi numerical tabung crush box dengan lubang elips)					
0.038	0.00115	0.2	2	4.3812	45.5
		0.3		4.3602	
		0.5		4.4024	

Material yang digunakan pada proses simulasi kali ini adalah material AA 6063-T1 untuk model *crush box* yang berupa tabung aluminium ber dinding tipis.

Tabel 2.2 Properti dari AA 6063-T1

AA 6063-T1	
Young's modulus, E (GPa)	73.169.10 ⁹
Tensile stress, σ_t (MPa)	154
Poisson's ratio, ν	0.3
Density, ρ (kg/m ³)	2700

Tabel 2.3 Yield Stress-Plastic Strain

	Yield Stress (Pa)	Plastic Strain
1	84.07x10 ⁶	0.0
2	114.30x10 ⁶	0.01375
3	132.90x10 ⁶	0.0275
4	144.27x10 ⁶	0.04125
5	152.92x10 ⁶	0.055
6	159.05x10 ⁶	0.06875
7	163.44x10 ⁶	0.0825
8	168.90x10 ⁶	0.09625

Kondisi batas fix diberikan pada elemen paling bawah model tabung yang mewakili fungsi penyangga (*support*). Untuk memodelkan tumbukan yang terjadi, kondisi kontak didefinisikan antara *impactor plate* dengan permukaan *crush box* ketika terjadi proses lipatan. Untuk interaksi antara *impactor plate* dengan *crush box* digunakan jenis kontak *general contact (explicit)*.

Hasil analisis metode elemen hingga berupa informasi gaya tumbuk untuk setiap deformasi aksial yang terjadi pada tabung (grafik *instantaneous force-displacement*). Dengan membandingkan kurva-kurva tersebut untuk berbagai geometri tabung, pengaruh lubang pada dinding tabung dapat dianalisis.

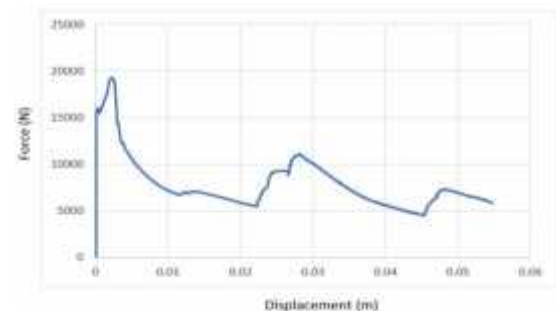
III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 *Instantaneous Crushing Force*

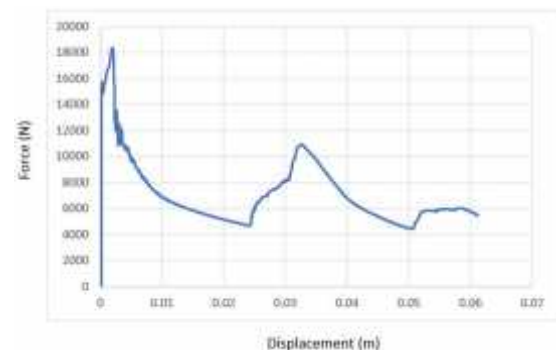
Hasil simulasi numerik diperoleh dalam bentuk geometri dan material yang sama, serta akan menunjukkan bentuk deformasi yang

terjadi pada struktur *crush box*. Selain itu, dapat diperoleh grafik *instantaneous force*, *peak force* yang merupakan nilai puncak gaya pada saat terjadinya tumbukan melalui mekanisme deformasi plastis.

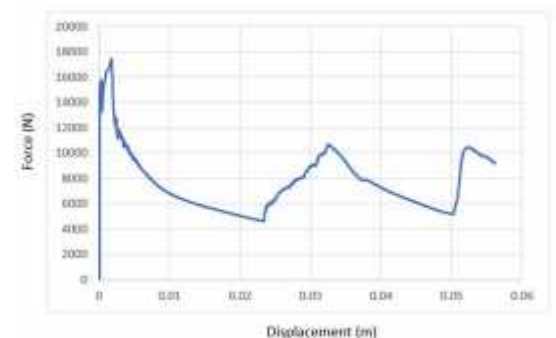
Simulasi tumbukan yang terjadi pada *crush box* menggunakan variasi rasio pada *hole imperfection* yaitu rasio D/b dari 0.0, 0.2, 0.3, dan 0.5. Hasil eksperimen berupa diagram data *crushing force vs crushing length (force vs displacement)*.



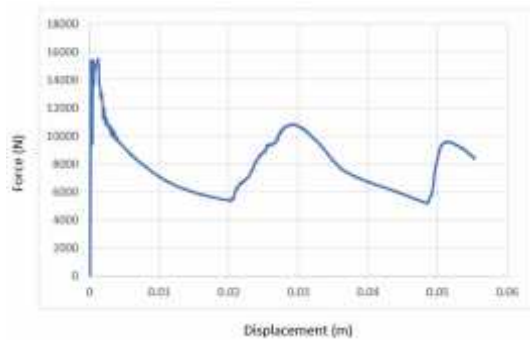
Gambar 3.1 Mode deformasi dan grafik *crushing force* dengan D/b=0.0



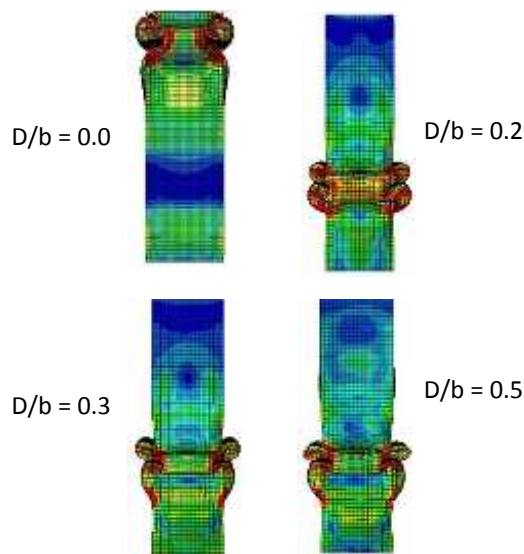
Gambar 3.2 Mode deformasi dan grafik *crushing force* dengan D/b=0.2



Gambar 3.3 Mode deformasi dan grafik *crushing force* dengan D/b=0.3

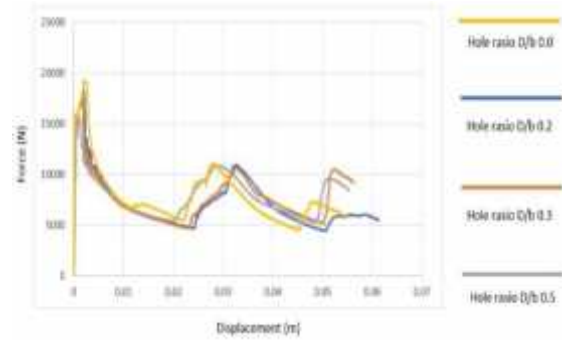


Gambar 3.4 Mode deformasi dan grafik *crushing force* dengan $D/b=0.3$



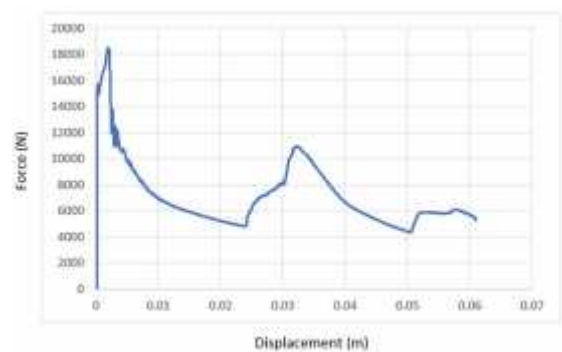
Gambar 3.5 Mode deformasi $D/b=0.0, 0.2, 0.3, 0.5$

Dari gambar 3.1 hingga gambar 3.5 grafik *crushing force* dan mode deformasi dengan lubang berbentuk lingkaran dapat ditunjukkan bahwa deformasi yang terjadi tidaklah sama antara tabung *crush box* yang berbeda rasio D/b . Pada saat rasio $D/b = 0.0$ gaya puncak mencapai 19280 Newton, saat rasio $D/b = 0.2$ gaya puncak mencapai 18343 Newton, rasio $D/b = 0.3$ gaya puncak berada pada 17422 Newton, dan saat rasio $D/b = 0.5$ gaya puncak berada pada 15494 Newton. Semakin besar rasio D/b semakin kecil pula gaya puncak yang dihasilkan.

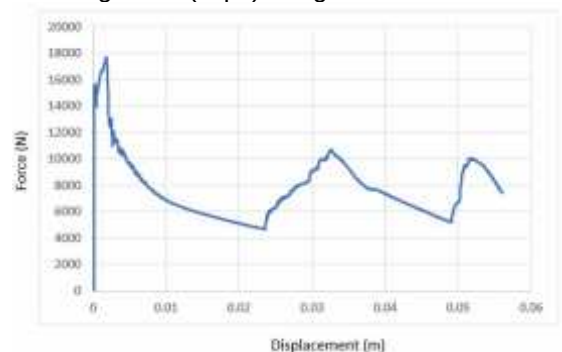


Gambar 3.6 Perbandingan grafik deformasi tumbukan pada tabung *crush box* dengan lubang lingkaran rasio $D/b = 0.0, 0.2, 0.3$, dan 0.5 .

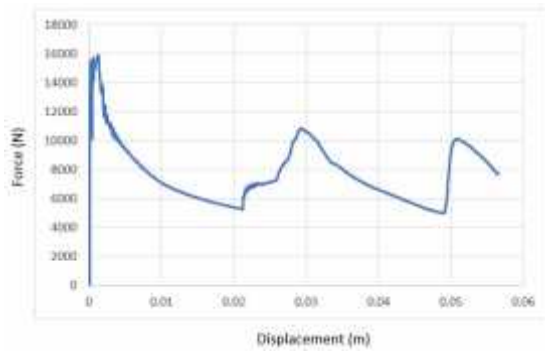
Selanjutnya dilakukan simulasi numerik pada tabung *crush box* namun bentuk lubang diubah menjadi elips untuk membandingkan seberapa besar perbedaan gaya puncak yang terjadi antara tabung *crush box* yang memiliki lubang berbentuk lingkaran dengan tabung *crush box* yang memiliki lubang berbentuk elips. Rasio D/b yang digunakan pada tabung *crush box* berlubang elips tetap sama yaitu rasio $D/b = 0.2, 0.3$, dan 0.5 .



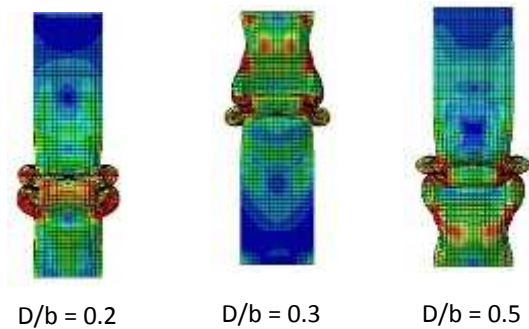
Gambar 3.7 Mode deformasi dan grafik *crushing force* (elips) dengan $D/b=0.2$



Gambar 3.8 Mode deformasi dan grafik *crushing force* (elips) dengan $D/b=0.3$

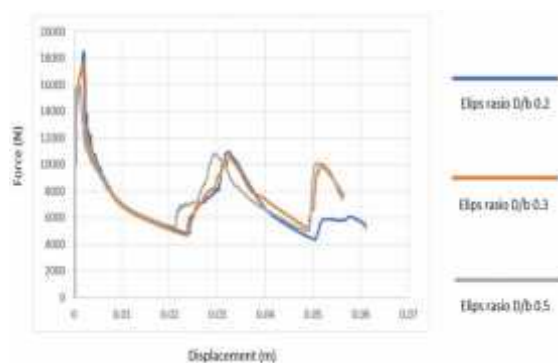


Gambar 3.9 Mode deformasi dan grafik crushing force (elips) dengan $D/b=0.5$



Gambar 3.10 Mode deformasi $D/b=0.0, 0.2, 0.3, 0.5$

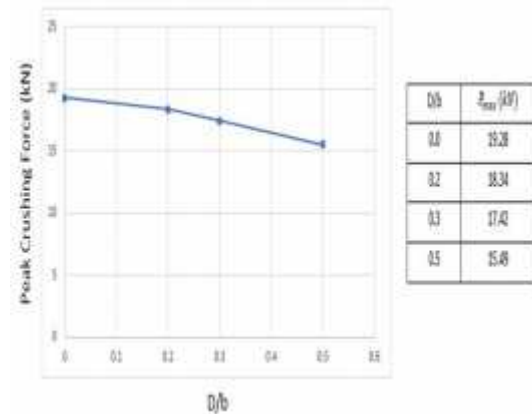
Dari gambar 3.7 hingga gambar 3.10 dapat ditunjukkan bahwa deformasi yang terjadi tidaklah sama antara tabung *crush box* yang berbeda rasio D/b . Pada saat rasio $D/b = 0.2$ gaya puncak mencapai 18476 Newton, rasio $D/b = 0.3$ gaya puncak berada pada 17686 Newton, dan saat rasio $D/b = 0.5$ gaya puncak berada pada 15925 Newton. Semakin besar rasio D/b semakin kecil pula gaya puncak yang dihasilkan.



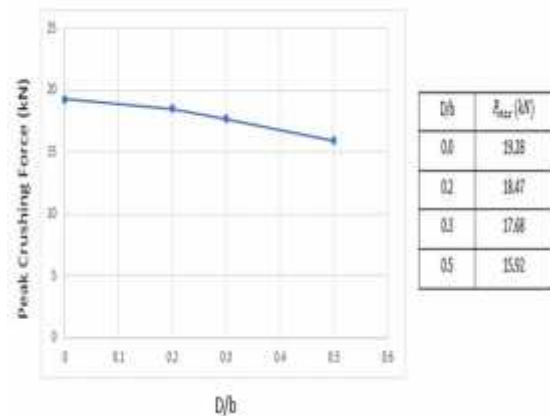
Gambar 3.11 Perbandingan grafik deformasi tumbukan pada tabung *crush box* dengan lubang elips rasio $D/b = 0.2, 0.3$, dan 0.5 .

3.2 Peak Force

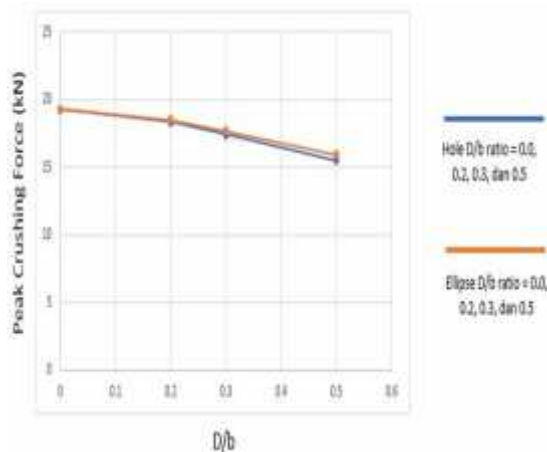
Gambar 3.5 dan gambar 3.10 menunjukkan bahwa perbedaan bentuk lubang serta adanya variasi rasio pada tabung mengakibatkan penurunan harga P_m . Tabung dengan lubang berbentuk elips memiliki harga P_m tertinggi.



Gambar 3.12 Grafik P_{max} variasi rasio D/b pada tabung *crush box* dengan lubang berbentuk lingkaran.



Gambar 3.13 Grafik P_{max} variasi rasio D/b pada tabung *crush box* dengan lubang berbentuk elips.



Gambar 3.14 Grafik P_{max} variasi rasio D/b pada tabung *crush box* dengan lubang berbentuk lingkaran dan elips.

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan simulasi elemen hingga untuk kasus tumbukan pada tabung berpenampang bujur sangkar, dapat disimpulkan bahwa ditentukan harga *crushing force* antara tabung *crush box* dengan lubang berbentuk lingkaran dan elips. Dimana tabung *crush box* dengan lubang berbentuk lingkaran memiliki harga *crushing force* yang lebih rendah yaitu 18343 N, 17422 N, dan 15494 N. Sedangkan pada tabung *crush box* dengan lubang berbentuk elips memiliki harga *crushing force* lebih besar yaitu 18476 N, 17686 N, dan 15925 N.

Penambahan efek diskontinuitas pada tabung berupa lubang berbentuk lingkaran dan elips memberikan pengaruh yang cukup besar pada nilai *peak force*. Pada tabung tanpa lubang dengan tabung yang memiliki lubang berbentuk lingkaran terjadi penurunan harga *peak force* sebesar 4.87%-19.66%. Sedangkan pada tabung tanpa lubang dengan tabung yang memiliki lubang berbentuk elips penurunan harga *peak force* sebesar 4.20%-17.43%.

Penggunaan tabung *crush box* tanpa lubang memiliki hasil *peak force*

tertinggi dibandingkan dengan tabung *crush box* yang memiliki lubang berbentuk lingkaran maupun elips.

V. DAFTAR PUSTAKA

- [1] World Health Organization; *World report on road traffic injury prevention*; 2004
- [2] World Health Organization; *Global Status Report On Road Safety*; 2009
- [3] Frank, T. dan Gruber, K. (1992): *Numerical Simulation of Frontal Impact and Offset Collision*; Cray Research Inc., CRAY Channels:2-6, 1992
- [4] Langseth, M. (2003): *Crashworthiness of light-weight automotive structures*; 2001-2006; In Norlight Conference
- [5] Tarigopula, V., Langseth, M., Hopperstad, O.S. dan Clausen, A.H. (2006): *Axial Crushing of Thin-Walled High Strength Steel Sections*, Int. Journal of Impact Engineering 32, pp. 847-882
- [6] Jones, N. (1989): *Structural Impact*. Cambridge University Press

Penggunaan *Reliability Mapping* pada Evaluasi *Schedule Maintenance* dan *Unschedule Maintenance*

Mufti Arifin*, Aprilia Sakti K., Afid Nurul Anwar

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal

Suryadarma, Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

Corresponding Author : muftiarifin@gmail.com

Abstrak - Pelaksanaan pemeliharaan (*maintenance*) untuk berbagai sistem pada pesawat terbang mutlak diperlukan untuk menjaga kondisi pesawat agar selalu siap dan aman pada saat dioperasikan. Program pemeliharaan dapat dibagi menjadi pemeliharaan terjadwal (*schedule maintenance*) yang bersifat preventif untuk mencegah terjadinya kegagalan dan pemeliharaan tidak terjadwal (*unscheduled maintenance*) yang bersifat korektif untuk memperbaiki komponen yang gagal agar kembali pada kondisi awal. Pemeliharaan preventif dapat mempengaruhi kehandalan komponen. *Reliability mapping* adalah salah satu metode untuk memonitor pengaruh pemeliharaan preventif terhadap kehandalan melalui cara grafis. Penelitian ini akan menggunakan *reliability mapping* dalam bentuk *Microsoft Excel* untuk evaluasi pelaksanaan *schedule* dan *unschedule maintenance*. Pada Studi kasus *update navigation data base* metode *reliability mapping* dapat menunjukkan *maintenance* tepat waktu atau tidak. Studi kasus *main wheel* dapat menunjukkan posisi *main wheel* yang memiliki kecenderungan *interval* penggantian paling pendek. Pada studi kasus *ignition* menunjukkan bahwa *maintenance A-check* mempengaruhi kehandalan komponen dan dapat mencegah terjadinya *unschedule maintenance*.

Kata kunci: *Schedule Maintenance, Unschedule Maintenance, Reliability Mapping, Analisis grafis.*

Abstract - Implementation of maintenance for various systems on the aircraft must be performed to maintain aircraft condition always ready and safe during operation. Maintenance program can be divided into schedule maintenance as preventive maintenance that prevents the component failure and unscheduled maintenance as corrective maintenance to repair the failed components to the initial conditions. Preventive maintenance can affect the reliability of components. Reliability mapping is one method for monitoring the effect of preventive maintenance to reliability through a graphical analysis. This research using reliability mapping using Microsoft Excel to evaluate schedule and unscheduled maintenance implementation. Reliability mapping for navigation data base update could determine whether the update performed on time or overdue. Main wheel replacement analysis using reliability mapping could shows the main wheel position that has lowest average intervals. Analysis at ignition system shows that the A-check maintenance affect the reliability of components and could prevent unschedule maintenance.

Keywords: *Schedule Maintenance, Unschedule Maintenance, Reliability Mapping, Graphic Analysis.*

I. PENDAHULUAN

Pelaksanaan *maintenance* untuk berbagai sistem atau komponen pada pesawat udara mutlak diperlukan untuk menjaga kondisi pesawat agar selalu siap dan aman pada saat dioperasikan. Siap artinya bahwa pesawat udara dan komponen-komponennya telah dan dirawat atau dipelihara sesuai dengan ketentuan-ketentuan yang berlaku.^[1] Pemeliharaan harus dilakukan karena setiap komponen mempunyai batas usia tertentu sehingga komponen tersebut harus diganti. Selain itu komponen juga harus diperbaiki bila ditemukan telah mengalami kerusakan. Secara garis besar, program pemeliharaan dapat dibagi menjadi dua kelompok besar, yaitu pemeliharaan terjadwal (*schedule maintenance*) yang bersifat preventif dan pemeliharaan tidak terjadwal (*unscheduled maintenance*) yang bersifat korektif. Pemeliharaan preventif adalah pemeliharaan yang mencegah terjadinya kegagalan komponen sebelum komponen tersebut rusak. Pemeliharaan korektif adalah pemeliharaan untuk memperbaiki komponen yang rusak agar kembali pada kondisi awal.

Dalam melakukan perawatan pesawat tersebut diperlukan *monitoring* apakah pelaksanaan *preventive maintenance* meningkatkan kehandalan komponen pesawat terbang atau tidak mempengaruhi kehandalan komponen. Kehandalan dapat diketahui dengan perhitungan *reliability* untuk masing-masing komponen sehingga memerlukan waktu dan tidak dapat menggambarkan secara cepat efektivitas *schedule maintenance* yang telah dilakukan.

Salah satu metode monitoring yang digunakan adalah dengan *reliability mapping* yaitu membuat tampilan grafis yang menunjukkan pelaksanaan *schedule maintenance* dan terjadinya *unscheduled removal* pada komponen bisa memonitor efektivitas *schedule maintenance* secara grafis sehingga pengaruhnya terhadap kehandalan komponen bisa diketahui dengan lebih cepat dan mudah.

II. METODE PENELITIAN

Penelitian dilakukan dengan mengambil data catatan *maintenance* yang merupakan data gabungan dari berbagai aktivitas *maintenance* sebagai data awal. Data awal tersebut kemudian dikelompokkan berdasarkan tipe *maintenancenya* yaitu *schedule maintenance* dan *unschedule maintenance*. Setelah dikelompokkan berdasarkan tipe *maintenance* kemudian dipilih berdasarkan sistem atau komponen sesuai dengan studi kasus yang akan di bahas.

Studi kasus pada penelitian ini akan membahas *schedule maintenance update Navigation data base*, *unschedule maintenance* penggantian *main wheel* dan *schedule maintenance A-Check* terhadap *unscheduled maintenance* pada *ignition (igniter plug)*. Selanjutnya masing masing data studi kasus tersebut diolah secara grafis dengan *reliability mapping* menggunakan Microsoft Excel, kemudian dilakukan analisis. Hasil dari analisis tersebut dapat di jadikan sebagai evaluasi pada setiap studi kasus yang di bahas.

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Data Maintenance

Data *maintenance* operasional pesawat adalah data gabungan dari berbagai aktivitas *maintenance*. Contoh catatan data *maintenance* terdapat pada **Tabel 3.1**. Agar dapat digunakan untuk analisis, data *maintenance* perlu dikelompokkan lagi berdasarkan dengan jenis *maintenance* dan dipilih berdasarkan sistem atau komponen yang akan dibahas pada studi kasus.

Tabel 3.1 Contoh data maintenance

AC	DEFECT	DATE
AC01	NOSE WHEEL STEERING MOVING NOT SMOOTH	24-Mar
AC01	DURING DAILY CHECK FOUND M/W NO #4 SPOT	25-Jan
AC01	NAVIGATION DATABASE EXPIRED	25-Apr
AC02	ENG #1 CAN'T START	7-Feb
AC02	PERFORMED A CHECK INSPECTION	8-Jan
AC03	N/W VIBRATE DURING TAKE OFF	20-Jul
AC03	CREW OXY BTL LOW PRESS	19-Jan

3.2 Studi kasus *main wheel*

Main wheel merupakan ban pada roda utama pesawat terbang yang menjadi penopang utama pesawat pada waktu bergerak di darat, parkir, *taxi*, lepas landas atau pada waktu mendarat. Posisi *main wheel* berada di bawah *fuselage* pesawat terbang. Di bawah ini adalah sebagian contoh data yang digunakan untuk studi kasus *unschedule maintenance* penggantian *main wheel*.

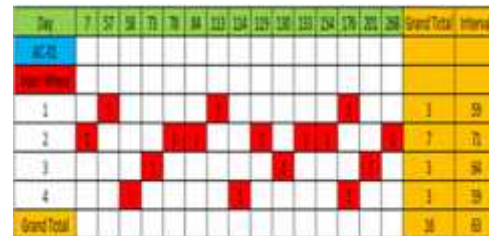
Tabel 3.2 : Contoh data *main wheel*

Aircraft	Date	Defect	Position	Days	FC/D	Flight cycle
AC-01	25 Juni	WHEEL	4	176	4	704
AC-01	25 Juni	WHEEL	1	176	4	704
AC-01	07 Januari	WHEEL	2	7	4	28
AC-01	20 Juli	WHEEL	3	201	4	804
AC-01	14 Maret	WHEEL	3	73	4	292
AC-01	26 Februari	WHEEL	1	57	4	228
AC-01	27 Februari	WHEEL	4	58	4	232
AC-01	19 Maret	WHEEL	2	78	4	312
AC-01	25 Maret	WHEEL	2	84	4	336
AC-01	23 April	WHEEL	1	113	4	452
AC-01	24 April	WHEEL	4	114	4	456
AC-01	29 April	WHEEL	2	119	4	476
AC-01	10 Mei	WHEEL	3	130	4	520
AC-01	13 Mei	WHEEL	2	133	4	532

Tabel 3.2 terdiri dari beberapa kolom dengan informasi yang berbeda. Kolom pertama merupakan nomer registrasi pesawat, kolom kedua adalah tanggal *unschedule maintenance main wheel*, kolom *defect* merupakan keterangan komponen yang mengalami *defect*. Kolom selanjutnya merupakan keterangan *main wheel* posisi berapa yang diganti. Kolom berikutnya yaitu *days* merupakan konversi tanggal menjadi hari ke-berapa. Kolom *FC/D* yaitu *Flight Cycle /Days* merupakan jumlah *flight cycle* setiap pesawat perhari. Kolom *flight cycle* adalah jumlah siklus terbang yang didapatkan dari perkalian antara kolom *FC/days* dikali kolom *Days*.

Jika contoh data studi kasus pada Tabel 3.2 dibuat *pivot table* maka di dapat *mapping* grafis seperti Gambar 3.1.

Hasil analisis grafis pesawat AC-01 menunjukkan bahwa posisi *main wheel* nomer 2 sering mengalami *unschedule maintenance* (penggantian). Untuk posisi *main wheel* nomer 1, 3 dan 4 menunjukkan *interval* lebih baik. Rata-rata *interval unschedule maintenance* pada pesawat ini adalah 63 hari.

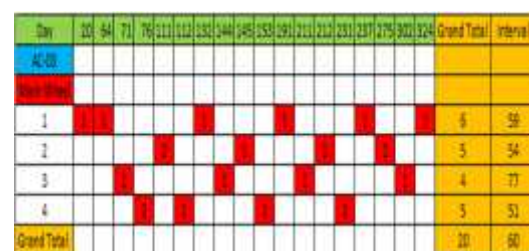


Gambar 3.1 Analisis pesawat AC01



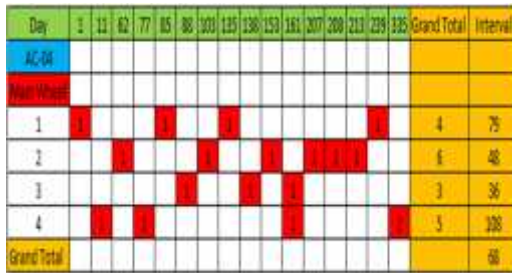
Gambar 3.2 Analisis pesawat AC02

Hasil analisis grafis pesawat AC-02 menunjukkan bahwa *main wheel* nomer 2 sering terjadi penggantian. Rata-rata *interval unschedule maintenance* pada pesawat AC-02 adalah 97 hari.



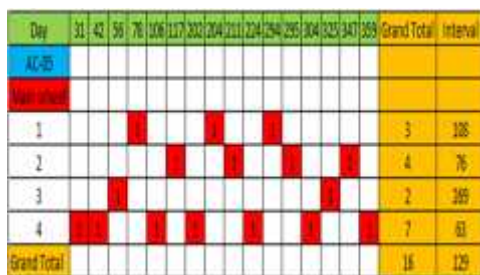
Gambar 3.3 Analisis pesawat AC03

Hasil analisis grafis pesawat AC-03 menunjukkan *unschedule maintenance* paling sering terjadi pada *main wheel* no 1 dan terlihat ada *interval* kerusakan yang terlalu dekat pada hari ke 24-60. Rata-rata *interval unschedule maintenance* pada pesawat ini adalah 60 hari.



Gambar 3.4 Analisis pesawat AC04

Hasil analisis grafis pesawat AC-04 menunjukkan *unschedule maintenance* paling sering terjadi pada *main wheel* nomer 2 dimana pada posisi *main wheel* tersebut terjadi *maintenance* dengan interval yang terlalu dekat pada periode hari ke-207-213. Rata-rata terjadi *unschedule maintenance* pada pesawat AC-05 adalah 68 hari.



Gambar 3.5 Analisis pesawat AC05

Hasil analisis grafis pesawat AC-05 menunjukkan posisi *main wheel* nomor 4 paling sering terjadi *unscheduled maintenance* dengan beberapa *interval* yang terlalu rapat.

Rata-rata terjadi *unschedule maintenance* pada pesawat AC-05 adalah 129 hari. Hasil analisis keseluruhan dari 5 pesawat pada studi kasus *unschedule maintenance main wheel* ditemukan paling banyak masalah pada posisi nomer 2. Rata-rata *unscheduled maintenance* pada semua pesawat adalah 83 hari.

3.3 Studi Kasus Navigation

Data Base (NDB)

Pada Tabel 3.3 adalah contoh sebagian data yang digunakan untuk studi kasus *schedule maintenance update navigation*

data base.

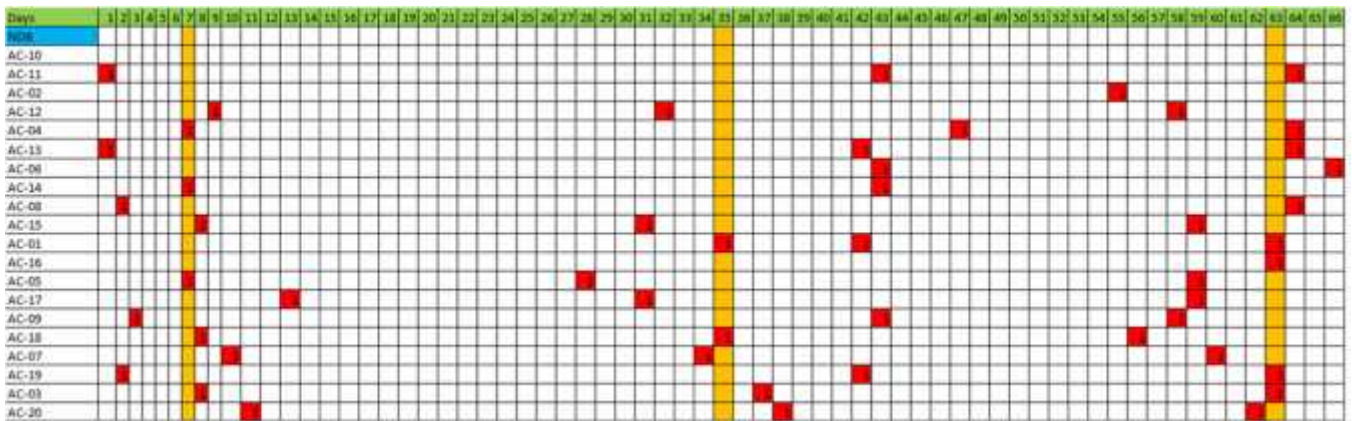
Tabel 3.3 Data pelaksanaan update NDB

AC	DATE
AC01	4-Feb
AC01	3-Mar
AC01	11-Feb
AC01	23-Mar
AC02	8-Oct
AC02	18-Aug
AC02	6-Dec
AC02	7-Nov
AC02	22-Sep
AC02	1-Aug
AC03	5-Apr
AC03	6-Feb
AC03	6-May

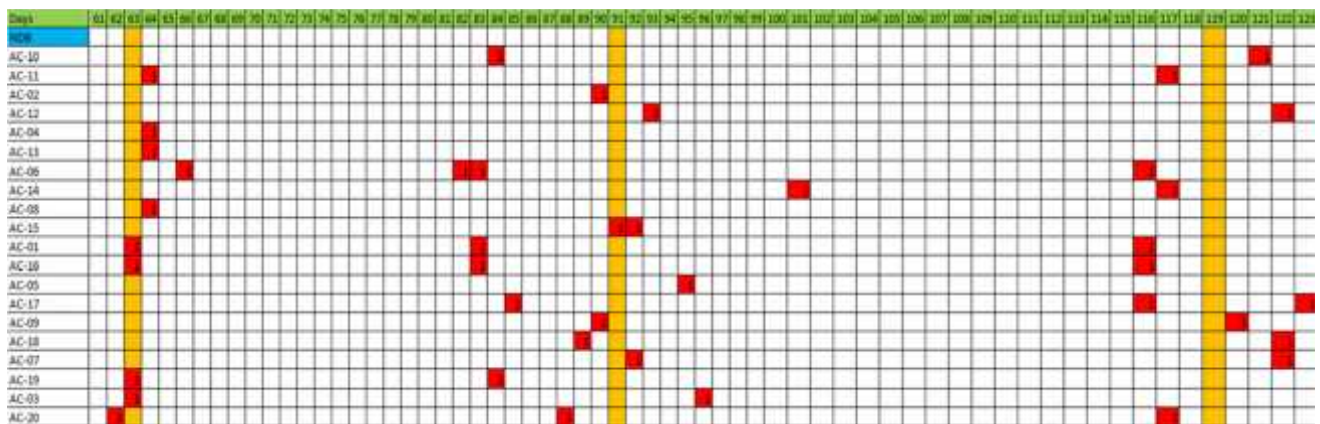
Jika data dari tabel di atas dibuat analisis grafis dengan *pivot table* maka didapat hasil seperti pada Gambar 3.6, Gambar 3.7 dan Gambar 3.8. Hasil *reliability mapping* merupakan analisis grafis *schedule maintenance update navigaton data base* yang dilakukan setiap 28 hari dalam periode waktu 150 hari. Pada analisis grafis digunakan kolom yang berwarna kuning sebagai tanda jadwal *maintenance update Navigation Data Base* yang harus dilakukan dan merah sebagai tanda pelaksanaan *update NDB* setiap pesawat.

Hasil analisis grafis menunjukkan bahwa *update NDB* setiap pesawat bervariasi dalam pelaksanaannya. Salah satu perbedaan yang sangat terlihat dari *maintenance mapping* di atas ada pada periode *update* di hari ke-35. Pendistribusian *maintenance* tidak berjalan dengan baik.

Pada periode *update NDB* di hari ke 63 terjadi pendistribusian *maintenance* yang tepat waktu sehingga rata-rata semua pesawat tertangani dan tidak banyak yang terlambat terlalu jauh dari jadwalnya. Periode ini banyak juga pesawat yang melakukan *maintenance* sebelum batas waktunya sehingga lebih baik.



Gambar 3.6 Analisis NDB days 1-60



Gambar 3.7 Analisis NDB days 61-123



Gambar 3.8 Analisis NDB days 115-150

3.4 Studi Kasus Ignition

Contoh data untuk kasus ignition terdapat pada Tabel 3.4 dan Tabel 3.5. Jika data dari tabel tersebut dibuat analisis grafis dengan *pivot table* maka didapat hasil seperti pada Gambar 3.9-3.11. Tabel 3.5 Data pelaksanaan A-check

Tabel 3.4 Data penggantian igniter plug

Aircraft	Date	POS	days	maintenance
AC-01	20-Apr	2A	111	UM
AC-01	19-Sep	1A	263	UM
AC-02	18-Jun	2B	170	UM
AC-02	18-Jun	2B	170	UM
AC-02	22-Jun	2B	174	UM
AC-02	03-Jul	2B	185	UM
AC-02	06-Jul	2B	188	UM
AC-02	07-Jul	2B	189	UM
AC-02	25-Jul	2B	207	UM
AC-02	15-Agu	2B	228	UM
AC-03	10-Agu	2A	223	UM
AC-03	01-Sep	1A	245	UM
AC-03	03-Sep	1A	247	UM
AC-03	09-Nov	2B	314	UM
AC-03	12-Dec	2B	347	UM
AC-04	26-Sep	1A	270	UM
AC-04	14-Nov	1B	319	UM
AC-04	26-Nov	1B	331	UM

Tabel 3.5 Data pelaksanaan A-check

Aircraft	A-Check	Date	Maintenance
AC-01	A04	21-Apr	SM
AC-01	A05	03-Jul	SM
AC-01	A07	18-Dec	SM
AC-01	A06	18-Sep	SM
AC-02	A06	11-Mar	SM
AC-02	A07	18-Jun	SM
AC-02	A08	19-Sep	SM
AC-02	A09	30-Dec	SM
AC-03	A07	27-Apr	SM
AC-03	A06	02-Feb	SM
AC-03	A08	27-Jul	SM
AC-03	A09	15-Nov	SM
AC-04	A03	08-Feb	SM
AC-04	A04	10-Mei	SM
AC-04	A05	12-Agu	SM
AC-04	A06	08-Nov	SM

Hasil analisis grafis pesawat AC-01 menunjukkan bahwa *schedule maintenance A check* dapat mencegah terjadinya *unschedule maintenance* pada komponen *igniter plug* karena hampir setelah dilaksanakan *maintenance A check* rata-rata tidak ditemukan kembali masalah sampai *maintenance A-Check* berikutnya dilakukan. Hal ini merupakan suatu indikasi keberhasilan atau optimalnya *maintenance A-check* yang dilaksanakan. Namun pada pesawat tersebut masih ditemukan satu *unschedule maintenance* satu hari setelah dilaksanakannya *maintenance A-check*, kemungkinan itu terjadi *unproper maintenance* pada saat dilakukan *maintenance A-Check* sehari sebelumnya.

Hasil analisis grafis pesawat AC-02 menunjukkan banyaknya kejadian *unshedule maintenance* setelah *maintenance A-Check* dilaksanakan. *Unschedule maintenance* tersebut terjadi diantara hari ke-170 sampai dengan hari ke-263. Kemungkinan hal ini terjadi karena beberapa hal, diantaranya *interval A-Check* jaraknya terlalu jauh sehingga memungkinkan terjadi kerusakan sebelum *A-check* berikutnya dilakukan, atau terjadi *unproper maintenance* saat pelaksanaan *A-check*.

Hasil analisis grafis pesawat AC-03 tidak jauh berbeda dengan pesawat sebelumnya. menunjukkan pelaksanaan *maintenance A-check* pada periode hari ke-33 sampai dengan hari ke 209 dapat mempengaruhi kehandalan komponen dan mecegah terjadinya *unschedule maintenance*. Namun setelah periode *A-Check* di hari Ke-209 barulah ditemukan *unschedule maintenance* yang terjadi sampai dengan *maintenance A-Check* berikutnya dilaksanakan.

IV. KESIMPULAN

1. Pada studi kasus update navigation data base reliability mapping dapat menunjukkan maintenance tepat waktu terjadi di periode hari ke-63. Pada periode update hari ke-35 rata-rata pesawat melewati jadwal maintenance (*overdue*).
2. Pada studi kasus penggantian main wheel reliability mapping dapat menunjukkan rata-rata posisi nomer 2 memiliki interval penggantian paling pendek. Sehingga perlu investigasi lebih lanjut.
3. Pada studi kasus ignition (igniter plug) menunjukan pelaksanaan schedule maintenance A-Check dapat mempengaruhi kehandalan komponen dan mencegah unschedule maintenance, terjadi pada pesawat AC-01. Unproper maintenance terjadi pada pesawat AC-02 dan AC-03,

DAFTAR PUSTAKA

- [1] ,2006 Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 1 (Revision 1) Definition and Abbreviation.pdf, KemenHub RI,Jakarta.
- [2] ,2016 Federal Aviation Administration, Maintaining Public Aircraft, Advisory Circular.pdf, Amerika Serikat.
- [3] Assauri, S., 2004, Manajemen Produksi dan Operasi, Lembaga Penerbit FE UI,Jakarta.
- [4] Corder, A., 1992, Teknik Manejemen Pemeliharaan, Penerbit Erlangga, Jakarta.
- [5] Kinniison, H.A., 2004, Aviation Maintenance Management. The McGraw-Hall Companies, Inc., America.
- [6] Ebeling, C.E., 1997, An Introduction to Reliability and Maintainability Engineering, McGraw-Hill International Edition.
- [7] , 2014, Aviation Maintenance Technician Handbook, Retrieved 2014, Inspection Fundamentals, Chapter 8,Federal Aviation Administration, Amerika Serikat. Diakses tanggal 25 maret 2016.
- [8] ,1998, Directorate General Of Civil Aviation (DGCA) Advisory Circular Number 21-99 Issuance Of Service Bulletins, Republic Of Indonesia.
- [9] Hendron, Albert, 2012. Flight Management Computer , USA.
- [10] Federal Aviation Administration, 2001, FAA-H-8083-15, Instrument Flying Handbook, Washington DC, Flight Standards Service, Department of Transportation, General Services.
- [11] Carroll , Thomas , 2015, Reliability Mapping Charting the Way from Surveillance to Success. Hongkong
- [12] Leung, Tim, 2007, The Carroll-Hung Method for Component Reliability Mapping Aircraft Maintenance, Hongkong.
- [13] , 2004, aviation service manual. USA
- [14] , 2016, Aircraft Tire Care & Maintenance, The Goodyear Tire & Rubber Company. USA

PANDUAN PENULISAN NASKAH UNTUK KONTRIBUTOR

1. Naskah harus asli, berupa hasil penelitian, review artikel, ataupun makalah bidang teknologi kedirgantaraan yang belum dan tidak dipublikasikan dalam jurnal lain baik cetak maupun secara online.
2. Naskah ditulis dalam bahasa Indonesia yang baku sesuai dengan ketentuan ejaan bahasa Indonesia yang disempurnakan. Panjang tulisan antara 10 hingga 20 halaman di atas kertas HVS A4.
3. Sistematika penulisan:
 - (a) Judul yang ditulis harus singkat, padat dan jelas, serta membawa misi. Penulisan judul menggunakan jenis huruf Arial ukuran 16 pt dan rata tengah (*center*).
 - (b) Nama penulis ditulis berurutan dari penulis utama kemudian penulis pendamping (penulis kedua, ketiga dan seterusnya). Nama penulis ditulis tanpa gelar menggunakan huruf Arial ukuran 12 pt dan rata tengah (*center*).
 - (c) Keterangan instansi berupa Program Studi, Fakultas, Universitas dan alamat Universitas. Penulisan keterangan instansi menggunakan huruf Arial ukuran 10 pt dan rata tengah (*center*).
 - (d) Penulis korespondensi adalah penulis utama atau penulis pendamping yang bertugas mengurus korespondensi. Penulis korespondensi ditandai dengan tanda bintang (*) pada penulisan Nama Penulis. Penulis korespondensi ditulis dengan **Corresponding Author* lalu diikuti dengan alamat email. Penulisan penulis korespondensi menggunakan jenis huruf Arial ukuran 10 pt dan rata tengah (*center*).
 - (e) Abstrak terdiri dari satu paragraf dan tidak lebih dari 250 kata. Penulisan abstrak menggunakan huruf Arial ukuran 11 pt dan rata kanan kiri (*justify*), serta cantumkan kata kunci dibagian bawah (2 sampai 5 kata kunci). Abstrak dapat disajikan dalam dua bahasa, yaitu bahasa Indonesia dan bahasa Inggris atau keduanya.
 - (f) Batang tubuh terdiri dari: Pendahuluan, Metode Penelitian, Hasil dan Pembahasan, Kesimpulan, Daftar Pustaka. Untuk kajian tertentu dimungkinkan menggunakan sistematika yang berbeda dengan persetujuan penyunting.
4. Penyajian tabel dan gambar. Judul tabel ditempatkan di atas tabel, tanpa diakhiri dengan titik. Judul gambar diletakkan di bawah gambar, tanpa diakhiri dengan titik.
5. Sitasi boleh menggunakan sistem Harvard atau Vancouver. Sistem Harvard (sistem nama-tahun) menggunakan nama penulis dan tahun publikasi dengan urutan pemunculan berdasarkan nama penulis secara alfabetis. Untuk pencantuman pustaka yang melibatkan nama penulis berjumlah lebih dari dua digunakan nama belakang penulis pertama diikuti dengan dkk atau et al. (pilih salah satu secara konsisten). Sistem Vancouver menggunakan cara penomoran (pemberikan angka) yang berurutan untuk menunjukkan rujukan pustaka (sitasi).
 - Contoh sistem Harvard:
Anderson (1998) menyatakan ...
 - Contoh sistem Vancouver:
Perhitungan rentang pesawat terbang mengharuskan kita menggambarkan seluruh "misi" atau profil penerbangan^[1].

6. Daftar Pustaka mengikuti sistem sitasi yang digunakan dengan ketentuan sumber rujukan :
 - a. Pustaka dalam bentuk buku dan buku terjemahan
 - Buku, dengan urutan penulisan : Penulis, tahun, *judul buku* (harus ditulis miring), volume (jika ada), edisi (jika ada), nama penerbit dan kota penerbit
 - Buku Terjemahan, dengan urutan penulisan : Penulis asli, tahun buku terjemahan, *judul buku terjemahan* (harus ditulis miring), volume (jika ada), edisi (jika ada), (diterjemahkan oleh : nama penerjemah), nama penerbit terjemahan dan kota penerbit terjemahan
 - b. Pustaka dalam bentuk artikel dalam majalah ilmiah
 - Urutan penulisan : Penulis, tahun, judul artikel, *nama majalah* (harus ditulis miring sebagai singkatan resminya), nomor, volume dan halaman.
 - c. Pustaka dalam bentuk artikel dalam seminar ilmiah
 - Artikel dalam prosiding seminar, dengan urutan penulisan : Penulis, tahun, judul artikel, *Judul prosiding Seminar* (harus ditulis miring, kota seminar.
 - d. Pustaka dalam bentuk Skripsi/Tesis/Disertasi
 - Urutan penulisan : Penulis, tahun, judul skripsi, *Skripsi/Tesis/Disertasi* (harus ditulis miring), nama fakultas, universitas, dan kota.
 - e. Pustaka dalam bentuk Laporan Penelitian
 - Urutan penulisan : Peneliti, tahun, judul laporan penelitian, *nama laporan penelitian* (harus ditulis miring), nama proyek penelitian, nama institusi, dan kota.
 - f. Pustaka dalam bentuk artikel dalam surat kabar
 - Urutan penulisan : Penulis, tahun, judul artikel, *nama surat kabar* (harus ditulis miring), nama surat kabar, tanggal terbit dan halaman.
 - g. Pustaka dalam bentuk dokumen paten
 - Urutan penulisan : Penemu, tahun, *judul paten* (harus ditulis miring), paten Negara, Nomor.
 - h. Pustaka dalam bentuk artikel dalam internet
 - Artikel majalah ilmiah versi cetakan, dengan urutan penulisan : Penulis, tahun, judul artikel, *nama majalah* (harus ditulis miring), nomor, volume dan halaman.
 - Artikel umum, dengan urutan penulisan : Penulis, tahun, judul artikel, *alamat website* (harus ditulis miring), diakses tanggal
7. Naskah dikirimkan ke alamat redaksi dalam bentuk cetakan (*print out*) dan *soft copy* sebanyak satu eksemplar, yang disertai alamat lengkap penulis, No. telp/HP dan alamat email.
8. Pemuatan naskah dalam JTK merupakan hak redaksi sepenuhnya. Naskah yang ditolak tidak akan dikembalikan kecuali atas permintaan penulis.
9. Naskah dapat dikirim ke : ftkunsurya@gmail.com